



# INFORME TÉCNICO, DESARROLLO DEL PROYECTO DE SPACE SHIELDING

## CONCURSO OPEN SPACE

31/07/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de Skyloom Global Corp.)

## ÍNDICE

### Marco Teórico

<b>Introducción a los efectos de la Radiación sobre la Electrónica</b>	<b>1.1</b>
<b>Caracterización frente a la Radiación en Distintos Dispositivos</b>	<b>1.1.2</b>
<b>Caracterización de la Radiación en Órbitas de 500 km</b>	<b>1.2</b>
<b>Caracterización de la Radiación en Órbitas de 1.200 km</b>	<b>1.2.1</b>
<b>Ánalysis de Materiales como Escudo frente a la Radiación</b>	<b>1.3</b>

### Desarrollo

<b>Caracterización de Resistencia a la TID de dispositivos de interés</b>	<b>2.1</b>
<b>Detalle del Espesor Necesario del Material del Escudo</b>	<b>2.2</b>
<b>Elección de la Electrónica</b>	<b>2.3</b>
<b>Diseño Mecánico del Escudo</b>	<b>2.4</b>
<b>Diseño de Circuitos y Análisis de la Tensión Umbral</b>	<b>2.5</b>
<b>Diseño y Análisis Estructural</b>	<b>2.6</b>
<b>Análisis Térmico en Estado Permanente</b>	<b>2.7</b>



# 1.1



## INTRODUCCIÓN A LOS EFECTOS DE LA RADIACIÓN SOBRE LA ELECTRÓNICA

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

01/05/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Introducción</b>	<b>2</b>
<b>Clasificación</b>	<b>2</b>
<b>Modelos de fallas permanentes</b>	<b>3</b>
<b>Causantes de los efectos</b>	<b>3</b>
<b>Unidades</b>	<b>4</b>
<b>Conclusiones</b>	<b>4</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>4</b>

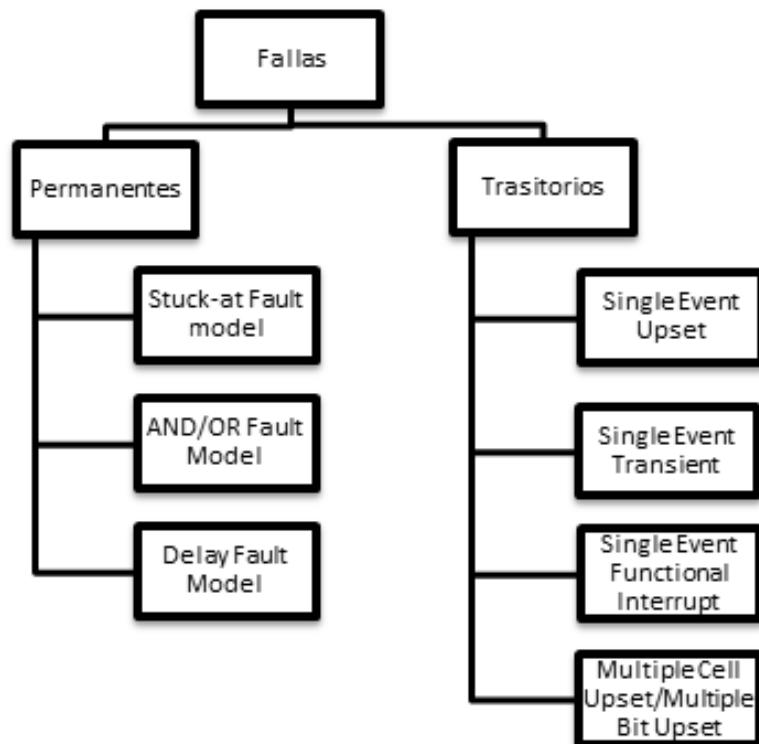


## Introducción:

En este informe veremos algunas descripciones sobre la radiación, sus clasificaciones y sus efectos sobre los dispositivos electrónicos, que en su interior contienen materiales semiconductores.

## Clasificación:

La radiación puede generar ciertas fallas en los ciclos de operaciones de un dispositivo semiconductor, estos se clasifican entre las permanentes y las transitorias.



Los fallos transitorios se deben principalmente al efecto de los fenómenos externos. Cuando una partícula cargada, como pueden ser las partículas alfa o protones, atraviesan a un transistor MOSFET generan cargas a lo largo de todo el camino, las cuales generan errores de bits en las memorias, **pero estas fallas pueden ser solucionadas a partir de programación.**

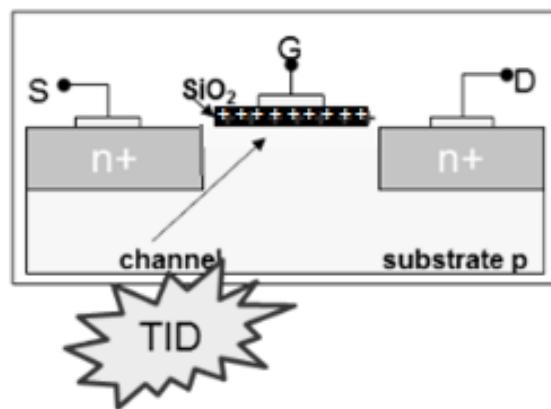
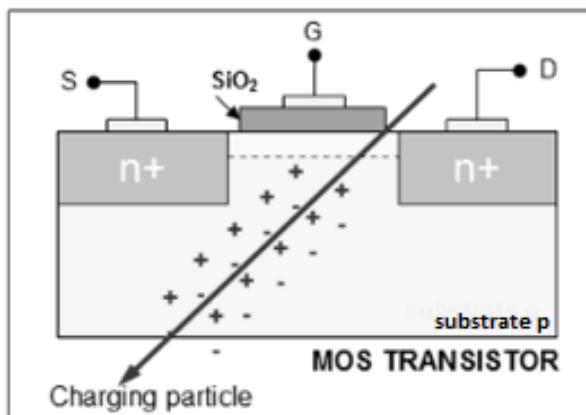
Nuestros análisis se dedicarán principalmente a las fallas permanentes.

## Modelos de fallas permanentes:

- ◊ **Stuck- at Fault Model:** El modelo **stuck-at** es uno de los modelos más sencillos. Se asume que el fallo generado tiene un valor lógico fijo, **stuck-at 0** o **stuck-at 1**.
- ◊ **AND/OR Fault Model:** Este modelo se utiliza para describir el comportamiento lógico de dos nodos que se encuentran en cortocircuito. En el modelo AND se asume que el nodo con el fallo siempre tiene el valor 0, y con el modelo OR se asume que el nodo con el fallo tiene siempre el valor lógico 1.
- ◊ **Delay Fault Model:** Este modelo representa las fallas de retrasos en la propagación de las señales.

## Causantes de los efectos:

- ◊ **TID (Total Ionizing Dose):** La dosis acumulada surge por la interacción entre el material y las partículas ionizantes generando pares electrón-hueco. Una parte de esas partículas se quedarán atrapadas en forma de cargas eléctricas sobre el mismo material. Este es un tipo de daño progresivo hasta llegar al punto de cambiar totalmente las características del dispositivo de una manera irreversible y hasta incluso llegar un fallo funcional.  
La velocidad de acumulación es normalmente constante, pero la velocidad con la que se degrada un componente depende del mismo.  
En los dispositivos MOS se produce una variación en los voltajes de umbral, formándose corrientes de fugas o conmutación off-on a 0V, pero lo analizaremos con mayor profundidad en los siguientes informes.



- ◊ **Displacement Damage (Daño por Desplazamiento):** Refiere al desplazamiento de átomos en la red cristalina debido al impacto de partículas.  
El primer efecto del DD es por la creación de grupos de átomos atrapados en el material, que pueden actuar como generadores, y así originar centros de atracción para otros átomos. Esto podría generar daños como en el caso de las TID. Las degradaciones deben estudiarse junto a otros fenómenos como temperatura o el envejecimiento y poder así garantizar el funcionamiento correcto durante su vida útil.  
El daño por desplazamiento se mide en RDU, unidad de daño por radiación.

## Unidades:

- ◊ **Gray (Gy):** Se define como la cantidad de radiación ionizante necesaria para transferir 1 J de energía a 1 kg del material estudiado.
- ◊ **Rad:** Unidad de medida de la dosis de radiación absorbida. Se relaciona con la cantidad de energía absorbida por un material.
- ◊ **NIEL (Nonionizing Energy Loss):** Pérdida de energía no ionizante o deposición de energía en el material asociada a los daños de desplazamiento.

$$1\text{Gy} = \text{J/kg} = 100 \text{ rad}$$

## Conclusiones:

En este informe verificamos la importancia del cuidado de nuestros componentes electrónicos ante la radiación, ya que no solo pueden generarse errores de bits temporales, sino que también puede cambiar sus características de manera irreversible.

En los próximos informes explicaremos con mayor precisión los efectos de radiación sobre los MOSFET.

## Bibliografía:

- ◊ Vaskova, A. (2016) "Nueva metodología para el endurecimiento óptimo de sistemas digitales con distribución de la funcionalidad, trabajando en entornos sometidos a la radiación ionizante", Tesis Doctoral, Universidad Carlos III de Madrid, [https://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/23946/tesis\\_anna\\_vaskova\\_2016.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/23946/tesis_anna_vaskova_2016.pdf?sequence=1&isAllowed=y)
- ◊ Texas Instruments, (24 de Junio, 2016), "8.1 Total Ionizing Dose (TID) Basics", <https://training.ti.com/total-ionizing-dose-tid-basics?context=977199-1138916-1127560>

## 1.1.2



### CARACTERIZACIÓN FRENTE A LA RADIACIÓN EN DISTINTOS DISPOSITIVOS

#### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

01/06/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de  
Skyloom Global Corp.)

## ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Búsqueda de Información</b>	<b>2</b>
<b>Resultados Obtenidos</b>	<b>3</b>
<b>Conclusiones</b>	<b>4</b>
<b>ANEXO</b>	<b>4</b>

## Objetivo:

Identificar a través de las caracterizaciones de componentes existentes los límites inferiores de resistencia a la radiación de dispositivos FPGA y microprocesadores.

## Búsqueda de Información:

El primer paso para lograr el objetivo reside en encontrar información pertinente y confiable donde se hayan analizado componentes de nuestro interés. A partir de esta búsqueda se ubicaron las siguientes fuentes de información relevante:

- ◊ Programa RadHome de la Nasa: En el mismo la NASA pone a disposición del público las caracterizaciones frente a la radiación de distintos componentes.
- ◊ "Radiation Test Results for Common CubeSat Microcontrollers and Microprocessor", Steven M. Guertin, Mehran Amrbar, and Sergeh Vartanian Jet Propulsion Laboratory: Reporte de ensayos realizados sobre distintos tipos de microprocesadores y FPGA.
- ◊ "Radiation effects and COTS in small satellites": Informe que indica los ensayos a realizar sobre COTS [Components Off-The Shield] para garantizar su funcionamiento en el espacio e indicaciones sobre el comportamiento esperado sobre algunos dispositivos.
- ◊ "Assessment of Commercial-Off-TheShelf Electronics for use in a Short-Term Geostationary Satellite", Dinesh Michael Mahadeo, Lauren Rohwer, Marino Martinez, and Nathan Nowlin, Sandia National Laboratories: Detalle sobre distintas FPGA y distintos componentes de categoría COTS y de grado especial.
- ◊ Distintos Papers de la IEEE: de los cuales se obtuvieron categorizaciones de distintos componentes y serán citados según corresponda.

## Resultados Obtenidos:

En la siguiente tabla podremos ver un detalle de los distintos componentes obtenidos y sus TID mínimas antes de percibirse algún problema:

Marca	Dispositivo	Tipo de dispositivo	Tecnología*	Grado	Dosis mínima	Problema detectado	Referencia
Micro-semi	A1280ACQ172B	FPGA	1.0 micron CMOS	S	5Krad	A los 5Krad no pasa la prueba de ICLH e ICLL	<a href="https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/tid/PPM-98-032.pdf">https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/tid/PPM-98-032.pdf</a>
Xilinx	XC4VFX60	FPGA	90 nm Copper CMOS Process - 1.2V Core Voltage	COTS	240Krad	Estable en todo el rango de la prueba	<a href="https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/nsrec08_W2_TID.pdf">https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/nsrec08_W2_TID.pdf</a>
TI	MSP430F1612	micro controller		COTS	5Krad	Fallas de distintos tipo	Radiation Test Results for Common CubeSat Microcontrollers and Microprocessor
TI	MSP430F1611	micro controller		COTS	5Krad	Fallas de distintos tipo	Radiation Test Results for Common CubeSat Microcontrollers and Microprocessor
TI	MSP430FR5739	micro controller		COTS	10Krad	Sin fallas en la corriente pero no reprogramables	Radiation Test Results for Common CubeSat Microcontrollers and Microprocessor
Atmel	DSPIC33FJ256GP710	micro controller		COTS	10Krad	Sin fallas en la corriente pero no reprogramables	Radiation Test Results for Common CubeSat Microcontrollers and Microprocessor
Xilinx	XC4-Virtex4	FPGA		COTS	>240K		Cochran et al. "Compendium of Recent Total Ionizing Dose Results for Candidate Spacecraft Electronics for NASA", NSREC 2008.
Xilinx	XC5VFX13_0T	FPGA		COTS	~340K		Jano Gebelein, "An approach to system-wide fault tolerance for FPGAs", ESA ESTEC 2009.
Xilinx	XC6-Virtex-6	FPGA	SRAM	COTS	~380K		Jano Gebelein, "An approach to system-wide fault tolerance for FPGAs", ESA ESTEC 2009.
Xilinx	XCKU040- 2FBVA115	FPGA		COTS	>1M		Matthew Gadlage, "Radiation Hardening and Trust in a COTS Age", Navsea Crane presentation.
Xilinx	6E-Kintex 20nm Ultrascale FPGA						
BS	197A805-RH1020B FPGA	FPGA		S	>150K		BAE Systems, "Radiation- hardened electronics product guide", available on website in 2018.
Micro-semi	RTAX- 2000s	FPGA		S	>300K		Microsemi, "Radiation- Tolerant FPGAs", available on webstire in 2018.
Xilinx	XQR4V-Virtex-4 Space Grade	FPGA		S	~300K		Xilinx, "Space-Grade Virtex- 4QV Family Overview", 2014.
Xilinx	XQR5VFX1 30-Radiation-Hard, Virtex- 5QV	FPGA		S	>1M		Xilinx, "Radiation- Hardened, Space-Grade Virtex-5QV Family Data Sheet: Overview", available on website in 2018.
Atmel	TSC695F	SPARC Microproc.		S	100K		JPL
Intel	80386-20	micróprocesor	1 µm-CHMOS IV 1993	COTS	5Krad		K. Sahu, "Radiation Report on TRMM/GPEP Part No. MQ80386-20,-PPM-93-062," <a href="http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/tid/PPM 93-062.pdf">http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/tid/PPM 93-062.pdf</a> , Jun. 1993.
Intel	80486DX2-66	micróprocesor	0.8 µm-CHMOS V 1995	COTS	20Krad		Donald R. Johnson, "Total Dose Test Report on the Intel 80486DX2-66 Microprocessor tested 8/29-9/8/95," <a href="http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/td80486.htm">http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/td80486.htm</a> , Sept. 1995.
Intel	Pentium III		0.25 µm	COTS	500Krad		Jim Howard, Ken LaBel, Marty Carts, Ron Stattel, Charlie Rogers, Tim Irwin, and Zoran Kahric, "Total Ionizing Dose Testing of the Intel Pentium III (P3) and AMD K7 Microprocessors," <a href="http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/tid/G020802_P3_TID.pdf">http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/tid/G020802_P3_TID.pdf</a> , Feb. 2002.
AMD	AMD K7		0.18 µm	COTS	100Krad		Kenneth A. LaBel, Martin A. Carts, Robert A. Gigliuto, Carl M. Szabo,Jr., Matt Kay, Tim Sinclair, Matt Gadlage, Adam Duncan, and Dave Ingalls, "Advanced Micro Devices (AMD) Processor: Radiation Test Results," presented at NEPP Electronics Technology Workshop, June 11-12, 2013.
AMD	AMD llano		32nm	COTS	>1Mrad		
Altera	Cyclone EP1C6-Q240C8.		1.5-V, 0.13-µm SRAM	COTS	120Krad	A partir de este valor comienza a aumentar la corriente del nucleo	"TID and SEE Testing Results of Altera Cyclone Field Programmable Gate Array"

\*Se asume CMOS excepto que se diga lo contrario

\*S: Denota Grado Espacial



**Conclusiones:**

Analizando los datos obtenidos nos encontramos una gran variación en la resistencia a la TID de los dispositivos. Estas variaciones pueden ser explicadas por los métodos constructivos utilizados en cada uno.

Consideramos haber recolectado información suficiente para que, junto a un análisis teórico del problema en cuestión, podamos determinar la TID mínima deseada. Con la TID mínima deseada nos referimos al límite de radiación máxima que debemos fijar bajo nuestro escudo (valor dependiente del tipo de dispositivo) para garantizar que el circuito integrado no falle.

**ANEXO:**

Se adjunta a este trabajo la respectiva tabla de Excel.

# 1.2



## CARACTERIZACIÓN DE LA RADIACIÓN EN ÓRBITAS DE 500 KM

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

01/06/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de  
Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Definición de Radiación</b>	<b>2</b>
<b>Modelado de la Radiación</b>	<b>4</b>
Órbita 500Km (Low-Leo)	4
1.1 Caso Pesimista	4
1.2 Caso con Parámetros Relajados	9
<b>Conclusiones</b>	<b>13</b>
<b>ANEXO</b>	<b>13</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>13</b>



## Objetivo:

Se busca en este informe expandir el concepto de radiación y definir el entorno esperado de la misma para órbitas de 500Km.

## Definición de radiación:

Entendemos por radiación la emisión de energía o de partículas que producen algunos cuerpos y que se propaga a través del espacio<sup>1</sup>. Establecido este concepto podemos definir dos grandes grupos:

- ◊ **Radiación No-Ionizante:** Este grupo está integrado por radiación de baja energía que no tiene el poder de remover un electrón de su órbita, cambiando la carga del material golpeado. Ejemplos de estos son la luz visible y el sonido.
- ◊ **Radiación Ionizante:** Este es el grupo compuesto por aquella radiación capaz de cambiar la carga intrínseca de un cuerpo mediante la remoción de un electrón de su órbita. Algunos ejemplos de esta energía son los rayos cósmicos, las partículas Alpha, las partículas Beta, los rayos Gamma y los rayos X.

En particular estamos interesados en el segundo grupo, ya que es el causante de la mayoría de los problemas que estamos enfrentando.

Como primer punto debemos decir que la radiación ionizante es difícil de frenar ya que puede atravesar materiales mientras que los ioniza. En particular este es el punto que nos interesa, **la ionización de los circuitos integrados puede generar su falla total de forma irreparable**.

El segundo punto consiste en que debemos esperar una gran cantidad de este tipo de energía en nuestras misiones espaciales. Observaremos la misma en tres formas:

- ◊ **Rayos cósmicos:** Son partículas de alta energía, en su mayoría protones de hidrógeno, con energías que van desde alrededor de 1GeV a  $10^8$  TeV. El origen de la misma todavía es ámbito de cierta discusión, pero se acuerda que pueden ser tanto extra-galácticos como generados en nuestro sol. La cantidad de partículas esperadas varía según la energía de la misma. Podemos esperar encontrarnos 10.000 partículas de 1GeV por metro cuadrado por segundo y solo 1 partícula de la energía más alta por kilómetro cuadrado por siglo.<sup>2</sup>

---

<sup>1</sup> <https://www.nasa.gov/analogs/nsrl/why-space-radiation-matters>

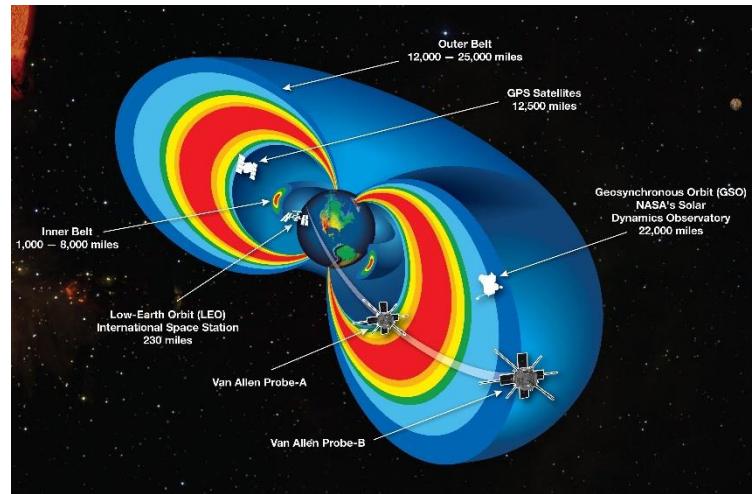
<sup>2</sup> <https://home.cern/science/physics/cosmic-rays-particles-outer-space>

- ◊ **Partículas de llamaradas solares:** Se define a una llamarada solar como un cambio repentino e intenso del brillo de un punto sobre la superficie del sol. El mismo ocurre cuando se libera de golpe la energía magnética que se estuvo acumulando sobre la superficie. En estos eventos son liberados electrones, protones y núcleos pesados que viajan a una gran velocidad por el espacio. También es generada radiación en forma de rayos X y rayos Gamma. La cantidad de llamaradas generadas varía con el llamado Ciclo Solar. **Es importante destacar que en las órbitas terrestres tendremos un máximo de protones en un mínimo de solar y un máximo de electrones en un mínimo solar.**<sup>3</sup>

- ◊ **Partículas del cinturón de radiación (Cinturón de Van Allen):** Los cinturones de Van Allen son dos regiones concéntricas en donde, debido a la magnetósfera, quedan atrapados electrones y protones de distintas energías.<sup>4</sup>

El primer cinturón se ubica entre los 6.000 y 12.000 km sobre la superficie de la tierra (Aunque se encuentra mucho más cerca sobre la zona de la anomalía magnética del atlántico sur).

El segundo se ubica entre los 25.000 y 45.000 km.



Existe un último tipo de radiación que nos afectará, la radiación Bremsstrahlung (Radiación de frenado). Esta es la radiación generada al frenar o deflectar partículas cargadas<sup>5</sup>. Sobre todo, debemos tenerla en cuenta al analizar tipos de protección frente a la radiación.

<sup>3</sup> <https://hesperia.gsfc.nasa.gov/rhessi3/mission/science/overview-of-solar-flares/index.html>

"Radiation effects and COTS in small satellites".

<sup>4</sup> <https://sci.esa.int/web/cluster/-/52831-earth-plasmasphere-and-the-van-allen-belts>

<sup>5</sup> <https://www.britannica.com/science/bremsstrahlung>

[Ver referencias completas en BIBLIOGRAFÍA]

## Modelado de la radiación:

Dada una explicación breve de la definición y el origen de la radiación esperada, comenzamos a intentar simularla para tener datos cuantitativos que nos permitan caracterizarla. Al hablar de su caracterización hablamos de entender la composición energética de la radiación que esperamos. En otras palabras, **buscamos conocer cómo son y cuántas son las partículas/radiaciones que nos encontraremos.**

Para cumplir este objetivo utilizaremos el programa **SPENVIS**<sup>6</sup> que es un recurso brindado por la agencia espacial europea (ESA). Este programa es gratuito y permite una primera identificación de las características buscadas.

### 1. Órbita 500Km (Low-Leo)

Comenzamos analizando una órbita helio sincrónica de 500Km de altitud lanzada el 1 de enero del 2021 con una misión de 5 años. Para este análisis realizaremos dos simulaciones, una conservadora y una segunda un poco más relajada.

#### 1.1. Caso pesimista

Para el caso pesimista se configuraron los modelos y sus características según lo descrito en la **tabla 1**. Recordamos que, en el caso de protones y electrones atrapados, encontraremos más protones en un mínimo solar y lo contrario con los electrones. También es necesario aclarar que para el modelo de flujo de partículas solares debemos definir un intervalo de confianza. El mismo se entiende como la probabilidad (en porcentaje) de que el valor sea una sobreestimación del entorno real de la misión.<sup>7</sup>

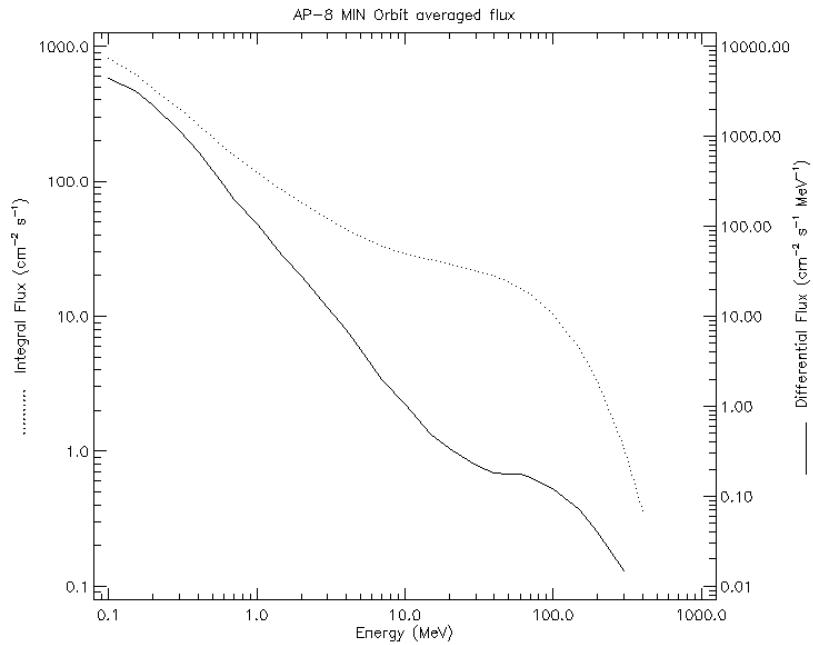
Flujo de protones y electrones atrapados	- Modelo AP8 para protones. Definido en un mínimo solar. - Modelo AE8 para protones. Definido en un máximo solar.
Flujo de partículas solares	-ESP-PSYCHIC (Peor evento) con iones de Hidrógeno a Hidrógeno y un nivel de confianza del 100%
Flujo de rayos cósmicos	-ISO 15390 Iones de Hidrógeno a Urano (mínimo solar de mayo del 1996)

<sup>6</sup> <https://www.spenvis.oma.be/>

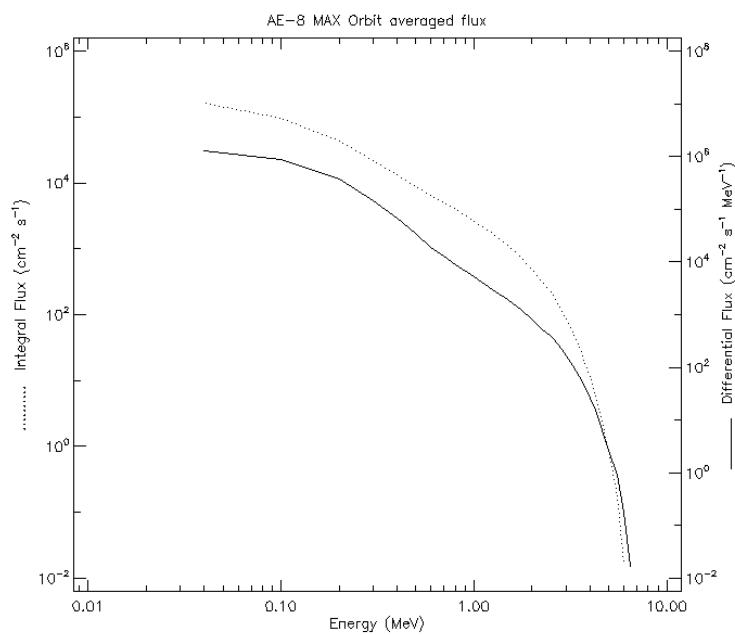
<sup>7</sup> <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sep.html>

Bajo estas configuraciones encontramos los siguientes resultados:

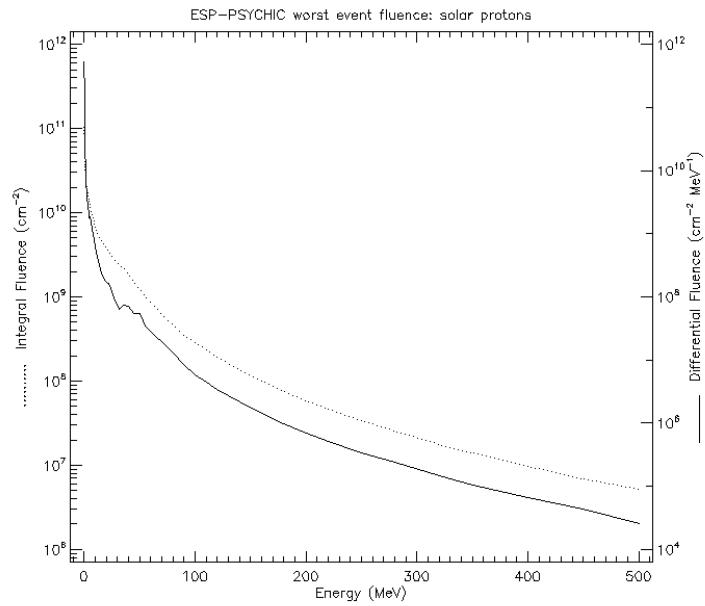
- ◊ Flujo de protones atrapados:



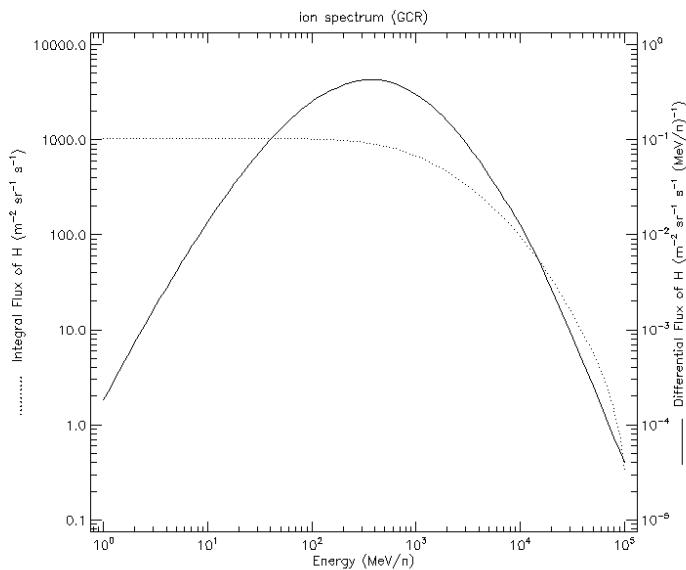
- ◊ Flujo de electrones atrapados



◊ Flujo de partículas solares:



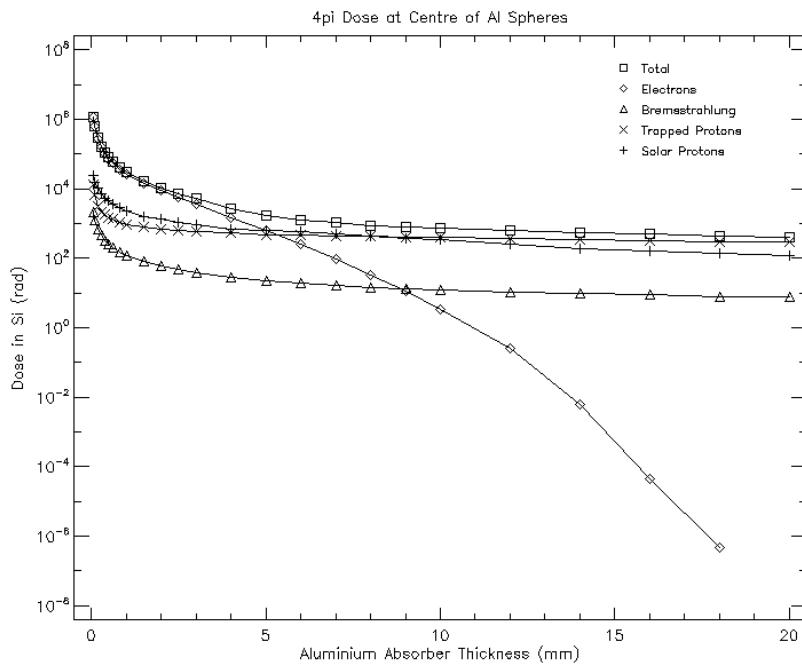
◊ Protones de hidrógeno provenientes de rayos cósmicos



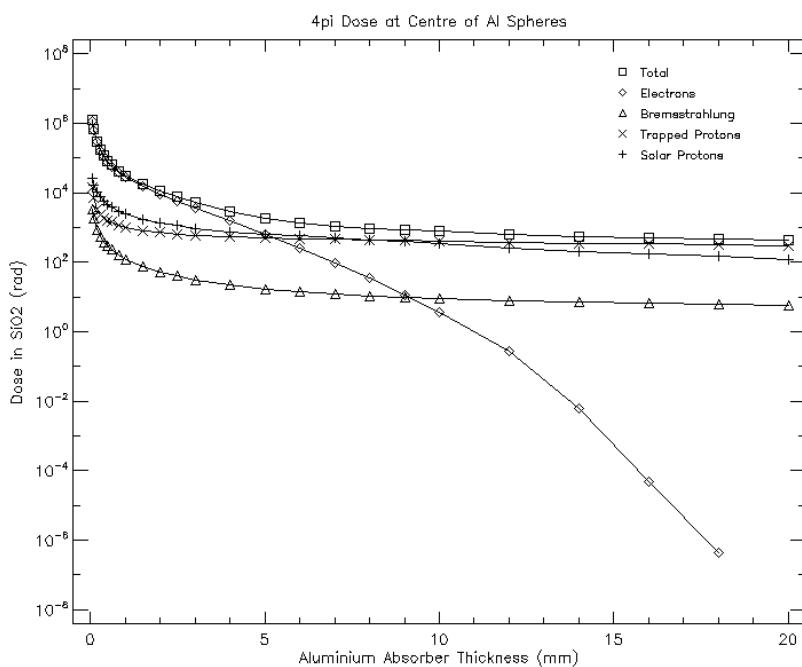
Por último, el SPENVIS nos permite simular la dosis total de radiación recibida sobre silicio (Si) y óxido de silicio ( $\text{SiO}_2$ ) respecto de un espesor de aluminio. Debajo se muestran los resultados respecto de

una esfera de aluminio (Fuente incidente sobre  $4\pi$ \*steradian) y sobre una capa finita de aluminio (Fuente incidente sobre  $2\pi$ \*steradian)<sup>8</sup>.

- ◊ Silicio protegido con esfera de aluminio:



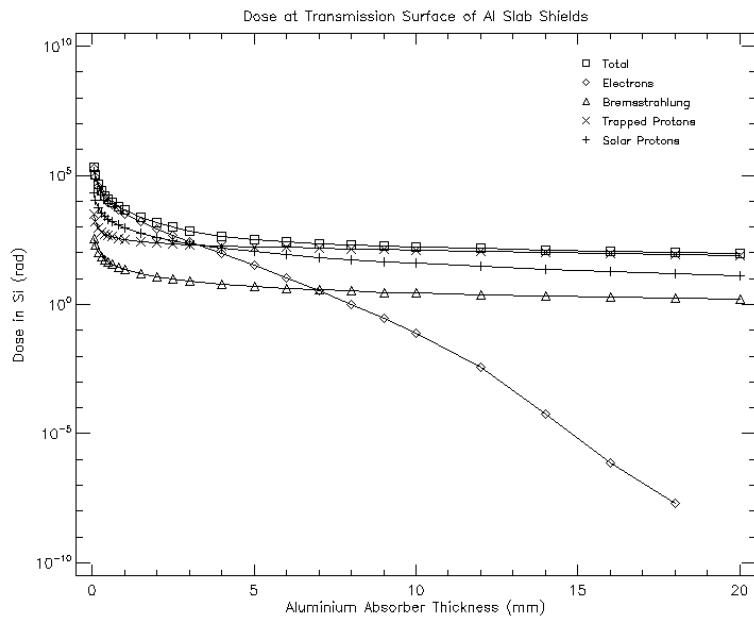
- ◊ Oxido de Silicio protegido con esfera de aluminio:



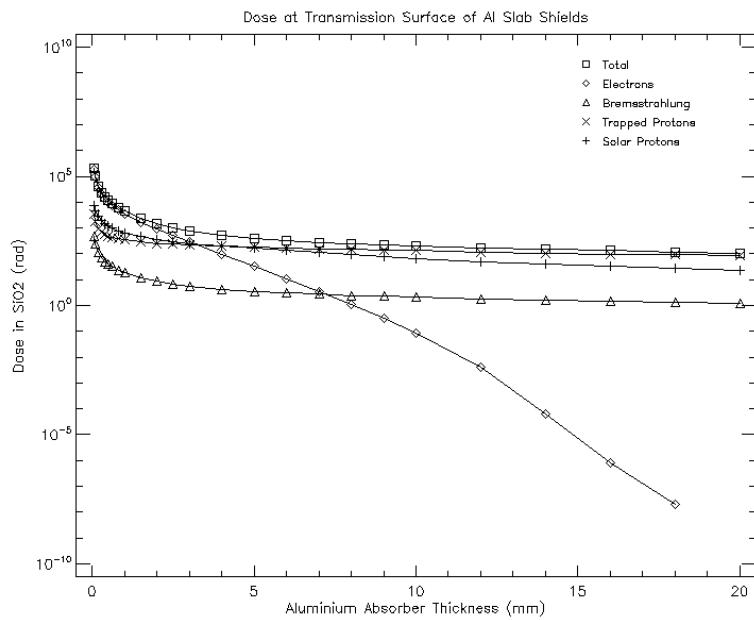
<sup>8</sup> <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sd2q.html>

[Ver referencias completas en BIBLIOGRAFÍA]

◊ Silicio protegido con lamina finita:



◊ Oxido de Silicio protegido con lamina finita:



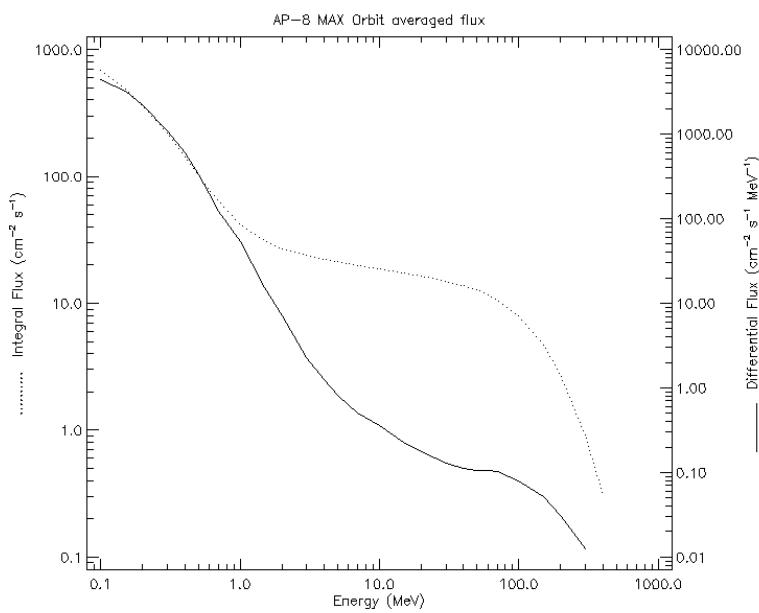
## 1.2. Caso con parámetros relajados

Analicemos ahora la misma misión relajando un poco los parámetros de simulación. Hoy en día nos encontramos en un mínimo solar <sup>9</sup>, por lo tanto, trabajaremos con los modelos de protones y electrones atrapados en un máximo solar. Al mismo tiempo cambiaremos de escenario de simulación y relajaremos el nivel de confianza sobre el flujo de partículas solares. Ver **tabla 2**.

Flujo de protones y electrones atrapados	- Modelo AP8 para protones. Definido en un máximo solar. - Modelo AE8 para protones. Definido en un máximo solar.
Flujo de partículas solares	-ESP-PSYCHIC con iones de Hidrógeno a Hidrógeno y un nivel de confianza del 80%
Flujo de rayos cósmicos	-ISO 15390 Iones de Hidrógeno a Urano (Época de la misión)

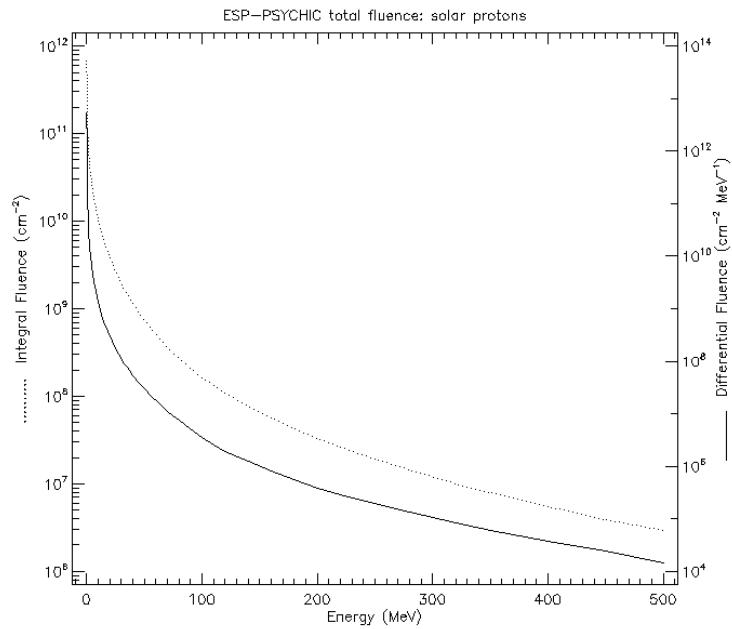
Las simulaciones de electrones se mantienen igual.

- ◊ Flujo de protones atrapados.

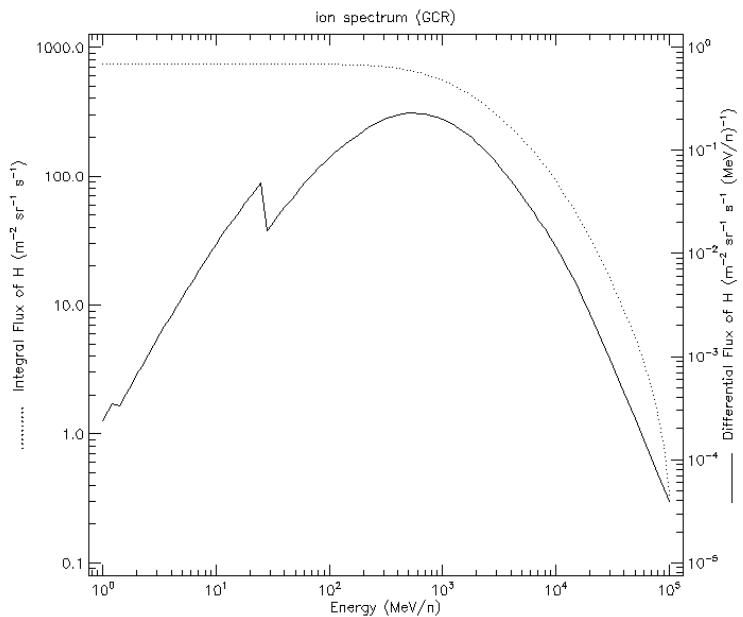


<sup>9</sup> <https://www.spaceweatherlive.com/es/actividad-solar/ciclo-solar>

◊ Flujo de partículas solares

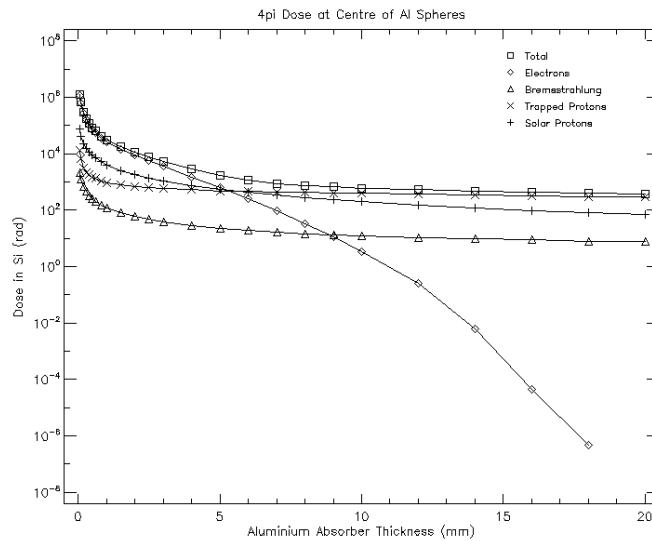


◊ Protones debidos a rayos cósmicos

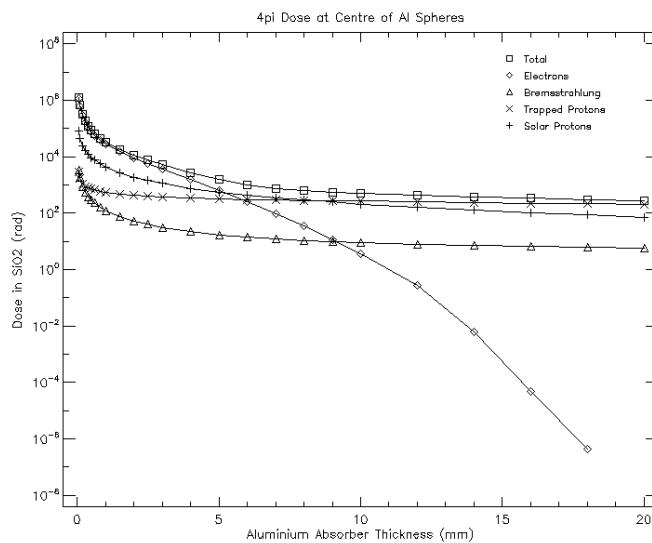


Nuevamente realizamos la simulación de la dosis total ionizante sobre silicio bajo las dos estructuras de escudo planteadas.

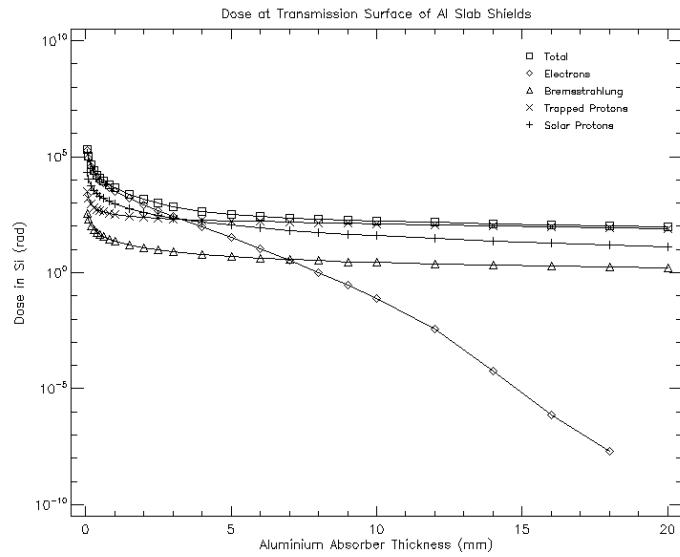
- ◊ Silicio protegido con esfera de aluminio:



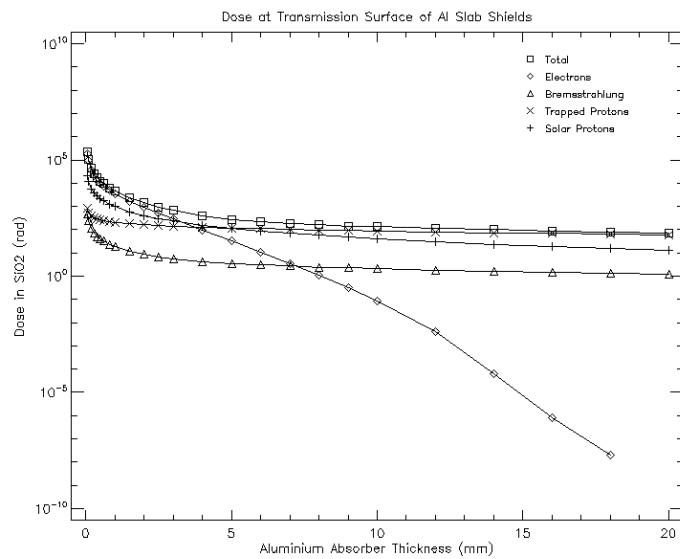
- ◊ Oxido de Silicio protegido con esfera de aluminio:



◊ Silicio protegido con láminas finitas



◊ Oxido de Silicio protegido con láminas finitas



## Conclusiones:

Realizando un análisis rápido de los datos encontraremos que relajar el entorno de simulación genera un cambio notable en las partículas de alta energía. Aun así, no genera un cambio importante en la dosis total de ionización recibida por el silicio en el tiempo de la misión.

Se cree que este informe tiene éxito en presentar una buena base para un análisis detallado a futuro. También se considera que el mismo debe ser enfocado en el marco del objetivo a lograr.

Por último, destacamos que se irá ampliando el contenido de este informe según corresponda.

## ANEXO:

Se adjuntan como zip a este trabajo los reportes de simulación de todas las simulaciones realizadas.

## BIBLIOGRAFÍA:

- ◊ National Aeronautics and Space Administration (NASA), Editor: Holly Zell, Aug. 3, 2017, *Radiation Belts - Fun Facts*, [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/rbsp/mission/fun-facts.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/rbsp/mission/fun-facts.html)
- ◊ National Aeronautics and Space Administration (NASA), Editor: Jason Perez, Oct. 8, 2019, *Why Space Radiation Matters*, <https://www.nasa.gov/analognsrl/why-space-radiation-matters>
- ◊ CERN, , *Cosmic rays: particles from outer space*, <https://home.cern/science/physics/cosmic-rays-particles-outer-space>
- ◊ NASA Official: Gordon Holman, Web: Kim Tolbert , *Radiation effects and COTS in small satellites*, <https://hesperia.gsfc.nasa.gov/rhessi3/mission/science/overview-of-solar-flares/index.html>
- ◊ European Space Agency (ESA), Sep. 01, 2019, *Earth's Plasmasphere And The Van Allen Belts*, <https://sci.esa.int/web/cluster/-/52831-earth-plasmasphere-and-the-van-allen-belts>
- ◊ Encyclopaedia Britannica, Editora: Aakanksha Gaur, Sep 25, 2018, *Bremsstrahlung*, <https://www.britannica.com/science/bremsstrahlung>
- ◊ European Space Agency (ESA), SPace ENVironment Information System (SPENVIS), <https://www.spenvis.oma.be/>
- ◊ European Space Agency (ESA), SPace ENVironment Information System (SPENVIS), <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sep.html>
- ◊ European Space Agency (ESA), SPace ENVironment Information System (SPENVIS), última act. Mar 12, 2018, <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sd2q.html>
- ◊ Moderadores de SpaceWeatherLive: Sander Vancanneyt y Marcel de Bont, May. 01, 2020, *SpaceWeatherLive*, <https://www.spaceweatherlive.com/es/actividad-solar/ciclo-solar>

# 1.2.1



## CARACTERIZACIÓN DE LA RADIACIÓN EN ÓRBITAS DE 1.200 KM

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

09/05/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Definición de Radiación</b>	<b>2</b>
<b>Modelado de la Radiación</b>	<b>2</b>
Órbita 1.200Km (High-Leo)	2
1.1 Caso Pesimista	2
1.2 Caso con Parámetros Relajados	7
<b>Conclusiones</b>	<b>10</b>
<b>ANEXO</b>	<b>10</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>10</b>

## Objetivo:

Se busca en este informe expandir el concepto de radiación y definir el entorno esperado de la misma para orbitas de 1.200 Km.

## Definición de radiación:

A la hora de definir la radiación tomaremos los datos que fueron volcados en el informe 1.2 por lo que en esta presentación utilizaremos y tendremos en cuenta esas mismas nociones.

## Modelado de la radiación:

Dada una explicación breve de la definición y el origen de la radiación esperada, comenzamos a intentar simularla para tener datos cuantitativos que nos permitan caracterizarla. Al hablar de su caracterización hablamos de entender la composición energética de la radiación que esperamos. En otras palabras, **buscamos conocer cómo son y cuántas son las partículas/radiaciones que nos encontraremos.**

Para cumplir este objetivo utilizaremos el programa **SPENVIS**<sup>1</sup> que es un recurso brindado por la agencia espacial europea (ESA). Este programa es gratuito y permite una primera identificación de las características buscadas.

### 1. Órbita 1.200 Km (High-Leo)

Ahora vamos a analizar una órbita helio sincrónica de 1.200 Km de altitud lanzada el 1 de enero del 2021 con una misión de 5 años. Para este análisis realizaremos dos simulaciones, una conservadora y una segunda un poco más relajada.

#### 1.1. Caso pesimista

Para el caso pesimista se configuraron los modelos y sus características según lo descrito en la **tabla 1**. Recordamos que, en el caso de protones y electrones atrapados, encontraremos más protones en un mínimo solar y lo contrario con los electrones. También es necesario aclarar que para el modelo de flujo de partículas solares debemos definir un intervalo de confianza. El mismo se entiende como



---

<sup>1</sup> <https://www.spenvis.oma.be/>

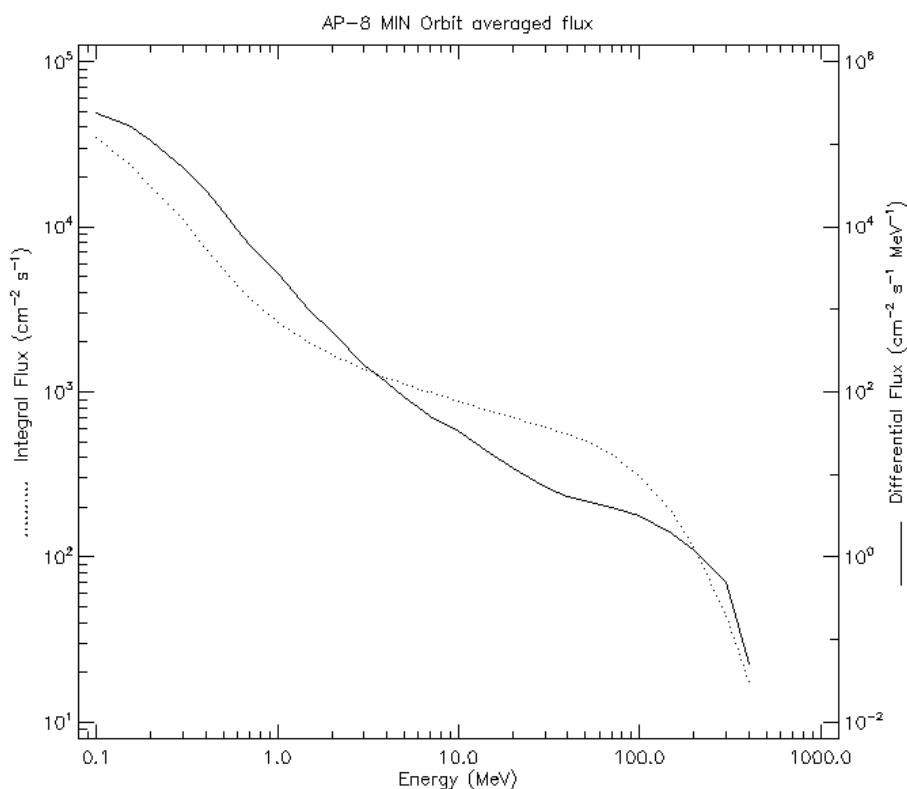
[Ver referencias completas en BIBLIOGRAFÍA]

la probabilidad (en porcentaje) de que el valor sea una sobreestimación del entorno real de la misión.<sup>2</sup>

Flujo de protones y electrones atrapados	- Modelo AP8 para protones. Definido en un mínimo solar. - Modelo AE8 para protones. Definido en un máximo solar.
Flujo de partículas solares	-ESP-PSYCHIC (Peor evento) con iones de Hidrógeno a Hidrógeno y un nivel de confianza del 99%
Flujo de rayos cósmicos	-ISO 15390 Iones de Hidrógeno a Urano (mínimo solar de mayo del 1996)

Bajo estas configuraciones encontramos los siguientes resultados:

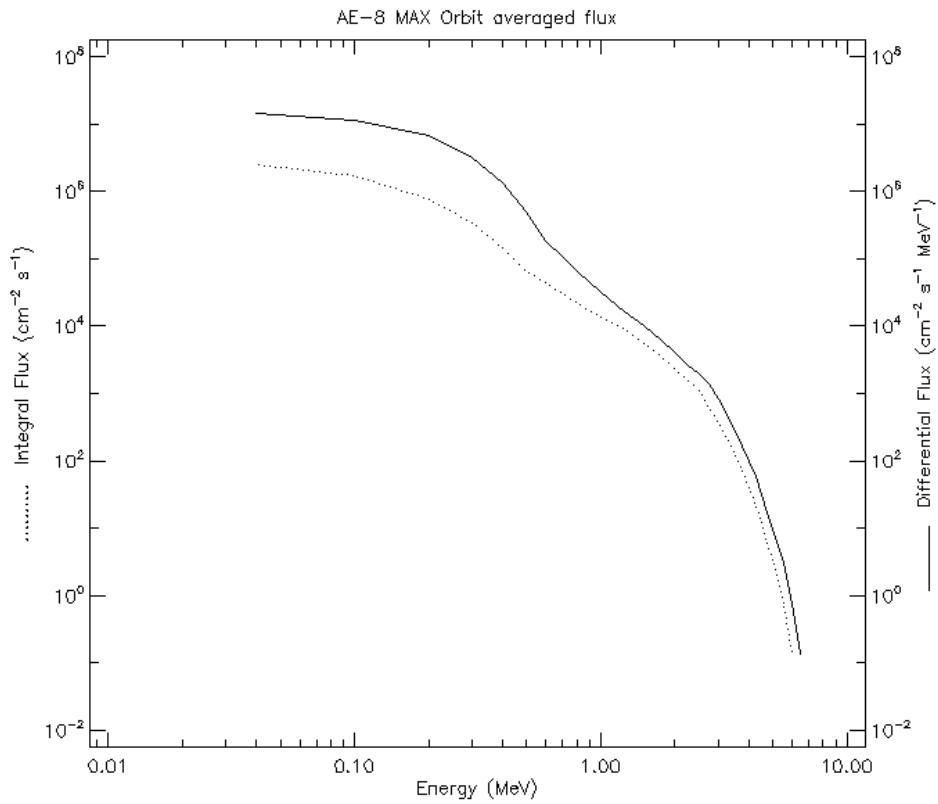
◊ Flujo de protones atrapados:



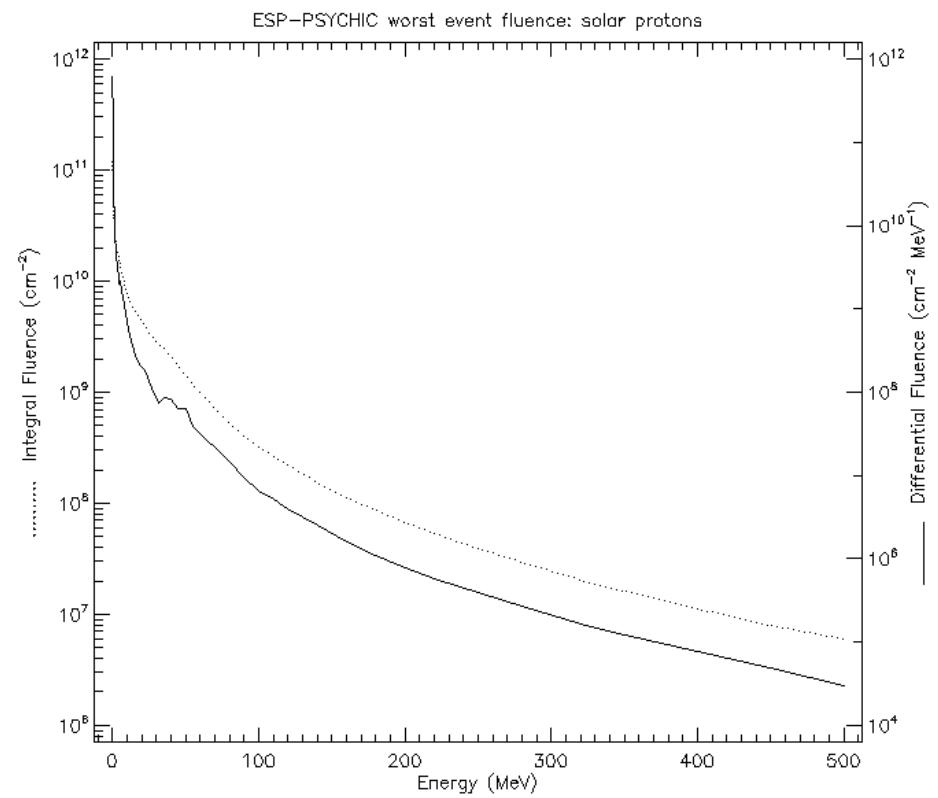
<sup>2</sup> <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sep.html>

[Ver referencias completas en BIBLIOGRAFÍA]

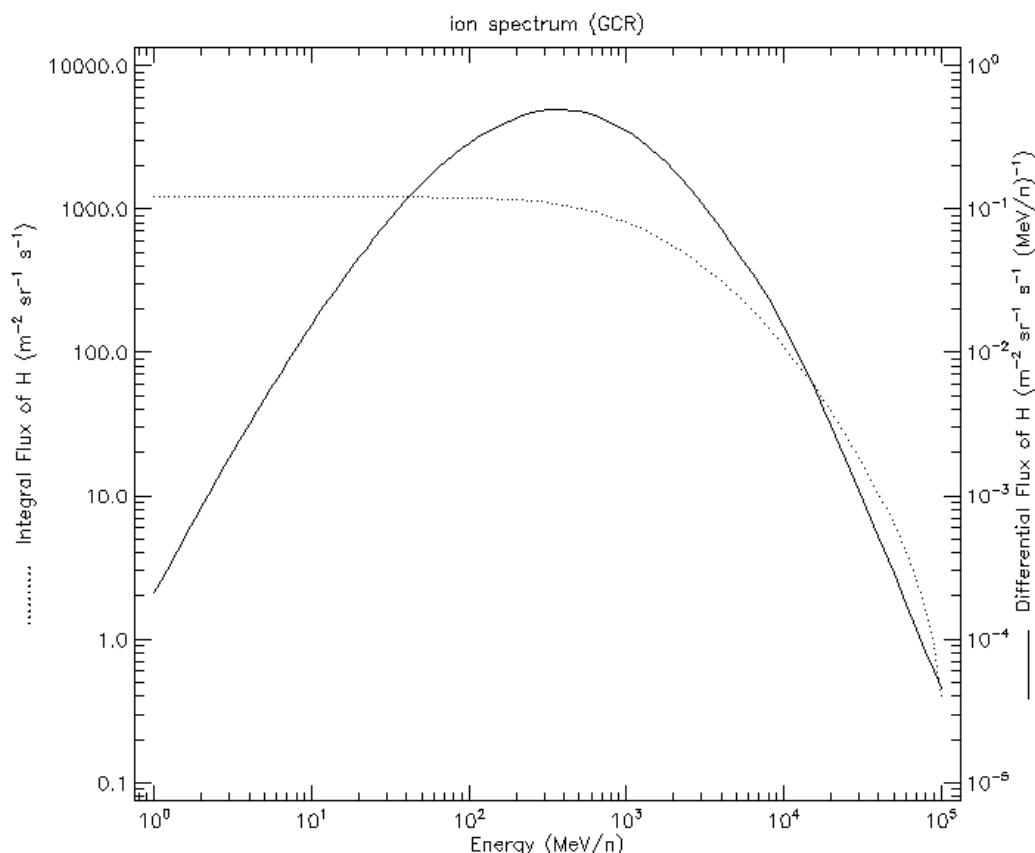
◊ Flujo de electrones atrapados



◊ Flujo de partículas solares:



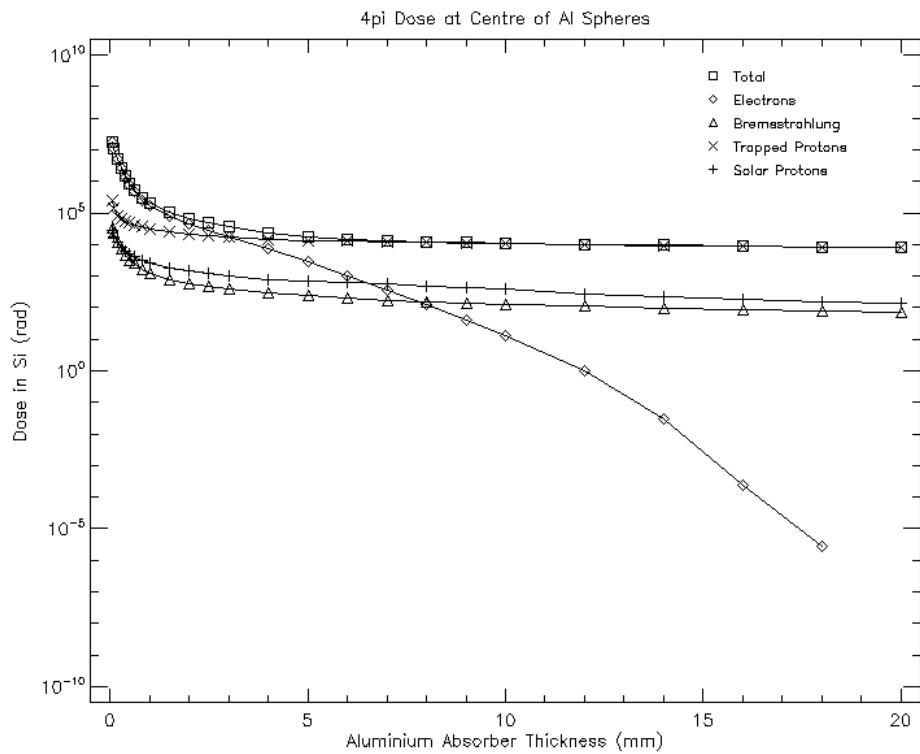
- ◊ Protones de hidrógeno provenientes de rayos cósmicos



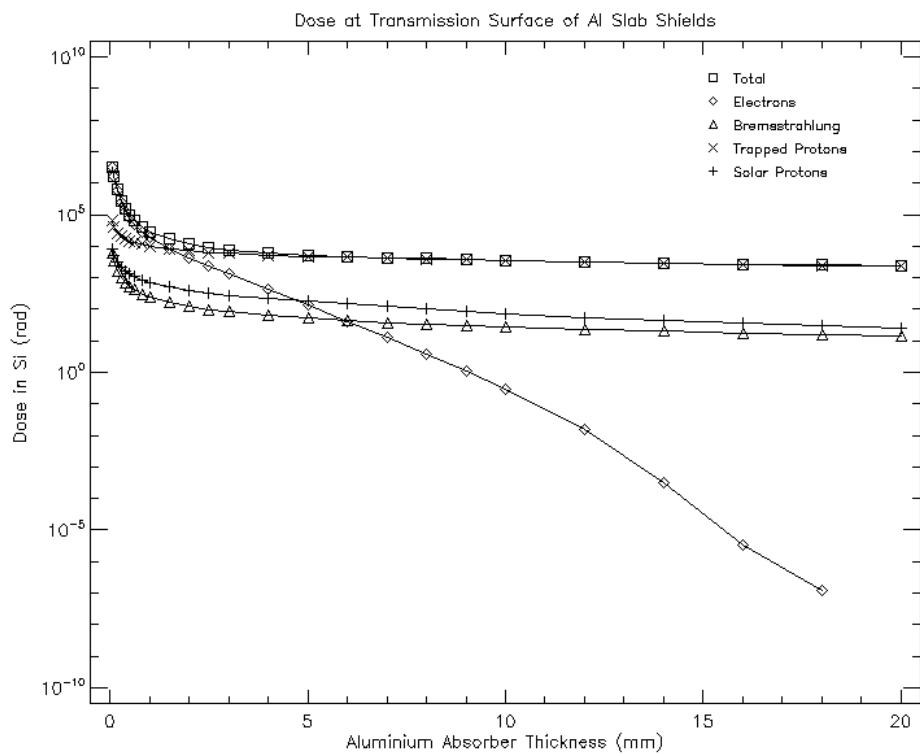
Por último, el SPENVIS nos permite simular la dosis total de radiación recibida respecto de un espesor de aluminio. Debajo se muestran los resultados respecto de una esfera de aluminio (Fuente incidente sobre  $4\pi\text{steradian}$ ) y sobre una capa finita de aluminio (Fuente incidente sobre  $2\pi\text{steradian}$ )<sup>3</sup>.

<sup>3</sup> <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sd2q.html>

◊ Esfera de aluminio:



◊ Lamina finita:



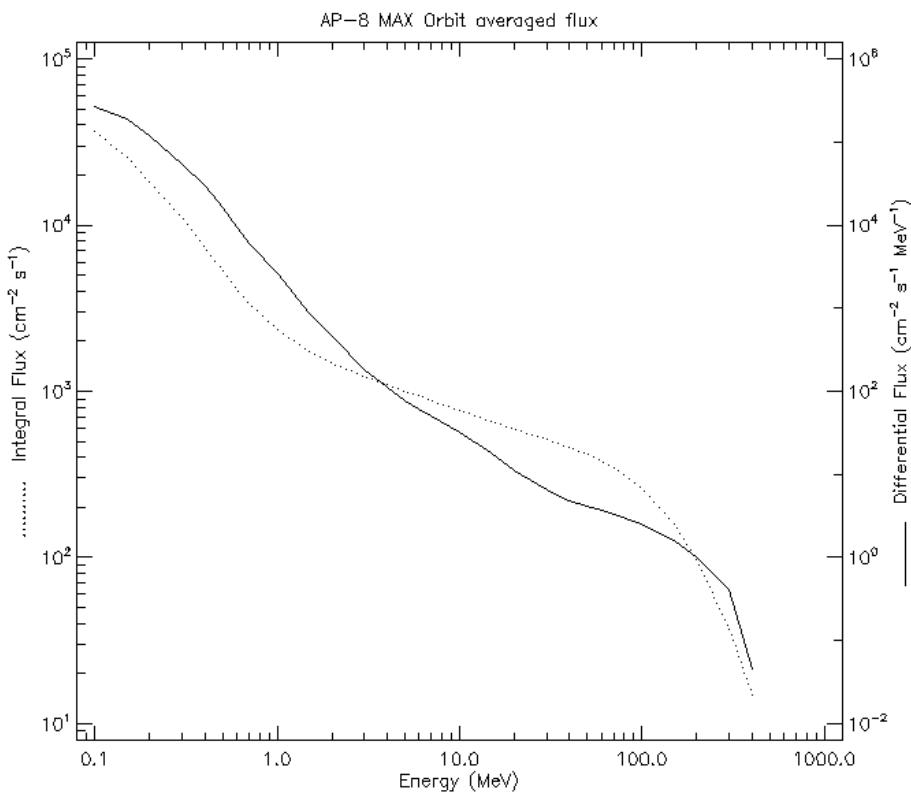
## 1.2. Caso con parámetros relajados

Analicemos ahora la misma misión relajando un poco los parámetros de simulación. Hoy en día nos encontramos en un mínimo solar<sup>4</sup>, por lo tanto, trabajaremos con los modelos de protones y electrones atrapados en un máximo solar. Al mismo tiempo cambiaremos de escenario de simulación y relajaremos el nivel de confianza sobre el flujo de partículas solares. Ver **tabla 2**.

Flujo de protones y electrones atrapados	- Modelo AP8 para protones. Definido en un máximo solar. - Modelo AE8 para protones. Definido en un máximo solar.
Flujo de partículas solares	-ESP-PSYCHIC con iones de Hidrógeno a Hidrógeno y un nivel de confianza del 80%
Flujo de rayos cósmicos	-ISO 15390 Iones de Hidrógeno a Urano (Época de la misión)

Las simulaciones de electrones se mantienen igual.

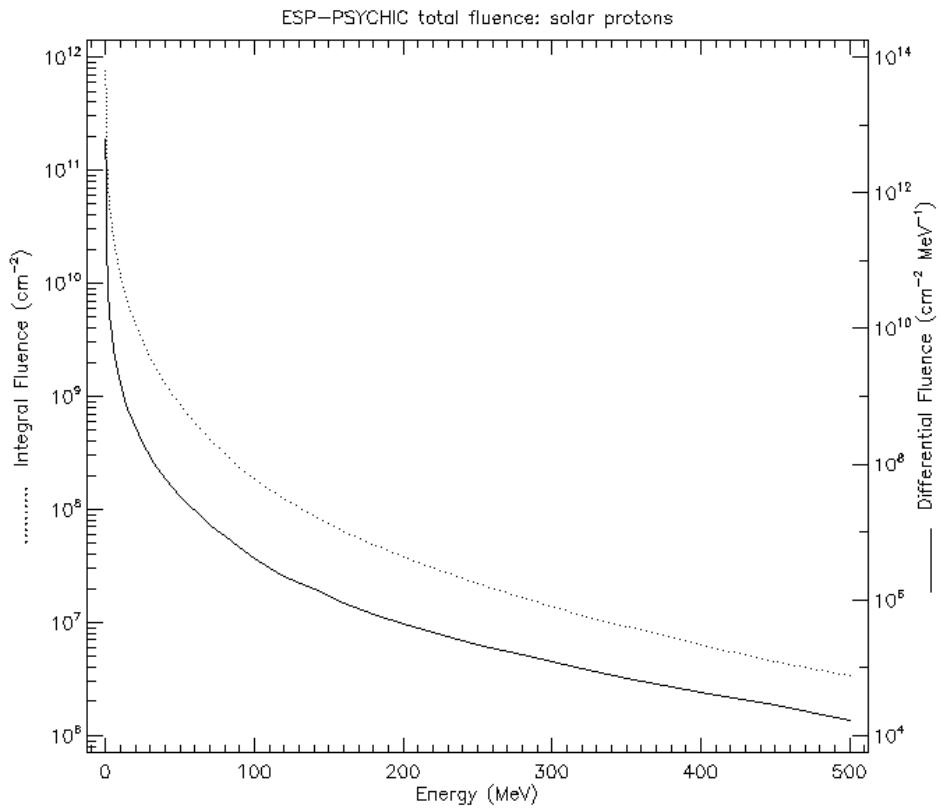
- ◊ Flujo de protones atrapados.



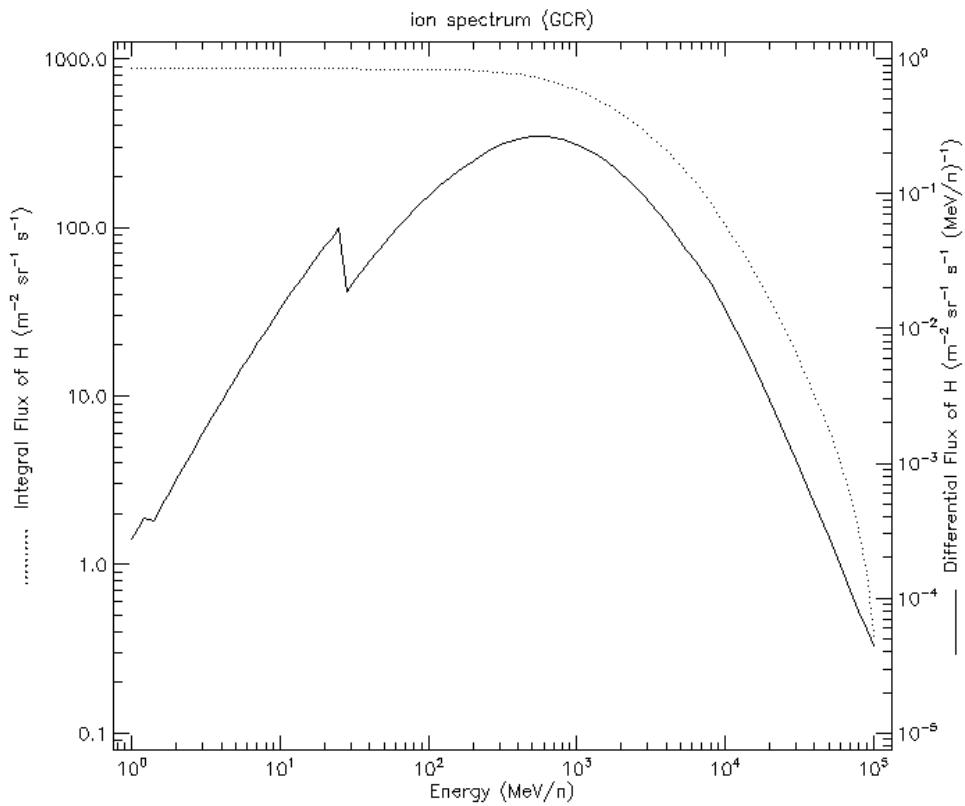
<sup>4</sup> <https://www.spaceweatherlive.com/es/actividad-solar/ciclo-solar>

[Ver referencias completas en BIBLIOGRAFÍA]

◊ Flujo de partículas solares



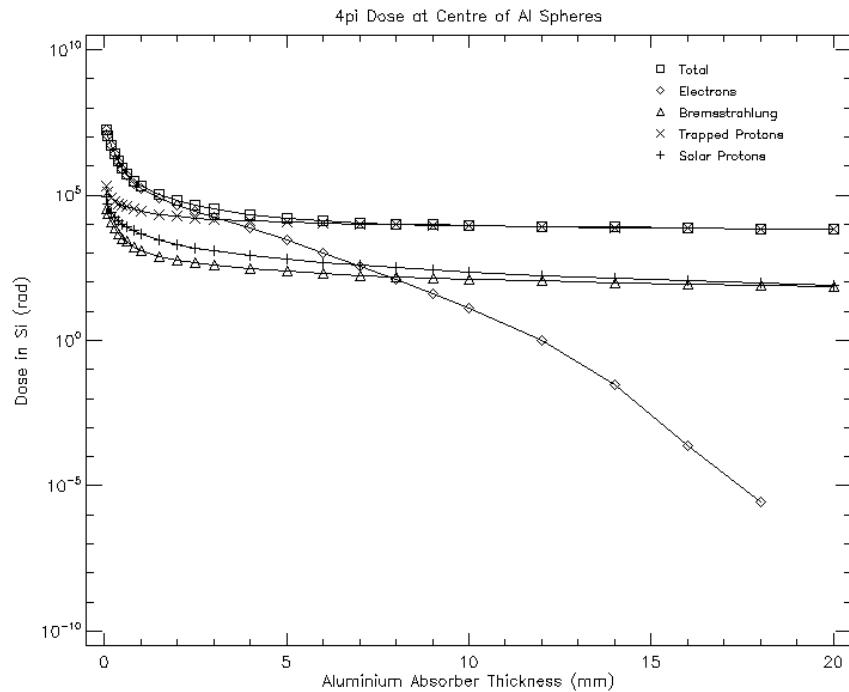
◊ Protones debidos a rayos cósmicos



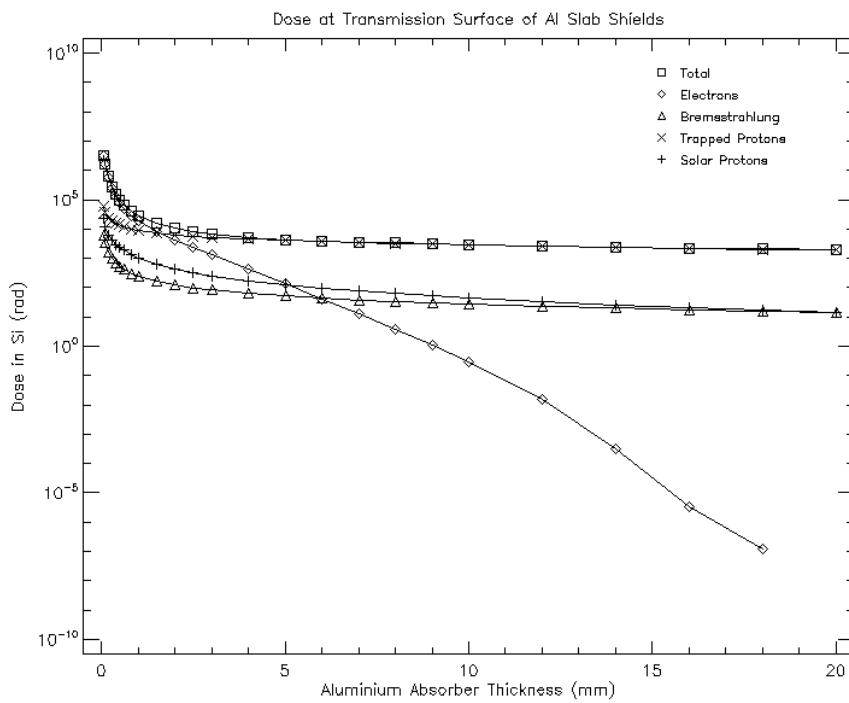
Caracterización de la Radiación en Órbitas de 1.200 Km.

Nuevamente realizamos la simulación de la dosis total ionizante sobre silicio bajo las dos estructuras de escudo planteadas.

◊ Esfera:



◊ Laminas finitas



## Conclusiones:

Realizando un análisis rápido de los datos veremos que al relajar el entorno de simulación nos encontramos un ambiente levemente menos hostil. La condición más importante a destacar es el cambio producido en la dosis total debido a protones de origen solar.

Se cree que este informe tiene éxito en presentar una buena base para un análisis detallado a futuro. También se considera que el mismo debe ser enfrascado en el marco del objetivo a lograr.

Por último, destacamos que este informe se utilizara como base y se irá ampliando su contenido según corresponda.

## ANEXO:

Se adjuntan como zip a este trabajo los reportes de simulación de todas las simulaciones realizadas.

## BIBLIOGRAFÍA:

- ◊ National Aeronautics and Space Administration (NASA), Editor: Holly Zell, Aug. 3, 2017, *Radiation Belts - Fun Facts*, [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/rbsp/mission/fun-facts.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/rbsp/mission/fun-facts.html)
- ◊ National Aeronautics and Space Administration (NASA), Editor: Jason Perez, Oct. 8, 2019, *Why Space Radiation Matters*, <https://www.nasa.gov/analogns/nsrl/why-space-radiation-matters>
- ◊ CERN, , *Cosmic rays: particles from outer space*, <https://home.cern/science/physics/cosmic-rays-particles-outer-space>
- ◊ NASA Official: Gordon Holman, Web: Kim Tolbert , *Radiation effects and COTS in small satellites*, <https://hesperia.gsfc.nasa.gov/rhessi3/mission/science/overview-of-solar-flares/index.html>
- ◊ European Space Agency (ESA), Sep. 01, 2019, *Earth's Plasmasphere And The Van Allen Belts*, <https://sci.esa.int/web/cluster/-/52831-earth-plasmasphere-and-the-van-allen-belts>
- ◊ Encyclopaedia Britannica, Editora: Aakanksha Gaur, Sep 25, 2018, *Bremsstrahlung*, <https://www.britannica.com/science/bremsstrahlung>
- ◊ European Space Agency (ESA), SPace ENVironment Information System (SPENVIS), <https://www.spenvis.oma.be/>
- ◊ European Space Agency (ESA), SPace ENVironment Information System (SPENVIS), <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sep.html>
- ◊ European Space Agency (ESA), SPace ENVironment Information System (SPENVIS), última act. Mar 12, 2018, <https://www.spenvis.oma.be/help/models/sd2q.html>
- ◊ Moderadores de SpaceWeatherLive: Sander Vancanneyt y Marcel de Bont, May. 01, 2020, *SpaceWeatherLive*, <https://www.spaceweatherlive.com/es/actividad-solar/ciclo-solar>

# 1.3



## ANÁLISIS DE MATERIALES COMO ESCUDO FRENTE A LA RADIACIÓN

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

01/06/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>Marco Teórico</b>	<b>2</b>
<b>Descripción del método de comparación utilizado</b>	<b>2</b>
<b>Parámetro de comparación</b>	<b>4</b>
<b>Resultados obtenidos</b>	<b>5</b>
<b>Material elegido</b>	<b>5</b>
<b>Conclusiones</b>	<b>7</b>
<b>ANEXO</b>	<b>7</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>9</b>

## Objetivo:

Con este informe buscamos encontrar el material que presente el mejor comportamiento como escudo en el contexto de radiación incidente en la órbita LEO.

## Desarrollo:

A la hora de definir la radiación tomaremos los datos que fueron volcados en el informe 1.2 por lo que en esta presentación utilizaremos y tendremos en cuenta esas mismas nociones.

## Marco Teórico:

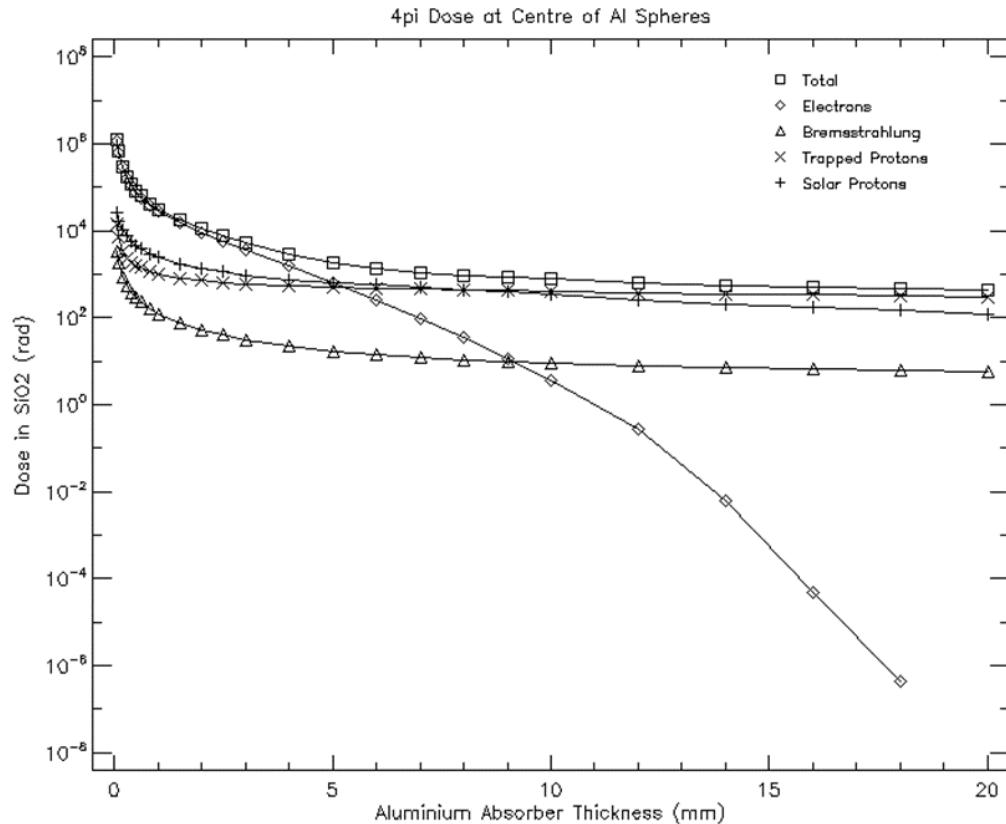
Se tomará como marco teórico la sección 14.3 del libro Nuclear Physics for Applications by Prussin, S.G. en el cual se describe la interacción de las partículas cargadas con la materia.

## Descripción del método de comparación utilizado:

Antes de comenzar a evaluar el comportamiento de los distintos materiales se definió un método de evaluación, este consistió en comparar el poder de frenado de protones de los distintos materiales. Para llegar a esta definición nos basamos en el analizar el espectro de radiación esperado y comparar los problemas generados por electrones y protones.

Cuando nos ponemos a analizar el espectro de radiación esperado al detalle llegamos a las siguientes conclusiones:

- ◊ El espectro energético esperado de protones (hasta 100MeV) es superior al de electrones (hasta 10MeV).
- ◊ El aporte de radiación debido a fluctuaciones solares y a rayos cósmicos está dado por protones.
- ◊ Los electrones poseen una primera atenuación significativa al chocar con la estructura mecánica del satélite.
- ◊ Existe radiación de electrones al producirse el frenado de protones (Radiación Bremsstrahlung), pero su aporte a la TID es uno o dos órdenes de magnitud menor.
- ◊ La TID provocada por electrones cae con mayor velocidad dependiendo del espesor del escudo utilizado, en comparación a la generada por los protones. Puede observarse en la Fig.1 que, en este caso particular, a partir de los 5mm la TID aportada por electrones resulta despreciable.



**Fig.1.** Dosis Total Ionizante (TID) recibida sobre óxido de silicio en las peores condiciones de una misión de 5 años en una órbita de 500Km. Para más información del origen de la misma remitirse al informe 1.1.

A la hora de analizar el efecto de las distintas radiaciones sobre la electrónica tenemos en cuenta los siguientes puntos:

- ◊ Los errores del tipo Single Event son generados por iones pesados y protones<sup>1</sup>.
- ◊ Observando nuevamente la **Fig.1** podemos ver que, en las órbitas LEO, superado cierto espesor del escudo todo el aporte de TID puede asociarse únicamente a protones.
- ◊ Protones de alta energía pueden generar errores del tipo Single Event- Hard Error (Daño físico, no reparable, del transistor).

Teniendo en cuenta los puntos mencionados, consideramos que la relevancia del frenado de los protones es mayor al frenado de electrones. Sobre todo, cuando tomamos en consideración que, luego de superar cierto espesor de protección, la TID proporcionada por electrones será insignificante respecto de la de protones.




---

<sup>1</sup> Página 11: [https://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/23946/tesis\\_anna\\_vaskova\\_2016.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/23946/tesis_anna_vaskova_2016.pdf?sequence=1&isAllowed=y)

[Ver referencias completas en BIBLIOGRAFIA]

## Parámetro de comparación:

Definido el criterio de evaluación, resulta importante establecer el indicador a utilizar a la hora de decidir entre los materiales. Para este trabajo, hemos decidido compararlos según su espesor equivalente en aluminio para el frenado de protones.

El método para obtener este parámetro consistió en obtener el Rango<sup>2</sup> de los distintos materiales para los protones entre las energías de 10MeV y 100MeV. Empezamos a evaluar su capacidad de frenado en 10MeV ya que el espesor requerido para frenar esa energía resulta ínfimo (622.71μm en aluminio<sup>3</sup>).

Obtenidos estos dos valores, se dividen ambos por los obtenidos en el aluminio (dando un indicador de la mejora producida en ese rango) y se realiza el promedio de mejora. En otras palabras, se evalúa en los extremos del espectro cuantas veces menor es el escudo que necesitamos y se promedian los valores para definir la mejora obtenida<sup>4</sup>.

Los datos requeridos se obtuvieron del programa de simulación SRIM y se realizó una verificación desde la página p-star de NIST<sup>5</sup> siempre que fue posible. Debe mencionarse que el programa SRIM permite obtener el rango de aleaciones, cuestión que resulta más compleja desde la segunda fuente.

---

<sup>2</sup> Longitud lineal que logra atravesar una partícula de x energía hasta tener velocidad 0. [Página 126 file:///C:/Users/Julio%20Esteban/Documents/Open%20Space/Atoms,%20Radiation,%20and%20Radiation%20Protection.pdf]

<sup>3</sup> SRIM

<sup>4</sup> El mismo método, pero utilizando el poder de frenado puede observarse en el paper: COTS for space

<sup>5</sup> <https://physics.nist.gov/PhysRefData/Star/Text/PSTAR.html>

## Resultados obtenidos:

En la Tabla 1 pueden verse los materiales que mejor cumplen el parámetro de mejora del rango respecto del aluminio. Este valor puede observarse en la quinta columna de la tabla<sup>6</sup>, donde notamos que el mejor resultado fue obtenido con el Tungsteno (W). Solo se necesita 1.21mm de este material para ser visto por los protones como 5mm de Aluminio.

Material	Rango (10MeV) [mm]	Rango (100MeV) [mm]	Densidad [g/cm3]	Mejora del Rango respecto del Aluminio	Espesor relativo a 5mm	Peso absoluto relativo a 5mm (1cm2) [g]
Aluminio (Al)	0.62	36.79	2.70	1.00	5.00	1.35
Tungsteno (W)	0.17	8.04	19.35	4.14	1.21	2.34
Plomo (Pb)	0.30	14.15	11.34	2.34	2.13	2.42
Resina 40%W <sup>7</sup>	0.38	18.72	7.86	1.81	2.77	2.18
Aleación Cobre-Tungsteno CW80 <sup>8</sup>	0.18	8.79	17.26	3.81	1.31	2.27
Bronce	0.25	13.59	8.82	2.59	1.93	1.70

**Tabla 1:** Detalle de equivalencias entre el aluminio y el tungsteno para protones.

## Material elegido:

De este análisis surge que el Tungsteno (W) es el material que mejor se comporta bajo el parámetro de evaluación, por lo que resulta el material elegido para nuestro escudo.

Dicho esto, deben tenerse en cuenta algunos factores importantes sobre el mismo:

- ◊ El primer punto es que este material tiene una densidad sumamente elevada (19.35 g/cm3), por lo que debemos intentar reducir el tamaño de nuestro escudo lo máximo posible para reducir el peso final del sistema.
- ◊ El segundo punto radica en que este material es poco mecanizable, por lo que resultará imposible realizar una estructura compleja con el mismo. Ver Anexo A para más información.
- ◊ El tercer punto es definir los milímetros equivalentes de aluminio para los electrones. Esto se puede ver en la tabla 2, en la misma, observaremos que el tungsteno puede verse como 

---

<sup>6</sup> La formula utilizada es: [Rango 10MeV [Al]/ Rango 10MeV [Material X]+ Rango 100MeV [Al]/ Rango 100MeV [Material X]]/2

[Ver referencias completas en BIBLIOGRAFIA]

aproximadamente 6mm de aluminio, confirmando la validez del criterio de evaluación elegido. Por último, mencionamos que los datos fueron extraídos de la página de NIST para electrones<sup>9</sup>.

Material	Rango (10MeV) [mm]	Rango (100MeV) [mm]	Densidad [g/cm3]	Mejora del Rango respecto del Aluminio	Espesor relativo a 5mm	Peso absoluto relativo a 5mm (1cm2) [g]
Aluminio (Al)	2.05	21.71	2.70	1.00	5.00	1.35
Tungsteno (W)	0.40	3.21	19.35	5.94	0.84	1.63

**Tabla 2:** Detalle de equivalencias entre el aluminio y el tungsteno para electrones.

Con estas últimas tres cuestiones en mente, se tienen en consideración otras aproximaciones al uso del tungsteno que se muestran en la tabla. Ejemplos de estas son aleaciones o el uso de Tungsteno en polvo envuelto en una resina epóxica de uso espacial.

<sup>7</sup> Tungsten-Filled Silicone Composites for Moderating Proton Radiation Effects in Electronics,

<sup>8</sup> [https://www.mttm.com/tungsten-alloys?\\_ga=2.113366791.1013345083.1587323631-666124547.1587323631](https://www.mttm.com/tungsten-alloys?_ga=2.113366791.1013345083.1587323631-666124547.1587323631)

<sup>9</sup> NIST e-star: [https://physics.nist.gov/cgi-bin/Star/e\\_table.pl](https://physics.nist.gov/cgi-bin/Star/e_table.pl)

## Conclusiones:

Luego del análisis realizado, llegamos a definir que el Tungsteno es el material ideal para nuestra misión. Aun así, sabemos que podríamos encontrar problemas insuperables en etapas siguientes, por lo que, llegado a ese punto se podría utilizar otro material de los especificados en la **tabla 1**.

## ANEXO:

### Breve detalle del tungsteno:

#### Propiedades:

Tiene el punto de fusión más elevado de todos los metales, 3.422°C (punto de ebullición 5.700°C). Es un metal muy denso y muy pesado, 19,25 g/cm<sup>3</sup>. Extremadamente resistente al desgaste, su dureza es similar a la del diamante. Posee el módulo elástico y la resistencia a la tracción más elevados de todos los metales

Es térmica y químicamente estable, con alta conductividad térmica y posee el coeficiente de dilatación más bajo de todos los metales. Tiene una alta conductividad eléctrica

Es un metal relativamente inerte, que no se oxida fácilmente, es extremadamente resistente a la corrosión y tiene una aceptable resistencia química, ya que no es fácilmente atacable por los ácidos.

#### Obtención:

Para obtenerlo en estado puro con la metalurgia es sencillo pero el elevado punto de fusión del metal dificulta el tratamiento del producto final. El wolframio mineral se puede trabajar con forjado, trefilado, extrusión y sinterización.

Para su obtención, se funden los minerales con carbonato de sodio para adquirir una sal soluble que comprende el wolframio.

Posteriormente, se trata con ácido clorhídrico para obtener óxido de wolframio. Finalmente, se reduce el óxido por medio de una corriente de hidrógeno.

Así se obtiene el polvo de wolframio que, después, se recalienta en una atmósfera de hidrógeno para sinterizarlo, compactarlo, forjarlo y laminarlo.

Se prensa en forma de barras que se enrollan y martillean a alta temperatura para hacerlas compactas y dúctiles.

Debido a su gran comportamiento se deben hacer enfriamientos muy lentos en los recocidos, hacer recocidos isotérmicos y templado con dos baños.

## Aplicación

Aproximadamente el 55% del wolframio se usa en la elaboración de carburo de tungsteno, se utiliza en la fabricación de materiales de corte, perforación y antidesgaste.

Alrededor del 20% del wolframio se emplea en la producción de aleaciones de acero para usos especializados, como acero para altas velocidades, acero termorresistente o acero para herramientas

Un 17% del wolframio se destina a "productos manufacturados", como varillas, láminas y filamentos de wolframio, contactos eléctricos, etc.

El 8% restante va a parar a la industria química y otras aplicaciones especializadas.

El wolframio y su aleación más popular, el carburo de wolframio son en ambos casos, excelentes reflectores de neutrones.

### APLICACIÓN EN NUESTRO PROYECTO

Los cristales de wolframio con la estructura BCC están tan comprimidos que resultan ser eficaces escudos contra la radiación de todas las clases.

Barras y planchas de wolframio o carburo de wolframio pueden resistir emisiones incluso de partículas gamma, rayos de neutrones.

Es un poderoso escudo, superior al plomo y que además ofrece una toxicidad nula, cosa que el plomo no. Repele los neutrones y la energía nuclear debido a su gran densidad y estabilidad atómica.



## BIBLIOGRAFÍA:

- ◊ Anna Vaskova, (2016). Nueva metodología para el endurecimiento óptimo de sistemas digitales con distribución de la funcionalidad, trabajando en entornos sometidos a la radiación ionizante (tesis doctoral). Universidad Carlos III de Madrid, Getafe, España.
- ◊ Doug Sinclair, Sinclair Interplanetary. Jonathan Dyer, Skybox Imaging. Radiation Effects and COTS Parts in SmallSats. 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.
- ◊ National Institute of Standards and Technology, Physical Measurement Laboratory, stopping-power and range tables for protons (PSTAR),  
<https://physics.nist.gov/PhysRefData/Star/Text/PSTAR.html>
- ◊ P. E. Dodd, Senior Member, IEEE, J. L. Lenhart, J. L. Schroeder, J. R. Schwank, Fellow, IEEE, M. R. Shaneyfelt, Fellow, IEEE, J. A. Felix, Member, IEEE, J. Baggio, Member, IEEE, P. Paillet, Senior Member, IEEE, V. Ferlet-Cavrois, Senior Member, IEEE, S. Girard, and E. W. Blackmore, Member, IEEE. (2007). Tungsten-Filled Silicone Composites for Moderating. Proton Radiation Effects in Electronics. IEEE.
- ◊ Tungsten Alloys. Mi-Tech Tungsten Metals. <https://www.mttm.com/tungsten-alloys?ga=2.113366791.1013345083.1587323631-666124547.1587323631>
- ◊ National Institute of Standards and Technology, Physical Measurement Laboratory, stopping-power and range tables for electrons (ESTAR).

# 2.1



## CARACTERIZACIÓN DE RESISTENCIA A LA TID DE DISPOSITIVOS DE INTERÉS

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

01/06/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de  
Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>FPGA</b>	<b>2</b>
<b>Microprocesador</b>	<b>3</b>
<b>Microcontrolador</b>	<b>4</b>
<b>Conclusiones</b>	<b>4</b>
<b>ANEXO A</b>	<b>5</b>
<b>ANEXO B</b>	<b>6</b>
<b>ANEXO C</b>	<b>7</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>8</b>

## Objetivo:

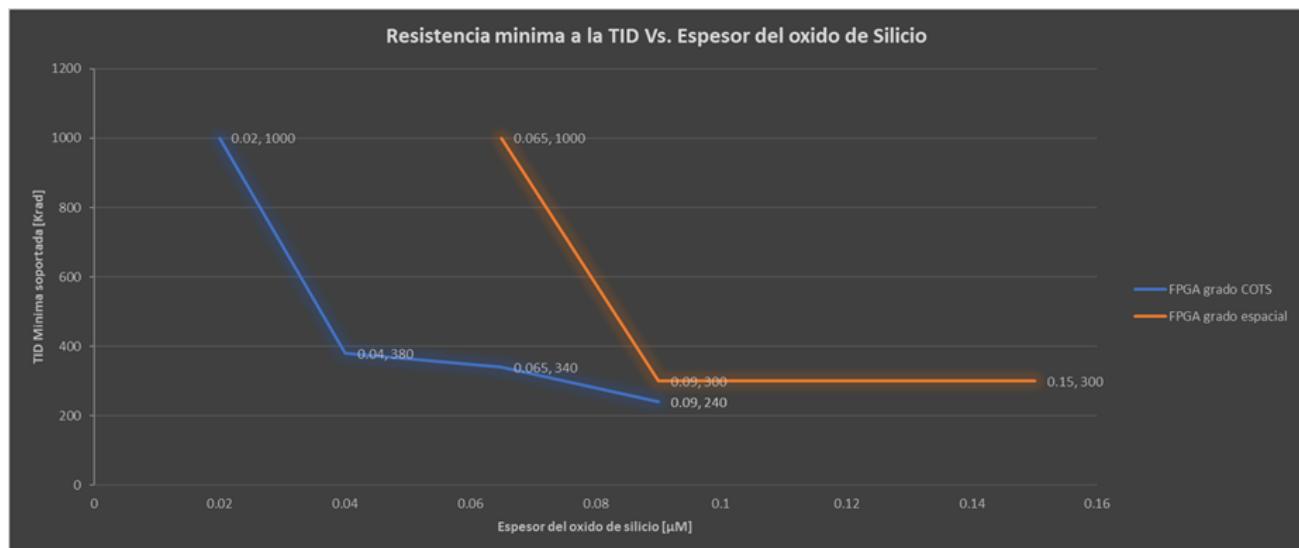
Identificar el valor mínimo de dosis total ionizante que los dispositivos actuales pueden soportar, en particular las FPGA, los microprocesadores y los microcontroladores.

## Desarrollo:

### FPGA<sup>1</sup>:

Luego de haber estudiado el problema que queremos tratar y habiendo desarrollado el mismo en el marco teórico, podemos definir los siguientes puntos clave:

- ◊ La dosis total ionizante (TID de aquí en adelante) depende del método de construcción. Puede observarse esto en la figura 1, la cual se encuentra explicada en nuestro informe 1.1.
- ◊ La reducción del tamaño del óxido aumenta la TID soportada por el dispositivo tipo CMOS, este dato puede verse a través del informe 1.1.3 y los datos se explayan en la figura 2. Esto también es mencionado en informes de Roberto Cibils <sup>2</sup> y la NASA <sup>3</sup>.



Si bien no podemos garantizar que la TID soportada por los dispositivos bajo prueba sea idéntica a la de los dispositivos que utilicemos, es razonable decir que no esperamos una desviación sumamente apreciable. Podemos observar esto bajo la consideración de que existe una clara correlación entre el modo de fabricación del dispositivo y el nivel soportado. Al mismo tiempo, podemos apreciar en varios papers sobre pruebas realizadas con distintos lotes y en distintos



<sup>1</sup> Ver Anexo A.

<sup>2</sup>[https://www.researchgate.net/publication/315785550\\_Radiation\\_Tolerance\\_Evolution\\_of\\_CMOS\\_Integrated\\_Circuits](https://www.researchgate.net/publication/315785550_Radiation_Tolerance_Evolution_of_CMOS_Integrated_Circuits)

<sup>3</sup> K. Label, M. Carts, R. Gigliuto, C. Szabo, Jr., M. Kay, T. Sinclair, M. Gadlage, A. Duncan, and D. Ingalls, "Advanced Micro Devices (AMD) Processor: Radiation Test Results," presented at NEPP Electronics Technology Workshop (June 11-12, 2013).

momentos, datos que avalan esta idea al no encontrar resultados significativamente menores a lo esperado.

En base a lo mencionado realizamos la siguiente suposición: **Una FPGA comercial actual no tendrá problemas causados por la TID si la radiación que recibe es estrictamente menor a 20Krad.**

Este valor se obtiene al revisar las caracterizaciones de distintas FPGA. En ese análisis encontramos que una FPGA de uso comercial del año 2008 (Cyclone EP1C6-Q240C8) resiste 120Krad como media. Si definimos este dispositivo como mínimo, tenemos como garantía que, sin importar la familia de FPGA utilizada (siempre que sea actual), vamos a contar con una mayor resistencia. Definido el dispositivo que tomamos como mínimo y tomando un margen de seguridad de 6 (Ya que no podemos garantizar la desviación estándar de la resistencia a TID) llegamos al valor de 20Krad.

Aun así, aunque creemos que 20 Krad de resistencia a la TID es razonable para las FPGA, resulta imposible determinarlo sin una prueba previa y, al mismo tiempo, resulta imposible realizar un rastreo de los lotes de fabricación. Lo que podemos afirmar es que cualquier dispositivo funcionará debajo del Krad<sup>4</sup>. Este valor no solo surge de papers, sino que es un valor acordado entre distintos profesionales consultados.

Dadas estas condiciones, pese a que resulta sumamente probable que una FPGA actual resista 20Krad, sólo podemos afirmar que la misma resistirá un valor de 1Krad. Por lo tanto, definiremos el valor deseado de radiación en 1Krad para ser conservadores. De ser imposible lograrlo admitiremos el mínimo valor superior posible (según los parámetros de diseño), siempre y cuando se encuentre debajo de 20Krad.

## Microporcesador:

Para el análisis de la resistencia a la TID de los microcontroladores<sup>5</sup> son válidos todos los puntos mencionados para las FPGA. Esto puede apreciarse en el hecho de que los trabajos citados para demostrar la relación entre el óxido del material y la resistencia a la TID fueron realizados sobre microporcesadores.

Dado que el marco teórico para el análisis de la resistencia a la TID es igual al realizado sobre las FPGA, sólo resta definir un grado de tecnología que consideremos lo suficientemente anticuada la cual utilicemos como TID mínima resistida. En este caso, tomaremos el 80486DX2-66 con tecnología de 0.8µm como base y utilizaremos un margen de seguridad menor debido a que hoy en día la mayor parte de las tecnologías se encuentra por debajo de los 0.4µm. La caracterización del



---

<sup>4</sup> Tesis COTS en el espacio.

<sup>5</sup> Ver anexo B.

dispositivo en cuestión define resistencia a la TID de 20Krad. Tomaremos un margen de seguridad de 2 y definiremos nuestro máximo posible en 10Krad.

Hay que volver a tener en cuenta que 10Krad resulta un valor altamente probable, pero que no podemos garantizar. Por lo tanto, nuevamente definiremos el valor deseado en 1Krad y de ser imposible lograr este valor admitiremos el mínimo valor superior posible (según los parámetros de diseño), siempre y cuando se encuentre debajo de 10Krad.

## Microcontrolador:

Otro dispositivo de interés para alcanzar la democratización del espacio resulta el microprocesador<sup>6</sup>. Estos dispositivos tienen un menor costo que una FPGA y pueden remplazarla en una misión que requiera baja capacidad de procesamiento. Creemos que es un dispositivo que puede ser ampliamente explotado a la hora de abrir las puertas del espacio debido a su popularidad gracias a módulos como los de la marca Arduino.

En este caso, la situación resulta pesimista debido a que los informes los caracterizan en 5 o 10 Krad<sup>7</sup> y, nuevamente, resulta imposible garantizarlo. La teoría define que los dispositivos de este tipo pueden variar entre 1 a 20 Krad de resistencia a la TID, pero solo podremos garantizar el funcionamiento si la TID es menor a 1Krad.

Debido a todo esto, fijamos como mínimo estricto en este caso un valor de 1Krad para este dispositivo.

## Conclusiones:

Luego del análisis realizado, han quedado definidos todos los valores de radiación máximos a recibir según el tipo de dispositivo. Se destaca que en todos los casos coincide en conseguir, de ser posible, un valor menor a 1Krad.

<sup>6</sup> Ver Anexo C

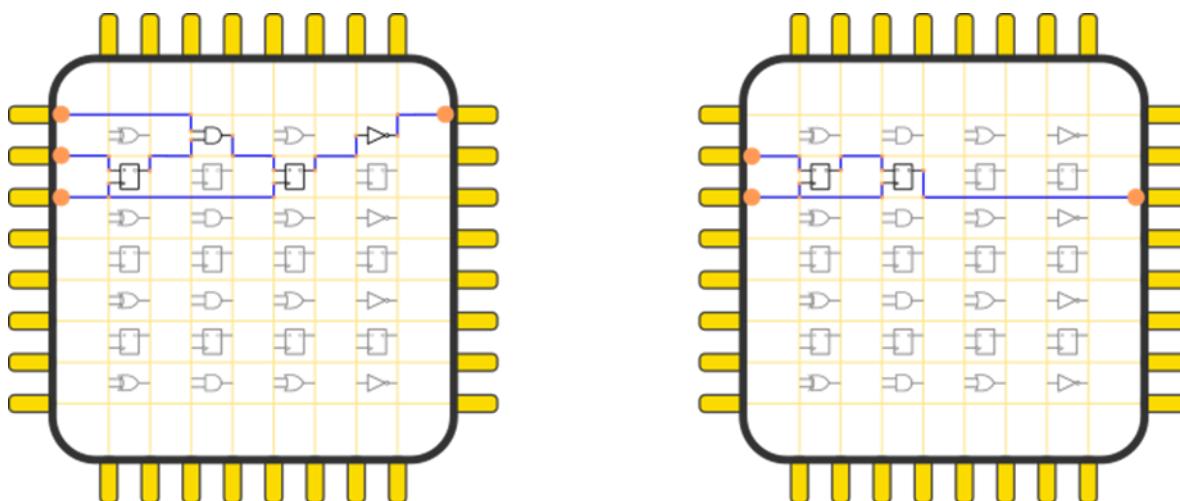
<sup>7</sup> Ver el informe 1.3

## ANEXO A:

### Breve introducción a las Filed Programable Gate Arrange (FPGA):

Las FPGA, o en una traducción rápida, conjunto de compuertas programables son dispositivos que permiten la unión de compuertas lógicas. Este dispositivo fue inventado en 1984 por Ross Freeman y Bernard Von Der Schmitt (cofundadores de Xilinx) y es el resultado de la evolución de lo que existía hasta ese momento, las CLPD (Complex Logical Programmable Device).

Las mismas se componen de pequeños módulos lógicos que pueden ser interconectados según el usuario lo indique (Ver Figura A.1). Además de los módulos básicos, suelen venir con bloques de más alto nivel como sumadores, multiplicadores, flip flops y hasta PLLs (Phase-Locked Loop). Los dispositivos más modernos pueden poseer más de 1 millón de compuertas lógicas. Esta composición y la posibilidad de reprogramación de las uniones lo hace un dispositivo sumamente flexible.



**Fig.A.1** Imagen conceptual de las FPGA, se puede ver que uno programa la interconexión de componentes que generen la respuesta deseada.

En este caso, el lenguaje de programación es una programación de descripción de Hardware en el cual se deben definir las conexiones, a diferencia de los lenguajes más conocidos. Esto deja como tarea al programador el definir el funcionamiento de los módulos e interconectarlos.

Las principales ventajas que llevan a la elección de una FPGA para aplicaciones de tratamiento de señal son: su alta frecuencia de trabajo, su capacidad de procesamiento en paralelo, y la posibilidad de realizar actualizaciones de forma sencilla y sin necesidad de remplazo de hardware.

Debido a estas características y su costo relativamente bajo, son uno de los principales módulos utilizados en misiones aeroespaciales.

## ANEXO B

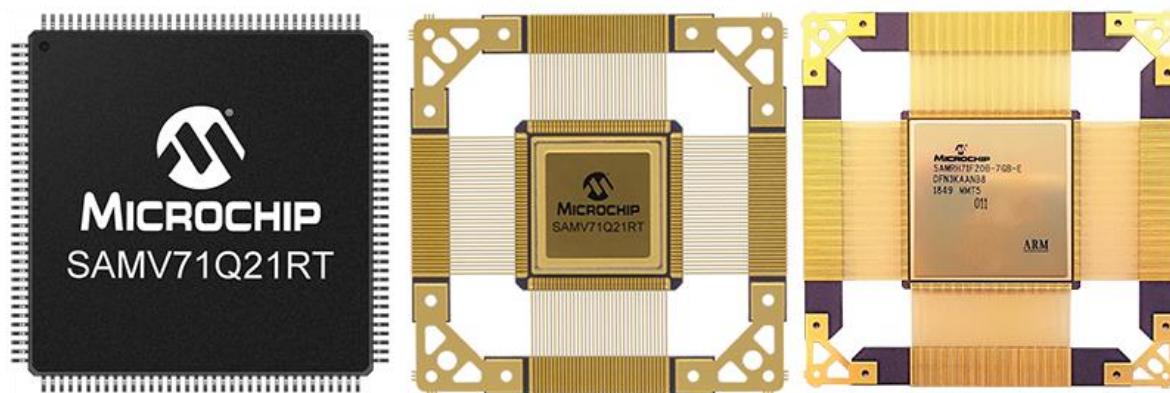
### Breve introducción a los microprocesadores:

El microprocesador es un circuito integrado que puede contener una o más unidades centrales de procesamiento (CPU) constituidas, esencialmente, por registros, una unidad de control, una unidad aritmético lógica (ALU) y una unidad de cálculo en coma flotante. Es frecuentemente el módulo de control de distintos sistemas.

Este módulo de control es el encargado de ejecutar distintos programas, desde el sistema operativo hasta aplicaciones de usuario. El mismo, sólo ejecuta instrucciones programadas en lenguaje de bajo nivel, realizando operaciones aritméticas y lógicas simples, tales como sumar, restar, multiplicar, dividir, las lógicas binarias y accesos a memoria según lo indique el programa definido.

Su historia comienza con el microprocesador 4004 de Intel en 1971, con una CPU de 4 bits; desde ese punto se han realizado importantes avances. Para dar una idea de la magnitud de la importancia del mismo, podemos mencionar que estos son la base de la mayoría de los sistemas informáticos. Hoy en día todas las PC actuales poseen procesadores de 64 bits y varios núcleos, y año tras año se ven progresos importantes en estos dispositivos.

En la industria aeroespacial son sumamente usados, podemos ver un ejemplo de microprocesador de grado espacial en la Fig.B.1. Estos dispositivos junto con las FPGA tienen gran importancia en el desarrollo de nuevas generaciones de satélites cada vez más potentes.



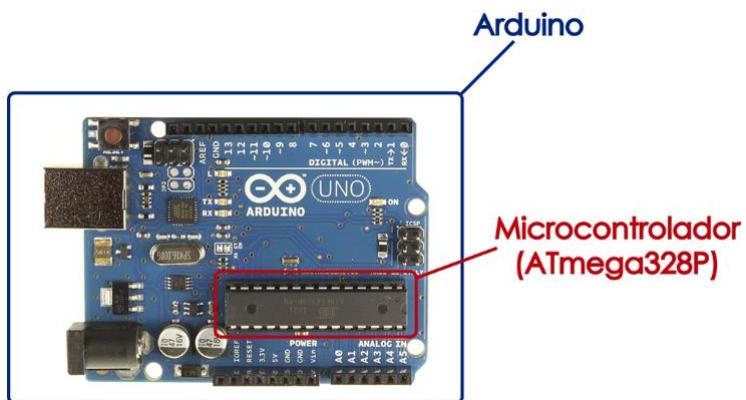
**Fig.B.1.** Vista en detalle de un microprocesador diseñado para ser utilizado en el espacio y su composición interna.

## ANEXO C

### Breve introducción a los microcontroladores:

El microcontrolador es una unidad de procesamiento que ejecuta los programas y tareas que el usuario indique. Para lograr esta tarea se compone de registros (memorias de poca capacidad y velocidad alta para guardar valores en forma transitoria), de una unidad de control (realiza el control de las ejecuciones de las instrucciones que ingresan en el microprocesador) y de una unidad aritmético-lógica (que ejecuta las operaciones aritméticas y lógicas).

Ejemplos de esto son los microprocesadores Atmel utilizados en los módulos centrales de la marca Arduino (Ver Figura C.1). Pero si bien este es un ejemplo donde el mismo es visible y podemos programarlo, estos dispositivos se encuentran en un sinfín de objetos que nos rodean. Podremos encontrarlos en casi cualquier electrodoméstico hasta cualquier juguete que utilice una pila. Son sumamente baratos y versátiles.



**Fig.C.1** Foto de un módulo Arduino Uno y el detalle de su microcontrolador.

Estos últimos están diseñados para necesitar muy pocos elementos exteriores y existen una gran variedad de lenguajes de alto nivel para su programación, así como ejemplos y librerías (Códigos que se pueden acoplar al programa principal para que realicen una tarea específica). Las mismas compañías ya ofrecen el kit de desarrollo para distintas necesidades y con guías de aprendizaje sumamente completas.

Por último, debemos mencionar que en este dispositivo mismo se programan una serie de instrucciones que se corren de manera secuencial, o puede cargarse un sistema operativo que se encargara de administrar los recursos para intercalar la ejecución de distintas tareas. Siendo menos flexibles que las FPGA. También debemos mencionar que no podremos realizar un análisis de señal al mismo nivel que las FPGA ya que no poseemos la misma velocidad y el resultado depende del tipo de procesador (8 bits, 16bits, 32bits, etc.). Aun así, tiene cualidades que lo hacen sumamente interesante como su facilidad de uso, su bajo costo y su gran variedad de opciones en el mercado.

## BIBLIOGRAFÍA:

- ◊ Roberto M Cibils (2017) Radiation Tolerance Evolution of CMOS Integrated Circuits  
[https://www.researchgate.net/publication/315785550\\_Radiation\\_Tolerance\\_Evolution\\_of\\_CMOS\\_Integrated\\_Circuits](https://www.researchgate.net/publication/315785550_Radiation_Tolerance_Evolution_of_CMOS_Integrated_Circuits)
  
- ◊ K. Label, M. Carts, R. Gigliuto, C. Szabo, Jr., M. Kay, T. Sinclair, M. Gadlage, A. Duncan, and D. Ingalls, "Advanced Micro Devices (AMD) Processor: Radiation Test Results," presented at NEPP Electronics Technology Workshop (June 11-12, 2013).
  
- ◊ Doug Sinclair, Sinclair Interplanetary. Jonathan Dyer, Skybox Imaging. Radiation Effects and COTS Parts in SmallSats. 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.

# 2.2



## DETALLE DEL ESPESOR NECESARIO DEL MATERIAL DEL ESCUDO.

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

01/06/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de  
Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>Conclusiones</b>	<b>5</b>
<b>ANEXO A</b>	<b>6</b>
<b>ANEXO B</b>	<b>9</b>
<b>ANEXO C</b>	<b>10</b>



Detalle del espesor necesario del material del escudo.

## Objetivo:

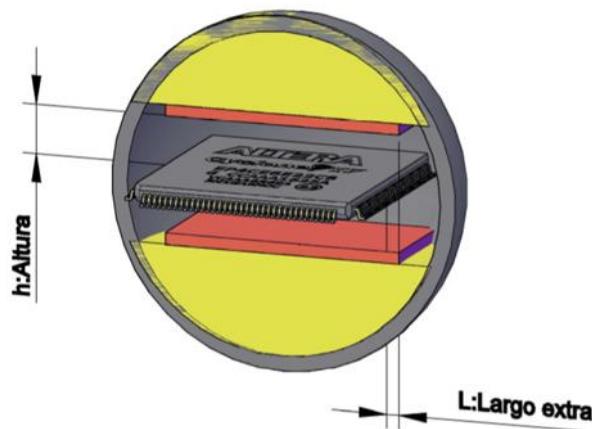
Determinar el espesor de material necesario para que la dosis de radiación total sea menor a la requerida.

## Desarrollo:

Habiendo realizado el análisis del entorno de radiación, como también la caracterización del material; sólo nos queda establecer cuál será el espesor del mismo a utilizar para lograr la dosis total ionizante (TID) requerida. Antes de definir este espesor, debemos tener ciertos puntos en cuenta.

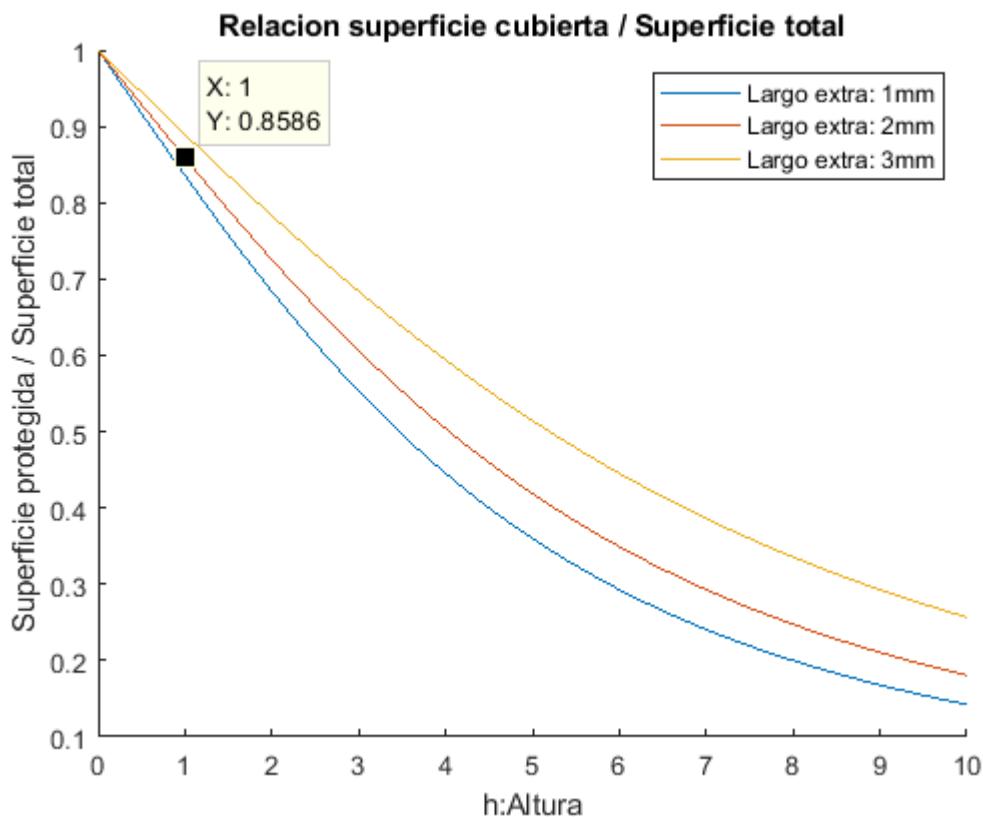
El primer punto en cuestión radica en que el material no estará apoyado sobre el dispositivo a cubrir, por lo que habrá un área desprotegida. Para caracterizar este efecto vamos a realizar algunas aproximaciones. Definiendo la radiación como isotrópica (proviene de todas las direcciones con la misma energía), vamos a ubicar una esfera por encima de nuestro dispositivo que represente el entorno de radiación. Es decir, la radiación total se distribuirá de la misma manera sobre toda la superficie de la esfera dibujada.

Sin el escudo, toda la radiación que atraviesa la esfera aporta a la TID. Aquí surge la primera aproximación, diremos que toda la sección que se encuentre por arriba del escudo superior y por debajo del escudo inferior será el área protegida. Esto puede verse en la Fig.1, siendo la zona amarilla la región protegida. Si bien esta aproximación no toma en cuenta que el escudo es de forma rectangular, consideramos que refleja bien la cuestión a abordar.



**Fig.1** Corte lateral del escudo y caracterización del área protegida. Puede observarse completo al dispositivo a proteger y un corte del material protector y la aproximación esférica del entorno de radiación.

Bajo las condiciones mencionadas, se procedió a calcular el área amarilla y compararla con el área total. De este modo, tendremos un valor que nos indicará la degradación obtenida respecto a que el escudo se encuentre pegado a la electrónica. En la Fig.2 podemos observar algunos resultados para una integrado de 10x10mm. Los cálculos y el programa utilizado para la simulación pueden verse en el anexo A.



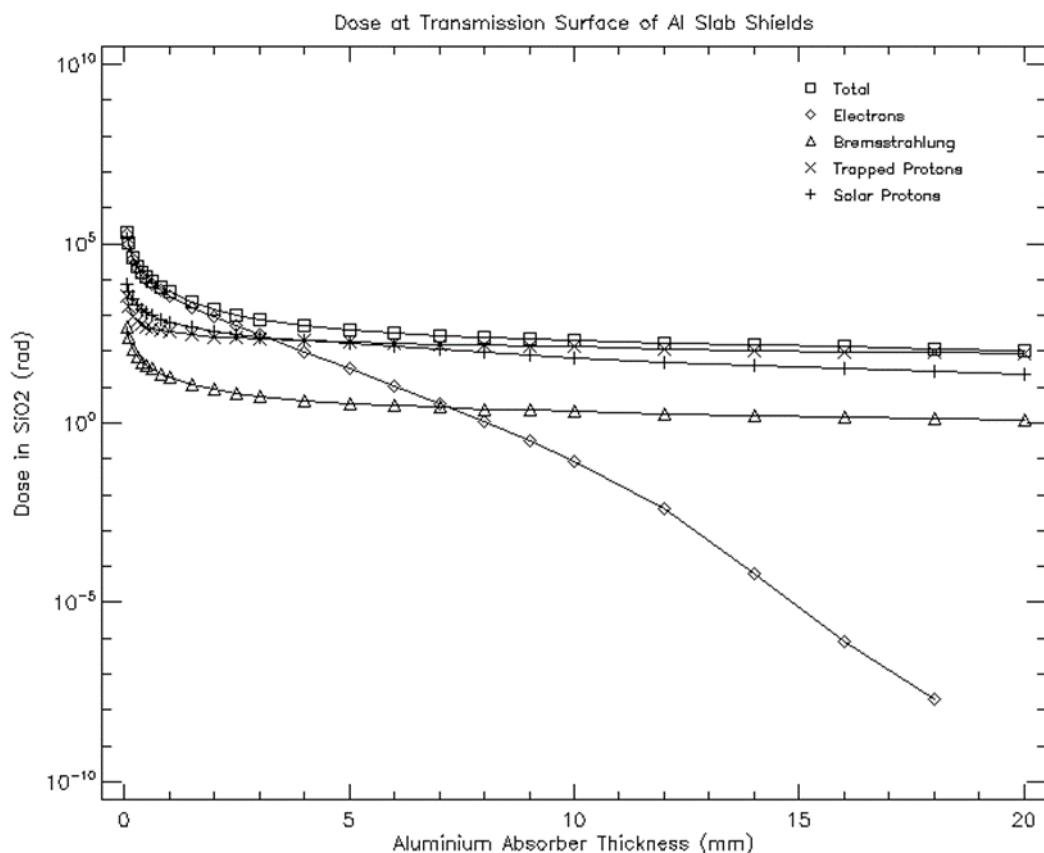
**Fig.2.** resultado de la simulación que indica el total de la radiación atenuada respecto de la radiación total según la separación del escudo y su largo extra.

Analizando la figura 2 encontraremos que, manteniéndonos debajo del milímetro de separación y con un largo extra de 2mm, logramos atenuar un 85% de la radiación incidente. Con este valor y, teniendo en cuenta que esta radiación es lateral, se continuará trabajando como si el dispositivo estuviera completamente cubierto. Se aclara que la condición de ser radiación lateral (respecto del dispositivo a proteger) es un factor atenuante ya que el área posible de incidencia de la radiación es menor y además se ven mitigadas por las paredes del satélite.

El siguiente paso consiste en determinar el espesor equivalente de aluminio necesario para que la radiación sea menor a 1Krad. Este valor surge del análisis realizado en el informe 1.2. En la Fig.3 puede verse la gráfica de TID en SiO<sub>2</sub> versus el espesor de láminas finitas de aluminio. De la

misma, surge que con un espesor de 3mm la TID total es menor a 1Krad. Para más detalle, se adjunta el reporte de simulación en el Anexo B.

Hay que volver a tener en cuenta que 10Krad resulta un valor altamente probable, pero que no podemos garantizar. Por lo tanto, nuevamente definiremos el valor deseado en 1Krad y de ser imposible lograr este valor admitiremos el mínimo valor superior posible (según los parámetros de diseño), siempre y cuando se encuentre debajo de 10Krad.



**Fig.2:** Curva de TID total en una misión de 5 años a una órbita de 500Km respecto del espesor de aluminio utilizado como escudo en forma de capaz finitas. Para más información, referirse al informe 1.2.

Ahora consideremos el espesor equivalente del material elegido. La información sobre el mismo puede verse en el informe 2.1 y de allí es extraída la tabla 1. En la misma se observa que 1mm de Tungsteno equivale a 4mm de Aluminio para los protones. Al mismo tiempo, en el informe se detalla que 1mm de Tungsteno se ve como 6mm de Aluminio para los electrones.

Material	Rango (10MeV) [mm]	Rango (100MeV) [mm]	Densidad [g/cm <sup>3</sup> ]	Mejora del Rango respecto del Aluminio	Espesor relativo a 5mm	Peso absoluto 100mm (1cm <sup>2</sup> ) [g]
Aluminio (Al)	0.62	36.79	2.70	1.00	5.00	1.35
Tungsteno (W)	0.17	8.04	19.35	4.14	1.21	2.34

**Tabla 1:** Tabla que detalla la mejora del Tungsteno frente al Aluminio en la capacidad de frenar protones

A partir de esto, podemos decir que 1mm de Tungsteno es suficiente en una órbita de 500Km de altitud para mantener la radiación por debajo de 1Krad. Debe mencionarse que el espesor necesario será mayor a medida que nos acerquemos a los anillos de Van Allen. Puede comprobarse rápidamente este comentario observando el informe 1.1.3.

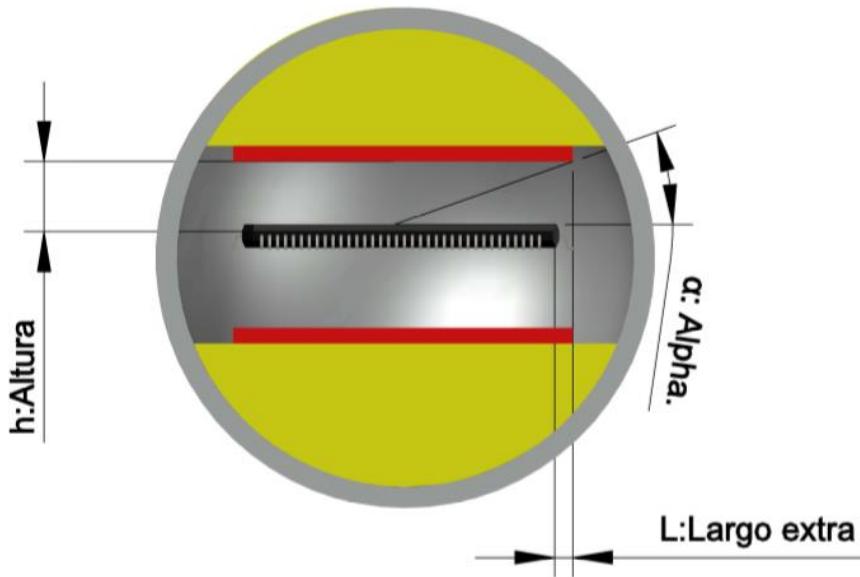
## Conclusiones:

En una misión de 500Km de altitud, con 1mm de Tungsteno es suficiente para lograr situarse debajo del Krad. Se recomienda que sea un poco más debido a que el mismo no se encontrará pegado al dispositivo. Por último, se menciona que el espesor necesario irá aumentando hasta encontrar su máximo en los anillos de Van Allen. Para una órbita superior a estos últimos debe realizarse un nuevo análisis.

## ANEXO A:

### Detalle de la aproximación realizada:

Para realizar el cálculo de la superficie protegida respecto de la superficie total se realizó la integral de superficie de la esfera de radio L. Siendo L la hipotenusa del triángulo rectángulo generado entre la mitad del largo del dispositivo más el largo extra asignado y la altura. La integral de superficie cubierta [Supc] y su resolución puede verse en las fórmulas (1) a (3) entando las variables explicadas en la Fig.A.1.



**Fig.A.1** Detalle de las variables utilizadas.

$$sup_c = \int_0^\alpha \int_0^{2\pi} r^2 \sin(\theta) d\phi d\theta = \int_0^\alpha 2\pi r^2 \sin(\theta) d\theta \quad (1)$$

$$sup_c = 2\pi r^2 [-\cos(\theta)]_0^\alpha \quad (2)$$

$$\alpha = \cos \left[ \frac{h}{\sqrt{h^2 + (x+1)^2}} \right] \quad (3)$$

Por último, se deja constancia del programa utilizado para la simulación en Matlab:

```

%%%%%Calculo de la superficie%%%%%
%Simulacion relacion superficie cubierta / superficie total
%Fecha: Junio 2020
%%%%%Variables en mm%%%%%
r=10;
h=0:.1:10;
l_extra=1;

%%%%%Calculo de la superficie%%%%%
Ang=h./sqrt(h.^2+((r/2)+l_extra).^2));
Alfa=acos(Ang);
sup_cubierta=4*pi*r.^2*[-cos(Alfa)+cos(0)];
superficie=4*pi*r^2;

%%%%%Calculo de la relacion y ploteo%%%%%
relacion=sup_cubierta./superficie
hold on;
% plot(h,relacion);
plot(h,relacion);
title('Relacion superficie cubierta / Superficie total')
xlabel('h:Altura')
ylabel('Superficie protegida / Superficie total')

hold on;
%%%%Con Largo extra 2:
%%%%Variables en mm%%%%%
r=10;
h=0:.1:10;
l_extra=2;

%%%%%Calculo de la superficie%%%%%
Ang=h./sqrt(h.^2+((r/2)+l_extra).^2));
Alfa=acos(Ang);
sup_cubierta=4*pi*r.^2*[-cos(Alfa)+cos(0)];
superficie=4*pi*r^2;

%%%%%Calculo de la relacion y ploteo%%%%%
relacion=sup_cubierta./superficie
hold on;
% plot(h,relacion);
plot(h,relacion);
title('Relacion superficie cubierta / Superficie total')
xlabel('h:Altura')
ylabel('Superficie protegida / Superficie total')

%%%%Con Largo extra 4:
%%%%Variables en mm%%%%%
r=10;
h=0:.1:10;
l_extra=4;

%%%%%Calculo de la superficie%%%%%
Ang=h./sqrt(h.^2+((r/2)+l_extra).^2));
Alfa=acos(Ang);

```

```
sup_cubierta=4*pi*r.^2*[-cos(Alfa)+cos(0)];  
superficie=4*pi*r^2;  
  
%%%Calculo de la relacion y ploteo%%%  
relacion=sup_cubierta./superficie  
hold on;  
% plot(h,relacion);  
plot(h,relacion);  
title('Relacion superficie cubierta / Superficie total')  
xlabel('h:Altura')  
ylabel('Superficie protegida / Superficie total')  
  
legend('Largo extra: 1mm','Largo extra: 2mm','Largo extra: 3mm')
```



## ANEXO B:

### Reporte de simulación de Spenvis:

Reporte de simulación para una misión de 5 años en una órbita de 500Km. Para más información ver informe 1.2.

SHIELDOSE-2 Version 2.10							
Target material: SiO <sub>2</sub>							
Shield configuration: Transmission surface of finite Al slab shields							
Proton results without nuclear attenuation							

Total mission dose (rad)								
Al absorber thickness			Total	Trapped electrons	Brems-strahlung	Trapped protons	Solar protons	Tr. electrons+Bremsstrahlung
(mm)	(mils)	(g cm <sup>-2</sup> )						Tr. el.+Bremss. +Tr. protons
0.050	1.968	0.014	2.051E+05	1.935E+05	4.862E+02	3.483E+03	7.682E+03	1.939E+05
0.100	3.937	0.027	1.019E+05	9.509E+04	2.438E+02	1.756E+03	4.842E+03	9.534E+04
0.200	7.874	0.054	4.230E+04	3.837E+04	1.131E+02	9.376E+02	2.878E+03	3.849E+04
0.300	11.811	0.081	2.392E+04	2.119E+04	7.068E+01	6.892E+02	1.963E+03	2.127E+04
0.400	15.748	0.108	1.585E+04	1.373E+04	5.053E+01	5.698E+02	1.492E+03	1.378E+04
0.500	19.685	0.135	1.155E+04	9.807E+03	3.911E+01	4.962E+02	1.211E+03	9.846E+03
0.600	23.622	0.162	8.970E+03	7.469E+03	3.189E+01	4.459E+02	1.023E+03	7.501E+03
0.800	31.496	0.216	6.049E+03	4.850E+03	2.333E+01	3.816E+02	7.935E+02	4.874E+03
1.000	39.370	0.270	4.428E+03	3.413E+03	1.839E+01	3.423E+02	6.546E+02	3.431E+03
1.500	59.055	0.405	2.430E+03	1.663E+03	1.193E+01	2.875E+02	4.681E+02	1.675E+03
2.000	78.740	0.540	1.528E+03	8.951E+02	8.751E+00	2.563E+02	3.681E+02	9.038E+02
2.500	98.425	0.675	1.046E+03	5.028E+02	6.912E+00	2.350E+02	3.011E+02	5.097E+02
3.000	118.110	0.810	7.699E+02	2.893E+02	5.733E+00	2.194E+02	2.555E+02	2.951E+02
4.000	157.480	1.080	5.011E+02	9.901E+01	4.344E+00	1.967E+02	2.010E+02	1.034E+02
5.000	196.850	1.350	3.832E+02	3.358E+01	3.560E+00	1.803E+02	1.657E+02	3.714E+01
6.000	236.220	1.620	3.181E+02	1.106E+01	3.058E+00	1.677E+02	1.363E+02	1.412E+01
7.000	275.590	1.890	2.750E+02	3.520E+00	2.710E+00	1.569E+02	1.119E+02	6.230E+00
8.000	314.960	2.160	2.450E+02	1.068E+00	2.452E+00	1.477E+02	9.380E+01	3.520E+00
9.000	354.330	2.430	2.213E+02	3.091E-01	2.250E+00	1.394E+02	7.939E+01	2.560E+00
10.000	393.700	2.700	2.016E+02	8.423E-02	2.088E+00	1.321E+02	6.737E+01	2.172E+00
12.000	472.440	3.240	1.712E+02	4.043E-03	1.835E+00	1.190E+02	5.031E+01	1.839E+00

## ANEXO C:

### Reporte de simulación de Spenvis:

Reporte de simulación para una misión de 5 años en una órbita de 1.200Km. Para más información ver informe 1.2.1.

SHIELDOSE-2 Version 2.10							
Target material: SiO <sub>2</sub>							
Shield configuration: Transmission surface of finite Al slab shields							
Proton results without nuclear attenuation							

Total mission dose (rad)									
Al absorber thickness			Total	Trapped electrons	Bremsstrahlung	Trapped protons	Solar protons	Tr. electrons+Bremsstrahlung	Tr. el.+Bremss. +Tr. protons
(mm)	(mils)	(g cm <sup>-2</sup> )							
0.050	1.968	0.014	3.369E+06	3.278E+06	8.163E+03	7.379E+04	8.760E+03	3.286E+06	3.360E+06
0.100	3.937	0.027	1.740E+06	1.688E+06	4.137E+03	4.316E+04	5.522E+03	1.692E+06	1.735E+06
0.200	7.874	0.054	6.450E+05	6.128E+05	1.728E+03	2.720E+04	3.282E+03	6.145E+05	6.417E+05
0.300	11.811	0.081	2.950E+05	2.706E+05	9.477E+02	2.125E+04	2.239E+03	2.715E+05	2.928E+05
0.400	15.748	0.108	1.575E+05	1.373E+05	6.054E+02	1.790E+04	1.701E+03	1.379E+05	1.558E+05
0.500	19.685	0.135	9.745E+04	7.993E+04	4.297E+02	1.571E+04	1.381E+03	8.036E+04	9.607E+04
0.600	23.622	0.162	6.842E+04	5.282E+04	3.291E+02	1.410E+04	1.167E+03	5.315E+04	6.726E+04
0.800	31.496	0.216	4.256E+04	2.949E+04	2.239E+02	1.194E+04	9.049E+02	2.971E+04	4.166E+04
1.000	39.370	0.270	3.065E+04	1.919E+04	1.711E+02	1.055E+04	7.466E+02	1.936E+04	2.990E+04
1.500	59.055	0.405	1.770E+04	8.527E+03	1.099E+02	8.531E+03	5.338E+02	8.637E+03	1.717E+04
2.000	78.740	0.540	1.236E+04	4.445E+03	8.199E+01	7.415E+03	4.198E+02	4.527E+03	1.194E+04
2.500	98.425	0.675	9.571E+03	2.461E+03	6.588E+01	6.701E+03	3.433E+02	2.526E+03	9.227E+03
3.000	118.110	0.810	7.929E+03	1.400E+03	5.536E+01	6.182E+03	2.913E+02	1.456E+03	7.638E+03
4.000	157.480	1.080	6.200E+03	4.595E+02	4.251E+01	5.468E+03	2.293E+02	5.021E+02	5.970E+03
5.000	196.850	1.350	5.343E+03	1.434E+02	3.490E+01	4.976E+03	1.890E+02	1.784E+02	5.154E+03
6.000	236.220	1.620	4.833E+03	4.326E+01	2.986E+01	4.604E+03	1.554E+02	7.312E+01	4.677E+03
7.000	275.590	1.890	4.464E+03	1.308E+01	2.625E+01	4.297E+03	1.276E+02	3.933E+01	4.336E+03
8.000	314.960	2.160	4.177E+03	3.897E+00	2.352E+01	4.043E+03	1.070E+02	2.741E+01	4.070E+03
9.000	354.330	2.430	3.933E+03	1.129E+00	2.135E+01	3.820E+03	9.053E+01	2.248E+01	3.842E+03
10.000	393.700	2.700	3.720E+03	3.128E-01	1.959E+01	3.623E+03	7.682E+01	1.990E+01	3.643E+03
12.000	472.440	3.240	3.366E+03	1.687E-02	1.684E+01	3.292E+03	5.737E+01	1.686E+01	3.309E+03

# 2.3



## ELECCIÓN DE LA ELECTRÓNICA.

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

26/07/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>Componentes</b>	<b>2</b>
<b>Arduino</b>	<b>2</b>
<b>Características</b>	<b>3</b>
<b>Raspberry</b>	<b>4</b>
<b>Características</b>	<b>4</b>
<b>Dimensiones</b>	<b>5</b>
<b>Comportamiento Térmico</b>	<b>5</b>
<b>Test de Radiación Realizado</b>	<b>6</b>
<b>MOSFET</b>	<b>6</b>
<b>Características</b>	<b>7</b>
<b>Gráfica de polarización</b>	<b>8</b>
<b>Gráficos de los parámetros afectados por la TID</b>	<b>8</b>
<b>Desplazamiento de la tensión umbral en función de la TID</b>	<b>9</b>
<b>Ventajas y desventajas de cada dispositivo</b>	<b>10</b>
<b>Conclusiones</b>	<b>10</b>

## **Objetivo:**

En este informe describiremos los dispositivos electrónicos que se utilizarán para la experiencia, el motivo de su elección y algunas consecuencias.

## **Desarrollo:**

Sabemos que la sencillez de diseñar y programar un proyecto permite que pueda ser realizado por cualquier persona, sin tener grandes conocimientos sobre la materia espacial.

Por lo tanto, nuestra electrónica debe tener características sencillas, como por ejemplo que sea fácil de programar y con un costo accesible. Buscando así, que, en un futuro no muy lejano, cualquier persona pueda realizar su propio CubeSat.

Pero existe una limitante sobre ese tipo de electrónica, y es que no están preparadas para las condiciones del espacio. Como vimos anteriormente, la radiación es uno de las principales causantes de dañar los dispositivos electrónicos.

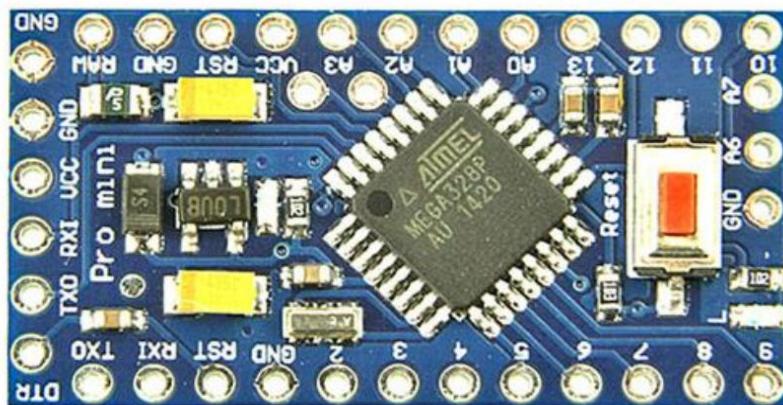
**Por lo tanto, la finalidad de nuestra experiencia será comparar el funcionamiento de nuestros componentes con respecto al mismo siendo protegido de la radiación.**

## Componentes:

## ◊ Arduino:

Es una placa de electrónica muy conocida en el mundo MAKER, tiene varios modelos de hardware y es muy sencillo de programar, ya que es de código abierto y existe una gran variedad de ejemplos creados por la comunidad. Su costo puede variar en los distintos modelos, pero no superan de los 15 dólares.

Está basado en el microcontrolador Atmega 328. En la experiencia, veremos la comparación del funcionamiento del mismo con respecto a otro cuando se encuentra protegido. Elegimos el arduino más pequeño con la intención de abaratar costo, espacio y consumo de potencia; por lo que el seleccionado es el arduino Pro Mini.



### Características:

- ◊ Integrado ATmega 328
- ◊ El encapsulado es PQFP
- ◊ Alimentación de 5V con un trabajo de 16Mhz o una alimentación de 3.3V con un trabajo de 8Mhz.
- ◊ Disipa muy poca potencia.
- ◊ Rango de temperaturas [-45°C a 85°C]
- ◊ Una memoria EEPROM 1KBytes.
- ◊ Capacidad de procesamiento de 20MIPS como máximo.
- ◊ ADC con 10bits.
- ◊ Consumo puede llegar hasta 150mA.
- ◊ Toleración de radiación estimada (TID): 56> krads. (Dejamos en referencia los papers que nos basamos sobre ella).

Como mencionamos en el último ítem, existen papers de la misma NASA donde realizaron pruebas de radiación sobre este Microcontrolador<sup>1</sup>.



## Arduino TID Testing Results

TID (krad(Si))	Condition DUT 2	Condition DUT 3	Condition DUT 4	Condition DUT 5	Condition (DUT 1 – Control)
5	Nominal	Nominal	No Test	No Test	Nominal
10	Nominal	Nominal	No Test	No Test	Nominal
15	Nominal	Nominal	No Test	No Test	Nominal
20	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal
30	Nominal	Nominal	No Test	No Test	Nominal
40	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal
50	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal
52	No Test	No Test	Nominal	Nominal	Nominal
54	No Test	No Test	Nominal	Nominal	Nominal
56	No Test	No Test	Damaged	Damaged	Nominal
58	No Test	No Test	Damaged	Damaged	Nominal
60	No Test	No Test	Failure	Failure	Nominal
70	Failure	Failure	No Test	No Test	Nominal

DUT 1 (control) received no dose and was tested at each irradiation step after DUTs 2-5.

No degradation observed in Arduino performance prior to 56 krad(Si).

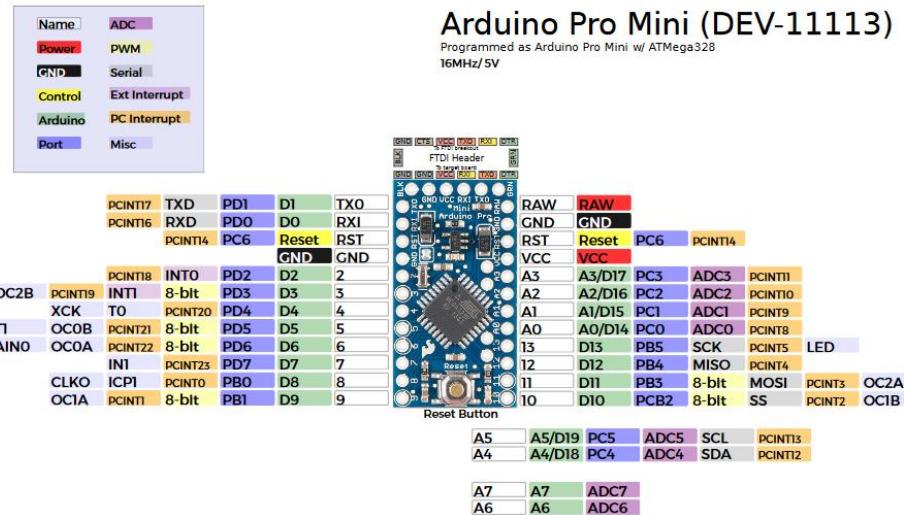
To be presented by Daniel P. Violette at the EEE Parts for Small Missions, Greenbelt, MD, September 10-11, 2014.

13

<sup>1</sup> Página web de la NASA: <https://nep.nasa.gov/workshops/eeesmallmissions/talks/11%20-%20THUR/1430%20-%20202014-561-%20Violette-Final-Pres-EEE-TN17486%20v2.pdf>

Elección de la Electrónica.





### ◊ Raspberry:

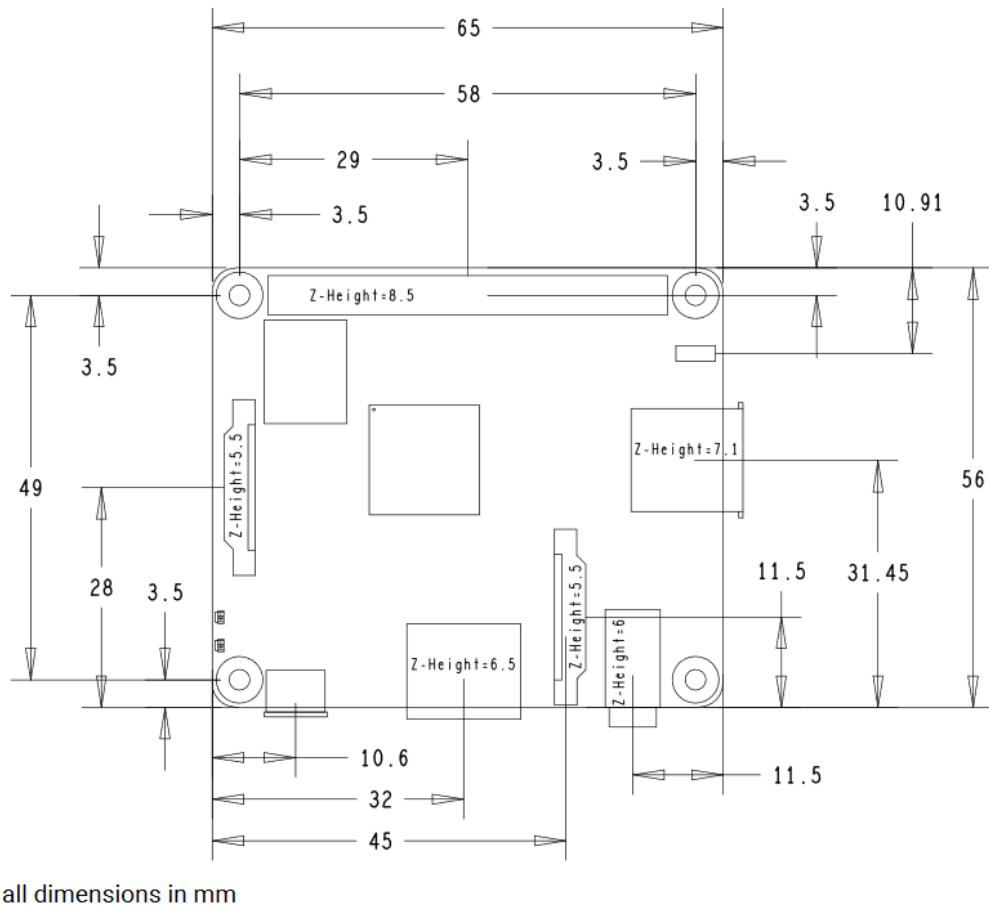
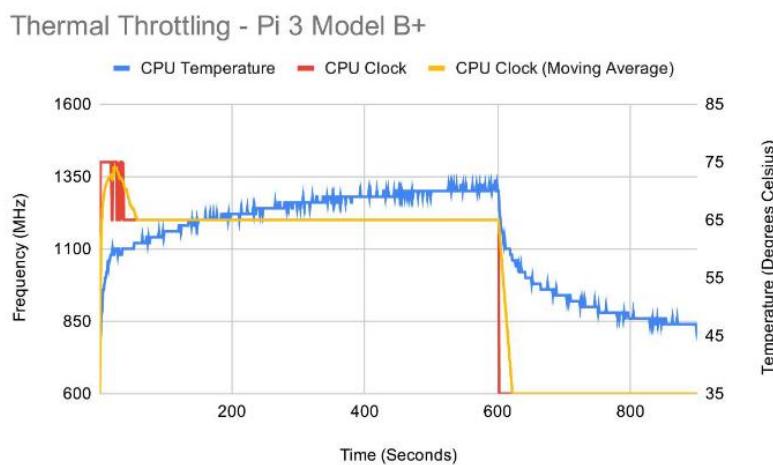
Como en el caso Arduino, es muy conocida en el ámbito MAKERS; pero su potencia de procesamiento es muy superior al del Arduino. Podemos definir a la Raspberry como un ordenador de un tamaño muy reducido. En la misma, se pueden conectar varios periféricos externos como monitores, memorias, teclado, parlantes, etc.

Se utiliza mucho en el mundo educativo para enseñar a programar y armar proyectos, tiene distintos modelos y un precio un poco más elevado que las de Arduino.

Para nuestro proyecto elegimos el modelo de Raspberry Pi 3A. La elección se debe a que no requerimos utilizar los periféricos externos, a partir de esto podemos ahorrar el espacio de las interfaces de conexiones del mismo. A su vez, el consumo es menor a comparación de otros modelos y tiene un gran poder de procesamiento.

### Características:

- ◊ Procesador: Broadcom BCM 2837B0, Cortex-A53 64-bit SoC @1.4Ghz
- ◊ Memoria: 512MB LPDDR2 SDRAM
- ◊ Operating temperature, 0–50°C
- ◊ Alimentación: 5V DC vía GPIO header
- ◊ Integrados BGA por la gran cantidad de pines que contienen.
- ◊ Disipa mucha potencia sobre todo los SoC
- ◊ El chip contiene un encapsulado metálico donde se le puede extraer calor por la cara superior porque es tipo Flip-Chip, ósea resistencia térmica menor hacia arriba.

**Dimensiones:**

**Comportamiento térmico<sup>2</sup>:**

**5**

<sup>2</sup> Thermal testing Raspberry Pi 4 - Raspberry Pi Foundation Uk, Alex Bate, 28 Nov 2019, <https://www.raspberrypi.org/blog/thermal-testing-raspberry-pi-4/>

**Test de Radiación realizado<sup>3</sup>:**



## Raspberry Pi TID Testing Results

TID (krad(Si))	Condition DUT 2	Condition DUT 3	Condition DUT 4	Condition DUT 5	Condition (DUT 1 – Control)
10	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal
20	Nominal	Nominal	No Logon	Nominal	Nominal
30	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal
40	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal	Nominal
50	No Logon	No Logon	No Logon	Nominal	Nominal
60	No Test	No Test	No Logon	No Logon	Nominal
70	No Test	No Test	No Logon	No Logon	Nominal
80	No Test	No Test	No Logon	No Logon	Nominal
100	No Test	No Test	No Logon	No Logon	Nominal
120	No Test	No Test	No Logon	No Logon	Nominal
150	No Test	No Test	No Logon	No Logon	Nominal

All DUTs booted and ran normally up through 40 krad(Si). Benchmarking tests all were completed successfully up through 40 krad(Si).

From 50-60 krad(Si) all DUTs lost the ability to detect the attached USB and keyboard, preventing log-in. At 20 krad(Si), DUT 4 had a similar problem. Switching from 1A to 1.2A power supply solved it temporarily.

DUTs continued to fully boot to log-in screen up through a TID of 150 krad(Si).

To be presented by Daniel P. Violette at the EEE Parts for Small Missions, Greenbelt, MD, September 10-11, 2014.

9

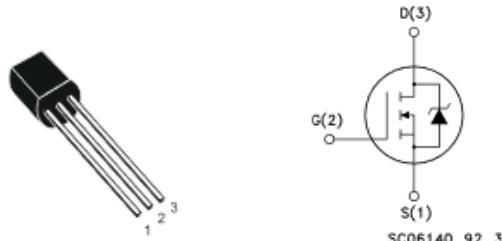
### ◊ MOSFET:

Como un componente extra, le agregamos un dispositivo analógico con el fin de estimar la cantidad de radiación recibida. Dada la circunstancia que estamos atravesando por la pandemia, que limita la importación de componentes al país y, además, teniendo en cuenta que pueden tener precios aún más elevados si elegimos algún tipo de sensor; decidimos medir la cantidad de radicación de manera indirecta, viendo el desplazamiento de la tensión umbral de un MOSFET comercial.

Elegimos puntualmente el 2N7000 de canal N porque se consiguió los datos de experimentación de radiación sobre el mismo. Sabemos que la degradación en los dispositivos no se puede conocer con precisión ya que depende del mismo, pero en estas circunstancias como primera estimación es razonable.

---

<sup>3</sup> <https://nepp.nasa.gov/workshops/eeesmallmissions/talks/11%20-%20THUR/1430%20-%202014-561-%20Violette-Final-Pres-EEE-TN17486%20v2.pdf>



TO-92

TO-92

## Características:

**Table 1. Absolute maximum ratings**

Symbol	Parameter	Value		Unit
		TO-92	SOT23-3L	
$V_{DS}$	Drain-source voltage ( $V_{GS} = 0$ )	60		V
$V_{DGR}$	Drain-gate voltage ( $R_{GS} = 20 \text{ k}\Omega$ )	60		V
$V_{GS}$	Gate- source voltage	$\pm 18$		V
$I_D$	Drain current (continuous) at $T_C = 25^\circ\text{C}$	0.35	0.20	A
$I_{DM}^{(1)}$	Drain current (pulsed)	1.4	1	A
$P_{TOT}$	Total dissipation at $T_C = 25^\circ\text{C}$	1	0.35	W

1. Pulse width limited by safe operating area

**Table 2. Thermal data**

		TO-92	SOT23-3L	
$R_{thj-amb}$	Thermal resistance junction-ambient max	125	357.1 <sup>(1)</sup>	$^\circ\text{C}/\text{W}$
	Operating junction temperature			
	Storage temperature			

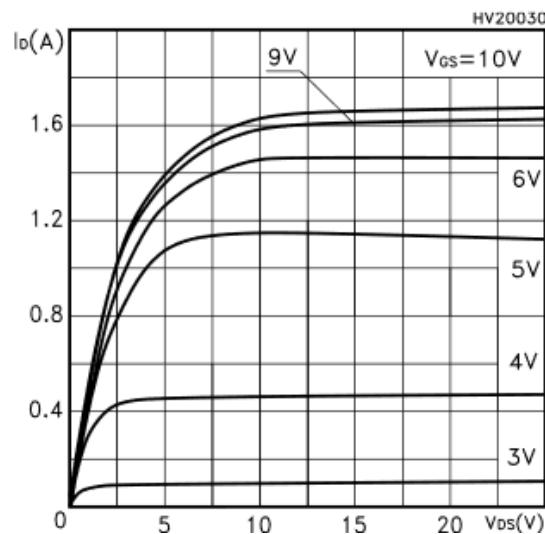
1. When mounted on 1inch<sup>2</sup> FR-4, 2 Oz copper board.

( $T_{CASE}=25^\circ\text{C}$  unless otherwise specified)

**Table 3. On/off states**

Symbol	Parameter	Test conditions	Min.	Typ.	Max.	Unit
$V_{(BR)DSS}$	Drain-source breakdown voltage	$I_D = 250\mu\text{A}$ , $V_{GS} = 0$	60			V
$I_{DSS}$	Zero gate voltage drain current ( $V_{GS} = 0$ )	$V_{DS} = \text{max rating}$ $V_{DS} = \text{max rating}$ , $T_C = 125^\circ\text{C}$			1 10	$\mu\text{A}$ $\mu\text{A}$
$I_{GSS}$	Gate-body leakage current ( $V_{DS} = 0$ )	$V_{GS} = \pm 18\text{V}$			$\pm 100$	nA
$V_{GS(th)}$	Gate threshold voltage	$V_{DS} = V_{GS}$ , $I_D = 250\mu\text{A}$	1	2.1	3	V
$R_{DS(on)}$	Static drain-source on resistance	$V_{GS} = 10\text{V}$ , $I_D = 0.5\text{A}$ $V_{GS} = 4.5\text{V}$ , $I_D = 0.5\text{A}$		1.8 2	5 5.3	$\Omega$ $\Omega$

### Grafica de polarización<sup>4</sup>:



### Gráficos de los parámetros afectados por la TID.

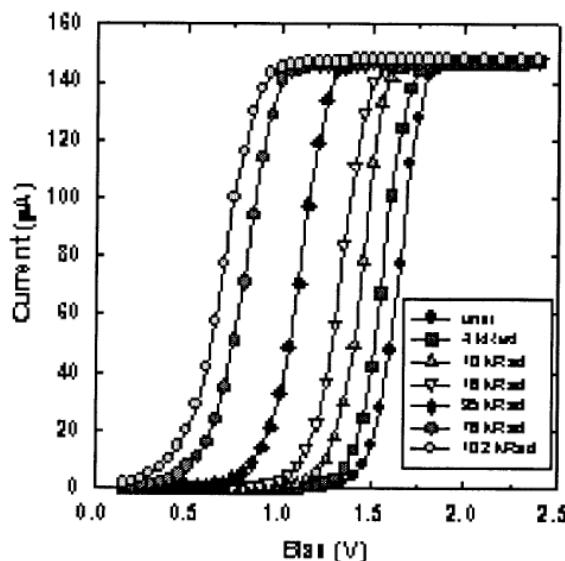


Fig. 1. Drain-source current versus applied gate voltage for a Motorola 2N7000 MOSFET. The component was irradiated in a thin walled polyethylene vial, which did not significantly attenuate gamma radiation. Dose rate was 1.7 kRad/h.



<sup>4</sup> <https://www.alldatasheet.com/datasheet-pdf/pdf/2842/MOTOROLA/2N7000.html>

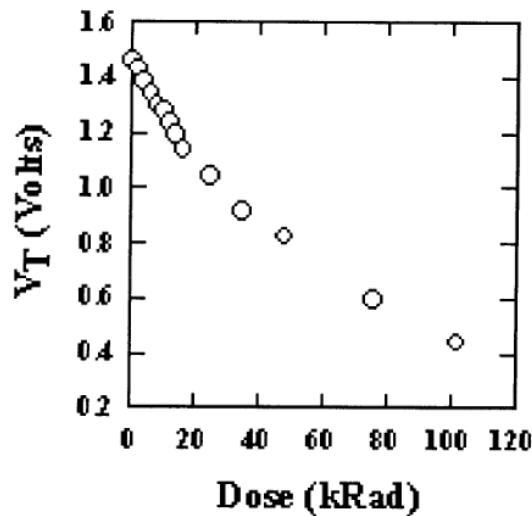
**Desplazamiento de la tensión umbral en función de la TID<sup>5</sup>.**

Fig. 2. Threshold voltage versus TID of the same MOSFET as Fig. 1.

---

<sup>5</sup> [https://scholarsmine.mst.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2192&context=min\\_nuceng\\_facwork](https://scholarsmine.mst.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2192&context=min_nuceng_facwork)

## Ventajas y desventajas de cada dispositivo

Dispositivo	Ventajas	Desventajas
	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Económico.</li> <li>-Simple de Programar.</li> <li>-Facil acceso a mucha información del mismo.</li> <li>-Bajo consumo.</li> <li>-Existe una gran variedad de sensores.</li> <li>-Contiene un solo integrado.</li> </ul>	
<b>Arduino</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-No tendrá problemas con los ciclados térmicos como tienen los BGA.</li> <li>-Soporta un gran rango de temperatura.</li> <li>-Si se logra reducir su temperatura, se puede extender su vida útil.</li> <li>-No requiere disipar demasiada potencia.</li> <li>-Tiene una gran tolerancia a la radiación.</li> <li>-Tamaño reducido</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Poca capacidad de procesamiento.</li> <li>-Poca memoria de almacenamiento.</li> <li>-Disipa muy poca potencia.</li> </ul>
<b>Raspberry</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Mucha capacidad de procesamiento.</li> <li>-Tolerancia a la radiación aceptable.</li> <li>- Encapsulado Flip-Chip</li> <li>-Fácil de programar.</li> <li>-Tamaño reducido.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Integrados BGA (Problemas con los ciclados térmicos).</li> <li>-Rango de temperatura acotado.</li> <li>-Gran consumo de potencia.</li> <li>-Aumenta su temperatura en muy poco tiempo. (En condiciones de mayores ciclos de trabajo)</li> </ul>
<b>2N7000</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Económico</li> <li>-Fácil de conseguir.</li> <li>-Poco consumo.</li> <li>-Soporta un gran rango de temperatura.</li> <li>-Tamaño pequeño</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-No es un sensor.</li> <li>-La degradación puede variar dependiendo del lote.</li> <li>-No es muy preciso con los parámetros.</li> </ul>

### Conclusiones:

Queremos comprobar que se puede utilizar electrónica comercial que sea más accesible a un mayor público y, de esta forma, buscar que cualquiera pueda realizar su propio proyecto para enviarlo al espacio.

En los próximos informes mencionaremos cómo realizaremos las mediciones de los parámetros, con sus respectivos circuitos, esquemas, diagramas de flujos, etc.

# 2.4



## DISEÑO MECÁNICO DEL ESCUDO

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

21/07/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>Premisas del Escudo</b>	<b>2</b>
<b>Pruebas y desarrollo de la forma</b>	<b>3</b>
<b>Experimento en el CubeSat e incorporación de la electrónica</b>	<b>8</b>
<b>Conclusiones</b>	<b>9</b>

## Objetivo:

Explicar el desarrollo, investigaciones y pruebas realizadas para entender el resultado de la forma mecánica del escudo y su funcionamiento.

## Desarrollo:

Una vez entendida la radiación (cantidad y tipo) que íbamos a recibir en el satélite y definido el uso del Tungsteno como material seleccionado para generar ese escudo o barrera a la misma, el siguiente paso fue plantearnos premisas claras que debía alcanzar nuestro diseño mecánico para asegurar el correcto funcionamiento de este escudo contra la radiación.

## Premisas del Escudo:

A la hora de empezar a trabajar, nos definimos ocho premisas totales que debía respetar el escudo una vez finalizado:

- ◊ **Formato “Hotspot”:** Únicamente cubrir los componentes esenciales a proteger.
- ◊ **Adaptabilidad:** La forma del escudo debía asegurar versatilidad para poder adaptarse a distintos Cubesat con armados variados sin entorpecer su funcionamiento.
- ◊ **Peso ligero.**
- ◊ **Estructura que soporte a la vibración del despegue.**
- ◊ **Estabilidad:** Las piezas deben permanecer en la misma posición durante todo el transcurso del viaje y fijado al satélite Cubesat.
- ◊ **Sistematización y modulación:** Buscar piezas de sencilla materialización, con medidas que busquen ser estándar, para poder repetir su armado de manera rápida, dinámica y en cantidades.
- ◊ **Estructura que libere energía térmica.**
- ◊ **De simple colocación:** Asegurar una instalación rápida y sencilla a distintas estructuras propias de los Cubesat.

Pactadas las premisas, comenzó el desarrollo de distintas formas y armados hasta llegar al definitivo. El modelo de selección del armado fue a partir de encontrar las características a favor y en contra de cada uno, y hacer una evaluación final.

## Pruebas y Desarrollo de la Forma:

En el siguiente apartado veremos la evolución de la forma y las distintas posibilidades que se descartaron durante el transcurso del diseño. Para entender en un principio como insertar una nueva

pieza a la estructura prototipo de los Cubesat, primero debíamos entender que incluye y cómo se ensambla la misma.

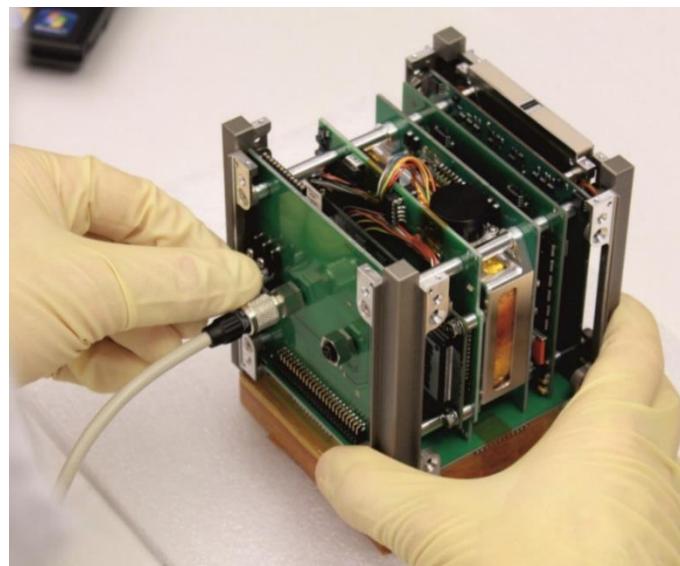


Imagen referencial del armado de un Cubesat<sup>1</sup>



Estructura Interna<sup>2</sup>

Sobre las plaquetas irán colocados todos los componentes electrónicos pertinentes al funcionamiento del satélite. Las plaquetas son atravesadas por cuatro o más soportes o "columnas" que mantienen la rigidez de la pieza total, asegurando la distancia correcta entre las plaquetas. El espacio entre placas es regulado a partir de cilindros huecos de aluminio que abrazan a estos soportes y apoyan entre una plaqueta y la siguiente, hasta ser fijados en los extremos.

Finalmente, toda esta estructura se recubre con un panel para cada una de sus 6 caras, que se ensambla a un armazón metálico, sobre las cuales se dispondrán paneles solares.



Armazón exterior<sup>3</sup> 

<sup>1</sup> Cubesat Electrical Interface, UNISEC-Europe, Prof. Dr. Klaus Schilling, <http://unisec-europe.eu/standards/bus/>

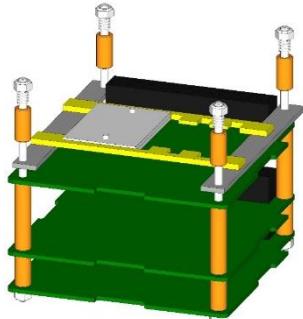
<sup>2</sup> Application of General Industrial Standards for Building Spaceborne Computer Systems,

<https://pc104.org/application-general-industrial-standards-building-spaceborne-computer-systems/4eng/>

<sup>3</sup> El estándar CubeSat: clave fundamental para el acceso al espacio, 03/01/2016,

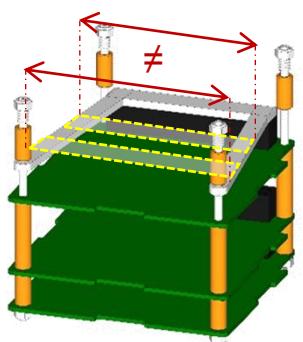
<http://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=299>

Una vez entendidos los conceptos básicos del armado de un Cubesat, comenzaron las pruebas formales de nuestro escudo Hotspot.



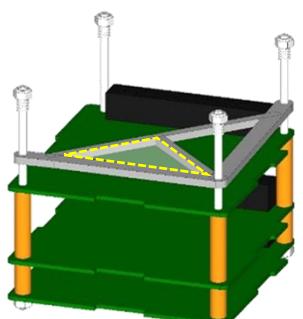
**PRUEBA 1:** Unión entre "columnas" a partir de dos barras sobre las cuales se apoya el sistema de encastre contenedor del escudo.

- ✓ Adaptable y regulable. Mecanizable. Posibilidad de estandarizar. Práctico, de fácil colocación. No interfiere al funcionamiento de los conectores u otros componentes.
- ✗ Perfiles mucho más anchos que altos que podrían generar vibraciones y deformaciones excesivas.



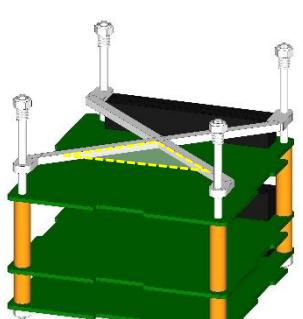
**PRUEBA 2:** Unión entre "columnas" y borde de pinera o conector. Uso del mismo como soporte.

- ✓ Mecanizable. Práctico, de fácil colocación. No interfiere al funcionamiento del conector u otros componentes.
- ✗ No permite estandarizar las barras que funcionan de soporte al escudo. No es regulable, el sistema debería presentar modificaciones en cada CubeSat.



**PRUEBA 3:** Unión entre "columnas" en diagonal.

- ✓ Rígido. Práctico, de fácil colocación. El escudo se apoya directamente sobre la estructura.
- ✗ Imposibilita cubrir los componentes de una de las mitades de la placa. Podría interferir al funcionamiento del conector u otros componentes más altos.



**PRUEBA 4:** Unión entre "columnas" en cruz.

- ✓ Mecanizable. Práctico, de fácil colocación. Rígido. No interfiere al funcionamiento de los conectores u otros componentes.
- ✗ No es regulable. Presenta inconvenientes en caso de que los componentes estén debajo o sobre la cruz, el escudo es cómodo al cubrir solo en esas secciones triangulares que se generan a partir de la "X".

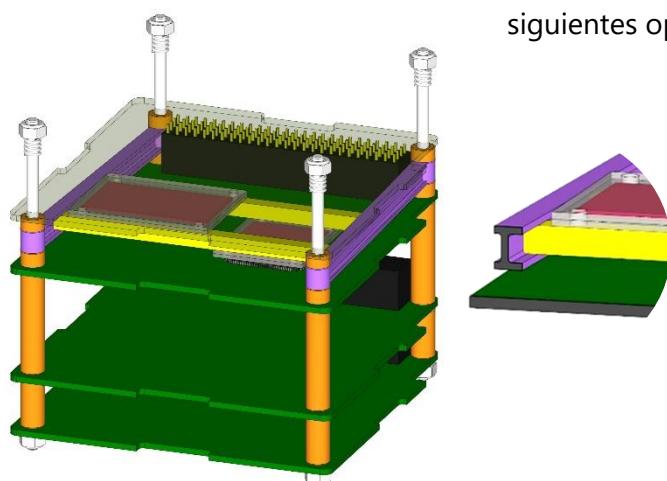
Comparando las distintas pruebas llegamos a la conclusión de que la Prueba 1 reunía la suma más provechosa de características y cumplía con gran parte de nuestros objetivos:

- ◊ Adaptabilidad.
- ◊ Posibilidad de sistematización y modulación.
- ◊ Práctico y de fácil colocación.
- ◊ Escudo móvil.

Además de que, a partir de pocas modificaciones en dimensiones de las barras, podíamos salvar el inconveniente que presentaba este diseño, que era su estabilidad o potencial deformación en los perfiles planteados.

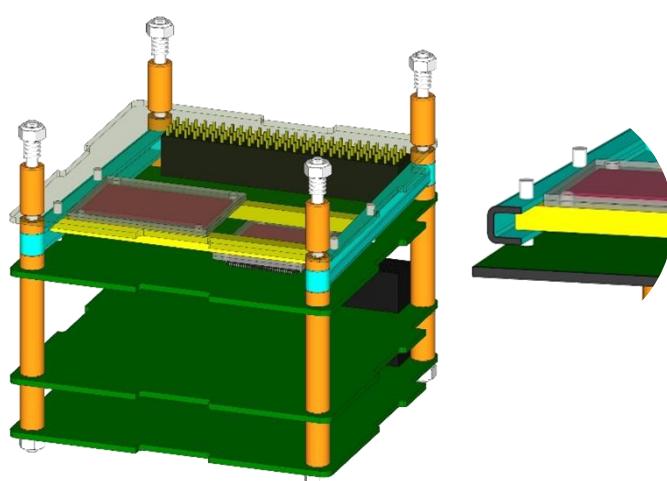
Con un concepto formal definido y una idea eficiente de base, nuevamente inició un proceso de definición de los perfiles y el encapsulado que cubriría el tungsteno. Además, teniendo en cuenta el cuidado de las medidas para asegurarnos que nuestro prototipo sea materializable con facilidad como también que ocupe el menor espacio y peso posible en el interior del satélite.

Para evitar la deformación de los perfiles que sostendrían toda la estructura, era necesario que los mismos sean más altos que anchos. Se probaron las siguientes opciones:



#### **PERFIL DOBLE T**

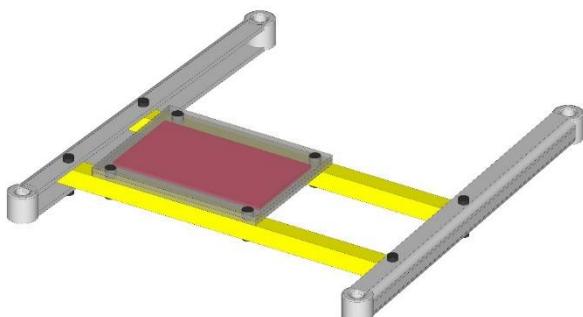
- ✓ Presenta una gran resistencia a la deformación.
- ✗ Difícil de mecanizar.
- ✗ Muy difícil de fijar el resto del escudo al mismo (Poca superficie donde atornillar).



#### **PERFIL C**

- ✓ Presenta una gran resistencia a la deformación.
- ✓ Posibilidad de desplazar o acomodar el escudo a lo largo de toda la estructura.
- ✓ Superficie donde fijar el escudo al perfil atornillándolo.
- ✗ Difícil de mecanizar.

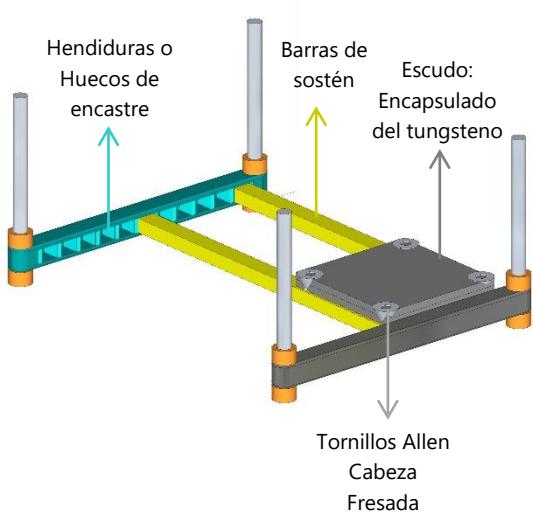
El Perfil C presenta múltiples beneficios en comparación con el Perfil Doble T, y por la gran versatilidad que le provee al escudo, fue finalmente seleccionado.



Una complicación que presentaban ambos perfiles es su difícil mecanización, en sentido que era complejo ahuecar ambos perfiles para darle la hendidura buscada a lo largo de toda la barra para darles la forma propiamente de "C" o "Doble T".

Otra dificultad se presentaba en la mínima superficie donde atornillar el perfil a las barras que sostienen el escudo, y aún más complejo buscar que esos tornillos no interfieran o sobresalgan del espacio a ocupar por el escudo.

Rápidamente, se llegó a la conclusión que la solución más óptima al agarre de las barras que sostendrían el escudo, era evitando el uso de tornillos o pegamentos en esas superficies y generando, en cambio, un sistema de ranuras donde encastrar con mucha facilidad las "vigas" sobre las cuales se coloca el sistema del escudo.



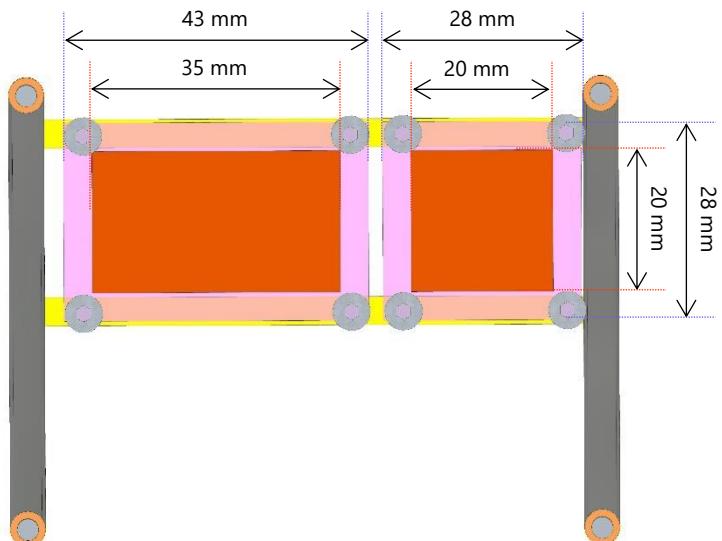
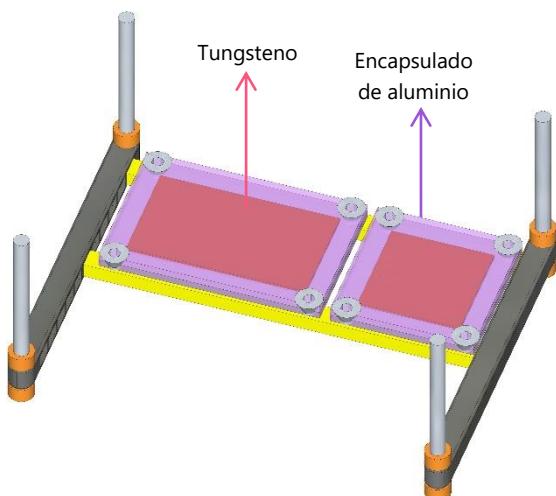
El resultado dio **posibilidades de encastre a variadas posiciones regulables para el sistema del escudo**, además de facilitarnos **el rápido y sencillo armado del mismo**.

El mecanismo de estos perfiles resultó ser eficiente y efectivo a la hora de materializar el prototipo, lo cual nos dio gran seguridad al pensar en la futura estandarización de este modelo.

Las barras de aluminio de sostén de 4 mm de ancho x 3mm de alto fueron desde un principio fáciles de trabajar, y gracias al sistema propuesto, también fáciles de colocar.

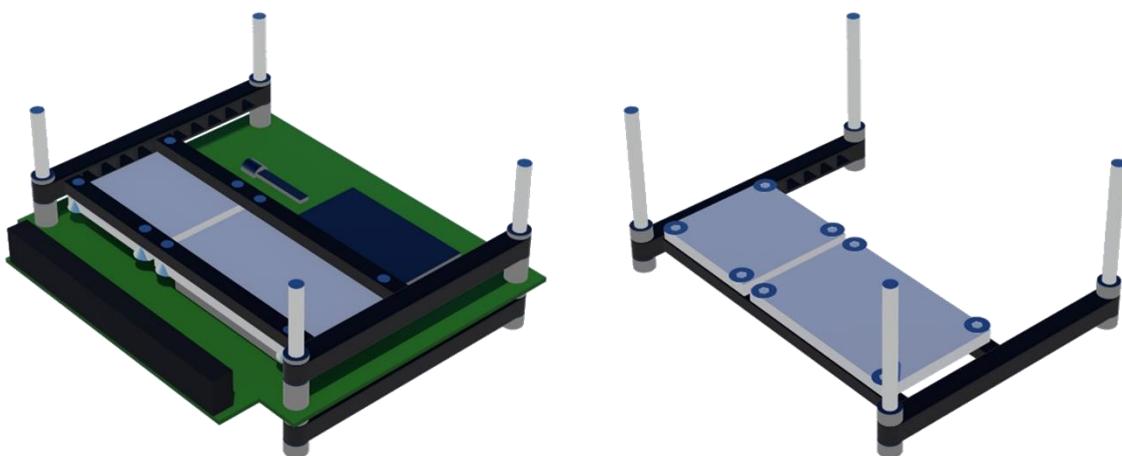
El paso siguiente a resolver en nuestro escudo es el encapsulado del Tungsteno ya que este material presenta un desafío a la hora de cortarlo o darle forma. Nuestra intención era evitar a toda costa los cortes innecesarios del mismo, trabajando con varias placas apiladas (buscando el espesor de 1mm final) de 0.1 mm de espesor y proponiendo dos dimensiones posibles de estas placas con las cuales cubrir la totalidad de los componentes a proteger de la radiación.

Las dos dimensiones propuestas son:



Con este sistema de encapsulado aseguramos la rigidez de la incorporación del Tungsteno al sistema, realizando solo los cortes indispensables en las planchas de 0.1 mm que se obtienen directamente de fábrica.

Y finalmente, con las problemáticas que surgieron durante el desarrollo formal y mecánico del escudo superadas, obtuvimos el siguiente resultado final que concluye el desafío que significó este proyecto.



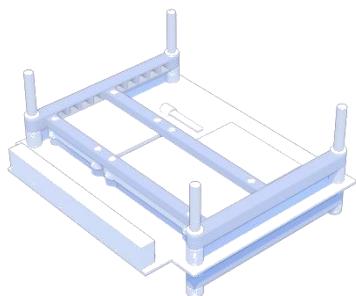
## Experimento en el CubeSat e incorporación de la electrónica:

El siguiente paso a resolver era incorporar las plaquetas y componentes electrónicos seleccionados para nuestro experimento, y sumando estos elementos a proteger al panorama, asegurarnos que nuestro modelo funciona en la práctica.

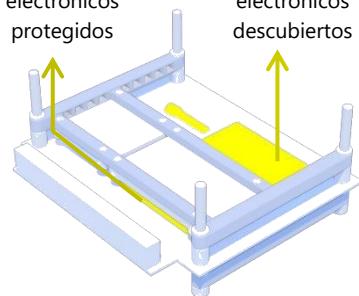
La siguiente secuencia de imágenes mostrará cómo nuestro escudo cubre, tanto encima como debajo, los componentes electrónicos a proteger.

Como muestra la segunda imagen, hay un conjunto de componentes (sensor + chip integrado) que quedaron desprotegidos a manera de comparar la cantidad de radiación que recibirán sin nuestro escudo.

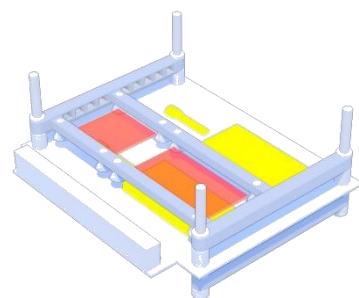
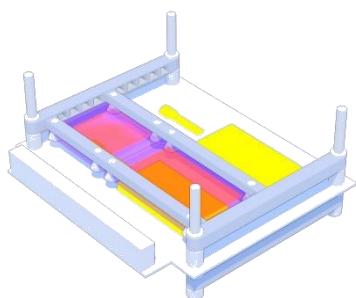
**ESCUDO SUPERIOR**



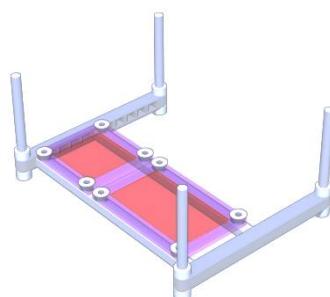
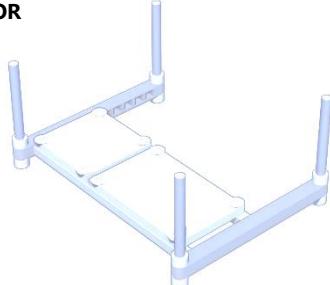
Componentes electrónicos protegidos



Componentes electrónicos descubiertos

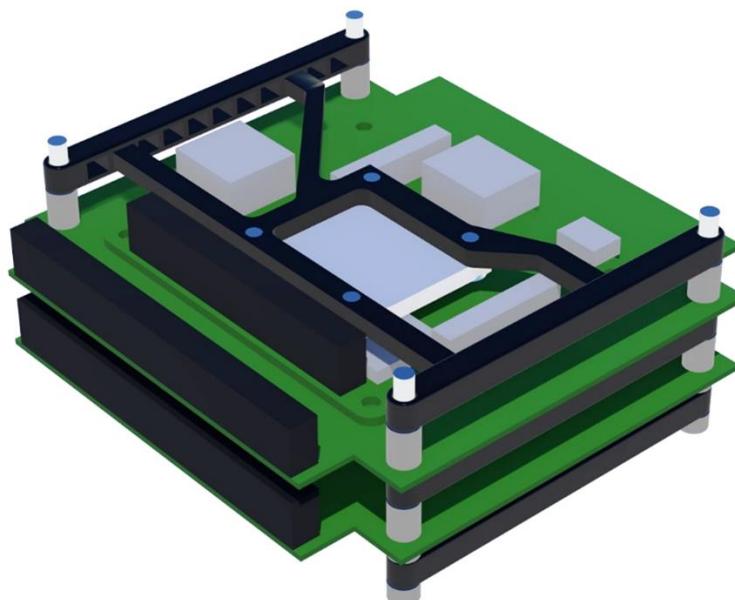


**ESCUDO INFERIOR**



Sobre la placa superior del experimento nos encontramos con varios componentes de mayor altura en una organización que dificultaban la implementación de uno de los soportes como veníamos trabajando hasta el momento, por lo cual tuvimos que generar un diseño específico para esta situación puntual. El sistema es, en esencia, el mismo, lo que cambia son las barras desde las cuales se toma el encapsulado de aluminio que encierran el tungsteno.

Esta situación nos permitió ver el potencial de nuestro diseño final, mostrando su versatilidad en caso de que haya componentes que resulte imposible su redistribución en la placa. Pese a haber modificado la forma de nuestra estructura, pudimos seguir conservando las características deseadas y que consideramos indispensables para que nuestro proyecto sea exitoso. Todo esto nos dio más confianza a la hora de definir nuestro prototipo final y estamos muy conformes con los resultados obtenidos: tenemos una estructura confiable y eficiente que podemos estandarizar para todo CubeSat pero que a su vez se puede modificar para nuevas composiciones sin perder ninguna de sus fortalezas.



### Conclusiones:

Luego de poner a prueba distintos prototipos o diseños posibles, conseguimos una estructura que consideramos fuerte, versátil, confiable y aplicable a gran cantidad de situaciones, cumpliendo las premisas que nos planteamos desde un principio.

# 2.5



## DISEÑO DE CIRCUITOS Y ANÁLISIS DE LA TENSIÓN UMBRAL.

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

26/07/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de  
Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>Círculo implementado</b>	<b>3</b>
<b>Medición de los parámetros y errores</b>	<b>5</b>
<b>¿Cuánto esperamos medir?</b>	<b>8</b>
<b>Esquemático del circuito</b>	<b>9</b>
<b>Comentario sobre el Arduino</b>	<b>9</b>
<b>Conexiones con los pines</b>	<b>10</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>10</b>



## Objetivo:

En este informe se presenta el circuito con el cual se hará la experiencia. Además explicaremos cómo se llevará a cabo una estimación de la TID acumulada, a partir de la medición de la tensión umbral, con sus respectivos errores.

## Desarrollo:

En informes anteriores, se explicó el comportamiento de la tensión umbral con respecto a la radiación recibida; la relación que existe entre estos dos parámetros podría ser una primera estimación de la cantidad de radiación acumulada.

Para ello, vamos a usar un MOSFET. El mismo, contiene gráficos de cómo varia la tensión umbral respecto a la TID (en la bibliografía se encuentran los papers sobre su caracterización). En la siguiente figura se ve una gráfica de corriente Source-Drenador y tensión Gate-Source, la cual se desplaza hacia la izquierda a medida que incrementa la TID.

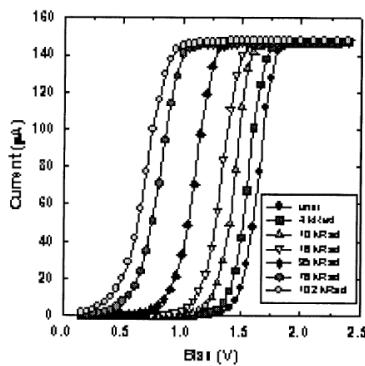


Fig. 1. Drain-source current versus applied gate voltage for a Motorola 2N7000 MOSFET. The component was irradiated in a thin walled polyethylene vial, which did not significantly attenuate gamma radiation. Dose rate was 1.7 kRad/h.

En esta segunda figura se muestra una mejor representación del comportamiento de la tensión umbral con respecto a la TID.

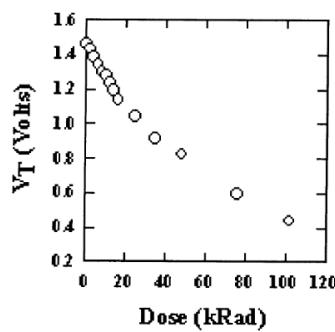
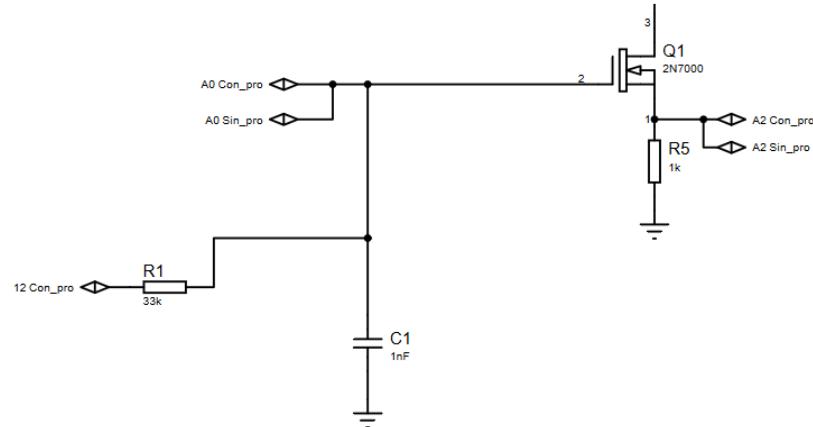


Fig. 2. Threshold voltage versus TID of the same MOSFET as Fig. 1.

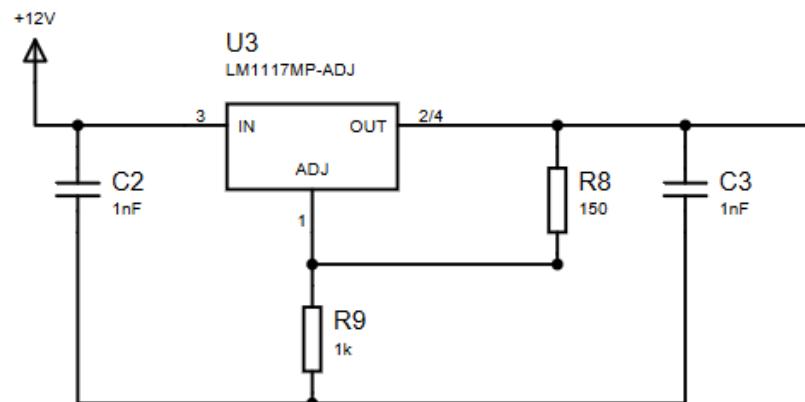
## Circuito implementado:

Realizaremos un circuito con la capacidad de medir dos parámetros, la corriente  $I_{ds}$  y la tensión  $V_{gs}$ . Como deseamos tener el menor error posible, usaremos dos conversores analógico digital para efectuar la toma de muestras. Uno se utilizará sobre la tensión del gate y el otro sobre la resistencia del source.

Esto nos permite tener un error más pequeño en la medición de ambos parámetros y a la vez realizaremos una redundancia a partir de los Arduino-Pro mini con los que contamos. Para graficar la curva  $I_{ds}$  vs  $V_{gs}$  se debe incrementar la tensión del gate con un cierto paso y tomar las muestras en cada instante que se incrementa. Este aumento se realizará a partir de un PWM y un filtro.

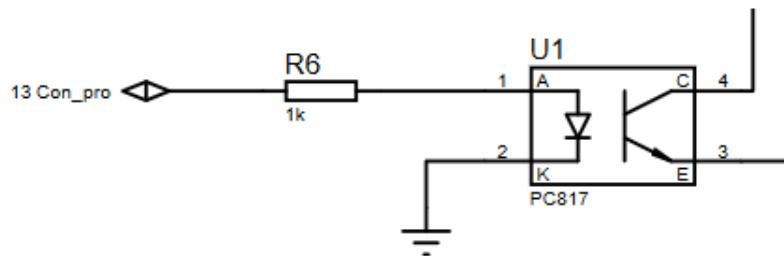


Como la fuente proporcionada por el Host es de 12V pero contiene un cierto error del 5%, se llegó a la decisión de utilizar un regulador de tensión para reducir las variaciones.



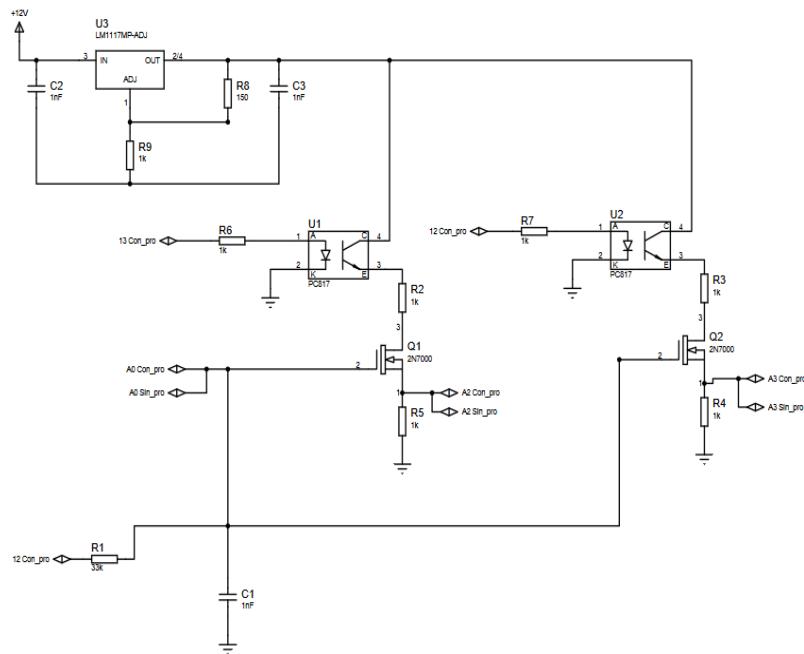
Además, se agregó un sistema de protección, tal que, si se sobrepasa la tensión de los 5V sobre la resistencia de medición, el circuito se apagará. Esta función fue realizada a partir de un Optoacoplador, donde la habitación del circuito será dada por el mismo Arduino.

La gran ventaja que tiene estos dispositivos es que generan circuitos aislados.



Como ya se explicó anteriormente, la idea es medir los parámetros que pueden ser modificados por la radiación y ver cómo es su mejora a partir de la utilización del escudo. Por este motivo, usamos dos dispositivos MOSFET para hacer la comparativa entre uno protegido y otro no.

El circuito general es el siguiente:



## Medición de los parámetros y errores:

La corriente Drenador-Source queda definida como:

$$I_{ds} = \frac{V_{source}}{R_s}$$

Como la corriente se calcula como la división entre la tensión y la resistencia, se puede definir el error relativo referido a la corriente como la suma de los errores relativos de la tensión y de la resistencia.

$$e_{Ids} = e_R + e_v$$

Usaremos resistencias al 1% para tener una mejor medición de la corriente. Más adelante explicaremos se consigue el valor relativo de la tensión.

Si bien se debería considerar el error de inserción por colocar el ADC en paralelo, veremos que éste es despreciable por la magnitud de la impedancia de entrada del mismo (100M).

$R_{AIN}$	Analog Input Resistance		100		$M\Omega$
-----------	-------------------------	--	-----	--	-----------

Podemos calcular el error de inserción como:

$$e_i = \frac{1K}{100M} * 100 = 0.001\%$$

Al ser este solo 0.001%, es totalmente despreciable frente al 1% perteneciente al error de la resistencia.

Si bien no tenemos demasiados datos sobre las expresiones de los errores del ADC del Arduino y ni siquiera el error que se generaría a partir de un posible offset, o la precisión del mismo, como una primera instancia podemos definir el error del ADC como la mitad de la resolución. En este caso, al contar con 10 bits el conversor analógico digital:

$$E_{v0} = \frac{5v}{2 * 2^{10}} = 2.5mV$$

Por lo tanto, el error absoluto sobre Vs es de 2.5mV.

El mismo procedimiento se puede realizar sobre la tensión de gate generando un error de medición de 2.5mV.

La tensión  $V_{gs}$  está definida como la diferencia entre la tensión del gate y del source.

$$V_{gs} = V_g - V_s$$

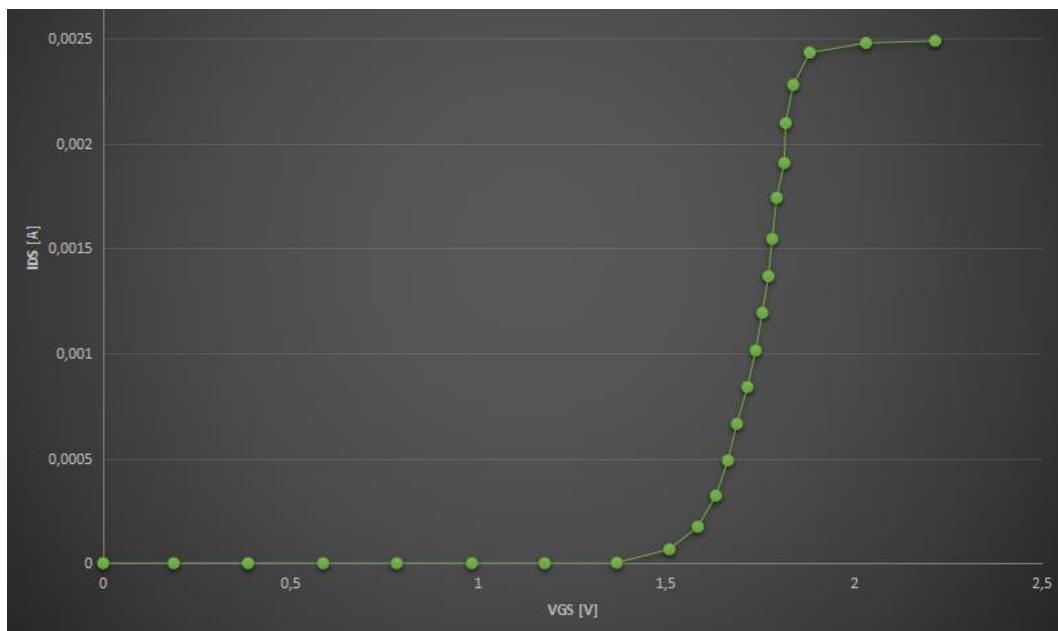
El error de medición será la suma de los errores absolutos:

$$\Delta E_{vgs} = \Delta E_g + \Delta E_s = 5mV$$

Finalmente, el error de la tensión  $V_{gs}$  es de 5mV.

Se realizó un prototipo en Protoboard para realizar la toma de muestras de las tensiones y luego se llevó a un Excel para realizar el grafico.

El resultado con una fuente de alimentación de 12V es el siguiente:



Se debe mencionar que el análisis del desplazamiento de la tensión umbral se hará en tierra. El circuito solamente se encargará de realizar las mediciones ya mencionadas.

Hasta ahora tenemos que el error absoluto esperado para la tensión  $V_{gs}$  es:

$$E_{vgs} = 2.5mV + 2.5mV = 5mV$$

Si bien es cierto que el error relativo de la tensión de Source varía con respecto al incremento de la tensión de salida, podríamos analizar el peor caso.

Cuando el transistor sale de la zona de corte, la corriente pasa a incrementarse muy rápido. Se puede analizar el punto de corriente cuando sale de la zona de corte, cuyo valor aproximado es 66uA (valor medido experimentalmente). Por lo tanto, el valor de la tensión es el producto entre la corriente y la resistencia.

$$V = I * R = 66uA * 1Kohm = 66mV$$

Por lo tanto, esperamos tener una tensión de 66mV en el Source cuando el MOSFET comience a salir de la zona de corte y sabemos que la resolución del instrumento es de 2.5mV. Teniendo esto en mente creemos que existirá un error relativo de la tensión de source de aproximadamente:

$$e_v = \frac{E_{resolucion}}{V_{source}} * 100 = \frac{2.5mV}{66uA * 1k\Omega} * 100 = 3.78\%$$

Análogamente, el error relativo de la corriente es de:

$$e_{ids} = 4.78\%$$

Existe un pequeño Ripple en la tensión de Vg ocasionado por el filtro del PWM. Una forma de solucionar este problema fue generar una tasa de muestreo mayor y realizar un promedio móvil para conseguir un valor promedio.

## ¿Cuánto esperamos medir?

Si bien es una pregunta que no podemos responder con certeza porque **no** existe un modelo aproximado del desplazamiento de la tensión umbral con respecto a la TID acumulada, debido a que la degradación depende de cada dispositivo individualmente.

Lo que podemos garantizar con certeza es que el dispositivo que se encuentra cubierto por el escudo no debería presentar efectos de la radiación (debido a que nos encontramos por debajo de un 1krad) mientras que en el dispositivo que se encuentra descubierto, se va a generar un desplazamiento de las tensiones.

Se observa que la radiación recibida por una placa de silicio que se encuentra en una misión de 5 años en una órbita de 500 Km. y cubierta por una delgada capa de aluminio, la radiación esperada es de:

SHIELDOSE-2 Version 2.10			
Target material: Si			
Shield configuration: Transmission surface of finite Al slab shields			
Proton results without nuclear attenuation			

Al absorber thickness			Total
(mm)	(mils)	(g cm <sup>-2</sup> )	
0.500	19.685	0.135	1.101E+04

Teniendo en cuenta esto, podemos esperar unos 11Krad sobre nuestros componentes. Si realizamos una primera aproximación con el dispositivo ya caracterizado:

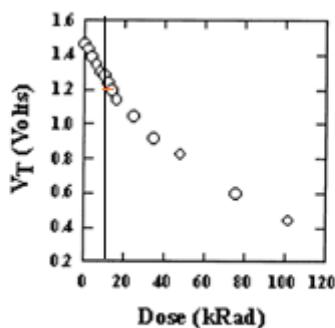


Fig. 2. Threshold voltage versus TID of the same MOSFET as Fig. 1.



**Observamos que si el dispositivo tiene una tensión umbral de 1.5V sin degradación, cuando reciba 11Krad se generará un desplazamiento de 0.3V.**

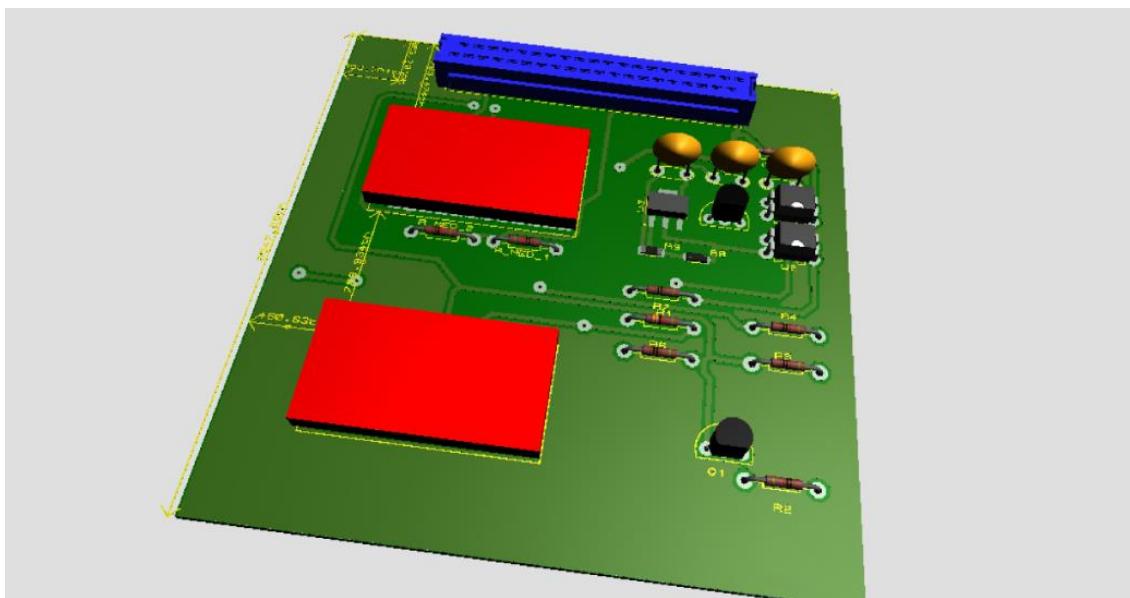
Lo queremos resaltar es que este dispositivo no es un sensor, las características de degradación dependen del mismo y el mayor tiempo de su vida no estará encendido, por lo tanto, no podemos garantizar cuánto será el desplazamiento de la tensión umbral. Lo que podemos garantizar es que dispositivo que este cubierto extenderá su vida útil en gran medida.

## Esquemático del circuito

El mismo, fue realizado con el programa PROTEUS. La idea principal es localizar en una única tarjeta todos los dispositivos a utilizar, tantos los MOSFET, como los microcontroladores de Arduino y componentes necesarios.

Un dispositivo MOSFET y un Arduino serán protegidos por el escudo para realizar los análisis de mejoras. Además, toda la tarjeta se encontrará en comunicación con la Raspeberry para enviarle los datos obtenidos.

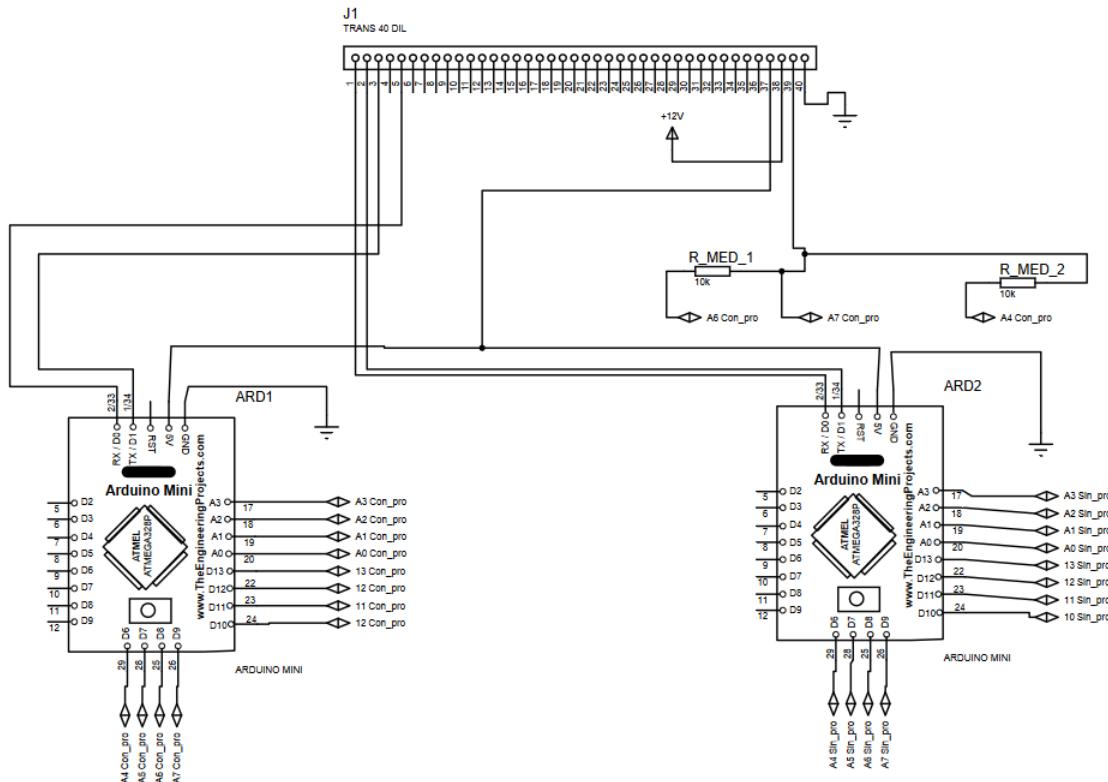
Una primera vista de la placa de circuito es:



## Comentario sobre el Arduino:

Vamos a estar utilizando dos Arduino para realizar las mismas muestras y así poder compararlas y ver el comportamiento generado por la radiación. A su vez, realizaremos una prueba de los puertos digitales para comprobar que funcione correctamente el dispositivo.

## **Conexiones con los pines:**



## Bibliografía:

- ◊ "Radiation Resistance Testing of MOSFET and CMOS as a Means of Risk Management of Risk Management"  
[https://scholarsmine.mst.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2192&context=min\\_nuceng\\_facwork](https://scholarsmine.mst.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2192&context=min_nuceng_facwork)

# 2.6



**DISEÑO Y ANÁLISIS  
ESTRUCTURAL.**

## **INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE**

26/07/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>Análisis de modos de vibración normal</b>	<b>2</b>
<b>Análisis de vibraciones sinusoidal</b>	<b>3</b>
<b>Análisis de vibraciones aleatorias</b>	<b>4</b>
<b>Cálculo del margen de seguridad</b>	<b>5</b>
<b>Conclusión</b>	<b>5</b>

## Objetivo:

En este informe presentamos los cálculos y simulaciones efectuadas sobre nuestro modelo.

## Desarrollo:

El diseño y ensamble de las piezas del mismo se realizó con el programa Autodesk Inventor 2019.

Los materiales asignados fueron *Aluminio Alloy 6061-T6* para las piezas correspondientes al diseño del escudo, y *FR-4* para las piezas correspondientes a la electrónica.

Todas las simulaciones realizadas se obtuvieron mediante el uso del programa Ansys Workbench 2020.

## Análisis de modos de vibración normal:

Para llevar a cabo esta simulación se supone que todas las interfaces están montadas rígidamente.

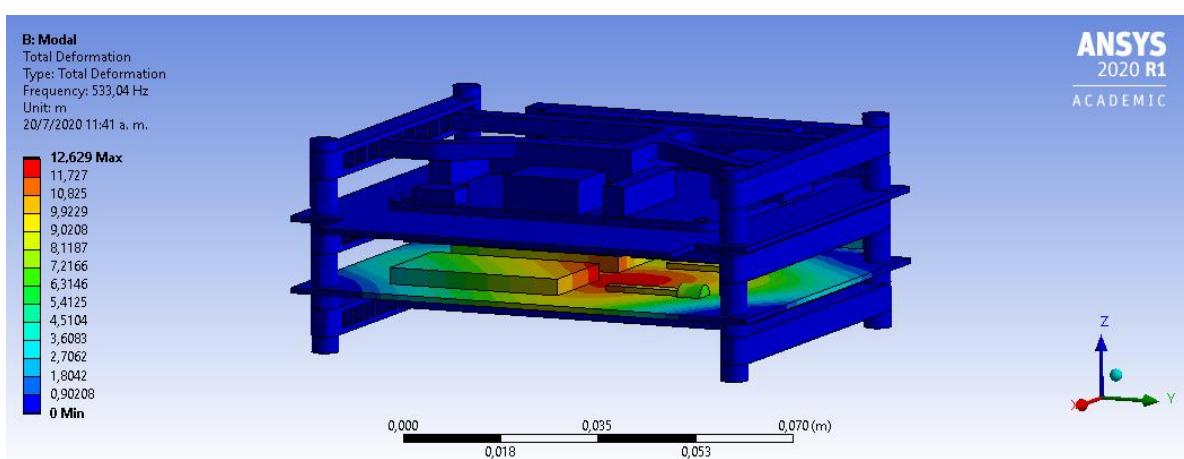
Los empotramientos se localizaron solo en la parte superior del modelo (en las caras superiores de sus cuatro columnas). En condiciones normales de funcionamiento, también habría empotramientos en la parte inferior, pero se optó por no ponerlos ahora para poder así analizar un caso desfavorable.

Los primeros seis modos de vibración obtenidos fueron los siguientes:

Modo	Frecuencia [Hz]
1.	<b>533,04</b>
2.	<b>687,67</b>
3.	<b>752,99</b>
4.	<b>910,95</b>
5.	<b>1152,1</b>
6.	<b>1193</b>

Se puede ver entonces que la primera frecuencia de resonancia del ensamblaje es de 533,04 Hz.

A continuación, se muestra cuál parte del sistema es la primera en entrar en resonancia:



## Análisis de vibraciones sinusoidal:

En el eje X se requiere que el ensamble soporte una vibración sinusoidal de amplitud 3g y frecuencias entre 10 y 100 Hz. En el eje Y y Z la vibración sinusoidal es de amplitud 2,3g y las frecuencias oscilan entre los mismos valores (entre 10 y 100 Hz).

Como la primera frecuencia de resonancia del ensamble es de 533,04 Hz (mucho mayor a 100 Hz), se puede concluir que la carga no experimentará fenómenos de amplificación.

Se puede suponer entonces que las aceleraciones en cada eje se aplicarán de la misma manera que en un análisis estático.

Ahora bien, por otro lado, la carga útil debe funcionar de acuerdo con sus especificaciones operativas, después de estar sujeta a un entorno de aceleración cuasi-estático inducido por el vehículo de lanzamiento, como se muestra a continuación:

Dirección	Aceleración [G]
X	12
Y	3,5
Z	3,5

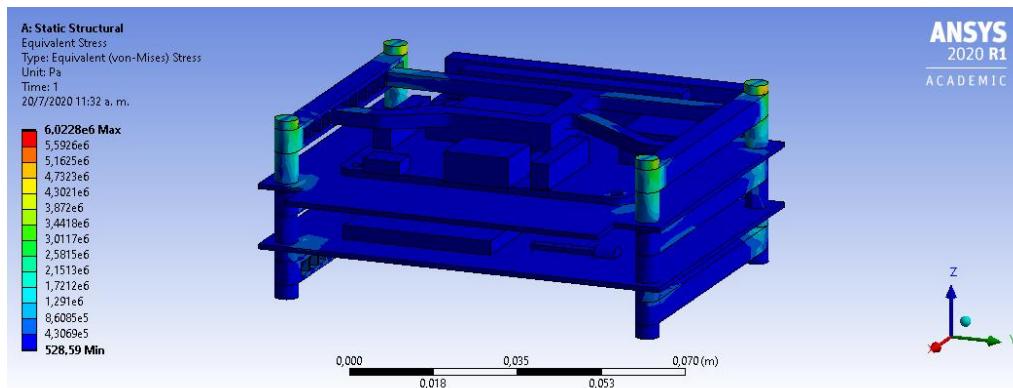
Se llega entonces a la conclusión de simular de manera estática ambas solicitudes en simultáneo, adoptando así una postura conservadora.

Tenemos entonces las siguientes solicitudes estáticas en cada eje:

Dirección	Aceleración [G]
X	15
Y	5,8
Z	5,8

Resulta entonces que la carga estática máxima del ensamble es de 6,02 MPa (cuando este vibre en el eje X).

La distribución de tensiones en el ensamble se muestra en la siguiente imagen:

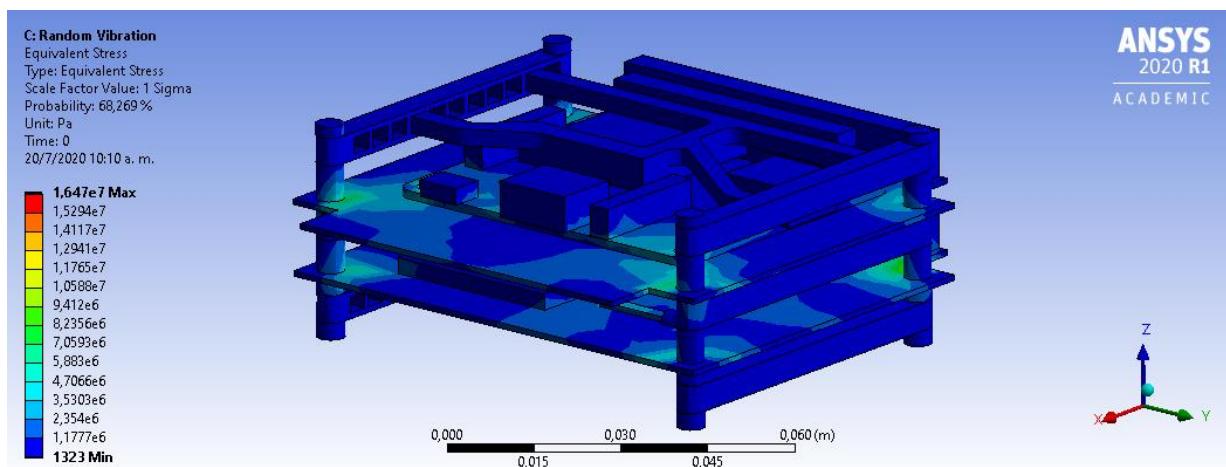


## Análisis de vibraciones aleatorias:

Se requiere que el ensamble soporte los siguientes niveles de vibración aleatoria:

Frecuencia [Hz]	Aceleración [10-3G2/Hz]
20	11
150 - 280	80
280 - 320	300
320 - 380	200
380 - 850	100
850 - 1000	40
1000	22,5
2000	11
<b>RMS: 10,43 G</b>	

La distribución de tensiones en el modelo se muestra en la siguiente imagen:



Como se trata de un entorno de vibración aleatoria, los niveles de tensión se evalúan como una tensión de  $3\sigma$ , siendo  $\sigma = \text{tensión máxima de Von Mises}$ .

Se tiene que entonces que:

$$\sigma = 16,4 \text{ MPa} , (\text{con una probabilidad de } 68,269\%).$$

Lo que implica:

$$3\sigma = 49,2 \text{ MPa}$$

## Cálculo del margen de seguridad:

Se procede ahora a realizar el cálculo del margen de seguridad. Éste se define como:

$$\text{Margen de seguridad} = \frac{\text{Carga admisible}}{\text{Carga de diseño} \cdot \text{Factor de diseño}} - 1$$

Se supone:

- ◊ Factor de diseño de límite elástico = 2
- ◊ Factor de diseño de tensión última = 2

En carga admisible siempre se considera el límite elástico del *Aluminio Alloy 6061-T6*, siendo este de  $\sigma_y = 259 \text{ MPa}$ .

Para el caso del análisis de vibraciones sinusoidal, la carga de diseño es la carga estática máxima del ensamble previamente calculada (6,02 MPa).

Se llega entonces a que:

- ◊ Margen de seguridad (caso límite elástico) = 20,51
- ◊ Margen de seguridad (caso límite de tensión última) = 20,51

Para el caso del análisis de vibraciones aleatorias, la carga de diseño es tres veces la carga máxima de Von Mises del ensamble previamente calculada (49,2 MPa).

Se llega entonces a que:

- ◊ Margen de seguridad (caso límite elástico) = 1,63
- ◊ Margen de seguridad (caso límite de tensión última) = 1,63

Se muestra a continuación un cuadro, con los márgenes de seguridad previamente calculados para cada caso:

<b>Tipo de carga</b>	<b>Carga máxima [MPa]</b>	<b>Margen de seguridad (caso límite elástico)</b>	<b>Margen de seguridad (caso límite de tensión última)</b>
<b>Sinusoidal + quasi-estático</b>	<b>6,02</b>	<b>20,51</b>	<b>20,51</b>
<b>Vibraciones aleatorias</b>	<b>49,2</b>	<b>1,63</b>	<b>1,63</b>

## Conclusión:

Como el margen de seguridad resulta mayor a cero en todos los casos, se concluye que el sistema es mecánicamente resistente.

# 2.7



## ANÁLISIS TÉRMICO EN ESTADO PERMANENTE

### INFORME DE AVANCE CONCURSO OPEN SPACE

26/07/2020

Integrantes de **Space Shielding**:

- ◊ Julio Esteban
- ◊ Elisa Lo
- ◊ Federico Olivero
- ◊ Gustavo Schmidt
- ◊ Matías Stamm
- ◊ Santiago Testa
- ◊ Agustín Mazzocato
- ◊ Rocío L. Santos

Mentor:

- ◊ Marcos Franceschini  
(Director y cofundador de  
Skyloom Global Corp.)

# ÍNDICE

<b>Objetivo</b>	<b>2</b>
<b>Desarrollo</b>	<b>2</b>
<b>Materiales y contactos</b>	<b>2</b>
<b>Parámetros y condiciones de borde</b>	<b>3</b>
<b>Resultados</b>	<b>3</b>
<b>Conclusión</b>	<b>4</b>

## Objetivo:

Lo que se busca con este análisis, es evaluar la propuesta de utilizar el escudo como extractor de calor para resolver potenciales problemas térmicos en futuras misiones (es decir, cuando el sistema se encuentre bajo importantes solicitudes térmicas).

## Desarrollo:

Se propone entonces, conectar de manera térmica las piezas electrónicas con el sistema escudo que las protege, de manera que este último sea quien disipe el calor generado. Esto se consigue llenando la holgura entre electrónica y escudo (escudo superior) con algún material con alto coeficiente de conductividad térmica.

Se busca calcular la temperatura máxima alcanzable, dada una determinada generación de calor proveniente de la electrónica del sistema. Luego, comparando este resultado con la temperatura admisible máxima de los componentes, se podrá concluir si el sistema es térmicamente resistente o no.

Todas las simulaciones realizadas se obtuvieron mediante el uso del programa Ansys Workbench 2020.

## Materiales y contactos:

Se asigna material *FR-4* a las piezas que conforman la parte electrónica del modelo.

Se asigna material *Wrought aluminum alloy (6061, T6)* a las demás piezas (columnas y sistema escudo).

Se asigna material *Silicone rubber (SI)* al material que hace de interfaz entre la electrónica y el escudo del sistema.

Las propiedades térmicas de los respectivos materiales son las cargadas en el programa Ansys Workbench 2020:

- ◊ El material *FR-4* tiene una conductividad térmica de  **$0,38 * W/m.^\circ C$**  en todas las direcciones.
- ◊ El material *Wrought aluminum alloy (6061, T6)* tiene una conductividad térmica de  **$229 * W/m.^\circ C$**  en todas las direcciones.
- ◊ Al material *Silicone rubber (SI)* se le asignó una conductividad térmica de  **$6 * W/m.^\circ C$**  en todas las direcciones (valor bajo, para adoptar así un criterio conservativo).

Los contactos entre distintas piezas del modelo se consideran contactos perfectos. Se utilizan contactos de tipo "*Bonded*" en todas las superficies.

## Parámetros y condiciones de borde:

- 1- Se considera una emisividad en todas las superficies del sistema de valor 0,7.
- 2- Se considera una temperatura ambiente promedio y constante de valor 10° C.
- 3- En la placa superior, todo el calor ( $Q_1$ ) es generado por la superficie superior del procesador protegido por el escudo (suposición conservadora).
- 4- En la placa inferior, todo el calor ( $Q_2$ ) es generado por la superficie superior del pro-mini protegido por el escudo (suposición conservadora).

## Resultados:

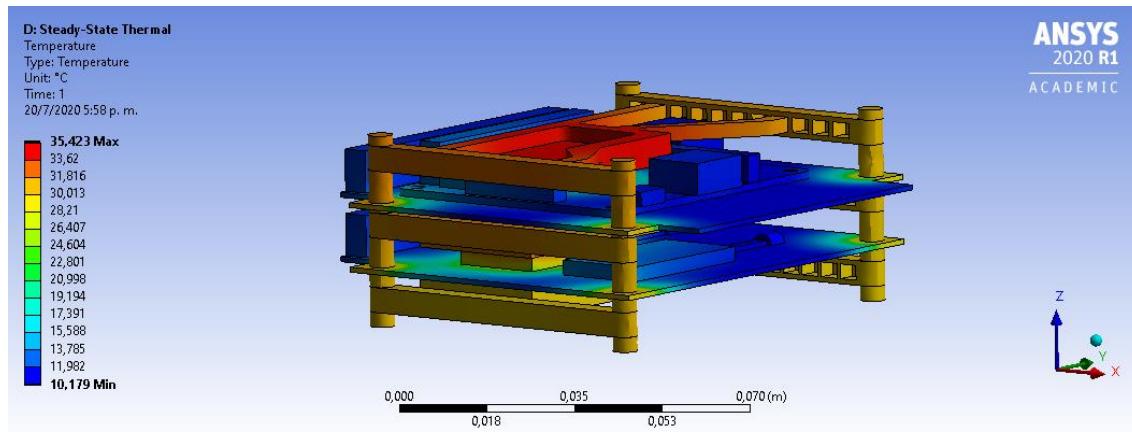
Los resultados corresponden al estado térmico permanente del ensamblaje.

Se varían los calores generados Q1 y Q2, y se considera una  $T_{máx}$  admisible = 60°C (evitando así que se dañen los componentes electrónicos del sistema).

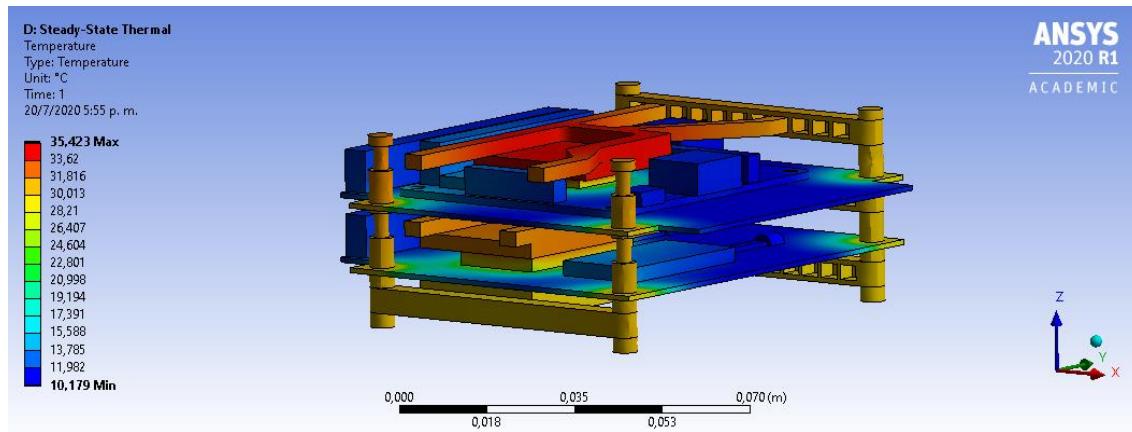
A continuación, se muestran los resultados obtenidos de temperatura máxima en cada caso, junto al factor de seguridad que cada uno representa:

<b>Q1 [W]</b>	<b>Q2 [W]</b>	<b>T máx. [°C]</b>	<b>FS</b>
1	1	35,42	1,69
1,2	1,2	40,07	1,49
1,4	1,4	44,61	1,34
1,6	1,6	49,04	1,22
1,8	1,8	53,37	1,12
2	2	57,61	1,04

El perfil de temperaturas en el modelo, para el caso de  $Q_1 = Q_2 = 1W$ , se muestra en las siguientes imágenes:



Perfil de temperaturas del ensamble completo, cuando  $Q_1=Q_2=1W$



Perfil de temperaturas del ensamble (con menos piezas), cuando  $Q_1=Q_2=1W$

Con generaciones de calor cercanas a 1,2 W por componente, se tendrá un factor de seguridad próximo a 1,5.

## Conclusión:

Se concluye entonces, que para estos casos el sistema es térmicamente resistente.