

Tesis de Ingeniería en Materiales

Julio 2022

**Ensayo para calificación de un circuito
integrado con SiPM para aplicación
espacial**

Alumna: Karen Nowogrodzki

Director: Federico H. Izraelevitch

Co-director: Leandro Gagliardi

Universidad Nacional de San Martín - LabOSat

Resumen

Los fotomultiplicadores de silicio (SiPM) son sensores de fotones individuales de estado sólido. Mecánicamente robustos, compactos e insensibles a campos magnéticos, resultan candidatos ideales para la detección de bajos niveles de luz en aplicaciones satelitales. La colaboración LabOSat se encuentra diseñando una misión espacial para integrar estos sensores a una carga útil y validar su operación en órbita. En este contexto, este trabajo de Tesis contribuye mediante una serie de ensayos sobre un circuito analógico llamado AFE (por Analog Front-End), el cual permite acondicionar la señal generada por un SiPM.

Ya que en el espacio las condiciones ambientales son particulares. Exceptuando algunos casos muy infrecuentes, no se tiene acceso a realizar cambios de partes dañadas o arreglos, la etapa de ensayos cumple un papel muy importante en el éxito de la misión. Con esta motivación, partiendo de los criterios normalizados en standards internacionales, se diseñaron y llevaron a cabo cuatro ensayos térmicos: ciclado térmico en vacío, shock térmico en vacío, ensayos de auto-calentamiento del circuito, y una caracterización del desempeño del circuito en un amplio rango de temperatura. Además, tanto antes de la serie de ensayos como después de ellos, se realizó un ensayo funcional y una inspección visual para identificar posibles fallas en el funcionamiento o mecanismo o cualquier tipo de efecto permanente de interés. De esta manera se da soporte al desarrollo del diseño del AFE.

Los aportes de esta Tesis serán utilizados a futuro para realizar el diseño termomecánico de detalle de la carga útil. En particular, este trabajo oficia de punto de partida para la realización de simulaciones computacionales, en donde los resultados de los ensayos se utilizarán para validar los modelos térmicos.

Palabras clave: SiPM, Ciclado térmico en vacío, Shock térmico, Corriente oscura, Dinámica térmica

Resumen

Silicon photomultipliers (SiPM) are solid-state single-photon sensors. Mechanically robust, compact and insensitive to magnetic fields, they are ideal candidates for detection of low-light levels in satellite applications. The LabOSat collaboration is designing a space mission to integrate these sensors into a payload and validate their operation in orbit. In this context, this Thesis work contributes through a series of tests on an analog circuit called AFE (from Analog Front-End), which conditions the signal generated by a SiPM.

Environmental conditions in space are particular. Despite infrequent examples, there is no access to replace malfunctioning parts, making the testing phase crucial for the mission success. Based on international standards, four thermal tests were designed and carried out: vacuum thermal cycling, vacuum thermal shock, self-heating tests of the circuit, and a characterization of the performance of the circuit in a wide temperature range. In addition, both before and after the series of tests, a functional test and a visual inspection were carried out to identify possible failures in the operation, or any type of permanent defect. In this way, support is given to the development of the AFE design.

The contributions of this Thesis will be used in the future to perform a detailed thermomechanical design of the payload. In particular, this work serves as a starting point for computational simulations, where the results of the tests will be used to validate the thermal models.

Palabras clave: SiPM, Vacuum thermal cycling, Thermal shock, Dark current, Thermal dynamic.

Índice

1. Introducción	6
1.1. AFE: Device Under Test (DUT)	6
1.1.1. Funcionamiento del SiPM	6
1.1.2. Funcionamiento del AFE	10
1.2. Dependencia de la Dark Current con la temperatura	12
1.3. Standards	12
1.3.1. ESA: The European Space Agency	13
1.4. Ciclado térmico en vacío	15
1.4.1. Objetivos	16
2. Desarrollo experimental	18
2.1. Caracterización del AFE	18
2.2. Ensayos térmicos	19
2.2.1. Interfaz térmica del arreglo experimental.	23
2.2.2. Cámara de vacío	24
2.2.3. Ciclado térmico en vacío	25
2.2.4. Shock térmico en vacío	27
2.2.5. Barrido de temperaturas	27
2.2.6. Calentamiento por funcionamiento	28
3. Resultados y discusión	29
3.1. Ciclado térmico en vacío	29
3.2. Shock térmico	31
3.3. Caracterización eléctrica mediante barrido de temperaturas	35
3.4. Calentamiento por funcionamiento	38
3.5. Caracterización - Ensayo funcional	41
3.6. Microscopía	42
4. Conclusiones	44
5. Trabajos futuros	45
6. Bibliografía	46

Lista de símbolos y acrónimos

ΔV Over-voltage del SiPM

I_{AFE} Corriente consumida por el AFE

I_{bias} Corriente producida por el SiPM (en este trabajo siempre se toma igual a la corriente oscura)

T_{BASE} Temperatura de la base termostatizada

T_{RTD} Temperatura de la RTD

V_{AFE} Potencial de alimentación del AFE

V_{bias} Potencial de bias del SiPM (Polarización inversa)

AFE Analog Front End

COTS Commercial Off-The-Shelf

DCR Dark Count Rate

DUT Device Under Test

ESA European Space Agency

ESCC European Cooperation for Space Standardization

LEO Low Earth Orbit

OpAmps Operadores amplificacionales

PID Controlador Proporcional, Integral y Derivativo

SiPM Fotomultiplicador de Silicio

SPAD Single Photon Avalanche Diode

TVCT Thermal Vacuum Cycling Test

1. Introducción

Las misiones espaciales son muy exigentes ya que no existe la posibilidad de cambiar o arreglar partes, una vez puestas en órbita. Esto es aún más crítico cuando los componentes del DUT (Device Under Test) son COTS. Además, las condiciones ambientales en el espacio son muy particulares; las temperaturas alcanzan valores extremos periódicamente, la presión es de aproximadamente 10^{-8} Pa, sin considerar la radiación de partículas ionizantes y otros factores. Por estas razones es importante minimizar los riesgos de la misión realizando ensayos ambientales.

Dado que el espacio, la fuente de energía eléctrica es la radiación del sol, es siempre deseable tener la mayor proporción del tiempo de órbita en condiciones iluminadas. Por otro lado, al estar sometido a la incidencia de esta radiación, también va a existir un aumento de temperatura importante que puede dañar los materiales de los componentes electrónicos, y su funcionamiento. En consecuencia, es fundamental minimizar el calor generado internamente. De esta manera se vislumbra la importancia de tener conocimiento del consumo de los dispositivos electrónicos que componen el satélite.

El AFE es un dispositivo que debe trabajar en servicio en el espacio, realizado con componentes COTS. El mismo está en etapa de desarrollo y para conocer el comportamiento del diseño actual, debe ser sometido a las pruebas ambientales correspondientes. Los standards dan guía para realizar estos ensayos y el principal es el ciclado térmico en vacío.

Luego para asistir el desarrollo del diseño y obtener uno apropiado para las condiciones térmicas del espacio, puede ser sometido a ensayos térmicos que revelen su dinámica térmica. Al mismo tiempo estos ensayos pueden ser complementados con simulaciones computacionales que ayuden a completar el análisis térmico.

1.1. AFE: Device Under Test (DUT)

El dispositivo a ser ensayado o DUT en este trabajo es el *Analog Front End* (AFE) diseñado por Nahuel Müller [1] es un circuito impreso que se encarga de procesar la señal generada por un fotomultiplicador de silicio o SiPM (Micro FC-10035). Está diseñado para formar parte de un satélite como carga útil y así permitir realizar experimentos enfocados en un objetivo científico, como lo es la investigación de la fenomenología de los fotones y en objetivos ingenieril/tecnológico como lo es la comunicación satelital. El AFE formará parte de una carga útil que, en etapas futuras, será integrada a un artefacto de Satellogic.

Para comenzar los ensayos ambientales del AFE, hay que clasificarlo según su nivel de arquitectura. Según los standards, ya que es un *payload*, tiene el nivel de un ***space segment subsystem***.

1.1.1. Funcionamiento del SiPM

El funcionamiento se puede separar en dos partes: en los fenómenos que permiten al SiPM generar la señal y en cómo el AFE la procesa.

El SiPM es un sensor de luz con tres características particulares:

1. Detector de alta sensibilidad: es capaz de detectar la mínima cantidad de luz, esto es un cuanto de luz o fotón.
2. Cuantifica la luz detectada: es capaz de detectar fotones que llegaron al mismo tiempo (dentro de un mismo rango mínimo).

3. Rápida respuesta: buena sincronización con los eventos (llegada de un fotón).

Este sensor funciona de manera análoga a un *photomultiplier tube* con los beneficios de ser un sensor en estado sólido.

A continuación se profundiza en cada una de las tres características nombradas anteriormente.

1. Detector de alta sensibilidad:

El silicio funciona como un fotosensor gracias al efecto fotovoltaico. Al absorber un fotón, si sucede que la energía del fotón es mayor a la energía del *band gap* de Si ($h\nu > E_{gap}^{Si}=1,1$ eV), entonces un electrón será excitado desde la banda de valencia hasta la de conducción creando un par hueco-electrón. Ya que el Si absorbe fotones de un amplio rango de longitudes de onda (Fig. 1), resulta un material destacable para la detección de fotones. Es por esto que el componente que se encarga de detectar el fotón incidente es el SPAD o Single Photon Avalanche Diode de silicio.

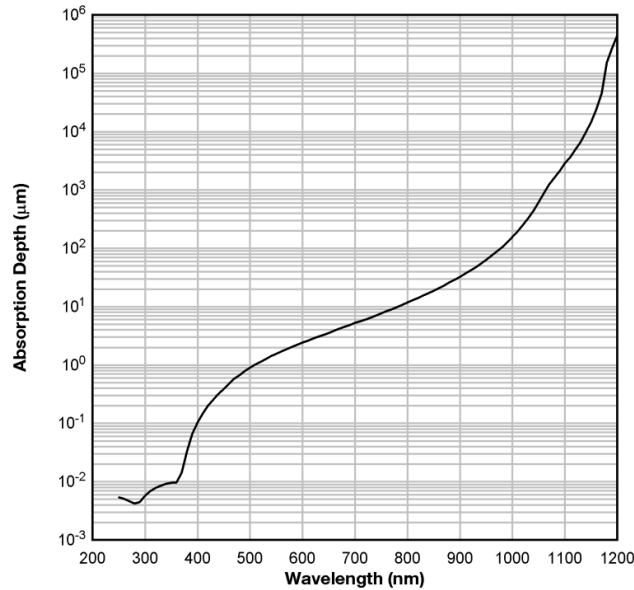


Figura 1: Espectro de absorción del silicio. [2]

En las junturas de un fotodiodo de avalancha [4] de Si (P^+IPN^+) se crea una región de vaciamiento debido a la difusión de cargas causada por la diferencia de dopaje. P^+ y N^+ actúan como ánodo y cátodo respectivamente, mientras I y P están solo ligeramente dopadas con dopante tipo P con el fin de aprovechar la absorción característica del Si y además tener la capacidad de mover electrones. Esto produce un campo eléctrico, que al imponer una polarización inversa V_{bias} , su intensidad queda distribuida como se ve en la Fig. 2.a. Luego, cuando se absorbe un fotón en la zona I (también llamada zona de absorción), el electrón excitado (fotoelectrón) es acelerado por el campo eléctrico generando una corriente microscópica en el SPAD (i_{SPAD}) como se ve en la Fig. 2.b.

Si la polarización inversa es suficientemente grande, se puede producir el efecto avalancha y se dice que el fotodiodo está en modo Geiger. Esto es, si la tensión sobrepasa el valor de *breakdown* V_{bd} , la intensidad del campo eléctrico aumentará de manera que al producirse un fotoelectrón en I, este será acelerado lo suficiente para que al llegar a la zona de avalancha, donde el campo eléctrico es mucho más intenso. Aquí los electrones serán más acelerados, tal que habrá *ionización por impacto* y se crearán *pares hueco-electrón secundarios*. De esta forma, la llegada de un único fotoelectrón desencadena un proceso de ionización auto-perpetua en

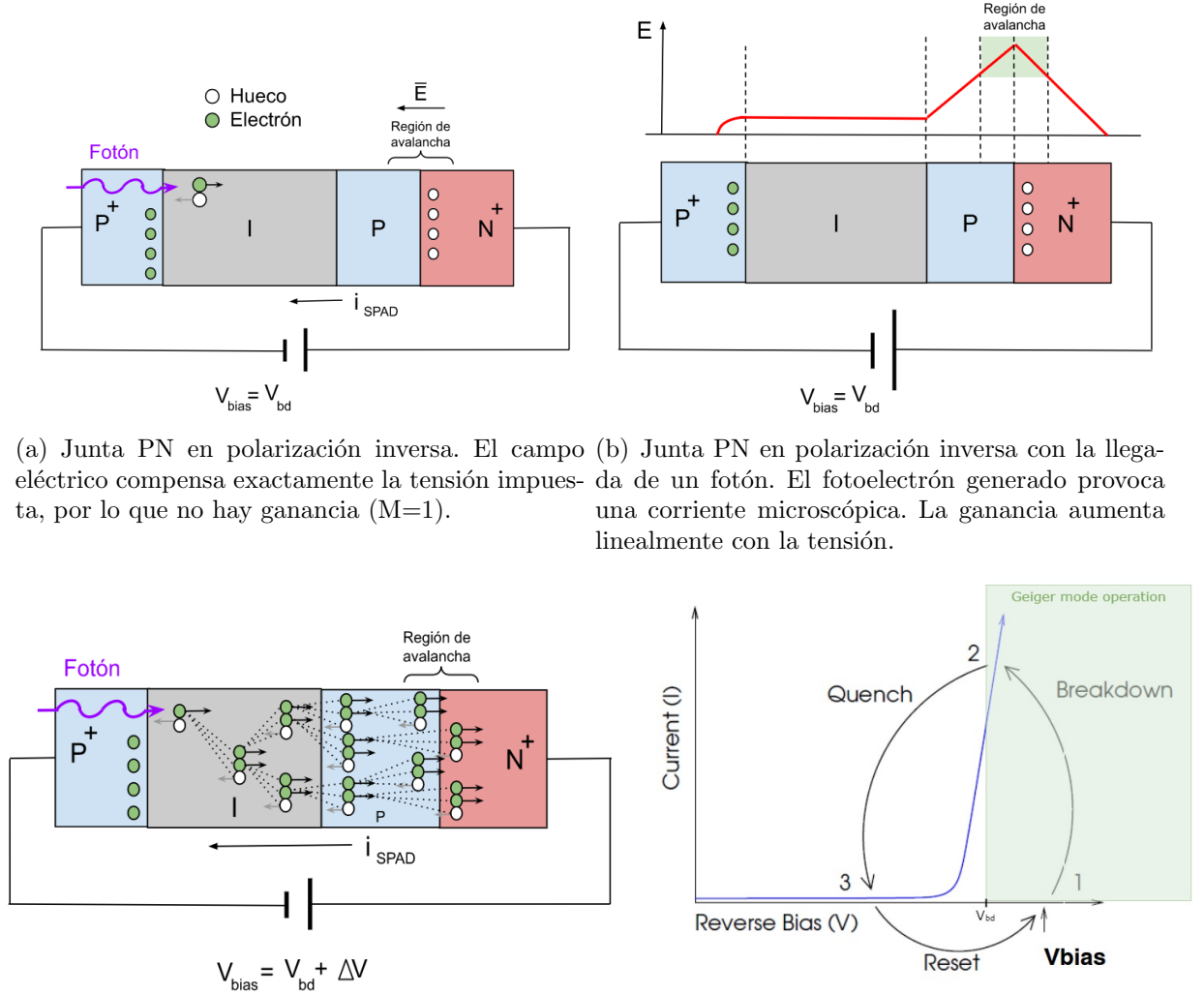


Figura 2: Principios de funcionamiento del SiPM. Comportamiento de un fotodiodo de avalancha P^+IPN^+ de silicio, donde P e I (intrínseco) están dopados débilmente y P^+ y N^+ fuertemente.

cascada (Fig. 2.c) que se propagará en todo el volumen de Si sometido al campo eléctrico. A este proceso se le llama *Geiger discharge* y es el causante de la amplificación de la corriente generada por un solo fotoelectrón.

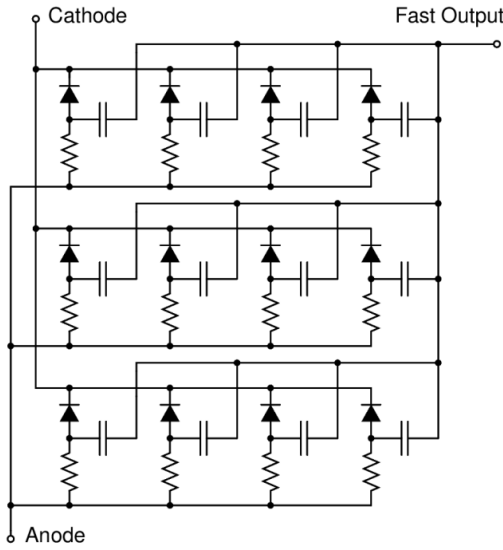
Entonces para poder obtener una corriente medible hay que aplicar una tensión de *bias* de la forma

$$V_{bias} = V_{bd} + \Delta V \quad (1)$$

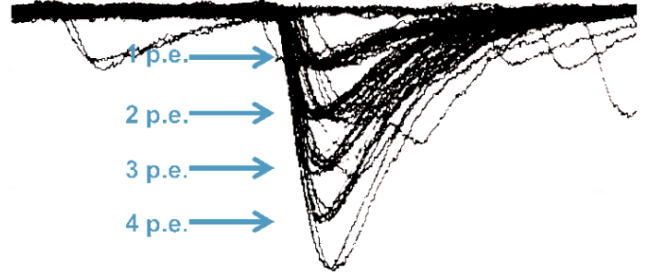
donde $\Delta V > 0$ es la tensión de *overvoltage*.

A un fotodiodo que opera en *Geiger mode* se lo denomina SPAD (*Single Photon Avalanche Diode*). Este funciona con una salida "digital", es decir, tiene dos estados: ON y OFF. El ciclo que lleva a cabo para funcionar de esta manera se ve en la Fig. 2.d.

Debido al caracter autoperpetuo de la avalancha de fotoelectrones, es necesario modificar el sistema para que se *resetea*. Esto es posible gracias al *quenching* y se logra al agregar una resistencia R_Q en serie con el fotodiodo para que al desencadenarse una avalancha, se limite la corriente en el diodo y así también la tensión sobre él cae por debajo de V_{bd} . Luego el campo eléctrico ya no es suficiente para seguir produciendo la avalancha y el SPAD se resetea; la corriente desaparece y la tensión sobre el diodo vuelve al valor del *Geiger mode* ($\Delta V > 0$). El tiempo que tarda en cesar la avalancha y volver a la tensión por encima de V_{bd} se llama *recovery time* o tiempo de recuperación.



(a) Circuito simplificado de un arreglo de microceldas.



(b) Respuesta al incidir 1 a 4 fotones simultáneamente.

Figura 3: Cuantificación de la salida del SiPM. [2]

2. Cuantificación

Un SPAD puede detectar un fotón con una buena simultaneidad con el evento, pero la salida al llegar dos o más fotones al mismo tiempo es indistinguible de la de un solo fotón. Para poder cuantificar la cantidad de cuantos de luz incidentes en un mismo instante se integra un arreglo de unidades independientes o "microceldas", de manera que la salida es la suma de cada una. Cada microcelda se compone de un SPAD, su R_Q y su capacitor y al estar dispuestas en paralelo, las corrientes producidas en distintas microceldas por la llegada de un fotón en cada una, se suman, obteniéndose una salida proporcional a la cantidad de fotoelectrones, como en la Fig. 3.b.

3. Rápida respuesta:

La respuesta en corriente en el instante en que se absorbió un fotón, como se ve en la Fig. 3.b, consiste en un *raise time* (≈ 1 ns) hasta el valor de $\frac{\Delta V}{R_Q}$, donde gracias al *quenching* desciende la corriente en decenas de ns. Este comportamiento se debe a la capacitancia de la juntura C_J que define el tiempo característico $\tau = C_J R$. El tiempo de recuperación es proporcional a la capacitancia, y dado que esta es a su vez, proporcional al área del sensor, entonces la velocidad de respuesta depende de la densidad y el tamaño del arreglo.

Parámetros:

- *Breakdown voltage* V_{bd} de la ecuación 1. Es la tensión necesaria para crear un campo eléctrico en el fotodiodo tal que se desencadene el efecto avalancha.
- *Overvoltage* ΔV de la ecuación 1. Es la tensión que aumenta la intensidad del campo eléctrico y así la aceleración de las cargas generadas en la avalancha.
- Ganancia M: está definida por la cantidad de pares hueco-electrón generados por cada fotón detectado. Depende del ΔV de la eq. 1 debido a la intensidad del campo eléctrico en el fotodiodo y por el tamaño de la microcelda debido a la capacitancia.
- *Photon Detection Efficiency* (PDE): Es la probabilidad de detectar un fotón que haya incidido sobre el sensor. Depende de ΔV debido a la probabilidad de provocar una avalancha y de la energía del fotón en función del espectro de absorción del silicio (1).
- *Dark count rate* (DCR): Es la principal fuente de ruido; son la respuesta del SiPM debido a electrones térmicos generados en el volumen del sensor de silicio. La respuesta es idéntica a la de un fotoelectrón y no está correlacionada con la absorción de un fotón incidente (pulso primario). Dependen del ΔV , del área activa (área del sensor de silicio) y de la temperatura.
- *Afterpulsing*: cuando un defecto de la red atrapa una carga producida durante la avalancha resultante de un pulso primario y la libera durante el decaimiento del pulso, se observa un nuevo pulso provocado por una avalancha que fue consecuencia de la liberación. La ganancia de este pulso dependerá del ΔV que haya en el instante de liberación.
- *Cross-talk*: cuando la misma avalancha del pulso primario produce fotones con energía mayor a E_{gap} que puede ser reabsorbido, produciendo un resultado como en el caso del *afterpulse* o puede ser absorbido por SPAD vecino resultando en un pulso de 2 p.e. muy cercano en el tiempo del pulso primario.

Al aumentar el overvoltage aumenta la probabilidad de detectar el foton incidente pero al mismo tiempo aumenta el ruido (DCR). Para solucionar esto se puede disminuir el área activo, pero se perdería PDE. Para no tener pérdidas de PDE y reducir el ruido la única opción es minimizando la temperatura.

1.1.2. Funcionamiento del AFE

El esquema del AFE mostrado en la Fig. 4 tiene la función de procesar la señal emitida por el SiPM. El circuito consiste en 4 etapas distinguibles:

1. **Filtro RC** para evitar retroalimentación positiva y consecuentes oscilaciones.

2. **Circuito de transimpedancia** para transformar la corriente producida por los fotoelectrones en tensión.
3. **Circuito inversor** para trabajar midiendo tensiones positivas.
4. **Circuito comparador** para transformar la salida analógica en pulsos digitales.

Las etapas 2 y 3 poseen un operador amplificacional (OpAmp), los cuales deben ser alimentados con un $V_{cc} = 9\text{ V}$ (referenciado en el resto del documento como V_{AFE}). La entrada positiva de cada uno se fijó en la tensión llamada modo común o *common mode* $V_{cm} = \frac{V_{cc}}{2} = 4,5\text{ V}$.

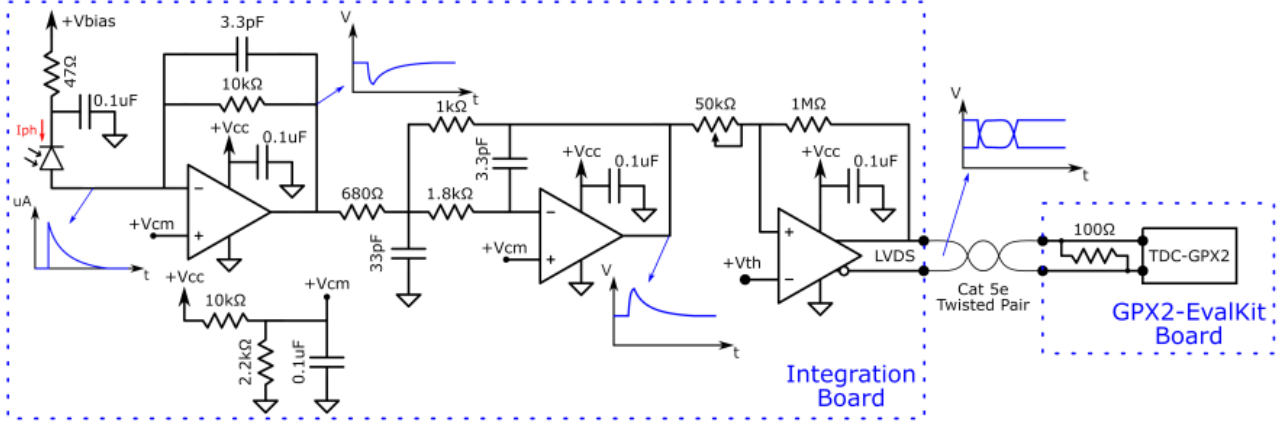


Figura 4: Diseño circuital del AFE. [1]

Por lo mencionado en la Sec. 1.1.1, para polarizar inversamente el SiPM debe ser mayor al V_{cm} . Para llevarlo al modo Geiger con determinado overvoltage ΔV , el V_{bias} aplicado debe calcularse como se muestra en la Ec. 2.

$$V_{bias} = \Delta V + V_{cm} + V_{bd} \quad (2)$$

El dispositivo tiene un PCB montado donde se encuentran los sensores de temperatura (RTD) y de fotones (SiPM) separados de los OpAmps, como se ve en la Fig. 5

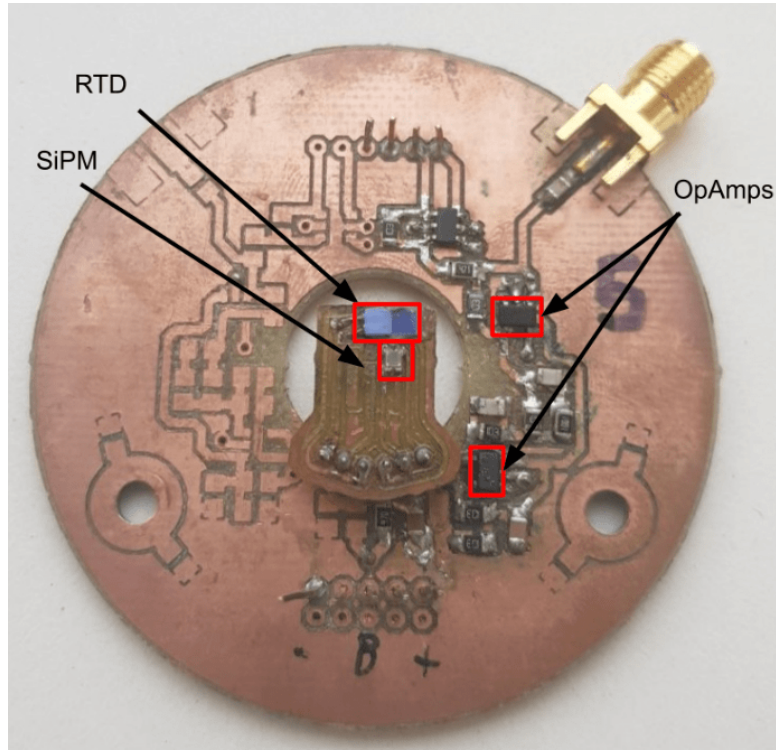


Figura 5: DUT: Analog Frond End ensayado. Se señala la ubicación del SiPM y del sensor de temperatura (RTD). Se observa que la RTD está soldada contiguamente al SiPM. También se observan los 3 OpAmps.

1.2. Dependencia de la Dark Current con la temperatura

La corriente oscura o *Dark Current* [5] es llamada así ya que es la corriente existente en el SiPM cuando no está iluminada. Genera pares hueco-electrón que no son causados por un fotón, por lo cual se considera ruido. Además es indeseada porque baja la probabilidad de detección de un fotón y la amplitud de la oscilación.

Existen dos fuentes de corriente oscura térmicamente activadas principales. La difusión de portadores de cargas en la junta PN que produce una corriente proporcional a la densidad de portadores de carga, la cual depende exponencialmente de la temperatura. La segunda es la generación y recombinación asistida por defectos en la zona de vaciamiento (*depletion region*) explicada por el modelo de Shockley-Read-Hall.

1.3. Standards

Existe una gran variedad de standards para llevar a cabo la etapa de verificación de un producto de aplicación espacial. Con el avance de la tecnología y su consiguiente aparición de *start ups*, surgieron nuevos standards adaptados a las nuevas necesidades; minimizar tiempos y costos, sacrificando seguridad (aumentando riesgos de fallas, disminuyendo la vida útil). Esto generó la existencia de los CubeSats y el uso de dispositivos fabricados con componentes *COTS* (Components Off The Shelf). Para este enfoque se puede recurrir tanto a un standard específicamente escrito con ese fin [6], como a uno tradicional, pero en este último caso modificándolo según las necesidades de la misión en particular que se desee realizar (*is mission specific*).

Los standards más reconocidos y utilizados para guiar los ensayos de espacialización de un proyecto son ESCC-STD-E-10-03C [10] y GSFC-STD-7000 [7]. Si bien tienen diferencias, en su mayoría coinciden en la organización general de esta etapa. Por esta razón se profundizará en

la norma de la ESA nombrada en la oración anterior aunque siempre hay que tener en cuenta posibles incongruencias con otras normas u omisiones. Estas pueden darse en magnitudes de parámetros, márgenes o tolerancias, nomenclaturas o consejos sobre detalles de los ensayos.

1.3.1. ESA: The European Space Agency

La ESA coopera con varias organizaciones internacionales, agencias espaciales e industrias para generar cada set de standards y handbooks para proyectos espaciales. Apoya principalmente a la ECSS (European Cooperation for Space Standardization) cuyo objetivo es desarrollar un set de standards coherente y amigable para el usuario que definan un sistema que minimice el costo del ciclo de vida, continuamente mejore la calidad, integridad funcional, compatibilidad entre sus elementos del proyecto.

Los standards (ST) y handbooks (HB) de mayor importancia para abordar los ensayos de espacialización son:

- ESCC-E-ST-10-02C: Verification [8]
- ECSS-E-HB-10-02A: Verification guidelines [9]
- ECSS-E-ST-10-03C: Testing [10]
- ECSS-E-HB-10-03A: Testing guidelines [11]

Verificación:

El objetivo es demostrar que el producto cumple los requerimientos especificados para la misión en cada nivel y etapa del proyecto, que está libre de defectos de mano de obra y aceptable para su uso.

El plan de verificación se puede definir para distintos niveles de arquitectura del producto, con distintos métodos aplicables en determinados *stages* (etapas del proceso de verificación). Dependiendo de las características de la misión se eligen las instancias a llevar a cabo (algunas o todas), cuáles métodos se aplicarán en cada una y sobre cuáles niveles.

El nivel de verificación o *level of decomposition* se refiere al nivel de arquitectura del producto (o *space system product*) en el que se realiza la verificación pertinente, es decir, cuanto se divide el producto al momento de separar las partes a verificar; más se divide, más bajo es el nivel. De más alto a más bajo nivel: *space system*, *ground segment* y *launch segment*. Un segmento es un conjunto de elementos que operan completamente en un lugar (*space*, *ground* o *launch*). El menor nivel subsiguiente es el de los subsistemas o *segment subsystem* que son, como el nombre lo dice, los sistemas que componen los sistemas, y al mismo tiempo son los que controlan el equipamiento o *segment equipment*. Los niveles menores a *equipment* (*component* y *materials*) tienen distintos requerimientos para su evaluación y aprobación, los cuales están definidos en los standards ECSS-Q-ST-60 y ECSS-Q-ST-70. Los standards proveen ejemplos para poder definir qué nivel de arquitectura tiene cada parte.

Los distintos métodos de verificación son:

1. *Testing*: medir la *performance* y el funcionamiento del producto bajo un ambiente representativo simulado. Se profundiza más sobre este método en el standard ECSS-E-ST-10-03C y más adelante en este informe.
2. Análisis: evaluación teórica o empírica usando técnicas como análisis de diseño sintomático, estadístico y cualitativo, modelado y simulación computacional o análisis por similitud (dando evidencias de un caso similar verificado por algún método distinto del análisis por similitud).

3. *Review-of-design*: mostrar que los requerimientos son satisfechos mediante registros aprobados o evidencia como por ejemplo documentos, reportes, descripción técnica, dibujos ingenieriles, etc.
4. Inspección: determinación visual de las condiciones físicas. Esto incluye las características de la construcción, del hardware, del software, etc.

La ESCC recomienda aplicarlos en el orden dado.

Al mismo tiempo, cada método es recomendado para distintos *stages* del ciclo de vida del proyecto. Cada *stage* tiene un objetivo definido y en función a este, se imponen distintas severidades en cada uno. Estos son: Qualification test (el más exigente, que además coincide con la severidad de los ensayos en la etapa de desarrollo), Acceptance test, Pre-launch, In-Orbit y Post-landing.

Ensayos ambientales (*Testing*):

Este método de verificación se recomienda aplicar a todos los *stages*. El estándar ECSS-E-ST-10-03C provee los requerimientos para llevar a cabo los ensayos de un *space segment element* y *equipment* en modelos de *qualification*, *flight* y *protoflight* en la Tierra antes del lanzamiento.

De manera general, las pautas que hay que tener en cuenta para completar la verificación mediante ensayos son, en primer lugar, establecer un programa de ensayos para cada *stage* y para cada *level of decomposition* de manera incremental, es decir, de menor a mayor nivel.

En todos los casos, deben existir ensayos funcionales o *functional tests* realizados previamente, durante y/o posteriormente para poder, con ciertos criterios de falla, validar el dispositivo ensayado. La definición de este ensayo y cuando hacerlo, depende del proyecto.

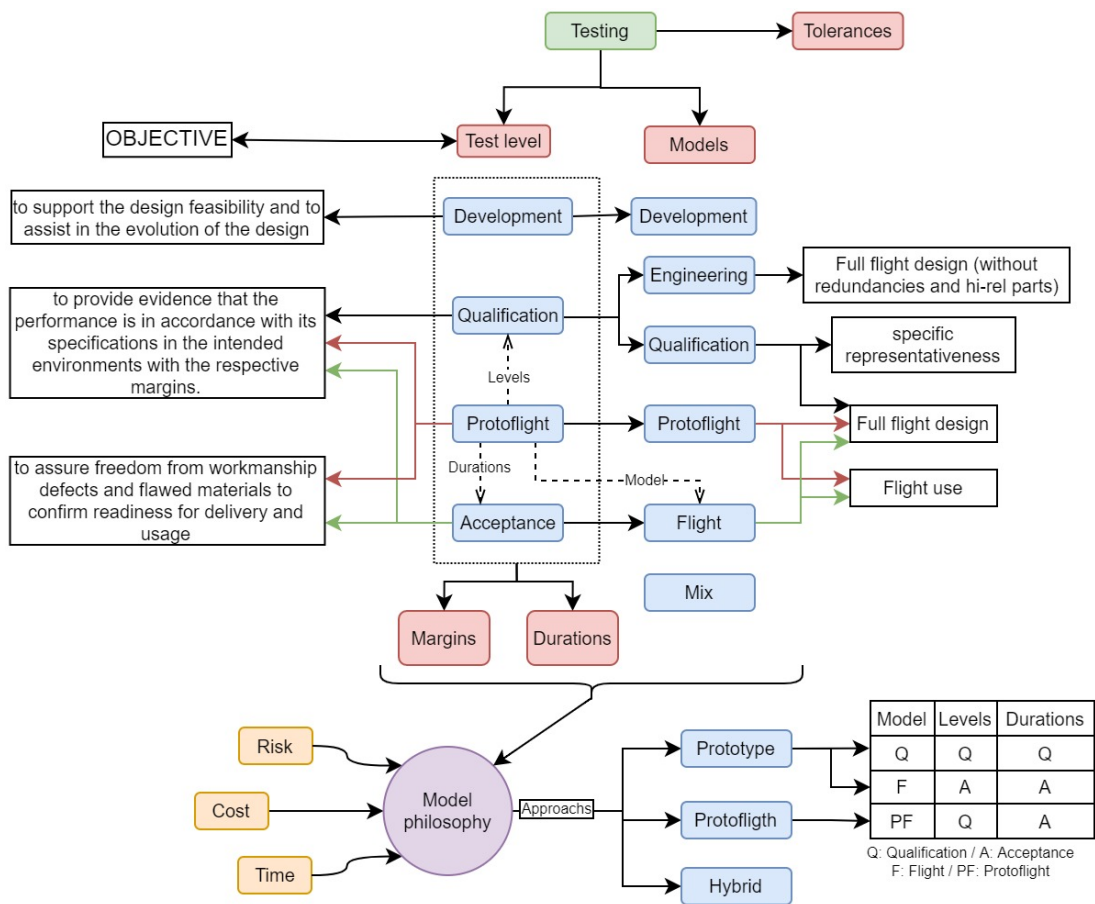


Figura 6: Categorización de los ensayos de espacialización según los standards.

En la el diagrama de la Fig. 6 se muestran las pautas que hay que tener en cuenta para definir el programa de ensayos para cada *stage*. Este puede tener distintos niveles: *development*, *qualification*, *acceptance* y/o *protoflight*. Cada nivel del ensayo (*test level*) posee su correspondiente nivel (*levels of the test*) o severidad del ensayo, duración que define la sobreexigencia de las condiciones ambientales a las que se someterá el producto durante el ensayo (definiendo los márgenes), tolerancias y precisión exigida. Coherentemente, cada nivel de ensayo se puede realizar sobre determinados modelos, cada uno con características mínimas necesarias para que el ensayo cumpla sus objetivos.

Algunos niveles de ensayos son:

- *Development testing* (DP): con el objetivo de asistir a la evolución del diseño, estos ensayos son llevados a cabo en un rango de condiciones de operación que exceden a las de diseño. Algunos tipos de modelos sobre los que se pueden realizar estos ensayos son:
- *Mock-up* (MU): representa la geometría e interfaces del producto final.
- *Integration model* (IM): representa además la funcionalidad del producto final
- *Development model* (DM): se utiliza para conformar la aplicabilidad del un diseño.

La planificación de los ensayos debe estar basada en el *model philosophy*. Esto es la combinación y cantidad de tipos de modelos y cuales niveles de ensayos se conducirán sobre cada uno. Se debe hacer un balance entre minimizar los costos y duraciones y minimizar los riesgos, en función del tipo de misión. Existen, como se muestra en la parte inferior de la Fig. 6, tres tipos de enfoques o *approachs* generalmente usados, donde cada uno significa prototype minimiza los riesgos pero requiere más tiempo y costos, a diferencia del protoflight que disminuye los costos a costa de minimizar los riesgos.

1.4. Ciclado térmico en vacío

Entre los ensayos térmicos que hay que realizar para completar la calificación, el principal es el Ensayo de Ciclado térmico en vacío o *Thermal Vacuum Cycling Test* [12]. En la Fig. 7 se muestra un diagrama de una organización sugerida para el diseño de este ensayo. Para tener el diseño completo hay que definir las tres partes dentro de la llave: el *test profile* que implica el perfil de temperaturas y presiones en el tiempo definiendo cada parámetro del mismo (en rojo). Asimismo, es necesario definir el *functional test* (en violeta) con el que se pondrá a prueba el funcionamiento del DUT antes, durante y después el ciclado para conocer los efectos que tienen las condiciones del ensayo sobre su estado, propiedades y funcionamiento. Finalmente al tener definido el arreglo experimenta del test, el diseño ensayo esta completamente definido.

La información necesaria para definir lo anterior es resultado de la integración de distintas fuentes mostradas en celeste en el diagrama. Si existen partes o componentes del hardware previamente estudiado o son componentes COTS, esto puede definir las velocidades de enfriamiento o calentamiento máximas admitidas, además de las temperaturas de operación y otras sugerencias o advertencias.

La misión determina las condiciones del lanzamiento (parámetros de la órbita) y a su vez estos fijan las condiciones ambientales a las que se someterá el DUT. En cuanto a la temperatura, esto es la radiación proveniente de distintas fuentes (solar directa, solar indirecta o Albedo, de la Tierra y del espacio) y las fuentes térmicas internas. Con esta información, realizando un análisis térmico con simulaciones computacionales, se pueden predecir el período orbital, la proporción de tiempo en frío y calor y las temperaturas extremas a las que se someterá en servicio. De esta

manera ayudan a seleccionar las temperaturas extremas y el *plateau time* o tiempo de meseta. Las condiciones ambientales también delimitan el nivel de vacío y la velocidad de cambio de presión.

La capacidad de los equipos disponibles para realizar los ensayos pueden ser limitantes para definir las velocidades, temperaturas extremas y nivel de vacío.

Los standards ofrecen un marco al proyecto con el que se diseña el *model philosophy*, que determinará qué *stages* del proyecto se aplicarán en cada *nivel de arquitectura*. Luego para el caso del nivel de arquitectura del DUT y del stage, las normas ofrecen guía para definir márgenes sobre las temperaturas extremas predichas para la misión, velocidades admitidas (según el tamaño del DUT y la ubicación dentro del satélite o space segment system que corresponda). También fija el número de ciclos, el tiempo de meseta y las tolerancias.

El diseño del DUT y su ubicación dentro del satélite o space segment system definen la interfaz térmica que tendrá que tener en el equipo utilizado. Esto es tipos y cantidad (área) de transferencia térmica.

Por último, basándose en las características de la misión y en los standards, hay que diseñar los criterios de falla y criterios de estabilización. Los criterios de falla, además de ser definido para el *functional test*, pueden definirse sobre ensayos no destructivos realizados antes, durante y/o después. Entre estos ensayos, algunas opciones pueden ser buscar hot spots mediante termografía para conocer puntos críticos, hacer micrografías o rayos X.

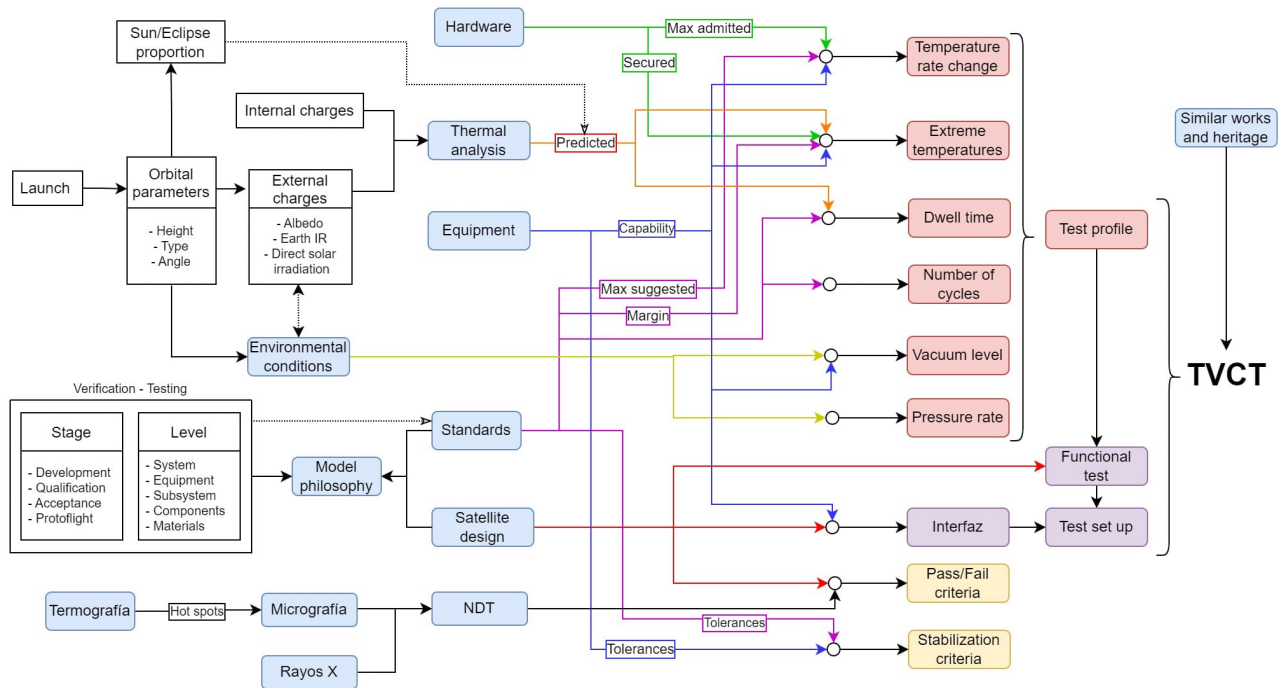


Figura 7: Ensayo de ciclado térmico en vacío.

1.4.1. Objetivos

El objetivo principal de este ensayo es comprobar que el diseño del DUT no sufre tensiones suficientes para producir fallas al ser sometido a una fatiga térmica como a la que será sometido en servicio (en el espacio).

La fatiga térmica es el resultado de oscilaciones térmicas que a su vez ocasionan distintas variaciones en volumen a cada material según sea su coeficiente de expansión. Estas variaciones cíclicas de volumen causan tensiones mecánicas cíclicas (fatiga mecánica) que puede causar fisuras o inducir la propagación de fisuras preexistentes.

En el espacio la transferencia de calor es por radiación y por conducción dentro del satélite. Como hay vacío no hay transferencia por conducción. Al recrear estas condiciones los resultados serán análogos a los que se tendrán en el espacio, entonces con ellos se puede hacer un análisis térmico para poder asistir el desarrollo del diseño.

2. Desarrollo experimental

La caracterización realizada en esta Tesis consistió en tres etapas. En primer lugar, se realizó la caracterización funcional e inspección visual del DUT (Device Under Test), en este caso el AFE y el SiPM. Dentro del contexto del Standard, a este proceso se lo llama *ensayo funcional completo* o *full functional test*, el cual será decripto en la Sec. 2.1. Luego, en segundo lugar, se llevó a cabo una serie de ensayos térmicos para estudiar y validar el desempeño del DUT. Estos fueron: Ciclado térmico en vacío, Ensayo de shock térmico, Caracterización mediante barrido en temperatura y Calentamiento por funcionamiento. En la Sec. 2.2 se detallarán estos experimentos. Finalmente, en tercer lugar, se realizó nuevamente la caracterización funcional e inspección visual del DUT, para comparar los resultados con los obtenidos a priori de los ensayos térmicos. Esto permitió buscar posibles anomalías o fallas que pudieron haber sido causadas por dichos ensayos.

2.1. Caracterización del AFE

Primeramente se realizó la inspección visual del SiPM utilizando un microscopio (LEICA DM2700 M). Luego, para la caracterización funcional, el SiPM debió ser encapsulado como se ve en la Fig. 8. De este modo, fue posible medir las propiedades del sensor en condiciones de oscuridad completa, y poder caracterizar sus propiedades independizándonos de la señal de entrada.

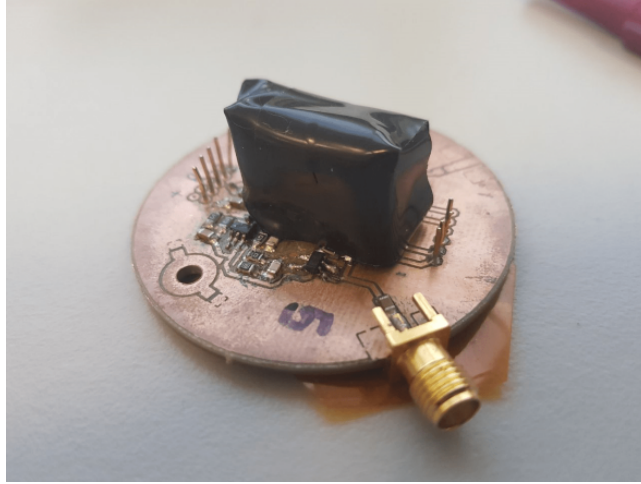


Figura 8: AFE con el encapsulado para realizar las mediciones de corriente oscura.

Posteriormente se realizó la caracterización funcional o *full functional test* que consistió en medir los valores del pico de tensión de los fotoelectrones (photoelectrons p.e.) como los de la Fig. 3.b., las cuentas oscuras (DCR, de *Dark Count Rate*), la corriente oscura o *Dark Current* (I_{bias}) y la corriente consumida por el AFE (I_{AFE}) para distintos valores de *overvoltage* (ΔV).

La Fig. 9 muestra el arreglo experimental. Las mediciones fueron realizadas a temperatura ambiente del laboratorio ($\approx 23^\circ\text{C}$). El arreglo consiste en una fuente DC (Keithley 2220-30-1) para alimentar los OpAmps del AFE, una SMU (Keithley 2602B) para imponer la V_{bias} al SiPM y un osciloscopio (SDS 2204X) para leer la salida analógica procesada por el AFE. Los errores de cada instrumento se muestran en la Tabla. 1.

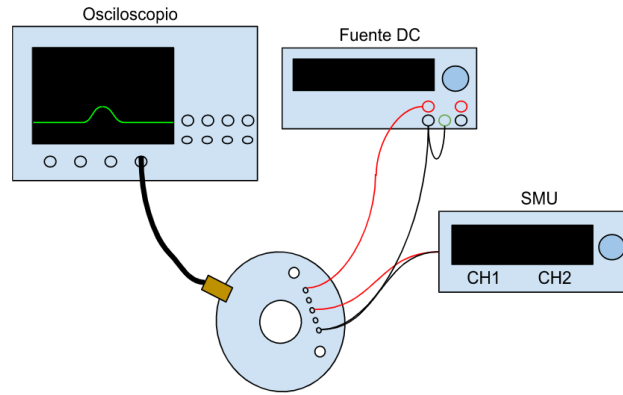


Figura 9: Arreglo experimental para la caracterización funcional del AFE. De izquierda a derecha: Se utilizó un osciloscopio para leer la salida analógica del SiPM, una SMU para aplicar V_{bias} al SiPM y una fuente DC para alimentar los OpAmps del AFE.

Tabla 1: Incertezas de los instrumentos utilizados para la caracterización funcional del AFE.

Instrumento		Parámetro	Acción	Incerteza
Fuente DC	Keithley 2220-30-1	Tensión de V_{AFE} alimentación del AFE	Fuente DC	$\pm 0,3 \% + 10 \text{ mV}$
		Corriente consumida por el AFE I_{AFE}	Medición	$\pm 0,1 \% + 5 \text{ mA}$
SMU	Keithley 2602B	Tensión V_{bias}	Fuente	$\pm 0,02 \% + 12 \text{ mV}$
		Corriente oscura I_{bias}	Medición	$\pm 0,03 \% + 800 \text{ pA}$
Osciloscopio	SDS 2204X	Tensión de fotoelectrones	Medición	$\pm 0,1 \text{ mV}$

Durante estas mediciones, el SiPM se polarizó con tres over-voltage diferentes, $\Delta V = 1,5 \text{ V}$, $2,5 \text{ V}$ y $3,5 \text{ V}$. Para cada uno de ellos, se midió el pico de tensión y la DCR para 1, 2 y 3 p.e. En el caso de $\Delta V = 1,5 \text{ V}$, dado que la tasa de cuentas oscuras y el cross-talk es bajo, no se logró obtener la amplitud del 3er p.e.

2.2. Ensayos térmicos

Se realizaron cuatro ensayos térmicos con distintos objetivos:

1. Ciclado térmico en vacío: ensayo ambiental realizado para comprobar la aptitud del DUT para trabajar en el espacio.
2. Ensayo de shock térmico con el AFE encendido y apagado para conocer la dinámica térmica que tendrá el DUT en el espacio dentro de un satélite mediante simulaciones computacionales.
3. Caracterización eléctrica mediante un barrido de temperaturas para definir el comportamiento de la corriente oscura y la potencia consumida por el AFE en función de la temperatura.
4. Calentamiento por funcionamiento del AFE para poder caracterizar su consumo eléctrico y sus efectos en la dinámica térmica del mismo. Luego, en etapas posteriores a esta Tesis, los resultados de este ensayo se utilizarán para validar el modelado térmico del diseño del instrumento.

El arreglo experimental para la realización de los ensayos térmicos en vacío consistió en un sistema de control térmico en una cámara de termovacío (informalmente conocida como "La Chancha") desarrollado por Javier García, perteneciente al Departamento de Energía Solar de la CNEA. El mismo se ilustra en la Fig. 10.

La cámara se evacúa mediante una bomba de vacío Varian HD 91. Por otro lado, la misma posee un sistema de flujo de nitrógeno líquido regulado por una válvula, y una resistencia calefactora en la Base Termostatizada (BT). Las penetraciones eléctricas se realizan mediante cuatro pasantes de vacío con conectores BNC para cable coaxil y dos puertos banana.

Dentro de la cámara una base rectangular de aluminio termostatizada con agujeros roscados permite fijar el dispositivo a ensayar con tornillos, como se ve en la Fig. 11.

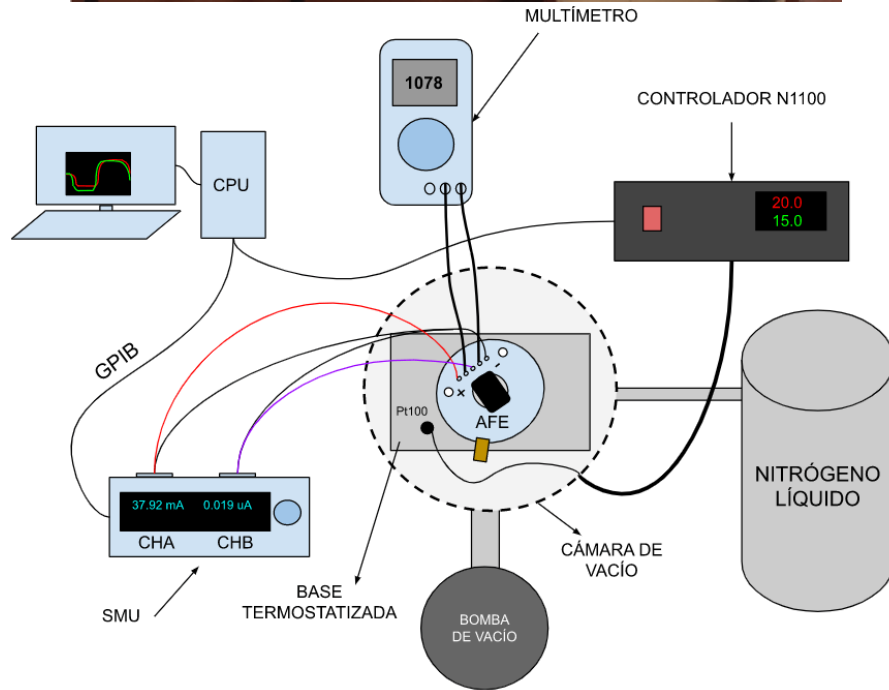


Figura 10: Arriba: fotografía del arreglo experimental utilizado para los ensayos térmicos. Abajo: esquema del sistema. El DUT se encuentra dentro de la cámara de vacío, estanca a la luz. El Multímetro se utiliza para medir la resistencia de la RTD. La SMU mide la I_{AFE} e I_{bias} . Con la computadora, mediante GPIB se controla y adquieren dichos datos de la SMU. La computadora también controla el N1100 y adquiere datos de T_{RTD} y de T_{SP} .

El AFE se fijó a la base metálica mediante un tornillo M3, utilizando un separador cerámico para aislar eléctricamente el AFE de la BT. Este separador no solo deja firmemente fijado el AFE, sino que también permite que el único camino de conducción térmica sea a través del tornillo. Esta disposición se eligió para obtener mayor similitud con las condiciones espaciales comentadas previamente.

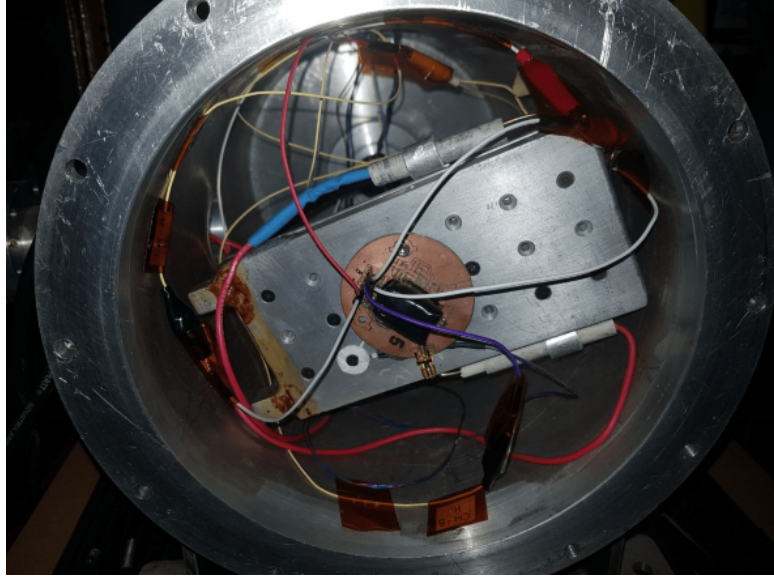


Figura 11: Disposición del AFE fijado a la BT con sus conexiones y el encapsulado para oscurecerlo.

El control térmico es realizado por un PID o controlador Proporcional, Integral y Derivativo (N1100). El mismo puede accionar el sistema de calentamiento o el sistema de enfriamiento de la BT que tiene la cámara de vacío en su interior (Fig. 11) en función a la temperatura medida con una Pt100 fijada sobre la base. El controlador fue programado para generar las rampas y mesetas de temperatura deseadas, en donde se le indicó las temperaturas inicial y final, el tiempo y qué sistema accionar (calentamiento o enfriamiento) en cada una de ellas. El funcionamiento de estos dos sistemas se explica a continuación.

En el interior de la BT dos conductos separados que recorren todo el área de la base. Uno de los conductos está preparado para la circulación de nitrógeno líquido (sistema de enfriamiento) que ingresa a través de un sistema de válvulas desde un tanque. El otro conducto tiene una resistencia (sistema de calentamiento) por la que se puede hacer circular corriente controlada para producir calor mediante el Efecto Joule.

El AFE tiene 5 pines principales que se observan abajo en la Fig. 5 son, de izquierda a derecha: el borne positivo de la alimentación de los OpAmps (+), un borne de la RTD, el borne de la tensión de bias del SiPM (B), el otro borne de la RTD y el borne negativo de la alimentación (-). En la Fig. 11 se muestra el AFE con las conexiones mencionadas.

Haciendo uso de las conexiones eléctricas mencionadas anteriormente, se aplicó V_{bias} y V_{AFE} al AFE con la SMU¹ (Keithley 2602B) usando sus dos canales y se conectó la RTD al multímetro (UNI-T UT58D).

Con el programa LabVIEW se realizó la programación de las rampas del controlador N1100 y la adquisición de datos (0,2 Hz o un dato cada 5 segundos) de V_{bias} aplicada, V_{AFE} aplicado, la corriente consumida por el AFE (I_{AFE}), la corriente entregada por el SiPM (I_{bias}), la temperatura registrada por la Pt100, es decir, la de la BT (T_{BASE}) y el set point de la temperatura (T_{SP}). En todos los ensayos se utilizó un $V_{bias} = 31,5$ V y un $V_{AFE} = 9$ V.

En simultáneo se tomaron datos manualmente con el multímetro del valor de la resistencia de la RTD a una velocidad definida específicamente para cada etapa de cada ensayo. Con el valor de dicha resistencia se calcula la temperatura de la RTD mediante una ecuación proporcionada

¹La SMU (*Source Measure Unit*) es un instrumento electrónico capaz de funcionar como fuente e instrumento de medición al mismo tiempo. Si genera tensión, entonces mide corriente y viceversa. Además limita la magnitud medida en el valor deseado.

por las hojas de datos. Esta temperatura refleja la temperatura del SiPM ya que se soldaron uno al lado del otro como se ve en la Fig. 5.

Los datos registrados por LabVIEW se guardaron en un archivo plano de texto que, posteriormente, fueron procesados mediante Python.

Las incertezas de los instrumentos utilizados se muestran en la Tabla. 2.

Tabla 2: Incertezas de los instrumentos utilizados para los ensayos térmicos.

Instrumento		Parámetro	Acción	Incerteza
Controlador térmico	N1100	Temperatura de la Pt100	Medición	$\pm 0,1^{\circ}\text{C}$
SMU	Keithley 2602B	Tensión V_{bias}	Fuente	$\pm 0,02\% + 12\text{ mV}$
		Corriente oscura I_{bias}	Medición (Rango: $1\text{ }\mu\text{A}$ ²)	$\pm 0,03\% + 800\text{ pA}$
		Tensión V_{AFE}	Fuente	$\pm 0,02\% + 12\text{ mV}$
		Corriente I_{AFE}	Medición (Rango: 100 mA)	$\pm 0,03\% + 30\text{ }\mu\text{A}$
Manómetro	Cindelvac HD 91	Presión	Medición	
Multímetro	UNI-T UT58D	Resistencia	Medición (Rango: $2\text{k}\Omega$)	$\pm 0,8\% + 1$
RTD	Pt1000	Temperatura	Medición ³	$1,13^{\circ}\text{C}$

2.2.1. Interfaz térmica del arreglo experimental.

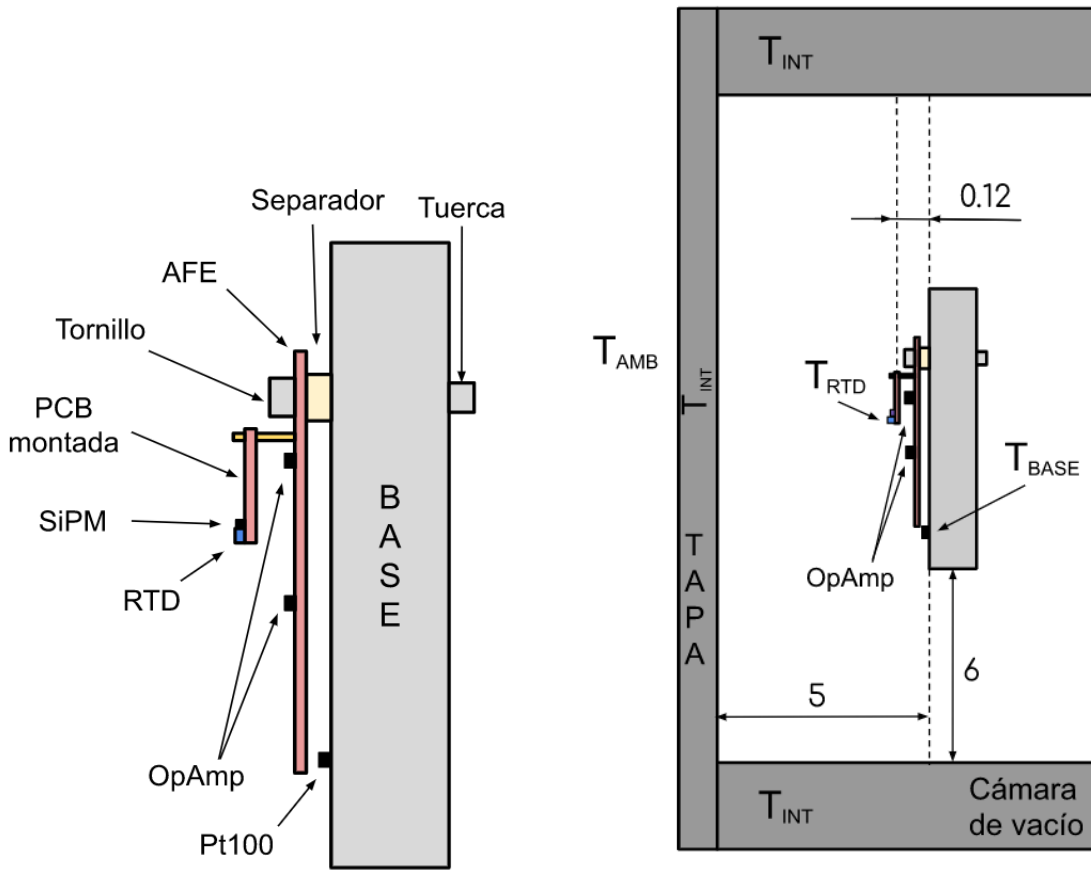
El esquema de la Fig. 12(b) es una vista lateral del interior de la cámara, donde se identifican los diferentes componentes internos relevantes para comprender la dinámica térmica del sistema. La base es la fuente térmica, cuya temperatura se controla mediante el flujo de nitrógeno líquido, la resistencia calefactora y el sistema PID. El AFE es fijado a la base mediante un tornillo M3 y un separador cerámico. Sobre el AFE están montado los OpAmps, indicados en el esquema de la figura. Mediante pines metálicos, se monta un segundo PCB sobre el AFE, sobre el cual a su vez se monta el SiPM y la RTD.

La BT puede transferirle calor a la RTD por conducción a través del tornillo de aluminio y recorriendo todo el resto del AFE. El separador es cerámico, el cual posee baja conductividad térmica respecto al tornillo. Cuando el AFE se encuentra encendido, los OpAmps disipan potencia y ofician como una fuente térmica localizada. Esta potencia es disipada por conducción, a través del AFE, y alcanza parcialmente la RTD.

Las paredes de la cámara de vacío se encuentran a temperatura ambiente. Durante todos los ensayos la misma fue de $\approx 17^{\circ}\text{C}$. Por este motivo, cuando el DUT realiza excursiones hacia temperaturas por debajo de la ambiente, las paredes de la cámara transmiten calor hacia el mismo por radiación.

²La SMU se fija automáticamente en este rango porque está en el modo de alta capacitancia, necesario para medir la salida del AFE.

³Obtenido por propagación de errores de la resistencia.



(a) Esquema del interior de la cámara de vacío. El AFE está fijado con un tornillo y un separador a la BT. El mismo tiene una PCB montada mediante pines conectores, en la cual está soldado el SiPM y la RTD.

(b) Esquema de una sección de la cámara de vacío donde se marcan todas las fuentes térmicas y sus dimensiones aproximadas, para interpretar la influencia de cada una sobre la RTD.

Figura 12: Esquemas de la disposición térmica dentro de la cámara para un análisis cualitativo de las fuentes térmicas.

2.2.2. Cámara de vacío

El comportamiento de la presión producida por la bomba de vacío dentro de la cámara no es constante debido a dos factores. Por un lado, el sistema de bombeo tiene porosidades en la unión del tubo de metal que conecta la bomba de vacío a la cámara de vacío por fallas que hubo en el proceso de soldadura al momento de fabricar la cámara. Esto impide alcanzar valores de vacío inferiores a 0,01 mBar. Por el otro, dado que esta zona de soldadura porosa está dentro de la cámara sufre fluctuaciones térmicas en las excursiones de temperatura. Consecuentemente, al llegar a temperaturas bajas habrá una contracción del metal, los poros aumentan su tamaño y la presión dentro de la cámara aumenta. Al contrario, cuando se lleva a temperaturas mayores, el metal se expande disminuyendo el tamaño de los poros, logrando aumentar el vacío. Esta inestabilidad y la presión y su correlación con la temperatura de la cámara se puede ver en el gráfico de la Fig. 13.

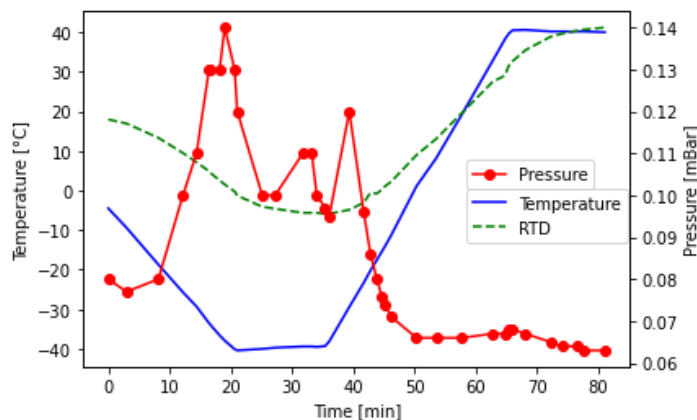


Figura 13: Comportamiento de la presión dentro de la cámara de vacío durante un ciclo de -40°C a 40°C .

2.2.3. Ciclado térmico en vacío

Este ensayo ambiental se diseñó en función al standard ECSS-E-ST-10-03C [10] considerando los siguientes factores: el AFE es un *space segment subsystem* en la etapa previa a (*stage*) de *qualification*, por lo que el nivel de ensayo es *Development level* y el objetivo es asistir a la evolución del diseño con un *Integration model*.

En la Fig. 14 se muestra el perfil térmico del ensayo definido (T_{SP}). El mismo consiste en 4 ciclos completos en vacío, empezando por una excursión a temperaturas frías desde temperatura ambiente que será descartada y sirve sólo para tener controlado inicialmente el sistema de nitrógeno líquido. El tiempo de meseta y de rampa total para cada excursión a temperaturas frías y a calientes, es el mismo. La única diferencia es que en cada rampa de enfriamiento se realiza un preenfriamiento más lento para evitar aumentos de presión indeseados. Al ingresar el nitrógeno líquido en una zona caliente podría transformarse a gas, lo que conlleva un aumento repentino de volumen que aumentaría la presión y desarmarían el sistema de circulación nitrógeno líquido. Una vez que se enfrió completamente el tubo de nitrógeno líquido que ingresa a la cámara de vacío, no solo deja de haber peligro de aumento de volumen excesivo, sino que el control térmico para enfriamiento es mayor. Es decir, la curva de temperatura del sensor Pt100 se iguala a la de la temperatura programada. Se tomaron entonces los primeros 5 grados de la rampa de enfriamiento para descender a $1^{\circ}\text{C}/\text{min}$ y permitir accionar el control de nitrógeno con seguridad.

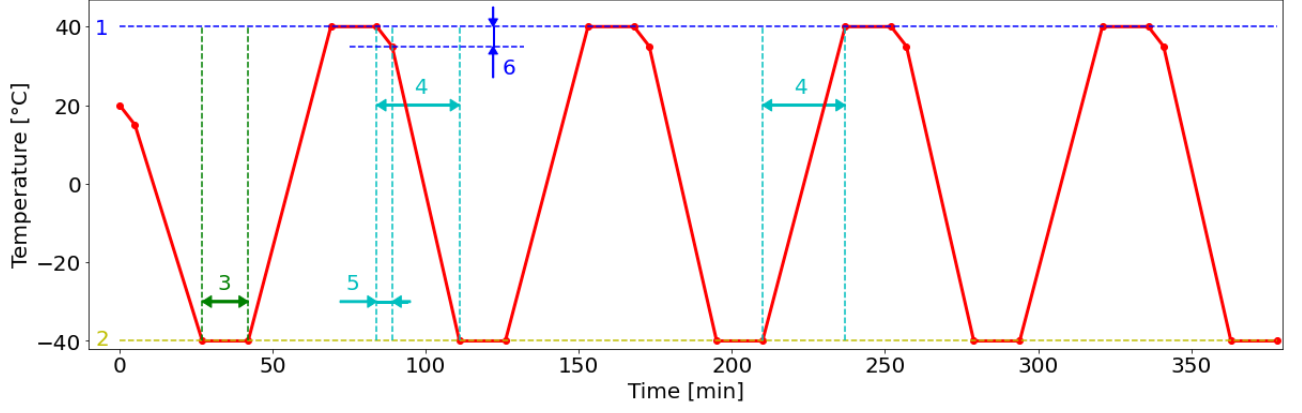


Figura 14: Perfil del ciclado térmico en vacío con 4 ciclos. 1: Temperatura de plateau caliente. 2: Temperatura de plateau frío. 3: Tiempo de meseta. 4: Tiempo de rampa. 5: Tiempo de preenfriamiento. 6: ΔT de preenfriamiento.

Tabla 3: Parámetros del perfil térmico diseñado para el ciclado térmico en vacío. La columna una es la referencia de la Fig. 14.

	Número de ciclos	4
1	Temperatura de <i>plateau</i> caliente	40°C
2	Temperatura de <i>plateau</i> frío	-40°C
3	Tiempo de meseta	15 min
4	Tiempo de rampa	27 min
5	Tiempo de preenfriamiento	5 min
6	ΔT de preenfriamiento	5°C

Los parámetros del perfil que se muestran en la Tabla. 3 se definieron en esos valores por distintas razones.

En primer lugar, la elección la cantidad de ciclos, teniendo en cuenta que el standard de la ESCC no proporciona una cantidad de ciclos determinada para el *Development test*, se realizó en función la cantidad recomendada para un *Acceptance test*.

En segundo lugar, las temperaturas de *plateau* se definieron en 40 y -40°C ya que la empresa Satellogic proporcionó el valor de que la temperatura ambiente dentro de un satélite en LEO, en los espacios para payloads tiene dichos extremos durante el tiempo de luz y el tiempo de eclipse, respectivamente. Si bien el AFE se diseñó con materiales COTS que soportan estas temperaturas, en este *development test* se buscó asistir al proceso de diseño al aplicar condiciones lo más parecidas a las predichas para una misión en LEO y así conocer la dinámica térmica que tendrá el DUT en dichas condiciones.

Los tiempos de rampa se tomaron de manera que las velocidades de aumento de temperatura se acerquen a los 3°C/min. Los tiempos de meseta se tomaron para lograr aproximadamente 60 minutos de permanencia en temperaturas frías y temperaturas calientes, para lograr representatividad de las condiciones espaciales tomando como referencia el tiempo en el que un satélite en LEO [13] (órbitas de 90 minutos)

Durante todo el ensayo se realizó un *reduced functional test*, o ensayo funcional reducido que consistió en leer las corrientes de consumo de los OpAmps del AFE y la corriente oscura del SiPM con la SMU.

2.2.4. Shock térmico en vacío

Para seguir asistiendo la etapa de diseño del AFE, se busca conocer mejor su dinámica térmica en un satélite en el espacio, y para eso se realizó un shock térmico en vacío hacia temperaturas calientes y hacia temperaturas frías. Además, para diferenciar el aporte térmico del AFE por propio funcionamiento del aporte con el AFE encendido y otro con el AFE apagado. Si bien el instrumental disponible no está diseñado para realizar shocks térmicos ($>30^{\circ}\text{C}/\text{min}$ según la literatura [11]), el resultado sirve como input para una simulación computacional.

Este ensayo consiste en un mismo perfil de T_{SP} como el de la Fig. 15 entre 20 y -20°C ; realizado dos veces, una con el AFE encendido y otra con el AFE apagado. En total son cuatro shock térmicos, pero en cada caso se aprovechó el tiempo de equilibrio luego del enfriamiento, como temperatura inicial del shock térmico de calentamiento. Durante todo el perfil se realiza la toma de datos manual de la resistencia de la RTD mediante un multímetro. La velocidad de adquisición de datos se ajusta a medida que varía la velocidad de cambio de la temperatura. La adquisición de datos manual de la RTD en esta meseta se realizó cada aproximadamente 1 minuto.

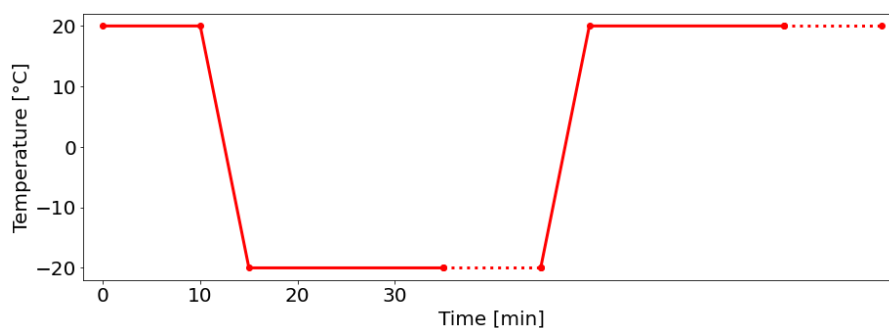


Figura 15: Perfil del ensayo de shock térmico. En líneas llenas se muestran los shocks térmicos contiguos, con los tiempos esperados. Las líneas punteadas indican que la duración es variable; la misma depende del tiempo de equilibrio térmico.

El ensayo de shock térmico comienza calentando el AFE hasta que la RTD alcance la temperatura deseada durante unos minutos. Luego se le indica al controlador que debe descender a -100°C (o alguna temperatura mucho menor a la de consigna) en un tiempo corto pero suficiente para alcanzar la temperatura mínima de consigna. Durante el enfriamiento hay que manejar el sistema de nitrógeno líquido por si existen pérdidas y para mantener óptima la presión (máxima pero sin peligro). Una vez alcanzada, se le envía la indicación de mantener dicha temperatura al controlador. Cuando el valor de la resistencia muestra haber alcanzado una meseta o cambia su valor en $1\ \Omega$ cada más de 5 minutos, se envía la indicación de calentar a 100°C en un tiempo corto pero suficiente para alcanzar la temperatura máxima de consigna. Una vez que la BT está a dicha temperatura, mediante el código de LabVIEW se indica al controlador que debe mantenerse en ese valor. Nuevamente se toman datos hasta observar una meseta o una variación en la resistencia muy lenta, momento donde finaliza el ensayo.

2.2.5. Barrido de temperaturas

La medición de la corriente oscura para un barrido de temperaturas se llevó a cabo mediante una rampa de calentamiento de pendiente pequeña ($-1^{\circ}\text{C}/\text{min}$) para la T_{SP} . La velocidad baja de cambio de temperatura se requiere para aproximarse lo más posible a un proceso reversible y poder medir valores lo más cercanos al equilibrio posible (sin hacer un ensayo infinito). Si eligió realizar el ensayo con enfriamiento y no con calentamiento a pesar de la dificultad extra

que conlleva el uso de nitrógeno líquido (comparado con el calentamiento a través de una resistencia). La justificación se basa en que a temperaturas frías, la diferencia con ambiente es muy grande, por lo que el calentamiento es mayor a $1^{\circ}\text{C}/\text{min}$, impidiendo tener control sobre la temperatura esa velocidad.

Con los datos de este ensayo (temperatura de la base, de la RTD, corriente de consumo del AFE y corriente de *bias*) se obtuvo un gráfico de Corriente oscura vs. Temperatura y de Potencia consumida por el AFE ($V_{AFE} * I_{AFE}$) vs. Temperatura.

2.2.6. Calentamiento por funcionamiento

Este experimento fue motivado al observar en los anteriores, el gran impacto en la dinámica térmica que tiene la disipación del calor de los OpAmps del AFE. Es importante tener conocimiento de este parámetro ya que en el espacio, el satélite está aislado y posee escasos medios de disipación de calor. Al estar aislado (en vacío), cualquier calor generado internamente producirá un aumento de temperatura. Dado que además, se busca siempre aumentar la proporción de tiempo del período de órbita en el sol, la cantidad de calor recibido por radiación será alta. Esto refuerza la necesidad, de manera general, de tener mayores medios de disipación y menores cantidades de calor generado en él.

Para estudiar también la diferencia en la dinámica térmica con y sin vacío, se efectuó este ensayo en estas dos condiciones. La temperatura inicial debe ser la de ambiente, es decir, en un estado de equilibrio para poder asegurar que el resultado es solo consecuencia del calentamiento por funcionamiento del AFE. Por esta razón, se realizó cada uno a primera hora del día, aprovechando el tiempo nocturno para dejar equilibrar. Como no es necesario cambiar la temperatura, entonces el código de LabVIEW solamente debe encender el AFE y hacer la adquisición de datos. Se realiza también la toma de datos de la resistencia de la RTD manualmente del multímetro.

3. Resultados y discusión

En esta sección se presentan los resultados de los ensayos térmicos. Primero, el ensayo ambiental para la calificación espacial del *space segment subsystem*. Luego, los ensayos de caracterización funcional y térmica del mismo que consisten en cuatro shocks térmicos en distintas condiciones, una caracterización eléctrica con un barrido de temperaturas y dos ensayos de calentamiento por funcionamiento del AFE en dos condiciones de presión. Finalmente los resultados de la ensayo funcional y la inspección visual previos y posteriores a los ensayos térmicos.

3.1. Ciclado térmico en vacío

En el gráfico de la Fig. 16 se muestran las series temporales resultantes durante el ensayo de ciclado térmico en vacío. En el panel superior de la figura, se grafica la temperatura de la BT (en azul, línea continua) y la temperatura de la RTD adjunta al DUT -sensor SiPM- (en verde, puntos unidos por líneas). Como se describió en la Sec. 2.2, la temperatura de la base se adquirió a una tasa de un dato cada cinco segundos; mientras que la de la RTD, a un dato cada cinco minutos.

En el gráfico, se observa que la evolución temporal de la temperatura de la BT ha alcanzado los valores de diseño del ensayo, descritos en la Sec. 2.2.3 y en la Fig. 14. Más allá de que se observan picos de inercia térmica en la temperatura de la base, se considera que el DUT fue sometido a las condiciones buscadas en el ensayo.

Se observa que la temperatura de la RTD no logra copiar la meseta de la BT, sino que se acerca asintóticamente debido a la inercia térmica. Esto se explica comparando el tiempo necesario para que el AFE alcance el equilibrio térmico con la base (t_{eq}), con el tiempo de meseta de diseño del ensayo ($t_{plateau}$). Dado que son del mismo orden (como se verá en la Sec. 3.2), durante la meseta térmica de la BT, el AFE comienza a variar exponencialmente según la Ley de Newton hasta que la base comienza a cambiar nuevamente su temperatura interrumpiendo dicha exponencial. Esto se observa también en las corrientes medidas.

La evolución temporal de la RTD mostrada en el gráfico revela la dinámica térmica del DUT. En el caso de las excursiones hacia valores de alta temperatura, se observa que la RTD alcanza el valor de consigna de 40°C en la meseta caliente de la BT. Contrariamente, durante las excursiones a bajas temperaturas, la RTD no alcanza la temperatura de consigna, manteniéndose a $\approx 35^\circ\text{C}$ por sobre dicho valor. La causa de lo anterior se explica teniendo en cuenta que la influencia de la temperatura ambiente de $15,8^\circ\text{C}$ y del calor emitido por el AFE son considerables, como se explica en la Sec.2.2.1.

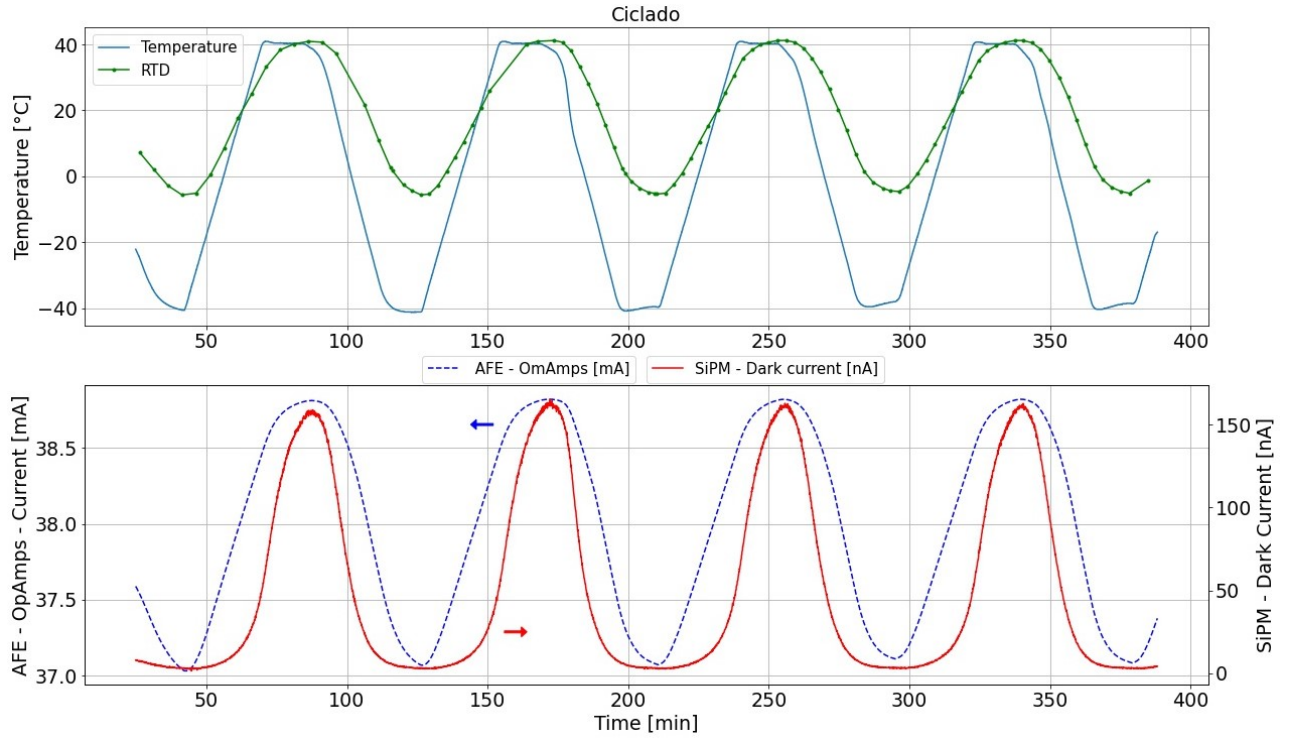


Figura 16: Series temporales de las temperaturas y corrientes registradas durante el ensayo de ciclado térmico en vacío. En el gráfico de arriba se ve la temperatura indicada por la RTD (línea verde con puntos) y la Temperatura de la BT (línea azul contigua). En el gráfico de abajo, la corriente consumida por los OpAmps del AFE (línea azul punteada, con el eje a la izquierda y la corriente oscura producida por el SiPM (línea roja contigua, con el eje a la derecha).

En la Tabla 4 se muestra un resumen de los parámetros obtenidos en el ensayo, tanto para la temperatura de la BT como para la de la RTD. Para el cálculo de dichos valores se tuvo en cuenta la precisión exigida por el standard [10] de $\pm 2^\circ\text{C}$.

Durante los ensayos, se monitoreó el valor de la presión de la cámara, medido con el manómetro. Como se muestra en la Tabla 4, los valores de presión fluctuaron entre un mínimo de $7,4E-2$ mBar y un máximo de $2,4E-1$ mBar. Esta fluctuación se debió a fallas en los sellos a bajas temperaturas, dada por la contracción térmica de los materiales.

Tabla 4: Parámetros del ciclo térmico obtenido

Parámetro (promedio)	RTD	BT
Temperatura máxima ($^\circ\text{C}$)	40,08	40,11
Temperatura mínima ($^\circ\text{C}$)	-5,01	-39,69
Tiempo de meseta caliente (min)	21,22	19,00
Tiempo de meseta fría (min)	11,16	14,19
Velocidad de enfriamiento ($^\circ\text{C}/\text{min}$)	-1,74	-2,78
Velocidad de calentamiento ($^\circ\text{C}/\text{min}$)	1,44	2,95
Ciclos completos	4	
Presión máxima (mBar)	$2,4E-1$	
Presión mínima (mBar)	$7,4E-2$	

La incapacidad de la RTD para alcanzar las temperaturas mínimas se debe a tres factores;

el calor emitido por la corriente conducida en el AFE, la temperatura ambiente y la presión que potencia el efecto de la temperatura ambiente cambiando la cantidad de calor transferida por convección. En la meseta caliente el calor emitido es suficiente para alcanzar y mantener la temperatura de diseño a pesar de la diferencia con la temperatura ambiente de aproximadamente 25 °C. Además, la presión se mantiene en sus valores mínimos y así también la transferencia de calor por convección. En cambio en la meseta fría, este calor dificulta más el alcance de los valores de diseño del ensayo, además del hecho de que diferencia con la temperatura ambiente (aproximadamente 55 °C) es más del doble y la presión es máxima, aumentando la transferencia de calor por convección. Esto también explica porqué los tiempos de meseta fría y caliente obtenidos según la Tabla. 4 difieren entre sí.

Las velocidades de enfriamiento y calentamiento obtenidas, son aceptables según los standards; se obtuvo aproximadamente 3°C/min que es un valor típico [11].

Se puede observar que la corriente consumida por el AFE varía 1,79 mA durante todo el ciclo variando simultáneamente con la temperatura, mientras que la corriente oscura muestra picos más finos variando 163.8 nA entre 1.44 y 165.25 nA, valores dentro de lo esperado. Esto marca una diferencia de sensibilidad al cambio de temperatura, y da la motivación para realizar el ensayo de Calibración eléctrica con un barrido de temperaturas.

3.2. Shock térmico

En las Fig. 17 y Fig. 18 se reportan las series temporales de la temperatura de la BT (en línea contigua azul), de la RTD (en línea con puntos verde) y para el caso con el AFE encendido (Fig. 18), en el panel inferior, también la corriente oscura (línea contigua roja) y la corriente consumida por los OpAmps del AFE (línea azul punteada). En ambos se muestran algunos puntos iniciales a temperatura aproximadamente constante que muestran que se comenzaron en un estado cercano al equilibrio. En particular en el encendido se observa también el aumento del consumo del AFE (que se observó que cambia linealmente con la temperatura), también comienzan un plateau antes de iniciar el ensayo.

Si bien la imposición térmica realizada (Tabla. 5) muestra ciertas diferencias con el perfil de temperaturas de consigna de la Fig. 15, estas no fueron significativas y no impidieron obtener el impacto buscado en el DUT. La temperatura inicial de consigna para la BT, se fijó en 20°C para ambos pero dadas las condiciones previas al ensayo se utilizó la temperatura a la cual se logró un mejor equilibrio más rápida y fácilmente. Posteriormente al shock térmico (para el enfriamiento y el calentamiento), la inercia térmica generó que al llegar a la temperatura final, vuelva a equilibrar rápidamente por la diferencia térmica. Ya que el PID puede estar conectado solo a un sistema (calentamiento o enfriamiento) a la vez, fue necesario hacerlo manualmente cambiando el sistema de manera oscilatoria hasta encontrar el equilibrio en la temperatura buscada. Esto además, manifiesta que el efecto térmico buscado en el sistema (un shock térmico) fue logrado.

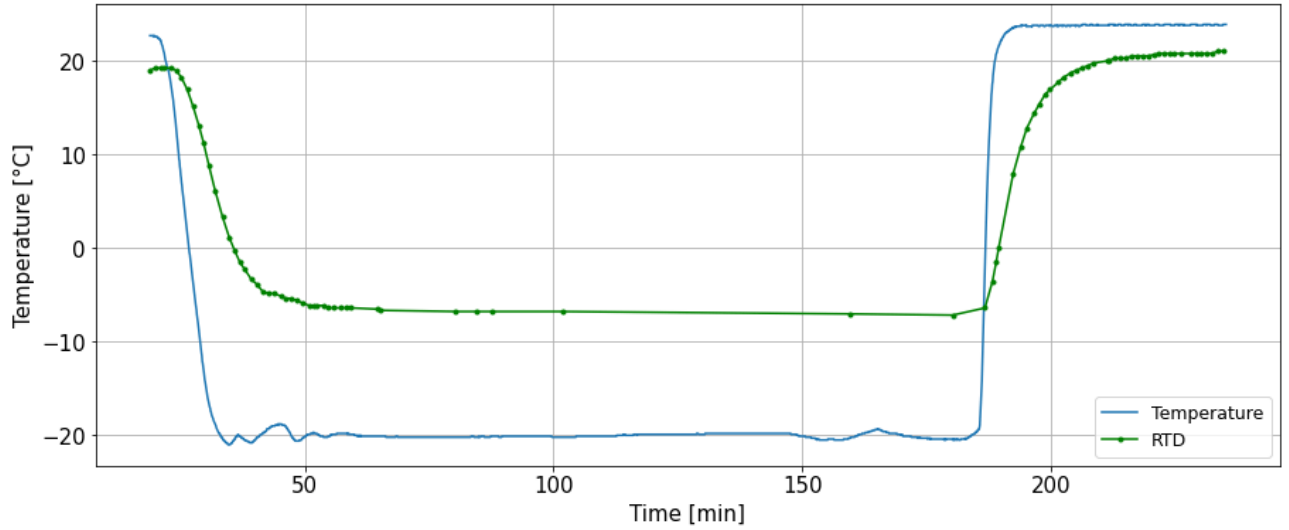


Figura 17: Shock térmico con el AFE encendido. En el gráfico superior se presentan los valores de temperatura de la RTD (línea verde contigua con puntos) y de la BT (línea azul) en función del tiempo, y abajo la I_{AFE} (línea azul punteada) y la corriente oscura del SiPM (línea contigua roja) en función de tiempo.

Para el caso del AFE apagado, en el enfriamiento se pueden observar claramente las oscilaciones mencionadas anteriormente a diferencia del calentamiento. Se realizaron efectivamente los shocks sobre el AFE, lo cual se observa en la caída y subida exponencial de T_{RTD}

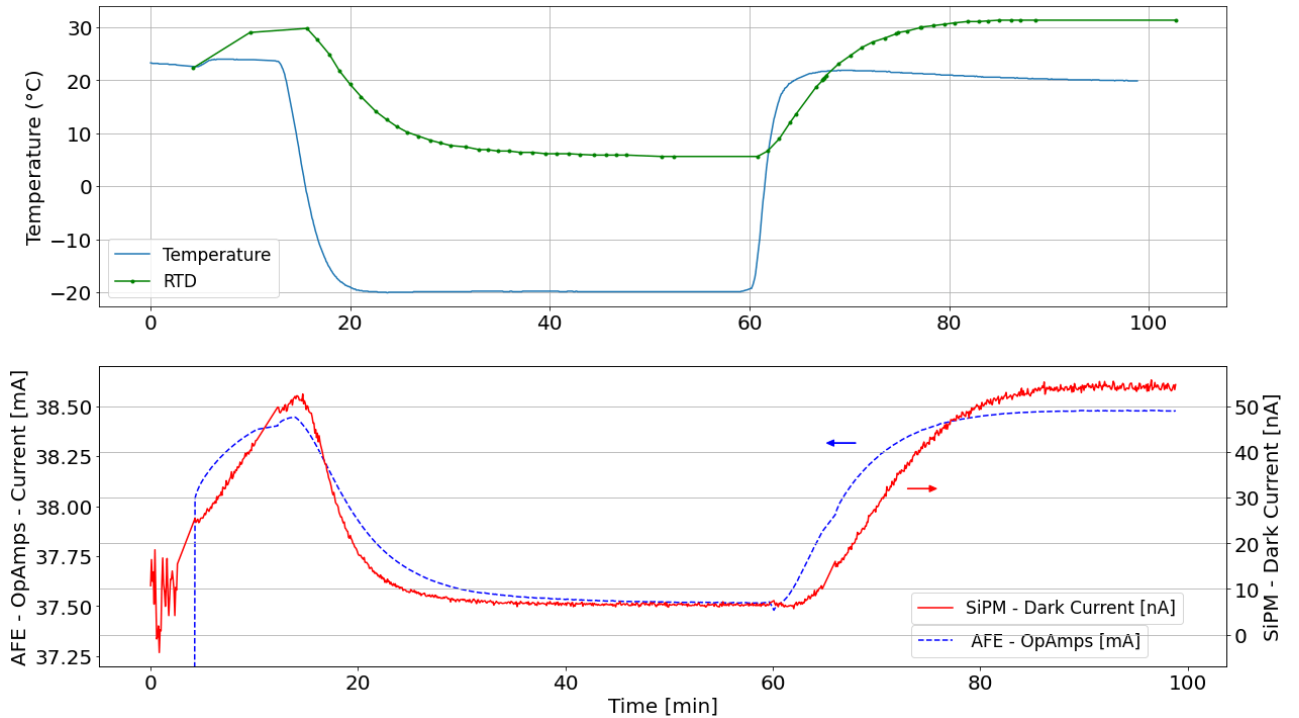
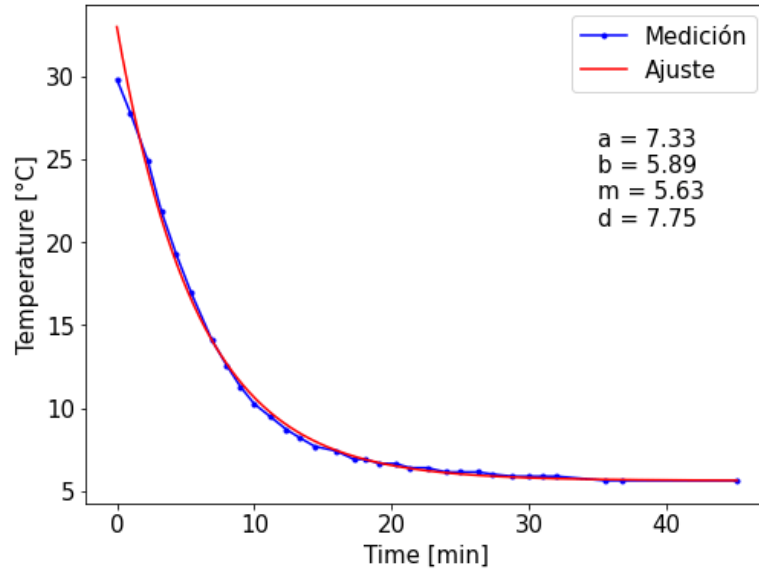
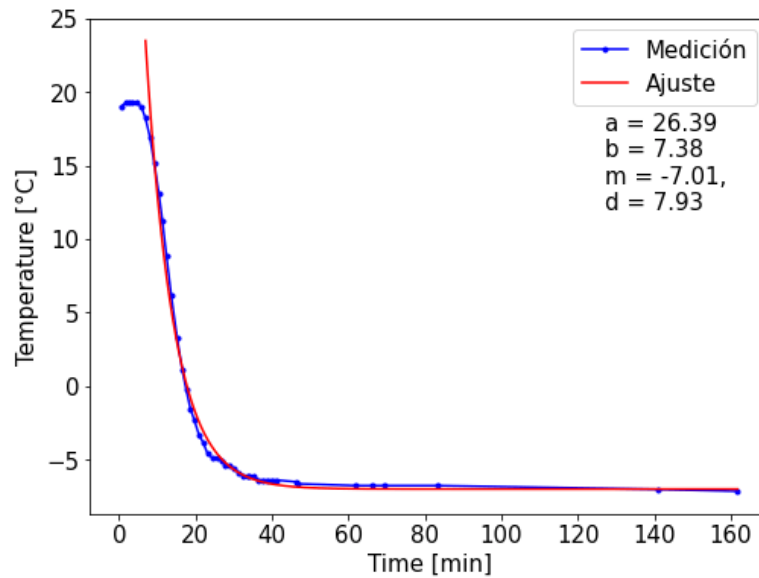


Figura 18: Shock térmico en vacío con el AFE encendido. En el gráfico superior se presentan los valores de temperatura de la RTD (línea verde contigua con puntos) y de la BT (línea azul) en función del tiempo, y abajo la I_{AFE} (línea azul punteada) y la corriente oscura del SiPM I_{bias} (línea contigua roja) en función de tiempo. Al inicio del ensayo se ve solo ruido en la corriente oscura ya que el AFE se encuentra apagado, luego al encenderse su valor sube.

Luego para el caso encendido, primero se equilibró T_{BASE} y seguidamente se encendió el AFE. Si bien se tomaron dos puntos de ese equilibrio, se observa que aumentó hasta mantenerse ≈ 7 minutos a ≈ 30 °C. El enfriamiento obtenido posteriormente muestra algunas oscilaciones resultantes del efecto shock, así como el calentamiento muestra un pico de inercia, pero luego se logró controlar en 20°C.



(a) Shock térmico con el AFE encendido. ($\chi^2 = 0,04$)



(b) Shock térmico con el AFE apagado. ($\chi^2 = 0,12$)

Figura 19: Ajuste de decaimiento exponencial para la Ley de enfriamiento de Newton de la forma $T(t) = m + ae^{-(t-t_0)/b}$ para el cálculo del tiempo característico $b = \tau$ y las temperaturas de los extremos.

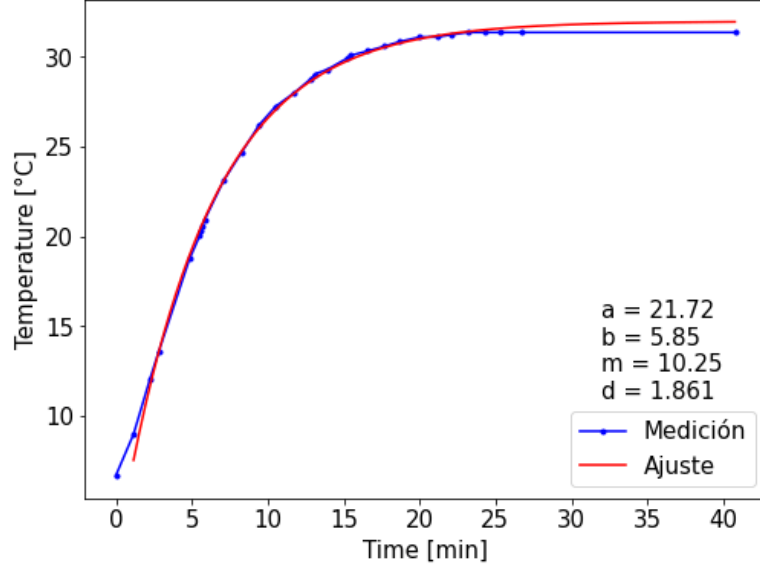
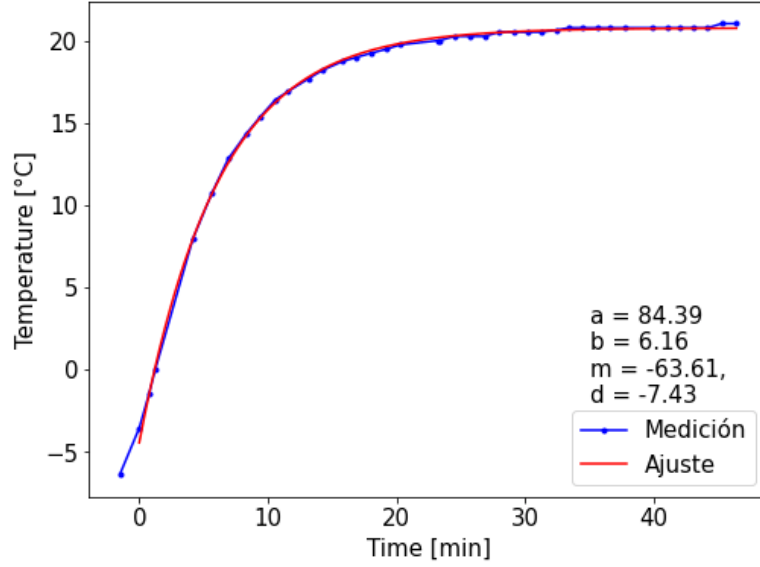
(a) Shock térmico con el AFE encendido. ($\chi^2 = 0,78$)(b) Shock térmico con el AFE apagado. ($\chi^2 = 0,19$)

Figura 20: Ajuste de decaimiento exponencial para la Ley de calentamiento de Newton de la forma $T(t) = m + a(1 - e^{-(t-t_0)/b})$ para el cálculo del tiempo característico $b = \tau$ y las temperaturas de los extremos

Para los cuatro shocks térmicos se realizó un ajuste funcional mostrados en las Fig. 19 y Fig. 20 con la ecuación de la Ley de Newton, cuyos resultados se muestran en la Tabla. 5 y cuyos χ^2 se aclararon en sus respectivas imágenes.

Con el tiempo característico calculado como b y comúnmente llamado τ , se obtuvo el tiempo que tarda en alcanzar un 95 % del ΔT hasta el equilibrio, esto es $3b$. Se observa que el enfriamiento tarda más en llegar al equilibrio que el calentamiento para ambas condiciones del AFE. El enfriamiento con el AFE encendido fue más rápido que apagado ya que la fuente extra de calor hace que el equilibrio sea a una altura mayor. Los saltos térmicos de la BT mayores (≈ 44 °C) se dieron para el calentamiento con AFE apagado y para el enfriamiento con AFE encendido, por lo que no se pueden comparar estos tiempos directamente, pero insertando los resultados de este ensayo en una simulación computacional se podrá apreciar la dinámica

térmica del sistema.

Tabla 5: Parámetros de los ensayos de shock térmicos obtenidos para la BT y los ajuste exponenciales, donde $\Delta T = T_{final} - T_{inicial}$. Para los casos con AFE encendido y AFE apagado, cada uno en calentamiento y enfriamiento.

	Temperatura ambiente = 16,6°C	AFE apagado		AFE encendido	
		Enfriam.	Calentam.	Enfriam.	Calentam.
Base termostatzada	Velocidad [°C/min]	-3,25	5,94	-3,99	7,82
	Temperatura inicial [°C]	22,8	-20	24	-20
	Temperatura final [°C]	-20	23,89	-20	20
	3b [min]	22,14	18,24	17,67	17,55
RTD (Ajuste funcional)	ΔT [°C]	26,39	24,86	27,32	29,84
	Temperatura inicial [°C]	19,38	-4,47	32,95	2,12
	Temperatura final [°C]	-7,01	20,86	5,63	31,97

En la tabla también se muestran las temperaturas iniciales y finales del ajuste, calculadas aplicando los valores para los coeficientes en las ecuaciones correspondientes de cada ajuste exponencial.

Se puede notar que en ningún caso se consiguió equilibrar la base con la RTD. La razón yace en la cantidad de área irradiante que rodea al DUT y que se explica cualitativamente en la Sec. 2.2.1. Las temperaturas finales (de equilibrio) de los enfriamientos, en ambos casos son valores que se aproximan al valor medio entre la temperatura ambiente y la de la BT (-1,7°C). Cuando el AFE está apagado, es algo menor al valor medio (-7,01°C) y cuando está encendido es algo mayor (5,63°C). Esta diferencia de 12,64°C es consecuencia del calor emitido por los OpAmps del AFE. En el caso del calentamiento la diferencia entre las temperaturas finales debido al calor emitido por el AFE fue de 11,08°C.

Este análisis indica que la influencia de la temperatura ambiente es menor que la del calor producido por el AFE, motivando la realización del último ensayo de calentamiento por funcionamiento.

3.3. Caracterización eléctrica mediante barrido de temperaturas

El desarrollo del barrido de temperaturas se muestra en la Fig. 21, donde en el panel superior se ve la temperatura de la BT ("Temperature") y la temperatura de la RTD, en función del tiempo. En el panel de abajo se muestra un gráfico de la corriente oscura y de la corriente consumida por los OpAmps del AFE. Se calculó la velocidad entre cada dato adquirido cada 5 segundos. La RTD se enfrió con una velocidad de promedio de -0,47°C/min. Debido a la diferencia con la temperatura ambiente de 16,89 °C la velocidad tuvo una desaceleración, en aproximadamente los -20 °C. Se observa que estas bajas velocidades barren en promedio 1°C en 2,12 min, por lo que tienen ese tiempo para equilibrar la corriente oscura y del AFE.

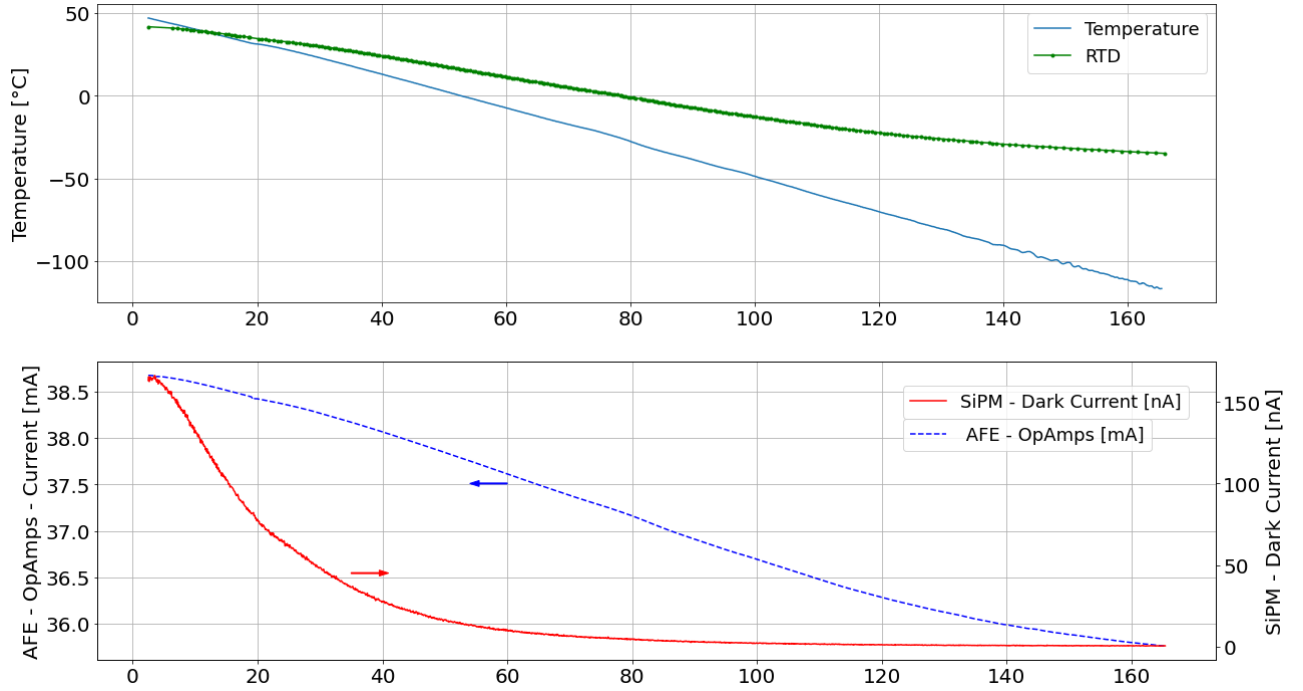


Figura 21: Ensayo de barrido de temperaturas en enfriamiento controlado. En el gráfico superior se presentan los valores de temperatura de la RTD (línea verde contigua con puntos) y de la BT (línea azul) en función del tiempo, y abajo la I_{AFE} (línea azul punteada) y la corriente oscura del SiPM (línea contigua roja) en función de tiempo.

La curva corriente de consumo del AFE muestra tener el mismo perfil que temperatura de la RTD, indicando un aumento de consumo eléctrico lineal con la temperatura. Por otro lado, la corriente oscura muestra mayor sensibilidad frente a los cambios de temperatura para mayores valores de la misma. Esto refleja la relación logarítmica de la corriente oscura con la temperatura que se observa en la Fig. 22.

Para graficar la relación corriente oscura vs. temperatura se tomó el valor de la corriente oscura en cada instante en el que se obtuvo un cambio de resistencia de 1Ω y se lo atribuyó al valor de resistencia final de ese instante. El datasheet brinda un valor típico y un valor máximo para la corriente, los cuales se agregaron al gráfico de la Fig. 22 para comparar. El resultado entonces es coherente con la información del datasheet.

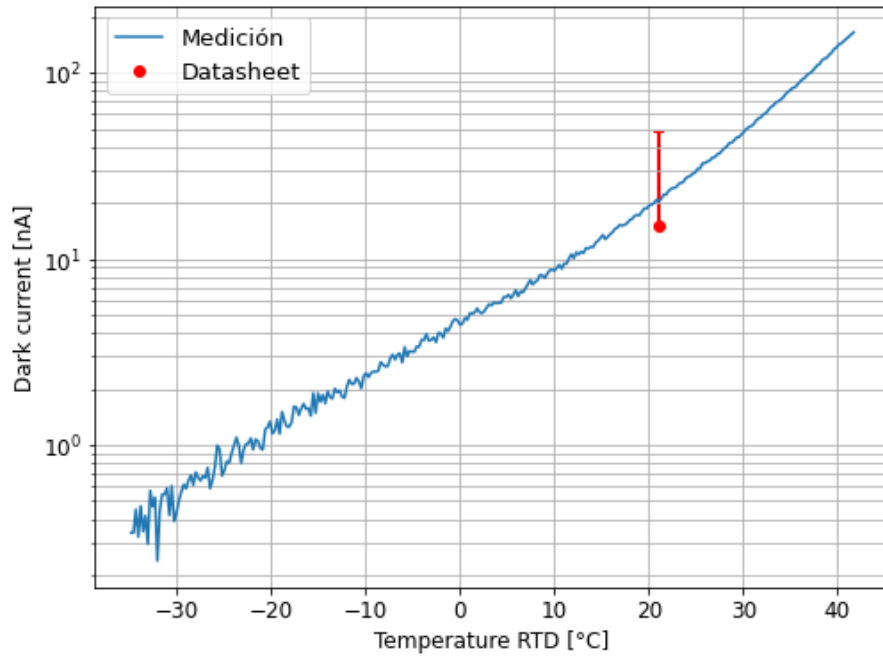


Figura 22: Variación de la corriente oscura con la temperatura obtenidos en un calentamiento lento. Se incluye un valor típico (círculo rojo) y un valor máximo (línea roja horizontal) extraídos del datasheet.

En las últimas dos figuras se entiende la ventaja de medir en temperaturas bajas ($< 0^\circ\text{C}$ aproximadamente) ya que la componente de la corriente oscura es nula.

Además se calculó la potencia consumida por el AFE ($I_{AFE} \cdot V_{AFE}$) y se graficó en función de la temperatura (Fig. 23). Muestra una relación lineal con la temperatura, confirmando la observación del segundo párrafo de esta sección para la corriente I_{AFE} . Se realizó un ajuste para obtener un valor de la pendiente que resultó $0,34 \text{ mW}/^\circ\text{C}$.

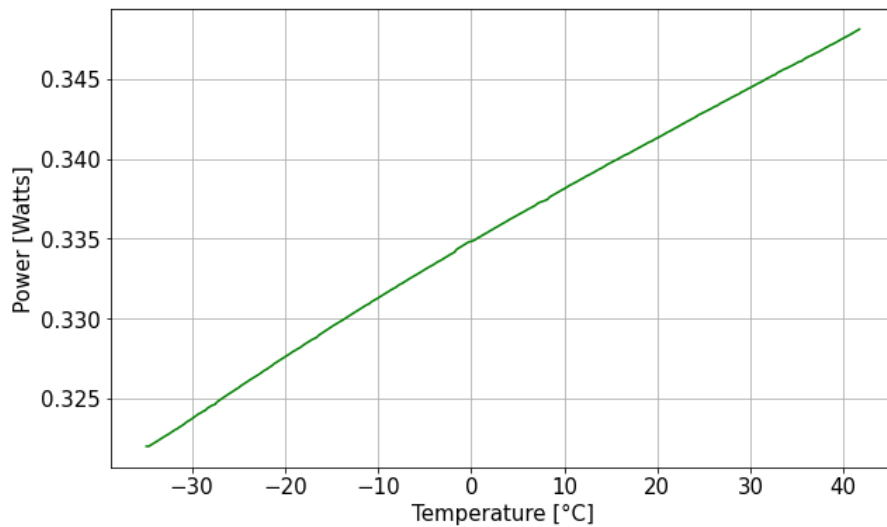


Figura 23: Potencia consumida por el AFE en función de la temperatura.

3.4. Calentamiento por funcionamiento

Las temperaturas y corrientes obtenidas durante este ensayo se muestran en las Fig. 24 y Fig. 25 para el caso a presión ambiente y en vacío respectivamente. La adquisición manual de datos se realizó cada instante que hubo un salto de $1\ \Omega$ en la RTD, y se detuvo el ensayo cuando el tiempo entre saltos superó los 20 minutos.

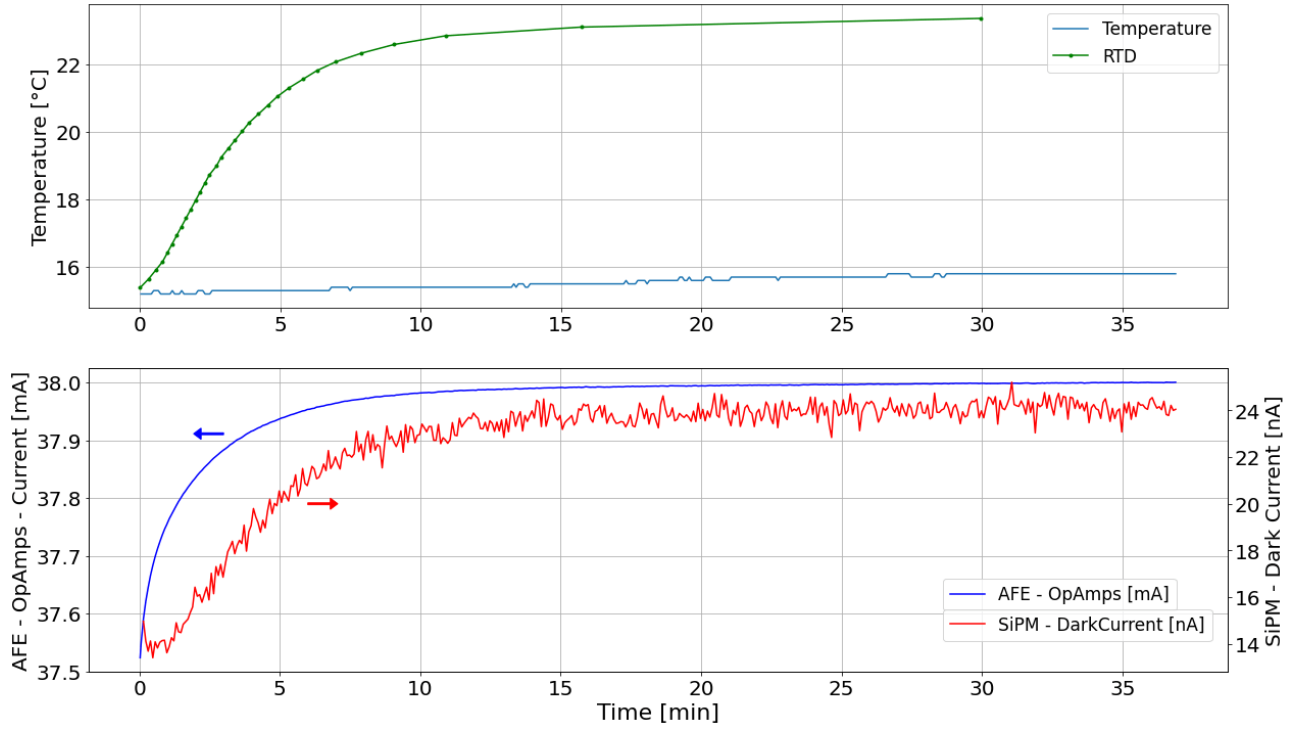


Figura 24: Ensayo de calentamiento por funcionamiento a presión ambiente.

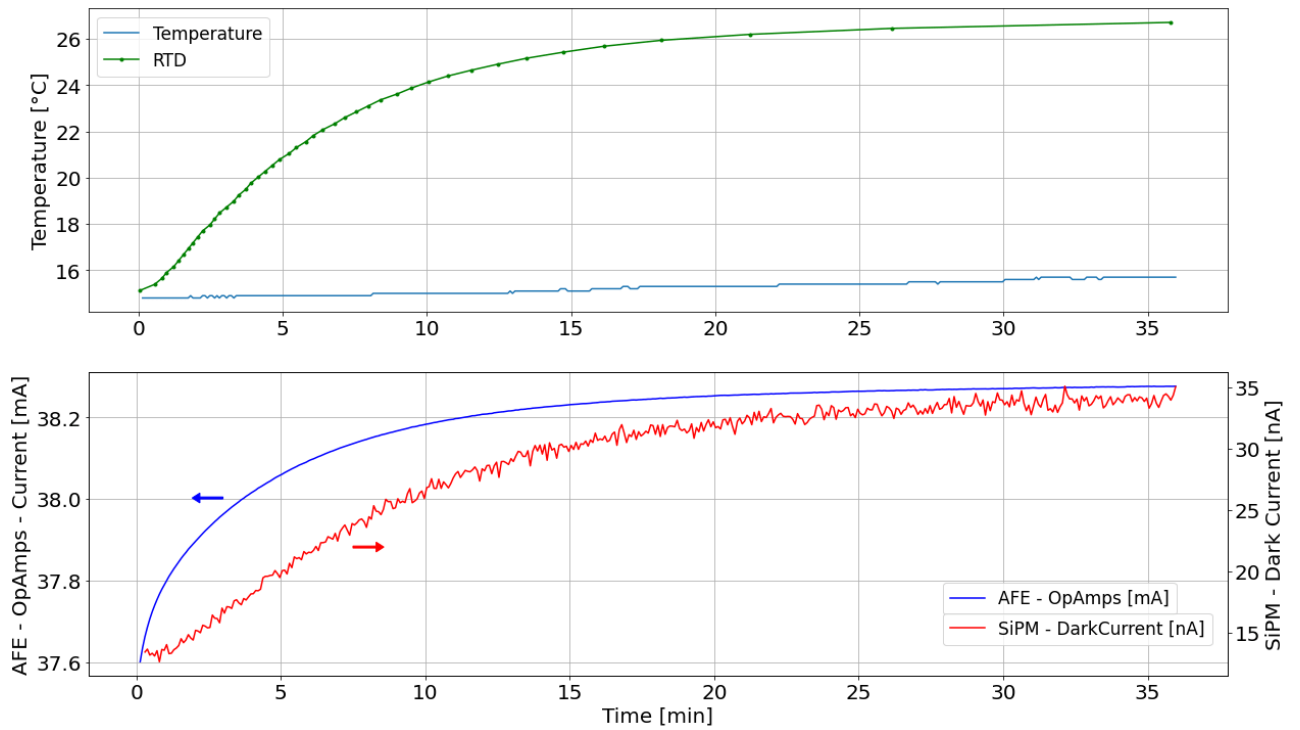
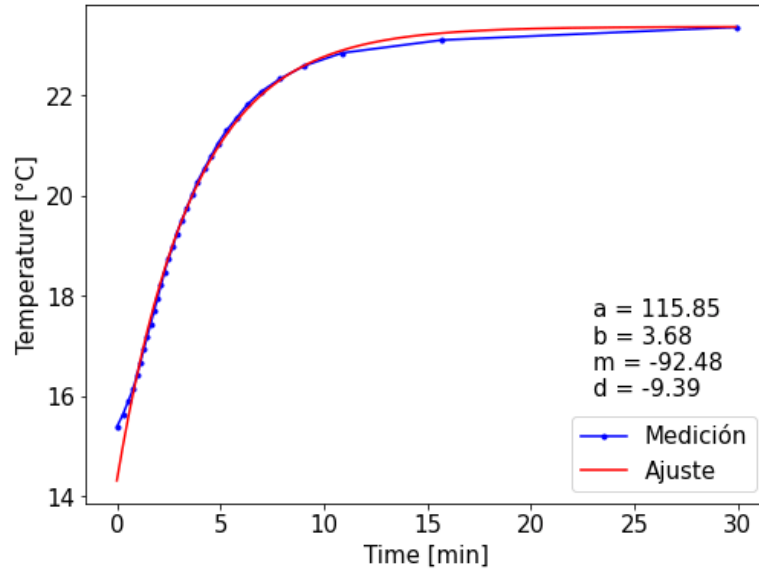


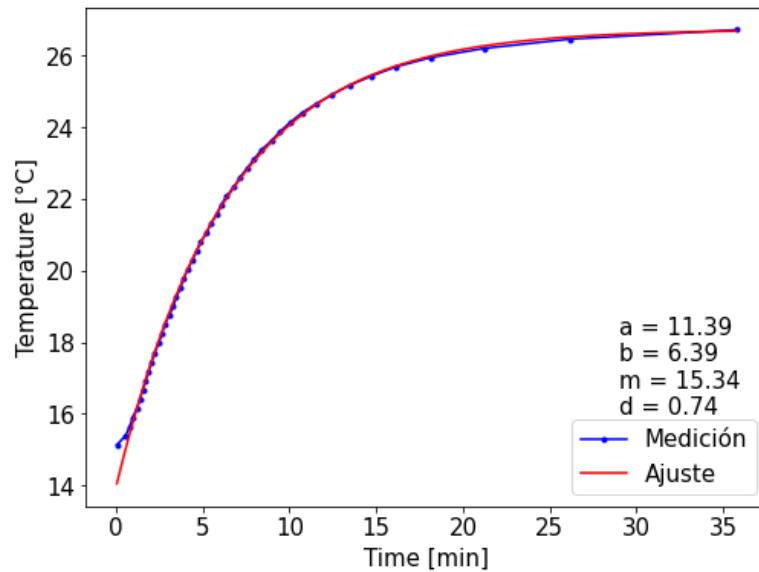
Figura 25: Ensayo de calentamiento por funcionamiento en vacío.

El vacío alcanzado al inicio del último ensayo fue de 1,1E-1 mbar y 9,6E-2 mbar al final del mismo.

Para cada ensayo se realizó un ajuste funcional de la Ley de Newton mostrados en la Fig. 26. Los parámetros obtenidos se muestran en la Tabla. 6 y los χ^2 obtenidos se presentan en sus respectivas imágenes



(a) Calentamiento por funcionamiento sin vacío. ($\chi^2 = 0,01$)



(b) Calentamiento por funcionamiento con vacío. ($\chi^2 = 0,01$)

Figura 26: Ajuste exponencial para la Ley de Newton de la forma $T(t) = m + a(1 - e^{-(t-d)/b})$ para el cálculo del tiempo característico $b = \tau$.

Dado que la duración del ensayo fue mayor al valor de $3b$, se deduce que el ensayo fue satisfactorio, siendo el objetivo principal, observar la temperatura nueva de equilibrio.

Tabla 6: Parámetros de los ensayos de calentamiento por funcionamiento en vacío y a presión ambiente, donde $\Delta T = T_{final} - T_{inicial}$ y Δt es el tiempo requerido para llegar al nuevo equilibrio.

Fuente de datos	Ensayo	Sin vacío	Con vacío
BT	Δt [min]	29,97	35,75
	ΔT [°C]	0,60	0,90
	Temperatura inicial [°C]	15,20	14,80
	Temperatura final [°C]	15,80	15,70
RTD (Ajuste Ley de Newton)	3τ [min]	11,04	19,17
	ΔT [°C]	9,05	12,78
	Temperatura inicial [°C]	14,32	13,95
	Temperatura final [°C]	23,37	26,73

En vacío, por la incapacidad de transferir calor por convección, la temperatura alcanzada es mayor, y así también el tiempo necesario para llegar al 95 % del equilibrio (3b). Esto se debe a que el aumento de temperatura inicialmente es igual, pero en este caso acumula más calor, lo cual tarda más, llegando al equilibrio en temperaturas más altas.

Se puede notar en la tabla que en vacío se alcanza mayor temperatura. Esto es debido a la menor capacidad de liberar calor por convección. Se observa que también toma mayor cantidad de tiempo, y si se comparan los perfiles de las curvas en la Fig. 27 se concluye en que la velocidad a la que se calentaron fue la misma, pero que alcanzan el equilibrio a distintas temperaturas.

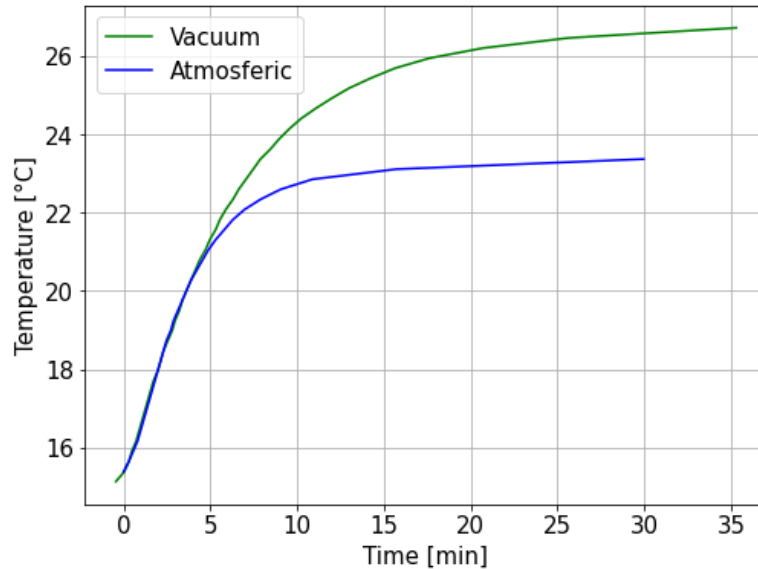


Figura 27: Comparación de ensayos de calentamiento por funcionamiento.

Por último, se graficó la potencia en función de la temperatura para ambos ensayos como se ve en la Fig. 28. Se observa que en ambos casos inicialmente la potencia y la corriente aumentan rápido y luego se estabilizan en una pendiente menor.

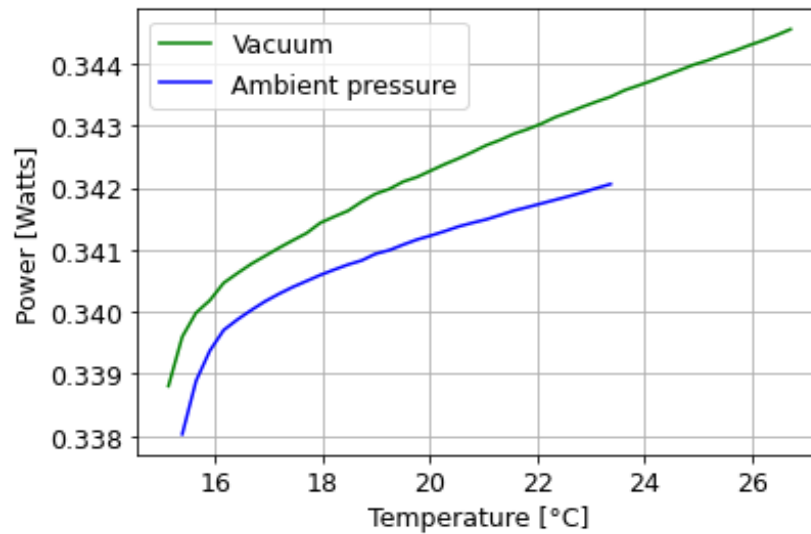


Figura 28: Potencia disipada por el AFE, en función de la temperatura resultante del autocalentamiento del AFE.

La menor pendiente inicial se debe al transitorio del encendido, donde el intercambio de calor es acelerado. Luego el intercambio de calor es a velocidad constante hasta que llega a un equilibrio y se mantiene en dicho valor máximo de potencia.

3.5. Caracterización - Ensayo funcional

El ensayo funcional consistió en medir la corriente oscura (*dark current*), los picos de tensión resultantes del disparo de 1, 2 y 3 microceldas producto del inicio de una avalancha en cada una y la frecuencia con la que aparecen dichas señales (*dark count rate*). Cada una de estas características se midió antes y después de los ensayos térmicos con el objetivo de comparar el funcionamiento posterior con el previo y advertir de la existencia de anomalías, fallas, cambios de rango de magnitudes causadas por la fatiga térmica, shocks térmicos o alcanzar temperaturas extremas.

Tabla 7: Caracterización funcional del AFE previa y posterior a ensayos, realizada a temperatura ambiente de laboratorio (≈ 22)

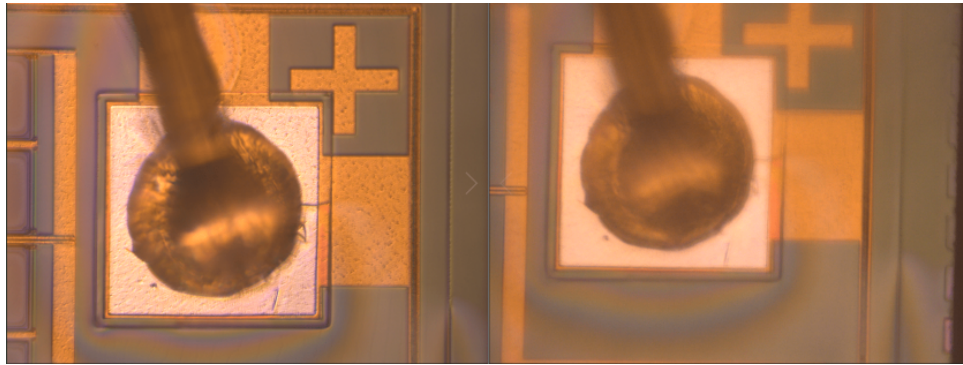
Instancia	Prevía a ensayos			Posterior a ensayos		
Overvoltage [V]	1,5	2,5	3,5	1,5	2,5	3,5
Corriente oscura [nA]	15	40	80	15	40	80
Tensión de 1 p.e. [mV]	$70 \pm 0,1$	120 ± 1	168 ± 1	72 ± 1	120 ± 1	172 ± 1
DCR 1 p.e. [Hz]	64	93	118,4	57	86,7	114
Tensión de 2 p.e. [mV]	$132 \pm 0,11$	248 ± 1	348 ± 1	134 ± 1	240 ± 1	350 ± 1
DCR 2 p.e. [Hz]	-	3,82	7,6	-	3,13	7,1
Tensión de 3 p.e. [mV]	-	368 ± 1	510 ± 1	-	362 ± 1	514 ± 1

Se concluye con la tabla que no hubo cambios para la corriente oscura. Los valores de los picos de tensión de los p.e. y de los DCR, se mantuvieron en el mismo orden. En consecuencia, el AFE no sufrió cambios permanentes en su funcionamiento.

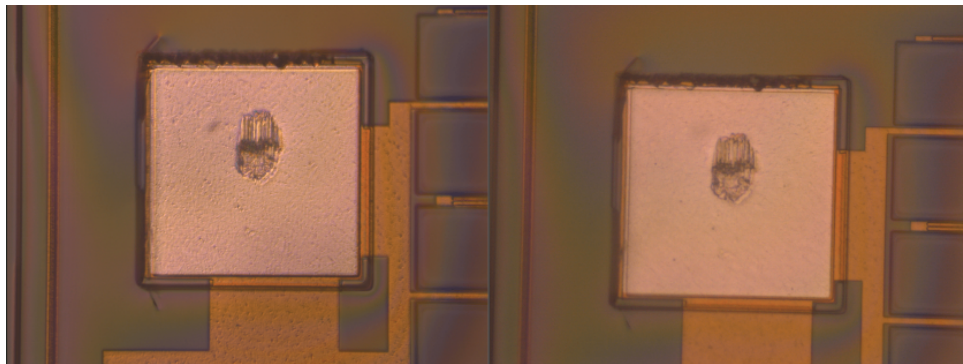
Con el medición de corriente oscura en el barrido de temperaturas (Fig. 22) se verifica que el SiPM se encuentra a 28°C durante la medición. La diferencia con la temperatura ambiente es consecuencia del calentamiento propio del AFE.

3.6. Microscopía

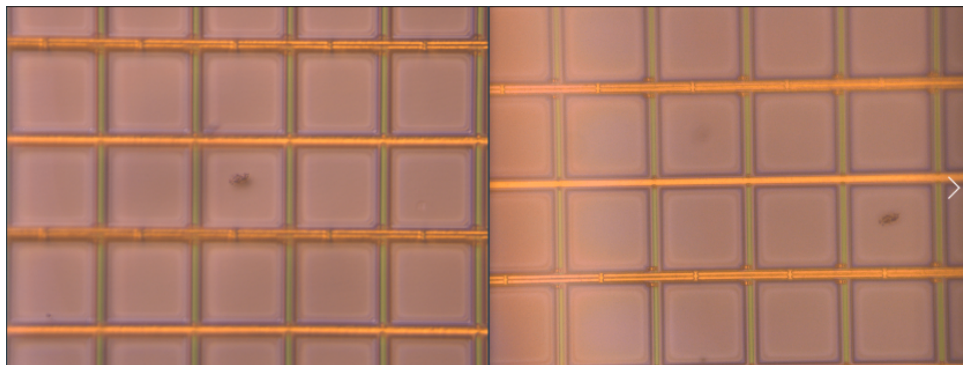
Las micrografías obtenidas no mostraron diferencias posteriormente a los ensayos. En las Fig. 29 y Fig. 30 se presentan algunas micrografías realizadas durante la inspección visual que cumplió la función de caracterizar el SiPM para luego poder ser comparado. Con este fin se comparan en cada imagen una micrografía del SiPM previo a los ensayos a la derecha y una posterior a los ensayos a la izquierda, de la misma sección. En la Fig. 29(a). se observa que las fisuras en la soldadura no crecieron ni aparecieron nuevas. En la Fig. 29(b). se observa un contacto metálico con un abolladura que no cambió su apareciencia. En la Fig. 29(c). se observa una microcelda cuyas capas fueron dañadas. En la Fig. 30(a). se observa una indicación del marco que no sufrió crecimiento en longitud ni aumento en profundidad visible. Las vistas generales del SiPM se muestran en las Fig. 30(b) y (c) donde no se observaron cambios.



(a) Soldadura de salida positiva del SiPM. (x50)

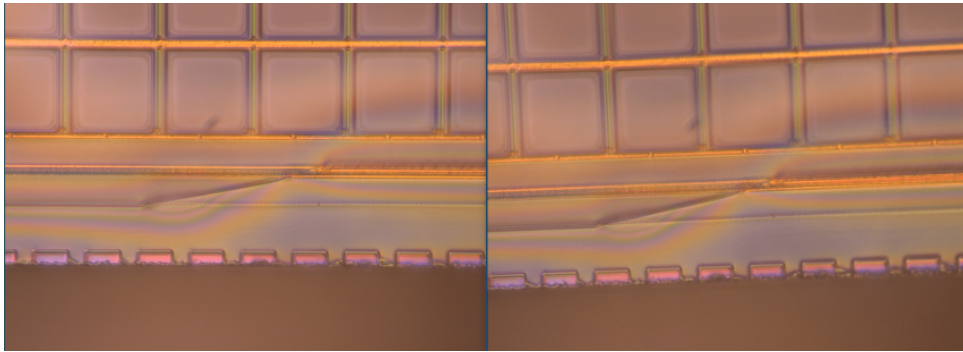


(b) Contacto metálico con abolladura (x50)

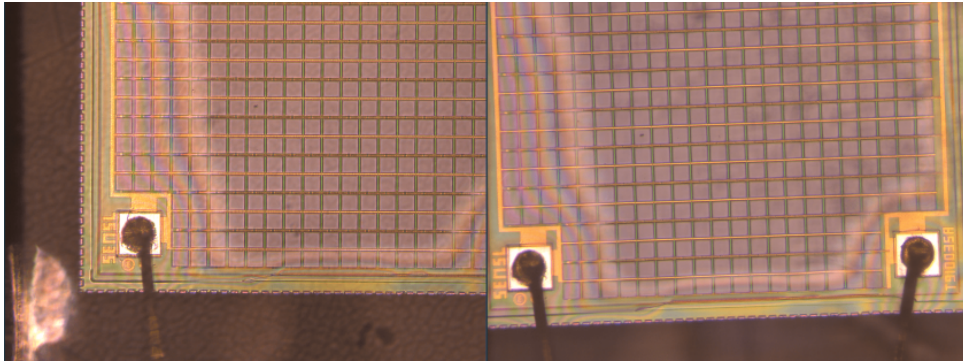


(c) Celda defectuosa. Se observan perforaciones en la capa superficial. (x50)

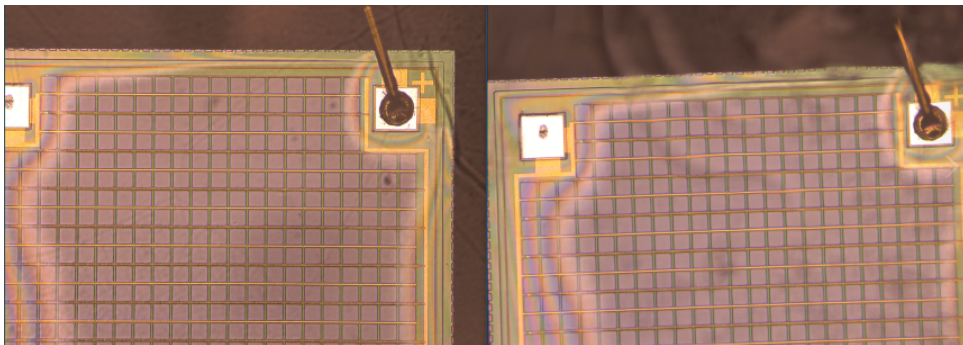
Figura 29: Micrografías de la inspección visual realizada para la caracterización.



(a) Indicación en el marco del SiPM. (x50)



(b) Vista general de la parte inferior del arreglo de microceldas del SiPM. (x10)



(c) Vista general de la parte superior del arreglo de microceldas del SiPM. (x10)

Figura 30: Micrografías

4. Conclusiones

Los ensayos se llevaron a cabo satisfactoriamente ya que se obtuvieron resultados válidos para realizar el análisis térmico del sistema estudiado mediante una simulación computacional para después extrapolarlo a las condiciones en el ambiente espacial.

El ciclado térmico en vacío mostró que la dinámica térmica en condiciones análogas a las de una órbita en LEO tiene algunas características notables. La primera es que el tiempo característico de equilibrio (3b) es del mismo orden que el tiempo de meseta al que fue sometido, resultando en una meseta más corta. Otras características son que alcanza la temperatura máxima pero no a la mínima y que el consumo del AFE oscila con la temperatura.

El segundo ensayo demostró obtener un shock térmico efectivo por las oscilaciones causadas por la inercia térmica (que se corrigió manualmente ya que el PID no alcanzaba a corregirlo) y porque los ajustes exponenciales a la Ley de Newton tuvieron valores de χ^2 satisfactorios. Si bien se tomaron temperaturas de equilibrio iniciales y finales distintas a las planeadas, los resultados son igualmente válidos para realizar la simulación computacional.

La caracterización eléctrica con un barrido de temperaturas vislumbró la relación lineal de la corriente consumida por el AFE, y asimismo de la potencia. También se reveló la relación de la corriente oscura con la temperatura para el SiPM utilizado. Con estos resultados se concluye en que las temperaturas óptimas para medir fotones con el SiPM son menores a $\approx 0^\circ\text{C}$.

El ensayo de calentamiento por funcionamiento demostró realizarse correctamente observando los valores de χ^2 para la Ley de Newton. Es decir, no hubieron perturbaciones externas. Además el valor el tiempo característico del calentamiento resultante del ajuste es menor al tiempo del ensayo, demostrando que los datos recolectados fueron representativos. También en este ensayo se mostró cualitativamente el efecto del vacío y correspondientemente de la transferencia de calor por convección. Estos resultados demuestran que para realizar una medición de manera óptima con el SiPM, hay que esperar al menos un tiempo mayor a 11 minutos en presión atmosférica.

Por último, el ensayo funcional y la inspección visual no mostró efectos permanentes producidos por los ensayos térmicos realizados.

Los valores de ΔT y tiempos característicos que arrojados por los ajustes son in-puts para las simulaciones computacionales que darán el análisis térmico que asistirá la etapa de desarrollo del diseño del AFE. Los resultados mostraron que la cantidad de potencia disipada por el AFE no es aceptable ya que aumenta significativamente los valores de temperatura de equilibrio $\approx 11^\circ\text{C}$.

Como conclusión final, esta serie de ensayos aportó información importante para optimizar el diseño termomecánico del AFE. Los experimentos desarrollados en este trabajo mostraron la importancia del autocalentamiento durante su funcionamiento. El calor producido por los dos OpAmps afecta fuertemente la dinámica térmica del sistema, lo cual es sumamente importante porque el servicio del dispositivo es en el espacio donde los medios de disipación de calor son escasos. Finalmente, estos datos serán tenidos en cuenta para próximas etapas del diseño.

5. Trabajos futuros

En esta sección se proponen actividades para realizar trabajos futuros que mejoren o expandan el análisis realizado en este trabajo.

- Estudiar características del SiPM con osciloscopio en distintas temperatura. Caracterizar la tensión de los picos y la DCR.
- Realizar los ensayos de radiación, imitando las condiciones ambientales en el espacio.
- Realizar los ensayos mecánicos (shock y vibraciones) imitando las tensiones a las que va a ser sometido el dispositivo durante el lanzamiento.
- Realizar una simulación computacional para poder hacer un análisis térmico del AFE. Los datos principales como in-put son las variaciones de temperatura ΔT y los tiempos característicos b.

La simulación consiste en realizar un dibujo 3D del dispositivo dentro de la cámara como se muestra en la Fig. 2.2.1 se puede calcular una "difusividad térmica media". Luego con la nueva información, en un dibujo 3D del dispositivo en un satélite podrá revelar la distribución de temperatura alcanzada a lo largo de cada período orbital.

- Se puede realizar una simulación con Thermal Desktop conociendo los parámetros orbitales de la misión, para conocer las temperaturas que alcanzará y su distribución. Este programa simula las cargas térmicas externas (radiación del sol, albedo, de la tierra) y permite ingresar cargas térmicas internas.
- Con los resultados del calentamiento por funcionamiento se puede obtener nueva información: se puede cuantificar el consumo AFE y el calor transferido por conducción a través del tornillo de aluminio. Dado que la única fuente de calor son los OpAmps, con la variación de temperatura de la BT, el volumen de la misma y su densidad (aluminio), se puede calcular el valor del flujo de calor emitido por los OpAmps. Además, la diferencia entre el caso en vacío respecto del caso en presión atmosférica nos permite cuantificar el calor perdido por convección.

6. Bibliografía

Referencias

- [1] N. Müller, "Sistema de Lectura y Digitalización de Fotomultiplicadores de Silicio (SiPM) para Aplicaciones Espaciales", UNSAM, LabOSat. Feb. 2020.
- [2] "Introduction to the Silicon Photomultiplier (SiPM)", AND9770/D, <https://www.onsemi.com/pub/Collateral/AND9770-D.PDF>
- [3] https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Euopen_Space_Components_Coordination
- [4] "Fotodiodo de avalancha", <https://es.lambdageeks.com/avalanche-photodiodes/>, K. Banerjee
- [5] Introduction to Image Sensors and Digital Cameras - Stanford - Electrical engineering Course EE392B - Lecture 1: Silicon Photodetectors (<https://isl.stanford.edu/>)
- [6] "Launch services program level dispenser and CubeSat requirements document", LSP-REQ-317.01A, Rev. B, National Aeronautics and Space Administration, John F. Kennedy Space Center, Florida.
- [7] General Environmental Verification Standard (GEVS) For Goddard Space Flight Center GSFC-STD-7000, 22 April 2013.
- [8] EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. Space engineering verification guidelines. Noordwijk, 2010, (ECSS-E-HB-10-02A).
- [9] EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. Space engineering verification. Noordwijk, 2009. (ECSS-E-ST-10-02C)
- [10] European Cooperation for Space Standardization. ECSS-E-ST-10-03C, Space Engineering, Testing, 1 June 2012. Noordwijk, the Netherlands.
- [11] EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. Space engineering testing guidelines. Noordwijk, 2020, (ECSS-E-HB-10-03A)
- [12] "Method for CubeSat Thermal-Vacuum Cycling Test Specification", R. Chisabas, G. Loureiro, C. Oliveira Lino, *47th International Conference on Environmental Systems*, 16-20 July 2017, Charleston, South Carolina.
- [13] G. Sebestyen et al., Low Earth Orbit Satellite Design, Space Technology Library 36, https://doi.org/10.1007/978-3-319-68315-7_1, Springer, 2018.
- [14] "Physics and operation of the MPPC silicon photomultiplier", S. Piatek, PhD, Hamamatsu Corporation & New Jersey Institute of Technology, Feb. 2014. <https://hub.hamamatsu.com/us/en/technical-notes/mppc-sipms/physics-and-operation-of-the-MPPC-silicon-photomultiplier.html>
- [15] APUNTES DE FÍSICA DEL SÓLIDO - Instituto de Tecnología Jorge Sabato - UNSAM-CNEA - Roberto C. Pasianot Febrero 2021