

MAESTRÍA EN INSTRUMENTOS
SATELITALES

TESIS

“Análisis, comparación e implementación de sistemas de refrigeración criogénica, para detector de HgCdTe a ser usado en satélites de observación terrestre”

Ing. SILVA GRIFFOULIERE, Danilo F.



Córdoba, 11 de octubre de 2017

TESIS DE MAESTRÍA EN INSTRUMENTOS SATELITALES

*Análisis, comparación e implementación de sistemas de
refrigeración criogénica, para detector de HgCdTe a ser usado en
satélites de observación terrestre.*

Ing. Danilo Fernando Silva Griffouliere

(danilo.fsgsm@gmail.com)

Tesista

Dr. Hugo Gustavo Marraco

Director

Ing. Nahuel Matías Castello

Co-Director

Miembros del Tribunal revisor

Dr. Miguel Ré

Dra. Gabriela Puente

M.Sc. Ing. Carlos Barrientos

31 de julio de 2022

Refrigeración criogénica para detector de HgCdTe.

©UFS-CONAE 2017

Unidad de Formación Superior
Universidad Tecnológica Nacional – Facultad Regional Mendoza
Comisión Nacional de Actividades Espaciales
Argentina

*A mi novia Amalia, el regalo de mi vida;
a mi hermanita Merce, mi papá Roberto, mi abuela Hilda, mis tíos Marisa,
Marylda, Carlos y Walter, mis muy queridos Raúl y Mónica, y a todos mis
primos, a quienes debo las oportunidades en mi vida;
a mi mamá Patricia y a mi abuelo Enrique, “el Tata”, que espero nunca
defraudar mientras desde el cielo me observen vivirla.*

Tabla de contenidos

Tabla de contenidos	VII
Lista de tablas	XI
Lista de figuras	XIII
Lista de acrónimos	XVII
Resumen	XIX
Abstract	XXI
Agradecimientos	XXIII
1. Introducción	1
1.1. Detectores de HgCdTe	1
1.2. Misión SARE	4
1.3. Objetivos de tesis	5
1.4. Organización de tesis	6
2. Radiometría del detector	9
2.1. Relación entre señal y ruido	9
2.2. Señal detectada	10
2.2.1. Ángulo sólido del instrumento	14
2.2.2. Pérdida de energía en la conformación de imagen	15
2.2.3. Área activa del detector	18
2.2.4. Inclinación del detector	19
2.2.5. Responsividad y linealidad del detector	22
2.2.6. Eficiencia cuántica	23
2.2.7. Tiempo de integración	25
2.3. Ruidos en la señal	27
2.3.1. Ruido de fotones	28
2.3.2. Ruido por corriente oscura	29

2.3.3.	Ruido de lectura	31
2.3.4.	Ruido de cuantificación	32
2.3.5.	Ruido total	32
2.4.	Temperatura del detector	33
2.4.1.	Resumen de parámetros considerados constantes	35
2.4.2.	Saturación del detector	37
2.4.3.	Mínima radiancia detectable	37
2.4.4.	Variación porcentual de la FPT	39
2.4.5.	Predominio de dark current	42
3.	Sistemas criogénicos	43
3.1.	Refrigeración criogénica	43
3.2.	Radiadores criogénicos	45
3.2.1.	Principio de funcionamiento	45
3.2.2.	Dimensionamiento preliminar	50
3.3.	Almacenamiento de material criogénico	58
3.3.1.	Almacenamiento de fluido criogénico	59
3.3.2.	Almacenamiento de sólido criogénico	63
3.3.3.	Unidad de almacenamiento térmico criogénico	65
3.3.4.	Dimensionamiento preliminar	66
3.4.	Cryocoolers	70
3.4.1.	Cryocoolers regenerativos	71
3.4.2.	Ciclo Stirling	72
3.4.3.	Pulse tube	76
3.4.4.	Cryocoolers recuperativos	79
3.4.5.	Ciclo turbo-Brayton	79
3.4.6.	Ciclo Joule-Thomson cerrado	81
3.5.	Comparación entre sistemas	85
3.5.1.	Masa intrínseca	86
3.5.2.	Comparación entre cryocoolers	88
3.5.3.	Parámetros operativos adicionales	90
3.5.4.	Coeficiente de performance	94
3.6.	Selección preliminar de cryocooler	97
3.6.1.	Requerimientos y parámetros operativos	97
3.6.2.	Conjunto de sistemas aptos	100
3.6.3.	Sistema destacado	101

3.6.4. Requerimientos de SARE 2A	102
Conclusiones	105
Trabajos futuros y recomendaciones	109
Anexos	111
A. Ángulo sólido del instrumento	113
B. Tiempo de integración	115
C. Geometría del shield wall	117
D. Dimensionamiento conceptual de tanque de almacenamiento . . .	123
E. Base de datos de cryocoolers	129
Referencias bibliográficas	143

Lista de tablas

2.1.	Ajuste de curvas a puntos de medición de corriente oscura.	34
2.2.	Resumen de valores constantes para el análisis.	36
2.3.	Constantes del cálculo radiométrico.	36
2.4.	Radiancias típicas de las bandas espectrales del SARE 2A.	39
2.5.	Variación porcentual de FPT con mínima radiancia detectable. . .	40
2.6.	FPT requerida para diversos valores de radiancia.	41
3.1.	Constantes del cálculo de masa del radiador criogénico.	57
3.2.	Constantes del cálculo de masa del tanque de almacenamiento. . .	69
3.3.	Principales firmas y agencias espaciales de la base de datos.	72
3.4.	Parámetros operativos del sistema seleccionado.	102
E.1.	Base de datos de <i>Cryocoolers</i> tipo Stirling.	130
E.2.	... continuación de la tabla E.1.	131
E.3.	... continuación de la tabla E.2.	132
E.4.	... continuación de la tabla E.3.	133
E.5.	Base de datos de <i>Cryocoolers</i> tipo Pulse Tube.	134
E.6.	... continuación de la tabla E.5.	135
E.7.	... continuación de la tabla E.6.	136
E.8.	... continuación de la tabla E.7.	137
E.9.	... continuación de la tabla E.8.	138
E.10.	Base de datos de <i>Cryocoolers</i> tipo Joule-Thomson.	139
E.11.	Base de datos de <i>Cryocoolers</i> híbridos.	140
E.12.	Base de datos de <i>Cryocoolers</i> tipo turbo-Brayton.	141
E.13.	... continuación de la tabla E.12.	142

Lista de figuras

1.1. <i>Band Gap</i> de un detector de MCT como función de su temperatura y composición molar de la terna aleada ($Hg_{1-x}Cd_xTe$).	2
1.2. Rango espectral típico que sensan diferentes tecnologías de detectores y sus temperaturas de operación.	3
1.3. Detector <i>Saturn</i> de la firma <i>Sofradir</i>	3
2.1. Principales factores que influyen a la radiancia total que incide sobre el detector.	11
2.2. Valores de radiancia simulados mediante <i>MODTRAN</i> ® <i>on-line</i>	13
2.3. Telescopio del satélite <i>RALCam-4</i>	14
2.4. Transmitancia de materiales ópticos típicos.	15
2.5. Reflectancia de diferentes metales.	16
2.6. Reflectancia de espejo de Zerodur® protegido con <i>coating</i> de Aluminio de la firma <i>Thorlabs</i>	17
2.7. Casos de estudio de la inclinación del detector respecto de nadir.	20
2.8. Respuesta espectral normalizada de <i>Saturn</i> y no linealidad porcentual de $1K^2$	23
2.9. Eficiencia cuántica del detector <i>Saturn</i>	25
2.10. Eficiencia cuántica con y sin <i>AR coating</i> de <i>Saturn</i>	25
2.11. Barrido de la proyección de un píxel sobre la superficie de la Tierra.	26
2.12. Fuentes de ruido y factores considerados.	28
2.13. <i>Dark current</i> del detector <i>Saturn</i>	30
2.14. <i>Read out noise</i> del detector $1K^2$	31
2.15. Metodología del cálculo radiométrico.	33
2.16. Evolución de la corriente oscura con la FPT.	34
2.17. Saturación del detector de MCT.	37
2.18. Mínima radiancia detectable por el detector de MCT.	38
2.19. Mínima radiancia detectable para diferentes <i>cut-off wavelength</i>	41
2.20. Predominio de <i>dark current</i> frente al total de ruidos.	42

3.1. Métodos de refrigeración criogénica comúnmente empleados en misiones espaciales.	43
3.2. Ejemplo: <i>HIRS/3</i>	47
3.3. Principales fuentes de calor que afectan al <i>radiant cooler</i>	48
3.4. Porcentaje de carga térmica por etapa para dos casos de estudio de radiadores criogénicos.	49
3.5. Principales componentes considerados de un radiador criogénico.	50
3.6. Iluminación solar de satélite en órbita heliosíncrona.	51
3.7. Modelo conceptual del radiador criogénico.	53
3.8. Variación de la longitud del <i>shield wall</i> en función de su inclinación.	54
3.9. Área total de un radiador criogénico de una, dos y tres etapas.	58
3.10. Temperatura de operación de diferentes fluidos refrigerantes.	60
3.11. Ciclo abierto de refrigeración Joule-Thomson.	61
3.12. Ejemplo: <i>Mariner</i>	62
3.13. Temperatura y presión de vapor de operación de diferentes refrigerantes sólidos.	63
3.14. Ejemplo: <i>WISE</i>	64
3.15. Dimensiones de fabricación del tanque de almacenamiento.	69
3.16. Principales cargas térmicas en un <i>cryocooler</i>	70
3.17. Principales pérdidas en un ciclo genérico de <i>cryocooler</i>	71
3.18. Ciclo de refrigeración Stirling.	73
3.19. Configuraciones clásicas para implementar el ciclo Stirling.	74
3.20. Ejemplo: <i>HPSC</i>	75
3.21. Diagrama conceptual de un <i>pulse tube</i> de un orificio.	77
3.22. Configuraciones típicas para la implementación de un <i>pulse tube</i>	77
3.23. Ejemplo: <i>HEC</i>	78
3.24. Ciclo de refrigeración turbo-Brayton.	80
3.25. Ejemplo: <i>NCC</i>	81
3.26. Ciclo cerrado de refrigeración Joule-Thomson.	82
3.27. Compresor tipo <i>sorption</i> para ciclo cerrado JT.	83
3.28. Ejemplo: <i>Planck sorption</i>	84
3.29. Masa intrínseca de cada sistema de refrigeración.	87
3.30. Capacidad de refrigeración.	88
3.31. Consumo de potencia.	89
3.32. Esquema térmico conceptual.	89
3.33. Mínima conductancia admisible.	90

3.34. Caso ejemplo de un ábaco completo para <i>cryocooler</i>	91
3.35. Potencia específica.	92
3.36. Masa específica.	93
3.37. Ciclo ideal de Carnot.	94
3.38. <i>Coefficient of performance (CoP)</i>	95
3.39. Relación con la eficiencia de Carnot para una etapa.	96
3.40. Relación con la eficiencia de Carnot para dos etapas.	97
3.41. Márgenes de carga térmica y de temperatura de operación.	98
3.42. Parámetros operativos del conjunto de sistemas seleccionados.	100
3.43. Parámetros operativos fuera del punto óptimo de funcionamiento.	101
A.1. Parámetros del ángulo sólido.	113
A.2. Parámetros de un telescopio.	113
B.1. Parámetros de la proyección y barrido de un píxel en la superficie de la Tierra.	115
C.1. Parámetros del radiador criogénico.	117
C.2. Parámetros simplificados del radiador criogénico.	118
C.3. Nuevo enfoque de los parámetros del radiador criogénico.	118
C.4. Parámetros de las ménsulas del radiador criogénico.	120
C.5. Factor de vista del radiador criogénico.	121
D.1. Parámetros de un tanque de almacenamiento.	124

Lista de acrónimos

CAR	Cámara de Alta Resolución.
CCE	Electrónica de control del <i>cryocooler</i> (<i>Cryocooler Control Electronics</i>).
CONAE	Comisión Nacional de Actividades Espaciales.
CoP	Coefficiente de desempeño (<i>Coefficient of Performance</i>).
CTSU	Unidad de almacenamiento térmico criogénico (<i>Cryogenic Thermal Storage Unit</i>).
EoL	Fin de vida (<i>End of Life</i>).
ESA	Agencia espacial europea (<i>European Space Agency</i>).
FFoV	Campo de visión completo (<i>Full Field of View</i>).
FoV	Campo de visión (<i>Field of View</i>).
FPA	Montaje o arreglo del plano focal (<i>Focal Plane Assembly -or Array-</i>).
FPT	Temperatura del plano focal (<i>Focal Plane Temperature</i>).
GEO	Órbita ecuatorial geosincrónica o geoestacionaria (<i>Geosynchronous -or Geostationary- Equatorial Orbit</i>).
GIFoV	Campo de visión instantáneo proyectado en suelo (<i>Ground-projected Instantaneous Field of View</i>).
GSD	Distancia de muestreo en suelo (<i>Ground Sample Distance</i>).
IFoV	Campo de visión instantáneo (<i>Instantaneous Field of View</i>).
IR	Infrarrojo (<i>InfraRed</i>).
JPL	Laboratorio de propulsión a reacción (<i>Jet Propulsion Laboratory</i>).

LEO	Órbita terrestre baja (<i>Low Earth Orbit</i>).
LWIR	Infrarrojo de onda larga (<i>Long-Wave InfraRed</i>).
MCT	Mercurio, Cadmio y Telurio (<i>Mercury, Cadmium and Telluride</i>).
MLI	Aislamiento multi-capa (<i>Multi-Layer Insulation</i>).
MWIR	Infrarrojo de onda media (<i>Mid-Wave InfraRed</i>).
NASA	Administración nacional de la aeronáutica y del espacio (<i>National Aeronautics and Space Administration</i>).
NIR	Infrarrojo cercano (<i>Near-InfraRed</i>).
NUV	Ultravioleta cercano (<i>Near Ultra-Violet</i>).
PCM	Material de cambio de fase (<i>Phase-Change Material</i>).
PTC	Refrigerador de tubo de pulso (<i>Pulse Tube Cooler</i>).
QE	Eficiencia cuántica (<i>Quantum Efficiency</i>).
ROIC	Circuito integrado de lectura (<i>Read-Out Integrated Circuit</i>).
SARE	Satélite de Alta Revisita.
SNR	Relación señal a ruido (<i>Signal to Noise Ratio</i>).
SWaP	Tamaño, peso y potencia (<i>Size, Weight and Power</i>).
SWIR	Infrarrojo de onda corta (<i>Short-wave InfraRed</i>).
TMU	Unidad termo-mecánica (<i>Thermal Mechanical Unit</i>).
ToA	Tope de atmósfera (<i>Top of Atmosphere</i>).
VLWIR	Infrarrojo de onda muy larga (<i>Very-Long Wave InfraRed</i>).

Resumen

En esta tesis, se analizan y comparan métodos de refrigeración criogénica que pueden ser usados en detectores de HgCdTe. Para ello se toma un caso particular de implementación que permite realizar un posterior análisis conceptual, entendiendo que no se trata de un estudio en detalle o de fabricación. En consecuencia, se decide basar el análisis en un satélite de la Misión SARE, el SARE 2A, además de considerar un detector comercial de HgCdTe en su principal instrumento, la CAR. De esta manera, la primer parte de la tesis está destinada a hacer un estudio radiométrico, que utiliza requerimientos de la misión satelital y características físicas, ópticas y electrónicas del instrumento y el detector; con la premisa de obtener una estimación de la temperatura máxima admisible, necesaria para una operación en concepto de ausencia de ruido térmico. La segunda parte comienza con una explicación y descripción de los distintos métodos de refrigeración contemplados, poniendo de manifiesto ventajas y desventajas a considerar. Por último, se concluye con la comparación cualitativa y cuantitativa entre métodos de refrigeración, haciendo uso de modelos matemáticos que describen las características de sistemas pasivos y una base de datos sobre mediciones de sistemas activos (cryocoolers).

Abstract

In this thesis, cryogenic refrigeration methods that can be used on HgCdTe detectors are analyzed and compared. In order to accomplish these goals a particular case of implementation is considered, which allows a later conceptual analysis, understanding that it is not a study on detail or manufacturing. As a result, it was decided to base the analysis on the SARE 2A satellite of the SARE Mission, and a commercial HgCdTe detector implemented in the SARE 2A's main instrument CAR was considered. Thus, the first part of the thesis consist of performing a radiometric study, in which satellite mission requirements and physical, optical and electronic characteristics of the instrument and the detector are taken into consideration; the main premise of this study is to obtain an estimate of the maximum permissible temperature required for an operation in the absence of thermal noise. The second part begins with an explanation and description of the different refrigeration methods contemplated, showing advantages and disadvantages to consider. Finally, a qualitative and quantitative comparison between cooling methods is concluded, using mathematical models which describe the characteristics of passive systems and a database about measurements of active systems (cryocoolers).

Agradecimientos

A la Universidad Tecnológica Nacional - Facultad Regional Mendoza (UTN-FRM), a la Unidad de Formación Superior (UFS) y a la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE), por concretar los convenios y las acreditaciones requeridas para el normal dictado de la Maestría en Instrumentos Satelitales (MIS).

Al Dr. Leonardo De Ferrariis, al Dr. Livio Gratton y al Dr. Conrado F. Varotto, por todos sus esfuerzos durante la puesta en marcha de la UFS.

Al Ing. Nahuel Castello, mi co-director de tesis, al Dr. Hugo Marraco, mi director de tesis, y al Ing. Raúl Kulichevsky, mi tutor en la Unidad de Desarrollo (UD) en relación con la misión SARE (Satélite de Alta Revisita), a quienes agradezco su ayuda para la elaboración del presente trabajo de tesis.

A mis colegas del aula:

A Matías, con quien participé en la mayoría de los trabajos grupales durante el cursado de la maestría.

A Nico, excelente profesional y persona, con quien compartí muchos viajes de estudio.

A Ismael, alguien muy inteligente, a quien agradezco su constante honestidad.

A Nahuel, un buen amigo, el único mecánico entre tantos electrónicos.

A Emanuel, un gran compañero e inolvidable DT del equipo “Gulich FC”.

A Leandro, que sin su ayuda esta tesis no habría sido generada en L^AT_EX.

A Charly, buen compañero, ambos oriundos de la hermosa Mendoza.

CAPÍTULO 1

Introducción

1.1. Detectores de HgCdTe

A partir del año 1959 se pueden apreciar los primeros avances en el área de semiconductores de aleación de mercurio, cadmio y telurio con un ***band gap variable***, tecnología que permitió el desarrollo de detectores infrarrojos con una libertad de diseño sin precedentes, considerando que la energía del fotón a detectar debe ser como mínimo la del *band gap*¹ para que se generen pares electrón-hueco en el semiconductor, permitiendo así efectuar un variado rango de detección mediante este material. Cabe mencionar que, en el caso de los detectores de telururo de mercurio-cadmio (HgCdTe), el *band gap* (E_g) puede adquirir desde valores negativos hasta positivos, lo que le permitiría funcionar en modos de operación de foto-conductor, foto-diodo o metal-aislante-semiconductor (MIS por sus siglas en inglés: *metal-insulator-semiconductor*). El *band gap* del detector se obtiene como una función de su temperatura y del dosificado porcentual de mercurio y cadmio a la terna aleada, relación que se suele expresar como $Hg_{1-x}Cd_xTe$. Existen diversas ecuaciones que intentan predecir E_g en función de la temperatura (T) y la composición de la aleación (x) del detector, entre ellas la más extensamente usada es la siguiente [1, ecu.1, pág.2271]:

$$E_g [eV] = -0,302 + 1,930x - 0,810x^2 + 0,832x^3 + 5,35 \cdot 10^{-4}(1 - 2x)T[K] \quad (1.1)$$

Observar en la figura 1.1 la correspondiente gráfica de la ecuación 1.1. En la figura 1.1(a) se puede apreciar la versatilidad que presenta el *band gap* del detector frente a pequeños cambios de composición molar, mientras que en la práctica la variable es la temperatura del detector para una dada composición de este, tal como podemos ver en la figura 1.1(b). Ya que esta variación en el

¹Entendiendo al *band gap* como la diferencia de energía entre la inferior de la banda de conducción y la superior de la banda de valencia, zona en donde no puede existir un electrón.

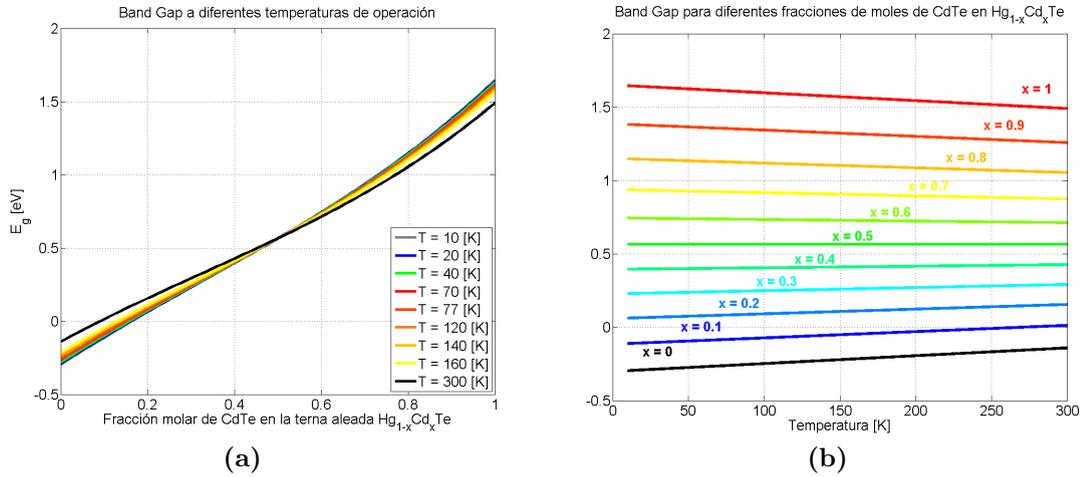


Fig. 1.1 – E_g como función de la temperatura (T) y la composición molar (x) de la terna aleada $Hg_{1-x}Cd_xTe$. Se parte de un E_g negativo correspondiente al metal $HgTe$ ($x = 0$), hasta alcanzar el semiconductor $CdTe$ ($x = 1$). Gráficas **a**) para diferentes temperaturas y **b**) para diferentes composiciones molares.

espectro sensado se puede obtener mediante el uso del mismo tipo de material, el $HgCdTe$ se posiciona como la opción más versátil para aplicaciones de detección en todo el rango Infrarrojo (*InfraRed*)-IR⁻². La versatilidad del sensor de $HgCdTe$ se puede apreciar en la detección de un amplio rango espectral infrarrojo, el cual abarca, según la longitud de onda (*wavelength*), las bandas Infrarrojo de onda corta (*Short-wave InfraRed*)-SWIR⁻³, Infrarrojo de onda media (*Mid-Wave InfraRed*)-MWIR⁻⁴, Infrarrojo de onda larga (*Long-Wave InfraRed*)-LWIR⁻⁵ e Infrarrojo de onda muy larga (*Very-Long Wave InfraRed*)-VLWIR⁻⁶. Esta es la principal razón por la que el $HgCdTe$ es preferido, en general, frente al uso de otras tecnologías de detectores, concepto que se puede apreciar plasmado en la figura 1.2, donde se muestra el rango espectral típico de sensado de las diferentes tecnologías de semiconductores en relación con la curva de transmitancia atmosférica, con las principales moléculas que causan absorción produciendo así la distinción de tres ventanas espectrales de interés científico.

Uno de los principales motivos por el que se hace compleja la utilización de este tipo de tecnología de detectores, es su significativo ruido térmico a temperatura operativa ambiental, el cual induce la aparición de electrones

² $\Delta\lambda_{IR} \cong 0,7 [\mu m] - 1 [mm]$.

³ $\Delta\lambda_{SWIR} \cong (1,4 - 3) [\mu m]$.

⁴ $\Delta\lambda_{MWIR} \cong (3 - 5) [\mu m]$.

⁵ $\Delta\lambda_{LWIR} \cong (8 - 14) [\mu m]$.

⁶ $\Delta\lambda_{VLWIR} \cong (14 - 30) [\mu m]$.

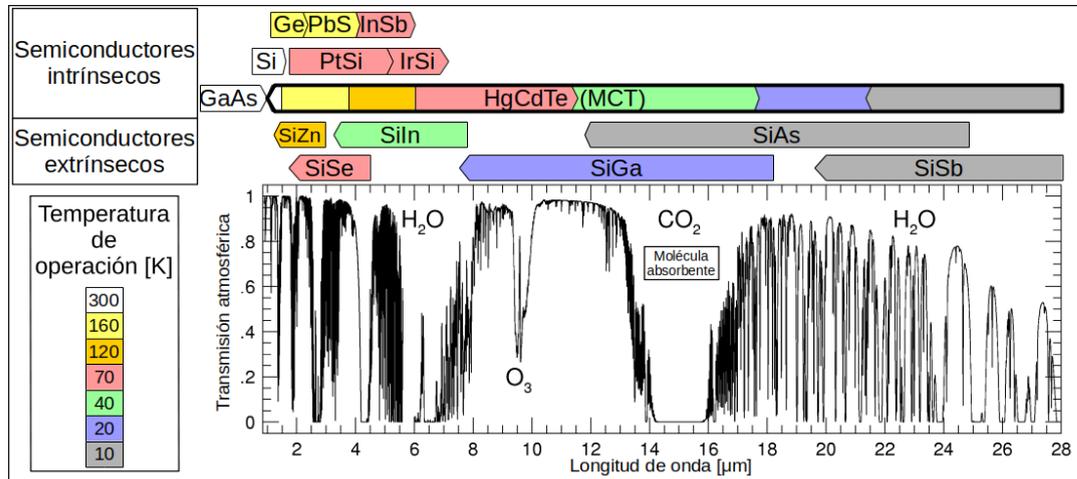


Fig. 1.2 – Esquema del rango espectral típico que sensan diferentes tecnologías de detectores y sus temperaturas de operación (basada en el siguiente LINK) ⁷.

espurios dentro de la señal generada mediante efecto foto-eléctrico, tema tratado en la sección 2.3.2. Esta característica es la responsable de empeorar la calidad de la información obtenida por el detector. El buen desempeño de estos detectores implica su correspondiente refrigeración, que en la mayoría de los casos tiende a requerir temperaturas criogénicas, tal y como puede contemplarse en la figura 1.2.

Existe en el mercado, actualmente, un sistema detector con tecnología de HgCdTe ofrecido por la firma *Sofradir*, denominado “*Saturn*” [3, 4]. Este mismo detector fue adaptado, en el satélite *Sentinel-2* [5, 6], para poder ser refrigerado en forma pasiva (*passive cooling*). Durante el desarrollo de la tesis se hará referencia a este detector como ejemplo, haciéndose uso de diferentes valores medidos como datos de referencia, los que luego participarán de un cálculo radiométrico preliminar. Dicho detector, en su configuración de *passive cooling*, puede observarse en la figura 1.3. Este detector se encuentra sellado bajo una atmósfera de He₂ y es compatible con *passive cooling* gracias a su alta conductividad térmica en la parte trasera

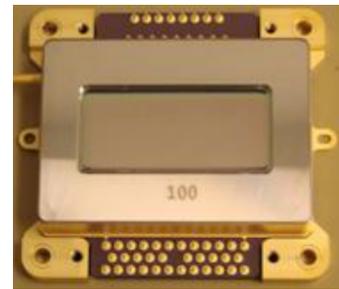


Fig. 1.3 – Detector Saturn (*1000 x 256 píxeles de 30 μm*), de Sofradir, en configuración espacial compatible con sistemas de refrigeración pasiva [2].

⁷Los materiales semiconductores de los detectores corresponden a: germanio (Ge), sulfuro de plomo (PbS), antimonio de indio (InSb), silicio (Si), siliciuro de platino (PtSi), siliciuro de iridio (IrSi), arseniuro de galio (GaAs) y silicio dopado con zinc (SiZn), indio (SiIn), arsénico (SiAs), selenio (SiSe), galio (SiGa) y antimonio (SiSb).

del empaquetado (*package*), el cual permite ser unido a un disipador térmico mediante uniones roscadas a través de los cuatro orificios extremos que se ven en la imagen. El análisis radiométrico correspondiente y la estimación de una potencial temperatura operativa, para el caso de este detector, puede verse desarrollado a partir del capítulo 2.

Es de interés mencionar que considerando desventajas tales como la corriente oscura, anteriormente mencionada, la debilidad del enlace Hg-Te, lo que resulta en inestabilidades, o su problemática uniformidad y rendimiento, en particular en el rango espectral LWIR, en la actualidad el HgCdTe es el semiconductor de *band gap* variable más extensamente utilizado para foto-sensores (*photosensors*) infrarrojos. Los detectores de HgCdTe son conocidos a nivel internacional como detectores/sensores de MCT (*mercury, cadmium and telluride*) [1].

1.2. Misión SARE

La CONAE (Comisión Nacional de Actividades Espaciales), en cumplimiento de los objetivos del “Plan Espacial Nacional” [7], impulsa actualmente el desarrollo de una serie de satélites asignados a la misión SARE (Satélite de Alta Revisita). La misión SARE pretende una producción periódica, de una serie de satélites, a un costo y tamaño menores a los habituales de otras misiones satelitales que han sido concretadas en el país. En principio, se persigue la meta de que estos sean compatibles con la capacidad de carga de lanzamiento del *Tronador II* [8]. La misión tiene como principal objetivo progresar en capacidad técnica para comprender y producir bajo los conceptos de “Arquitectura Satelital Segmentada” [7], que pretende distribuir la funcionalidad de un solo satélite, con gran cantidad de prestaciones, en varios módulos más pequeños con diferentes propósitos y capacidades, para establecer luego una actividad conjunta en concepto de sinergia, permitiendo así que el grupo tenga prestaciones superiores a las de cada módulo y a las que podrían esperarse de un sólo satélite monolítico. De esta manera se busca la disminución de costos que en general se asocian a la producción y lanzamiento de satélites de considerables peso y dimensiones. Dicha arquitectura puede ofrecer una respuesta rápida a nuevos requerimientos o nuevas demandas operacionales, ya sea porque permite la incorporación a corto plazo de nuevos segmentos o porque admite la reconfiguración de los operativos. Un nuevo segmento aprovecha la infraestructura ya en órbita y reutiliza los

subsistemas diseñados, permitiendo así facilitar su diseño y la incorporación de un instrumento adicional. Así, el conjunto es menos vulnerable, ya que ante fallas de segmentos la degradación es parcial, pudiéndose reconfigurar el flujo de datos y, consecuentemente, la falla de un lanzamiento no provoca el fracaso de la misión completa.

Durante el desarrollo de la tesis se hace referencia a un satélite en particular de esta misión, el satélite SARE 2A, como ejemplo de caso de estudio para la implementación de un detector de HgCdTe en conjunto con su correspondiente sistema de refrigeración, los cuales son analizados y puestos en comparación a partir del capítulo 3. Se pone bajo análisis la eficiencia de requerimientos de SWaP (*size, weight and power*) de dicho satélite, para descubrir el sistema de refrigeración más apto a ser utilizado. Así, se hace uso de ciertos parámetros ya estipulados para el SARE 2A, mientras que otros, que aún no han sido estrictamente fijados, serán estimados a partir de otros satélites similares.

1.3. Objetivos de tesis

Objetivos principales

- a) Determinar un valor de máxima temperatura admisible operativa para un detector comercial de MCT, atendiendo a su corriente oscura.
- b) Analizar y comparar diferentes métodos de refrigeración criogénica que permitan ser utilizados en misiones satelitales de observación terrestre.
- c) Seleccionar un método de refrigeración criogénica para implementar, que mejor se adapte a los requerimientos establecidos para el detector de MCT y el satélite SARE 2A.

Objetivos secundarios

- a) Hacer un análisis radiométrico, relacionando los requerimientos de la misión SARE y las características del detector de MCT, que permita estimar una máxima temperatura admisible de operación del detector.
- b) Describir el principio de funcionamiento y principales características atribuibles a los métodos de refrigeración criogénica considerados.

- c) Descubrir las principales ventajas y desventajas de los diferentes métodos de refrigeración criogénica analizados.
- d) Generar una base de datos y modelos matemáticos que permitan una comparación operativa de los diferentes sistemas de refrigeración criogénica.

1.4. Organización de tesis

Esta tesis tiene como propósito analizar y comparar los principales métodos de refrigeración criogénica para una misión satelital de observación terrestre, estudiando la temperatura (FPT) de operación requerida por un detector de HgCdTe (Mercurio, Cadmio y Telurio - MCT), atendiendo al ruido térmico admisible generado por este. En consecuencia, se comienza con un análisis de máxima temperatura permisible de operación, antes de abordar la temática de métodos de refrigeración. Para ello se vale, como caso de implementación, de los actuales requerimientos del satélite SARE 2A, como recurso para hacer hipótesis de operación y conceptualizar y restringir la problemática, encontrándose este, al día de hoy, en vías de desarrollo.

El presente capítulo 1 sirve de introducción para exponer las principales características, ventajas y versatilidades de los detectores de MCT en comparación con otras tecnologías, además de dar a conocer las principales características de la misión SARE.

El capítulo 2 expone el análisis radiométrico del detector de MCT, partiendo de las mediciones de corriente oscura realizadas para uno comercial, a diferentes temperaturas y longitudes de onda de corte (*cut-off wavelength*). Se encuentran valores de FPT, asociados a la mínima radiancia detectable, para distintas dosificaciones en la terna aleada del detector (HgCdTe), en adición con las variaciones porcentuales de la máxima temperatura admisible con la radiancia a tope de atmósfera. Se analizan los valores de radiancia que producen la saturación del detector y el predominio porcentual de la corriente oscura sobre el total de ruidos que afectan su desempeño. Se realiza el cálculo radiométrico, bajo el requerimiento de relación entre señal y ruido (SNR), contemplando la radiancia a tope de atmósfera captada por el instrumento, la reflectancia de espejos y el ángulo sólido del telescopio, un tiempo de integración estimado y considerando los principales ruidos que afectan a la señal (ruidos de fotones, de lectura, térmico

y de cuantificación). Además, se hace un breve análisis de los efectos de la inclinación del detector en relación a la perpendicularidad del flujo incidente.

El capítulo 3 comienza con un análisis sucinto del principio de funcionamiento, las transformaciones termodinámicas asociadas, las principales ventajas y desventajas, sus partes componentes y ejemplos prácticos representativos de los principales métodos empleados para suministrar refrigeración criogénica en el espacio: radiadores criogénicos, sistemas de almacenamiento de material criogénico y refrigeradores de ciclo Stirling, Pulse Tube, turbo-Brayton y Joule-Thomson de ciclo cerrado, conocidos comúnmente, estos últimos cuatro, como *cryocoolers*. Esta tarea sirve para comparar y obtener conclusiones luego de contrastar los requerimientos SWaP (tamaño, peso y potencia) de dicha misión satelital con las características de un sistema de refrigeración de potencial uso en la misma. En primera instancia, se comparan los valores de masa asociados a la implementación de uno u otro sistema, observándose claras diferencias entre pasivos (los citados primero) y activos (*cryocoolers*), más cuando los requerimientos de temperatura, vida útil de misión y capacidad de refrigeración se vuelven más restrictivos. Para esto, se debe realizar un diseño conceptual de un radiador criogénico y se modela un sistema de almacenado de criógeno como un SV-CTSU (*cryogenic thermal storage unit of single volume*), permitiendo así comparar la masa que sólo pertenece al sistema de refrigeración como tal, unidad termo-mecánica (TMU) en el caso de los *cryocoolers*, entendiéndose a esta como la “masa intrínseca” del sistema, desconsiderando así las pertenecientes a estructuras de sujeción y aquellas relacionadas con el montaje de elementos ópticos y detectores, además de la electrónica de control asociada a los sistemas activos. Esto conceptualiza las principales características meramente térmicas, entendiendo que cada diseño tendrá una fuerte dependencia de las características propias de la misión satelital y la exigencia de sus requerimientos. Los valores asociados a la operación de *cryocoolers* son extraídos de una base de datos construida durante el desarrollo de la tesis y que se expone en la misma, la cual fue confeccionada luego de una búsqueda bibliográfica en diversas publicaciones con mediciones en vuelo y/o en laboratorio, haciendo debida referencia a la bibliografía correspondiente de donde fue extraída la información. En última instancia, utilizando esta base de datos, se hace una comparación operativa de los diferentes *cryocoolers*, demostrando un panorama más claro para determinar el método de refrigeración criogénica que mejor se adapta al caso de implementación planteado, el satélite SARE 2A.

CAPÍTULO 2

Radiometría del detector

2.1. Relación entre señal y ruido

Es habitual, cuando de sistemas electro-ópticos se trata, querer predecir la relación entre señal y ruido (*signal to noise ratio* - SNR) que presentará el sistema durante su funcionamiento en un escenario estándar, ya que dicho valor puede asociarse luego con la calidad de la imagen obtenida. La señal, proporcional a dicho escenario, es el parámetro objetivo que se pretende medir, correspondiéndose con la energía que proviene de la superficie de la escena de interés, que para el caso del sensado remoto de observación terrestre sería la superficie de la Tierra. La magnitud de la SNR se puede expresar como la relación entre la potencia de la señal que se desea sensar y la potencia del ruido de fondo (*background*) que forma parte de la detección, donde este último tiene carácter de señal indeseada, ya que no representa directamente al parámetro de interés. La SNR puede ser expresada en decibelios (*dB*), aunque es común encontrarla expresada como una relación en *veces* (*adimensional*).

$$SNR = \frac{\text{potencia de señal}}{\text{potencia de ruido}} = \frac{P_S}{P_N}, \quad (2.1)$$

pero en el caso de que las magnitudes a comparar hacen referencia a “amplitudes” y no a “potencias”, la ecuación 2.1 puede expresarse como sigue [9]:

$$SNR_{\text{potencia}} = (SNR_{\text{amplitud}})^2 = \left(\frac{\text{amplitud de señal}}{\text{amplitud de ruido}} \right)^2 = \left(\frac{A_S}{A_N} \right)^2 \quad (2.2)$$

La señal eléctrica generada por el detector es el parámetro indirecto que permite obtener información del objeto sensado, de tal manera que comparar la amplitud de esta señal, asociada a su ruido adjunto, sería conveniente para poner como caso de estudio las prestaciones del propio detector. Bajo esta consideración

podemos tomar como referencia final la siguiente expresión:

$$SNR \equiv \left(\frac{\text{señal detectada}}{\text{ruido en la señal}} \right)^2, \quad (2.3)$$

donde la *señal detectada* es el valor de la señal generada por el detector en [*electrones = e⁻*] y el *ruido en la señal* es la desviación estándar, que indica incertidumbre sobre su nivel real. El numerador de la ecuación 2.3 será explicado en la sección 2.2, mientras que el denominador será analizado en la sección 2.3.

Cabe aclarar que el SARE 2A actualmente incorpora en su diseño a la CAR (Cámara de Alta Resolución) como instrumento óptico, con capacidad de observar la superficie terrestre con una resolución espacial de 1 y 4 [*m*], obteniéndose así, en relación a la órbita del satélite en [*km*], un valor débil de radiancia incidente sobre su detector, de manera tal que los ruidos, involucrados en la señal captada por la CAR, impactan considerablemente sobre la calidad de la imagen formada a partir de la medición del detector [10].

2.2. Señal detectada

El sensado remoto (*remote sensing*), o teledetección, consiste en la obtención de información de un objeto que se encuentra alejado a una cierta distancia. En el ámbito de las aplicaciones satelitales se asocia a la detección de energía electromagnética que emite, refleja o transmite la superficie de un objeto de interés. En el caso de observación de la superficie de la Tierra, con un fotosensor, se puede decir que el método de sensado remoto es pasivo, ya que se pretende medir indirectamente la radiación de energía proveniente de la superficie terrestre que incide sobre el detector, relacionándola con la señal eléctrica generada.

Cuando en particular nos referimos al sensado remoto de la superficie terrestre, se espera observar diferentes tipos de **cubiertas** (vegetación, agua, suelo, urbano, etc.) que presentarán diferentes comportamientos espectrales de radiación. Debemos considerar que la radiación real que está incidiendo sobre el detector corresponde a aquella que es captada desde la capa superior de la atmósfera, conocida como radiación a tope de atmósfera (*top of atmosphere - ToA*). Esto se debe a que existen diversos factores que influyen en la radiancia real de la cubierta terrestre observada, tales como el ángulo de elevación solar y el ángulo de observación de la superficie terrestre, los cuales juegan un papel

muy destacado en la respuesta finalmente obtenida por el sensor, es decir, que el detector podría registrar un valor distinto de radiación espectral para un mismo tipo de cubierta -con la misma o similar reflectividad (fracción de intensidad reflejada de radiación incidente)-, si varían las condiciones de observación o de iluminación. A este hecho debemos añadir que la reflectividad presenta variaciones estacionales, muy notables en el caso de las cubiertas vegetales, que subrayan la complejidad que lleva consigo la observación remota. En suma, el comportamiento de una cubierta en el espectro electromagnético está influido no sólo por sus propias características, sino también por una serie de factores externos, esquematizados y referenciados en la figura 2.1, que modifican lo que

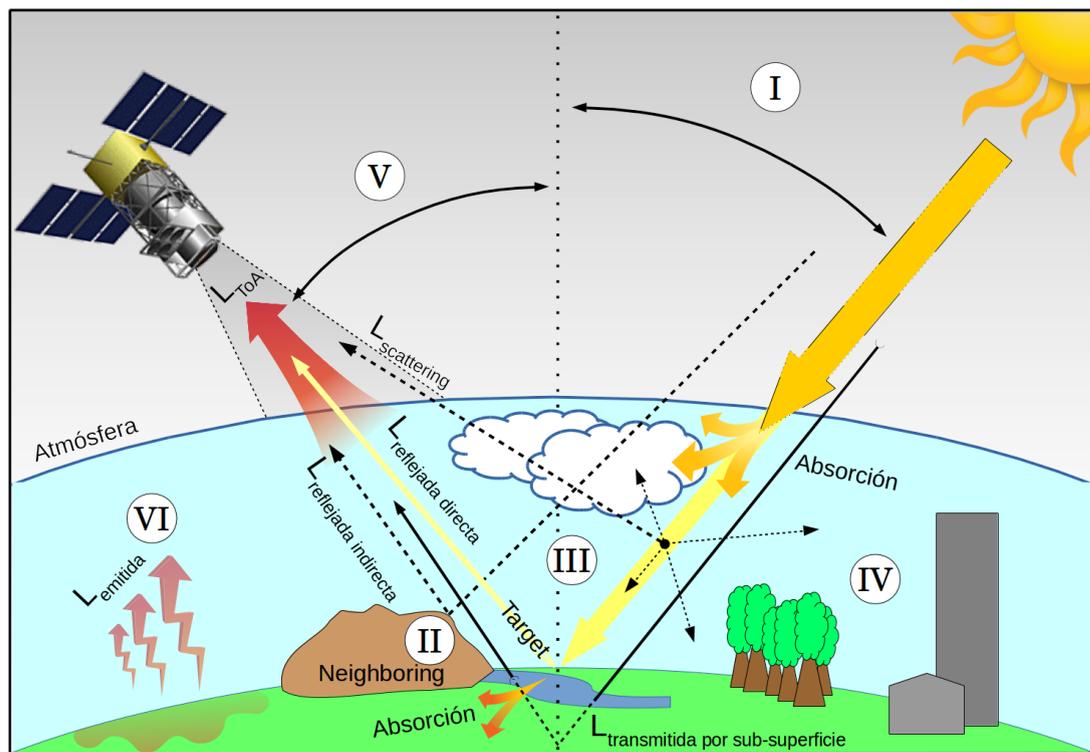


Fig. 2.1 – Bosquejo de los principales factores que influyen en la radiancia (L) total que incide sobre el detector, a partir de la escena objetivo (target).

podríamos llamar su comportamiento espectral teórico. Algunos de los principales factores son: I) el ángulo de iluminación solar, dependiente de la fecha del año y el momento de pasada del satélite, II) las modificaciones que el relieve introduce en el ángulo de iluminación (pendiente u orientación de las laderas) y la contribución de zonas u objetos vecinos al de interés (*neighboring*), III) la influencia de la atmósfera, especialmente en lo que refiere a la dispersión (*scattering*) y absorción selectiva en distintas longitudes de onda, IV) las variaciones de absorbancia, de

emitancia, de reflectancia (fracción de potencia reflejada de radiación incidente) y medioambientales de las cubiertas, \mathbf{v}) el ángulo de observación, relacionado con la órbita del satélite y las características del detector \mathbf{vi}) y la temperatura de la superficie, que emite radiación como cuerpo en equilibrio térmico según la Ley de Planck ($I = f(\lambda, T)[W \cdot m^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot \mu m^{-1}]$) [11].

En consideración de lo anteriormente mencionado se decide usar como parámetro de referencia la *energía radiante* a tope de atmósfera (Q_{ToA} [J]). De esta manera se evitará hacer suposiciones sobre las condiciones atmosféricas de observación, cubiertas particulares y diferentes ángulos de observación e iluminación solar. En el tiempo esta energía fluye como *flujo radiante* (Φ [W]), que al ser radiada a partir de una cierta superficie emisora (A_s) puede ser expresada por unidad de área, magnitud conocida como *emitancia/exitancia radiante* (M [W/m^2]). A su vez, si se considera el ángulo sólido (Ω_s) en el cual está distribuida la emitancia, puede obtenerse el valor de *radiancia* (L [$W \cdot m^{-2} \cdot sr^{-1}$]), pero entendiendo que esta depende del rango del espectro electromagnético se hace alusión a la *radiancia espectral* (L_λ [$W \cdot m^{-2} \cdot sr^{-1} \cdot \mu m^{-1}$]), que consecuentemente es la *radiancia a tope de atmósfera* (L_{ToA}) que se decide utilizar como referencia. Como dato complementario, el flujo de energía radiante por unidad de ángulo sólido es la *intensidad radiante* (I [W/sr]). La relación entre estos parámetros, para un flujo de dirección perpendicular al área emisora, se resume en las siguientes ecuaciones:

$$L_{ToA} \equiv L_\lambda = \frac{\partial}{\partial \lambda}(L) = \frac{\partial^2 (M)}{\partial \lambda \partial \Omega_s} = \frac{\partial^3 (\Phi)}{\partial \lambda \partial \Omega_s \partial A_s} = \frac{\partial^4 (Q_{ToA})}{\partial \lambda \partial \Omega_s \partial A_s \partial t} \quad (2.4)$$

Entendemos, en resumen, que L_{ToA} es un flujo de energía por unidad de área y ángulo sólido, en un particular ancho espectral, que el instrumento capta desde el tope de atmósfera. Así, finalmente, el flujo de energía por unidad de área que capta el instrumento, conocido como *irradiancia* (E [mW/cm^2]), puede hallarse de la siguiente manera:

$$E = \int_{\Omega_o} \int_{\lambda} L_{ToA} d\lambda d\Omega_o, \quad (2.5)$$

donde Ω_o es el ángulo sólido que subtiende la entrada óptica del instrumento con el plano del detector (plano donde se proyecta la imagen, conocido comúnmente como FPA por sus siglas en inglés: *focal plane assembly*).

Valores simulados de radiancia

Podemos obtener curvas simuladas de radiancia espectral a tope de atmósfera mediante el uso de una conocida herramienta computacional, *MODTRAN*[®] (MODerate resolution atmospheric TRANsmission). Esta ofrece una aplicación *web, on-line* [12], la que permite obtener estas gráficas en base a determinadas configuraciones atmosféricas y para diferentes temperaturas superficiales, tipos de coberturas en la escena, estación del año y latitud terrestre. En la figura 2.2 se muestran ejemplos de estas.

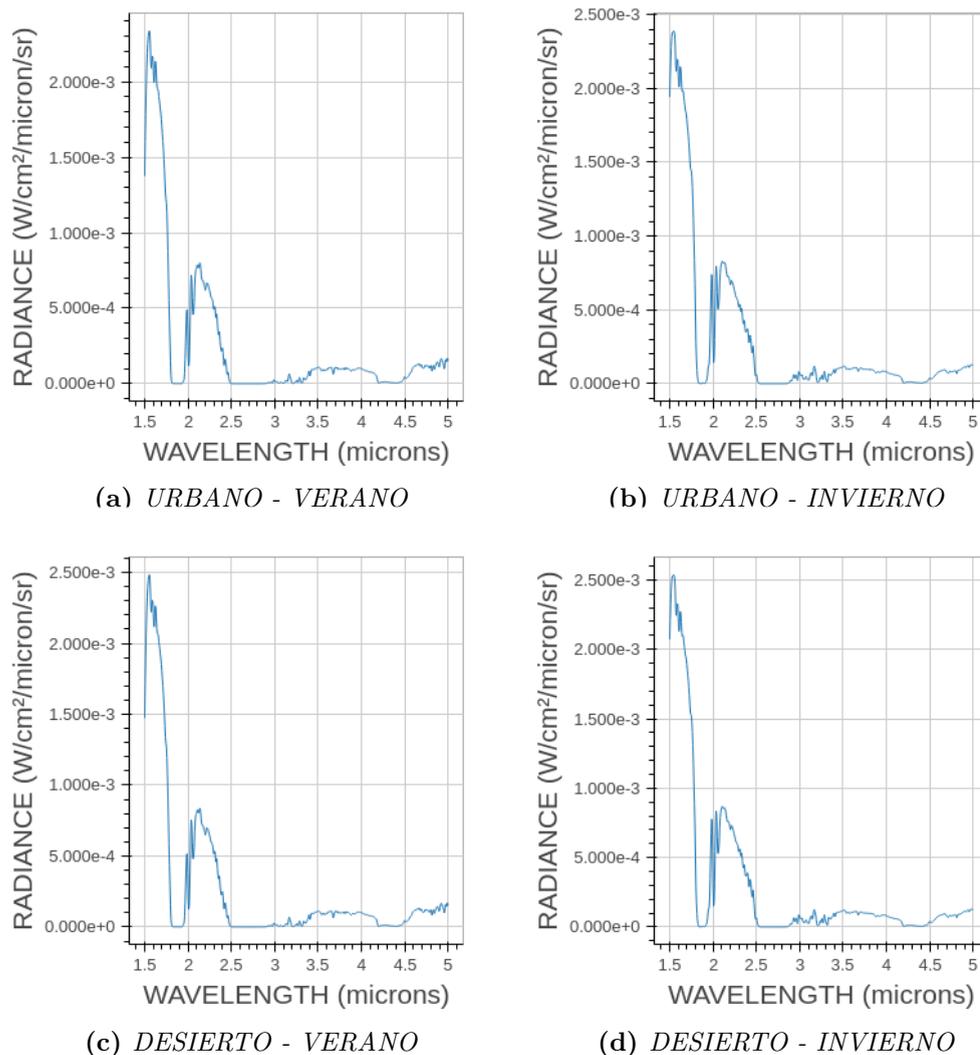


Fig. 2.2 – Radiancias a tope de atmósfera simuladas mediante *MODTRAN*[®], para latitudes medias: de zona urbana en **a)** verano e **b)** invierno; y de zona desértica en **c)** verano e **d)** invierno [12].

2.2.1. Ángulo sólido del instrumento

Para el diseño de la CAR, instrumento del SARE 2A, inicialmente se usó como referencia, entre varios otros, un caso particular de semejantes requerimientos, el satélite “*RALCam-4*” [10]. Este es un *SmallSat* con un telescopio óptico de tres espejos anastigmáticos (*Three Mirror Anastigmat - TMA*) del tipo “*Korsch*” [13], el que se puede ver en la figura 2.3(a).

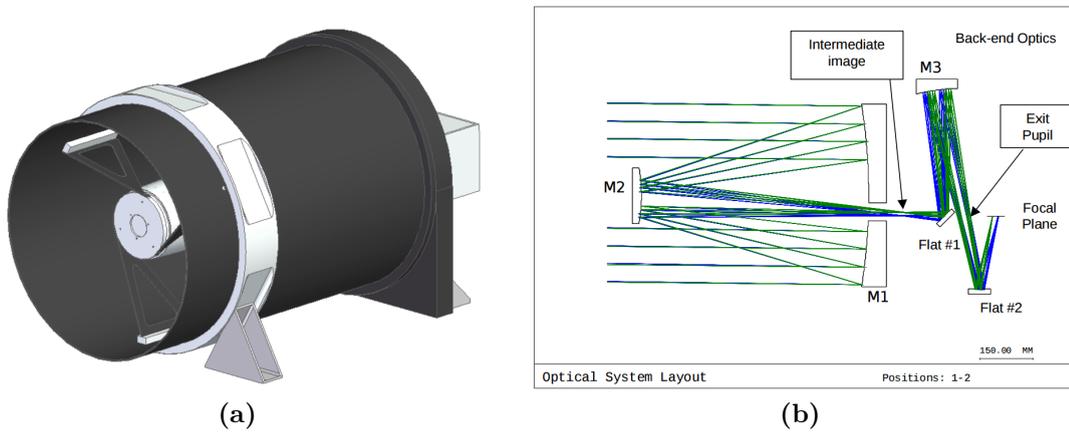


Fig. 2.3 – Satélite *RALCam-4*: **a)** dibujo conceptual del montaje preliminar del telescopio [13] y **b)** layout del sistema óptico. Este instrumento posee dimensiones de envoltorio de $\ell = 1,17$ [m], $h = 0,75$ [m] y $w = 0,83$ [m] (sin incluir la cobertura de MLI) y un peso total (con márgenes) de 72,7 [kg], sin adicionar la correspondiente electrónica de control, procesamiento y memoria (20,9 [kg]) [14].

De una de las presentaciones hechas por la firma *INVAP*, se puede conocer que el telescopio del SARE 2A se diseñará con un diámetro de apertura de 494 [mm] y un diámetro de obstrucción de aproximadamente 100 [mm] [10]. El telescopio del *RALCam-4* posee una longitud focal efectiva de 6000 [mm], un diámetro de apertura de 480 [mm] y un diámetro de obstrucción de aproximadamente 150 [mm] [14]. El valor de oclusión (ϵ_o), según la ecuación A.1 del anexo A, para el set de valores del SARE 2A equivale a 0,041, mientras que para el *RALCam-4* es de 0,098. A causa de que representa un peor caso, se decide calcular en base al segundo set de datos, al que le corresponde un valor de $F\# = 12,5$. Utilizando, entonces, la ecuación A.2, desarrollada en el anexo A, podemos obtener un valor de ángulo sólido de referencia para el caso de estudio:

$$\Omega_o = \frac{\pi \cdot (1 - \epsilon_o)}{4 \cdot F\#^2} \cong 4,54 \cdot 10^{-3} [sr] \quad (2.6)$$

2.2.2. Pérdida de energía en la conformación de imagen

Sistemas ópticos refractivos

Cuando de sistemas ópticos infrarrojos se trata, los materiales más versátiles generalmente utilizados en la fabricación de lentes ópticas son el zafiro (Al_2O_3), el sulfuro de zinc (ZnS), el seleniuro de zinc ($ZnSe$), el silicio (Si) y el germanio (Ge). Como puede verse en la figura 2.4, los materiales mostrados tienen una abrupta transmisión en un ancho de banda particular, generalmente usados en las regiones espectrales MWIR y LWIR. Esta característica justifica el

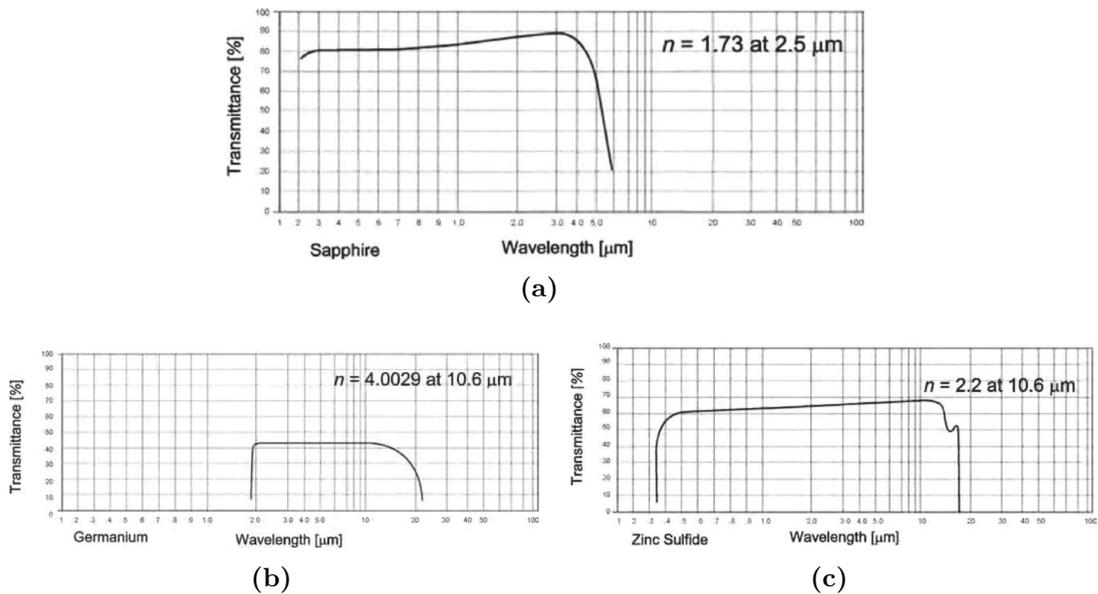


Fig. 2.4 – Transmitancia de materiales ópticos típicos como **a)** zafiro, **b)** germanio y **c)** sulfuro de zinc (n representa el índice de refracción del material a la longitud de onda especificada) [15].

uso de sistemas **reflectivos** para instrumentos que pretenden abarcar un extenso ancho espectral infrarrojo, rango que puede ser de interés para el uso de sensores de MCT como se vió en la sección 1.1. Una buena práctica es la de aplicar un revestimiento anti-reflectivo (*antireflective coating* - AR) a las superficies de las lentes para reducir así las reflexiones, con el fin de mejorar la eficiencia del sistema óptico al perder menor cantidad de energía incidente sobre el detector.

Sistemas ópticos reflectivos

Los sistemas reflectivos son aquellos conformados por espejos para la proyección de imágenes sobre un fotosensor. Los espejos se caracterizan por su

reflectividad y pulido superficiales. La figura 2.5 muestra curvas de reflectancia, en función de la longitud de onda del espectro electromagnético, de *coatings* de materiales metálicos comúnmente utilizados. El aluminio es ampliamente

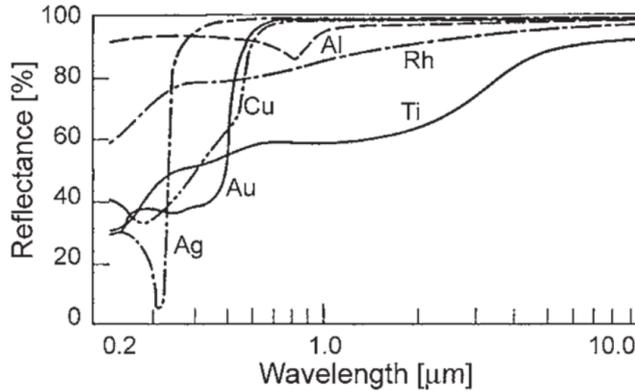


Fig. 2.5 – Reflectancia de diferentes metales¹ [15].

utilizado porque ofrece una reflectancia media del 96 % a través de las regiones visible², del Infrarrojo cercano (*Near-InfraRed*)-NIR-³ y Ultravioleta cercano (*Near Ultra-Violet*)-NUV-⁴ del espectro electromagnético. Alternativamente, la plata exhibe una mayor reflectancia (98 %) primordialmente a través del espectro visible e IR, sin embargo, se oxida más rápidamente, reduciendo su reflectancia y haciendo que la luz se disperse. Por otro lado, el oro desnudo combina una buena resistencia al deslustre con una reflectancia consistentemente alta (99 %) a través de las regiones del NIR, MWIR y LWIR. Todos los metales exhiben mayor reflectancia a longitudes de onda largas. Los *coatings* metálicos reflectivos son delicados y requieren cuidados durante la limpieza, razón por la que son recubiertos con una capa dura dieléctrica, de espesor de media-onda, que mejora su resistencia a la abrasión y al deslustre. La reflectancia de los *coatings* metálicos también puede aumentarse, en el intervalo espectral deseado o para diferentes ángulos de incidencia, cubriéndolo con una lámina de varias capas dieléctricas (*multilayer*) de espesor de un cuarto de onda [15].

Reflectancia

Al igual que en la sección 2.2.1, se hará referencia al satélite *RALCam-4*, cuyo telescopio fue fabricado con espejos de material de Zerodur[®] protegido

¹Metales: Plata (*Ag*), Oro (*Au*), Cobre (*Cu*), Aluminio (*Al*), Rodio (*Rh*) y Titanio (*Ti*).

² $\Delta\lambda_{visible} \cong (390 - 750) [nm]$.

³ $\Delta\lambda_{NIR} \cong (0,75 - 1,4) [\mu m]$.

⁴ $\Delta\lambda_{NUV} \cong (0,3 - 0,4) [\mu m]$.

con aluminio de alta reflectividad. Puede verse el *layout* del sistema en la figura 2.3(b) [14].

En la figura 2.6(a) se puede ver la medición de reflectancia, para un ángulo de incidencia (*angle of incidence* - AOI) de 45° para diferentes polarizaciones, sobre un “espejo de Zerodur protegido con *coating* de aluminio”, de la empresa *Thorlabs*. Estos espejos tienen una reflectancia promedio $> 90\%$, desde un rango espectral que abarca desde los $450 [nm]$ hasta los $2 [\mu m]$ de longitud de onda, y $> 95\%$ sobre el rango espectral $2-20 [\mu m]$ [16].

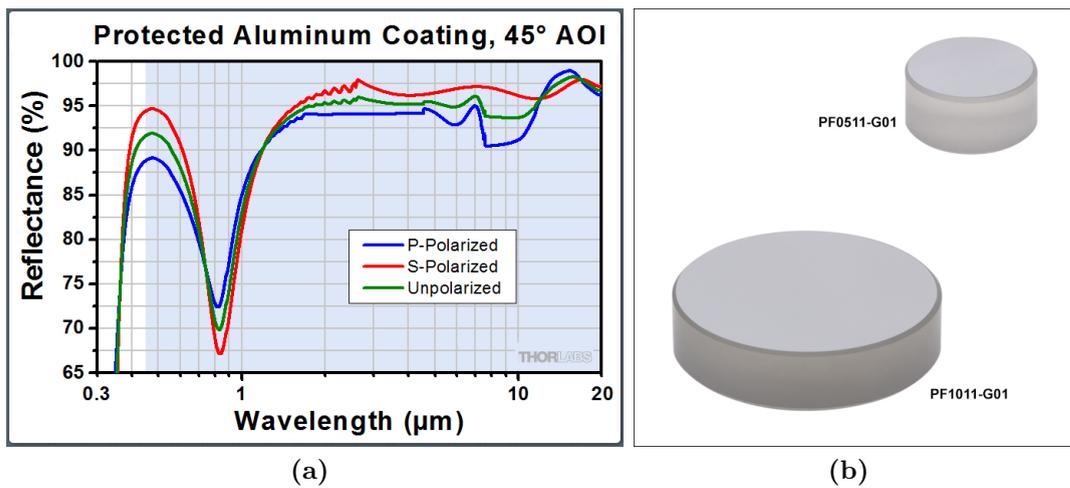


Fig. 2.6 – a) Reflectancia de espejo de Zerodur[®] protegido con *coating* de Aluminio, de la firma *Thorlabs*, para el rango espectral de $450 [nm]$ a $20 [\mu m]$ en diferentes polarizaciones (*Thorlabs* recomienda utilizar estos espejos, para aplicaciones ópticas, dentro del área sombreada). b) Espejos de $\frac{1}{2}''$ y $1''$ de diámetro [16].

En consideración de lo anteriormente expuesto, y al no poseer un dato concreto de los espejos de la CAR, se contemplará el uso de un valor total de reflectancia estimada, para todo el sistema de espejos, de aproximadamente 95% .

$$R \cong 0,95 \quad (2.7)$$

Atendiendo, entonces, a la reflectancia espectral (ρ) encadenada del conjunto de espejos y recordando la ecuación 2.5, obtenida anteriormente, se puede hallar la irradiancia incidente sobre el detector del instrumento (E_d) como sigue:

$$E_d \left[\frac{mW}{cm^2} \right] = \int_{\Omega_o} \int_{\lambda} L_{ToA} \cdot \rho \, d\lambda \, d\Omega_o \quad (2.8)$$

2.2.3. Área activa del detector

La relación entre el **área sensible** y la total del detector es lo que se conoce como factor de llenado (*fill factor*). Este factor se podría entender como el porcentaje de los fotones incidentes sobre el detector, que tienen la posibilidad de ser sensados, frente a aquellos que impactan sobre área no sensible. La configuración del detector, en lo que respecta a la electrónica de lectura, determinará el valor de *fill factor*. Es habitual distinguir los casos de detectores del tipo CCD (dispositivo de carga acoplada - *charge-coupled device*) y CMOS (semiconductor complementario de óxido metálico - *complementary metal oxide semiconductor*), donde se dice que el primero posee un *fill factor* del 100 %, no así en el último caso que es menor. En la práctica se compensa esta ineficiencia mediante la utilización de micro-lentes, colocadas por píxel, con el objeto de dirigir mayor cantidad de rayos de luz, de aquellos que de otra manera incidirían fuera del área sensible, hacia el elemento detector correspondiente. El caso del detector *Saturn* es fabricado con un circuito de lectura correspondiente al de tipo CMOS. Considerando que los parámetros de funcionamiento, que se contemplan durante este estudio, responden a mediciones que se atribuyen a cada píxel, es decir, se podría asumir que, en caso de existir un determinado valor de *fill factor*, este participará directamente de la QE (“eficiencia cuántica”, parámetro desarrollado en la sección 2.2.6); y, además, con la posibilidad de variar el *fill factor*, con la tecnología de la electrónica de lectura o la aplicación de micro-lentes, se decide hacer caso omiso de este, considerándolo igual al 100 %. Cabe adelantar, como se verá en la figura 2.8(a) en la sección 2.2.5, que el tamaño de cada píxel para el detector considerado, *Saturn*, corresponde a 30 [μm], entendiéndolo al mismo como una geometría cuadrada.

Entonces, considerando el área activa-sensible- del detector (A_d), podemos expresar el flujo de energía total incidente sobre este (ϕ_d [mW]) según la siguiente ecuación:

$$\phi_d = \int_{A_d} E_d dA_d = \int_{A_d} \int_{\Omega_o} \int_{\lambda} L_{ToA} \cdot \rho d\lambda d\Omega_o dA_d \quad (2.9)$$

En consideración de las siguientes hipótesis:

- la variación de radiancia espectral (L_{ToA}), en los anchos de bandas que serán contemplados, es suficientemente pequeña para considerarse constante,

- a fin de requerir un valor promedio de flujo radiante en el campo de visión del instrumento, consideraremos una distribución uniforme y constante de la radiancia espectral (L_λ) dentro del ángulo sólido (Ω_o),
- de igual manera, se considerará una irradiancia (E_d) distribuida uniformemente sobre el área del detector incidente (A_d),
- y que la variación de reflectancia espectral (ρ), en el área de los espejos y en el ancho de banda espectral considerado, es despreciable;

podemos, entonces, reescribir la ecuación 2.9 como sigue:

$$\phi_d [mW] = L_{ToA} \cdot R \cdot A_d \cdot \Omega_o \cdot \Delta\lambda , \quad (2.10)$$

donde R es la reflectancia absoluta del sistema de espejos del instrumento y $\Delta\lambda$ es el ancho de banda integrado por el detector, en $[\mu m]$.

Ancho de banda espectral

No existen suficientes motivos para establecer un valor de $\Delta\lambda$ adecuado. Este se obtiene en función de los requerimientos de las aplicaciones que se le dará a las imágenes obtenidas por el instrumento en cuestión. En la sección 2.2.7 se hace referencia a las bandas espectrales que sensará el SARE 2A, cuyos anchos espectrales corresponden a: 60, 70 y 120 $[nm]$ [17]. Se puede plantear que un ancho espectral demasiado grande, comparativamente con la longitud de onda que se pretende sensar, ejemplificando $\Delta\lambda = 100 [nm]$ para un *cut-off wavelength* de 1,7 $[\mu m]$, no sería adecuado ya que la ventana atmosférica de absorción del agua es a lo sumo 60 $[nm]$ y por ende la medición se torna muy sensible a la humedad atmosférica, volviendo imprecisa la radiometría pertinente. Se resuelve, consecuentemente, tomar un valor arbitrario conservativo aproximado de $\Delta\lambda = 60 [nm]$ para el presente caso de estudio radiométrico:

$$\Delta\lambda = 0,060 [\mu m]$$

2.2.4. Inclinación del detector

Hasta ahora se había considerado que el instrumento óptico capta la radiancia a tope de atmósfera (L_{ToA}) emitida perpendicularmente desde su superficie. Cabe aclarar que el sentido de observación de la superficie terrestre, por parte del

instrumento óptico, con dirección tal que pase por el centro de la esfera celeste de la Tierra es lo que se conoce comúnmente como “nadir”, en otras palabras, la ecuación 2.10 contempla un flujo de energía detectado a nadir. Ya que el instrumento posee un determinado campo de visión (*field of view - FoV*), la mayor parte de la radiancia no llega a nadir, sino que con un cierto valor atenuado debido a la inclinación. Cabe aclarar que el ángulo completo de visión (*full field of view - FFoV*) del instrumento es el doble del anteriormente mencionado, tal como puede verse en la figura 2.7. De esta manera se pueden apreciar tres diferentes casos de estudio [15].

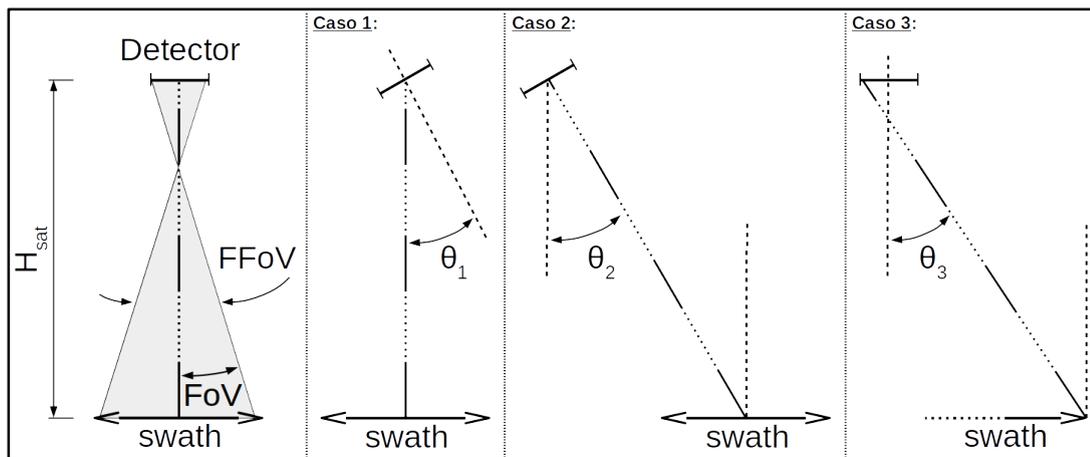


Fig. 2.7 – Casos de estudio de la inclinación del detector respecto de nadir.

Caso 1: Inclinación respecto de nadir

En este primer caso la radiancia es emitida en dirección nadir, pero el detector no se encuentra perpendicular a dicha dirección. La siguiente ecuación describe cual es el valor final, reducido, del flujo incidente sobre el detector (ϕ_r) respecto del flujo desafectado de cualquier inclinación (ϕ_d) [15, pág.28]:

$$\phi_r = \phi_d \cdot \cos(\theta_1) \quad (2.11)$$

Una inclinación de la normal al plano del detector (FPA) respecto de la dirección nadir es atribuible a rayos que no impactan perpendicularmente sobre este. Es habitual perseguir diseños ópticos telecéntricos, es decir, con ángulos de incidencia sobre el detector tendientes a cero ($\theta_1 \cong 0^\circ$). Un valor totalmente excesivo de esta inclinación sería 10° , por ejemplo, y ya que: $\cos(10^\circ) \cong 0,985$, podríamos despreciar dicho factor.

Caso 2: Inclinación del campo de visión

El SARE 2A deberá ser capaz de obtener dos imágenes, de la misma superficie, desde ángulos de visión diferentes, con el objetivo de poder realizar una posterior estereoscopia [17]. El ángulo total entre las dos capturas es de 40° , entonces, el ángulo que corresponde a la inclinación del campo de visión (θ_2), que se está analizando, es de 20° . Esta inclinación conlleva una atenuación del flujo radiante incidente que se obtiene a partir de la siguiente expresión [15, pág.28]:

$$\phi_r = \phi_d \cdot \cos^3(\theta_2) \quad (2.12)$$

Si hacemos el cálculo para el máximo ángulo esperado obtenemos que $\phi_r = \phi_d \cdot \cos^3(20^\circ) \cong 0,83 \cdot \phi_d$. En este caso, la reducción del flujo no puede ser despreciada, pero ya que se trata de una maniobra particular del satélite, no será contemplada para el posterior análisis, es decir, se considerará una radiancia captada a nadir.

Caso 3: Desplazamiento respecto de nadir

Este último caso de estudio se conoce como la *ley del coseno a la cuarta potencia* [15, pág.28].

$$\phi_r = \phi_d \cdot \cos^4(\theta_3)$$

En los requerimientos del satélite SARE 2A, se establece que la porción de superficie terrestre que debe captar el instrumento, comúnmente conocida como “*swath*”, debe ser de 12 [km], y que su órbita debe encontrarse entre 400 y 700 [km] de altura (H_{sat}) desde la superficie terrestre [17]. Este tercer caso de estudio podría presentarse en la radiancia que perciben, desde un extremo del *swath*, los píxeles periféricos del detector. De esta manera, observando el esquema del tercer caso a la derecha en la figura 2.7 y considerando Tierra plana, podemos hacer el siguiente cálculo:

$$\theta_3 = \arctan\left(\frac{swath/2}{H_{sat}}\right),$$

$$\theta_3 = \arctan\left(\frac{swath}{2 \cdot H_{sat}}\right);$$

de esta manera podríamos encontrar un valor máximo y mínimo para ϕ_r :

$$\begin{aligned}\phi_{r_{max}} &= \phi_d \cdot \cos^4 \left(\arctan \left(\frac{12}{2 \cdot 700} \right) \right) \cong \phi_d \cdot \cos^4 (0,4911^\circ) \cong 0,99985 \cdot \phi_d \\ \phi_{r_{min}} &= \phi_d \cdot \cos^4 \left(\arctan \left(\frac{12}{2 \cdot 400} \right) \right) \cong \phi_d \cdot \cos^4 (0,8594^\circ) \cong 0,99955 \cdot \phi_d\end{aligned}\tag{2.13}$$

En base a las ecuaciones 2.13 podemos establecer que este efecto también puede ser despreciado del análisis.

2.2.5. Responsividad y linealidad del detector

Como ya se mencionó al comienzo de la sección 1.1, los detectores de MCT tienen la propiedad de poder variar su *band gap* en función de la concentración molar de los componentes de su aleación, lo que posibilita cambiar su sensibilidad espectral, razón por la cual este detector es utilizado a lo largo de un extenso ancho espectral, como se pudo observar en la figura 1.2. Así, se define una longitud de onda de corte principal (*cut-off wavelength*), a partir de la cual su sensibilidad se vuelve despreciable, que en este caso corresponde a aquella donde el detector presenta una respuesta máxima. La responsividad de un fotosensor equivale a una relación porcentual normalizada de la señal de entrada (unidades de radiancia) con la señal de salida (unidades de carga acumulada en el detector proporcional a la radiancia incidente), contemplando un factor que será tratado a continuación en la sección 2.2.6, la eficiencia cuántica del fotosensor. El detector de *Sofradir*, que se pretende usar como ejemplo, *Saturn*, presenta una determinada respuesta en el espectro electromagnético, como se muestra en la figura 2.8(a) para un *cut-off wavelength* de 2,5 [μm]. *Saturn* se define operativo en la región espectral desde 0,9 a 2,5 [μm], aunque según la aplicación y la banda de interés se puede ajustar su *cut-off wavelength*. De igual manera puede hacerse referencia a un *cut-on wavelength*, que en este caso corresponde a 0,8 [μm], como se ve en la figura 2.8(a).

Además, el detector puede presentar “*no linealidad*” en su respuesta. En la figura 2.8(b) se observa la no linealidad de la respuesta del detector $1K^2$, de *Sofradir*, en función del llenado porcentual de su pozo cuántico (*quantum well*), que representa la cantidad de electrones atrapados en cada píxel (*well fill*) en relación porcentual con la capacidad máxima (*well depth*). En la figura 2.8(b)

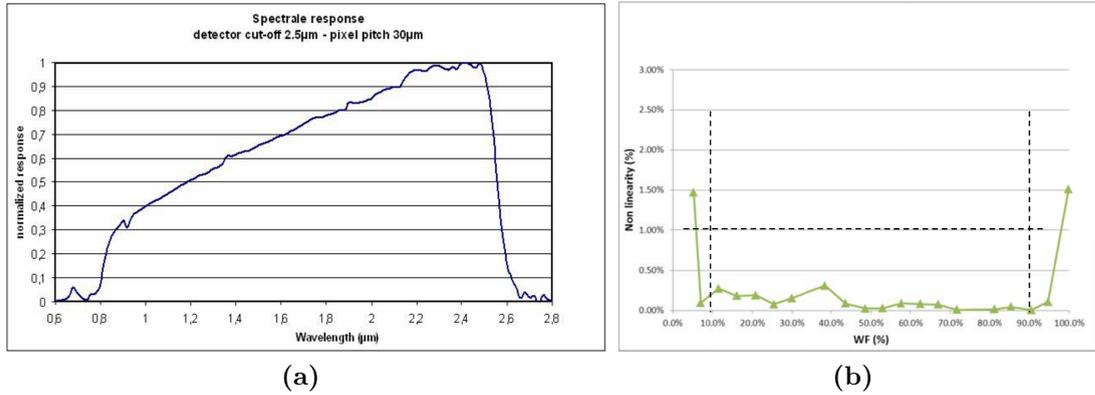


Fig. 2.8 – a) Respuesta espectral normalizada típica de Saturn con cut-off wavelength de 2,5 $[\mu m]$ y un pixel size⁵ de 30 $[\mu m]$ [2]. b) No linealidad porcentual en función del well fill porcentual, citada a modo de ejemplo, del detector $1K^2$ de Sofradir [18].

se resalta que el detector $1K^2$ presenta una no linealidad $< 0,5\%$ para un rango de *well fill* (WF) de 10 a 90%. Para el caso de *Saturn*, se especifica que su no linealidad es $< 0,5\%$ para el rango dinámico completo, es decir, desde *quantum well* vacío hasta completamente lleno, razón por la cual se decide considerar, para este estudio, una **no linealidad** de 0% [18].

Ya que la respuesta del detector es ajustable para la aplicación deseada y que, en general, se intenta que sea máxima en la banda espectral de interés, se hará caso omiso de este factor, suponiendo, en el rango espectral de estudio, una respuesta del 100%.

2.2.6. Eficiencia cuántica

La capacidad de un semiconductor de generar electrones (e^-) a partir de un flujo incidente de fotones (*photons* - *ph*) sobre este, es lo que se conoce como su eficiencia cuántica (*quantum efficiency* - QE). El flujo de energía que incide sobre el detector (ϕ_d) puede entenderse como una cierta cantidad de fotones que impactan por unidad de tiempo, ya que cada fotón se discretiza como un cuánta de energía que se asocia directamente con la frecuencia (ν [Hz]), o longitud de onda (λ $[\mu m]$), característica del fotón emitido. El flujo de fotones (ϕ_p $[ph/s]$)

⁵Notar que en vez de referirse al tamaño de cada píxel del detector como *pixel size*, entendiendo al mismo como plano-cuadrado, se denota el *pixel pitch* de cada uno, lo que representa la distancia entre centros entre dos píxeles consecutivos, que para una distribución continua y uniforme del FPA son tratados habitualmente como valores equivalentes.

puede hallarse de la siguiente manera:

$$\phi_p \left[\frac{ph}{s} \right] = \frac{\phi_d}{\varepsilon_p} = \frac{\phi_d}{h \cdot \nu_p} = \frac{\phi_d \cdot \lambda_p}{h \cdot c}, \quad (2.14)$$

donde ε_p es la energía promedio de un fotón, en $[J/ph]$, correspondiente a una determinada longitud de onda λ_p ; h es la constante de Planck ($6,62606957 \cdot 10^{-34} [J \cdot s]$) y c es la velocidad de la luz en el vacío ($2,99792458 \cdot 10^8 [m/s]$), correspondiente al camino óptico que recorre la luz desde que es emitida a tope de atmósfera hasta ser captada por el detector.

Entonces, según lo expuesto, podemos hallar una relación entre la señal de electrones (ϕ_e), generada por el detector, y el flujo de fotones incidentes (ϕ_p), como se aprecia en la siguiente ecuación:

$$\phi_e \left[\frac{e^-}{s} \right] = \phi_p \cdot \eta_{QE} = \phi_d \cdot \frac{\lambda_p}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE}, \quad (2.15)$$

donde la eficiencia cuántica será representada como η_{QE} por razones de entender a la misma como una “eficiencia”. Recordando la ecuación 2.10 y considerando que la longitud de onda central (λ_c), de la banda $\Delta\lambda$ sensada, corresponde a la del fotón sensado (λ_p), podemos reescribir la ecuación 2.15 como sigue:

$$\phi_e = L_{ToA} \cdot R \cdot A_d \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \quad (2.16)$$

La eficiencia cuántica puede ser suministrada por el fabricante del sensor en función de un rango espectral de interés. En el caso analizado del detector *Saturn*, podemos apreciar su eficiencia cuántica característica en la figura 2.9. En ella puede apreciarse que la eficiencia cuántica no presenta cambios relativamente grandes, en el rango espectral desde 1,1 hasta 2,5 $[\mu m]$, y podría considerarse aproximadamente igual al 80 % para el caso de estudio propuesto, aunque sería de interés contemplar estas pequeñas variaciones en un futuro análisis más minucioso.

$$\eta_{QE} \cong 0,80 \quad (2.17)$$

Una buena práctica, al igual que la descrita en la sección 2.2.2, es la aplicación de un *multi-layer anti-reflective coating* sobre el detector. Podemos comparar, en la figura 2.10, la eficiencia cuántica obtenida para un detector con y sin aplicación de *AR coating*. Para el caso de estudio propuesto no se contemplará la aplicación o

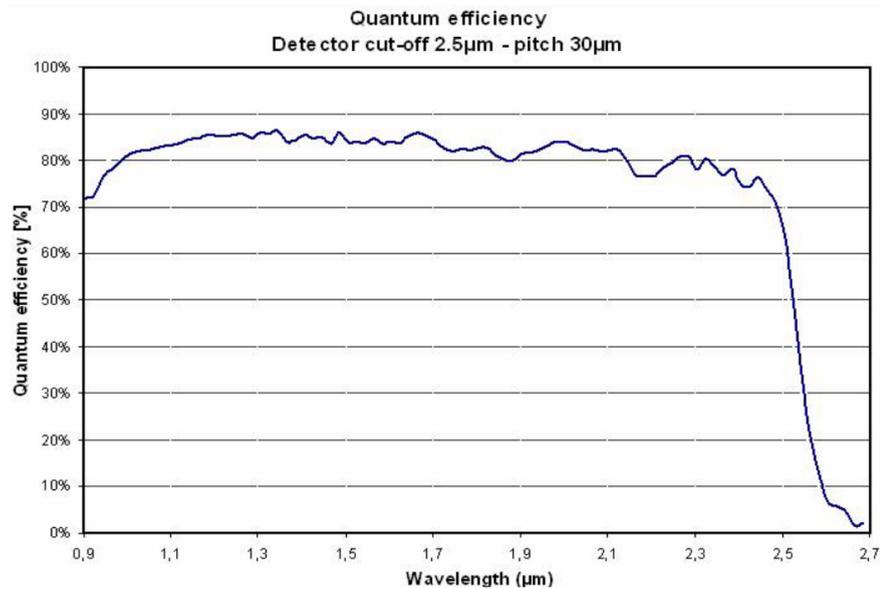


Fig. 2.9 – Eficiencia cuántica medida para un detector con cut-off wavelength de 2,5 [μm] y un pixel size de 30 [μm] [2].

ausencia de dicho *coating*, en su defecto se utilizará el valor absoluto de eficiencia cuántica anteriormente especificado.

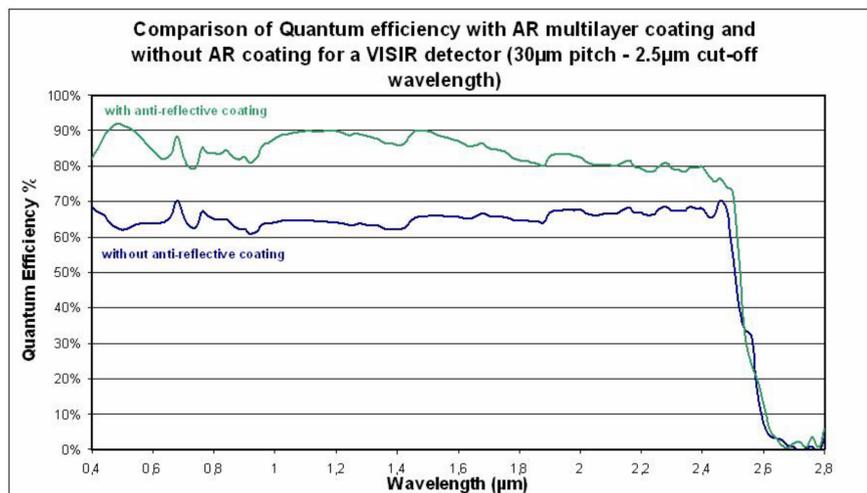


Fig. 2.10 – Comparación de eficiencia cuántica medida para un detector VISIR con cut-off wavelength de 2,5 [μm] y un pixel size de 30 [μm], con aplicación de AR coating (curva superior verde) y sin aplicación de AR coating (curva inferior azul) [2].

2.2.7. Tiempo de integración

El tiempo de integración, considerado aquí como de exposición, es el período durante el cual el fotosensor se encuentra capturando fotones desde la escena. A

mayor tiempo de integración, mayor será la energía captada a partir de la escena observada. Este tiempo, en principio, podría ser estimado como el período que le lleva a un píxel del fotosensor en completar la longitud (d) que se espera que cubra su proyección sobre la superficie terrestre. Esta proyección del píxel es lo que se conoce como GIFoV (*ground-projected instantaneous field of view*), que a fines prácticos puede igualarse a la distancia entre centros de píxeles, el GSD (*ground sample distance*). En el caso de detectores de línea, aquellos que realizan un barrido sobre la superficie sensada durante el tiempo de exposición, se podría hacer una estimación de cual es el máximo tiempo de integración requerido para completar la proyección de un píxel de iguales dimensiones ($d = GSD$), tal como puede verse en la figura 2.11. El ángulo que capta la proyección de un píxel, desde el detector, es conocido como IFoV (*instantaneous field of view*).

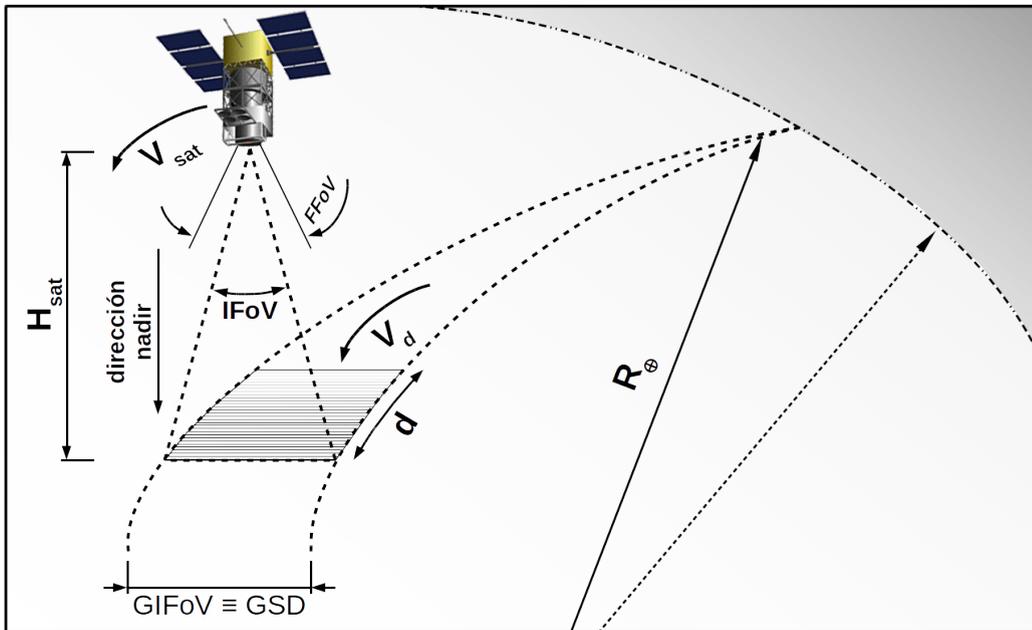


Fig. 2.11 – Barrido de la proyección de un píxel sobre la superficie de la Tierra.

Bajo estas condiciones, y considerando la ecuación que describe la velocidad lineal instantánea de un cuerpo que orbita alrededor de la Tierra, podemos calcular el tiempo de integración (τ_{int}) de acuerdo a la ecuación B.2, desarrollada en el anexo B:

$$\tau_{int} = \frac{d}{R_{\oplus}} \cdot \sqrt{\frac{(R_{\oplus} + H_{sat})^3}{G \cdot M_{\oplus}}}, \quad (2.18)$$

donde R_{\oplus} (6371 [km]) y M_{\oplus} ($5,972 \cdot 10^{24}$ [kg]) representan el radio medio y la masa de la Tierra y G es la constante gravitacional ($6,674 \cdot 10^{-11}$ [$\frac{N \cdot m^2}{kg^2}$]).

Actualmente, el SARE 2A posee dos resoluciones espaciales como requerimiento, una correspondiente a un GSD de 1 [m], asignada a la banda pancromática, y la otra de 4 [m], para la multi-espectral de cuatro bandas, resumidas posteriormente en la sección 2.4.3. Considerando, entonces, una proyección cuadrada del píxel en el suelo ($d = GSD$), se puede obtener un valor mínimo y máximo del tiempo de integración. Ya que una altura orbital mayor se traduce en una velocidad lineal menor, por parte de la proyección del píxel en el suelo, combinado con el mayor valor de GSD se obtendrá así el “máximo tiempo de integración” posible, y viceversa. De esta manera obtenemos:

$$\begin{cases} \tau_{int}|_{GSD=1[m] \text{ y } H_{sat}=400[km]} \cong 0,138520 [ms] , & \text{para el caso mínimo;} \\ \tau_{int}|_{GSD=4[m] \text{ y } H_{sat}=700[km]} \cong 0,591307 [ms] , & \text{para el caso máximo.} \end{cases}$$

En consideración del tiempo de integración, se puede conocer la cantidad total de electrones que el detector genera durante este lapso de exposición. Así podemos obtener la señal generada, a partir de la detectada, de una captura completa (S_e). Recordando la ecuación 2.16, obtenemos finalmente:

$$S_e [e^-] = \phi_e \cdot \tau_{int} = L_{ToA} \cdot R \cdot A_d \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot \tau_{int} \quad (2.19)$$

2.3. Ruidos en la señal

Son variadas las interpretaciones que se le puede asignar al ruido de una señal. Esta podría asociarse tanto a un valor de potencia en [W], relativo al flujo radiante que se pretende medir, como a un valor en [V], relativo a la tensión de salida que generara un fotosensor, o incluso a los valores finales presentes en una imagen digital en [digital numbers - DN]. A su vez, las fuentes de ruido podrían presentar un comportamiento de patrón fijo (*fixed pattern*) o cambiar en el tiempo. Por ejemplo, en el caso de fotosensores infrarrojos térmicos, es habitual querer expresar el ruido en unidades de temperatura, la temperatura equivalente al ruido (*noise-equivalent temperature* - NET), de esta manera se vuelve comparable con la magnitud del parámetro que se pretende medir, la temperatura del *target*. Es así, que en el caso de analizar el rendimiento del fotosensor, es de interés interpretar el ruido como electrones espurios, que forman parte de la señal que genera el detector al ser expuesto a la radiancia que se pretende medir.

Son numerosas las fuentes de ruido que intervienen durante el funcionamiento de un sistema de teledetección, es así que solo se atenderá a las de mayor contribución. En la figura 2.12 se resume las principales fuentes de ruido consideradas, en adición con los demás factores que se explicaron en las secciones anteriores, para determinar posteriormente la SNR. El ruido añade incertidumbre

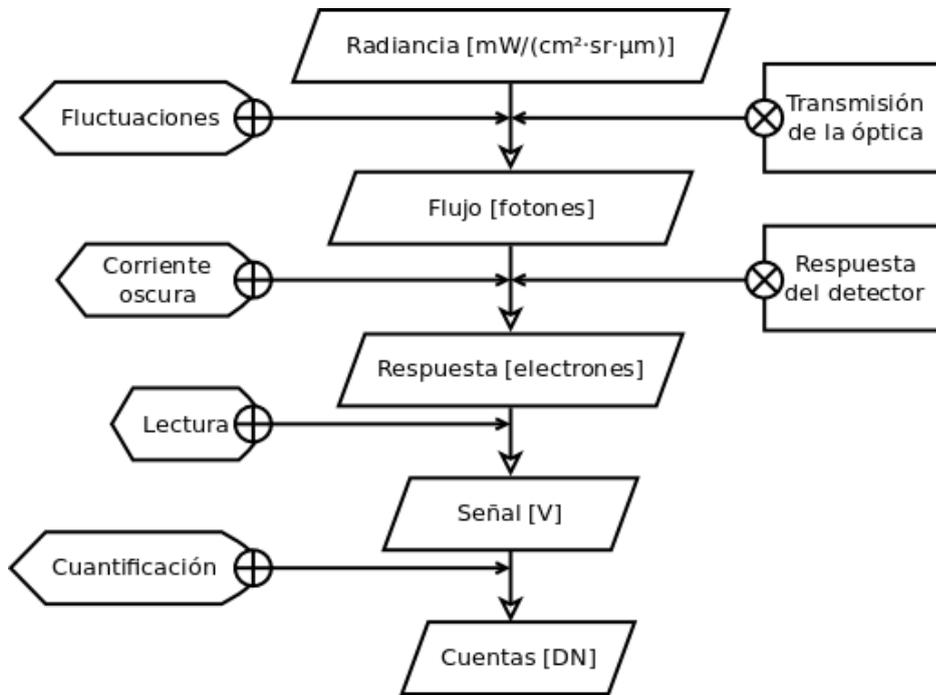


Fig. 2.12 – Fuentes de ruido y factores considerados para la caracterización del detector.

al nivel de señal real que se desea medir y se cuantifica por la desviación estándar de su distribución estadística. Si las fuentes de ruido son independientes y cada una sigue una distribución normal, entonces la varianza del ruido total es la suma de las varianzas de todas las fuentes de ruido. Así, la desviación estándar del ruido total (σ_N), para N fuentes de ruidos, puede expresarse según la siguiente ecuación [19, ecu.18]:

$$\sigma_N = \sqrt{\sum_{i=1}^N \sigma_i^2} \quad (2.20)$$

2.3.1. Ruido de fotones

El proceso de captura de fotones, por parte del fotosensor, posee una incertidumbre en el nivel de intensidad, que surge de fluctuaciones aleatorias que tienen lugar durante el sensado de un número finito y suficientemente pequeño de partículas que transportan energía (fotones). Estas fluctuaciones, conocida como

ruido *shot* de fotones, se encuentran dentro de la señal de fotones que colecta el fotosensor, a su vez una parte pertenece a la señal proveniente del *target* de interés y otra al *background*, como se explicó al comienzo de la sección 2.2. Este proceso posee una distribución de probabilidad de *Poisson*, que para valores altos de sucesión de eventos puede aproximarse a una distribución de *Gauss* alrededor de su media. De esta manera, la varianza⁶ del ruido *shot* ($\sigma_{sh}^2 [e^{-2}]$) es igual al valor esperado del nivel de la señal [19], considerándola proveniente de tope de atmósfera. Traslado este ruido, entonces, al conteo de electrones generados por el fotosensor, recordando la ecuación 2.19, podemos obtener la desviación estándar del *shot noise* (σ_{sh}) mediante la siguiente ecuación [19, ecu.19]:

$$\sigma_{sh} [e^-] = \sqrt{|S_e|} = \sqrt{L_{ToA} \cdot R \cdot A_d \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot \tau_{int}} \quad (2.21)$$

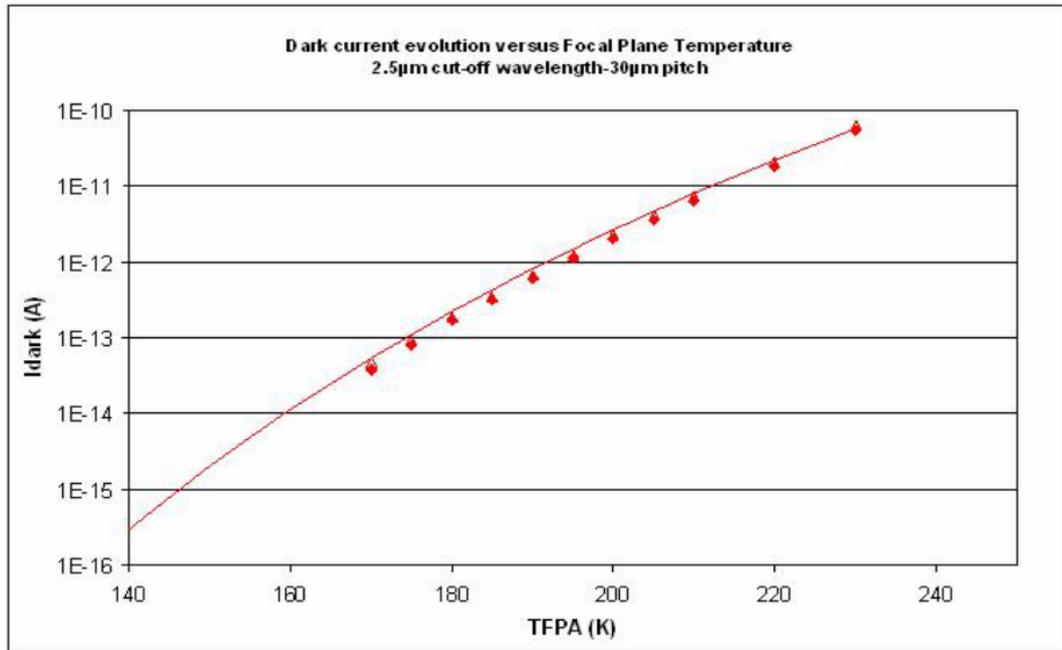
2.3.2. Ruido por corriente oscura

La corriente oscura (*dark current*) es una corriente eléctrica que es generada por el fotosensor durante su exposición a la escena, pero que no pertenece a los electrones generados por efecto foto-eléctrico, de tal manera que son indistinguibles de aquellos generados a partir de colectar fotones procedentes del *target*. La *dark current* tiene directa relación con la temperatura a la que se encuentra el fotosensor durante el tiempo de exposición. De ahí el nombre de “oscura”, ya que no es necesaria una radiancia incidente sobre el detector para obtener un cierto valor de *dark current*. A lo largo de la tesis la temperatura del detector será denotada como FPT (*focal plane temperature*), en consecuencia de referirnos al detector como FPA, así como puede verse otra alternativa en las figuras 2.13(a) y 2.13(b), la TFPA (*temperature of FPA*).

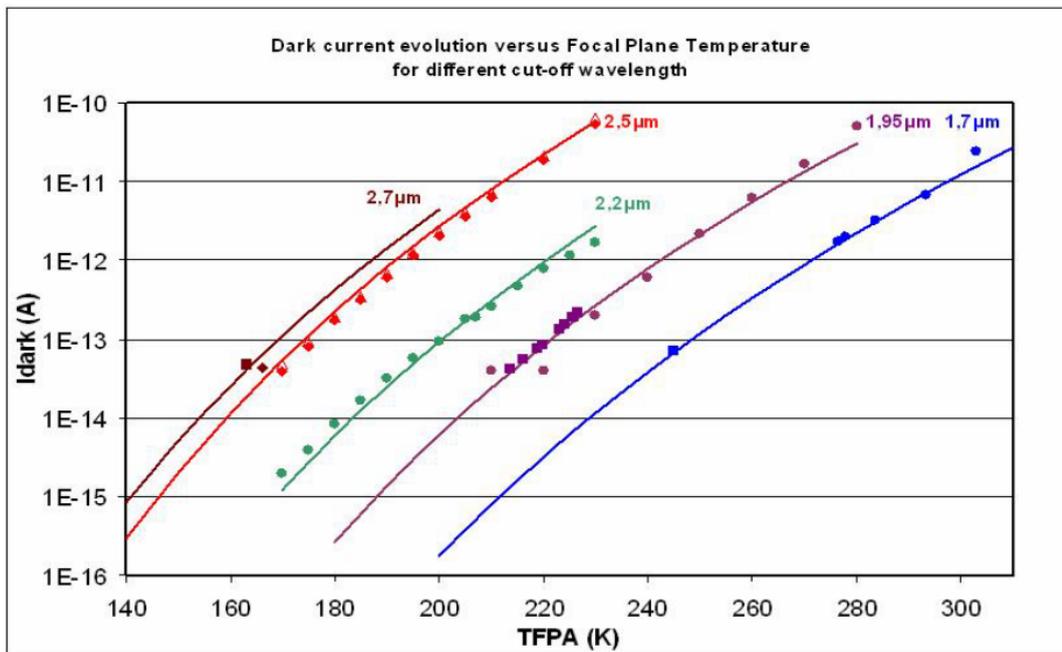
En el caso del detector analizado de *Sofradir*, el *Saturn*, se pueden ver sus curvas teóricas de evolución de la *dark current* por píxel, para un *cut-off wavelength* particular de 2,5 [μm], en la figura 2.13(a). Las curvas son teóricas, mientras que los ítems corresponden a puntos de medición. Además, como se discutió en la sección 1.1, gracias a la posibilidad que presentan los detectores de MCT de ajustar su *cut-off wavelength*, mediante variar su relación porcentual de *Cd-Hg* en la aleación ($Hg_{1-x}Cd_xTe$), se posibilita ver el comportamiento de la *dark current* a diferentes valores de *cut-off wavelength*, tal como muestra *Sofradir*

⁶La varianza se mide en la unidad de medida, de la variable en cuestión, al cuadrado.

para diferentes detectores destinados a diversos programas, ver figura 2.13(b) [2]. Cabe destacar que si se calcula corriente oscura para el área de un píxel de



(a)



(b)

Fig. 2.13 – Dark current, en [A], en función de la temperatura del detector, en [K], a) para un cut-off wavelength de 2,5 μ m] y un píxel size de 30 μ m] y b) para un cut-off wavelength de 1,7, 1,95, 2,2, 2,5 y 2,7 μ m] [2].

Saturn a partir del *pixel size* considerado, se puede ver que las gráficas mostradas, presentadas por *Sofradir*, poseen ejes de ordenadas con un rango de *dark current* que abarca aproximadamente desde $\sim 11 \left[\frac{pA}{cm^2} \right]$ hasta $\sim 11.000.000 \left[\frac{pA}{cm^2} \right]$ de corriente oscura, límite superior que está varios ordenes de magnitud por encima de mediciones típicas de corriente oscura para detectores de silicio a temperatura ambiente del tipo CCD (por ejemplo: 4, 13, 14, 500 y 1008 $\left[\frac{pA}{cm^2} \right]$) o CMOS (por ejemplo: 1,5; 17,7 y 34 $\left[\frac{pA}{cm^2} \right]$) [20].

Ya que la *dark current* está medida en $[A]$ se entiende a la misma como la cantidad de carga eléctrica que es generada por segundo ($I_{dk} \left[A = \frac{C}{s} \right]$). Como el objetivo es conocer la cantidad total de electrones espurios generados durante el tiempo de operación del detector, considerado aquí como el ruido por corriente oscura (σ_{dk}), podríamos obtenerla mediante la siguiente ecuación:

$$\sigma_{dk} = \frac{I_{dk} \cdot \tau_{int}}{|q_{e^-}|} \quad (2.22)$$

donde q_{e^-} corresponde a la carga eléctrica del electrón ($-1,602176565 \cdot 10^{-19} \left[\frac{C}{e^-} \right]$).

2.3.3. Ruido de lectura

El circuito integrado de lectura (*read-out integrated circuit* - ROIC), de la señal de salida del detector, es responsable de transformar los electrones generados (foto-electrones) en una tensión eléctrica equivalente, lo que introduce un ruido adicional al proceso. Este ruido se destaca sobre todo ante aplicaciones de bajo nivel de ruido o bajos valores de intensidad de señal desde el *target*. Para el detector $1K^2$, ejemplificado anteriormente en la sección 2.2.5, *Sofradir* da a conocer mediciones de electrones

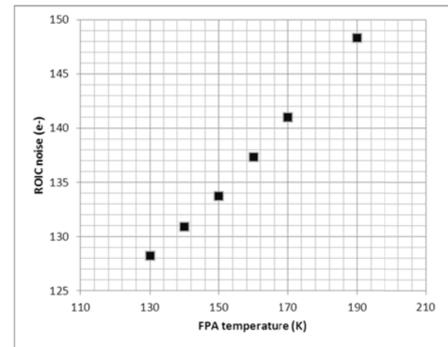


Fig. 2.14 – *Read out noise*, en $[e^-]$, del detector $1K^2$, de *Sofradir*, en función de la temperatura del mismo, en $[K]$ [18].

espurios totales que el ROIC introduce en la medición en forma de ruido, pero con cierta dependencia de la temperatura a la que se encuentra el detector. Estas mediciones, en un rango de temperaturas desde 130 hasta 190 $[K]$, pueden observarse en la figura 2.14, puesta con el único motivo de que sirva como un caso de ejemplo. Se aprecia el comportamiento lineal que presenta la evolución del ruido frente al aumento de la temperatura [18].

Para el caso específico del detector *Saturn*, *Sofradir* da a conocer, en su correspondiente hoja de datos (*datasheet*), que el ruido de lectura es $< 150 [e^-]$ para un primer caso de configuración de ganancia, mientras que para un segundo caso es $< 350 [e^-]$ [2, 3, 4, 18]. Se decide utilizar como ruido de lectura (*read-out noise- σ_{ro}*) un valor constante e igual al peor caso:

$$\sigma_{ro} = 350 [e^-] \quad (2.23)$$

2.3.4. Ruido de cuantificación

El convertidor analógico-digital cuantifica la salida analógica del detector en cuentas digitales (*digital counts - DN*), lo que produce una cierta incerteza con distribución uniforme en la señal del *target*, ya que un rango de ésta podría producir la misma salida en $[DN]$. Así, puede obtenerse la desviación estándar del ruido de cuantificación (*quantization noise*) como sigue [19, ecu.21]:

$$\sigma_{qz} [e^-] = \frac{N_{well\ depth}}{\sqrt{12} \cdot N_{DR}} = \frac{N_{well\ depth}}{\sqrt{12} \cdot 2^b} = \frac{QSE}{\sqrt{12}} \quad (2.24)$$

donde $N_{well\ depth}$ es el número máximo de electrones que puede almacenar cada elemento detector (*píxel*), N_{DR} es el rango dinámico en $[DN]$, b es la resolución en $[bit]$ y QSE es el paso cuántico equivalente en $[e^-/DN]$. De aquí que podemos referenciar la mínima resolución impuesta como requerimiento para el caso de las imágenes generadas por la CAR del SARE 2A, donde se exige que las mismas deben tener un rango dinámico mejor que 10 $[bit]$ [17]. Además se puede extraer el $N_{well\ depth}$ del *datasheet* de *Saturn*, que corresponde a $0,53 \cdot 10^6 [e^-]$ para el primer caso de ganancia, y $2,5 \cdot 10^6 [e^-]$ para el segundo [2, 3, 4, 18]. Al igual que en el caso de la sección 2.3.3, se seleccionará el peor caso entre estos. De esta manera obtenemos un ruido de cuantificación de:

$$\sigma_{qz} = \frac{2,5 \cdot 10^6 [e^-]}{2^{10} \cdot \sqrt{12}} \cong 705 [e^-]$$

2.3.5. Ruido total

Usando la ecuación 2.20 podemos expresar finalmente el ruido total (σ_t), en la señal generada por el detector, como sigue:

$$\sigma_t = \sqrt{\sigma_{sh}^2 + \sigma_{dk}^2 + \sigma_{ro}^2 + \sigma_{qz}^2} \quad (2.25)$$

De esta manera, es posible, recordando las ecuaciones anteriormente desarrolladas 2.21, 2.22, 2.23 y 2.24; expandir la ecuación 2.25 de la siguiente forma:

$$\sigma_t = \sqrt{\left(\sqrt{|S_e|}\right)^2 + \left(\frac{I_{dk} \cdot \tau_{int}}{|q_{e^-}|}\right)^2 + \sigma_{ro}^2 + \left(\frac{N_{well\ depth}}{2^b \cdot \sqrt{12}}\right)^2},$$

recordando, además, los valores obtenidos y las consideraciones contempladas anteriormente para este caso particular, es posible escribir la siguiente expresión:

$$\sigma_t [e^-] = \sqrt{|S_e| + \left(\frac{I_{dk} \cdot \tau_{int}}{|q_{e^-}|}\right)^2 + 350^2 + 705^2} \quad (2.26)$$

2.4. Temperatura del detector

A partir de las hipótesis consideradas y de las características y requerimientos expuestos sobre el satélite SARE 2A anteriormente, se pretende encontrar la “temperatura del detector (FPT) en función de la mínima radiancia detectable a tope de atmósfera (L_{ToA})”. En la figura 2.15 puede observarse un diagrama

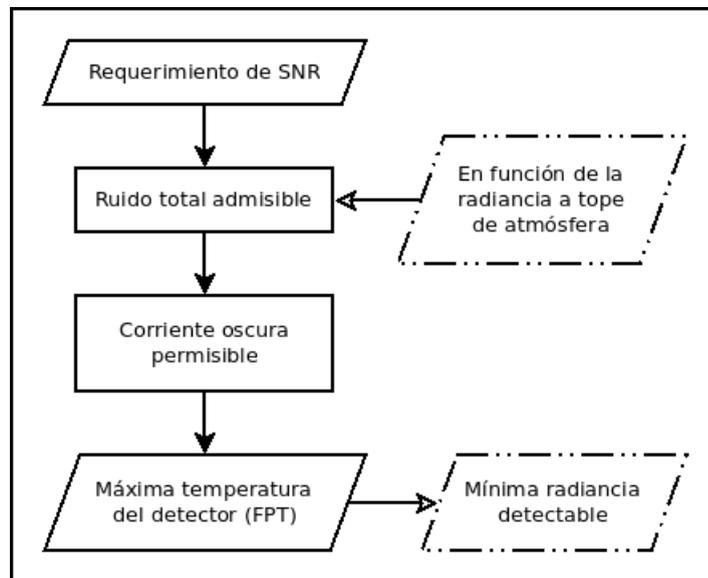


Fig. 2.15 – Concepto general de la metodología de cálculo utilizada.

de cajas que representa, en forma conceptual, el proceso de cálculo que se implementó para obtener estos valores. Considerando la ecuación 2.3 y recordando las expresiones finales de las ecuaciones 2.19 y 2.26, llegamos a la

conclusión de que la SNR puede ser expresada de la siguiente manera:

$$SNR = \left(\frac{S_e}{\sigma_t}\right)^2 = \frac{\left(L_{ToA} \cdot R \cdot A_d \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot \tau_{int}\right)^2}{|S_e| + \left(\frac{I_{dk} \cdot \tau_{int}}{|q_{e-}|}\right)^2 + \sigma_{r_o}^2 + \sigma_{q_z}^2}$$

Ya que se conoce la dependencia de la *dark current* con la FPT, mediante las curvas analizadas en la sección 2.3.2, podemos interpretarla como una función de la temperatura (estas son reproducidas en la figura 2.16). Así, la

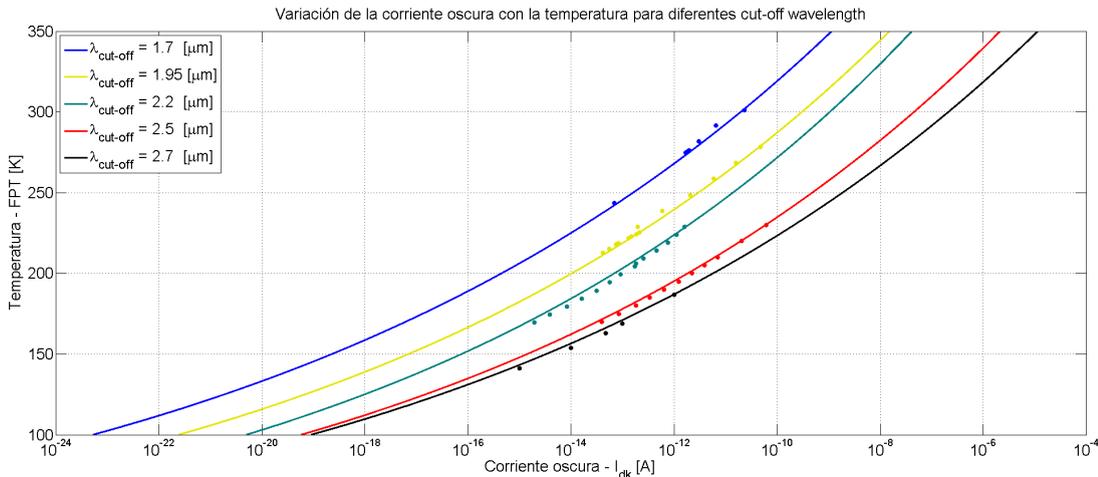


Fig. 2.16 – Evolución de la corriente oscura con la FPT.

temperatura del detector se obtiene mediante el uso de puntos de medición sobre el correspondiente detector de MCT. Para el caso de estudio, el detector “*Saturn*”, se ajustan estas mediciones mediante una ley potencial del tipo “ $f(x) = a \cdot x^b + c$ ”. Los valores obtenidos para estas constantes, y los parámetros correspondientes al ajuste de las curvas, se resumen en la tabla 2.1. Entonces, procedemos a despejar la corriente oscura de la ecuación de la SNR

Tabla 2.1 – Ajuste de curvas a los puntos de medición de corriente oscura de Sofradir.

FPT [K] = a · (I _{dk} [A]) ^b + c				
Cut-off wavelength	a	b	c	Ajuste (R ²)
1,7[μm]	-8882	-0,001099	9426	0,9955
1,95[μm]	1791	0,006255	-1265	0,9969
2,2[μm]	1530	0,09132	100,2	0,9993
2,5[μm]	651	0,05256	41,1	0,9999
2,7[μm] ^a	1059	0,08419	83,36	0,9997

a. Se consideraron puntos sobre el modelo teórico.

anteriormente desarrollada:

$$\left(\frac{I_{dk} \cdot \tau_{int}}{|q_{e^-}|}\right)^2 = \frac{\left(L_{ToA} \cdot \mathbf{R} \cdot A_d \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot \tau_{int}\right)^2}{SNR} - |S_e| - \sigma_{ro}^2 - \sigma_{qz}^2 ,$$

$$I_{dk} [A] = \frac{|q_{e^-}|}{\tau_{int}} \cdot \sqrt{\frac{\left(L_{ToA} \cdot \mathbf{R} \cdot A_d \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot \tau_{int}\right)^2}{SNR} - |S_e| - \sigma_{ro}^2 - \sigma_{qz}^2} ,$$

donde el primer sumando dentro de la raíz cuadrada puede ser entendido como el máximo ruido admisible (σ_{adm}), de la señal de interés, al que luego debe descontarse las fuentes de ruido contempladas,

$$\sigma_{adm} [e^-] = \frac{S_e}{\sqrt{SNR}} = \frac{L_{ToA} \cdot \mathbf{R} \cdot A_d \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot \tau_{int}}{\sqrt{SNR}}$$

2.4.1. Resumen de parámetros considerados constantes

Recordando las secciones anteriormente desarrolladas, procedemos a resumir los principales valores que afectan el estudio propuesto y que se considerarán constantes para el caso del SARE 2A, durante el análisis de datos, en la tabla 2.2. En base a los valores contemplados en esta tabla, para el caso particular de estudio, podemos entender la *dark current* en función de la radiancia a tope de atmósfera, como la raíz cuadrada de una expresión cuadrática del tipo:

$$I_{dk} = \sqrt{\mathbb{A} \cdot L_{ToA}^2 - \mathbb{B} \cdot L_{ToA} - \mathbb{C}} , \quad (2.27)$$

donde \mathbb{A} , \mathbb{B} y \mathbb{C} representan constantes durante el análisis. \mathbb{C} contempla la suma cuadrática de los ruidos que no varían considerablemente con la temperatura del detector, los ruidos de lectura y cuantificación. Estas constantes pueden hallarse mediante las siguientes ecuaciones:

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbb{A} = \frac{\left(\mathbf{R} \cdot p x_s^2 \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot |q_{e^-}| \right)^2}{SNR} \quad \left[(A \cdot cm^2 \cdot sr \cdot \mu m / mW)^2 \right] \\ \mathbb{B} = \mathbf{R} \cdot p x_s^2 \cdot \Delta\lambda \cdot \Omega_o \cdot \frac{\lambda_c}{h \cdot c} \cdot \eta_{QE} \cdot \frac{|q_{e^-}|^2}{\tau_{int}} \quad \left[A^2 \cdot cm^2 \cdot sr \cdot \mu m / mW \right] \\ \mathbb{C} = (\sigma_{ro}^2 + \sigma_{qz}^2) \cdot \left(\frac{|q_{e^-}|}{\tau_{int}}\right)^2 \quad \left[A^2 \right] \end{array} \right.$$

Tabla 2.2 – Resumen de valores constantes a utilizar durante el análisis propuesto.

Parámetro	Repr.	Valor	Unidad	Observación	Referencia
Relación señal/ruido ^a	SNR	150	$adim.$	requerimiento	Ref. bib. [17]
Ángulo sólido ^b	Ω_o	$4,54 \cdot 10^{-3}$	sr	aproximado	Sec. 2.2.1
Reflectancia ^b	R	95	%	estimada	Sec. 2.2.2
<i>Fill factor</i>	-	100	%	-	Sec. 2.2.3
<i>Pixel size</i> ^c	px_s	$3 \cdot 10^{-3}$	cm	-	
Ancho de banda	$\Delta\lambda$	0,060	μm	-	
Inclinación del detector	θ_1	-	-	despreciadas	Sec. 2.2.4
	θ_2	20	deg		
	θ_3	< 1	deg		
Responsividad	-	100	%	-	Sec. 2.2.5
No linealidad	-	0	%		
Eficiencia cuántica	η_{QE}	0,80	e^- / ph	estimada	Sec. 2.2.6
Tiempo de integración	τ_{int}	0,1385	ms	menor caso	Sec. 2.2.7
		0,5913	ms	mayor caso	
Ruido de lectura	σ_{ro}	350	e^-	peor caso	Sec. 2.3.3
Ruido de cuantificación	σ_{qz}	705	e^-	peor caso	Sec. 2.3.4

- Este valor corresponde a uno de los requerimientos impuesto para el SARE 2A para las futuras aplicaciones de sus imágenes.
- Valores similares que se espera que posea el SARE 2A, referenciados desde el satélite *RALCam-4*.
- Al considerarse parámetros medidos para cada píxel, el área activa sensible será entendida como el área cuadrada de un píxel.

La tabla 2.3 expone los valores de estas constantes, considerando las variables resumidas durante la sección 2.4.1, para los diferentes casos de *cut-off wavelength* que se contemplaron en la tabla 2.1.

Tabla 2.3 – Constantes del cálculo radiométrico.

Cut-off wavelength	$\mathbb{A} \left[\frac{A^2 \cdot cm^4 \cdot sr^2 \cdot \mu m^2}{mW^2} \right]$	$\mathbb{B} \left[\frac{A^2 \cdot cm^2 \cdot sr \cdot \mu m}{mW} \right]$	$\mathbb{C} [A^2]$
1,7[μm]	$4,342826 \cdot 10^{-26}$	$2,952091 \cdot 10^{-27}$	$8,283817 \cdot 10^{-25}$
1,95[μm]	$5,714046 \cdot 10^{-26}$	$3,386222 \cdot 10^{-27}$	
2,2[μm]	$7,273106 \cdot 10^{-26}$	$3,820353 \cdot 10^{-27}$	
2,5[μm]	$9,391924 \cdot 10^{-26}$	$4,341310 \cdot 10^{-27}$	
2,7[μm]	$1,095474 \cdot 10^{-25}$	$4,688615 \cdot 10^{-27}$	

2.4.2. Saturación del detector

Ya que se conoce el valor de saturación del detector, como se vio durante la sección 2.3.4, correspondiente a una cantidad de $2,5 \cdot 10^6 [e^-]$, es posible utilizar la ecuación 2.27 para hallar la señal generada por el detector en función de la radiancia que incide sobre este. De esta manera se puede comparar esta señal con el valor de saturación, tal como se puede apreciar en la figura 2.17.

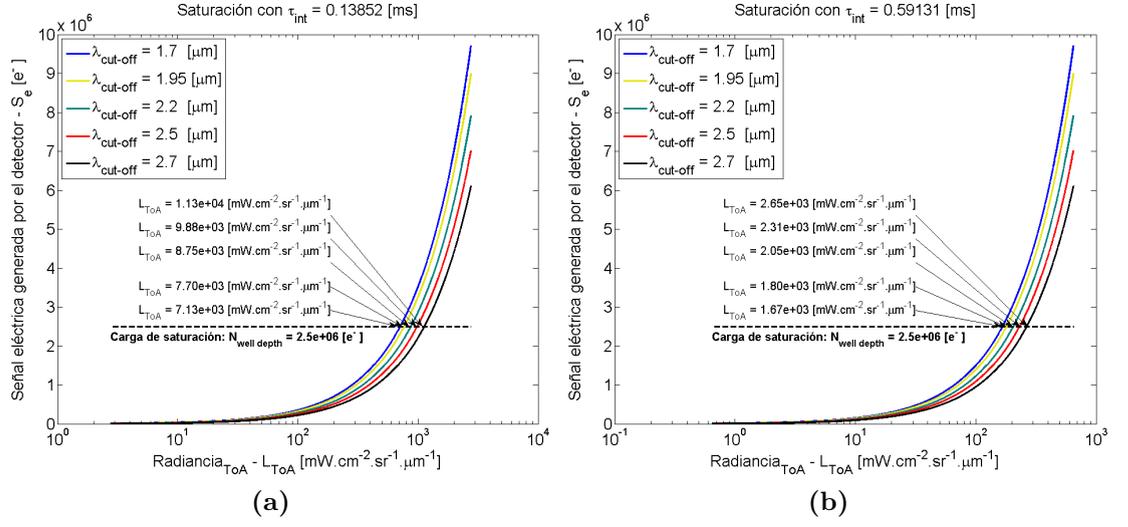


Fig. 2.17 – Saturación del detector de MCT, para los casos extremos de tiempo de integración: a) mínimo y b) máximo.

2.4.3. Mínima radiancia detectable

Si se obtienen valores de *dark current* (I_{dk} [A]), en función de la radiancia a tope de atmósfera (L_{TOA} [$mW/cm^2.sr.um$]), mediante la ecuación 2.27, luego es posible atribuírselo a un determinado valor de FPT, usando las curvas ajustadas que se resumieron en la tabla 2.1. De esta manera se puede graficar la temperatura del detector en función de la radiancia a tope de atmósfera. Ambos parámetros pueden ser entendidos como: *FPT*, la máxima temperatura del detector y L_{TOA} , la mínima radiancia detectable; valores que permiten cumplir con el requerimiento de SNR. La figura 2.18 muestra dicha gráfica para 2,5 μm de *cut-off wavelength*, longitud de onda de corte para la cual fue diseñado el detector usado como modelo, el *Saturn* de *Sofradir* [4]. Se puede apreciar que los valores de FPT obtenidos crecen rápidamente a partir de un cierto valor de radiancia. Esta zona de crecimiento abrupto determina un valor de “radiancia mínima”, por debajo de la cual ya no es posible realizar un sensado, con el instrumento

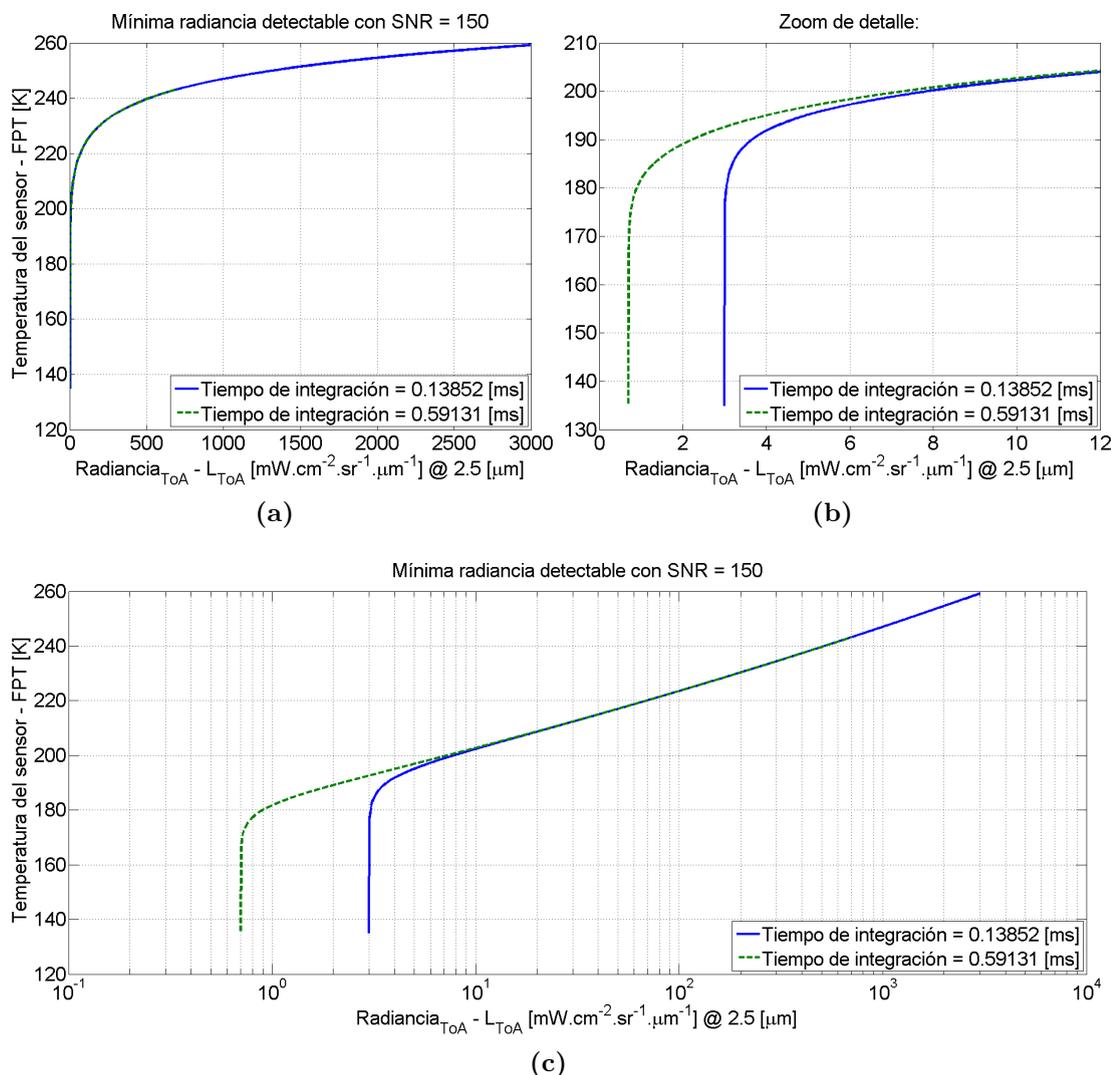


Fig. 2.18 – a) *Mínima radiancia detectable, respetando un valor de SNR = 150, para un cut-off wavelength de 2,5 [μm].* b) *Gráfica ampliada* y c) *con eje de abscisas logarítmico.*

satelital, que cumpla con los requerimientos impuestos por la misión. Este valor se determina en base a la corriente oscura, ruido *shot* y de cuantificación remanente durante la exposición a esta baja radiancia. Existen métodos que, bajo estas condiciones, permiten mejorar la SNR, como por ejemplo la técnica de integración con retraso de tiempo (*time delay integration* - TDI), pero que no será contemplada aquí; o alternatively podría considerarse, además, relajar los requerimientos de misión, pero estas refieren al diseño del instrumento satelital que requieren de un análisis particular que no es el objetivo de esta tesis.

Radiancia típica

Durante la revisión de concepto de misión (*mission concept review* - MCR) de SARE 2A, se expusieron valores de radiancia típica para realizar los cálculos radiométricos y obtener la SNR del instrumento (CAR) [17]. Estos valores de radiancia se presentaron en relación a cuatro bandas (B1, B2, B3 y B4), pertenecientes a un detector multi-espectral (MS), y a una pancromática (PAN). Esta información se resume en la tabla 2.4.

Tabla 2.4 – *Radiancias típicas de las bandas espectrales del SARE 2A [17].*

Banda espectral			Valor	Unidad
MS	B1	450 - 520 [nm]	6,1	$\frac{mW}{cm^2 \cdot sr \cdot \mu m}$
	B2	520 - 590 [nm]	5,8	
	B3	630 - 690 [nm]	4,9	
	B4	770 - 890 [nm]	4,3	
PAN	450 - 900 [nm]	4,7		

2.4.4. Variación porcentual de la FPT

Si los valores de radiancia a detectar son relativamente bajos y se encuentran en la zona de crecimiento abrupto de la curva de FPT, las variaciones de temperatura, dentro de un margen razonablemente estrecho para que no escape de dicha zona, no tendrán grandes repercusiones en la *performance* del instrumento. Este margen debería ser establecido formalmente y determinaría la mínima variación admisible de FPT. Supongamos el caso de *cut-off wavelength* de 2,5 [μm], longitud de onda de corte de *Saturn*, se pueden calcular las variaciones porcentuales de FPT en relación con las de radiancia cercana a la zona de crecimiento abrupto. La tabla 2.5 reúne la información de estos cálculos comparativos, para valores de radiancia relativamente bajos y para algunos casos de SARE 2A, entendiendo que son sólo valores de referencia y no determinan radiancias típicas reales en la banda espectral considerada. Al observar la figura 2.18 y la tabla 2.5 se aprecia que un tiempo de integración menor se traduce en una menor cantidad de energía captada, y el cálculo radiométrico final arroja, en consecuencia, un menor valor de SNR. Por tal razón las radiancias mínimas detectables son mayores para el caso de configuración de mínimo tiempo de integración, que, recordando lo visto en la sección 2.1 sobre SARE 2A, corresponde a un valor de GSD de 1 [m]. Por ende se utilizará el menor tiempo de

Tabla 2.5 – Casos de variación porcentual de FPT [K] frente a la de mínima radiancia detectable, para un cut-off wavelength de 2,5 [μm].

Radiancia $\left[\frac{mW}{cm^2 \cdot sr \cdot \mu m}\right]$	Variación porcentual	FPT media	Variación porcentual promedio de FPT	FPT _{max} FPT _{min}
<i>Para tiempo de integración mínimo: $\tau_{int} = 0,138520[ms]$</i>				
3,0	± 0,01 %	135,02	± 48 % $\begin{cases} +27,14 [K] \\ -37,88 [K] \end{cases}$	162,15 97,14
3,5	± 1 %	188,81	± 0,3 % $\begin{cases} +0,28 [K] \\ -0,30 [K] \end{cases}$	189,09 188,52
4,3	± 5 %	193,00	± 0,8 % $\begin{cases} +0,73 [K] \\ -0,84 [K] \end{cases}$	193,73 192,17
6,1	± 10 %	197,41	± 1,1 % $\begin{cases} +1,01 [K] \\ -1,18 [K] \end{cases}$	198,41 196,23
<i>Para tiempo de integración máximo: $\tau_{int} = 0,591307[ms]$</i>				
0,7	± 0,01 %	135,22	± 32 % $\begin{cases} +18,07 [K] \\ -25,12 [K] \end{cases}$	153,29 110,10
3,0	± 1 %	192,54	± 0,088 % $\begin{cases} +0,084 [K] \\ -0,085 [K] \end{cases}$	192,63 192,46
4,3	± 5 %	195,58	± 0,43 % $\begin{cases} +0,41 [K] \\ -0,43 [K] \end{cases}$	195,99 195,15
6,1	± 10 %	198,50	± 0,85 % $\begin{cases} +0,80 [K] \\ -0,88 [K] \end{cases}$	199,30 197,62

* La obtención de estas variaciones porcentuales se halló mediante una interpolación lineal para una reconstrucción de puntos exponenciales de la FPT en función de la radiancia.

** Si se afina la distribución exponencial de puntos, las variaciones porcentuales de FPT, en la zona de crecimiento abrupto, deberían ser menores.

integración para calcular la FPT, de manera tal que se esté frente a un supuesto peor caso operativo.

A continuación, podemos graficar la variación de FPT, en función de la mínima radiancia detectable, extendida a las demás *cut-off wavelength*, como puede verse en la figura 2.19. Mediante el uso de esta gráfica, podemos determinar, para supuestos casos de “mínima radiancia detectable” requerida, la “máxima FPT” admisible para cada una de las *cut-off wavelength* ejemplificadas. La tabla 2.6 resume algunos de los valores más significativos.

2.4. Temperatura del detector

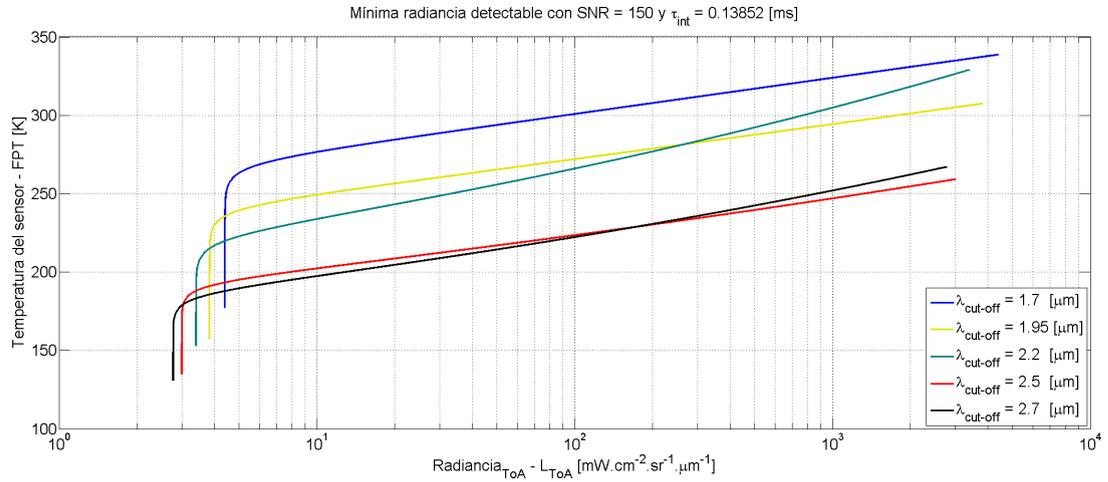


Fig. 2.19 – *Mínima radiancia detectable, respetando un valor de SNR = 150 con un tiempo de integración mínimo, para diferentes cut-off wavelength.*

Tabla 2.6 – *FPT requerida para diversos valores de radiancia.*

Cut-off wavelength	L _{ToA} [$\frac{mW}{cm^2 \cdot sr \cdot \mu m}$]	FPT	
		[K]	[°C]
2,7[μm]	2,77137	131,01	-142,14
	2,79058	169,13	-104,02
	2,80992	171,70	-101,45
	2,82940	173,25	-99,90
2,5[μm]	2,99308	135,00	-138,15
	2,99514	168,66	-104,50
	2,99721	171,00	-102,15
	2,99929	172,40	-100,75
	3,00136	173,40	-99,76
2,2[μm]	3,40122	153,13	-120,02
	3,40125	173,24	-99,92
	3,40127	175,58	-97,57
1,95[μm]	3,83728	157,47	-115,68
	3,83730	189,18	-83,97
1,7[μm]	4,40158	177,10	-96,05
	4,40161	212,88	-60,27

2.4.5. Predominio de dark current

Como se ha visto anteriormente, la *dark current* (DC) aumenta con la temperatura del detector (FPT), razón por la que es de interés compararla con los demás ruidos a diferentes FPT, con el objetivo de apreciar cuán significativa es esta, frente al total de ruidos que afectan la *performance* del detector. Se decide expresar matemáticamente el “predominio” del ruido por corriente oscura (p_{dk}), en relación al total de ruidos, como sigue:

$$p_{dk} [\%] = \left(\frac{\sigma_{dk}}{\sigma_t} \right) \cdot 100 = \left(\frac{\sigma_{dk}}{\sqrt{\sigma_{sh}^2 + \sigma_{dk}^2 + \sigma_{ro}^2 + \sigma_{qz}^2}} \right) \cdot 100$$

La figura 2.20 representa el predominio porcentual del ruido por *dark current* frente al total de ruidos considerados para el análisis⁷.

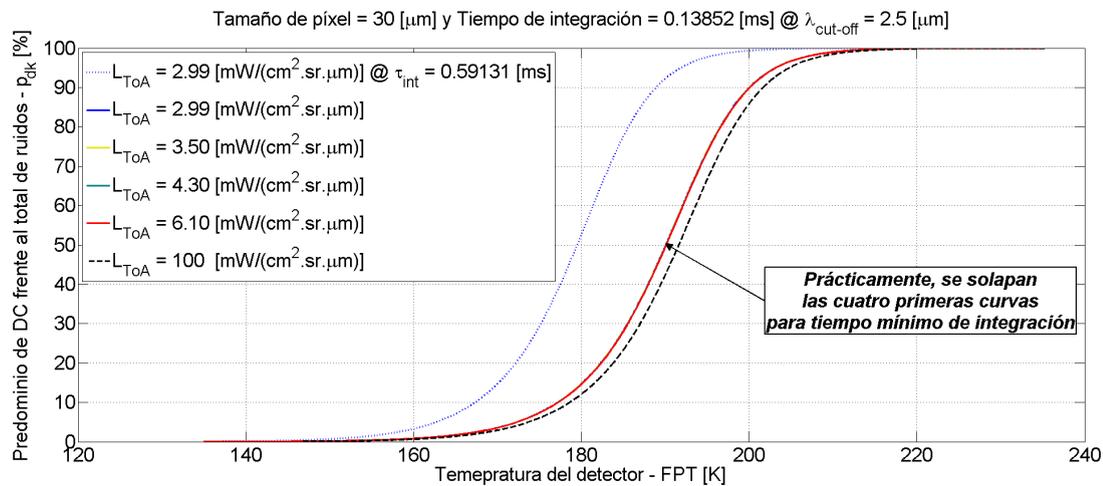


Fig. 2.20 – Predominio de *dark current* frente al total de ruidos considerados en la operación del detector de MCT.

Al observar la figura 2.20 se aprecia que a partir de una $FPT \cong 215$ [K] la *dark current* adquiere valores relativamente altos y su predominio, respecto del total de ruidos, ronda el 100%. Por debajo de $FPT \cong 140$ [K] se establece un predominio porcentual despreciable de *dark current*, $p_{dk} = 0\%$, temperatura a la que no serían perceptibles los efectos de corriente oscura en los ruidos contemplados para el cálculo radiométrico, hecho que se puede comprobar para las demás *cut-off wavelength* observando y comparando con la figura 2.19.

⁷Los valores de radiancia (L_{ToA}) seleccionados para graficar el “predominio de la corriente oscura” son arbitrarios e intentan cubrir los valores de radiancia típica de SARE 2A (tabla 2.4) y las expuestas como mínimas detectables (tabla 2.6), más valores extremos para demostrar una tendencia intuitiva de la evolución de estas curvas.

CAPÍTULO 3

Sistemas criogénicos

3.1. Refrigeración criogénica

La refrigeración de cargas útiles (*payloads*), en programas espaciales, a temperaturas criogénicas, en el rango de 2-150 [K], es un asunto que viene siendo atendido desde el año 1960. La figura 3.1 muestra las principales tecnologías usualmente empleadas en la refrigeración a diferentes temperaturas y capacidades térmicas. En primera instancia es posible clasificar los sistemas de

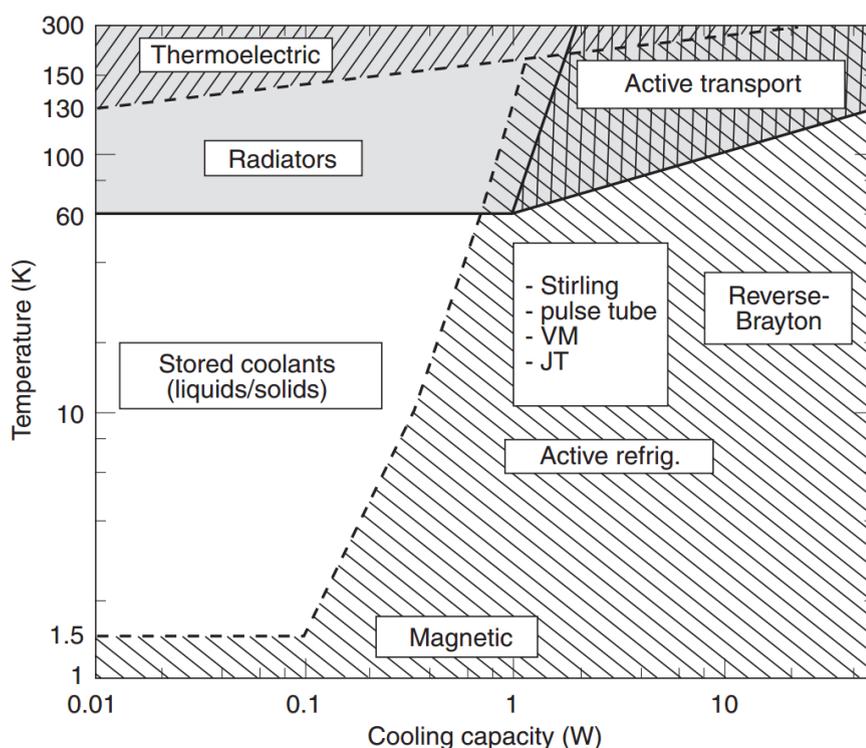
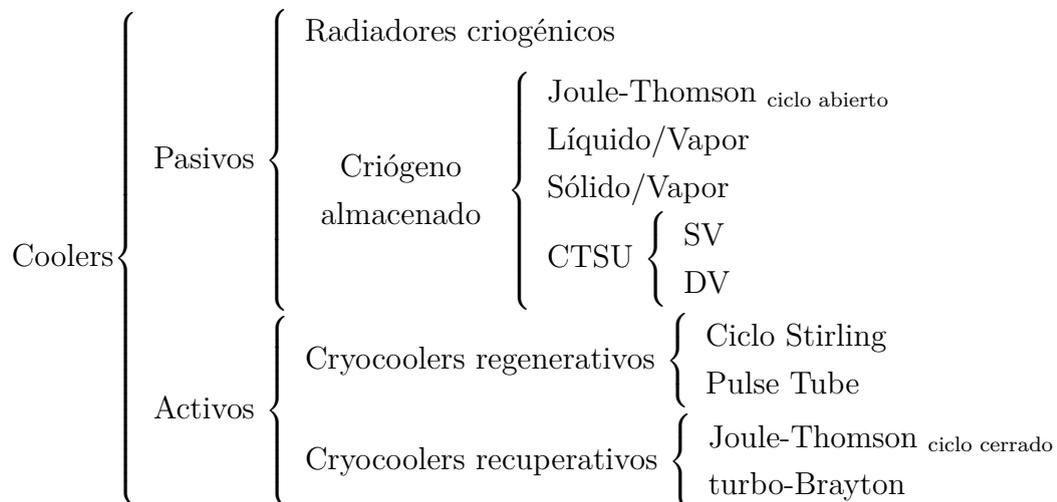


Fig. 3.1 – Métodos de refrigeración criogénica comúnmente empleados en misiones espaciales. Imagen extraída del capítulo 1 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21, pág.1].

refrigeración entre *pasivos* y *activos*, donde los primero nombrados se caracterizan por poseer un consumo de energía eléctrica (*input power*) despreciable, no obstante los activos poseen la ventaja de poder cubrir mayores demandas

de capacidad de refrigeración (*cooling capacity*). Estos sistemas pueden lograr variadas temperaturas criogénicas, tal como se ve en la figura 3.1, en sus “extremos fríos” (comúnmente denominados como *cold-end* o *cold-tip*) donde son montados los respectivos dispositivos a refrigerar. Es posible lograr menores temperaturas y disminuir las cargas térmicas parásitas, en cada sistema para diseños particulares, mediante la implementación de **etapas** de refrigeración, donde progresivamente se alcanzan temperaturas cada vez más bajas hasta que la última posee la temperatura del dispositivo de interés. A partir de temperaturas cercanas a los 130 [K] ya es posible la refrigeración mediante los tradicionalmente utilizados refrigeradores termo-eléctricos (*thermoelectric cooler* - TEC), pero estos se vuelven aplicaciones atractivas para reducidos requerimientos de disipación térmica ($\ll 1$ [W]), ya que sus eficiencias resultan ser bajas frente a las demás tecnologías cuando se afrontan capacidades de refrigeración relativamente altas, razón por la que serán descartados de este proceso de estudio y comparación. El diseño térmico del sistema de refrigeración posee fuerte dependencia de las características de la misión espacial, tales como su órbita y la configuración de la plataforma satelital en general, motivo por el cual la configuración y puesta a punto del sistema debe hacerse para casos particulares [21].

Esta tesis hace una comparación cualitativa y cuantitativa de las características termodinámicas de los principales sistemas de refrigeración criogénica utilizados en misiones satelitales. Estos serán expuestos a partir de la sección 3.2 en adelante y pueden clasificarse como sigue:



3.2. Radiadores criogénicos

Como se puede observar en la figura 3.1, en aplicaciones espaciales es posible, bajo condiciones ideales, lograr temperaturas de refrigeración de hasta 60 [K] mediante el uso de un **radiador criogénico** (*cryogenic radiator*), diseñado adecuadamente para radiar energía térmica hacia el espacio. Tradicionalmente estos refrigeradores radiantes (*radiant cooler*) son preferentemente empleados cuando las temperaturas deseadas se encuentran en el rango de 60-200 [K]. Cuando las temperaturas son menores a los 150 [K] es necesario proteger al radiador mediante un *shield wall* para evitar así el ingreso de flujos de calor provenientes de la Tierra, el Sol o la estructura del satélite, ya sean estos directos o indirectos. Su operación entre 60-100 [K] se resuelve mejor con *cryogenic radiators* de varias etapas, las que ayudan a reducir las cargas parásitas en la etapa final (*patch radiador*). Adaptar el *cryogenic radiator* a las cargas parásitas que pueden sucederse para temperaturas por debajo de los 60 [K], requiere que el mismo ocupe demasiado volumen, lo que resulta en un alto requerimiento de masa [21].

Las **ventajas** presentes en la implementación de estos sistemas son que:

- el sistema no dispone de partes en movimiento constante,
- posee una inherente larga vida útil y
- no requiere de importantes consumos de energía adicionales (una pequeña cantidad de energía eléctrica puede ser utilizada con el fin de mantener estable la temperatura, implementado mediante *heaters* o mecanismos que reorienten o cubran/descubran parte del *cryogenic radiator*, en caso de diseños más complejos).

3.2.1. Principio de funcionamiento

El espacio profundo se encuentra a una temperatura efectiva que ronda los 3-4 [K], razón por la cual se convierte en un ambiente ideal para la implementación de sistemas pasivos radiantes para refrigeración criogénica. Pero tal método de disipación de calor se vuelve ineficiente frente a los demás, los cuales serán abordados en las secciones 3.3 y 3.4, ya que este disminuye con la temperatura a la cuarta potencia, haciendo alusión a temperaturas criogénicas.

Las características del proyecto satelital definen el diseño del radiador

criogénico, tales como **i)** el tipo de órbita (polares, ecuatoriales, etc.), **ii)** la altitud de la órbita (baja, geoestacionaria, elíptica, etc.), **iii)** la carga térmica a refrigerar (capacidad de refrigeración requerida en $[mW]$), **iv)** la temperatura de refrigeración requerida y a la que debe encontrarse el *patch* radiador, **v)** la orientación relativa del satélite, con respecto a la Tierra y el Sol, en su órbita **vi)** y la ubicación específica y disponible del radiador en la estructura del satélite. Esto quiere decir que el sistema no puede afrontar cambios importantes en el modo de funcionamiento y por ende debe ser adaptado a una misión satelital particular. Varios modelos son expuestos en “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21, cap.6].

El radiador criogénico requiere de una protección de superficie especular (*shield*). Este tiene como objetivo proteger la superficie emisora del radiador de la incidencia de fuentes térmicas directas o indirectas (reflexiones en superficies) que puedan deteriorar su *performance*. Las principales fuentes a bloquear son aquellas provenientes del Sol, la Tierra y la reflexión del Sol en la atmósfera terrestre, mejor conocido como albedo. Además, el *shield* debe aislarse para evitar así la conducción de energía térmica, ya que la temperatura externa del mismo podría ser tan alta como $300 [K]$, dependiendo del diseño. En caso que el radiador esté expuesto a la luz solar, una buena práctica, para reducir la carga térmica radiante desde el *shield* hacia el *patch* radiador, es instalar una adecuada protección superficial (*coating*) en los extremos del *shield*, implementado mediante pinturas blancas/negras, en órbita terrestre baja (*low earth orbit* - LEO)¹, o reflectores solares ópticos (*optical solar reflector* - OSR), en órbita ecuatorial geoestacionaria (*geostationary equatorial orbit* - GEO)². Para el caso de una misión satelital en órbita tipo LEO, que presente una configuración tal que permita la existencia de superficies no expuestas directamente a la radiación del Sol, debe procurarse que la Tierra sea la única fuente de calor visible en la “hemiesféra” observable por el radiador, la que será bloqueada mediante la instalación de dicho *shield* [21].

Cargas térmicas principales y parásitas

El diseño de un radiador criogénico requiere de un soporte estructural y conexiones eléctricas para monitorear su temperatura o controlar la operación de *heaters* u otros mecanismos (para el caso de diseños más complejos). Estos

¹Órbita con altitud entre 200 y 2000 $[km]$ aproximadamente.

²Órbita con altitud de 35.786 $[km]$.

componentes introducen una transferencia de carga térmica hacia el *patch* radiador, a causa de que sus temperaturas de funcionamiento normal rondan los 300 [K], de manera tal que es necesario una aislación térmica de ellos. En caso de que el radiador posea más de una etapa, se pueden discriminar las cargas térmicas que afectan a cada una de ellas. La figura 3.2(a) representa un esquema de las cargas térmicas, radiantes y conductivas, que afectan a diferentes etapas de un radiador acoplado a la parte trasera de un instrumento óptico; mientras que la figura 3.2(b) muestra una perspectiva en explosión, donde se aprecian las distintas etapas radiantes correspondientes a un diseño real.

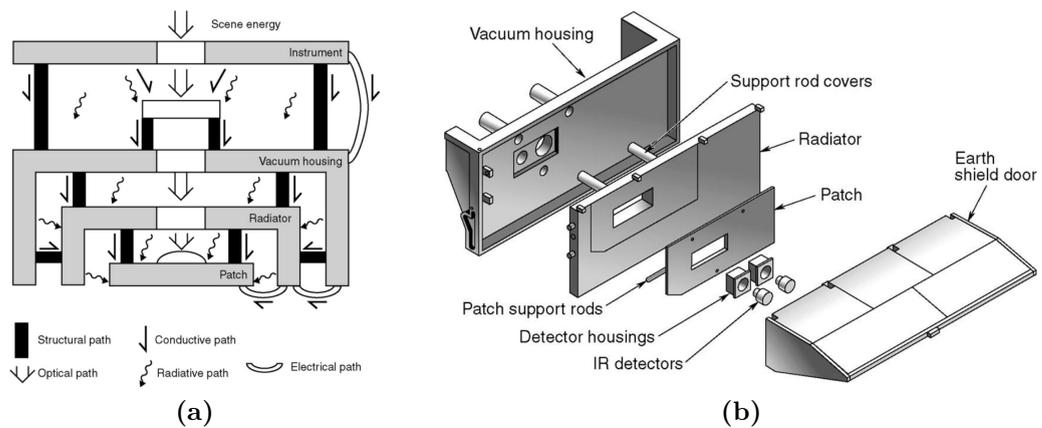


Fig. 3.2 – a) Esquema de los principales flujos de cargas térmicas en las etapas de un radiador criogénico [21, pág.59]. b) Configuración del radiant cooler de HIRS/3 (High-Resolution Infrared Radiation Sounder) [21, pág.88]. “Vacuum housing”, “radiator”, y “patch” hacen referencia a las etapas 1,2 y 3 del radiador criogénico.

Conceptualmente, el diseño de un radiador criogénico se realiza usando como referencia un **estado estable en balance térmico**. Esto quiere decir que el flujo de energía total emitido por el radiador (Q_c) debe ser igual a la suma de la contribución del total de fuentes. Este balance térmico, para las S fuentes más representativas, queda establecido entonces por la siguiente ecuación [21, ecu.5.1, pág.57]:

$$Q_c = \sum_{i=1}^S Q_i = Q_{ks} + Q_{kw} + Q_{st} + Q_{sh} + Q_o + Q_d + Q_e + Q_{ch} + Q_{s/c} , \quad (3.1)$$

donde cada uno de los términos de la ecuación 3.1 es aclarado en la figura 3.3. La mayoría de los sub-índices utilizados corresponden a los citados en “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21, pág.58], otras fueron reemplazadas por comodidad para evitar ambigüedad. Luego, podemos entender

la ecuación 3.1 como sigue:

$$Q_c = Q_d + Q_{ch} + Q_{par} , \quad (3.2)$$

donde las componentes de las cargas parásitas (Q_{par}) serían:

$$Q_{par} = Q_o + Q_{st} + Q_{ks} + Q_{kw} + Q_e + Q_{sh} + Q_{s/c}$$

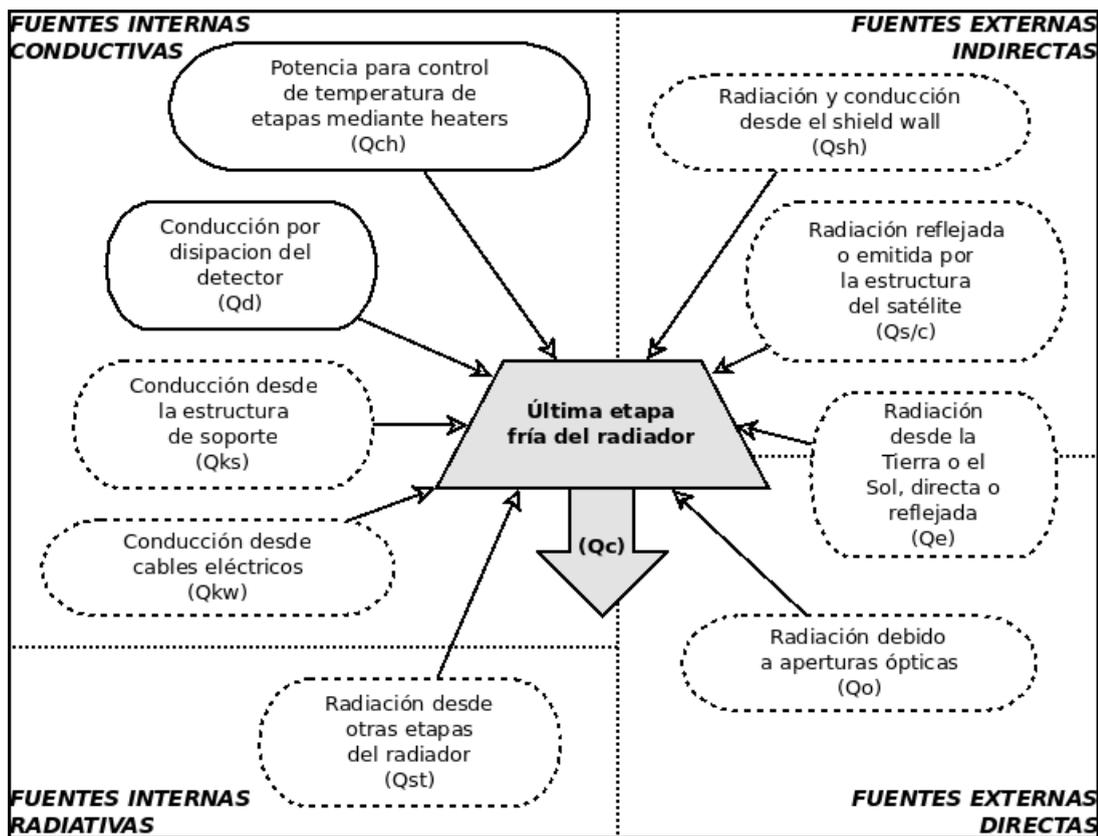
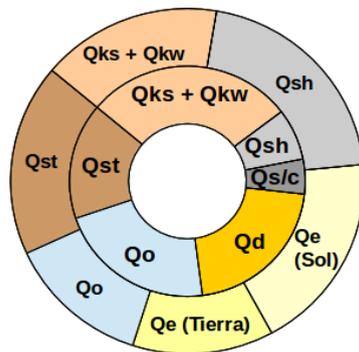


Fig. 3.3 – Diagrama de las principales fuentes de calor que establecen flujos de energía térmica, durante un equilibrio térmico, hacia el radiant cooler. El contenido encerrado con línea continua representa las cargas principales y con línea punteada las parásitas del radiador.

Cabe aclarar que la carga térmica Q_{ch} podría ser nula ante el supuesto caso de no requerir de calefacción para controlar la temperatura del dispositivo de interés, con el objetivo de disminuir la temperatura al mínimo que permite el diseño, no afectándose el correcto desempeño del mismo.

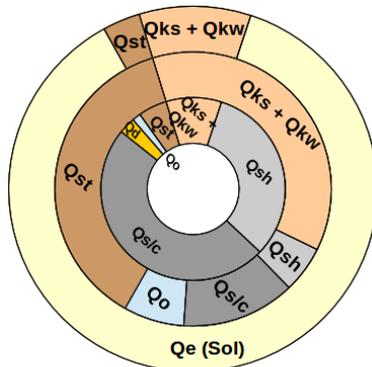
Un resumen de las cargas térmicas que afectan a dos radiadores criogénicos ³, de dos y tres etapas, se muestra en la figura 3.4 ⁴. En ella se demuestra un análisis que da a conocer como las **cargas parásitas** tienen proporciones comparables y hasta superiores, en porcentaje del total de cargas, a la **principal** que se tiene como objetivo refrigerar (Q_d). Estos casos prácticos son expuestos en el capítulo 5 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21, pág.83-89].



Anillo externo: primer etapa (Radiador)
 $T_r = 170,3$ [K] | $Q_r = 1,707$ [W]
 Anillo interno: segunda etapa (Patch)
 $T_p = 92,75$ [K] | $Q_p = 85,13$ [mW]

Carga Térmica	Radiador (etapa 1)	Patch (etapa 2)
$Q_{ks} + Q_{kw}$:	16.53 %	28.5 %
Q_{st} :	17.95 %	16.3 %
Q_o :	13.11 %	21.8 %
Q_e (Tierra):	12.98 %	-
Q_e (Sol):	18.63 %	-
(18 mW) Q_d :	-	21.1 %
$Q_{s/c}$:	-	4.9 %
Q_{sh} :	20.8 %	7.2 %

(a) Radiador de HIRS/3, satélite en órbita tipo: LEO (833 km).



Anillo exterior: primer etapa (Alojamiento)
 $T_{vh} = 234,7$ [K] | $Q_{vh} = 29,115$ [W]
 Anillo intermedio: segunda etapa (Radiador)
 $T_r = 139,6$ [K] | $Q_r = 348,8$ [mW]
 Anillo interno: tercer etapa (Patch)
 $T_p = 96,2$ [K] | $Q_p = 136,1$ [mW]

Carga Térmica	Primer etapa	Radiador (E.2)	Patch (E.3)
$Q_{ks} + Q_{kw}$:	9.8 %	37.0 %	9.7 %
Q_{st} :	3.3	37.1 %	5.1 %
Q_o :	-	7.1 %	1.5 %
Q_e (Tierra):	despreciable		
Q_e (Sol):	86.9 %	-	-
(4 mW) Q_d :	-	-	2.9 %
$Q_{s/c}$:	-	13.3 %	48.7 %
Q_{sh} :	-	5.5 %	32.1 %

(b) Radiador de GOES-M, satélite en órbita tipo: GEO.

Fig. 3.4 – Porcentaje de cargas térmicas, respecto del Q total en cada etapa, para ejemplos de diseño de radiadores de a) dos y b) tres etapas.

³Estudio realizado en [21, pág.85-89].

⁴Los sub-índices, utilizados en los epígrafes de los diagramas de torta de la figura 3.4 (vh , r y p), se basan en las nomenclaturas vistas en la figura 3.2 (*vacuum housing*, *radiator* y *patch*).

En la figura 3.5 se pueden observar los principales parámetros que serán contemplados para obtener valores estimados de las dimensiones de un radiador criogénico, las que serán desarrolladas en la sección de dimensionamiento (3.2.2).

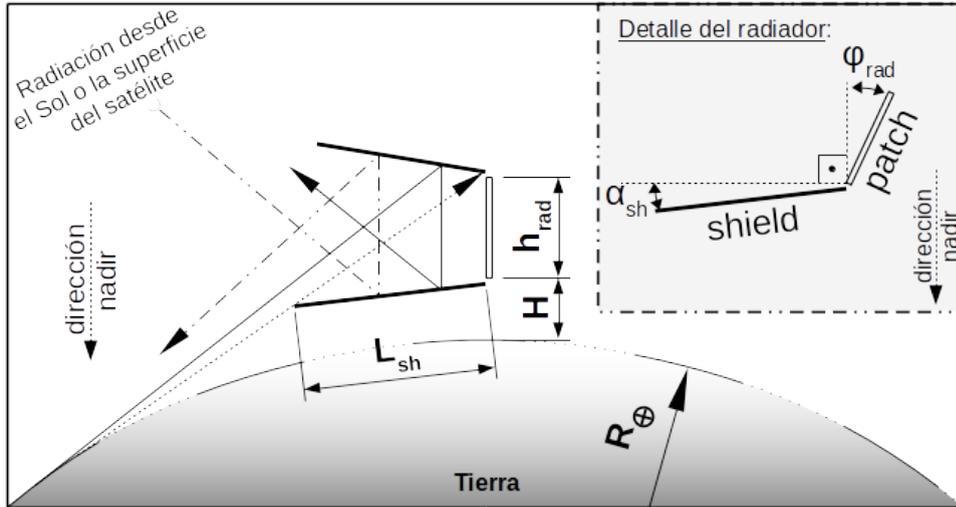


Fig. 3.5 – Radiador criogénico con patch radiador, como reflector y principales fuentes de radiación a ser bloqueadas para conservar su performance.

Para esta labor se harán las siguientes hipótesis:

- se considera un radiador criogénico de hasta tres etapas,
- no hay conducción ni radiación entre etapas,
- cada etapa poseerá una temperatura homogénea en su superficie,
- el *shield* completo se supondrá a una temperatura interna $20^{\circ}C$ menor a la de la última etapa (la de menor temperatura),
- toda su estructura será fabricada con el mismo material,
- la superficie emisora y el *shield* del radiador serán rectangulares
- y la carga térmica Q_c representa la radiación total que el radiador completo deberá disipar (incluye todas las etapas consideradas).

3.2.2. Dimensionamiento preliminar

La potencia radiada por el *patch* (Q_p), entendiendo a este, por ahora, como una superficie emisora total de una única etapa, es directamente proporcional a su área emisora (A_p) y a la temperatura de su superficie (T_p) elevada a la cuarta potencia, y se expresa mediante la siguiente ecuación [21, ecu.5.2, pág.58]:

$$Q_p = \eta_{EoL} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot A_p \cdot T_p^4, \quad (3.3)$$

donde η_{EoL} representa la **eficiencia final**, a fin de vida (*end of life* - EoL), relativa a radiadores criogénicos que en general dispersan calor en superficies relativamente grandes; ε es la emisividad de la superficie emisora (proporción de radiación térmica debida a la temperatura de la superficie) y σ es la constante de Stefan-Boltzmann ($5,670 \cdot 10^{-8} [W/(m^2 \cdot K^4)]$).

Para el caso usado como ejemplo de aplicación, SARE 2A, se especifica una órbita LEO heliosíncrona polar, con altitud entre 400-700 [km], con nodo descendente a las 10:30h [17]. La figura 3.6 muestra un esquema conceptual de como es iluminada aproximadamente una órbita heliosíncrona polar, tipo LEO, con un pequeño valor de inclinación. Puede apreciarse la formación de una superficie cónica, la cual también es vista mediante un movimiento relativo desde el satélite. El SARE 2A presenta paredes externas en forma de cubo (aproximadamente de 1450 [mm] de arista) que servirían, en principio, como área disponible para montar el radiador criogénico [10]. Bajo estas condiciones cabe esperar que exista una de las caras del satélite que nunca vea directamente al Sol, permitiendo que solo reste el bloqueo de la radiación infrarroja de la Tierra y el albedo. Simplificando así el problema, es posible concebir un modelo conceptual del radiador tal como se lo puede ver en la figura 3.7(a).

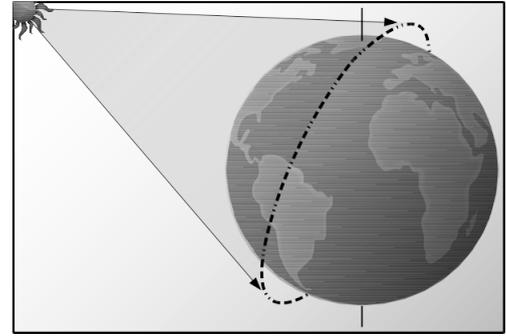


Fig. 3.6 – Esquema conceptual de un satélite en órbita heliosíncrona iluminado por el Sol a lo largo de su trayectoria.

Área de superficie emisora

La ecuación 3.3 es planteada bajo la consideración de una temperatura de espacio profundo nula ($T_\infty = 0 [K]$) y un *factor de vista* absoluto ($F_{p \rightarrow \infty} = 1$) del radiador hacia el espacio. La aplicación del *shield* bloquea una parte significativa de la visión del radiador hacia el espacio, este factor de vista puede ser hallado según la ecuación C.9 expuesta en el anexo C. Considerando estas discrepancias y basándonos en [21, ecu.5.11, pág.77], podemos reescribir la expresión:

$$Q_p = \eta_{EoL} \cdot \varepsilon_p \cdot \sigma \cdot A_p \cdot F_{p \rightarrow \infty} \cdot (T_p^4 - T_\infty^4)$$

Al denominarse *patch* a la última de las etapas de un radiador es que se opta por reemplazar el subíndice **p** por **rad**, a fin de representar mejor el área emisora

total del radiador criogénico evitando así confusión. Consideremos además que la potencia es radiada en parte al espacio y en menor medida al *shield*, lo que implica que deberíamos considerar n superficies radiadas, permitiendo igualar:

$$Q_{rad} = \sum_{j=1}^n Q_j = \eta_{EoL} \cdot \varepsilon_{rad} \cdot \sigma \cdot A_{rad} \cdot \sum_{j=1}^n F_{rad \rightarrow j} \cdot (T_{rad}^4 - T_j^4)$$

Si η_{EoL} , para este caso de análisis ideal, es considerado 100% y recordamos la hipótesis de una misma temperatura interna para todo el *shield* (adelantarse a ver la figura 3.7(b)), podemos particularizar:

$$Q_{rad} = \sigma \cdot A_{rad} \cdot \varepsilon_{rad} \cdot \left[F_{rad \rightarrow \infty} \cdot (T_{rad}^4 - T_{\infty}^4) + F_{rad \rightarrow sh} \cdot (T_{rad}^4 - T_{sh}^4) \right] ,$$

si tenemos en cuenta la aplicación de una cantidad total de st etapas, donde cada una posee igual emisividad y radía una fracción $\%q_i$ del total Q_{rad} , podemos despejar así el área total del radiador criogénico como sigue:

$$A_{rad} = \frac{Q_{rad}}{\sigma \cdot \varepsilon_{rad} \cdot [F_{rad \rightarrow \infty} \cdot (T_{rad}^4 - T_{\infty}^4) + F_{rad \rightarrow sh} \cdot (T_{rad}^4 - T_{sh}^4)]} ,$$

de donde es posible inducir la siguiente expresión:

$$A_{rad} = \sum_{i=1}^{st} A_i = \frac{Q_{rad}}{\sigma \cdot \varepsilon_{rad}} \cdot \sum_{i=1}^{st} \frac{\%q_i}{F_{i \rightarrow \infty} \cdot (T_i^4 - T_{\infty}^4) + F_{i \rightarrow sh} \cdot (T_i^4 - T_{sh}^4)}$$

Se ha considerado que las únicas superficies visibles por el radiador serán el espacio profundo y su *shield*, esto implica que:

$$F_{rad \rightarrow \infty} + F_{rad \rightarrow sh} = 1 ,$$

además, con motivo de simplificar el problema, se supondrá que cada etapa tendrá el mismo factor de vista, igual al máximo bloqueo que produce el *shield* total. Este supuesto no resulta técnicamente correcto, pero nos permitirá generalizar el caso de estudio para obtener valores aproximados, ya que determinar un factor de vista para cada etapa sería posible luego de hacer un diseño geométrico específico del radiador criogénico. Mediante estas consideraciones se puede igualar:

$$A_{rad} = \frac{Q_{rad}}{\sigma \cdot \varepsilon_{rad}} \cdot \sum_{i=1}^{st} \frac{\%q_i}{F_{i \rightarrow \infty} \cdot (T_i^4 - T_{\infty}^4) + (1 - F_{i \rightarrow \infty}) \cdot (T_i^4 - T_{sh}^4)}$$

$$A_{rad} = \frac{Q_{rad}}{\sigma \cdot \varepsilon_{rad}} \cdot \sum_{i=1}^{st} \frac{\%q_i}{F_{i \rightarrow \infty} \cdot (T_{sh}^4 - T_{\infty}^4) + T_i^4 - T_{sh}^4} \quad (3.4)$$

ε_{rad} será considerado igual a 0,97 en todas las etapas, correspondiente a superficie de *honeycomb* pintado de negro, al igual que en los ejemplos citados en “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21, pág.86-89] (otros valores pueden hallarse en [21, cap.23]).

Longitud de *shield*

Considerando un modelo simplificado de radiador criogénico, asimilable a una estructura de chapas, como se ve en la figura 3.7(a), se puede hallar una aproximación de su masa para luego ser comparada con otros sistemas de refrigeración criogénica. En el anexo C se obtiene una expresión de la longitud

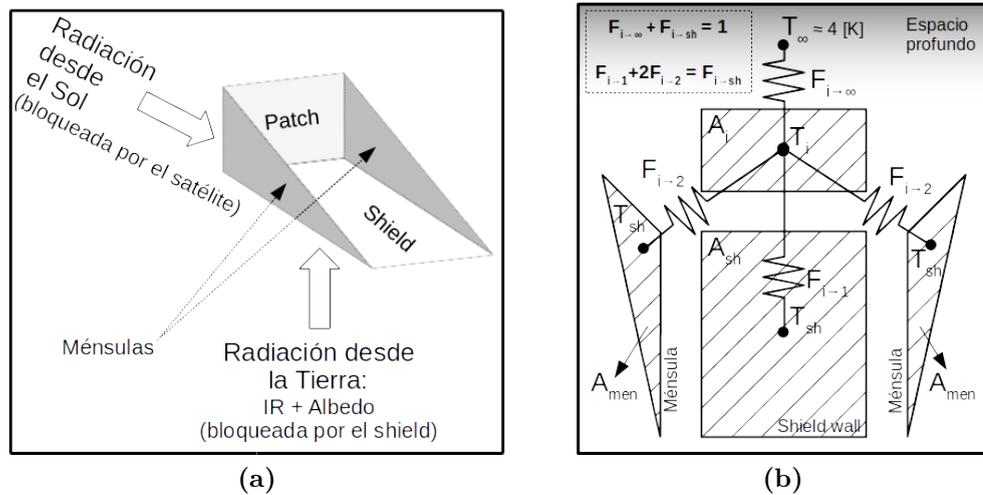


Fig. 3.7 – a) Modelo conceptual de radiador criogénico con su patch radiador y shield wall y b) esquema de las principales superficies expuestas al patch radiador.

del *shield wall* (L_{sh}) en función de su inclinación respecto de la normal del *patch* radiador (α_{sh}), de la altura (h_{rad}) e inclinación (φ_{rad} -respecto de nadir-) del *patch* radiador total, de la altura orbital del satélite ($H \equiv H_{sat}$) y del radio terrestre (R_{\oplus} -considerándola como una esfera-). Frente a este último supuesto podemos asumir, como peor caso, la Tierra circunscrita en una esfera de radio ecuatorial, el mayor de ellos ($R_{\oplus-ecu} = 6378,1 [km]$). Además, φ_{rad} es un valor muy dependiente de la estructura y el diseño del satélite, de tal manera que será despreciado del análisis y es considerado igual a cero ($\varphi_{rad} = 0^\circ$). Así podemos

reescribir la ecuación C.7, desarrollada en el anexo C, como sigue:

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \left\{ \sin \left[\arcsin \left(\cos \left(\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) \right) \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. - \arcsin \left(\frac{h_{rad} \cdot \sin(\varphi_{rad})}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) \right) \right] \right\} \\ \cdot \left\{ \csc \left[\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) \right. \right. \\ \left. \left. - \arcsin \left(\frac{h_{rad} \cdot \sin(\varphi_{rad})}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) - \alpha_{sh} \right] \right\},$$

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \frac{\sin \left[\arcsin \left(\cos \left(\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) \right) \right) \right]}{\sin \left[\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) - \alpha_{sh} \right]},$$

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \frac{\left(\frac{6378,1 \text{ [km]}}{\sqrt{(6378,1 \text{ [km]}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (6378,1 \text{ [km]}+H) \cdot h_{rad}}} \right)}{\sin \left(\arccos \left(\frac{6378,1 \text{ [km]}}{\sqrt{(6378,1 \text{ [km]}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (6378,1 \text{ [km]}+H) \cdot h_{rad}}} \right) - \alpha_{sh} \right)}$$

De esta manera podemos graficar la variación de L_{sh} en función de α_{sh} , a diferentes h_{rad} para casos extremos de H . Algunos ejemplos se pueden apreciar en las siguientes gráficas:

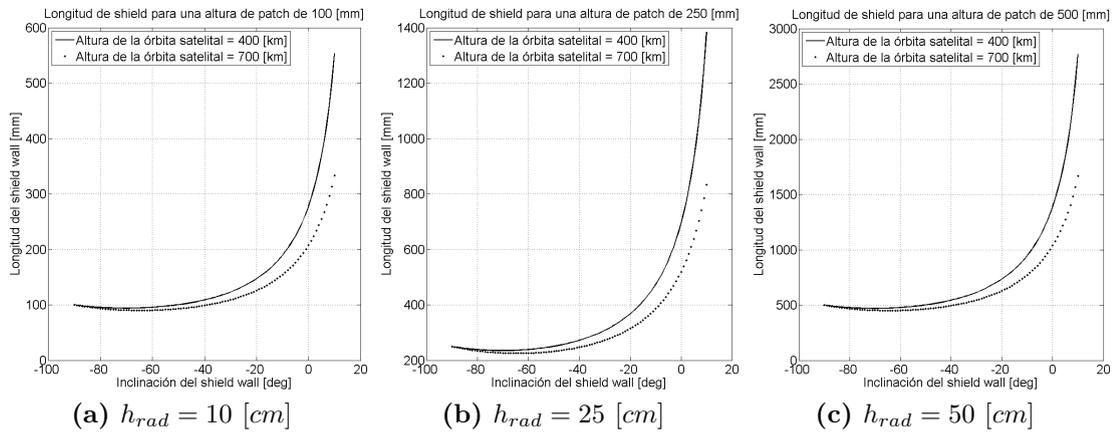


Fig. 3.8 – Variación de la longitud del shield wall en función de su inclinación, para diferentes alturas de patch radiador: a) 100 [mm], b) 250 [mm] y c) 500 [mm].

De las gráficas de la figura 3.8, se puede apreciar la necesidad de una mayor L_{sh} para menores alturas orbitales, razón por la que se pretende hacer el cálculo con $H = 400 [km]$ para un supuesto peor caso, pudiéndose expresar:

$$L_{sh} = \frac{h_{rad} \cdot \left(\frac{6378,1 [km]}{\sqrt{h_{rad}^2 + 13556,2 [km] \cdot h_{rad} + 45,94 \cdot 10^6 [km^2]}} \right)}{\sin \left(\arccos \left(\frac{6378,1 [km]}{\sqrt{h_{rad}^2 + 13556,2 [km] \cdot h_{rad} + 45,94 \cdot 10^6 [km^2]}} \right) - \alpha_{sh} \right)},$$

obteniéndose así la siguiente expresión simplificada:

$$L_{sh} = \frac{h_{rad} \cdot (2,46 \cdot 10^{-8} \cdot h_{rad}^2 + 3,33 \cdot 10^{-4} \cdot h_{rad} + 1,13)^{(-1/2)}}{\sin \left(\arccos \left([2,46 \cdot 10^{-8} \cdot h_{rad}^2 + 3,33 \cdot 10^{-4} \cdot h_{rad} + 1,13]^{(-1/2)} \right) - \alpha_{sh} \right)}, \quad (3.5)$$

donde h_{rad} , dentro de la raíz cuadrada, debe expresarse en unidades de $[km]$. De esta manera, se pretende utilizar la siguiente expresión final:

$$L_{sh} = \frac{h_{rad} \cdot \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right)}{\sin \left(\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) - \alpha_{sh} \right)}, \quad (3.6)$$

Estimación de masa del radiador criogénico

Luego, recordando la ecuación 3.4, podemos hallar el área total del radiador, suponiéndola rectangular, de la siguiente manera:

$$A_{rad} = h_{rad} \cdot w_{rad}, \quad (3.7)$$

donde w_{rad} es el ancho del radiador criogénico. Luego, haciendo uso de las ecuaciones 3.6 y 3.7, puede hallarse el área del *shield wall* (A_{sh}):

$$A_{sh} = L_{sh} \cdot w_{rad} = \frac{A_{rad} \cdot \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right)}{\sin \left(\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) - \alpha_{sh} \right)},$$

Por último, el área de ménsula (A_{men}) es obtenida con la ecuación C.8, del anexo C. Recordando la aclaración mencionada sobre φ_{rad} en la página 53, el área de la ménsula resulta:

$$A_{men} = \frac{L_{sh} \cdot h_{rad}}{2} \cdot \cos(\alpha_{sh}),$$

y así podemos encontrar, finalmente, el valor de masa del radiador criogénico completo (m_{rc}), el cual se compone de:

$$m_{rc} = m_{rad} + m_{sh} + 2 \cdot m_{men} ,$$

donde m_{rad} y m_{sh} son las respectivas masas del *patch* radiador y su *shield*, mientras que m_{men} representa la masa de cada ménsula que unen al *patch* con el *shield*, como se ve en la figura 3.7(a). Estas masas podrían calcularse contemplando su respectiva área, espesor (e_{rad}) y densidad (ρ_{rad} [kg/m^3]) del material de fabricación:

$$m_{rc} = \rho_{rad} \cdot e_{rad} \cdot (A_{rad} + A_{sh} + 2 \cdot A_{men}) ,$$

pudiéndose escribir, en base a la ecuación 3.4, la siguiente expresión:

$$m_{rc} = \rho_{rad} \cdot e_{rad} \cdot \left(\frac{Q_{rad}}{\sigma \cdot \varepsilon_{rad}} \cdot \sum_{i=1}^{st} \frac{\%q_i}{F_{i \rightarrow \infty} \cdot (T_{sh}^4 - T_{\infty}^4) + T_i^4 - T_{sh}^4} + \left(w_{rad} + h_{rad} \cdot \cos(\alpha_{sh}) \right) \cdot L_{sh} \right) ,$$

reemplazando la ecuación 3.6 en L_{sh} , finalmente obtenemos:

$$m_{rc} = \rho_{rad} \cdot e_{rad} \cdot \left[\frac{Q_{rad}}{\sigma \cdot \varepsilon_{rad}} \cdot \sum_{i=1}^{st} \frac{\%q_i}{F_{i \rightarrow \infty} \cdot (T_{sh}^4 - T_{\infty}^4) + T_i^4 - T_{sh}^4} + \left(w_{rad} + h_{rad} \cdot \cos(\alpha_{sh}) \right) \cdot \frac{h_{rad} \cdot \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right)}{\sin \left(\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) \right) - \alpha_{sh}} \right] \quad (3.8)$$

A modo de dar otro enfoque al problema, si se considera la **proporción** dimensional existente entre el *patch* radiador y su *shield wall* ($\kappa_{rad} = L_{sh}/h_{rad} \implies \kappa_{rad} = A_{sh}/A_{rad}$), a fin de contar con una variable que permita hacer tender el cálculo hacia un modelo final que no tenga dimensiones desproporcionadas, es posible exhibir una forma simplificada de las ecuaciones anteriores. A partir de esta relación, mediante la ecuación 3.5, puede hallarse un valor de α_{sh} para el cual existe una combinación de L_{sh} y h_{rad} que satisfagan la proporción κ_{rad} impuesta, tarea que fácilmente puede realizarse mediante una rutina en computadora. Desde este punto de vista la masa total del radiador

criogénico puede expresarse como sigue:

$$m_{rc} = \rho_{rad} \cdot e_{rad} \cdot \left(A_{rad} \cdot (1 + \kappa_{rad}) + L_{sh} \cdot h_{rad} \cdot \cos(\alpha_{sh}) \right)$$

$$m_{rc} = \rho_{rad} \cdot e_{rad} \cdot A_{rad} \cdot \left(1 + \kappa_{rad} + \frac{L_{sh}}{w_{rad}} \cdot \cos(\alpha_{sh}) \right)$$

$$m_{rc} = \left(\frac{\rho_{rad} \cdot e_{rad} \cdot Q_{rad}}{\sigma \cdot \varepsilon_{rad}} \cdot \sum_{i=1}^{st} \frac{\%Q_i}{F_{i \rightarrow \infty} \cdot (T_{sh}^4 - T_{\infty}^4) + T_i^4 - T_{sh}^4} \right) \cdot \left(1 + \kappa_{rad} + \frac{h_{rad} \cdot \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) \cdot \cos(\alpha_{sh})}{w_{rad} \cdot \sin \left(\arccos \left(\frac{R_{\oplus}}{\sqrt{(R_{\oplus}+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R_{\oplus}+H) \cdot h_{rad}}} \right) - \alpha_{sh} \right)} \right)$$

En la sección 3.5.1, de la página 86, se utilizará la ecuación 3.8 para comparar la masa que potencialmente requeriría un sistema típico asociado a cada método de refrigeración. La tabla 3.1 resume los valores considerados constantes para el proceso de cálculo del radiador criogénico. Si utilizamos la ecuación 3.4, obtenida

Tabla 3.1 – Constantes del cálculo de masa del radiador criogénico.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Eficiencia a fin de vida	η_{EoL}	100	%
Emisividad	ε_{rad}	0,97	<i>adim.</i>
Ancho máximo disponible ^a	w_{rad}	≤ 1450	<i>mm</i>
Radio terrestre	R_{\oplus}	6378,1	<i>km</i>
Altitud orbital	$H \equiv H_{sat}$	400	<i>km</i>
Inclinación del <i>patch</i>	φ_{rad}	≈ 0	<i>deg</i>
Densidad de chapa ^b	ρ_{rad}	2760	<i>kg/m³</i>
Espesor de chapa ^b	e_{rad}	1	<i>mm</i>

- a. En general, los valores de área total de radiador, que se obtendrán en la sección de comparación 3.5.1, requerirán $w_{rad} < 800$ [mm], si esta fuese considerada cuadrada.
b. Correspondiente a aleación de Aluminio 2618 (T851) [22, tabla C.1.6, pág.115].

anteriormente en la página 53, podemos hallar el área total de un radiador criogénico en función de la capacidad de refrigeración obtenida, asumiendo los valores resumidos en la tabla 3.1. La figura 3.9 expone estas gráfica para diferentes combinaciones de temperatura y carga porcentual disipada por etapa, datos explícitos en la leyenda. La gráfica demuestra que existe un crecimiento del área total del radiador, en relación al valor de carga total a disipar, muy acentuado para aquel de una etapa. La utilización de más de una etapa se manifiesta en un área total del radiador aproximadamente un orden de magnitud por debajo.

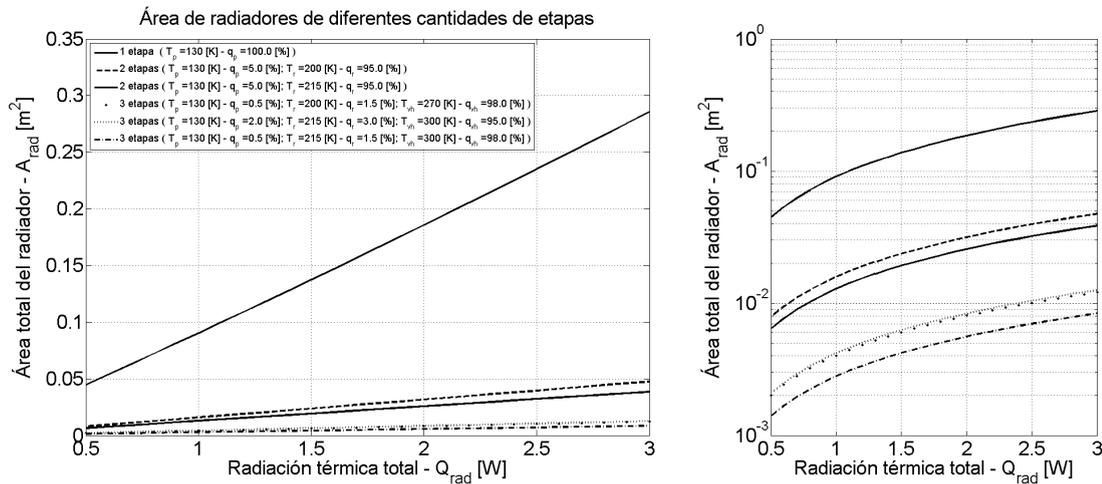


Fig. 3.9 – Área total de un radiador criogénico de una, dos y tres etapas, para diferentes combinaciones de temperatura por etapa y porcentaje de carga térmica disipada. La gráfica de la derecha es una representación de área en eje logarítmico. Al igual que en la figura 3.4, los sub-índices p , r y vh corresponden a variables pertenecientes al patch, el radiador y el vacuum housing respectivamente.

3.3. Almacenamiento de material criogénico

Un equipo de enfriamiento que utiliza un material refrigerante, conocido como *working fluid* para el caso de fluido refrigerante, es denominado como *cooler*. Cuando se aprovecha el cambio de fase del material refrigerante este es conocido como material de cambio de fase (*phase-change material* - PCM). El principio de funcionamiento de un sistema de almacenamiento de material criogénico consta de proporcionar refrigeración mediante el uso de un criógeno almacenado, ya sea un líquido criogénico (en estado sub-crítico o super-crítico), un sólido criogénico o un gas a alta presión. Las **ventajas** que presentan estos sistemas son:

- la simplicidad del diseño,
- la confiabilidad en la operación,
- la provisión de buena estabilidad de temperatura,
- un relativo diseño económico y
- requerimientos de consumo de energía despreciables;

mientras que las **desventajas** se centran en:

- la limitada vida útil del sistema, consecuencia de sus pérdidas (térmicas y de presión)
 - y la elevada masa y volumen que supone una extensa duración operativa;
- además, el uso de refrigerantes intercambiables en diferentes estados de agregación, que permiten cubrir un amplio rango de temperaturas operativas,

implica que el sistema conste de:

- diseños complejos de tanques de almacenamiento,
- aislamiento eficiente con el fin de minimizar las pérdidas parásitas y
- métodos de separación de fases, control de presión, etc. [21].

3.3.1. Almacenamiento de fluido criogénico

Existen diversos tipos de estos sistemas que pueden ser implementados para un amplio rango de aplicaciones, ya que se presentan en diferentes configuraciones, tales como:

- almacenamiento de gas a alta presión, usado en combinación de un dispositivo de expansión tipo Joule-Thomson y
- almacenamiento de líquidos criogénicos en diferentes estados, incluyendo:
 - dos fases líquido/vapor (sub-crítico),
 - líquido/vapor a baja o alta presión y/o
 - estados de simple fase a baja presión (super-crítico).

Los sistemas diseñados para el almacenamiento de fluidos criogénicos en el espacio, cubren un amplio rango de temperaturas para diversas aplicaciones y condiciones. Un típico ejemplo de aplicación lo conforma el almacenamiento de Helio líquido a muy baja presión (desde 10 a 40 [mmHg]) y temperaturas en el rango de 1,4-1,8 [K], estos han sido usados para refrigerar detectores que operan para bandas VLWIR en diversas misiones, las cuales pueden verse ejemplificadas en el capítulo 2 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].

Fluidos refrigerantes

Las temperaturas operativas alcanzables con este método de almacenamiento, para diferentes elementos refrigerantes, pueden verse en la figura 3.10(b) extraída desde el capítulo 2 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics”. Las mínimas temperaturas mostradas para el estado sólido supone una presión de vapor mínima arbitraria de 0,10 [mmHg], mientras que la máxima temperatura del estado sólido se basa en el *punto triple* (la temperatura a la cual un fluido existe como sólido, líquido y vapor) [21]. La figura 3.10(a) representa los cambios que puede sufrir un fluido, mediante un diagrama T - S , durante su operación en un ciclo de refrigeración. A continuación se mencionan los principales cambios y estados:

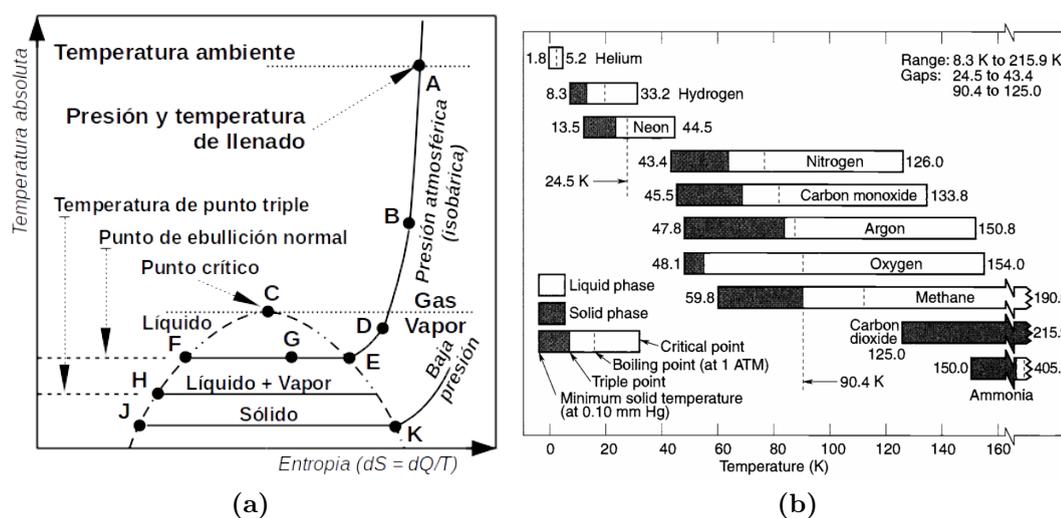


Fig. 3.10 – a) Esquema conceptual de temperatura-entropía para fluidos refrigerantes y b) rangos de temperatura de operación para selección de diversos refrigerantes intercambiables [21, pág.14].

ABDE : Gas refrigerado a presión constante.

EGF : Mezcla de líquido y vapor (punto normal de ebullición a 1 [atm]).

E : Vapor saturado.

F : Líquido saturado.

FJ : Refrigeración de un líquido, disminuyendo la presión de vapor, hasta su solidificación.

H : Punto triple (punto de fusión). El fluido existe como vapor, líquido y sólido. Por debajo de este, cualquier adición de calor produce vapor sin pasar por el estado líquido.

EF : Calor de vaporización.

JK : Calor de sublimación.

Joule-Thomson de ciclo abierto

Este tipo de *coolers* proveen refrigeración a través de la expansión de un gas (*efecto Joule-Thomson*) que proviene de un recipiente a alta presión. Aunque estos sistemas puedan utilizarse para misiones de vida relativamente extensas, funcionando a mayor presión de operación, las penalidades asociadas al almacenamiento de gas a alta presión y la generalmente baja eficiencia de expansión hacen que las tolerancias del sistema se vuelvan prohibitivas para la misión a medida que el tiempo de operación crece, por lo tanto estos son empleados para casos de refrigeración de corta duración o de forma

temperatura ambiente (T_{amb}) y decremento de la presión interna en el tanque. El intercambiador de calor, que permite establecer un flujo de calor desde la carga térmica, puede ser concebido como unos pequeños tubos, dispuestos en forma planar o en matriz, a través de los cuales fluye el *working fluid*, razón por la cual la contaminación del fluido refrigerante, que podría bloquear el inyector asociado, juega un papel crucial en el rendimiento de estos equipos. De igual manera la aparición de cristales de agua puede bloquear la boquilla de la válvula.

Ejemplo: Mariner 6 y 7 (JT cooler - N_2/H_2)

Fue la primer misión criogénica, desarrollada en julio-agosto del año 1969, con el objetivo de observar la superficie del planeta Marte. Esta consistía de un ciclo abierto Joule-Thomson de dos etapas: Nitrógeno/Hidrógeno, diseñados para refrigerar un espectrómetro infrarrojo, el *Mariner Mars Infrared spectrometers* (IRS), con detectores de $Hg:Ge$ (en la banda 1,9-14,3 $[\mu m]$) a temperatura de 22 [K] durante su operación. El proceso de refrigeración se inició 38 [min] antes

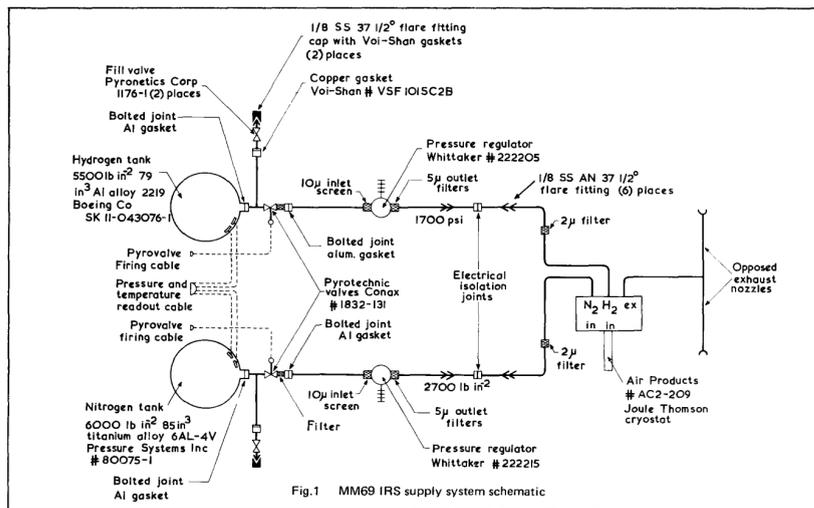


Fig. 3.12 – Representación esquemática del sistema de suministro de gas de Mariner [23].

de estar lo suficientemente cerca de la superficie marciana (a 3430 [km]) para comenzar con las capturas de radiación térmica del planeta, proceso que duró 27 [min]. La refrigeración, que duró 12 [min]/23 [min] para la línea de N_2/H_2 , se efectuó mediante el uso de válvulas pirotécnicas, pasando de 238 [K] a 22 [K] y proveyendo de una capacidad de refrigeración de $1/4$ [W] aproximadamente. La masa de solamente el sistema de provisión de gas a alta presión era de 5,9 [kg]. El *Mariner 7* fue un total éxito, no así el sistema *Mariner 6*, donde su etapa JT de N_2 falló en la operación [23].

3.3.2. Almacenamiento de sólido criogénico

Este representaría un método más eficiente que el anterior para refrigerar detectores en el espacio. Conlleva la ventaja de no requerir manipulación de fluidos, que se complica en situación de ingravidez, ni la separación de fases. Además, requiere de menor volumen y peso asociados al uso de criógeno en fase sólida, el cual posee mayor densidad y capacidad de contener calor por unidad de masa. La operación se basa en la absorción de calor sublimándose el criógeno sólido en cuestión. El gas producido debe ser venteadado hacia el espacio, cuidando de no generar perturbaciones sobre el sistema de control de actitud del satélite. A medida que se sucede este proceso, la presión de vapor tendería a caer y la temperatura no sería la deseada, razón por la cual es necesario dirigir el diseño para mantener una presión de vapor constante, operando en régimen por debajo del punto triple del material criogénico. Valores de presión de vapor, requeridos para diferentes elementos de refrigeración de uso típicos, en función de su temperatura se pueden ver en la figura 3.13(b).

Refrigerantes sólidos

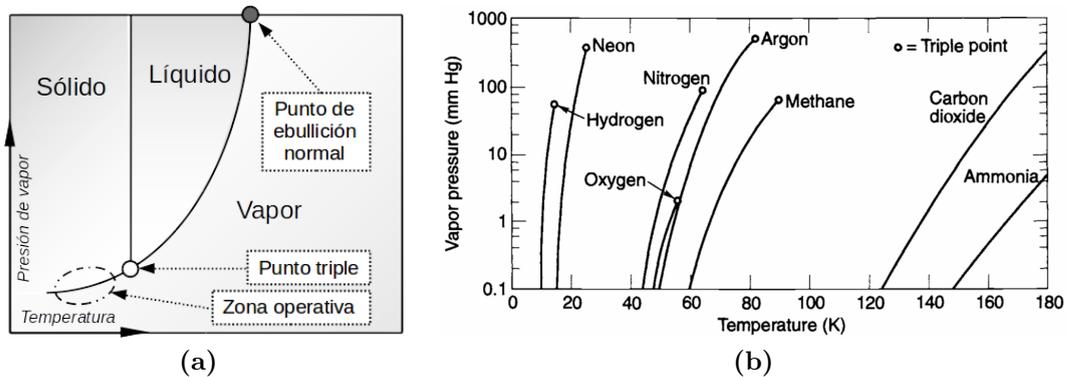


Fig. 3.13 – a) Esquema conceptual de la zona operativa para un refrigerante sólido y b) presión y temperatura operativas para diferentes refrigerantes sólidos típicos [21, pág.34].

Se pueden listar **ventajas**, relativas a otros sistemas, tales como:

- relativa simplicidad de fabricación,
- ausencia de partes móviles (no incorpora vibraciones),
- alta confiabilidad,
- excelente estabilidad térmica y
- ausencia de requerimientos de potencia;

así como sus **desventajas**:

- número limitado de material criogénico adecuado (figura 3.13(b)),
- masa y volumen posiblemente prohibitivo para grandes cargas térmicas y duración de misión muy extensa,
- requiere de instalaciones de alto costo en tierra para servicio y mano de obra,
- posibles restricciones importantes por parte del lanzamiento,
- posible emanación de vapores tóxicos y/o inflamables y
- posible impacto en el sistema de control de actitud del satélite, debido al venteo de gas hacia el espacio [21].

Ejemplo: WISE (Wide-field Infrared Survey Explorer)

Lanzado el día 14 de diciembre del año 2009, en órbita polar sincrónica al Sol (Nodo Ascendente a 6pm) de 530 [km] de altitud aprox. Un esquema de este puede verse en la figura 3.14. Consistía en un sistema de refrigeración

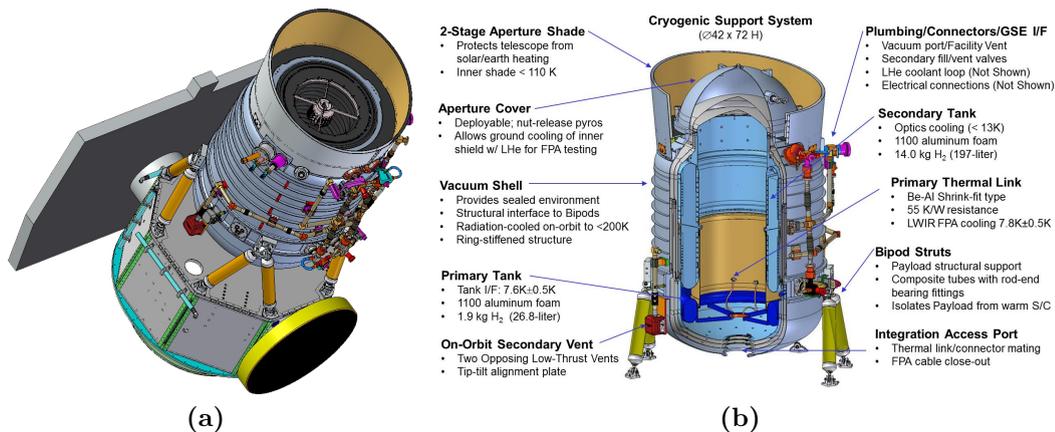


Fig. 3.14 – Sistema de vuelo WISE, **a)** esquema general en configuración operacional y **b)** vista en corte del sistema de soporte criogénico. Este posee una altura, ancho y profundidad de 285, 200 y 173 [cm] respectivamente [24].

criogénica de estado sólido encargado de controlar la temperatura de cuatro FPAs, correspondientes a dos detectores de HgCdTe (para las bandas MWIR de 2,8-3,8 [μm] y 4,1-5,2 [μm]) a temperatura de 32 ± 10,1 [K] con disipación de 6,7 [W] y dos detectores de Si:As (para las bandas LWIR de 7,5-16,5 [μm] y 20-28 [μm]) a temperatura de 7,8 ± 0,5 [K] con disipación de 3,7 [W], además de mantener el resto de la óptica a 17 [K]. El valor de masa total asociada al tanque, un telescopio de 40 [cm] de diámetro y la cámara era de 347 [kg], además de la masa de 15,7 [kg] correspondiente al criógeno utilizado: Hidrógeno (este ocupaba un 78 % del volumen total del tanque). Su operación requiere de un consumo

de potencia de 301 [W]. La misión, que tenía como requerimiento alcanzar un tiempo de vida de siete meses, fue interrumpida el 30 de septiembre del año 2010 cuando acabó de sublimarse todo el Hidrógeno a bordo [24].

3.3.3. Unidad de almacenamiento térmico criogénico

Existen aplicaciones que utilizan refrigeradores mecánicos, conocidos como *cryocoolers*, los que serán expuestos en la sección 3.4, que combinados con tanques criogénicos de alta eficiencia, a fin de proveer almacenamiento a largo plazo de fluido criogénico, pretenden minimizar el volumen a almacenar y el requerimiento de potencia del *cryocooler*, además de estabilizar la temperatura del dispositivo a refrigerar. Se aconseja el uso de estos cuando la relación entre la carga máxima y la mínima es superada por un factor de cuatro [21, pág.509]. Para ciclar y nivelar cargas térmicas, son necesarios dispositivos que pueden almacenar energía (cuando el calentamiento supera a la refrigeración) y transportar calor (cuando la refrigeración supera al calentamiento), para diferentes rangos de temperatura de operación y capacidad de almacenamiento. Un dispositivo que puede realizar estas funciones es conocido como unidad de almacenamiento térmico criogénico (*Cryogenic Thermal Storage Unit* - CTSU). Hay dos principales mecanismos físicos para proveer almacenamiento térmico criogénico: el almacenamiento de calor sensible (*sensible heat storage device* - SHSD o SH) y el almacenamiento de calor latente (*latent heat storage device* - LHSD o LH).

- Un dispositivo de almacenamiento de calor sensible (SH) tiene alta capacitancia, un bloque de material conductivo ubicado en contacto térmico con el componente criogénico a ser ciclado o nivelado térmicamente. El conjunto se calentará lentamente cuando se incremente la carga térmica y se enfriará lentamente cuando decaiga. Las **ventajas** de los SH son su simplicidad y confiabilidad. Las **desventajas** son su peso y la estabilidad térmica que se logra con el uso de los mismos.
- Un dispositivo de almacenamiento de calor latente (LH) es un recipiente sometido a presión lleno con PCM y conductivo térmicamente. El PCM, típicamente a través de su calor de fusión, provee de refrigeración mientras se derrite y almacena energía de refrigeración durante su solidificación. Como **ventaja**, un LH usualmente proveerá más capacidad de almacenamiento de energía y mejor estabilidad térmica que un SH, para un peso dado del sistema. Las **desventajas** de un LH son todas

las incertidumbres en las que se incurre durante su diseño. Si las cargas parásitas son más grandes que las predichas podría dificultar la solidificación del PCM después de fundirse. Así, los CTSUs basados en LH deberán ser diseñados con márgenes de capacidad de refrigeración.

Hay dos opciones para diseñar CTSUs basados en LH: volumen simple (*single-volume* - SV) y volumen doble (*dual-volume* - DV). Ya que los PCMs criogénicos son gases a temperatura ambiente, ambos tipos de CTSU deberán estar en recipientes aptos para soportar altas presiones. Además, la densidad de un PCM criogénico gaseoso, a temperatura ambiente y presión de llenado, es usualmente menor que su densidad de líquido o sólido a temperatura criogénica, por lo que un SV-CTSU es llenado por debajo de la máxima capacidad. Los DV-CTSUs superan esta limitación mediante separar dos volúmenes, por un lado el contenedor a presión y temperatura ambiente y por otro el intercambiador de calor (*heat exchange*) a temperatura criogénica. Así, el volumen criogénico del DV-CTSU es usualmente más pequeño, más eficiente térmicamente y tiene menores cargas parásitas que el único volumen de un SV-CTSU [25].

3.3.4. Dimensionamiento preliminar

Como se puede entender de las secciones anteriores, son diversas las variables que participan en la toma de decisión sobre la aplicación de uno u otro método de almacenamiento de PCM. Además, no es interés propio de esta tesis llegar a tal punto de discriminación sobre dichos sistemas, sino la comparación cualitativa de estos con otras tecnologías totalmente diferentes. De esta manera, se pretende hacer un cálculo estimado de un tanque de almacenamiento, considerado como el dispositivo que mayor masa aporta a estos sistemas, genérico para la misión que se está usando como caso de ejemplo, SARE 2A. Como requerimiento para esta misión satelital se pretende que la misma posea una duración (t_{mis}) no menor a los 5 años [17]. Este dato nos puede ser de utilidad para calcular el tiempo (t_Q) durante el cual se produce la refrigeración a bordo, variable analizada en el anexo D. Si suponemos que el satélite SARE 2A, planteado como iniciativa a futuro en el “Plan Espacial Nacional” [7], debe recorrer y sensar el territorio argentino, podemos estimar un máximo tiempo de funcionamiento del instrumento en base a la mayor extensión de este sobre la superficie terrestre (desarrollo latitudinal extremo norte-sur de aproximadamente $lat_{Arg} \approx 3779 [km]$). En adición, se sabe que cuatro y dos satélites, de la

serie SARE, deberían poseer un **tiempo de revisita** (t_{rev}) de 8 y 16 días respectivamente, pudiendo así intuir que el satélite SARE 2A poseerá un tiempo de revisita de 32 días. Además, considerando la ecuación B.2, desarrollada en el anexo B, se puede obtener un tiempo estimativo máximo de funcionamiento (t_{fun}) de la siguiente manera:

$$t_{fun} [s/revisita] = \frac{lat_{Arg}}{R_{\oplus}} \cdot \sqrt{\frac{(R_{\oplus} + H_{sat})^3}{G \cdot M_{\oplus}}}, \quad (3.9)$$

donde R_{\oplus} es el radio medio de la Tierra (6371 [km]), G es la constante gravitacional ($6,674 \cdot 10^{-11} [\frac{N \cdot m^2}{kg^2}]$) y M_{\oplus} es la masa de la Tierra ($5,972 \cdot 10^{24} [kg]$). Mediante la ecuación 3.9, se aprecia que el tiempo de duración será superior para mayores altitudes orbitales (H_{sat}), factor directamente proporcional a la masa del sistema, decidiéndose así utilizar la mayor altitud esperada para el SARE 2A (700 [km]). Finalmente, se puede hallar el tiempo de refrigeración de la siguiente manera:

$$t_Q [min] = t_{mis} \cdot \frac{365}{t_{rev}} \cdot \frac{t_{fun}}{60} = \frac{365 \cdot t_{mis} \cdot lat_{Arg}}{60 \cdot t_{rev} \cdot R_{\oplus}} \cdot \sqrt{\frac{(R_{\oplus} + H_{sat})^3}{G \cdot M_{\oplus}}},$$

$$t_Q [min] = \frac{365 \left[\frac{d}{a} \right] \cdot 5 [a] \cdot 3779 [km]}{60 [s/min] \cdot 32 [d] \cdot 6371 [km]} \cdot \sqrt{\frac{(6.371.000 [m] + 700.000 [m])^3}{6,674 \cdot 10^{-11} [\frac{N \cdot m^2}{kg^2}] \cdot 5,972 \cdot 10^{24} [kg]}}$$

reemplazando valores en la ecuación, se obtiene un tiempo de refrigeración total de aproximadamente $t_Q \cong 531 [min]$. El próximo paso consiste en seleccionar un PCM acorde a los requerimientos de refrigeración que se pretende ofrecer. Para la selección del PCM serviría de guía las siguientes observaciones [21, pág.413]:

- combinación de presión y temperatura de fusión/ebullición conforme los requerimientos de refrigeración,
- alto cambio de entalpía (calor de fusión/evaporación según corresponda),
- alto peso molecular y densidad, además de bajo coeficiente de expansión, para que el volumen necesario para el llenado del sistema y durante la refrigeración sea el mínimo posible;
- alta conductividad térmica en sus diferentes estados de agregación (considerar que, como regla general, a mayores variaciones de entalpía le corresponden PCMs con menor conductividad);
- baja presión de vapor a temperatura ambiente y que
- en lo posible no sea tóxico ni corrosivo para los materiales de fabricación.

Así, se decide basar el cálculo del recipiente contenedor en el caso de un SV-CTSU, como se describe en la página 66, con motivo de modelar un caso simple de diseño, haciendo la menor cantidad de hipótesis de operación. Bajo estas condiciones se espera llenar el equipo con PCM gaseoso, en condiciones ambientales terrestres, para que luego este funcione bajo el concepto operativo de LH. Entonces, utilizando la ecuación D.5 desarrollada en el anexo D, podemos hallar el valor de masa total del sistema de almacenamiento (llamado simplemente como CTSU) en función de las propiedades térmicas del material criogénico y de la resistencia mecánica del tanque:

$$m_{CTSU} = \frac{Q_c \cdot t_Q}{\Delta H_{fus}} \cdot \left[M_{PCM} + \delta_{tqe} \cdot R_u \cdot T_{amb} \cdot \frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \cdot \left(2 + \kappa_{\phi\ell} + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right) \cdot (1 + 2 \cdot \kappa_{\phi\ell}) + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot \kappa_{\phi\ell} \right) \right], \quad (3.10)$$

donde Q_c [W] es la capacidad total requerida de refrigeración, ΔH_{fus} [J/mol] y M_{PCM} [g/mol] son el calor de fusión y la masa molar del PCM respectivamente, R_u es la constante universal de los gases ideales ($8,314472$ [J/(K·mol)]), T_{amb} [K] es la temperatura ambiental de llenado del tanque, δ_{tqe} [kg/m³], σ_{adm} [Pa] y f_{seg} [adim.] son la densidad, tensión límite admisible y factor de seguridad del material de fabricación, P_{max} [MPa] la presión interna máxima y $\kappa_{\phi\ell}$ [adim.] la relación entre diámetro y longitud del tanque de almacenamiento respectivamente. En la tabla 3.2 se resumen los valores que serán considerados constantes para el cálculo de masa total del sistema.

Dimensiones del tanque

Si procedemos a realizar un ejemplo de dimensionamiento de tanque, en función de las constantes estimadas y las ecuaciones del anexo D, y asumiendo una capacidad de refrigeración esperada de 4 [W], es posible estimar un diámetro interno de 221,34 [mm], para el caso de un tanque esférico, suponiendo que se utiliza Nitrógeno como *working fluid*. Esto quiere decir que la presión interna sería de 75,99 [MPa]. Al usar el mismo material de fabricación referenciado en la tabla 3.2, podemos calcular el espesor de la pared del tanque. De la figura 3.15(a) se puede obtener la combinación de diámetro interno y espesor que otorga al tanque la resistencia suficiente para contener el gas durante su llenado en condiciones ambientales terrestres. Estos parámetros se ponen en

Tabla 3.2 – Constantes del cálculo de masa del tanque de almacenamiento.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Tiempo de refrigeración	t_Q	531	min
Temperatura de llenado	T_{amb}	20,85 \ 294	$^{\circ}C \setminus K$
Presión máxima de llenado ^a	P_{max}	10	MPa
Calor de fusión ^b	ΔH_{fus}	722,74	J/mol
Masa molar ^b	M_{PCM}	28,013	g/mol
Densidad del tanque ^c	δ_{tqe}	7920	kg/m^3
Resistencia última a la tracción ^c	σ_{adm}	1007	MPa
Factor de seguridad ^a	f_{seg}	2	$adim.$
Proporción entre diámetro y longitud	$\kappa_{\phi\ell}$	$2/3$	$adim.$

a. Valores sugeridos en “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” durante un ejemplo de diseño y dimensionamiento de un CTSU [21, pág.420-421].

b. Datos correspondientes a Dinitrógeno (N_2).

c. Datos correspondientes a Acero Inoxidable A286 [22, tabla C.6.1, pág.126].

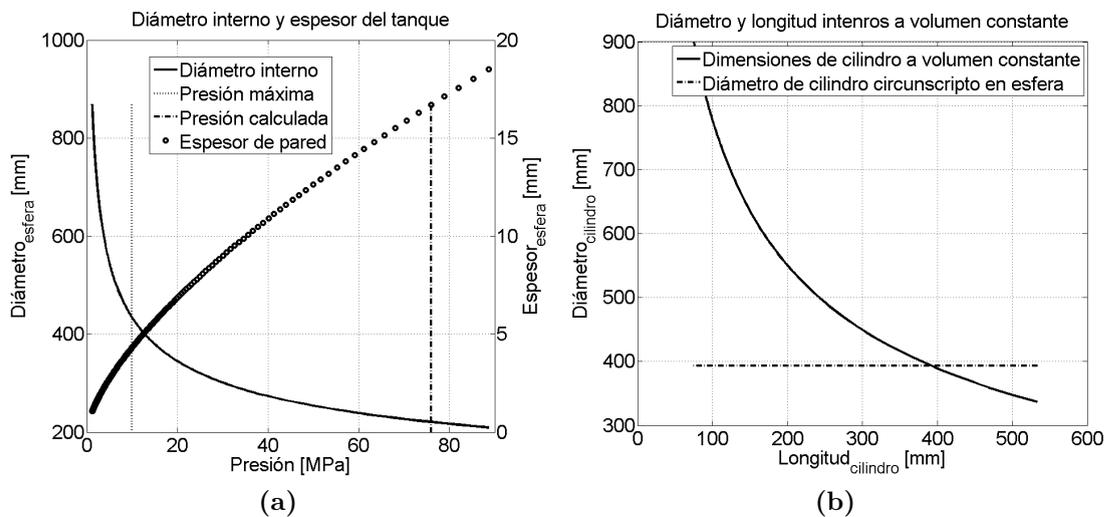


Fig. 3.15 – a) Diámetro interno y espesor de pared de un tanque esférico en función de su presión interna y b) diámetro interno en función de la longitud interna, manteniendo un valor de volumen constante.

función de la presión interna del tanque. Como puede verse, el valor de presión hallado anteriormente es superior al límite de seguridad de presión máxima. Por esta razón se opta por aumentar el diámetro interno hasta un valor de 450 [mm]. De esta manera puede calcularse el volumen interno del tanque y, manteniéndolo constante, optar por las dimensiones de diámetro y longitud que mejor se adapten. Entonces, de la figura 3.15(b) se opta por seleccionar un diámetro interno de 345 [mm] y una longitud interna de 520 [mm] (estas dimensiones satisfacen aprox. la “proporción” expuesta en la tabla 3.2). Si se

terminan los cálculos, se puede verificar que como resultados finales el tanque debería presentar un espesor de 2,97 [mm] y un diámetro y longitud externas de (350,94 x 525,94) [mm] para satisfacer los requerimientos durante su llenado. Finalmente, se puede calcular su presión interna y su masa total, las que corresponden a 8,67 [MPa] y 22,87 [kg]. Al comparar con los valores de masa resumidos en [21, tabla 3.3, pág.36], considerando el tiempo de misión, se aprecia que estos resultan superiores al calculado aquí, ya que se está contemplando únicamente el tanque de almacenamiento, sin considerar la masa que imponen los diferentes accesorios requeridos por el sistema completo. A medida que el requerimiento de extracción de calor incrementa a baja temperatura (y en casos donde se requiere una misión de larga duración, incluso en lentos calentamientos) el peso requerido del criógeno almacenado se hace demasiado grande y los refrigeradores activos se vuelven una opción más atractiva, pero la confiabilidad, vida operativa, potencia y consideraciones para el control de vibraciones se tornan cuestiones clave a tener en cuenta en la aplicación de estos últimos.

3.4. Cryocoolers

Un *cooler* que utiliza un *working fluid* que no se agota durante su funcionamiento, es denominado “refrigerador (*refrigerator*)”. Estos se diferencian de aquellos que requieren de un suministro constante de *refrigerant* para su operación. Los *refrigerators* que refrigeran a temperaturas criogénicas son los denominados “*cryocoolers*” (también conocidos como refrigeradores mecánicos) [21]. La figura 3.16 expone conceptualmente las principales cargas térmicas involucradas en el proceso de refrigeración de cryocoolers.

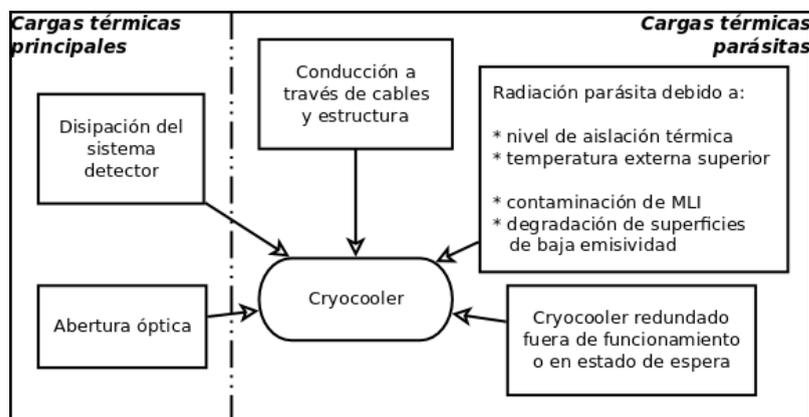


Fig. 3.16 – Principales cargas térmicas del flujo de calor total a extraer por un cryocooler.

Los *cryocoolers* se dividen, generalmente, en dos categorías, en base al tipo de intercambiador de calor de gas y la naturaleza del flujo de fluido [21]:

1. los *coolers regenerativos*, donde un fluido se mueve hacia un lado y hacia el otro dentro de un mismo intercambiador de calor poroso, cediendo y absorbiendo calor alternativamente y
2. los *coolers recuperativos*, donde dos flujos de fluido intercambian calor mediante una zona límite entre ellos.

La figura 3.17 muestra un esquema sobre las principales pérdidas que intervienen durante la operación en régimen de un *cryocooler*, lo que da lugar a la aparición de cargas parásitas que afectan la eficiencia final de este.

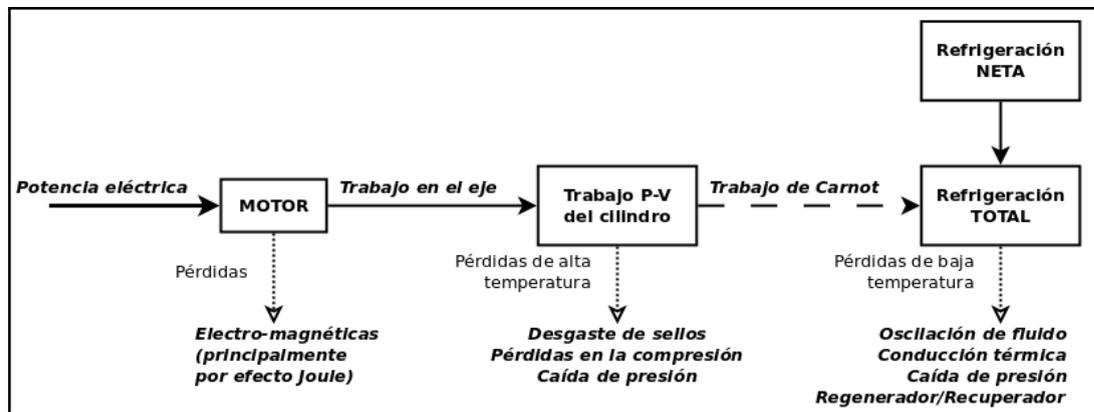


Fig. 3.17 – Principales pérdidas presentes en un ciclo genérico de cryocooler (basada en [26, pág.212]).

Una base de datos, la que puede verse en el anexo E, se presenta con motivo de utilizar valores medidos, ya sea en vuelo a bordo o en laboratorio, a fin de comparar la *performance* de estos entre sí y frente a sistemas pasivos. Esta ha sido armada en base a información presentada por diversas agencias espaciales, empresas privadas y misiones satelitales, donde las principales se resumen en la tabla 3.3.

3.4.1. Cryocoolers regenerativos

Existen tres conceptos principales en que se diferencian los *cryocoolers* regenerativos tradicionales de los de uso espacial. Estos últimos presentan:

- *performance* invariable para tiempos de vida mayores a 10 años, debido a la imposibilidad de realizar un mantenimiento de estos ya operativos,

Tabla 3.3 – Principales firmas y agencias espaciales usadas como referencia para el armado de la base de datos, entre otros.

Sigla	Significado
-	Astrium
BATC	Ball Aerospace and Technologies Corporation
-	Creare
GSFC	Goddard Space Flight Center
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JPL	Jet Propulsion Laboratory
LM	Lockheed Martin
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NGAS	Northrop Grumman Aerospace Systems
-	Raytheon

- vibración no despreciable, ya que el campo principal de utilización de estos es para la refrigeración de sistemas sensores electro-ópticos, los cuales están sujetos a generar imágenes borrosas bajo efectos vibratorios y
- control autónomo y confiable, inherente a las necesidades de operación en el espacio [21].

Para el caso de estudio de la tesis se han considerado dos sistemas de utilización muy difundida en diversas misiones espaciales, el caso de *cryocoolers* regenerativos de “ciclo Stirling” y el de “tubo de pulso (*pulse tube*)”.

3.4.2. Ciclo Stirling

El ciclo Stirling emplea dos dispositivos:

- un **compresor**, que entrega potencia al ciclo y es el que consume la mayor parte de energía eléctrica que se requiere para su normal funcionamiento y
- un **desplazador**, que permite la expansión del gas refrigerante, generando así el efecto de refrigeración.

La arquitectura preferida para su uso en el espacio es conocida como configuración tipo *split*. Esta permite que el *cryocooler* se divida en dos partes que pueden ser montadas mecánicamente en forma independiente una de la otra. De esta manera es posible aislar los ruidos mecánicos y eléctricos procedentes del compresor, uniéndolos térmicamente al desplazador, usualmente, mediante un conector flexible (*flexible Thermal Link Assembly* - TLA) [27].

Ciclo termodinámico Stirling

El ciclo Stirling puede describirse en forma cualitativa mediante la idealización de cuatro estados o pasos, los cuales pueden verse en la figura 3.18:

- (1-2) una primer etapa de movimiento del pistón de compresión, como se ve en la figura 3.18(b), donde se produce una remoción isotérmica de calor a través del área de la cámara de compresión;
- (2-3) luego, un movimiento unísono de ambos pistones desplazan el gas comprimido hacia la cámara de expansión, en proceso isocórico, a través del regenerador adiabático, donde se deposita energía térmica;
- (3-4) prosigue un desplazamiento hasta la posición final del pistón desplazador, causando así la expansión del *working fluid*, disminuyendo la presión y absorbiendo calor a través del *cold-tip* en proceso isotérmico, produciéndose aquí el efecto de refrigeración deseado
- (4-1) y por último, ambos pistones se mueven al unísono, desplazando el fluido, hacia la cámara de compresión nuevamente, recuperando el calor que anteriormente fue depositado en el regenerador, en proceso isocórico, retornando con un mayor valor de temperatura y presión.

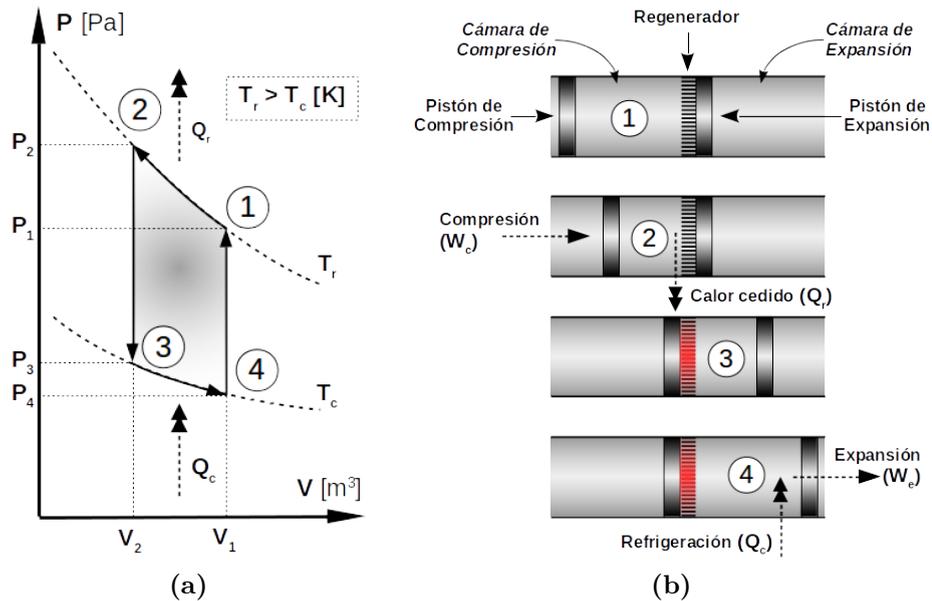


Fig. 3.18 – Proceso de refrigeración del ciclo Stirling ideal, el a) diagrama de estado P-V del *working fluid* y b) un diagrama conceptual de este.

Entre paréntesis se representaron los números de estados para cada una de las transiciones en el proceso de operación normal del *cryocooler*. Las variaciones de estado del *working fluid* se pueden ver esquematizadas en la figura 3.18(a). Existen configuraciones típicas para la implementación del ciclo termodinámico Stirling, estas son mostradas esquemáticamente en la figura 3.19.

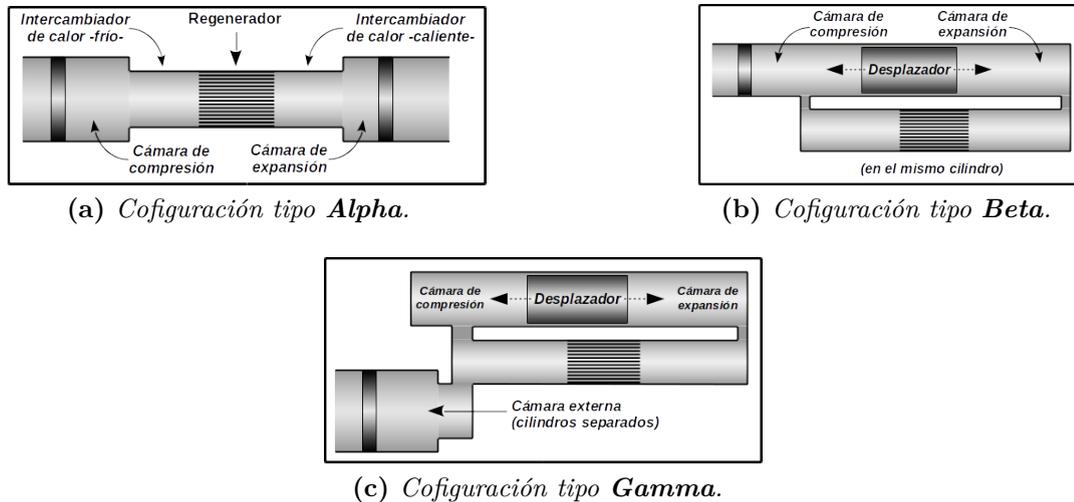


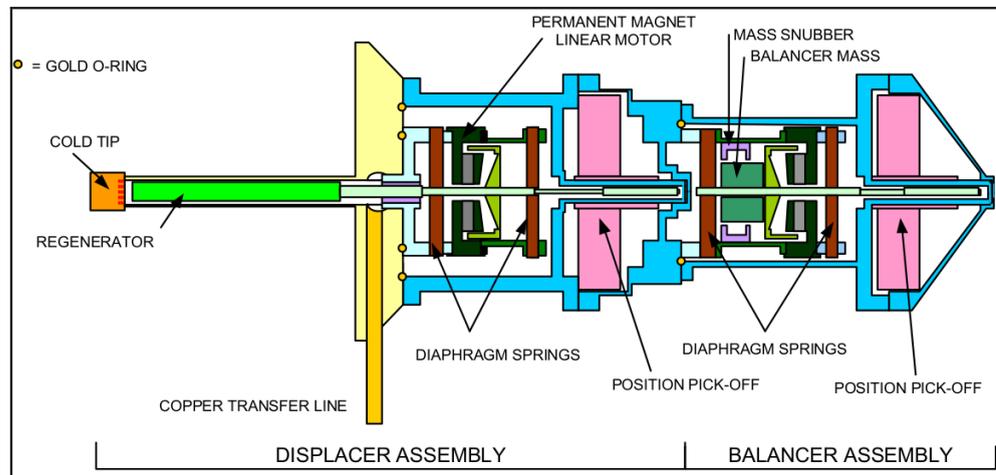
Fig. 3.19 – Las tres configuraciones clásicas generales de máquinas que implementan el ciclo termodinámico Stirling (basado en [21, pág.142]).

Este tipo de *cryocooler* fue el primer *active cooler* implementado con éxito en una misión espacial, estas fueron cuatro máquinas que implementaban el ciclo Stirling, lanzadas en 1978 a bordo del *DOD 1-78-1*, desarrollado por *Phillips*, con el objetivo de refrigerar dos detectores de rayos gamma [28].

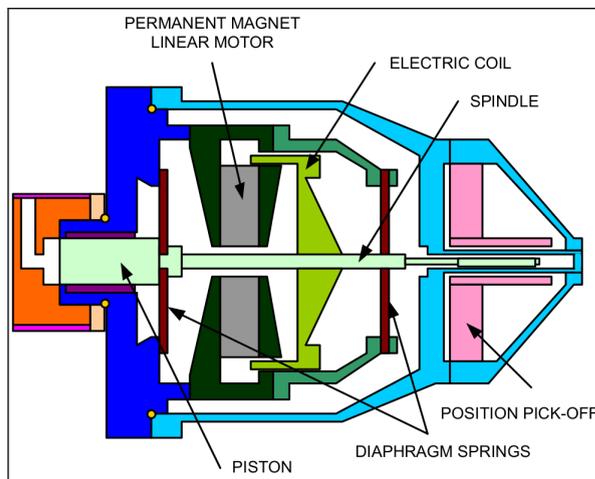
Ejemplo: Astrium 50-80K

Un ejemplo de este tipo de *cryocooler* es el *High Power Stirling Cooler* (HPSC) fabricado por *Astrium*, desarrollado para su uso en *Sentinel 3* de la ESA, el cual ofrece una refrigeración de los detectores IR, del instrumento *Sea and Land Surface Temperature Radiometer* (SLSTR), que deben mantener una FPT de aproximadamente 80 [K] [29]. El *working fluid* utilizado es gas de Helio de alta pureza. Este *cryocooler* fue diseñado para extraer una carga térmica nominal de 2000 [mW] a una FPT = 50 [K], para un tiempo de misión de 8 años, se muestra su diseño esquemático en la figura 3.20 [27]. La bobina (*electric coil* en la figura 3.20(b)) oscila axialmente, impulsando al pistón linealmente, aproximadamente como una onda sinusoidal con una frecuencia

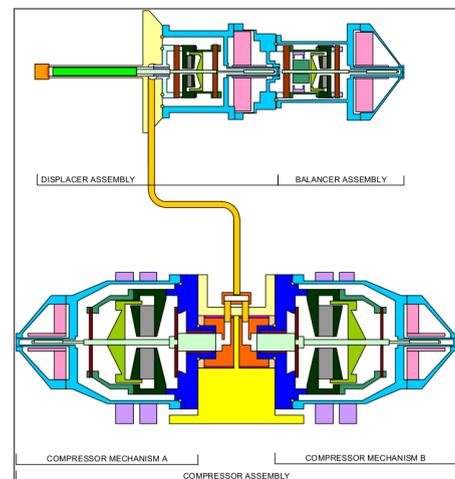
de 40 [Hz] y una carrera (*stroke*) máxima de 9,0 [mm], donde el compresor consume aproximadamente 70 [W] de potencia eléctrica. El desplazador completo se compone de dos mecanismos montados en línea, donde el anterior es el real y el otro equilibra y cancela vibraciones. El *cold finger* (tubo contenedor del *regenerator* en la figura 3.20(a)) está construido con aleación de titanio, con espesor de 0,1 [mm] y conductividad térmica de 7 [W/m·K] para asegurar una alta resistencia térmica, disminuyendo así el nivel total de cargas parásitas [27].



(a)



(b)



(c)

Fig. 3.20 – Diagrama esquemático del HPSC (*High Power Stirling Cooler*), en configuración tipo *Split*, de *Astrium 50-80K* utilizado en *GMES-Sentinel 3*, de *ESA*; **a**) ensamble del desplazador con su balanceador de cantidad de movimiento, **b**) mecanismo compresor y **c**) conjunto esquemático. El *cold finger*, al igual que el *regenerator*, tiene una longitud de aproximadamente 100 [mm] [27].

3.4.3. Pulse tube

El *cryocooler* del tipo *pulse tube* es considerado como una variación del de ciclo Stirling y, en teoría, posee mayores dimensiones. Puede implementarse como un tipo Stirling de un orificio, pero con un pistón de expansión de gas y un control de fase a través de elementos mecánicos estáticos. Las ventajas que presenta respecto del tipo Stirling son:

- mayor simplicidad y
- no tiene partes móviles cerca del *cold finger*.

Principio de funcionamiento del Pulse Tube

En el caso del refrigerador *pulse tube* de un orificio de tipo Stirling, podemos intentar describir su principio de funcionamiento dividido en etapas, así como anteriormente se lo hizo con el ciclo Stirling. Este se ve esquematizado en la figura 3.21. Apreciaremos que el ciclo es virtualmente el mismo, pero con la diferencia de que no existe un “pistón de expansión” físico, sino que su efecto se ve reflejado en el *working gas* oscilando mediante ondas de presión con control de fase pasiva, lo que denominaremos como “pistón de gas”, siendo esta una de las ventajas frente al de ciclo Stirling, el cual requiere de un expansor mecánico. El pistón de compresión se mueve periódicamente generando así el movimiento acompañado del *working gas*, de esta manera se suceden incrementos y decrementos en la presión del sistema:

- (1-2) en una primera instancia, el pistón se mueve comprimiendo así el *working gas*, produciendo un flujo de calor Q_r a través del intercambiador de calor a temperatura T_r , causado por la disipación de compresión;
- (2-3) luego, el pistón de gas comprimido se moviliza a través del regenerador hasta el lado de temperatura T_c , así el *working gas* deposita energía térmica por lo que sale entonces a una menor temperatura a la que ingresó;
- (3-4) entonces el pistón de gas se retrae completamente para expandirse y refrigerar el gas en el extremo del regenerador;
- (4-1) por último ambos pistones se retrotraen a la posición inicial, recuperando así parte de la energía térmica que se había transferido en el regenerador.

El gas cercano al orificio se mueve dentro y fuera del *pulse tube*, entre este y el tanque a través del orificio. El trabajo de expansión, que se produce en esta zona,

genera una pequeña cantidad de entropía irreversible que hace aumentar un poco más la temperatura del orificio (T_o). Por esta razón es necesario el intercambiador de calor ubicado allí, para de esta manera extraer el calor generado, aunque este efecto represente una de las menores cargas parásitas en la operación real del *pulse tube* [21].

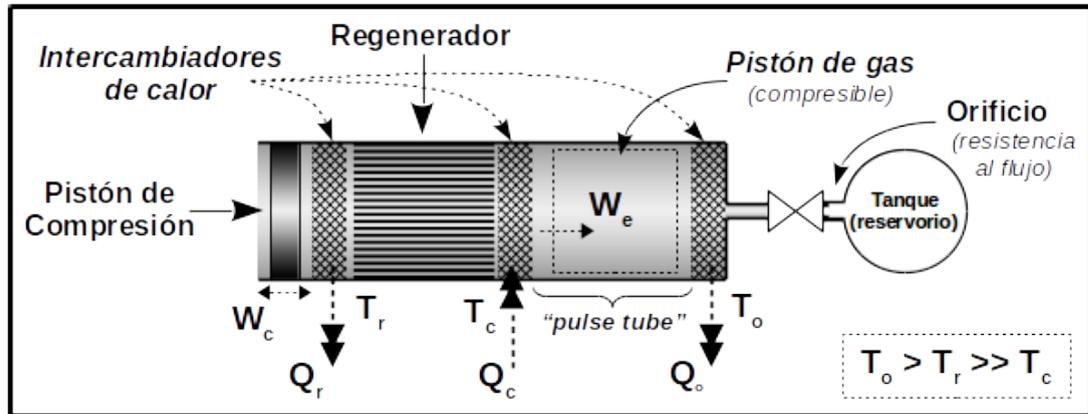


Fig. 3.21 – Diagrama conceptual de un pulse tube de un orificio.

Existen arreglos geométricos típicos entre el *pulse tube* y el *regenerator* en un refrigerador de tubo pulsado (*pulse tube cooler* - PTC), estos se muestran en la figura 3.22, donde el *cold-tip* es indicado por la posición de T_c . La elección por una

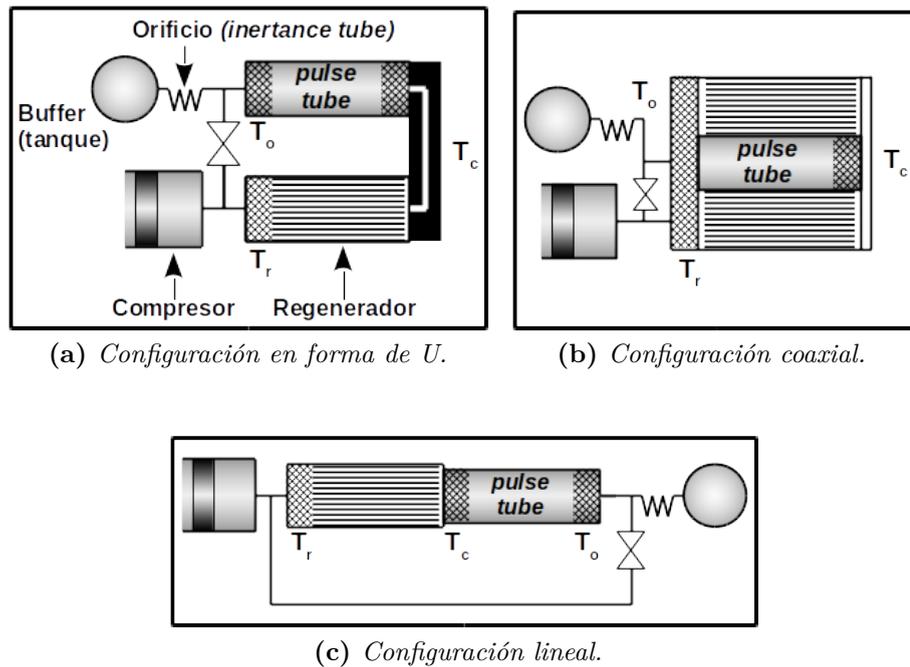


Fig. 3.22 – Configuraciones típicas para PTC (basado en [26, pág.142]).

u otra disposición es influenciada principalmente por las pérdidas térmicas que resultan de cada caso, la accesibilidad que se brinda al *cold-tip* y la obtención de un diseño compacto. La válvula (orificio secundario) y el *inertance tube* (señalado en la figura 3.22(a), técnicamente, como orificio), son dispositivos adicionales al diseño básico, donde este último se utiliza con el fin de mejorar las limitaciones que conlleva la utilización de un “simple orificio”, mejorando la eficiencia del *Pulse Tube* al permitir adelantar/atrasar el flujo másico a la presión [26, pág.141].

Ejemplo: Northrop Grumman - HEC

Un ejemplo de este tipo de *cryocooler* es el *small High Efficiency pulse tube Cooler* (HEC), de la firma *Northrop Grumman*, un modelo de disposición lineal se puede ver en la figura 3.23(b). Este *pulse tube* es capaz de adaptarse a los requerimientos de *payloads* satelitales de diversas cargas criogénicas, para rangos térmicos entre 35 y 200 [K]. Originalmente fue diseñado y optimizado, en el año 1999, para proveer refrigeración de 10 [W] a una temperatura de 95 [K], cediendo calor a 300 [K] [30]. Información sobre diversos ensayos realizados con este modelo puede verse resumida en la tabla E.5 del anexo E. En conjunto con un modelo coaxial se especifica que la masa total de estos sistemas es menor a 5,5 [kg] y una versión de dos etapas coaxial fue optimizada para su funcionamiento en frecuencias desde 51 a 63 [Hz] [31].

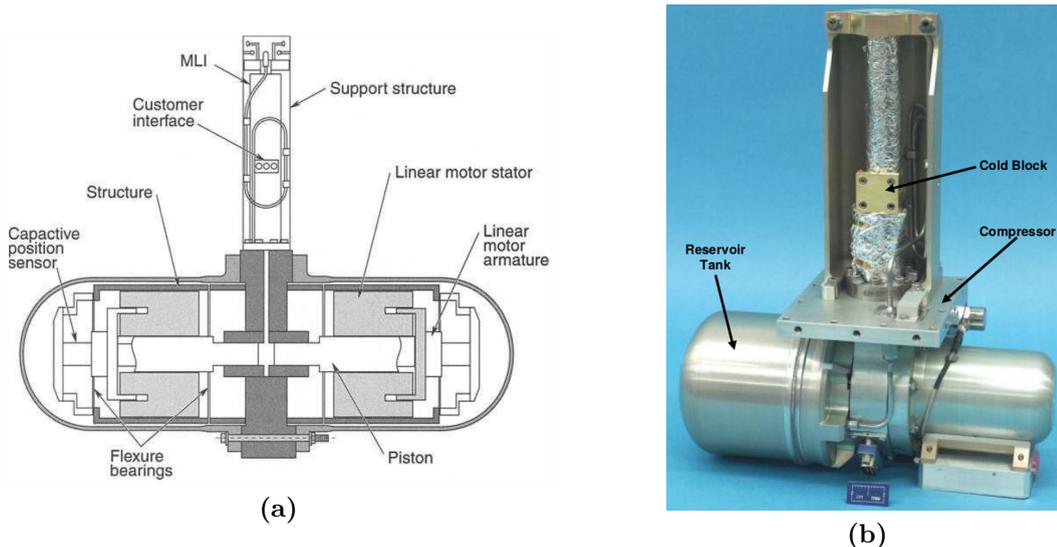


Fig. 3.23 – Refrigerador tipo pulse tube en configuración espacial, **a)** vista en corte de un diseño esquemático [21, pág.162] y **b)** pulse tube HEC (High Efficiency Cooler) integrado, balanceado a vibraciones, de la firma Northrop Grumman [30].

3.4.4. Cryocoolers recuperativos

Para el caso de estudio de la tesis se han considerado dos sistemas de utilización muy difundida en diversas misiones espaciales, el caso de *cryocoolers* recuperativos de “ciclo turbo-Brayton” y de “ciclo Joule-Thomson”.

3.4.5. Ciclo turbo-Brayton

El *cryocooler* de ciclo turbo-Brayton, también llamado *reverse Brayton* a causa de obtener un efecto de refrigeración a través de incorporar trabajo de compresión al ciclo termodinámico, consta de una turbina miniatura de alta velocidad y de un recuperador de alta eficiencia, que juntos logran ofrecer una eficiente refrigeración con bajos valores de vibración y alta confiabilidad, en contraste con los anteriores *cryocoolers*. La configuración de este tipo de *cryocooler* puede ser distribuida físicamente a través de la estructura del satélite, lo que permite proveer refrigeración a múltiples cargas térmicas y a diferentes temperaturas operativas. Las distancias entre el *cryocooler* y las cargas térmicas pueden ser considerablemente mayores a las permitidas para los anteriores *cryocoolers*, y sin sufrir efectos significativos en la eficiencia del sistema. En principio, temperaturas criogénicas del orden de los 4,2 [K] pueden obtenerse fácilmente con este *cryocooler*, aunque su *performance* decrece significativamente para bajas capacidades de refrigeración (< 1 [W]) [21].

Ciclo termodinámico turbo-Brayton

El ciclo termodinámico turbo-Brayton puede explicarse mediante un caso sencillo de una etapa, como el que se ve en la figura 3.24. Su eficiencia es influenciada principalmente por tres factores: 1) la velocidad del compresor, 2) la eficiencia térmica del recuperador y 3) la precisión de fabricación a pequeñas escalas. El ciclo, como se aprecia en la figura 3.24(a), opera entre los valores de presión P_1 y P_2 , y entre la temperatura a la cual se libera calor (T_r) y a la que se mantiene la carga térmica a refrigerar (T_c). Entonces podemos discriminar, en el proceso completo, seis instancias:

- (1-2) el compresor centrífugo rotativo genera un aumento de presión en el sistema y suministra un flujo constante de *working gas* hacia la turbina,
- (2-3) el paso del *working gas* a través de un disipador térmico hace que este libere energía térmica a una temperatura aproximada a T_r , donde esta

refrigeración además permite cubrir las pérdidas parásitas presentes en el recuperador;

- (3-4) el *working gas* atraviesa el recuperador, disminuyendo así su temperatura desde T_3 hasta T_4 ;
- (4-5) el *working gas* es turbinado, sufriendo así una progresiva expansión;
- (5-6) se establece un flujo de calor que produce la refrigeración deseada en el dispositivo de interés, manteniéndolo a temperatura T_c ;
- (6-1) por último el *working gas* en su paso a través del recuperador, hacia el compresor, aumenta su temperatura desde T_6 hasta T_1 .

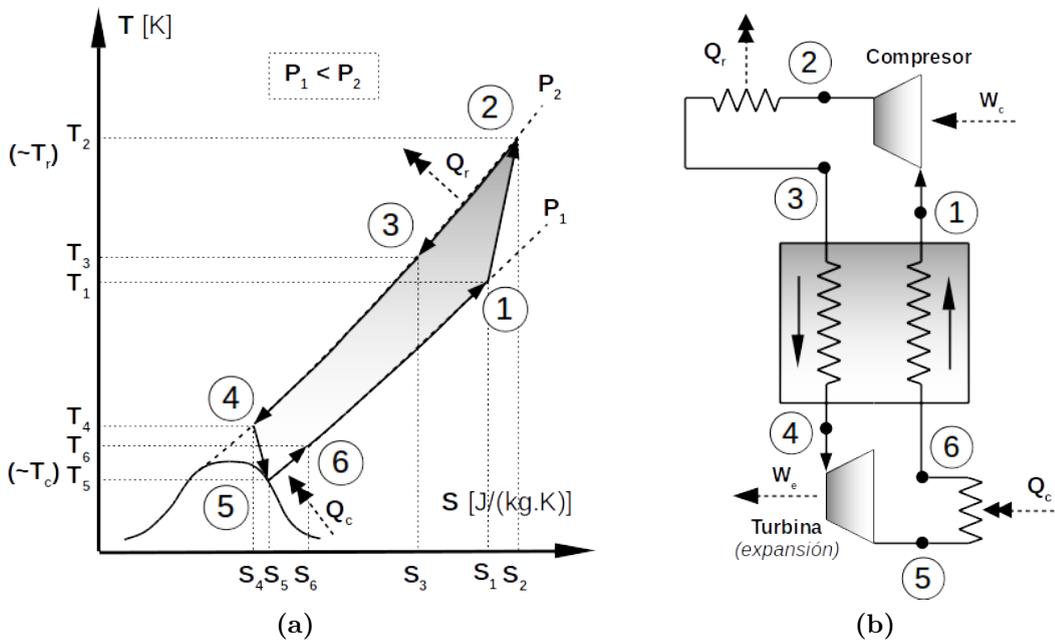


Fig. 3.24 – Proceso de refrigeración del ciclo turbo-Brayton ideal de una etapa, un a) diagrama de estado T - S del *working fluid* y su b) diagrama conceptual.

Ejemplo: NCC - NICMOS

En marzo del año 2002, se instaló, en el *HST* (*Hubble Space Telescope*), un *cryocooler* de ciclo turbo-Brayton para proveer refrigeración libre de vibración a los detectores del instrumento NICMOS (*Near Infrared Camera and Multi-Object Spectrometer*). El NCS (*NICMOS cooling system*) fue desarrollado por la firma *Creare* en conjunto con la NASA. La figura 3.25(a) presenta un esquema de

las principales partes operativas, mientras en la figura 3.25(b) se aprecia un modelado de su ensamblaje final. La temperatura se estableció en $77,1 \pm 0,1 [K]$,

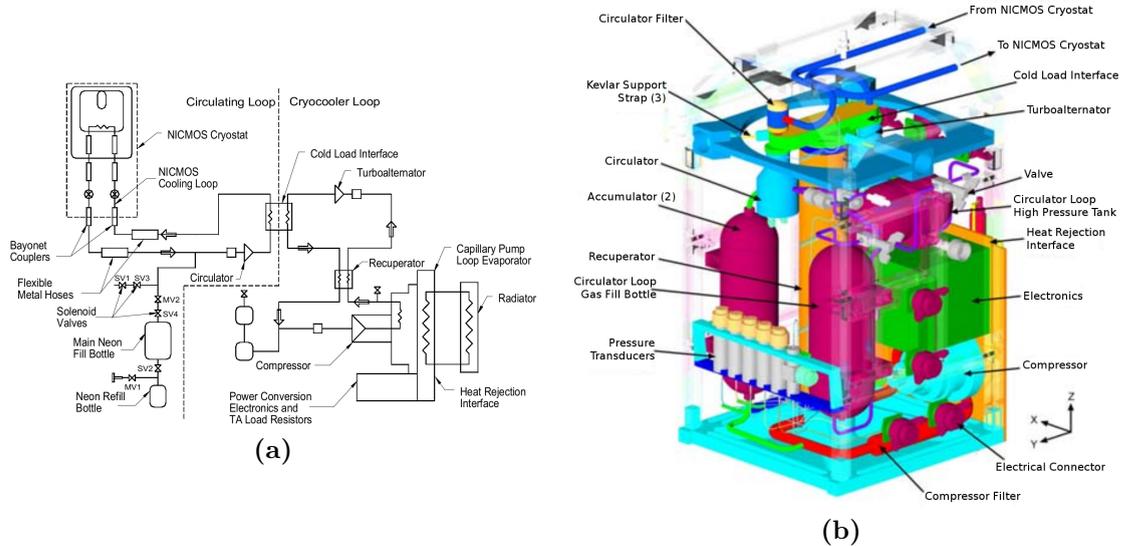


Fig. 3.25 – NCC (NICMOS Cryo-Cooler). **a)** Esquema de principales elementos operativos [26, pág.635] y **b)** modelo de ensamblaje [32]. El ensamblaje final presenta dimensiones envolventes de $(76 \times 41 \times 41) [cm]$ y una masa del hardware mecánico de $21 [kg]$ [33].

la que es controlada mediante la velocidad de un pequeño compresor centrífugo, el que se jacta de poseer ejes giratorios de muy baja masa $\sim 2 [g]$ [34], con velocidad de rotación nominal de $426.600 [rpm]$. Este *cryocooler* poseía un consumo de potencia alrededor de $375 [W]$, proveyendo de una capacidad de refrigeración de $7,1 [W]$, con un valor de cargas parásitas de $400 [mW]$ aproximadamente y cediendo calor a una temperatura de $280 [K]$. La velocidad de la turbina varía entre 120.000 y $270.000 [rpm]$ en función de la temperatura y la velocidad del compresor. El sistema es hermético y libre de contaminación, el que ofrecía una operación sin degradación durante un período entre 5-10 años [32].

3.4.6. Ciclo Joule-Thomson cerrado

Este es una variación del 3.3.1, el cual ventea el *working fluid* al espacio. Las ventajas de este *cryocooler* son:

- la gran distancia relativa, desde el compresor, a la que puede suministrarse refrigeración, razón por la que disminuyen los efectos de vibración e interferencia electromagnética;
- flexibilidad en integración del conjunto,
- posibilidad de refrigerar grandes áreas y

- buena estabilidad térmica y adaptación a cargas térmicas variantes, a causa de generar líquido saturado en el ciclo de trabajo.

Ciclo termodinámico Joule-Thomson

Este sistema puede interpretarse mediante cinco etapas durante su operación:

- (1-2) una etapa de compresión, como se ve en la figura 3.26(a), en donde el compresor inyecta al circuito el *working fluid* a alta presión,
- (2-3) luego el *working fluid* fluye a través de un intercambiador de calor recuperativo (ver figura 3.26(b)), donde se deposita energía térmica enfriándose como resultado;
- (3-4) el *working fluid* se expande, disminuyendo su presión, al atravesar la válvula de expansión, comúnmente conocida como “*válvula de expansión JT*”;
- (4-5) luego, el *working fluid* fluye a través de un intercambiador de calor *isotérmico*, es aquí donde se produce la refrigeración al establecerse un flujo de calor desde la carga térmica;
- (5-1) por último, el *working fluid* retorna hacia el compresor, pasando a través del intercambiador de calor recuperador y aumentando progresivamente su temperatura.

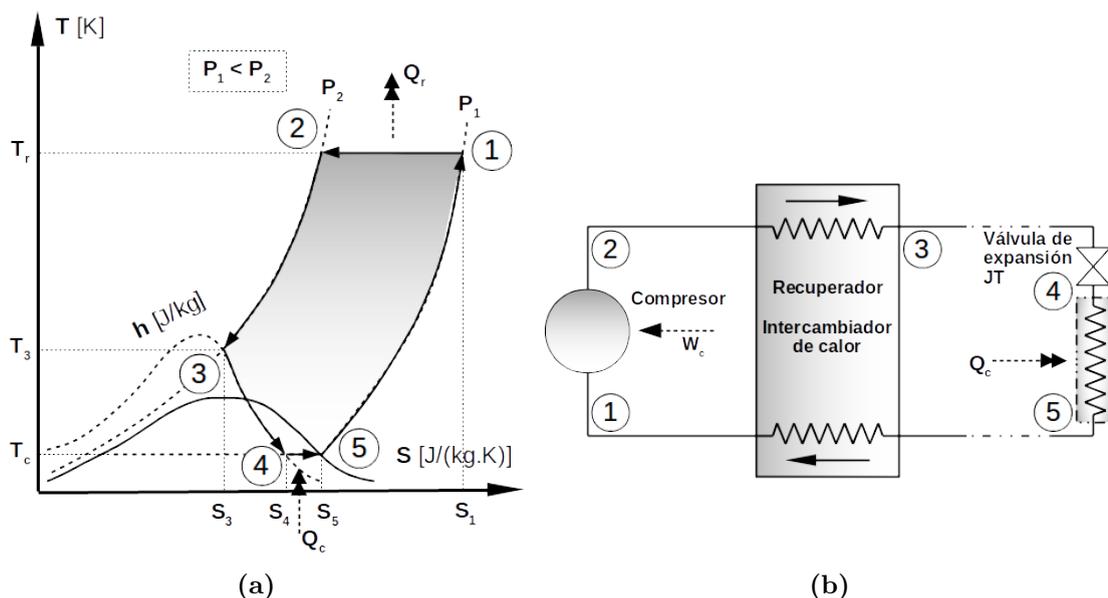


Fig. 3.26 – Proceso de refrigeración del ciclo Joule-Thomson ideal en ciclo cerrado, su a) diagrama de estado T-S del *working fluid* y b) diagrama conceptual.

Compresor sorbente

Existen otras formas de implementar este ciclo en los cuales la compresión no se logra mediante un método mecánico (compresor lineal similar al utilizado en las máquinas de ciclo Stirling o en los Pulse Tube) sino a través de un ciclo termo-químico, los llamados *sorption compressors* (presenta la ventaja de no poseer partes móviles). Para obtener una capacidad de refrigeración continua, en una etapa de expansión JT, es necesario un flujo de *working fluid* constante. Además, el compresor debe ser capaz de suministrar presión baja constante, ya que esta se relaciona directamente con la fase de baja temperatura. Esto se logra mediante la implementación de varias celdas de compresores de *sorption*, operando fuera de fase entre ellas, que poseen una deposición de material sorbente (*sorbent bed*) que al calentarse provee un gas a alta presión a la válvula de expansión JT, mientras que por el otro lado de la línea ingresa gas a baja presión al *sorbent bed*, recuperando su estado criogénico. El compresor *sorption* se fija a un panel radiador a alta temperatura. Un esquema sobre el principio de funcionamiento de un *sorption compressor cooler* puede verse en la figura 3.27.

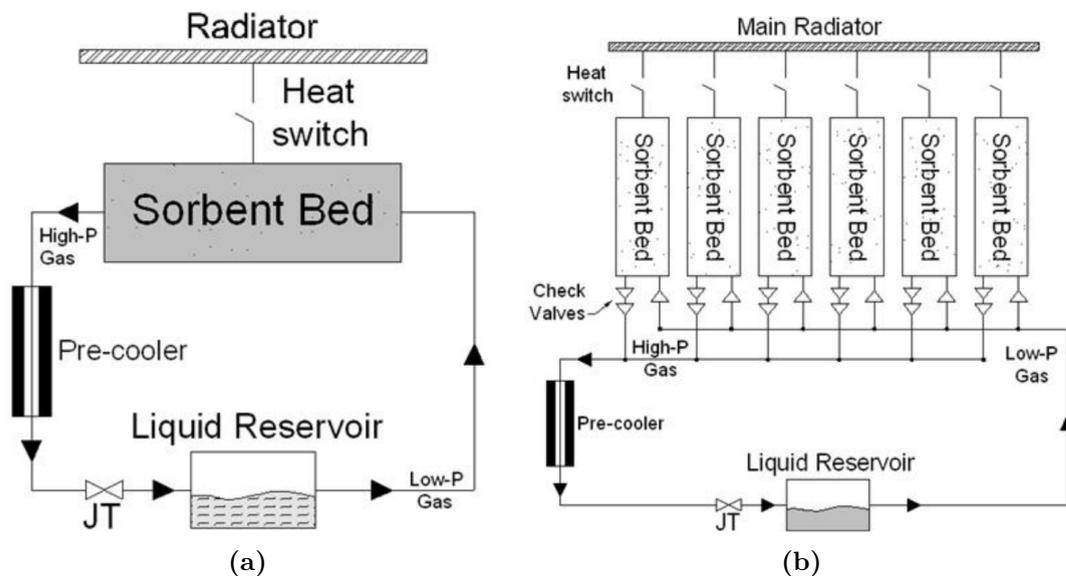


Fig. 3.27 – a) Esquema de los principales componentes de un *sorption cooler* unido a un radiador mediante un *heat switch*. b) Configuración completa, con implementación de un *sorption compressor* de múltiples celdas, del ejemplo exhibido en la figura 3.28 [35].

Ejemplo: Planck Sorption Cooler

JPL desarrolló un *cryocooler* de ciclo cerrado de Joule-Thomson, con Hidrógeno gaseoso como *working fluid*, para la misión *Planck* de la ESA. Este fue implementado con un *sorption compressor* basado en hidruros metálicos, encargados de realizar la **adsorción** de Hidrógeno a baja presión ($\sim 0,3$ [bar]) a temperatura de 270 [K], correspondiente a la del radiador sobre el que es montado el *Sorption Compressor*, y la **desorción** del mismo a altas temperatura y presión (~ 450 [K] y 48 [bar]). El *working fluid* es pre-refrigerado (*precooler*) en tres etapas a una temperatura de 52 [K]. La temperatura criogénica lograda ronda los 20 [K], con una fluctuación de 100 [mK], entregando una capacidad de refrigeración de 190 [mW] y 646 [mW]. Este fue diseñado para consumir un total de 470 [W] de potencia, excluyendo la electrónica de control, cuando la capacidad de refrigeración ronda 1 [W]. Un modelo de vuelo de este es el que se puede apreciar en la figura 3.28 [36]. Para tener una idea del tamaño del sistema, podemos ayudarnos de conocer que cada elemento compresor posee una dimensión radial máxima de 50,8 [mm] [37].

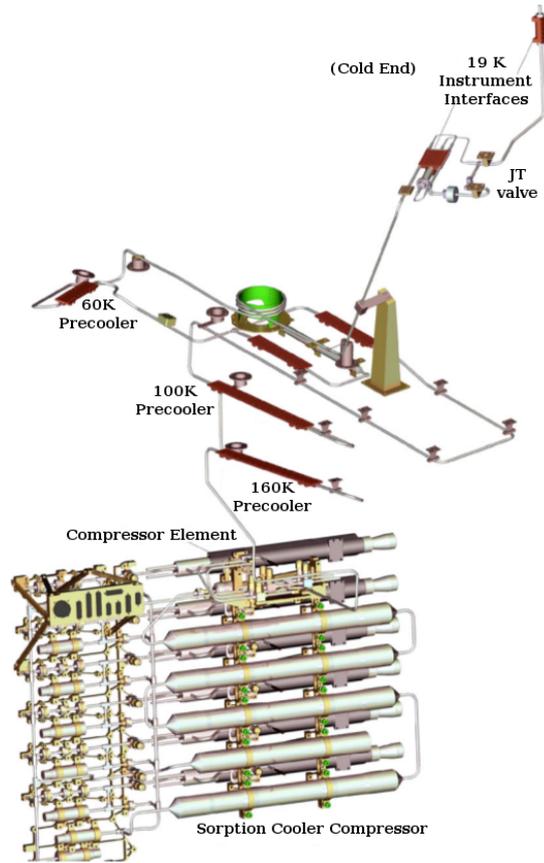


Fig. 3.28 – Modelo de vuelo del sistema Planck Sorption Cooler (con valores de temperatura de referencia) [36].

3.5. Comparación entre sistemas

Los sistemas de refrigeración pasiva se caracterizan por el ausente o ínfimo consumo de energía eléctrica durante su operación, razón por la cual no es un parámetro operativo de interés al momento de comparar los diversos métodos de refrigeración criogénica presentados. No obstante, una propiedad que resulta importante, al momento de optar por uno u otro método, es la masa que se adhiere al satélite con la implementación de cada *cooler*. Esta característica es un tanto compleja de comparar, ya que puede resultar de un análisis relativo, a causa de la masa que pueden aportar otros dispositivos tales como estructuras de sujeción, accesorios o electrónica de control, dependientes de variables ajenas al proceso de refrigeración en sí. En base a lo predicho, se considerará el valor de **masa intrínseca** de cada sistema, es decir, aquella que corresponde a las partes esenciales que contribuyen al método de refrigeración termodinámico. Luego, considerando la base de datos, presentada en el anexo E, es posible crear gráficas para resumir la información que en ella se encuentra y poder comparar los principales parámetros operativos entre cada tipo de *cryocooler*.

Cryocoolers

Como leyenda, a lo largo del documento de tesis, en los gráficos subsiguientes se tendrán en cuenta, para diferenciar los *cryocoolers*, los siguientes ítems:

- *Cryocooler* de ciclo Stirling.
- *Cryocooler* tipo Pulse Tube.
- *Cryocooler* de ciclo cerrado Joule-Thomson.
- ◆ *Cryocoolers* híbridos -entre los tres anteriores-.
- ▶ *Cryocooler* de ciclo turbo-Brayton.

Entre paréntesis, en la leyenda, se encuentra el número total de muestras que conforman los ítems utilizados para confeccionar la respectiva gráfica. Los sistemas identificados en cada gráfica solo representan a aquellos de los cuales se ha podido completar la información suficiente a partir de dicha base de datos.

Principales parámetros operativos

Los principales parámetros que forman parte de la medición directa que se puede obtener de la operación de un *cryocooler* son:

T_c : la temperatura lograda por este en el extremo dedicado a montar el dispositivo a refrigerar (dependiendo de la bibliografía, de las características del diseño y/o de cada fabricante, estos son nombrados como *cold-finger*, *cold-end* o *cold-tip*, donde este último término será adoptado como referencia de aquí en adelante);

Q_c : la capacidad de refrigeración con la que se extrae calor y

P_i : la potencia requerida para el funcionamiento de la unidad termo-mecánica (*thermal-mechanical unit* - TMU).

3.5.1. Masa intrínseca

En base a las ecuaciones que describen la masa total del modelo simplificado del radiador (ecuación 3.8 desarrollada en la sección 3.2) y la equivalente a un tanque de almacenamiento de material criogénico (ecuación 3.10 desarrollada en la sección 3.3), puede hacerse una comparación con la masa intrínseca de los sistemas activos (*cryocoolers*) en función de la capacidad de refrigeración total requerida. Para esto se supondrá una temperatura de refrigeración criogénica estimada, de la que podría requerir el detector de MCT analizado (ver página 40). Estimaremos la masa de los sistemas para temperaturas de refrigeración de 110, 120, 130 y 140 [K], tomando, para ello, un rango de temperaturas en base al cual se posibilita encontrar al menos un ejemplo de cada *cryocooler* para poder elaborar la correspondiente gráfica. Las gráficas de la figura 3.29 demuestran el crecimiento de tan solo la masa del tanque por encima de la del radiador y la mayoría de los *cryocoolers*. Un radiador de simple etapa comienza a ser comparable con la masa de los sistemas activos a partir de una capacidad de refrigeración ($Q_{rad} \equiv Q_c$) de 1-2 [W] aprox.; un comportamiento similar se repite en los cuatro casos de temperatura criogénica, por esta razón se implementa un cálculo para dos⁵ etapas a partir de $Q_c = 5$ [W], y de tres⁶ a partir de 10 [W] (los valores considerados de temperatura y porcentaje de carga disipada, para estos casos de radiadores de más de una etapa, surgen de seleccionar arbitrariamente valores típicos, que se sabe no resultan en áreas emisoras demasiado diferentes

⁵Considerando: $T_p = FPT$, $T_r = T_p + (300 [K] - T_p)/2$ y $\%q_p = 0,05$ (ver figura 3.9).

⁶Considerando: $T_{vh} = 300 [K]$, $T_r = T_p + (T_{vh} - T_p)/2$, $\%q_p = 0,02$ y $\%q_{vh} = 0,95$.

3.5. Comparación entre sistemas

mediante un método iterativo, sirviendo solo para una comparación cualitativa de la masa total de cada sistema, según lo que se vió en la figura 3.9 en la página 58). Cabe aclarar que el *factor de vista* del radiador $F_{rad \rightarrow \infty}$, el cual depende de la

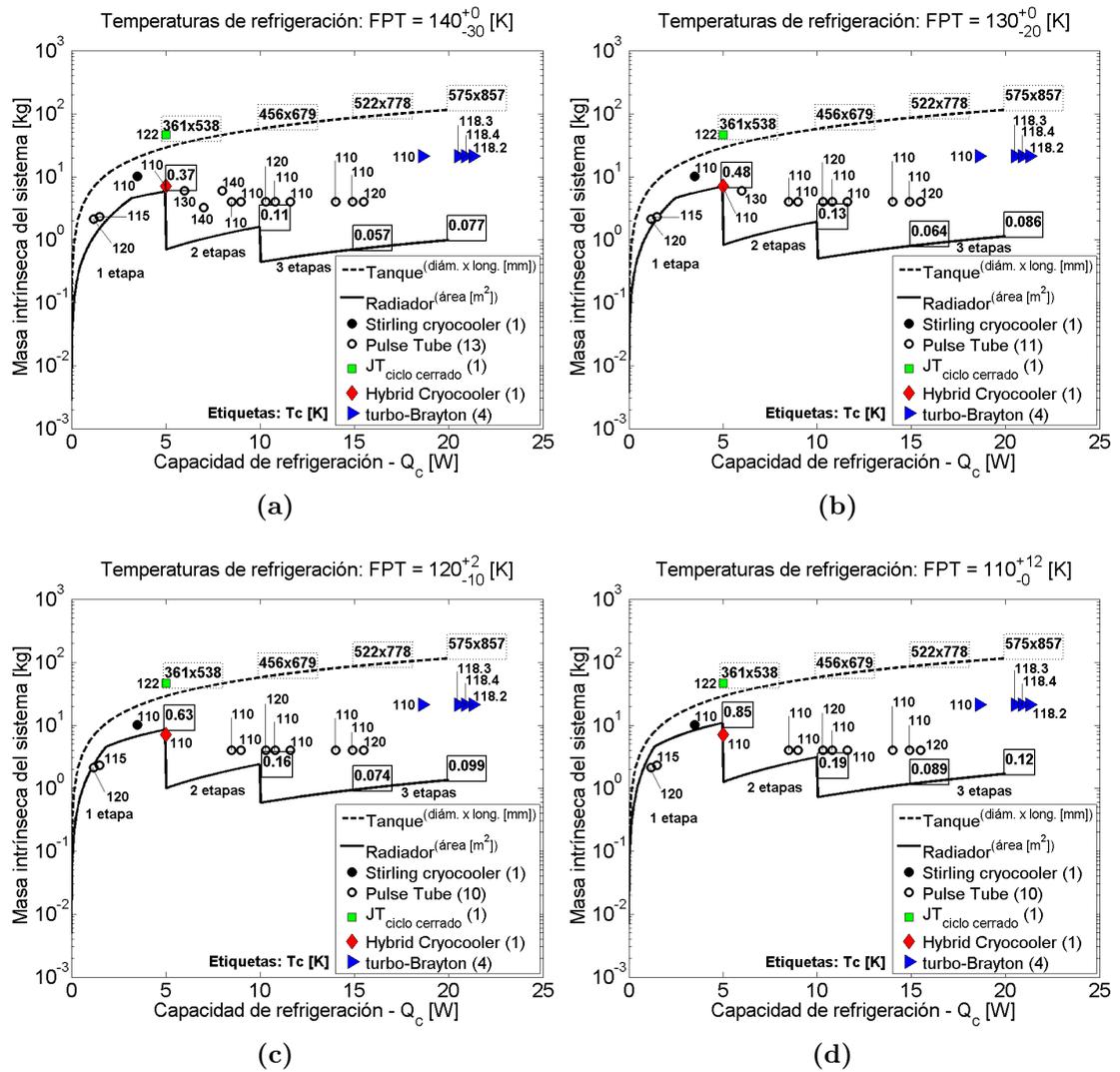


Fig. 3.29 – Masa total de cada sistema en función de la capacidad de refrigeración requerida. Para el caso del radiador, dentro del recuadro se encuentra el **área total** de este, en $[m^2]$, y cada uno de los “escalones” representa el cambio a un cálculo para sistemas de dos y tres etapas; y para el del tanque de criógeno, dentro del recuadro con línea punteada se encuentran sus dimensiones de **diámetro x longitud**, en $[mm]$. Acompañando a cada ítem de cryocooler se encuentra la temperatura capaz de lograr en el cold-tip, en $[K]$.

geometría de su *shield* y este a su vez de la del *patch* radiador, es encontrado a partir de un cálculo iterativo, comenzando en 1 y prosiguiendo su disminución hasta que su valor presente una variación menor a un valor arbitrario de 0,01 %, considerado éste último insignificante para el presente estudio.

3.5.2. Comparación entre cryocoolers

Capacidad de refrigeración

La figura 3.30 expone los valores de Q_c de los diferentes *cryocoolers* en función de la T_c lograda por cada uno de ellos. Esta demuestra que cuanto menor es la temperatura que se desea alcanzar, tanto menor resulta la capacidad de refrigeración que se puede obtener del *cryocooler* correspondiente. Observar la

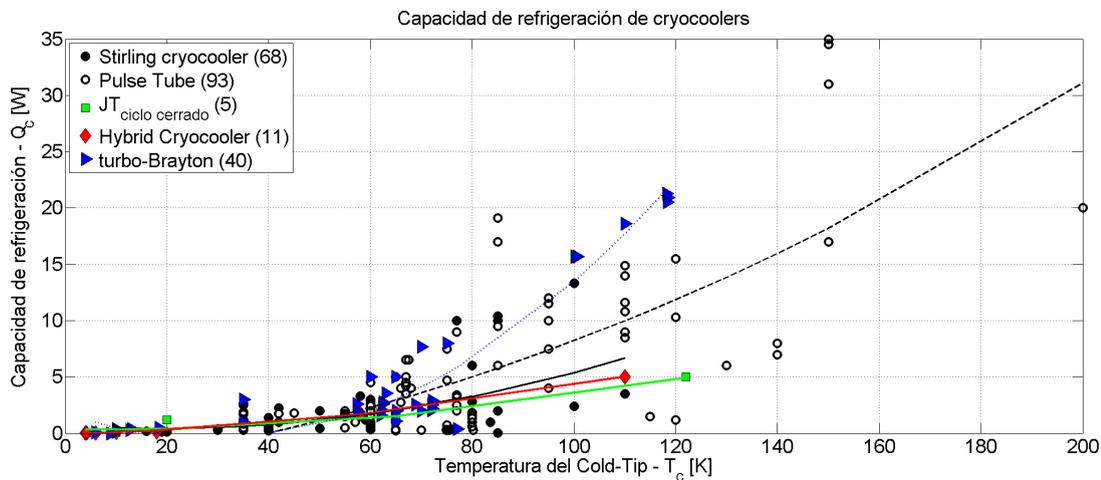


Fig. 3.30 – Capacidades de refrigeración con tendencia cuadrática de cryocoolers en función de las temperaturas logradas en el cold-tip.

figura 3.30 no lleva a ninguna conclusión particular, ya que no existe un área clara de operación para cada tipo de *cryocooler*. De esta manera podemos aseverar que el punto de operación T_c - Q_c es suficientemente variado como para que cada tipo de *cryocooler* sea adaptado según requerimientos. Aunque se evidencia la limitación de disponer de altos valores de Q_c a muy bajas temperaturas.

Consumo de potencia

La figura 3.31 es una gráfica de la potencia requerida para el funcionamiento del TMU del *cryocooler* en función de su capacidad de refrigeración. Teniendo en cuenta que, a partir de las tablas expuestas en el anexo E, en algunos casos se procede a hacer funcionar el *cryocooler* fuera de su punto óptimo de funcionamiento, es decir, se cubre un mayor Q_c bajo el compromiso de aumentar el valor de P_i , se puede apreciar la tendencia de este aumento en los diferentes *cryocoolers*. Al observar la figura 3.31 se aprecia que los *cryocoolers* del tipo turbo-Brayton lideran como los que le impondrán, al satélite, mayor consumo

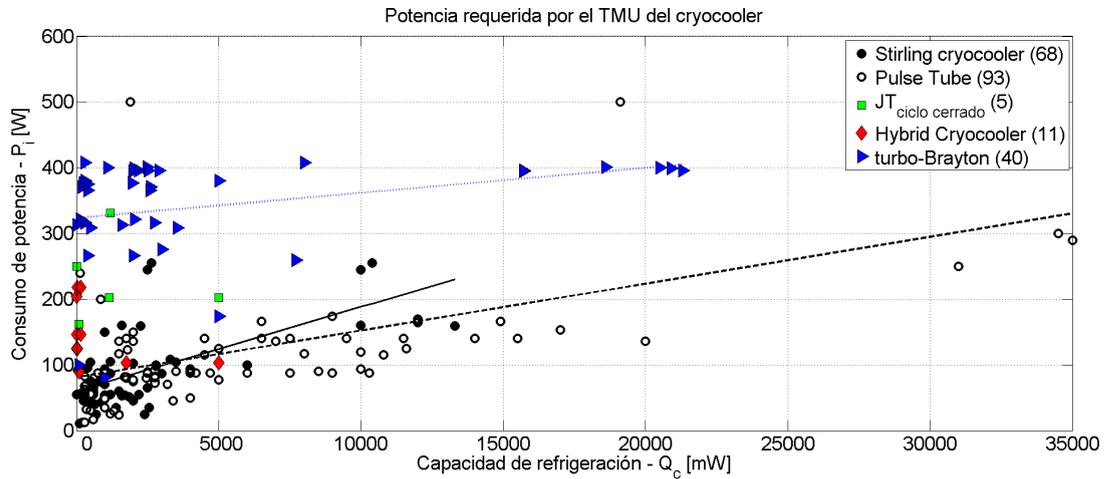


Fig. 3.31 – Consumo de potencia, para funcionamiento del TMU, y su tendencia lineal en función de las capacidades de refrigeración respectivas.

de P_i . Mientras los de ciclo Stirling y Pulse Tube requieren de un consumo de potencia alrededor de 200 [W] menos a los de tipo turbo-Brayton.

Mínima conductancia térmica total

Si se considera el camino térmico que existe entre el extremo del *cold-tip* del *cryocooler* y el FPA del detector, es posible conceptualizar una conductancia total de este, así como se ve en la figura 3.32. Si se considera la FPT, requerida para el correcto funcionamiento del detector, y la temperatura y capacidad de refrigeración capaz de lograrse con el *cryocooler*, podemos calcular una conductancia térmica lineal (C_k) de la siguiente manera:

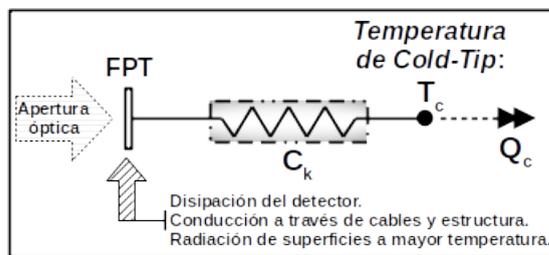


Fig. 3.32 – Esquema térmico conceptual.

$$C_k = \frac{Q_c}{\Delta T} = \frac{Q_c}{(FPT - T_c)}$$

C_k representa un valor de conductancia mínima de la estructura donde es montado el detector a ser refrigerado, es decir, que para valores menores de conductancia el *cryocooler* se ve obligado a funcionar con menor eficiencia, requiriendo de mayores valores de Q_c y P_i , aumentado en mayor medida este último. Para esto podemos buscar *cryocoolers* que provean de temperatura T_c cercana a los requerimientos de FPT. Ya que en caso de que $T_c = FPT$ arrojaría como resultado un valor de conductancia mínima infinita, se seleccionarán valores requeridos de temperatura

objetivo de facilitar la comparación de diferentes *cryocoolers* o entre diferentes puntos de funcionamiento del mismo. Este último da lugar a gráficas como la que se puede ver en la figura 3.34. Es de notar que para un determinado punto de

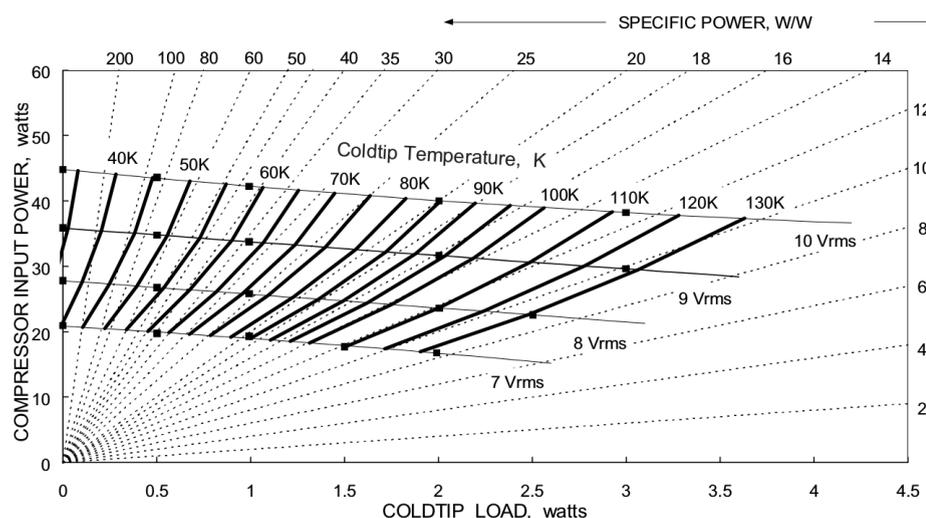


Fig. 3.34 – Ábaco ejemplo: P_i en función de Q_c para diferentes valores de T_c a temperatura T_r constante (“reject temperature” del ciclo termodinámico, no confundir con “radiator temperature” de la etapa de un radiador criogénico) -en este caso se especifica operación a diferente tensión de accionamiento, en V_{rms} , igual vale señalar la frecuencia, en Hz, o, para casos de ciclo Stirling, el stroke, en mm-, correspondiente al *cryocooler* Stirling en disposición split desarrollado por Texas Instruments, destinado a refrigerar un detector de rayos Gamma (DRS Infrared Technologies) [38].

funcionamiento, definiéndose así valores de T_c , T_r , Q_c y P_i , requerir un aumento de Q_c -*COLDTIP LOAD*- implica pasar a otro punto de funcionamiento con menor rendimiento, efecto que puede apreciarse en la curvatura de las línea engrosadas a temperatura T_c -*Coldtip Temperature*- constante.

Potencia específica. La figura 3.34 hace referencia a la variable conocida como “potencia específica” (*specific power*), la que se define como la relación entre la potencia de alimentación requerida por el TMU y la capacidad de refrigeración obtenida a determinadas temperaturas de operación [26, pág.90]:

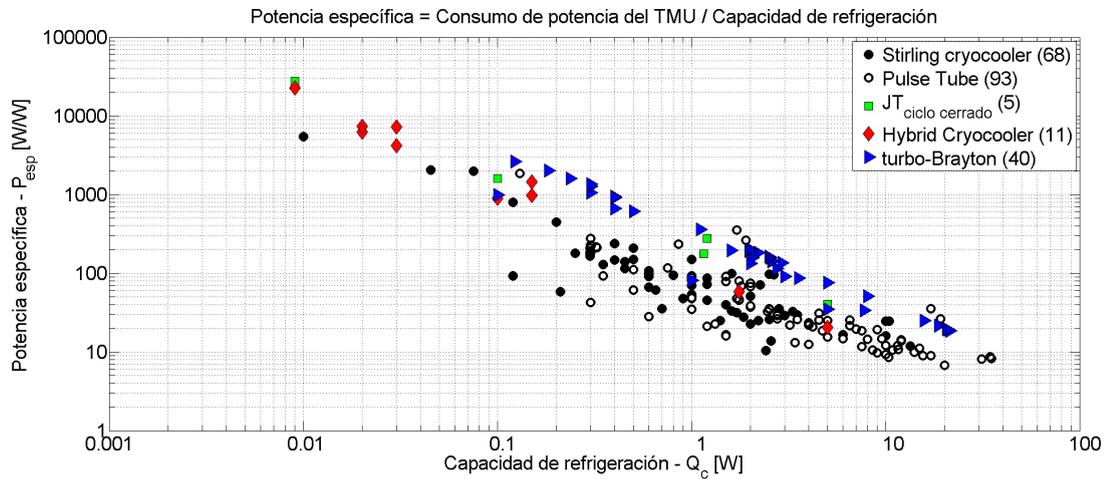
$$P_{esp} \left[\frac{W}{W} \right] = \frac{P_i}{Q_c}$$

Masa específica. La masa específica (*specific mass* - SM) es la relación entre la masa del *cryocooler* (m_{TMU}) y su capacidad de refrigeración [39, pág.17]:

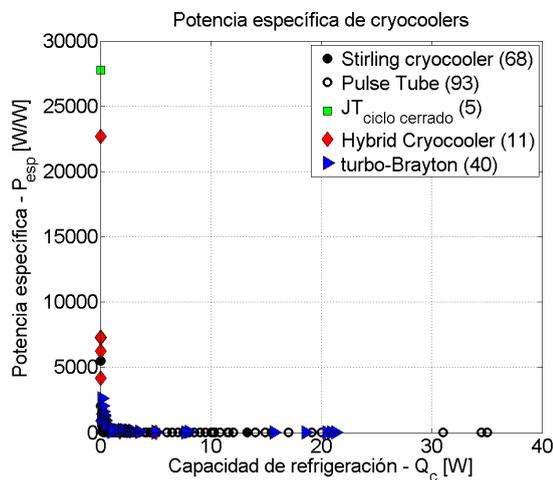
$$SM \left[\frac{kg}{W} \right] = \frac{m_{TMU}}{Q_c}$$

Potencia específica

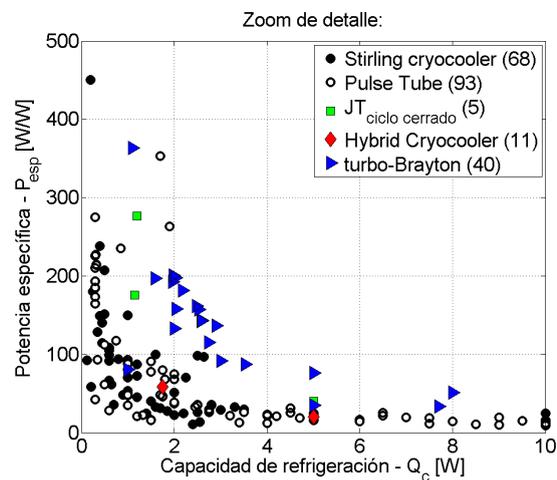
La siguiente figura expone la gráfica de la potencia específica (P_{esp}) en función de Q_c . Al representar ambos ejes en escala logarítmica, se puede apreciar la zona de operación de cada *cryocooler*, mediante la concentración de puntos en la nube. Por un lado se verifica la conclusión de la sección 3.5.2, donde el *cryocooler* de



(a)



(b)



(c)

Fig. 3.35 – Potencia específica en función de la capacidad de refrigeración de cada *cryocooler*. a) Representación en escala logarítmica y b) lineal, más una c) ampliación de detalle de esta última.

tipo turbo-Brayton lidera el consumo de P_i . Además es posible identificar, en la figura 3.35(a), con un poco más de claridad, la zona de operación para los demás *cryocoolers*, identificando así a los Pulse Tube, ciclo Stirling, Joule-Thomson e híbridos de estos tres, en ese orden, como aquellos que requieren de un

menor consumo de potencia (P_i) por unidad de potencia de refrigeración (Q_c), demostrando así una mejor eficiencia frente al turbo-Brayton, pero discerniendo los valores de Q_c capaces de obtener en cada caso.

Si se observan las figuras 2, 5 y 8 sugeridas en “An Overview of the Performance and Maturity of Long Life Cryocoolers for Space Applications” [39, pág.16-17], donde se exponen valores de “*Total Specific Power* [W/W]” en función de “*Cooling Capacity* [W]” para diferentes sistemas *cryocoolers*, es posible apreciar cierta semejanza a la figura 3.35(a), obtenida anteriormente, cuando es graficada sobre ejes lineales, tal como se ve en las figuras 3.35(b) y 3.35(c).

Masa específica

Podemos apreciar la masa específica (SM), de cada *cryocooler*, en función de la capacidad de refrigeración en la figura 3.36. A fin de obtener una comparación representativa, se procede a tomar valores correspondientes a *cryocoolers* de una sola etapa, lo que justifica que no aparezcan datos relativos a los sistemas híbridos. La figura 3.36 permite ver con claridad un súbito aumento de masa

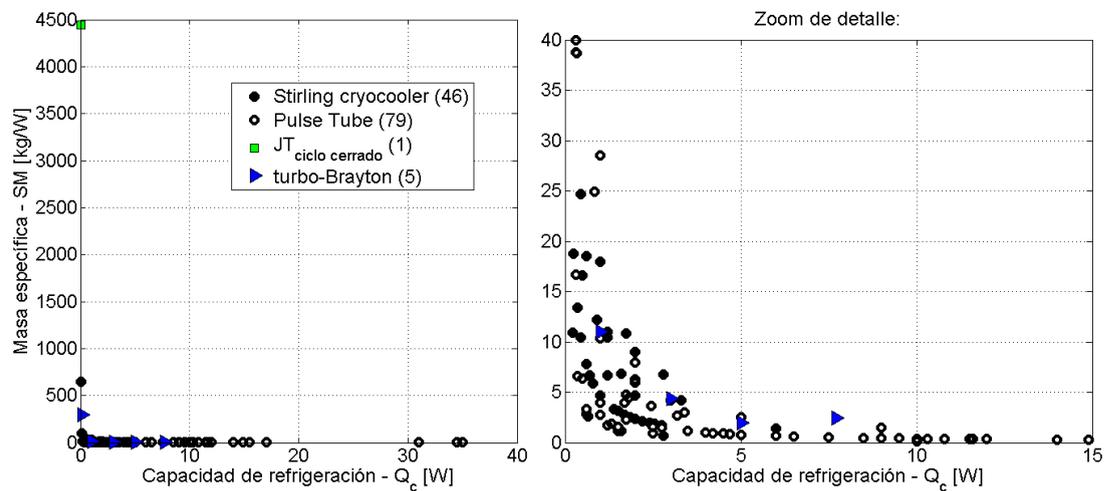


Fig. 3.36 – Masa específica del cryocooler en función de su capacidad de refrigeración.

por unidad de potencia para valores de capacidad de refrigeración relativamente bajos; lo que nos hace pensar que, a medida que el sistema requiere de mayor capacidad de refrigeración, estos aumentos son muy superiores a los de masa del *cryocooler*. Esta propiedad nos remite a lo visto en la sección 3.5.1, de donde se concluye que para capacidades de refrigeración relativamente bajas ($< 5 [W]$) los sistemas pasivos son más atractivos en lo que refiere a la masa total. No

obstante, es posible hallar un comportamiento muy similar, en este parámetro, para los diferentes *cryocoolers* citados.

3.5.4. Coeficiente de performance

Como se vió anteriormente, cuando fueron expuestos los diferentes *cryocoolers* por separado, en la sección 3.4, se hizo referencia a sus ciclos termodinámicos, asociados a los cambios que sufre el *working fluid* durante este proceso. El ciclo termodinámico ideal que produce una máquina frigorífica, cuando trabaja absorbiendo una cantidad de calor Q desde la fuente a temperatura T_c mientras cede calor a otra fuente, a temperatura T_r (del inglés *reject temperature*), mediante adquirir trabajo desde el exterior (conceptualmente P), es conocido como “**ciclo de Carnot**”. Se define el rendimiento del ciclo de Carnot (mejor conocido como *coefficient of performance* - CoP), para un proceso de refrigeración (donde $T_c < T_r$), como [21, ecu.7.3, pág.123]:

$$CoP_{Carnot} = \frac{Q}{P} = \frac{T_c}{T_r - T_c} = \frac{1}{(T_r/T_c - 1)}$$

Este rendimiento es superior al de cualquier máquina térmica real que funcione cíclicamente entre las mismas temperaturas, T_c y T_r . Si se hace una gráfica tridimensional como $P = f(Q, T_c)$, para diferentes valores típicos de T_r en los *cryocoolers* analizados, se obtienen planos alabeados como los que se pueden ver solapados en la figura 3.37. Se aprecia, para valores razonables de T_c , la necesidad

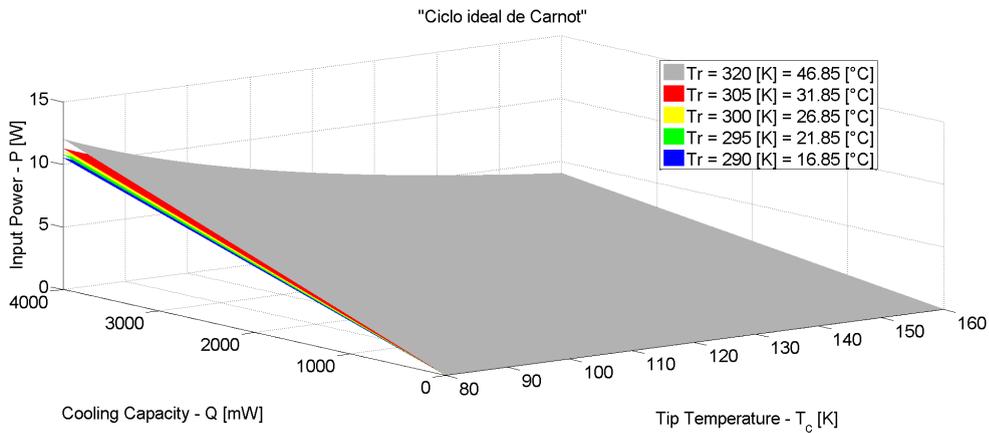


Fig. 3.37 – Representación de los valores de consumo de potencia P , capacidad de refrigeración Q y temperatura del cold-tip T_c , para un rango de valores típicos de T_r , concibiendo el funcionamiento de una máquina frigorífica ideal de Carnot.

de mayor P [W] para mayores requerimientos de Q [mW], además de decaer estos

hacia mayores valores de T_c (viendo el desarrollo del eje en profundidad hacia la derecha). La influencia de T_r es mayor a valores superiores de Q_c .

El *coefficient of performance* de cada *cryocooler* puede ser hallado como sigue:

$$CoP = \frac{Q_c}{P_i},$$

si se utiliza esta expresión con la base de datos del anexo E, es posible graficar el *CoP* de cada *cryocooler* en función de su capacidad de refrigeración, obteniéndose una gráfica como la de la figura 3.38.

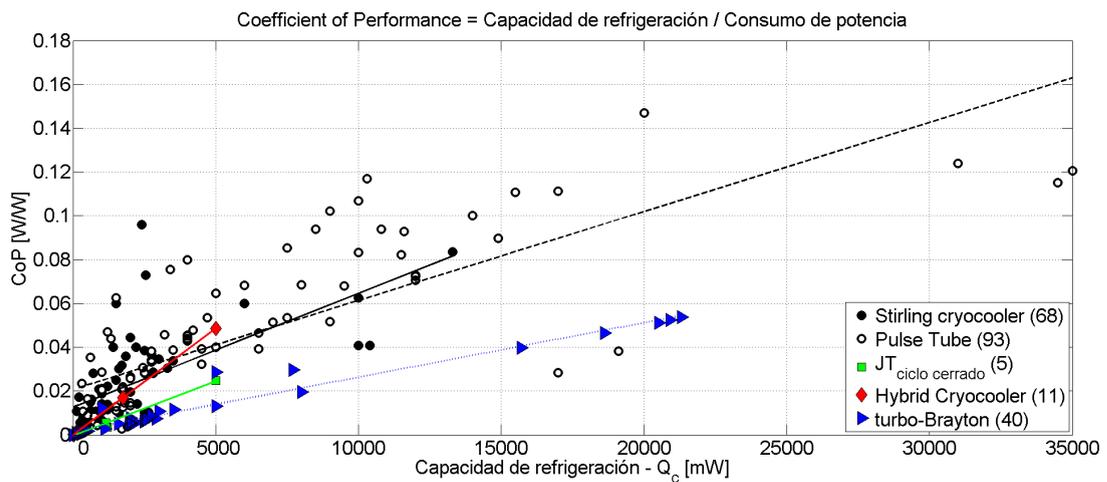


Fig. 3.38 – *Coefficient of performance (CoP) y su tendencia lineal de cryocoolers en función de su capacidad de refrigeración.*

Si tomamos los datos correspondientes a *cryocoolers* de una etapa, podemos obtener su porcentual “relación con la eficiencia de Carnot” (η_{rCR}) mediante la siguiente relación [21, ecu.7.4, pág.123]:

$$\eta_{rCR} = \frac{CoP}{CoP_{Carnot}} \cdot 100 = \frac{Q_c}{P_i} \cdot \frac{T_r - T_c}{T_c} \cdot 100 = \frac{Q_c}{P_i} \cdot \left(\frac{T_r}{T_c} - 1 \right) \cdot 100$$

Calculando de esta manera se obtienen los valores expuestos en la figura 3.39. En esta gráfica se observa una disminución del incremento de eficiencia a cada vez mayores capacidades de refrigeración, respecto de la lineal, para los *cryocoolers* en general. No obstante, resaltan las eficiencias de los *cryocoolers* de ciclo Stirling y los Pulse Tube por sobre los demás.

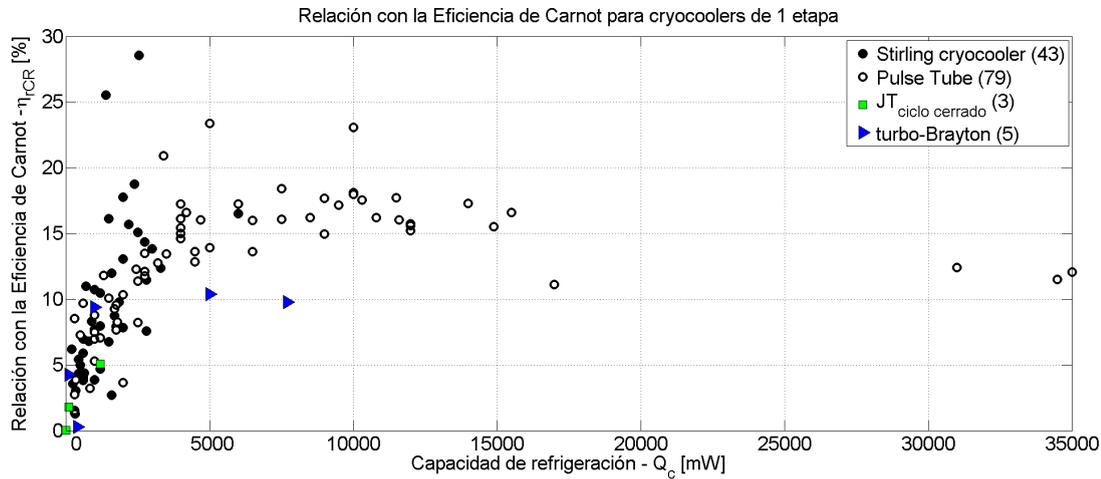


Fig. 3.39 – Relación con la eficiencia del ciclo de Carnot de cryocoolers de 1 etapa.

Para el caso de aquellos *cryocoolers* de dos etapas, es posible calcular η_{rCR} mediante la siguiente expresión [40, ecu.1, pág.5]:

$$\eta_{rCR-2st} = \frac{1}{P_i} \cdot \left(\left(\frac{T_r}{T_c} - 1 \right) \cdot Q_c + \left(\frac{T_r}{T_m} - 1 \right) \cdot Q_m \right) \cdot 100$$

donde T_m y Q_m representan la temperatura y la capacidad de refrigeración respectivamente, logradas en la etapa intermedia. De esta manera se utilizan los datos de aquellos *cryocoolers* de dos etapas, desde las tablas exhibidas en el anexo E, donde puede verse esta información colocada de a filas pares en dichas tablas, una correspondiente a la primera y la otra a la segunda etapa. Los resultados se muestran en la figura 3.40. En general, nuevamente, se aprecian mejores rendimientos en los ciclos Stirling y Pulse Tube. No obstante, estos son un poco menores a los obtenidos para *cryocoolers* de una etapa, más es admirable la disminución de la brecha que se pudo observar anteriormente, en la figura 3.39, para los demás *cryocoolers*. Esta situación nos lleva a pensar que la utilización de una etapa adicional a servido, en el caso de *cryocoolers* de ciclo Joule-Thomson y turbo-Brayton, para cubrir mayor demanda general de refrigeración sin disminución considerable de su rendimiento, es decir, se afirma que la utilización de múltiples etapas de refrigeración permite mejorar la eficiencia del *cryocooler*. Queda claro que los valores de η_{rCR} son menores, en general, debido a la mayor capacidad de refrigeración que debe suministrarse, siendo motivo de implementación de varias etapas.

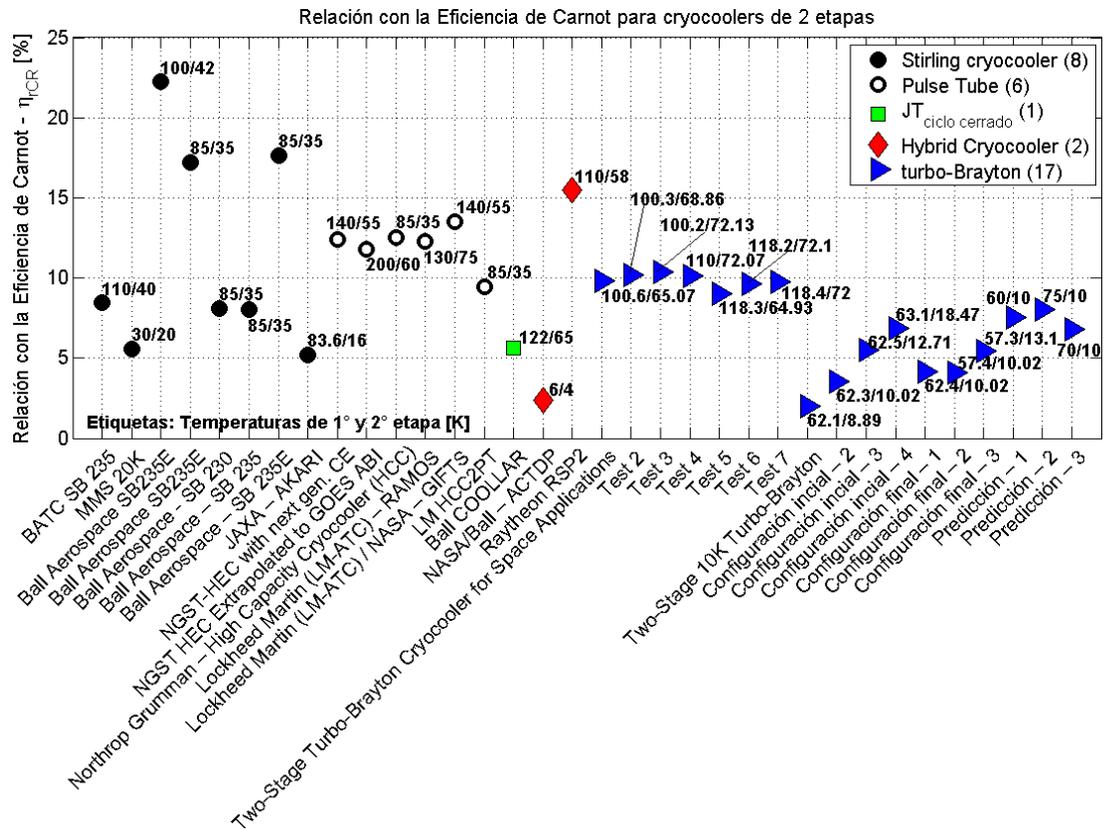


Fig. 3.40 – Relación con la eficiencia del ciclo de Carnot de cryocoolers de 2 etapas.

3.6. Selección preliminar de cryocooler

3.6.1. Requerimientos y parámetros operativos

Márgenes de diseño

Entre los años 1970/90, la NASA había desarrollado más de dos docenas de misiones criogénicas, pero basándose en márgenes de diseño contemplados en las normas MIL-STD-1540 A/B, las que consideraban misiones que pretendían temperaturas típicas ($> 200 [K] \cong -73^{\circ}C$). Razón por la que en el año 1991 se hace un estudio sobre estas para formar nuevos márgenes para las futuras misiones criogénicas, redactándose así las normas MIL-STD-1540 C. Para las primeras misiones anteriormente mencionadas, los diseños de sistemas pasivos se basaban en un margen de temperatura de $11^{\circ}C$ para modelos matemáticos correlacionados con los ensayos en cámaras de termo-vacío, y de $17^{\circ}C$ para los no correlacionados; mientras que para sistemas activos correspondía un 25% de la carga térmica estimada. Para la nueva versión criogénica de la norma,

los márgenes utilizados antiguamente se corresponden con una temperatura de diseño de 203 [K], valor que ha sido establecido como límite para diferenciar entre una misión convencional, a temperatura ambiente, y una criogénica (ver figura 3.41(b)) [21, pág.469-472]. Atendiendo, entonces, a los márgenes de diseño aconsejados para etapas tempranas de diseño (capítulo 19 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21, pág.472]) es posible tomar un máximo de margen de carga térmica ($\%q_c$) del 50 % (ver figura 3.41(a)).

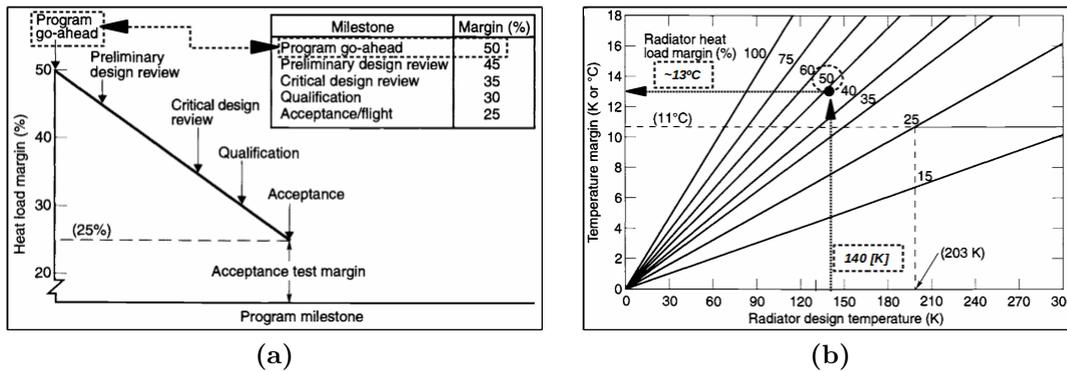


Fig. 3.41 – a) Márgenes de carga térmica recomendados como función de la madurez de la misión [21, pág.472]. b) Equivalencia entre márgenes de temperatura y carga térmica, en función de la temperatura de operación [21, pág.471].

Cargas parásitas

Para definir la capacidad de refrigeración que debe ser capaz de suministrar el *cryocooler* (Q_c), un factor crucial es conocer el porcentaje de cargas parásitas (η_{par}) que influyen sobre el dispositivo objetivo a refrigerar. Estas generalmente pueden alcanzar valores mayores a 50-60%. Podemos citar como ejemplo el caso del “50 to 80 K Pulse Tube Cooler” [41, pág.96]. Este es un modelo de ingeniería (*engineering model* - EM) de un *Miniature Pulse Tube Cooler* (MPTC), el cual fue optimizado para el punto de operación: $Q_d = 1$ [W] a $T_c = 82$ [K], con $P_i = 25$ [W] y $T_r = 288$ [K] (durante los ensayos se vale de la inclinación angular del equipo para emular el efecto de ingravidez del espacio, esto hace que disminuya de manera importante el desempeño del *cryocooler*). Se midió que, en condiciones óptimas, las cargas parásitas eran de 465 [mW] debidas únicamente a pérdidas por radiación y conducción, es decir, alrededor de $\sim 31,74$ % de cargas parásitas ($\eta_{par} = 1 - Q_d/(Q_d + Q_{par})$), y para peores casos de inclinación esta aumentaba hasta aproximadamente 2,5 [W] ($\eta_{par} \cong 71,43$ %). Además, las

cargas parásitas poseen una fuerte dependencia del diseño del montaje final del *cryocooler*, razón por la que no es sencillo, en etapas tempranas, estimar un valor fiel de estas. Análogamente, para el caso de sistemas pasivos como radiadores criogénicos, la mayoría de los ejemplos expuestos en el capítulo 6 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21, pág.110-112], abarcan valores en el rango de $\eta_{par} = 80-90\%$, que si se evita la directa radiación desde el Sol, mediante maniobras, o desde reflexiones en la estructura externa del satélite como *booms* o antenas, estas podrían disminuirse, en principio, a 60-70%. Por este motivo se decide considerar arbitrariamente un valor conservador de porcentaje de cargas parásitas de aproximadamente 85%.

Capacidad de refrigeración total

El modelo comercial del detector utilizado como ejemplo, *Saturn de Sofradir*, presenta un consumo de potencia de 450 [mW] como máximo, para el caso de un total de ocho salidas [42]. En base a lo anteriormente dicho podemos estimar el máximo valor de capacidad de refrigeración total a ser considerado para el diseño conceptual del detector:

$$Q_c = (1 + \% q_c) \cdot (Q_d + Q_{par}) = (1 + \% q_c) \cdot \frac{Q_d}{(1 - \eta_{par})} = 1,5 \cdot \frac{450 [mW]}{(1 - 0,85)} = 4,5 [W]$$

Temperatura de refrigeración

Si consideramos la temperatura FPT para la cual el ruido de *dark current* no tiene influencia práctica sobre el desempeño del detector, en comparación con los demás ruidos influyentes (ver sección 2.4.5), podemos asumir que esta debería ser como **máximo 140 [K]** aproximadamente, para el caso de *cut-off wavelength* de 2,5 [μm], que corresponde, además, al modelo más frecuentemente fabricado por *Sofradir*. Utilizando la gráfica de la figura 3.41(b) podemos hallar un margen de temperatura (ΔT_c), sugerido para el diseño, estimado en 13°C, asegurándose así una probabilidad de falla de 2,8% para una distribución estándar de 5,9°C correspondiente a modelos no correlacionados [21, pág.475]. De esta manera, para el caso de una etapa temprana de diseño, podemos estimar una máxima temperatura de *cold-tip*:

$$T_c = FPT_{max} - \Delta T_c = 140 [K] - 13^\circ C = 127 [K]$$

(0,1107 y 0,117 $[W/W]$). El sistema que a primera vista se adapta mejor a los requerimientos citados es aquel que posee un consumo de potencia de 88 $[W]$. Si se realiza una trazabilidad de este podemos hallar que corresponde al “*High Efficiency Cryocooler (HEC)*”, desarrollado por *Northrop Grumman* y expuesto en la sección 3.4.3, el cual posee una masa de TMU de 4 $[kg]$, a la que debe adherirse la correspondiente a la electrónica de control.

3.6.3. Sistema destacado

Para finalizar, es necesario conocer los parámetros de funcionamiento del *cryocooler* para un punto de operación correspondiente al requerido. Este concepto se puede ver esquematizado en la figura 3.42(a) mediante la flecha que une al punto de funcionamiento, para el cual fue ensayado dicho *cryocooler*, con el requerido. Para esto es necesario conocer un ábaco completo de la operación del *cryocooler*, como el que fue expuesto, a modo de ejemplo, en la figura 3.34 en la página 91. Así, utilizando el ábaco de la figura 3.43, podemos encontrar los nuevos parámetros operativos. Los valores hallados son resumidos en la tabla 3.4.

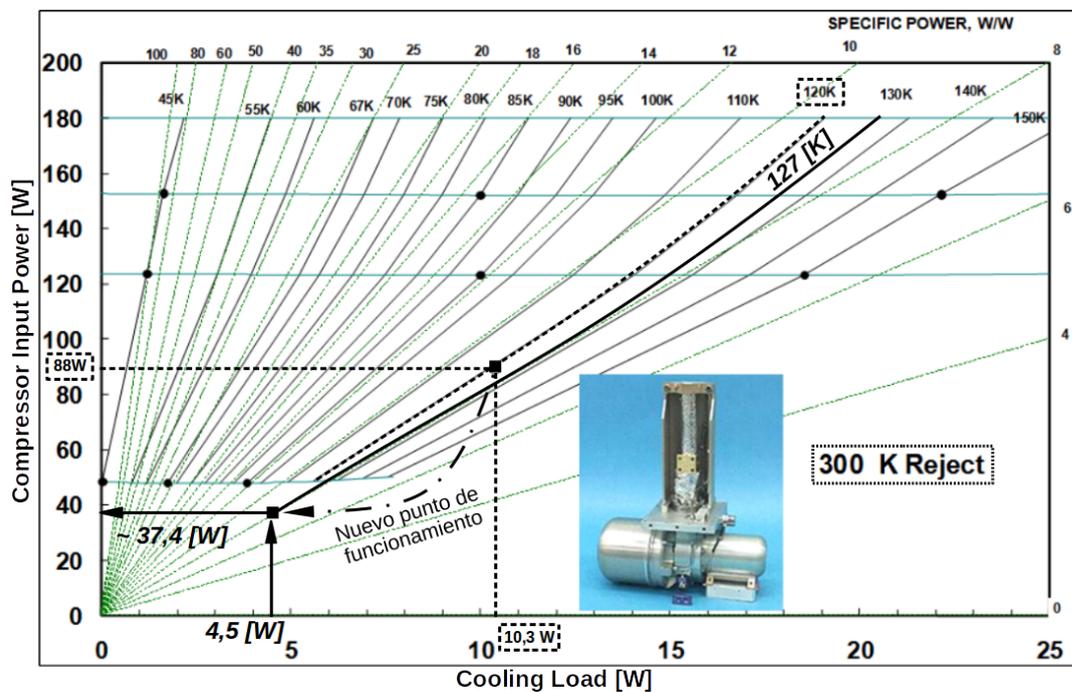


Fig. 3.43 – Ábaco de operación completa del modelo de vuelo del refrigerador HEC de una etapa, en configuración lineal, optimizado para $T'_c = 95 [K]$ a $T_r = 300 [K]$ [30].

Tabla 3.4 – *Parámetros operativos correspondientes al sistema más apto para cumplir con los requerimientos impuestos: HEC - High Efficiency Cryocooler.*

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Cantidad de etapas	st	1	-
Temperatura de <i>cold-tip</i>	T_c	127	K
Temperatura de calor cedido	T_r	300	K
Capacidad de refrigeración	Q_c	4500	mW
Consumo de potencia ^a	P_i	37,4	W
Potencia específica	P_{esp}	8,3	W/W
<i>Coefficient of Performance</i>	CoP	120,32	W/W
Relación con eficiencia de Carnot	η_{rCR}	16,4	%
Masa de la TMU	M_{TMU}	4	kg
Masa específica	SM	0,89	kg/W

- a. El valor final de P_i podría variar respecto del encontrado, atribuible al proceso de puesta a punto del equipo para los parámetros operativos requeridos: T_c y Q_c .

3.6.4. Requerimientos de SARE 2A

Uno de los requerimientos clave de la misión SARE estipula que “el diseño de los satélites debe considerar como lanzador principal el *Tronador II*” [43]. Este vehículo lanzador, mediante un ascenso directo, debe poder inyectar una carga útil con masa de 350, 250 y 165 [kg] en una órbita polar *sun synchronous* tipo LEO, a una altitud de 400, 600 y 700 [km] respectivamente [8]. Considerando la masa de la TMU del sistema *HEC* y estimando un valor de 6 [kg] para la masa de la electrónica de control (*cryocooler control electronics* - CCE), debido a que es un valor muy recurrente entre los citados en el anexo E para aquellos *cryocoolers* del tipo Pulse Tube, se puede pensar que la implementación del sistema completo supondría utilizar un 2,8 %, 4 % o 6 % de la masa total de la que podría disponer el satélite. Volviéndose, desde este punto de vista, un sistema adaptable al SARE 2A.

Se exhibe un valor estimativo del consumo de potencia eléctrica, que podría suministrar el satélite SARE 2A, de 500 [W] aproximadamente [10]. Si consideramos el consumo de potencia requerido para el funcionamiento de la TMU del *HEC*, más un estimativo de 10 [W] por parte de la CCE, en base a los valores expuestos en el anexo E, se considera un consumo total aproximado de ~ 50 [W], lo que representa un 10 % de la potencia total disponible.

Finalmente podemos aseverar que la implementación de un *cryocooler* tipo Pulse Tube, de similares características al *HEC* anteriormente citado, en el satélite SARE 2A, es posible y más adaptable frente a los demás tipos de *cryocoolers* o inclusive un sistema de criógeno almacenado a bordo. Esta última observación se basa en que la adaptación de este satélite para la instalación de un sistema de almacenamiento de material criogénico no sería una opción viable, debido a que el tiempo de misión sería demasiado extenso para el requerimiento de masa máxima impuesta a la misión, además de que implica un diseño particular de la plataforma completa; y podemos señalar que la masa total es pequeña, en comparación con otros satélites mayores, lo que puede resultar en una actitud fácil de desequilibrar durante el venteo de criógeno.

No debería descartarse la utilización de un radiador criogénico, el que, como se vió en la figura 3.29(b) de la página 87, poseerá una masa similar para los mismos requerimientos operativos, en caso de un diseño de una única etapa ($> 6,9 [kg]$) o un valor de masa relativamente menor si la implementación implica dos etapas emisoras ($> 0,8 [kg]$), aunque no podría adaptarse el sistema a cambios significativos durante su operación. Recordemos el supuesto de que su *performance* no se vería afectada durante toda la misión, consideración expuesta durante las ecuaciones de la página 52, pero en caso de prever una posible degradación del 25 % ($\eta_{EoL} = 75 \%$), por ejemplo, se puede estimar una masa del sistema mayor a 8,4 y 1 [kg] para los respectivos casos ejemplificados de única o doble etapa. Tampoco olvidemos que la estructura del *shield wall* fue supuesta con chapa de aluminio, lo que representaría un caso de masa considerable, ya que un diseño alternativo típico podría realizarse, por ejemplo, mediante el uso de “MLI” como material de fabricación, lo que resultaría convenientemente en un peso final inferior.

Conclusiones

El trabajo de tesis permite obtener la siguiente lista de conclusiones generales:

- Debido a la disminución de la *dark current* con la temperatura, existe un valor de radiancia mínima, asociada a una máxima FPT para un determinado valor de SNR, como se vió en la figura 2.18 en la página 38, donde los cambios de temperatura, por debajo de este límite superior, no tienen influencia aparente sobre esta, es decir, se corresponde con un valor de temperatura lo suficientemente bajo como para despreciar los efectos de la *dark current*. Por tal motivo se concluye que la máxima temperatura de operación del detector de MCT, en principio, convendría ser controlada en un límite igual o menor al mencionado.
 - En base a la anterior conclusión, cuanto mayor cantidad y mejor sean la exactitud y precisión de las mediciones de la *dark current*, tanto mejor será el cálculo de la máxima temperatura admisible, debido a su dependencia exponencial (ver figura 2.16 en la página 34).
- En general, para FPTs menores a los 140 [K] ($-133^{\circ}C$), en base a las *cut-off wavelength* del detector analizado, el efecto de la *dark current* se vuelve despreciable frente al impacto del total de ruidos considerados (ver figura 2.20 en la página 42).
- Si se debiera optar por la aplicación de un determinado *cryocooler* en la misión del satélite SARE 2A, a partir de los resultados obtenidos, se sugiere que la mejor opción, para iniciar posteriores análisis, estaría liderada por el tipo *Pulse Tube*. Para el caso del detector de MCT analizado, la temperatura requerida, de 127 [K] ($-146^{\circ}C$), sería fácilmente alcanzada (ver análisis “Temperatura de refrigeración en la página 99). Este método requeriría de una potencia de alimentación, en general, menor a 100 [W], según la tendencia que se demuestra en la figura 3.31, para una capacidad de refrigeración presumible menor a 5 [W] y un valor de masa total adicionado de unos 10 [kg] aproximadamente, en base a los valores típicos expuestos en el anexo E para estos sistemas, suministrando un funcionamiento en régimen de alta eficiencia y libre de vibraciones. Todos estos valores estimados se encuentra bajo una fuerte dependencia del diseño del satélite y los requerimientos impuestos por la misión, pero sirven como primera

aproximación de cuales serían los esperados para una misión con madurez y envergadura similares a las del SARE 2A.

- La directa comparación de mediciones y/o estimación de parámetros operativos de diversos sistemas de refrigeración, es una tarea que conlleva la consecuencia de valerse en demasiadas hipótesis, que, aunque estas representen fielmente los principales parámetros de la misión satelital, no están exentas de la constante compensación que se produce entre las diversas ventajas y desventajas asociadas a la implementación de uno u otro método de refrigeración. Es por esta razón que se propone, como primera instancia, seleccionar el método de refrigeración que satisfaga los requerimientos cruciales de la misión en cuestión, para luego avanzar al diseño en detalle.

Además, luego de analizar y comparar diferentes métodos de refrigeración criogénica, estudiando gráficas elaboradas mediante datos estimados y a partir de mediciones, es posible valorar las siguientes conclusiones:

- Según lo visto en las secciones 3.2 y 3.3, debido al escaso consumo de potencia y la ausencia de vibraciones, los sistemas pasivos, como radiadores criogénicos y sistemas de almacenamiento de criógeno, son preferibles como aplicación para suministrar refrigeración en misiones satelitales. No obstante, la masa de crio-radiadores se torna relativamente grande para valores de capacidad de refrigeración mayores a 1-2 [W] aproximadamente (ver figura 3.29 en la página 87), relativo a diseños de una etapa, además de no tener la capacidad de adaptarse a cambios de importancia en el sistema refrigerado. Y un sistema de almacenamiento de material criogénico podría tener impacto en el sistema de control de actitud del satélite si no esta bien diseñado el método de venteo de gases, efecto que sería predominante en satélites de pequeña masa.
- Analizando el resumen expuesto en la figura 3.4, de la página 49, en conjunto con la figura 3.29, en la página 87, podemos decir que cuando de sistemas pasivos se trata, valores de temperatura de refrigeración demasiado bajos producen cargas parásitas que superan ampliamente a la principal, razón por la que la masa total del sistema se ve sensiblemente afectada, en el caso de radiadores debido a la necesidad de mayores áreas emisoras y en sistemas de almacenamiento a mayor volumen para contener material criogénico, además de la incorporada por estructuras de montaje y sujeción que no participan de la “masa intrínseca del sistema.
- Mediante el método de almacenamiento de criógeno, es posible alcanzar temperaturas de refrigeración muy bajas (aprox. 1,5 [K]) con relativas sencillez

y superior velocidad de refrigeración. Pero esta cualidad es aminorada de inmediato cuando se manifiesta alta capacidad de refrigeración y/o extensa duración de misión. En general, la implementación de estos implica la adaptación completa de la plataforma satelital. Para el caso de estudio se utilizó la resistencia última de ruptura del material como tensión admisible para el cálculo, pero aún así tan solo la masa del tanque resultó relativamente grande frente a la de los demás métodos de refrigeración presentados (ver ejemplo de cálculo en la página 68 y comparación de la masa de cada sistema en la figura 3.29 de la página 87).

- En general, los *cryocoolers*, como sistemas activos de refrigeración criogénica que permiten cubrir diversos requerimientos de operación (T_c - Q_c), pueden adaptarse a cambios en el sistema y son aptos para su funcionamiento bajo altas cantidades de extracción de calor desde el dispositivo refrigerado. Estos son sometidos a un proceso de *puesta a punto*, siendo este un estado de operación que maximiza su eficiencia.
 - Los *cryocoolers* de ciclo Stirling, analizados en la sección 3.4.2, poseen mejor eficiencia y menores masa total y consumo de potencia para su funcionamiento, relativas a los “recuperativos; no obstante están limitados a suministrar refrigeración a cargas puntuales no muy alejadas y requieren de un minucioso análisis de vibraciones.
 - Los *cryocoolers* tipo Pulse Tube, analizados en la sección 3.4.3, poseen mejor eficiencia, menores masa total y consumo de potencia para su funcionamiento, relativas a los “recuperativos, además de no inyectar vibraciones al sistema; pero, al igual que los de ciclo Stirling, se limitan a refrigerar cargas puntuales no muy alejadas de su *cold-tip*.
 - Los *cryocoolers* de ciclo cerrado Joule-Thomson, analizados en la sección 3.4.6, tienen preferencia para rápida refrigeración, ya sean cargas térmicas alejadas del equipo y distribuidas en grandes áreas, pero no presentan mejor eficiencia ni menor masa en comparación con los anteriores sistemas de refrigeración “regenerativos. Cuando se ocupan compresores tipo *sorption* carecen de partes móviles, lo que evita generar vibraciones en el satélite.
 - Los *cryocoolers* de ciclo turbo-Brayton, analizados en la sección 3.4.5, también permiten suministrar refrigeración a cargas distribuidas en el satélite, en favor de producir bajo nivel de vibraciones. Como desventaja, entre los diversos *cryocoolers*, agregan una importante componente de masa

y el mayor de los consumos de potencia totales a la misión satelital, además de ser el sistema con peor rendimiento entre los citados.

- Como se advierte mediante las gráficas expuestas a lo largo de la sección 3.5, el uso de múltiples etapas y sistemas híbridos permite alcanzar menores temperaturas de *cold-tip*, haciendo frente a altas capacidades de refrigeración y evitando disminuciones notables en su eficiencia.
- Las gráficas que revelan la relación entre la potencia de alimentación (total o específica) o el *CoP*, en función de la capacidad de refrigeración, fueron útiles para analizar la zona de funcionamiento típico correspondiente a los diferentes *cryocoolers* (ver figuras 3.31, 3.35 y 3.38, en las páginas 89, 92 y 95 respectivamente).

Y en base a los resultados obtenidos durante el análisis radiométrico del detector de MCT, se pueden considerar las siguientes conclusiones:

- En base a lo expuesto en la sección introductoria 1.1, podemos remarcar que los detectores de MCT son preferidos frente a otras tecnologías, ya que poseen una inherente versatilidad en el sensado del espectro electromagnético, dependiendo del dosificado porcentual en su terna aleada (HgCdTe), pudiéndose obtener hasta un valor de *band gap* negativo.
- Una leve inclinación y/o desplazamiento del detector, con referencia en el flujo radiante a nadir, puede ser despreciado del análisis, no así la maniobra de inclinación del satélite para obtener imágenes para estereoscopía, que si tiene efecto de disminución apreciable en este flujo (ver sección 2.2.4).
- Al no considerarse métodos de lectura alternativos, el tiempo de integración resulta demasiado pequeño, obteniéndose así un valor de FPT máximo suficientemente conservativo (ver sección 2.2.7).
- Para los valores de radiancia típica y *cut-off wavelength* analizados, sin considerar técnicas alternativas de lectura, no se alcanzará la saturación del detector (ver sección 2.4.2).

Trabajos futuros y recomendaciones

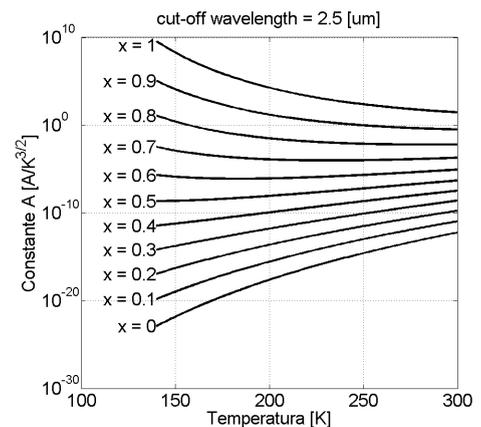
Se considera que es posible profundizar este trabajo de tesis en base a las siguientes propuestas y recomendaciones:

- Si se puede considerar válida la siguiente relación exponencial entre la *dark current* (I_{dk}) y la temperatura (FPT):

$$I_{dk} = A \cdot FPT^{(3/2)} \cdot e^{\left(-E_g / (2 \cdot k_B \cdot FPT)\right)},$$

siendo A una **constante** característica del detector y k_B la constante de Boltzmann ($1,380648528 \cdot 10^{-23} \text{ [J/K]}$), sería posible concebir un método para

estimar la composición molar de un detector de HgCdTe ($Hg_{1-x}Cd_xTe$). La gráfica adjunta es un ejemplo para $\lambda_{cut-off} = 2,5 \text{ [\mu m]}$. Se obtuvo, con todos los casos de *cut-off wavelength* citados en la tesis, un porcentaje de **cadmio** relativo a **mercurio** (x), en el detector de MCT *Saturn* de *Sofradir* considerado como caso de estudio, alrededor de 62-66,8 %, lo que resulta en valores de A relativamente constantes, recordando que $E_g = f(x, FPT)$.



- Podrían considerarse y analizarse métodos alternativos de lectura, durante la operación del detector, para aumentar así la máxima FPT requerida.
- Podrían estudiarse los beneficios del crecimiento del factor de vista del radiador, en función del ángulo de inclinación entre el *patch* radiador y su *shield* protector, aplicado en la ecuación 3.8 en la página 56.
- Podría estudiarse la relación de la eficiencia a fin de vida (η_{EoL}) del radiador en función de su área emisora, atendiendo efectos de contaminación y degradación de esta, que no fue considerada durante el presente trabajo por motivos de valorar un diseño ideal. Esta se presentó en la página 51.

- En beneficio del trabajo expuesto, debería actualizarse y expandirse la base de datos de sistemas *cryocoolers* presentada en el anexo E, procurando hacer hincapié en la distinción de sistemas por su cantidad de etapas de refrigeración.
- Podría realizarse un método de búsqueda automático, del sistema de refrigeración más apto, en base a requerimientos de una misión espacial particular.
 - Para ello, se puede considerar que es posible crear un “factor de eficiencia SWaP respecto de la misión particular.
 - Podría considerarse los valores de conductancia que es posible lograr, o en su defecto la mínima admisible, entre el *cold-tip* y el detector para la posterior selección del sistema apropiado (ver análisis sobre la figura 3.33 de la página 90).
 - Podría estimarse los beneficios de combinar un *cryocooler* y un CTSU, en base a lo explicado durante la sección 3.3.3 de la página 65.

ANEXOS

ANEXO A

Ángulo sólido del instrumento

De similar manera al caso de un círculo, donde el arco dividido en el radio hasta su centro es igual al ángulo que lo produce en $[rad]$, al observar un objeto desde una cierta distancia r , el área observada del objeto proyectada sobre una esfera (S_{esf}), con centro en el punto de observación O , dividido por el cuadrado de su radio (r_{esf}) es igual al ángulo sólido (Ω $[sr]$) con el que se observa dicho objeto. Estos conceptos se ven plasmados en la figura A.1.

$$\Omega = \int_{S_{esf}} \frac{dS_{esf}}{r_{esf}^2}$$

Para el caso del telescopio TMA tipo *Korsch*, correspondiente al diseño de la CAR, visto en la sección 2.2.1, se aproxima la superficie esférica S_{esf} a un área plana proyectada por la circunferencia del espejo principal (E_1), como se puede ver en la figura A.2. De esta manera se considera que el diámetro de dicho espejo es el de apertura del telescopio. Consideraremos la “oclusión” (ϵ_o), que produce el espejo secundario (E_2) sobre la imagen, como la relación entre el área de apertura (A_{ap}) y el de obstrucción (A_{obs}). Se desprecian del cálculo las oclusiones producidas por los diferentes mecanismos de sujeción del *baffle*, que de igual manera ocluyen una baja fracción de la señal entrante.

$$\epsilon_o = \frac{A_{obs}}{A_{ap}} = \frac{(\pi/4) \cdot D_{obs}^2}{(\pi/4) \cdot D_{ap}^2} = \left(\frac{D_{obs}}{D_{ap}} \right)^2 \quad (A.1)$$

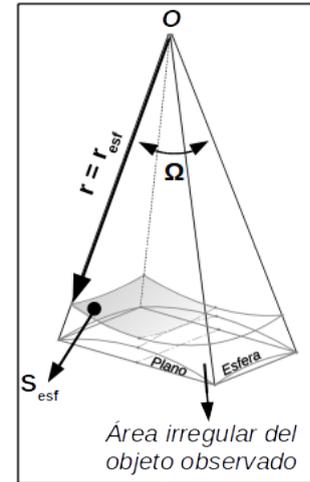


Fig. A.1 – Representación de la proyección, sobre una esfera, del área de un cierto objeto observado.

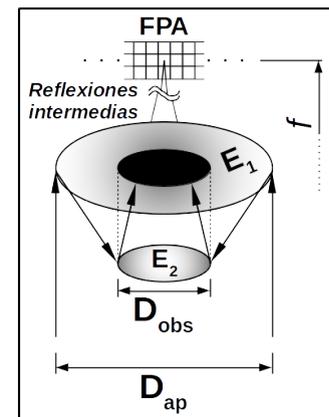


Fig. A.2 – Representación esquemática de la reflexión de rayos, en los dos principales espejos del telescopio, para el caso hipotético de un píxel central.

Anexo A. Ángulo sólido del instrumento

En base a la definición previa, podemos obtener el ángulo sólido del instrumento (Ω_o) como sigue:

$$\Omega_o = \frac{A_{ap} - A_{obs}}{f^2} = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D_{ap}^2 - D_{obs}^2}{f^2},$$

donde f representa la distancia focal del telescopio, desde el espejo principal hasta el FPA. La relación entre la longitud focal y el diámetro de la pupila de entrada de un sistema óptico es conocida como “relación focal” o “número f” (*f-number* - $F\#$):

$$F\# = \frac{f}{D_{ap}},$$

pudiendo, así, expresar el ángulo sólido del instrumento mediante la siguiente ecuación:

$$\Omega_o = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{D_{ap}^2}{f^2} \cdot \left(1 - \frac{D_{obs}^2}{D_{ap}^2}\right) = \frac{\pi}{4 \cdot F\#^2} \cdot \left(1 - \left(\frac{D_{obs}}{D_{ap}}\right)^2\right),$$

repasando la ecuación A.1 definida anteriormente, podemos obtener una expresión reducida del ángulo sólido del instrumento:

$$\boxed{\Omega_o = \frac{\pi}{4 \cdot F\#^2} \cdot (1 - \epsilon_o)} \quad (A.2)$$

ANEXO B

Tiempo de integración

El tiempo de integración del detector, corresponde a aquel lapso en el cual este se encuentra capturando fotones provenientes del *target* sentido. En el caso de un **detector de línea** se habla del “barrido” que un píxel proyecta en la superficie durante el movimiento de traslación del satélite en su órbita. Las variables que intervienen en este proceso se observan gráficamente en la figura B.1.

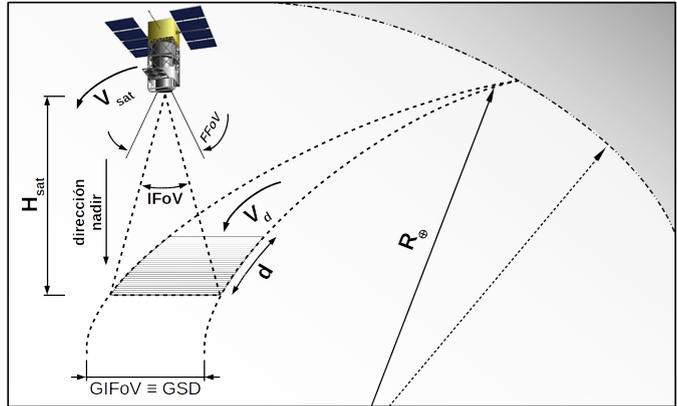


Fig. B.1 – *Proyección y barrido de un píxel en la superficie de la Tierra (figura 2.11 reproducida aquí por conveniencia).*

La velocidad lineal instantánea del satélite (V_{sat}), desplazándose sobre una órbita circular alrededor de la Tierra en el momento que el detector se encuentra integrando señal a nadir, puede hallarse con la siguiente expresión:

$$V_{sat} = \sqrt{\frac{G \cdot M_{\oplus}}{r_i}}, \quad (\text{B.1})$$

donde G es la constante gravitacional ($6,674 \cdot 10^{-11} \left[\frac{N \cdot m^2}{kg^2} \right]$), M_{\oplus} es la masa de la Tierra ($5,972 \cdot 10^{24} [kg]$) y r_i es el radio instantáneo de la órbita, medido desde el centro de la esfera celeste de la Tierra.

Si se supone una órbita circular, despreciando así la excentricidad que puede presentar una órbita LEO como la de SARE 2A, se puede calcular la velocidad angular instantánea (ω_i) de este movimiento, considerando que la suma entre R_{\oplus} y H_{sat} equivale al valor de r_i en la ecuación B.1, como sigue:

$$\omega_i = \frac{V_{sat}}{r_i} = \frac{V_{sat}}{R_{\oplus} + H_{sat}},$$

donde R_{\oplus} es el radio medio de la Tierra (6371 [km]) y H_{sat} la altura de la órbita del satélite, medida desde la superficie de la Tierra.

Si consideramos que durante el tiempo de integración (τ_{int}) la proyección de cada píxel, en la superficie terrestre, barre una distancia d , podemos expresar la velocidad de barrido (V_d) como sigue:

$$V_d = \frac{d}{\tau_{int}} = R_{\oplus} \cdot \omega_i ,$$

de manera tal que el tiempo de integración, utilizando las ecuaciones anteriores, puede obtenerse de la siguiente manera:

$$\tau_{int} = \frac{d}{V_d} = \frac{d}{R_{\oplus} \cdot \omega_i} = \frac{d}{R_{\oplus} \cdot \frac{V_{sat}}{R_{\oplus} + H_{sat}}} = \frac{d}{R_{\oplus} \cdot \frac{\sqrt{\frac{G \cdot M_{\oplus}}{R_{\oplus} + H_{sat}}}}{R_{\oplus} + H_{sat}}} ,$$

finalmente, si se procede matemáticamente y atendiendo aquellos valores positivos por naturaleza, se puede obtener una expresión simplificada como la siguiente:

$$\tau_{int} = \frac{d \cdot (\sqrt{R_{\oplus} + H_{sat}})^3}{R_{\oplus} \cdot \sqrt{G \cdot M_{\oplus}}} = \frac{d \cdot (R_{\oplus} + H_{sat})^{3/2}}{R_{\oplus} \cdot \sqrt{G \cdot M_{\oplus}}}$$

$$\boxed{\tau_{int} = \frac{d}{R_{\oplus}} \cdot \sqrt{\frac{(R_{\oplus} + H_{sat})^3}{G \cdot M_{\oplus}}}} \quad (B.2)$$

ANEXO C

Geometría del shield wall

Longitud de shield

La primer parte de este anexo está dedicada a obtener la longitud del *shield wall* (L_{sh}) en función de su inclinación (α), la altura del *patch* radiador (h_{rad}), la altura orbital del satélite (H), considerada hasta la base del *patch*, y un radio estimado de la Tierra (R). Se considerará una inclinación del *patch* (φ), la cual es positiva en el sentido de giro en contra de nadir. Estas y otras variables, utilizadas a lo largo de la demostración, se pueden observar en la figura C.1.

Utilizando el “teorema del seno” podemos escribir la siguiente igualdad:

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \frac{\sin(\Omega')}{\sin(\alpha')} \quad (C.1)$$

Los ángulos que se encuentran en la parte superior de la figura C.1 presentan la siguiente relación:

$$\left. \begin{aligned} \Omega' &= \Omega'' - \varphi \\ \Omega'' &= \arcsin\left(\frac{R}{R+H+h'_{rad}}\right) \end{aligned} \right\} \Omega' = \arcsin\left(\frac{R}{R+H+h'_{rad}}\right) - \varphi, \quad (C.2)$$

simplificando el triángulo que se genera entre la altura del *patch* radiador y la longitud del *shield* protector, como se ve en la figura C.2, y recordando la sumatoria de ángulos interiores de un triángulo, podemos expresar:

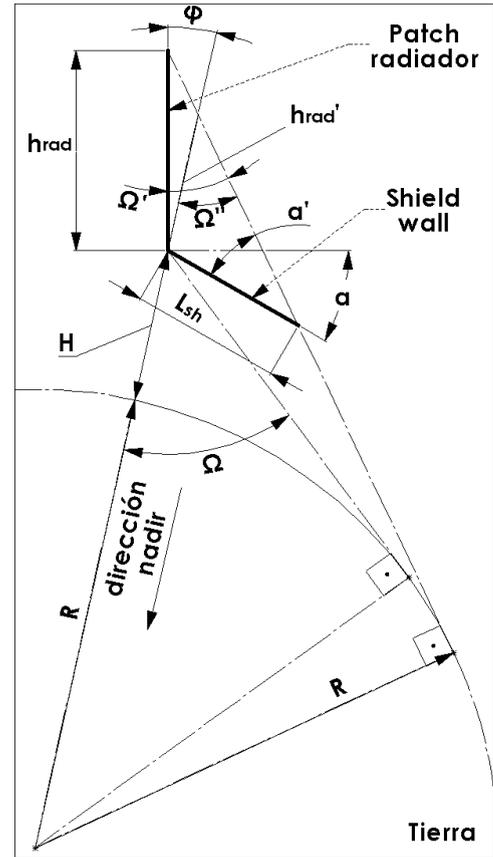


Fig. C.1 – Geometría básica del patch radiador con su shield.

$$\Omega' + \alpha' + \left(\alpha + \frac{\pi}{2}\right) = \pi \implies \alpha' = \frac{\pi}{2} - \Omega' - \alpha ,$$

utilizando la ecuación C.2 obtenemos:

$$\alpha' = \frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{R}{R+H+h'_{rad}}\right) + \varphi - \alpha ,$$

que por ángulos complementarios equivale a:

$$\alpha' = \arccos\left(\frac{R}{R+H+h'_{rad}}\right) + \varphi - \alpha , \quad (C.3)$$

en base a las ecuaciones C.2 y C.3, podemos reescribir la ecuación C.1 como sigue:

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \frac{\sin\left(\arcsin\left(\frac{R}{R+H+h'_{rad}}\right) - \varphi\right)}{\sin\left(\arccos\left(\frac{R}{R+H+h'_{rad}}\right) + \varphi - \alpha\right)} \quad (C.4)$$

Recordando a partir de qué variables se espera que dependa L_{sh} , debemos expandir el término h'_{rad} . Observando el mismo diagrama desde otro punto de vista, como se ve en la figura C.3, y haciendo uso del “teorema del coseno”, podemos expresar la siguiente ecuación:

$$r = \sqrt{(R+H)^2 + h_{rad}^2 - 2 \cdot (R+H) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\pi - \varphi)} ,$$

luego, los ángulos θ y θ' , en la parte inferior de la figura C.3, pueden obtenerse mediante:

$$\begin{cases} \theta = \arccos\left(\frac{R}{R+H+h'_{rad}}\right) , \\ \theta' = \arccos\left(\frac{R}{r}\right) , \end{cases} \quad (C.5)$$

así, aplicando nuevamente el “teorema del seno”, resulta:

$$\frac{\sin(\theta' - \theta)}{h_{rad}} = \frac{\sin(\pi - \varphi)}{r} \implies \theta' - \theta = \arcsin\left(\frac{h_{rad}}{r} \cdot \sin(\varphi)\right) , \quad (C.6)$$

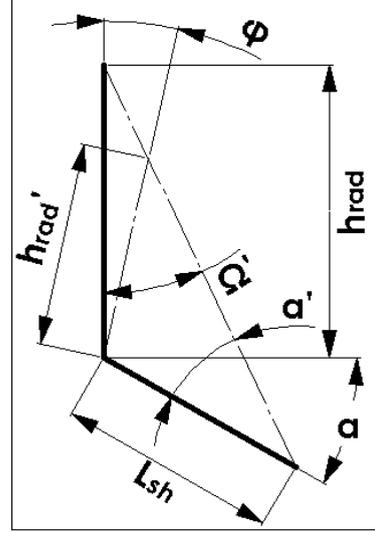


Fig. C.2 – Simplificación de la geometría de la figura C.1.

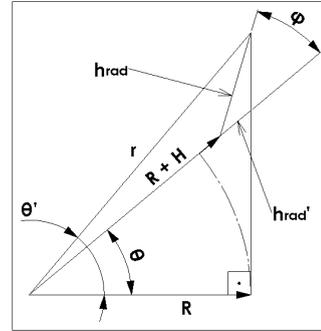


Fig. C.3 – Nuevo enfoque de la geometría del patch.

entonces, igualando las ecuaciones C.5 y C.6 obtenemos la siguiente:

$$\theta' - \theta = \arccos\left(\frac{R}{r}\right) - \arccos\left(\frac{R}{R + H + h'_{rad}}\right) = \arcsin\left(\frac{h_{rad}}{r} \cdot \sin(\varphi)\right),$$

de donde podemos despejar h'_{rad} como sigue:

$$h'_{rad} = \frac{R}{\cos\left(\arccos\left(\frac{R}{r}\right) - \arcsin\left(\frac{h_{rad}}{r} \cdot \sin(\varphi)\right)\right)} - R - H,$$

reemplazando esta expresión en la ecuación C.4 obtenemos:

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \frac{\sin\left(\arcsin\left(\cos\left(\arccos\left(\frac{R}{r}\right) - \arcsin\left(\frac{h_{rad}}{r} \cdot \sin(\varphi)\right)\right)\right) - \varphi\right)}{\sin\left(\arccos\left(\cos\left(\arccos\left(\frac{R}{r}\right) - \arcsin\left(\frac{h_{rad}}{r} \cdot \sin(\varphi)\right)\right)\right) + \varphi - \alpha\right)}$$

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \frac{\sin\left(\arcsin\left(\cos\left(\arccos\left(\frac{R}{r}\right) - \arcsin\left(\frac{h_{rad}}{r} \cdot \sin(\varphi)\right)\right)\right) - \varphi\right)}{\sin\left(\arccos\left(\frac{R}{r}\right) - \arcsin\left(\frac{h_{rad}}{r} \cdot \sin(\varphi)\right) + \varphi - \alpha\right)}$$

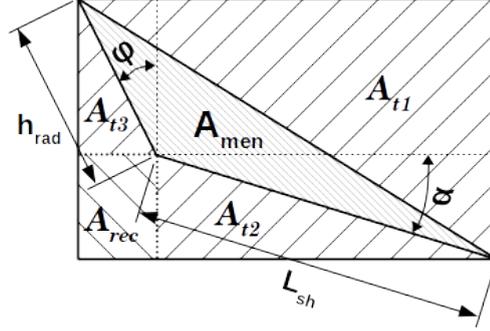
Reemplazando r en la ecuación anterior, recordando el objetivo de obtener la función de $L_{sh} = f(\alpha, h_{rad}, \varphi, H, R)$, obtenemos finalmente la expresión buscada:

$$L_{sh} = h_{rad} \cdot \left\{ \sin \left[\arcsin \left(\cos \left(\arccos \left(\frac{R}{\sqrt{(R+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R+H) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\varphi)}} \right) \right) - \arcsin \left(\frac{h_{rad} \cdot \sin(\varphi)}{\sqrt{(R+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R+H) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\varphi)}} \right) \right] - \varphi \right] \right\} \\ \cdot \left\{ \csc \left[\arccos \left(\frac{R}{\sqrt{(R+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R+H) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\varphi)}} \right) - \arcsin \left(\frac{h_{rad} \cdot \sin(\varphi)}{\sqrt{(R+H)^2 + h_{rad}^2 + 2 \cdot (R+H) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\varphi)}} \right) + \varphi - \alpha \right] \right\}$$

(C.7)

Área de ménsula

Una simplificación adicional de la geometría, presentada en la figura C.4, puede ser usada para obtener el valor del área de cada ménsula que une al *patch* con el *shield*. De esta manera es posible resolver el problema como la diferencia de las áreas que no forman parte del área de la ménsula (A_{men}):



$$A_{men} = A_{t1} - A_{t2} - A_{t3} - A_{rec} , \quad \text{Fig. C.4 - Composición de áreas en la geometría básica de las ménsulas del radiador.}$$

donde cada área puede obtenerse según la siguiente serie de ecuaciones:

$$\begin{cases} A_{t1} &= \frac{(h_{rad} \cdot \sin(\varphi) + L_{sh} \cdot \cos(\alpha)) \cdot (h_{rad} \cdot \cos(\varphi) + L_{sh} \cdot \sin(\alpha))}{2} , \\ A_{t2} &= \frac{L_{sh}^2 \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha)}{2} , \\ A_{t3} &= \frac{h_{rad}^2 \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi)}{2} , \\ A_{rec} &= h_{rad} \cdot \sin(\varphi) \cdot L_{sh} \cdot \sin(\alpha) , \end{cases}$$

luego, operamos matemáticamente:

$$\begin{aligned} A_{men} &= \frac{(h_{rad} \cdot \sin(\varphi) + L_{sh} \cdot \cos(\alpha)) \cdot (h_{rad} \cdot \cos(\varphi) + L_{sh} \cdot \sin(\alpha))}{2} - \frac{L_{sh}^2 \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha)}{2} - \\ &\quad \frac{h_{rad}^2 \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi)}{2} - h_{rad} \cdot \sin(\varphi) \cdot L_{sh} \cdot \sin(\alpha) , \\ &= \frac{h_{rad}^2 \cdot \sin(\varphi) \cos(\varphi) + L_{sh}^2 \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha) + h_{rad} \cdot \sin(\varphi) \cdot L_{sh} \cdot \sin(\alpha) + L_{sh} \cdot \cos(\alpha) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\varphi)}{2} - \\ &\quad \frac{h_{rad}^2 \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi) + L_{sh}^2 \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha)}{2} - h_{rad} \cdot \sin(\varphi) \cdot L_{sh} \cdot \sin(\alpha) , \\ &= \frac{h_{rad} \cdot \sin(\varphi) \cdot L_{sh} \cdot \sin(\alpha) + L_{sh} \cdot \cos(\alpha) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\varphi)}{2} - h_{rad} \cdot \sin(\varphi) \cdot L_{sh} \cdot \sin(\alpha) , \\ &= \frac{L_{sh} \cdot \cos(\alpha) \cdot h_{rad} \cdot \cos(\varphi) - h_{rad} \cdot \sin(\varphi) \cdot L_{sh} \cdot \sin(\alpha)}{2} \\ A_{men} &= \frac{L_{sh} \cdot h_{rad}}{2} \cdot (\cos(\alpha) \cdot \cos(\varphi) - \sin(\varphi) \cdot \sin(\alpha)) , \end{aligned}$$

$$\boxed{A_{men} = \frac{L_{sh} \cdot h_{rad}}{2} \cdot \cos(\alpha + \varphi)} \quad (C.8)$$

Factor de vista

El *factor de vista* $F_{i \rightarrow j}$ se define como la fracción de radiación que emite la superficie i y que es interceptada por la superficie j . Esta puede ser hallada en función del área y la geometría de ambas superficies. Para el caso del modelo simplificado del radiador criogénico, y para poder obtener estimaciones válidas, se hará uso de una conveniente geometría correspondiente a dos placas planas rectangulares que comparten un borde de arista con un cierto ángulo entre ellas. En la figura C.5 se entiende a la superficie i como aquella emisora del radiador, y la superficie j compuestas por las que se presentan frente a esta última, el *shield*, las dos ménsulas y el espacio profundo. A partir de esta figura y la geometría del radiador vista anteriormente, es posible obtener las siguientes igualdades:

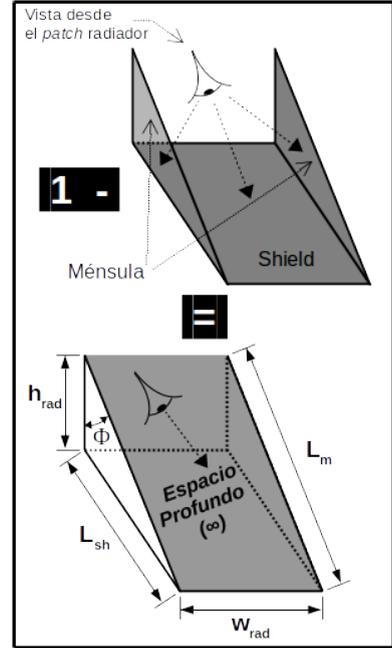


Fig. C.5 – Concepto del factor de vista del patch radiador hacia el espacio profundo.

$$L_m = \sqrt{h_{rad}^2 + L_{sh}^2 - 2 \cdot h_{rad} \cdot L_{sh} \cdot \cos(\varphi + \alpha + \pi/2)} ,$$

donde la sumatoria de ángulos puede entenderse observando la figura C.4,

$$\frac{\sin(\Phi)}{L_{sh}} = \frac{\sin(\varphi + \alpha + \pi/2)}{L_m} ,$$

$$\Phi = \arcsin \left(\frac{L_{sh} \cdot \sin(\varphi + \alpha + \pi/2)}{\sqrt{h_{rad}^2 + L_{sh}^2 - 2 \cdot h_{rad} \cdot L_{sh} \cdot \cos(\varphi + \alpha + \pi/2)}} \right)$$

Mediante el uso de la siguiente expresión [44, ecu.4-40, pág.38] simplificada, podemos obtener el *factor de vista* de la geometría requerida:

$$\begin{cases} A = \frac{L_m}{w_{rad}} , \\ B = \frac{h_{rad}}{w_{rad}} , \\ C = A^2 + B^2 - 2 \cdot A \cdot B \cdot \cos(\Phi) , \\ D = \sqrt{1 + A^2 \cdot \sin^2(\Phi)} , \end{cases}$$

$$F_{rad \rightarrow \infty} = \frac{1}{\pi \cdot B} \cdot \left(\begin{aligned} & -\frac{\sin(2 \cdot \Phi)}{4} \cdot \left[A \cdot B \cdot \sin(\Phi) + \left(\frac{\pi}{2} - \Phi\right) \cdot (A^2 + B^2) + B^2 \cdot \arctan\left(\frac{A - B \cdot \cos(\Phi)}{B \cdot \sin(\Phi)}\right) \right. \\ & \quad \left. + A^2 \cdot \arctan\left(\frac{B - A \cdot \cos(\Phi)}{A \cdot \sin(\Phi)}\right) \right] \\ & + \frac{\sin^2(\Phi)}{4} \cdot \ln \left[\left(\frac{(1+A^2) \cdot (1+B^2)}{1+C}\right)^{(\csc^2(\Phi) + \cot^2(\Phi))} \cdot \left(\frac{(1+C) \cdot B^2}{1+C \cdot B^2}\right)^{(B^2)} \right] \\ & \quad + \frac{A^2 \cdot \sin^2(\Phi)}{4} \cdot \ln \left[\left(\frac{A^2}{C}\right) \cdot \left(\frac{1+A^2}{1+C}\right)^{(\cos(2 \cdot \Phi))} \right] \\ & + B \cdot \arctan\left(\frac{1}{B}\right) + A \cdot \arctan\left(\frac{1}{A}\right) - \sqrt{C} \cdot \operatorname{arccot}\left(\sqrt{C}\right) \\ & + \frac{A \cdot D \cdot \sin(\Phi) \cdot \sin(2 \cdot \Phi)}{2} \cdot \left[\arctan\left(\frac{A \cdot \cos(\Phi)}{D}\right) + \arctan\left(\frac{B - A \cdot \cos(\Phi)}{D}\right) \right] \\ & + \cos(\Phi) \cdot \int_0^B \sqrt{1 + \zeta^2 \cdot \sin^2(\Phi)} \cdot \left[\arctan\left(\frac{A - \zeta \cdot \cos(\Phi)}{\sqrt{1 + \zeta^2 \cdot \sin^2(\Phi)}}\right) + \arctan\left(\frac{\zeta \cdot \cos(\Phi)}{\sqrt{1 + \zeta^2 \cdot \sin^2(\Phi)}}\right) \right] \cdot d\zeta \end{aligned} \right) \tag{C.9}$$

ANEXO D

Dimensionamiento conceptual de tanque de almacenamiento

Primeramente, para el dimensionamiento del tanque de almacenamiento de material criogénico, es necesario conocer:

T_c [K]: la temperatura de refrigeración requerida,

Q_{pri} [W]: la carga térmica principal a refrigerar,

Q_{par} [W]: las cargas térmicas parásitas,

t_Q [min]: el tiempo, en un ciclo de apagado/encendido, durante el cual debe efectuarse la refrigeración,

Debe seleccionarse un elemento criogénico, o material de cambio de fase (*phase change material* - PCM), para efectuar la refrigeración, según su temperatura de fusión (para cambio de fase sólido/líquido) o de ebullición (para cambio de fase líquido/gaseoso), procurando que esta sea menor a T_c . Así, se conocerán los siguientes valores:

M_{PCM} [g/mol]: masa molar del PCM,

ΔH [J/mol]: entalpía de cambio de fase del PCM,

γ [g/cm³]: peso específico del PCM (depende de su estado de agregación).

Debe seleccionarse un material de fabricación para el tanque de almacenamiento. Así, se conocerán los siguientes valores:

ρ_{mat} [g/cm³]: densidad volumétrica de masa,

σ_{adm} [MPa]: tensión límite admisible.

Anexo D. Dimensionamiento conceptual de tanque de almacenamiento

Debe definirse una presión máxima de seguridad para la operación del tanque (P_{max} [MPa]) y sus proporciones (κ) según la siguiente relación:

$$\kappa = \frac{\text{diámetro del tanque de almacenamiento}}{\text{longitud del tanque de almacenamiento}} \leq 1 \rightarrow \text{para forma cilíndrica.}$$

La capacidad total de refrigeración requerida (Q_c) equivale a:

$$Q_c = Q_{pri} + Q_{par} ;$$

en caso de que existan varias cargas Q_i que varíen en el tiempo, debería identificarse el tiempo de acción de cada una (Δt_i) a lo largo del proceso de refrigeración y se puede hallar un valor de “ Q_c promedio” de la siguiente manera:

$$\overline{Q_c} = \frac{\sum_{i=1}^{total} Q_i \cdot \Delta t_i}{\sum_{i=1}^{total} \Delta t_i} ,$$

así, la masa total de PCM puede obtenerse como:

$$m_{PCM} = \frac{E_{alm} \cdot M_{PCM}}{\Delta H} = \frac{Q_c \cdot t_Q \cdot M_{PCM}}{\Delta H} , \quad (D.1)$$

donde E_{alm} es la energía potencial almacenada, que el sistema suministrará durante su funcionamiento.

El esfuerzo de tensión tangencial (σ_{tan}), que sufre el tanque debido a la presión interna (P_{int}), debe igualarse a la tensión admisible del material ($\sigma_{tan} = \sigma_{adm}$), para luego ser afectado por un apropiado factor de seguridad (f_{seg}). Esto se realizará con la tensión circunferencial, ya que resulta ser mayor a la axial, obteniéndose así un caso más conservador. De esta manera, el equilibrio de fuerzas se obtiene mediante la siguiente expresión:

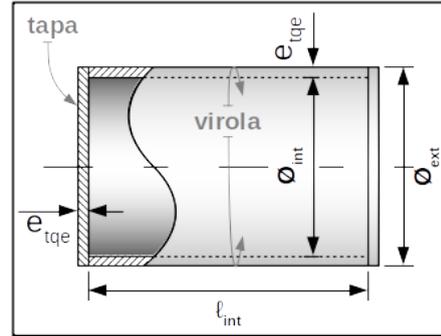


Fig. D.1 – Geometría básica del tanque.

$$P_{int} \cdot \phi_{int} \cdot l_{int} = 2 \cdot \sigma_{tan} \cdot e_{tqe} \cdot l_{int} \implies \phi_{int} = \frac{2 \cdot e_{tqe} \cdot \sigma_{adm}}{f_{seg} \cdot P_{max}} , \quad (D.2)$$

donde ϕ_{int} y l_{int} es el diámetro y longitud interna del tanque respectivamente, y e_{tqe} su espesor; dimensiones que pueden verse en la figura D.1. Ahora, haciendo

uso de la ley general de los gases ideales ($P \cdot V = n \cdot R_u \cdot T$)^{1 2} y recordando la ecuación D.1, podemos expresar la siguiente igualdad:

$$P_{int} \cdot \left(\frac{\pi \cdot \phi_{int}^2}{4} \cdot \ell_{int} \right) = \left(\frac{m_{PCM}}{M_{PCM}} \right) \cdot R_u \cdot T_{amb} = \frac{Q_c \cdot t_Q}{\Delta H} \cdot R_u \cdot T_{amb} ,$$

recordando que $\kappa = \phi_{int}/\ell_{int}$, obtenemos:

$$P_{max} \cdot \left(\frac{\pi \cdot \phi_{int}^3}{4 \cdot \kappa} \right) = \frac{Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb}}{\Delta H} ,$$

$$\phi_{int} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \kappa \cdot Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb}}{\pi \cdot \Delta H \cdot P_{max}}} , \quad (D.3)$$

donde T_{amb} es la temperatura ambiente a la que se llena el tanque o, preferentemente, a la que se encuentra durante su operación en el espacio. Reemplazando la expresión del diámetro interno debido a la resistencia del tanque (ecuación D.2) en la ecuación D.3, obtenemos:

$$\frac{2 \cdot e_{tqe} \cdot \sigma_{adm}}{f_{seg} \cdot P_{max}} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \kappa \cdot Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb}}{\pi \cdot \Delta H \cdot P_{max}}} ,$$

pudiendo despejar de aquí una expresión para el espesor del tanque:

$$e_{tqe} = \frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \cdot \sqrt[3]{\frac{\kappa \cdot Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb} \cdot P_{max}^2}{2 \cdot \pi \cdot \Delta H}} \quad (D.4)$$

Luego, el volumen total del tanque (V_{tqe}), simplificado, se compone del de la virola (V_{vir}) y el de sus dos tapas (V_{tapa}), con iguales espesores, pudiendo expresarlo de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} V_{tqe} &= V_{vir} + 2 \cdot V_{tapa} = \frac{\pi \cdot (\phi_{ext}^2 - \phi_{int}^2)}{4} \cdot \ell_{int} + 2 \cdot \frac{\pi \cdot \phi_{ext}^2}{4} \cdot e_{tqe} , \\ &= \frac{\pi \cdot ((\phi_{int} + 2 \cdot e_{tqe})^2 - \phi_{int}^2)}{4} \cdot \ell_{int} + 2 \cdot \frac{\pi \cdot (\phi_{int} + 2 \cdot e_{tqe})^2}{4} \cdot e_{tqe} , \end{aligned}$$

$$V_{tqe} = \pi \cdot \ell_{int} \cdot (\phi_{int} \cdot e_{tqe} + e_{tqe}^2) + \frac{\pi \cdot e_{tqe}}{2} \cdot (\phi_{int}^2 + 4 \cdot \phi_{int} \cdot e_{tqe} + 4 \cdot e_{tqe}^2) ,$$

¹Cantidad de moles: $n [mol] = \frac{m_{PCM}}{M_{PCM}}$,

²Constante universal de los gases ideales: $R_u = 8,314472 [J/(K \cdot mol)]$.

Anexo D. Dimensionamiento conceptual de tanque de almacenamiento

reemplazando $l_{int} = \phi_{int}/\kappa$, podemos escribir:

$$V_{tqe} = \frac{\pi \cdot \phi_{int}^2 \cdot e_{tqe}}{\kappa} + \frac{\pi \cdot \phi_{int} \cdot e_{tqe}^2}{\kappa} + \frac{\pi \cdot \phi_{int}^2 \cdot e_{tqe}}{2} + 2 \cdot \pi \cdot \phi_{int} \cdot e_{tqe}^2 + 2 \cdot \pi \cdot e_{tqe}^3 ,$$

$$V_{tqe} = \left(\frac{1}{\kappa} + \frac{1}{2} \right) \cdot \pi \cdot \phi_{int}^2 \cdot e_{tqe} + \left(\frac{1}{\kappa} + 2 \right) \cdot \pi \cdot \phi_{int} \cdot e_{tqe}^2 + 2 \cdot \pi \cdot e_{tqe}^3 ,$$

haciendo $\left(\frac{\kappa \cdot Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb}}{\pi \cdot \Delta H} \right) = \mathbb{C}$ y usando las ecuaciones D.3 y D.4, se obtiene:

$$\left\{ \begin{array}{l} \phi_{int}^2 \cdot e_{tqe} = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot \mathbb{C}^2}{P_{max}^2}} \cdot \frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \cdot \sqrt[3]{\frac{\mathbb{C} \cdot P_{max}^2}{2}} = \frac{2 \cdot \mathbb{C} \cdot f_{seg}}{\sigma_{adm}} , \\ \phi_{int} \cdot e_{tqe}^2 = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \mathbb{C}}{P_{max}}} \cdot \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot \sqrt[3]{\frac{\mathbb{C}^2 \cdot P_{max}^4}{4}} = \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot \mathbb{C} \cdot P_{max} , \\ e_{tqe}^3 = \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \right)^3 \cdot \frac{\mathbb{C} \cdot P_{max}^2}{2} , \end{array} \right.$$

utilizando estas expresiones podemos escribir la siguiente igualdad:

$$V_{tqe} = \pi \cdot \mathbb{C} \cdot \left(\left(\frac{2}{\kappa} + 1 \right) \cdot \frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} + \left(\frac{1}{\kappa} + 2 \right) \cdot \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot P_{max} + \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \right)^3 \cdot P_{max}^2 \right) ,$$

realizando una simplificación similar a la utilizada anteriormente, podemos hacer $\left(\frac{Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb}}{\Delta H} \right) = \mathbb{C}'$, de esta manera $\mathbb{C} = \frac{\kappa}{\pi} \cdot \mathbb{C}'$, obteniendo así:

$$V_{tqe} = \mathbb{C}' \cdot \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \cdot (2 + \kappa) + \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot P_{max} \cdot (1 + 2 \cdot \kappa) + \left(\frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \right)^3 \cdot P_{max}^2 \cdot \kappa \right) ,$$

$$V_{tqe} = \mathbb{C}' \cdot \frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \cdot \left(2 + \kappa + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right) \cdot (1 + 2 \cdot \kappa) + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot \kappa \right) ,$$

así, se puede hallar la expresión de la masa total del tanque (m_{tqe}) como:

$$m_{tqe} = V_{tqe} \cdot \delta_{tqe} ,$$

$$m_{tqe} = \frac{\delta_{tqe} \cdot Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb} \cdot f_{seg}}{\Delta H \cdot \sigma_{adm}} \cdot \left(2 + \kappa + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right) \cdot (1 + 2 \cdot \kappa) + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot \kappa \right) ,$$

La masa total del sistema, señalada como m_{CTSU} en base a lo expuesto en la sección 3.3.4, puede hallarse como:

$$m_{CTSU} = m_{PCM} + m_{tqe} ,$$

$$m_{CTSU} = \frac{Q_c \cdot t_Q \cdot M_{PCM}}{\Delta H} + \frac{\delta_{tqe} \cdot Q_c \cdot t_Q \cdot R_u \cdot T_{amb} \cdot f_{seg}}{\Delta H \cdot \sigma_{adm}} \cdot \left(2 + \kappa + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right) \cdot (1 + 2 \cdot \kappa) + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot \kappa \right) ,$$

$$m_{CTSU} = \frac{Q_c \cdot t_Q}{\Delta H} \cdot \left[M_{PCM} + \delta_{tqe} \cdot R_u \cdot T_{amb} \cdot \frac{f_{seg}}{\sigma_{adm}} \cdot \left(2 + \kappa + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right) \cdot (1 + 2 \cdot \kappa) + \left(\frac{f_{seg} \cdot P_{max}}{\sigma_{adm}} \right)^2 \cdot \kappa \right) \right] \quad (D.5)$$

ANEXO E

Base de datos de cryocoolers

Este anexo presenta la base de datos para diferentes *estados de funcionamiento* de cada tipo de *Cryocooler*, utilizada en la tesis, que permite comparar los sistemas fabricados para diversas necesidades y misiones particulares. Los ítems resumidos en cada tabla corresponden a:

Cryocooler: nomenclatura del sistema, modelo, fabricante, misión o instrumento dónde se aplicó el correspondiente *cryocooler*,

Año: año aproximado cuándo se pone en funcionamiento, se obtienen mediciones o se presentan valores de los requerimientos del *cryocooler*,

N: número de etapas de refrigeración del *cryocooler*,

T_c: temperatura “*fría*” (*cold*) principal de refrigeración,

T_r: temperatura “*caliente*” de rechazo (*reject*) para el funcionamiento del *cryocooler*,

Q_c: capacidad de refrigeración del *cryocooler* (*cooling capacity*),

P_i: potencia consumida por la unidad termo-mecánica (*thermal-mechanic unity* - TMU) del *cryocooler*,

M_c: masa total de la TMU del *cryocooler*,

P_e: potencia consumida por la electrónica de control del *cryocooler* (*cryocooler control electronics* - CCE) y

M_e: masa total aproximada de la CCE.

En cada tabla se hace referencia a la bibliografía principal de la cual se extrajo la información pertinente, esto no descarta que ciertos valores difíciles de obtener hallan sido extraídos de otras referencias, pero siempre de las listadas. Para

esto se utiliza una letra entre corchetes; en caso de que varias filas consecutivas se encuentren en la misma referencia, se abren corchetes en la primera y se cierran en la última fila correspondiente. Existen algunos valores que pueden variar ligeramente en función de la implementación del *cryocooler*, principalmente los de P_e y M_e , entonces el fabricante da a conocer valores estimativos. Cuando el dato preciso no ha sido fielmente encontrado se ha dejado el cuadro en blanco, en ocasiones toda la columna ha quedado sin datos y por ende fueron removidas de la tabla; esto se da en general para aquellos valores de medición que han sido obtenidos en laboratorio con dispositivos que no se corresponden con sus modelos de vuelo.

Cuando se resume información de *cryocoolers* de más de una etapa, se coloca la información correspondiente a cada una, donde estas se identifican por su temperatura T_c . En ocasiones solo se ha colocado la información de la/s última/s etapa/s, la/s de menor temperatura. Además, se enumera la etapa correspondiente, necesario para algunos casos, con un superíndice en la columna de “ N° ”, ejemplo claro de esto se puede ver en las tablas E.12 y E.13.

E.1. Cryocoolers tipo Stirling

Tabla E.1 – Base de datos de Cryocoolers tipo Stirling.

Cryocooler	Año	N°	T_c [K]	T_r [K]	Q_c [W]	P_i [W]	M_c [kg]	P_e [W]	M_e [kg]
Astrium 10K ^{a]}	2006	1	10		0,045	91,8	29	120	6
Astrium 20K	2006	1	19		0,120	11,05	11,6	120	6
BATC 30K	2002	2	30	300	0,300	55,25	10,5	10	4,5
BATC SB 235	1998	2	40	289	0,5	103,7	10,2	10	6
		2	110	289	3,5	103,7	10,2	10	6
BATC SB 335	1998	3	35		0,40	59,5	10,4	10	6
		3	60		0,60	59,5	10,4	10	6
BATC HIRDLS ^{a]}	2004	1	57		1	47,6	10,4	10	6

a. Pág. 127 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].

Tabla E.2 – ... continuación de la tabla E.1.

Cryocooler	Año	Nº	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]	M _e [kg]
Ball SB 160 ^b	1996	1	60	298,15	1,6	53	10,9	18	6,5
Ball SB 335	1998	1	35	300	0,45	63	11,1	18	6,5
		1	60	300	0,6	63	11,1	18	6,5
Astrium 50-80 K ^b	1991	1	80	298,15	1,850	51,5	4,7	120	2,6
		1	60	298,15	1,000	51,5	4,7	120	2,6
		1	50	298,15	0,450	51,5	4,7	120	2,6
Ball 35/60K ^c	1998	3	35	300	0,4	59,5	12,3	10	4,1
		3	60	300	0,6	59,5	12,3	10	4,1
Ball GSFC/HIRDLS	2002	1	60	300	0,9	43,35	11	10	6
Creare 65K SSC	1998	1	65	300	1,0	93,5	18	10	6
LMMS LADS	1998	1	35	300	0,5	75,65	8,3	10	6,4
LMMS 1710-C	1997	1	60	300	2,0	102	9,4	10	5,2
LMMS SCRS	1997	1	59	300	1,2	104,55	8	10	9,9
MMS 50-80K	1999	1	60	300	1,0	53,55	4,7	10	4,4
		1	80	300	1,7	53,55	4,7	10	4,4
MMS 20K	1998	2	20	300	0,12	95,2	5,0	10	6,0
		2	30	300	0,40	95,2	5,0	10	6,0
MMS 10K	1999	2	10	300	0,075	149,6	32	10	6
Raytheon ISSC # 1,2,3	1995	1	65	300	1,75	79,9	19,0	10	6,0
Raytheon ISSC # 4	1997	1	60	300	2,8	97,75	19,0	10	6,0
Raytheon SSC	1990	1	65	300	1,2	54,4	13,2	10	6,0
Raytheon PSC	1994	1	35	300	1,2	86,7	12,5	10	6,0
		1	60	300	3,0	86,7	12,5	10	6,0
Raytheon SMTS (SBIRS LOW)	1995	1	35	300	1,0	70,55	18,0	10	6,0
		1	60	300	2,0	45,05	18,0	10	6,0
Raytheon RS1	2000	1	58	293	3,3	108	13,8	10	6
TRW Mini Stirling SC ^c	1998	1	65	300	0,21	12,24	2,3	10	5,9

b. Pág. 149 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].

c. “An Overview of the Performance and Maturity of Long Life Cryocoolers for Space Applications” [39].

Tabla E.3 – ... continuación de la tabla E.2.

Cryocooler	Año	Nº	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]
Ball Aerospace SB235E ^[d]	2011	2	42	273,15	2,25	159	17,43	
		2	100	273,15	13,3	159	17,43	
		2	35	289	2,5	245	17,43	
		2	85	289	10	245	17,43	
Ball Aerospace SB 230 ^[e]	1996	2	35	293,15	0,6	55	9,5	45
		2	85	293,15	0,01 ¹	55	9,5	45
Ball Aerospace SB 235	2003	2	35	289	1,0	150	10,5	300
		2	85	289	2,0	150	10,5	300
Ball Aerospace SB 235E ^[e]	2006	2	35	293,15	2,64	255	14,4	195
		2	85	293,15	10,4	255	14,4	195
Astrium HPSC ^[f]	2008	1	50	295,15	2,000	75	4,7	
		1	40	295,15	0,8	75	4,7	
		1	60	295,15	2,75	75	4,7	
		1	40	295,15	0,6	65	4,7	
		1	60	295,15	2,5	65	4,7	
		1	40	295,15	0,6	55	4,7	
		1	60	295,15	2,2	55	4,7	
		1	40	295,15	0,25	45	4,7	
		1	60	295,15	0,35	45	4,7	
		1	40	295,15	1,4	35	4,7	
		1	60	295,15	2,55	35	4,7	
		1	60	295,15	0,7	25	4,7	
		1	80	295,15	1,5	25	4,7	
1	100	295,15	2,4	25	4,7			

d. “An Overview of Ball Aerospace Cryocoolers” [40].

e. “Ball Aerospace Next Generation Two-Stage 35 K Coolers: The SB235 and SB235E” [45].

f. “Design and Development of a High Power Stirling Cooler” [27].

Observación:

1. $Q_c = 0,01 [W]$ representa un valor despreciable, ya que no debe ser $0 [W]$.

Tabla E.4 – ... continuación de la tabla E.3.

Cryocooler	Año	N°	T _c	T _r	Q _c	P _i	M _c
			[K]	[K]	[W]	[W]	[kg]
JAXA AKARI [g]	2006	2	16,0	240	0,2	90	9
		2	83,6	240	1	90	9
Sunpower - CryoTelCT [h]	2001	1	77	300	10	160	2,7
Thales - LSF9330-1 [h]	2000	1	80	300	6	100	8,6
Thales - LSF9580 [i]		1	80	296,15	0,600	40	1,7
Thales - LSF9597		1	80	296,15	0,650	40	1,7
Thales - LSF9588		1	80	296,15	1,600	160	1,8
Thales - LSF9589		1	80	296,15	2,800	100	1,9
Thales - LSF9599 [i]		1	80	296,15	1,500	60	1,8

g. “Development of Advanced Two-Stage Stirling Cryocooler for Next Space Missions” [46].

h. Pág. 601 de “Cryocoolers 13: Long Life Cryocoolers for Space Applications A Database Update” [26].

i. Pág. 73 de “Cryocoolers 13: Development of the LSF95xx 2nd Generation Flexure Bearing Coolers” [26].

E.2. Cryocoolers tipo Pulse Tube

Tabla E.5 – Base de datos de Cryocoolers tipo Pulse Tube.

Cryocooler	Año	N°	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]	M _e [kg]
NGST 45K ^[a]	2004	1	45	300	1,8	123,25	8	10	6
NGST	2002	1	55	300	1,7	81,6	6,7	10	6
	2004	1	57	300	1	80,75	28,5	10	6
NGST 6020	2000	1	65	300	5	77,35	12,5	10	7,06
LM MPT	2002	1	65	300	0,30	12,75	5	10	6
NGST HEC (with CE)	2003	1	95	300	10	93,5	1	10	6,0
NGST-HEC		2	55	300	2,0	136	3,2	10	5
(CE _{next gen.})		2	140	300	7	136	3,2	10	5
NGST-HEC		2	60	300	1,5	136	3,2	10	5
(GOESABI _{ext})		2	200	300	20	136	3,2	10	5
NGST MPT ^{a]}	1998	1	80	300	0,60	17	2	10	6
		1	120	300	1,2	25,5	2,1	10	6
Northrop Grumman 6020 (MTI) ^[b]	1994	1	60	300	2	77,35	12,5	10	6,4

a. Pág. 127 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].

b. Pág. 164 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].

Tabla E.6 – ... continuación de la tabla E.5.

Cryocooler	Año	N°	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]	M _e [kg]
LMMS Mark III PT ^c	1995	1	60	300	2,45	79,9	9,0	10	6,0
LMMS DARPA 10 W PT	1995	1	77	300	9,0	174,25	13,0	10	6,0
TRW Adv CH Mini PT PTC-001A-065-I	1998	1	65	300	0,35	32,725	2,3	10	6,0
TRW Mini PT (MPT) PTC-001A-115-I	1997	1	115	300	1,5	23,97	2,3	10	5,9
TRW 3503 PTC-010A-035-I	1998	1	35	300	0,3	82,45	12,0	10	6,0
TRW 6020/MTI PTC-010A-060-I	1997	1	60	300	2,0	77,35	12,0	10	6,0
TRW TES PTC-010C-57-I	1995	1	57	300	1,0	48,45	10,4	10	6,0
TRW 3585 PTC-020C-035-I	1998	1	35	300	0,85	199,75	21,2	10	6,0
TRW AIRS PTC-010B-055-S	1995	1	55	300	1,75	81,6	8,4	10	4,3
TRW IMAS PTC-004A-055-I ^{c]}	1997	1	55	300	0,5	30,6	3,2	10	5,5

c. “An Overview of the Performance and Maturity of Long Life Cryocoolers for Space Applications” [39].

Tabla E.7 – ... continuación de la tabla E.6.

Cryocooler	Año	Nº	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	M _e [kg]
Multispectral Thermal Imager (MTI) Space Cryocooler ^d	1997	1	70,02	282,76	0,30006	67,68	12,5	7,071
		1	75,14	282,16	0,29985	57,93	12,5	7,071
		1	80,20	281,56	0,29912	49,24	12,5	7,071
MTI Reject Temperature Variation		1	75,02	263,26	0,29925	51,87	12,5	7,071
		1	75,01	273,36	0,29925	55,42	12,5	7,071
		1	75,5	282,16	0,29985	57,93	12,5	7,071
		1	74,99	293,31	0,2981	62,66	12,5	7,071
		1	74,95	303,76	0,3029	68,82	12,5	7,071
		1	75,14	282,16	0,29985	57,93	12,5	7,071
MTI - Standbay		1	75,14	282,16	0,29985	57,93	12,5	7,071
MTI - Imaging		1	75,66	283,96	0,32243	69,32	12,5	7,071
MTI (w/ MLI)		1	75,66	283,96	0,32243	69,32	12,5	7,071
MTI (w/o MLI)	1	75,91	283,76	0,32341	69,12	12,5	7,071	
MTI - Vertical	1	75,14	283,91	0,29985	57,93	12,5	7,071	
MTI - Horizontal ^d	1	75,66	283,51	0,32243	69,32	12,5	7,071	

d. “Multispectral Thermal Imager (MTI) Space Cryocooler Development, Integration, and Test” [47].

Tabla E.8 – ... continuación de la tabla E.7.

Cryocooler	Año	Nº	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]
HEC _{LC} - nominal ^e	1999	1	150	300	35	290	4
HEC _L (Pi vs Qc)		1	95	300	10	120	4
		1	95	300	4	50	4
HEC _L (Qc vs Tc)		1	150	300	34,5	300	4
		1	150	300	31	250	4
		1	150	300	17	153	4
HEC _L (Qc vs Tc)		1	42	300	1,75	140	4
		1	67,5	300	6,5	140	4
		1	60	300	4,5	140	4
		1	75	300	7,5	140	4
		1	85	300	9,5	140	4
		1	95	300	11,5	140	4
		1	110	300	14	140	4
		1	120	300	15,5	140	4
		1	42	300	1	88	4
		1	66	300	4	88	4
		1	67	300	4,2	88	4
		1	60	300	2,5	88	4
		1	75	300	4,7	88	4
		1	85	300	6	88	4
		1	95	300	7,5	88	4
		1	110	300	9	88	4
		1	120	300	10,3	88	4
		HEC _L - Vertical Up	1	95	300	12	164,80
1			68	300	4	88,4	4
1			66	300	2,75	72,20	4
HEC _L - Horizontal		1	95	300	12	166,02	4
		1	68	300	4	93,5	4
		1	66	300	2,75	80,66	4
HEC _L - Vertical Down		1	95	300	12	170	4
		1	68	300	4	90,9	4
		1	66	300	2,75	82,77	4
HEC _C (Pi vs Qc) ^{e]}		1	67	300	3,5	90,5	4
		1	67	300	4,5	115	4
		1	67	300	5	125	4
		1	67	300	6,5	166	4
		1	110	300	8,5	90,5	4
		1	110	300	10,8	115	4
		1	110	300	11,6	125	4
		1	110	300	14,9	166	4

e. “High Efficiency Cryocooler Performance” [30]. El sub-índice: LC es “both linear and coaxial cold head”, L es “linear cold head” y C es “coaxial cold head”.

Tabla E.9 – ... continuación de la tabla E.8.

Cryocooler	Año	Nº	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]	M _e [kg]
JAXA / AISIN Seiki - SPR-02A ¹ ^f	2002	1	77	292	3,2	70	8,7		
JAXA / Daikin Industries - SP2000 ²		1	77	287	2,0	150	16		
JAXA / Fuji Electric - CZX1A0Z1 ¹		1	77	290	3,4	45	10,2		
Northrop Grumman -HCC-	2002	2	35	300	1,9	500	14,3		
		2	85	300	19,11	500	14,3		
Lockheed Martin (LM-ATC) - RAMOS	2003	2	75	313	0,75	88	5,9	29	3,4
		2	130	313	6	88	5,9	29	3,4
Lockheed Martin NASA - GIFTS	2004	2	55	300	1,5	117	5,9	38	3,4
		2	140	300	8,0	117	5,9	38	3,4
Thales - MPT	2002	1	80	290	1	35	2,8		
LM ESAIntPT		1	77	303	2,5	89	2,4		
LM IRAD2PT		2	35	295	0,5	56	7		
LM IRAD3PT		3	10	290	0,13	240	14		
LM HCC2PT		2	35	303	1,7	600	23		
		2	85	303	17	600	23		
LM JPLGam-Ray ^{fj}		2000	1	80	295	1,32	30	2,5	

f. Pág. 601 de “Cryocoolers 13: Long Life Cryocoolers for Space Applications A Database Update” [26].

Observaciones:

1. Configuración *Inline*.
2. Configuración *U-shaped*.

E.3. Cryocoolers tipo Joule-Thomson

Tabla E.10 – Base de datos de Cryocoolers tipo Joule-Thomson.

Cryocooler	Año	N°	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]	M _e [kg]
Ball Aerospace COOLLAR ¹ [a]	1997	2 ¹	122	300	5,0	202,3	46	10	11
		2 ²	65	300	1,15	202,3	46	10	11
JPL BETSCE ²	1996	1	10	300	0,10	161,5		10	
JPL Planck 20K ³ [a]	2007	1	20	300	1,2	331,5		10	
Astrium 4.2K ⁴ [b]	1999	1	4,2	20	0,009	250	40		12

a. “An Overview of the Performance and Maturity of Long Life Cryocoolers for Space Applications” [39].

b. Pág. 204 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].

Observaciones:

1. Valores previstos.
2. Compresor tipo “*Periodic Sorption*”.
3. Compresor tipo “*Continuous Sorption*”.
4. Implementado con pre-refrigeración con *cryocooler* Stirling de dos etapas.

E.4. Cryocoolers híbridos

Tabla E.11 – Base de datos de Cryocoolers híbridos.

Cryocooler	Año	Nº	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]	M _e [kg]
Astrium 4K ¹ [a]	2006	2	4		0,009	204	46	10	6
Ball REDSTONE ¹ [b]	1998	4	10	300	0,10	89,25	19	10	6
MMS 4K ¹ [b]	1999	3	4,2	300	0,009	204	40	10	12
NASA/Ball ACTDP ^{1 2} [c]	2005	2 ¹	6	300	0,030	125	30	10	
		2 ²	4	300	0,020	125	30	10	
JPL - NGST ACTDP ^{2 3} [d]	2001	3	6	300	0,030	218	25,6	10	11,1
		3	18	300	0,150	218	25,6	10	11,1
JPL - LM-ATC ACTDP ^{2 3} [e]	2002	4	6	288	0,020	146	24,5	10	
		4	18	288	0,150	146	24,5	10	
Raytheon RSP2 ^{3 4} [f]	2008	2 ¹	110	300	5,0	102,85	7	10	6
		2 ²	58	300	1,75	102,85	7	10	6

- a. Pág. 127 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].
 b. “An Overview of the Performance and Maturity of Long Life Cryocoolers for Space Applications” [39].
 c. Pág. 5 de “Cryocoolers 13: Ball Aerospace 4-10 K Space Cryocoolers” [26].
 d. Pág. 13 de “Cryocoolers 13: NGST Advanced Cryocooler Technology Development Program (ACTDP) Cooler System” [26].
 e. Pág. 26 de “Cryocoolers 13: Lockheed Martin 6K /18K Cryocooler” [26].
 f. Pág. 601 de “Cryocoolers 13: Long Life Cryocoolers for Space Applications A Database Update” [26].

Observaciones:

1. Híbrido: Joule-Thomson + Stirling.
2. La potencia consumida por la CCE (P_e) es un valor estimativo.
3. Híbrido: Joule-Thomson + Pulse Tube.
4. Se cumplimentó información en base a “Raytheon Low Temperature RSP2 Cryocooler Performance” [48].

E.5. Cryocoolers tipo turbo-Brayton

Tabla E.12 – Base de datos de Cryocoolers tipo turbo-Brayton.

Cryocooler	Año	N°	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	P _e [W]	M _e [kg]
35K Single-Stage Reverse Brayton ^[a]	1995	1	35		3	276	13	39	
6-to-10K Turbo-Brayton ^{a]}	2005	1	6	260	0,100	100	30		
Creare SSRB ^[b]	1998	1	65	300	5	174,25	10,0	10	3,7
Creare MMRBC	1998	1	35	300	1,0	80,75	11	10	4
Creare NICMOS ^[b]	2002	1	70	300	7,7	259,25	18,5	10	6,8
NICMOS Cooling Systems (NCS) ¹ ^[c]	2002	1	77,1	278	0,400	375			
Two-Stage Turbo-Brayton Cryocooler for Space Applications ² ^[d]	2009	2 ¹	100,6	302,7	15,7	395	21		
		2 ²	65,07	302,7	1,97	395	21		
		2 ¹	100,3	302,7	15,7	396	21		
		2 ²	68,86	302,7	2,52	396	21		
		2 ¹	100,2	302,7	15,7	396	21		
		2 ²	72,13	302,7	2,9	396	21		
		2 ¹	110	302,8	18,6	401	21		
		2 ²	72,07	302,8	2,48	401	21		
		2 ¹	118,3	302,8	20,5	400	21		
		2 ²	64,93	302,8	1,1	400	21		
		2 ¹	118,2	292,6	21,3	396	21		
		2 ²	72,1	292,6	2,18	396	21		
2 ¹	118,4	302,8	20,9	399	21				
2 ²	72	302,8	2,02	399	21				

a. Pág. 183 de “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics” [21].

b. “An Overview of the Performance and Maturity of Long Life Cryocoolers for Space Applications” [39].

c. “On-Orbit Operating Experience with the NICMOS Cryocooler - first year” [49].

d. “Demonstration of a Two-Stage Turbo-Brayton Cryocooler for Space Applications” [33].

Observaciones:

1. Valores obtenidos durante el primer año en órbita.

2. A cada par de etapas, corresponde un diferente *test* de medición.

Tabla E.13 – ... continuación de la tabla E.12.

Cryocooler	Año	Nº	T _c [K]	T _r [K]	Q _c [W]	P _i [W]	M _c [kg]	M _e [kg]
Two-Stage 10K Turbo-Brayton ^[e]	2014	2 ¹	62,1	303,3	1,59	313	18	4
		2 ²	8,89	303,3	0,000	313	18	4
		2 ¹	62,3	303,6	2,04	322	18	4
		2 ²	10,02	303,6	0,122	322	18	4
		2 ¹	62,5	303,4	2,74	316	18	4
		2 ²	12,71	303,4	0,300	316	18	4
		2 ¹	63,1	303,1	3,53	309	18	4
		2 ²	18,47	303,1	0,500	309	18	4
		2 ¹	62,4	304,6	2,59	371	18	4
		2 ²	10,02	304,6	0,182	371	18	4
		2 ¹	57,4	304,8	1,96	377	18	4
		2 ²	10,02	304,8	0,236	377	18	4
		2 ¹	57,3	304,5	2,57	366	18	4
		2 ²	13,10	304,5	0,400	366	18	4
		2 ¹	60	300	5	380	18	4
		2 ²	10	300	0,3	380	18	4
		2 ¹	75	300	8	408	18	4
		2 ²	10	300	0,3	408	18	4
		2 ¹	70	300	2	266	18	4
		2 ²	10	300	0,4	266	18	4

e. “Testing of a Two-Stage 10 K Turbo-Brayton Cryocooler for Space Applications” [50].

Observaciones para la *sub-división de celdas*:

superior: Corresponde a la configuración inicial del *cryocooler*.

central: Corresponde a la configuración final del *cryocooler*.

inferior: Corresponde a una predicción de *performance* del *cryocooler* optimizado.

Referencias bibliográficas

- [1] A. Rogalski, “HgCdTe infrared detector material: history, status and outlook,” *Rep. Prog. Phys.*, vol. 68, pp. 2267–2336, aug 2005.
- [2] R. Yoanna, B. Nowicki, and C. Philippe, “Sofradir SWIR hyperspectral detectors for space applications,” in *Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XIII* (M. Roland, S. P. Neeck, and H. Shimoda, eds.), SPIE-Intl Soc. Optical Eng., sep 2009.
- [3] SOFRADIR-EC, “Saturn VISIR - Large, high performance detector.” http://www.electrophysics.com/DbImages/SofEC-Saturn_VISIR-v02.pdf. (Accessed on 07/30/2016).
- [4] SOFRADIR-EC, “SaturnSW - Very large, high performance IR detectors for short wave infrared imaging.” <http://www.sofradir-ec.com/DbImages/SofEC-SaturnSW-v10.pdf>. (Accessed on 07/30/2016).
- [5] K. Fletcher, *Sentinel-2: ESA’s optical high-resolution mission for GMES operational services*. Noordwijk: ESA Communications, 2012.
- [6] “Copernicus: Sentinel-2 - satellite missions - eoportal directory.” <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/copernicus-sentinel-2>. (Accessed on 07/30/2016).
- [7] CONAE, “Plan Espacial Nacional.” Argentina en el espacio, 2004-2015. Actualización 2010-2015.
- [8] VENG S.A., ed., *VExN & TRONADOR II, Acceso al Espacio, Mission Concept Review - SARE 2A*, (Bs.As., Arg.), CONAE, 1-2 de Dic. 2015.
- [9] R. A. Schowengerdt, *Remote Sensing: Models and Methods for Image Processing*. Academic Press, 2006.
- [10] INVAP S.E., ed., *MCR - Sare 2A - Conceptos alternativos de Satélite y despliegue de misión*, (Buenos Aires, Arg.), CONAE, 1-2 de Dic. 2015.

- [11] E. Chuvieco, *Fundamentos de Teledetección Espacial (Colección Monografías y tratados GER) (Spanish Ed.)*. Ediciones Rialp, 1990.
- [12] I. S. Spectral Sciences and the Air Force Research Laboratory (AFRL), “MODTRAN[®]” http://modtran.spectral.com/modtran_home. (Accessed on 04/20/2017).
- [13] G. Savini, M. Tessenyi, G. Tinetti, C. Arena, J. Tennyson, T. Zingales, C. U.-E. Pascale, R. Sudiwala, A. Papageorgiou, S. Sarkar, *et al.*, “Twinkle—a low earth orbit visible and infrared exoplanet spectroscopy observatory,” in *Proc. SPIE*, vol. 9904, 2016.
- [14] G. Tyc, W. Larson, T. Butlin, N. Waltham, N. Morris, and I. Tosh, “High performance optical imaging payloads for smallsat missions - SSC08-VI-6,” *Small Satellite Conference (SSC)*, 2008.
- [15] A. Daniels, *Field Guide to Infrared Systems, Detectors, and FPAs, Second Ed. (SPIE Field Guide Vol. FG15) (Spie Field Guides)*. SPIE Press, 2010.
- [16] Thorlabs, “Metallic Zerodur[®] Mirrors.” https://www.thorlabschina.cn/newgroupage9.cfm?objectgroup_id=9611. (Accessed on 03/23/2017).
- [17] L. Frulla, ed., *Revisión de concepto de misión, Objetivos de Ciencia de la Misión SARE 2A*, (Buenos Aires, Arg.), CONAE, 1-2 de Dic. 2015.
- [18] C. Leroy, B. Fièque, N. Jamin, and P. Chorier, “SWIR space detectors and future developments at SOFRFADIR,” in *Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XVII* (R. Meynart, S. P. Neeck, and H. Shimoda, eds.), SPIE-Intl Soc Optical Eng, Oct. 2013.
- [19] R. D. Fiete and T. A. Tantalo, “Comparison of SNR image quality metrics for remote sensing systems,” *Optical Engineering*, vol. 40, Apr. 2001.
- [20] T. York, “Fundamentals of image sensor performance.” <http://www.cse.wustl.edu/~jain/cse567-11/ftp/imgsens/index.html>. A paper written under the guidance of Prof. Raj Jain (Accessed on 06/23/2017).
- [21] M. Donabedian, *Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume II: Cryogenics (Aerospace Press)*. David G. Gilmore - Series Editor, AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics), 2003.

- [22] European Cooperation for Space Standardization - ECSS Secretariat - Requirements & Standards Division, *Space product assurance*. ESA-ESTEC, 18 June 2004.
- [23] J. Hughes and K. Herr, “Mariner mars 1969 infrared spectrometer: Gas delivery system and joule-thomson cryostat,” *Cryogenics*, vol. 13, no. 9, pp. 513–519, 1973.
- [24] NASA, “Explanatory Supplement to the WISE Preliminary Data Release - WISE Flight System and Operations, Preliminary Release Explanatory Supplement: Payload.” http://wise2.ipac.caltech.edu/docs/release/prelim/expsup/sec3_2.html#focal_planes. (Accessed on 07/30/2016).
- [25] D. C. Bugby and C. J. Stouffer, “Flight results from the cryogenic thermal storage unit (CTSU) flight experiment on sts-95,” in *SAE Technical Paper*, SAE International, 07 1999.
- [26] J. Ronald G. Ross, *Cryocoolers 13 (v. 13)*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, California: Springer, 2005.
- [27] S. Watson, “Design and development of a high power stirling cooler,” in *European Space Mechanisms & Tribology Symposium ESMATS*, 2013.
- [28] University of Oxford, “Cryocoolers for space applications cryogenic engineering group.” <http://www.eng.ox.ac.uk/cryogenics/research/cryocoolers-for-space-applications>. (Accessed on 07/26/2016).
- [29] A. spatiale européenne and K. Fletcher, *Sentinel-3: ESA’s global land and ocean mission for GMES operational services*. ESA communications, 2012.
- [30] D. Durand, T. Nguyen, and E. Tward, “High efficiency cryocooler performance,” *International Cryocooler Conference (ICC 18)*, 2014.
- [31] T. Nguyen, G. Toma, and J. Raab, “HEC Pulse Tube Cooler Performance Enhancement - Northrop Grumman Aerospace Systems,” in *17th International Cryocooler Conference*, Medium-Capacity 50-80 K Single Stage Cryocoolers, (Los Angeles, California), pp. 79–83, July 10-12 2012.
- [32] Space Telescope Science Institute (STScI), “NICMOS - NCS.” <http://www.stsci.edu/hst/nicmos/design/ncs>. (Accessed on 03/29/2017).

- [33] M. Zagarola, J. Breedlove, C. Kirkconnell, J. Russo, and T. Chiang, “Demonstration of a two-stage turbo-brayton cryocooler for space applications,” *Cryocoolers*, vol. 15, p. 462, 2008.
- [34] N. Jedrich, D. Zimbelman, W. Swift, F. Dolan, and M. Brumfield, “A mechanical cryogenic cooler for the hubble space telescope,” *NASA Technical Reports Server (NTRS)*, 2002.
- [35] G. Morgante, D. Pearson, F. Melot, P. Stassi, L. Terenzi, P. Wilson, B. Hernandez, L. Wade, A. Gregorio, M. Bersanelli, *et al.*, “Cryogenic characterization of the planck sorption cooler system flight model,” *Journal of Instrumentation*, vol. 4, no. 12, p. T12016, 2009.
- [36] D. Pearson, R. Bowman, M. Prina, and P. Wilson, “The planck sorption cooler: Using metal hydrides to produce 20k,” *Journal of Alloys and Compounds*, vol. 446-447, pp. 718–722, oct 2007.
- [37] R. Bowman Jr, M. Prina, D. Barber, P. Bhandari, D. Crumb, A. Loc, G. Morgante, J. Reiter, and M. Schmelzel, “Evaluation of hydride compressor elements for the planck sorption cryocooler,” in *Cryocoolers 12*, pp. 627–635, Springer, 2003.
- [38] R. Ross Jr, D. Johnson, A. Metzger, V. Kotsubo, B. Evtimov, J. Olson, T. Nast, and R. Rawlings, “Gamma-ray pulse tube cooler development and testing,” in *Cryocoolers 11*, pp. 155–162, Springer, 2002.
- [39] M. Donabedian, D. Curran, D. Glaister, T. Davis, and B. Tomlinson, “An overview of the performance and maturity of long life cryocoolers for space applications,” *Aerospace Report No*, 2000.
- [40] J. Marquardt, E. Marquardt, and R. Boyle, “An overview of ball aerospace cryocoolers,” *International Cryocooler Conference (ICC 17)*, 2012.
- [41] T. Trollier, A. Ravex, I. Charles, L. Duband, J. Mullié, P. Bruins, T. Benschop, and M. Linder, “Performance test results of a miniature 50 to 80 k pulse tube cooler,” *Cryocoolers 13*, pp. 93–100, 2005.
- [42] B. Fieque, N. Jamin, P. Chorier, P. Pidancier, L. Baud, and B. Terrier, “New sofradir visir-swir large format detector for next generation space missions,” in *Proc. of SPIE Vol*, vol. 8533, pp. 853313–1, 2012.

- [43] R. Kulichevsky, ed., *SARE 2A - REVISIÓN DE CONCEPTO DE MISIÓN, Requerimientos Clave de Misión*, (Bs.As., Arg.), CONAE, 1-2 de Dic. 2015.
- [44] European Cooperation for Space Standardization - ECSS Secretariat - Requirements & Standards Division, *Space engineering*. ESA-ESTEC, 05 December 2011.
- [45] W. Gully, D. Glaister, P. Hendershott, V. Kotsubo, J. Lock, E. Marquardt, A. Garcia-Perciante, J. Callen, K. Shaing, C. Hegna, *et al.*, “Ball aerospace next generation two-stage 35 K coolers: the SB235 and SB235E,” *Cryocoolers*, vol. 14, pp. 49–55, 2007.
- [46] Y. Sato, H. Sugita, K. Komatsu, R. Shimizu, H. Uchida, T. Nakagawa, H. Murakami, K. Mitsuda, M. Murakami, I. Iwata, *et al.*, “Development of advanced two-stage stirling cryocooler for next space missions,” in *Cryocooler*, vol. 15, pp. 13–21, 2009.
- [47] D. Davidson, C. Lanes, W. Burt, A. Gilbert, *et al.*, “Multispectral thermal imager (MTI) space cryocooler development, integration, and test,” in *Cryocoolers 10*, pp. 129–138, Springer, 2002.
- [48] B. Schaefer, L. Bellis, M. Ellis, and T. Conrad, “Raytheon low temperature RSP2 cryocooler performance,” *Cryocoolers*, vol. 17, pp. 9–15, 2012.
- [49] W. Swift, E. Cheng, M. Zagarola, and F. Dolan, “On-orbit operating experience with the nicmos cryocooler first year,” *Proceedings of the TDW*, pp. 19–20, 2003.
- [50] J. Breedlove, K. Cragin, and M. Zagarola, “Testing of a two-stage 10 k turbo-brayton cryocooler for space applications,” in *International Cryocooler Conference*, 2014.