

UNIVERSIDAD MIGUEL HERNÁNDEZ DE ELCHE

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR DE ELCHE

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA



UNIVERSITAS
Miguel Hernández

ANÁLISIS TÉRMICO DE UN
NANOSATÉLITE PARA EL ESPACIO
PROFUNDO

TRABAJO FIN DE GRADO

Junio - 2025

AUTOR: Héctor Gallardo Martins

DIRECTORES: José Manuel Blanes Martínez
Javier Ruiz Ramírez

“You can only make as well as you can measure”

- *Joseph Whitworth*



ÍNDICE

ÍNDICE DE FIGURAS	3
ÍNDICE DE TABLAS	6
ÍNDICE DE GRÁFICAS	7
ABREVIATURAS	8
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN.....	9
1.1 Antecedentes	10
1.2 Objetivos	10
1.3 Estructura del proyecto	11
1.4 Conceptos clave	11
1.4.1 Contexto análisis térmico	12
1.4.2 Satélites	15
1.4.3 CubeSats	17
1.4.4 Objetivos CubeSats	17
CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO.....	18
2.1 Transferencia de calor	18
2.1.1 Conducción	18
2.1.2 Convección	19
2.1.3 Radiación	19
2.2 Análisis térmico de un satélite	19
2.3 Análisis térmico mediante software	22
2.4 Importancia Ley de Kirchhoff	24
2.5 Órbitas	25
2.6 Materiales	28
2.6.1 Materiales empleados en el proyecto	28
2.6.2 Materiales usados para la realización de las pruebas	29
2.7 Desarrollo y alcance de los objetivos	31
CAPÍTULO 3. ELEMENTOS.....	35
3.1 Caja de baterías	35
3.1.1 Celdas	36
3.1.2 Heater	36
3.1.3 Sensor de temperatura	37
3.1.4 Fabricación caja	38
3.2 Plataforma satélite	42
3.2.1 Estructura CubeSat	43
3.2.2 Paneles fotovoltaicos	44
3.2.3 Distribución interna de los subsistemas	48

CAPÍTULO 4. SIMULACIONES Y RESULTADOS	50
4.1 Diseño en Radian	50
4.1.1 Modelo	51
4.1.2 Contactos	62
4.1.3 Cargas	64
4.1.4 Escenario	69
4.1.5 Load events	73
4.1.6 Casos de análisis	74
4.2 Análisis realizados	76
4.2.1 Misiones	76
4.2.2 Caja de baterías	78
4.2.2 TVAC	79
4.3 Resultados	80
4.3.1 Resultados misiones	80
4.3.2 Resultados caja de baterías	84
4.3.2 Resultados TVAC	87
CAPÍTULO 5. CONCLUSIONES Y FUTURAS LÍNEAS DE TRABAJO	88
BIBLIOGRAFÍA	90
ANEXO A. IRRADIANCIA DEPENDIENDO DE LA ORIENTACIÓN DE LOS PANELES DE UN NANOSATÉLITE PARA ÓRBITA LEO	92
A.1 INTRODUCCIÓN	92
A.1.1 Alcance del documento	92
A.1.2 Resumen del documento	92
A.2 ÓRBITA	93
A.3 PANELES	95
A.3.1 Características paneles	95
A.3.2 Ejecución	97
A.4 ORIENTACIÓN	102
A.4.1 Orientación Tierra	102
A.4.2 Orientación Sol	103
A.5 SIMULACIÓN	104
A.6 RESULTADOS OBTENIDOS	106
A.7 CONCLUSIÓN	113
ACRÓNIMOS Y TERMINOLOGÍA	114
ANEXO B. MODELADO 3D, FABRICACIÓN CAM Y PLANOS	115
B.1 DISEÑO CAD.....	115
B.2 DISEÑO CAM	124
B.3 PLANOS	135

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Renderizado CubeSat 6U en Marte.	9
Figura 2. Análisis térmico de CubeSat 6U en Ansys.	12
Figura 3. Interfaz ESATAN-TMS. (https://www.esatan-tms.com/).	13
Figura 4. Interfaz Thermal Desktop. (NASA Thermal modelling and analysis).....	13
Figura 5. Interfaz NX Space Systems Thermal. (Smart fem).....	14
Figura 6. Web Radian. (https://radian.systems/es/).....	15
Figura 7. Satélite natural y artificial. (https://humanidades.com/satelites-artificiales/).	16
Figura 8. Tamaño CubeSats. (https://www.nasa.gov/what-are-small-sats-and-cubesats/).	17
Figura 9. Mecanismos de transferencia de calor. (https://nergiza.com/radiacion-conduccion-y-conveccion/)... ..	18
Figura 10. Balance de energía satélite.....	20
Figura 11. Radiación entrada.	20
Figura 12. Transferencia de calor mediante red nodal. (Radian).	22
Figura 13. Radiación incidente en objeto.....	24
Figura 14. Parámetros órbita. (https://es.wikipedia.org/wiki/Longitud_del_nodo_ascendente).	26
Figura 15. Set up pruebas.....	29
Figura 16. Cámara climática.	30
Figura 17. Modelo cámara climática.....	30
Figura 18. Set up de pruebas ALTER.	31
Figura 19. Caja de baterías en la cámara con los sensores.....	32
Figura 20. Diagrama posicionamiento de sensores.....	33
Figura 21. Interior cámara de vacío ALTER.....	33
Figura 22. Cámara de vacío.	34
Figura 23. Cotas generales tapa.	35
Figura 24. Renderizado celdas.....	35
Figura 25. Cotas generales celda. (SAMSUNG).....	36
Figura 26. Cotas generales heater (MINCO).	37
Figura 27. Cotas sensor. (ST).	37
Figura 28. Dimensiones sensor. (ST).....	37
Figura 29. Partes impresas en 3D.....	38
Figura 30. Prototipo caja ensamblada.....	38
Figura 31. Ubicación sensor.	39
Figura 32. Celda colocada.....	39
Figura 33. Heaters en la parte inferior.	40
Figura 34. Prototipo final con baterías, heaters y PCB montada.....	40
Figura 35. Partes mecanizadas.....	41
Figura 36. Caja ensamblada con PCB atornillada.....	41
Figura 37. Medidas CubeSat 6U.....	42
Figura 38. Renderizado CubeSat 6U.....	43
Figura 39. Lateral estructura.....	44
Figura 40. Anillos estructura.....	44
Figura 41. Posición de las celdas en el simulador solar.	45
Figura 42. Setup de pruebas.....	46
Figura 43. Fotografía de un string 8S1P.	46
Figura 44. Cotas de un string de ocho celdas solares.....	47
Figura 45. Cotas de una celda solar.	47
Figura 46. Distribución subsistemas para análisis térmico.	49
Figura 47. Proyectos Radian.....	50
Figura 48. Proyecto creado.....	50
Figura 49. Modelo desde 0 y archivo formato CAD.....	51
Figura 50. Crear modelo Radian.....	51
Figura 51. Parte creada.....	52
Figura 52. Crear geometría Radian.....	52
Figura 53. Cotas pilares.....	53
Figura 54. Pilar modelado.....	53
Figura 55. Parte pilares.....	54
Figura 56. Estructura CubeSat.....	55
Figura 57. Stack EPS.....	56
Figura 58. PCB vertical.....	56
Figura 59. Posición baterías.....	57
Figura 60. Volumen ocupado por los distintos subsistemas.....	58

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 61. Estructura con todos los subsistemas.....	59
Figura 62. Paneles CubeSat.	59
Figura 63. Modelo terminado.	60
Figura 64. Lista de materiales Radian.....	60
Figura 65. Lista de masas Radian.	61
Figura 66. Modelo caja baterías.....	61
Figura 67. Modelo EPS en TVAC.....	62
Figura 68. Contactos.....	62
Figura 69. Crear contacto.....	63
Figura 70. Red de contactos satélite.....	63
Figura 71. Red de contactos caja baterías.....	64
Figura 72. Periodo orbital de funcionamiento de los subsistemas.	64
Figura 73. Crear carga.	67
Figura 74. Definir carga.....	68
Figura 75. Carga tipo heater.....	68
Figura 76. Crear escenario.	69
Figura 77. Tipos de escenario.	69
Figura 78. Definición de la misión.....	70
Figura 79. Creación de una órbita.	71
Figura 80. Configuración de posición.....	72
Figura 81. Definición de posición.....	72
Figura 82. Creación entorno controlado.....	73
Figura 83. Evento.....	74
Figura 84. Creación caso de análisis.....	74
Figura 85. Selección tipo de caso.....	75
Figura 86. Análisis transitorio.....	75
Figura 87. Análisis transitorio partiendo de análisis anterior.....	76
Figura 88. Parámetros órbita Marte.	76
Figura 89. Posición orbital del satélite y especificación de la misión de Marte.....	77
Figura 90. Parámetros órbita Apophis.	77
Figura 91. Posición orbital del satélite y especificación de la misión de Apophis.....	78
Figura 92. Nodo convección.....	78
Figura 93. Temperatura tabulada termopar 5.....	79
Figura 94. Condición heater por debajo de 25°C.....	80
Figura 95. Condición heater por debajo de 10°C.....	80
Figura 96. Resultados Radian.	80
Figura 97. Resultado temperaturas vista misión.....	81
Figura 98. Resultado calor por radiación vista modelo.....	81
Figura 99. Gráfica y rangos de temperatura.	82
Figura 100. Gráfica evolución temperatura baterías 1ª órbita.....	83
Figura 101. Temperaturas estabilizadas EPS en Marte.....	83
Figura 102. Temperaturas estabilizadas EPS en Apophis.....	84
Figura 103. Evolución temperaturas baterías en el vacío.....	84
Figura 104. Display cámara temperatura -30°C.....	85
Figura 105. Temperatura simulación ensayo -30°C.....	86
Figura 106. Temperaturas Radian ensayo 27°C.....	86
Figura 107. Temperaturas celdas cámara de vacío Radian.	87
Figura 108. Comparación órbitas de la Tierra.....	94
Figura 109. Fotografía de dos strings de ocho celdas solares.....	95
Figura 110. Cotas de un string de ocho celdas solares.....	96
Figura 111. Cotas de una celda solar.	97
Figura 112. Paneles plegados para lanzamiento.....	98
Figura 113. Paneles desplegados.	98
Figura 114. Paneles desplegados en perspectiva.....	99
Figura 115. Distribución de strings por colores.....	99
Figura 116. Cotas esquina superior.....	100
Figura 117. Cotas esquina inferior.....	100
Figura 118. Cotas celdas de la derecha.....	101
Figura 119. Cotas generales satélite.....	101
Figura 120. Parámetros órbita.....	104
Figura 121. Parámetros órbita.....	104
Figura 122. Attitude para mirando el Sol.....	105
Figura 123. Flujo solar mirando a la Tierra.	106
Figura 124. Flujo solar mirando al Sol.	106

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 125. Albedo mirando a la Tierra.....	107
Figura 126. Albedo mirando al Sol.....	107
Figura 127. Flujo planetario mirando a la Tierra.....	108
Figura 128. Flujo planetario mirando al Sol.....	108
Figura 129. Irradiancias mirando a la Tierra.....	109
Figura 130. Irradiancias mirando al Sol.....	109
Figura 131. Flujo solar en las caras mirando a la Tierra.....	109
Figura 132. Flujo solar en las caras mirando al Sol.....	109
Figura 133. Posiciones y eclipse mirando a la Tierra.....	110
Figura 134. Posiciones y eclipse mirando al Sol.....	110
Figura 135. Temperaturas mirando a la Tierra.....	111
Figura 136. Temperaturas transitorio mirando a la Tierra.....	111
Figura 137. Temperaturas máximas y mínimas mirando a la Tierra.....	111
Figura 138. Temperaturas mirando al Sol.....	112
Figura 139. Temperaturas transitorio mirando al Sol.....	112
Figura 140. Temperaturas máximas y mínimas mirando al Sol.....	112
Figura 141. Crear pieza.....	115
Figura 142. Partida de las coordenadas.....	115
Figura 143. Plano de trabajo.....	115
Figura 144. Geometría proyectada.....	116
Figura 145. Extrusión del sólido.....	116
Figura 146. Vaciado central.....	117
Figura 147. Vaciado laterales.....	117
Figura 148. Plano de trabajo boceto.....	118
Figura 149. Boceto que extruir.....	118
Figura 150. Geometría después de operaciones de extrusión.....	119
Figura 151. Taladros M3.....	119
Figura 152. Taladros M2,5.....	120
Figura 153. Taladros 1mm.....	121
Figura 154. Chaflanes y empalmes efectuados.....	121
Figura 155. Modificación experimental.....	122
Figura 156. Boceto taladros sensores.....	122
Figura 157. Extrusión de cuadrados.....	123
Figura 158. Parte superior terminada.....	123
Figura 159. Pieza CAD importada.....	124
Figura 160. Bruto a mecanizar parte inferior.....	124
Figura 161. Desbaste inicial parte inferior.....	125
Figura 162. Mecanizado arcos parte inferior.....	125
Figura 163. Taladros roscados M3.....	126
Figura 164. Taladros para los pasadores parte inferior.....	126
Figura 165. Cambio de orientación ejes parte inferior.....	127
Figura 166. Taladros de 1mm sobre los otros taladros.....	127
Figura 167. Segundo cambio de orientación de ejes parte inferior.....	128
Figura 168. Taladros roscados M2,5 parte inferior.....	128
Figura 169. Bruto a mecanizar parte superior.....	129
Figura 170. Taladros pasantes Ø3.....	129
Figura 171. Taladros pasantes Ø2,4.....	130
Figura 172. Desbaste inicial parte superior.....	130
Figura 173. Mecanizado arcos parte superior.....	131
Figura 174. Cambio de orientación ejes parte superior.....	131
Figura 175. Avellanado taladros.....	132
Figura 176. Taladros de 1mm para igualar presiones.....	132
Figura 177. Segundo cambio de orientación ejes parte superior.....	133
Figura 178. Taladros roscados M2,5 parte superior.....	133

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Parámetros de las ecuaciones.	21
Tabla 2. Datos astros.	25
Tabla 3. Propiedades de los materiales.	28
Tabla 4. Características técnicas cámara climática. [22]	31
Tabla 5. Características de la celda ICR18650-26F extraídas de la hoja de datos del fabricante.	36
Tabla 6. Características del heater HAP6742 extraídas de la hoja de datos del fabricante.	36
Tabla 7. Características de la celda CTJ30-SCA.	45
Tabla 8. Características para un string 8S1P de celdas CTJ30-SCA.	45
Tabla 9. Volúmenes subsistemas.	55
Tabla 10. Masas conocidas.	61
Tabla 11. Valores potencia generada Marte.	65
Tabla 12. Valores potencia generada Apophis.	66
Tabla 13. Cargas en Marte.	66
Tabla 14. Cargas en Apophis.	67
Tabla 15. Periodos de funcionamiento Payload.	73
Tabla 16. Temperaturas en Marte en °C.	82
Tabla 17. Temperaturas en Apophis en °C.	83



ÍNDICE DE GRÁFICAS

Gráfica 1. Irradiancia solar Marte.....	65
Gráfica 2. Irradiancia solar Apophis.....	66
Gráfica 3. Prueba laboratorio baterías -30°C.....	85
Gráfica 4. Prueba laboratorio baterías 27°C.....	86
Gráfica 5. Medidas TVAC.....	87



ABREVIATURAS

ADCS - Attitude Determination and Control Subsystem
BMS - Battery Management System
CAD - Computer Aided Design
Cal Poly - California Polytechnic State University
CAM - Computer Aided Manufacturing
CS - Communication System
DAQ - Data Acquisition
EPS - Electrical Power System
ESA - European Space Agency
FR4 - Flame Retardant 4
LFR - Low Frequency Radio Range
MCRT - Monte Carlo Radiative Transfer
NASA - National Aeronautics and Space Administration
OBC - On Board Computer
OBS - On-board Computer and Data Handling Subsystem
PCB - Printed Circuit Board
PDU - Power Distribution Unit
PLA - PolyLactic Acid
P-POD - Poly-PicoSatellite Orbital Deployer
PS - Propulsion Subsystem
PTC - Positive Temperature Coefficient
SAR - Solar Array Regulator
SAS – Solar Array Simulator
SMU - Source Meter Unit
SPES – Space Power and Electronic Systems
SST - Space Systems Thermal
TFG – Trabajo Final de Grado
TT&CS - Telemetry, Tracking and Command Subsystem
TVAC - Thermal Vacuum

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN.

El desarrollo de nanosatélites ha revolucionado el campo de la exploración espacial en los últimos años, ofreciendo una alternativa más económica, eficiente y flexible frente a los satélites tradicionales. Estos pequeños satélites, que suelen pesar menos de 10 kilogramos, se han convertido en herramientas clave para misiones científicas, observación de la Tierra, telecomunicaciones e incluso exploración espacial profunda.

La exploración espacial está en constante aumento con un número total el año pasado de 259 lanzamientos orbitales, un 16,66% más que en el año anterior [1]. En el contexto de las misiones espaciales de exploración profunda, el análisis térmico adquiere una relevancia aún mayor, ya que los nanosatélites deben operar en entornos extremos, donde las variaciones de temperatura son drásticas y las fuentes de energía, como la radiación solar, son limitadas. Estos factores pueden afectar el rendimiento de los componentes electrónicos y la estructura del satélite, comprometiendo su funcionalidad y, en el caso más desfavorable, el éxito de la misión. Es por ello por lo que requiere un diseño y análisis térmico exhaustivo para garantizar la estabilidad térmica y el funcionamiento óptimo del nanosatélite en el espacio profundo.

En el marco del proyecto "Desarrollo y validación de modelo de ingeniería del sistema de potencia de un microsatélite de exploración del espacio profundo a temperaturas extremadamente bajas", con el grupo de investigación SPES se ha modelado un satélite CubeSat 6U con el propósito de estudiar la transferencia de calor en él y conocer mejor las condiciones en las que operarán los distintos componentes electrónicos mientras orbita. El CubeSat se ha diseñado como una plataforma de investigación para analizar y comparar los resultados de transferencia de calor en dos distintos escenarios, Marte y Apophis, como objetos de espacio profundo. Este enfoque dual permite evaluar el rendimiento del sistema de potencia en diferentes entornos térmicos, proporcionando una comprensión más completa de los desafíos que enfrenta un satélite en misiones de exploración espacial profunda.

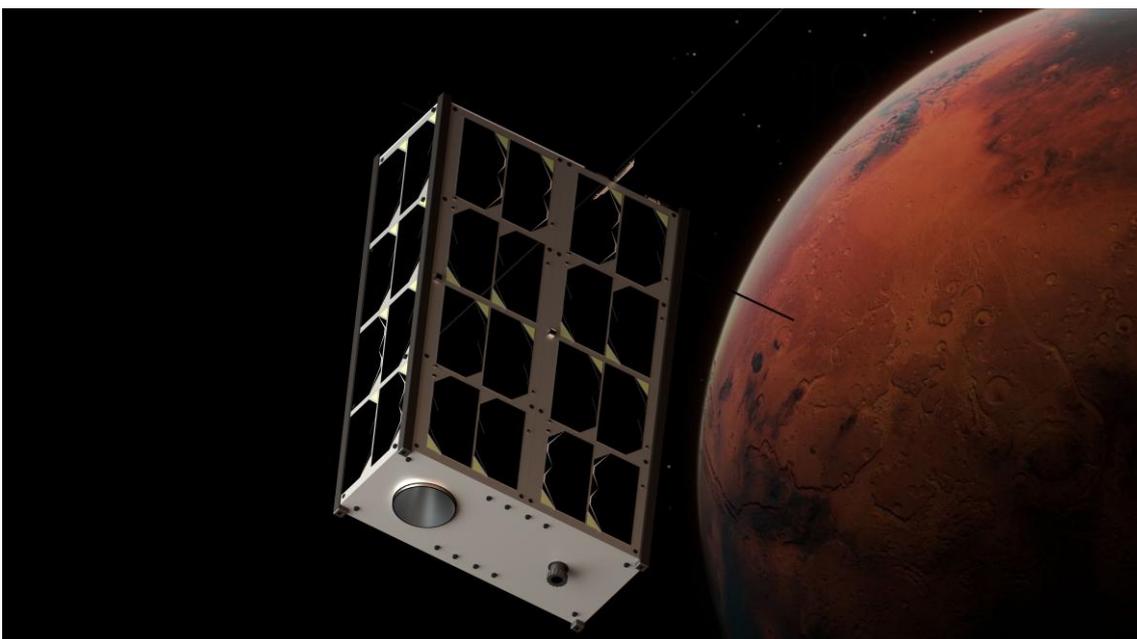


Figura 1. Renderizado CubeSat 6U en Marte.

1.1 Antecedentes

Este documento abarca los estudios realizados durante el periodo de mis prácticas en el departamento de ciencia de materiales, óptica y tecnología electrónica. Está asociado al paquete de trabajo “Análisis de requisitos necesarios del sistema de potencia para misiones de espacio profundo. Definición de especificaciones del sistema a implementar”, del proyecto “Desarrollo y validación de modelo de ingeniería del sistema de potencia de un microsatélite de exploración del espacio profundo a temperaturas extremadamente bajas” financiado por la Secretaria Autonòmica d’Universitats i Investigació tal y como se describe en la Memoria Científico Técnica.

Mis prácticas comenzaron con el modelado de una caja para las celdas de las baterías partiendo del modelo CAD de la estructura del CubeSat 6U. De aquí en adelante, se pasó al enfoque en la distribución de temperaturas que tendría el satélite en los entornos de las distintas misiones y se redactó una nota de aplicación sobre el diseño y análisis térmico. Posteriormente, se imprimió un prototipo de la caja con la impresora 3D para comprobar el diseño y se fabricó la caja de las baterías para realizar ensayos con ella y se estudió la orientación de los paneles y el análisis de las temperaturas mediante el software Radian. Con el software se realizaron distintos enfoques de estudio. Posteriormente, se llevaron a cabo ensayos en una cámara climática y se testearon componentes en ALTER para el evaluar los componentes en el vacío.

1.2 Objetivos

Este trabajo tiene como objetivo realizar un análisis térmico detallado de un nanosatélite, concretamente un CubeSat 6U, operando en el espacio profundo. También se quiere estudiar el uso de una caja de baterías, para albergar las celdas, y su control térmico. Otro objetivo del proyecto es validar los resultados obtenidos mediante software realizando distintas pruebas con una cámara climática en la universidad Miguel Hernández y con una cámara de vacío en ALTER y comparar los resultados obtenidos.

A través del modelado y de la simulación se evaluarán los efectos de las condiciones extremas del espacio, tales como la exposición a la radiación solar, la falta de atmósfera y las temperaturas extremadamente bajas del sistema solar. Este estudio térmico también incluye el análisis de la caja de las baterías para el control de temperatura de las celdas y garantizar un rango de temperaturas óptimo para poder operar correctamente.

El objetivo principal del análisis es proporcionar una comprensión más profunda de los desafíos térmicos que enfrenta el subsistema de potencia (EPS) del nanosatélite en misiones de largo alcance, así como sugerir enfoques de diseño y estrategias de mitigación para mejorar su fiabilidad y durabilidad en el entorno espacial profundo. Con este documento se quiere mostrar la distribución de temperaturas dentro y fuera del CubeSat 6U para dos posibles misiones de exploración en el espacio. En este documento se realizará el análisis térmico orbitando Marte y el asteroide Apophis. De esta manera se pretende, tanto facilitar el diseño de un circuito de control térmico de las baterías, como fijar las condiciones de temperatura e irradiancia de los paneles solares.

1.3 Estructura del proyecto

Este proyecto está dividido en cinco capítulos y está estructurado de la siguiente forma:

- Capítulo 1: Es el capítulo actual, se compone de una pequeña introducción, los antecedentes que motivaron este trabajo de final de grado, los objetivos que se pretenden conseguir con este proyecto, la organización del mismo e información relevante para la comprensión de los términos mencionados a lo largo del proyecto.
- Capítulo 2: Es el capítulo en el que se sientan las bases teóricas esenciales para comprender el análisis térmico de un satélite, se describe la metodología, los equipos y materiales utilizados para su realización, y se incluye una descripción completa de los experimentos realizados.
- Capítulo 3: Este capítulo está dedicado a explicar la caja de las baterías y la plataforma del CubeSat 6U en detalle, donde se conocerán todas sus partes y elementos que lo componen.
- Capítulo 4: Aquí se explica como utilizar el software online Radian paso a paso, en el que se explicará como se ha procedido desde cero, como se han realizado todos los análisis gradualmente y se revelan los resultados obtenidos siguiendo la metodología propuesta.
- Capítulo 5: En función de los resultados obtenidos, se expondrán las conclusiones de la investigación y se propondrán trabajos futuros.
- Anexos: Compuesto de dos anexos, el primero abarca un documento, realizado durante las prácticas, en el que proporcionamos otro uso al software, el cual es interesante para otros proyectos de investigación. El segundo anexo es más mecánico, en él se explica el proceso de diseño CAD de la caja de las baterías, el diseño CAM y se adjuntan los planos de fabricación de la caja.
- Bibliografía: Apartado donde se indican todas las referencias bibliográficas utilizadas, ordenadas con código para su cita en la memoria.

1.4 Conceptos clave

A continuación, se va a proceder a contextualizar el papel y la actualidad del análisis térmico, seguidamente se va a introducir el software específico que se va a utilizar en este proyecto para la realización de los distintos análisis térmicos, explicando su funcionalidad y las razones de su elección. Por último y con el propósito de aclarar términos usados a lo largo del proyecto, se van a definir una serie de conceptos clave para la comprensión del documento e información relevante para entender la consecución del mismo.

1.4.1 Contexto análisis térmico

El análisis térmico de satélites es una de las fases más críticas en el diseño y validación de satélites para misiones espaciales. Dado que las condiciones extremas del espacio pueden causar variaciones de temperatura que afecten al rendimiento de los sistemas a bordo, es esencial realizar simulaciones térmicas precisas para asegurar que el satélite mantenga condiciones operativas adecuadas. Tradicionalmente, este tipo de análisis se realiza a través de softwares especializados, que permiten modelar y simular el comportamiento térmico del satélite en diferentes escenarios espaciales. A pesar de los avances tecnológicos, los métodos tradicionales siguen siendo altamente técnicos y requieren un proceso largo y laborioso. Entre los softwares más utilizados en la industria para el análisis térmico de satélites, destacan ESATAN-TMS, Thermal Desktop y Space Systems Thermal de Siemens. Estas herramientas han sido desarrolladas para realizar simulaciones térmicas detalladas en entornos espaciales, permitiendo a los ingenieros modelar la interacción de los satélites con el entorno, como la radiación solar, la sombra planetaria y la transferencia térmica interna entre los componentes del satélite.

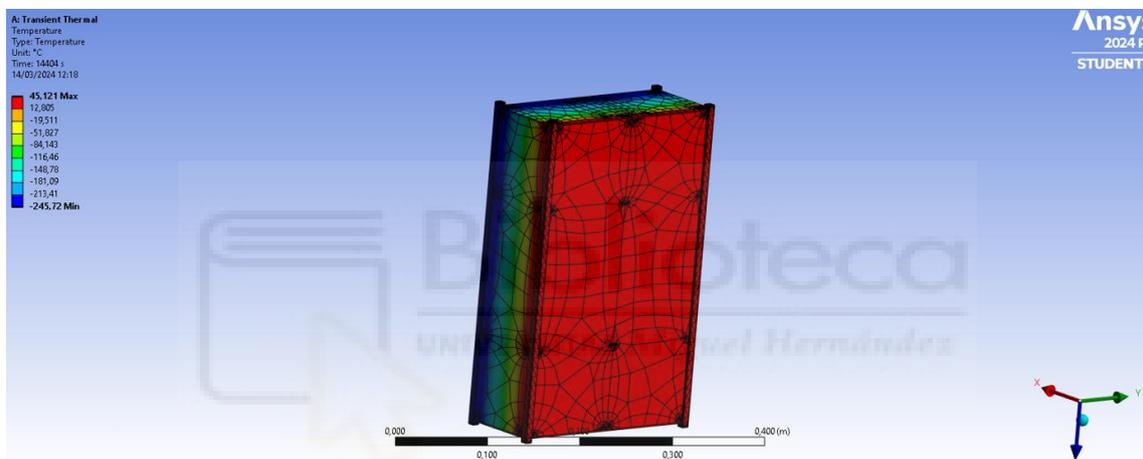


Figura 2. Análisis térmico de CubeSat 6U en Ansys.

ESATAN-TMS se consolida como uno de los programas de referencia y más ampliamente utilizados en la industria espacial para la realización de análisis térmicos detallados. Su fiabilidad y precisión lo han convertido en la herramienta predilecta para proyectos de gran envergadura, siendo empleado por agencias espaciales de renombre mundial como la NASA y la ESA en misiones críticas. Sin embargo, la potencia de ESATAN-TMS viene acompañada de una curva de aprendizaje considerable y requisitos exigentes para su manejo óptimo. Su uso demanda una profunda comprensión de la interfaz del programa, así como una configuración meticulosa y detallada de las geometrías del satélite que se va a analizar. Además, interpretar y modificar los complejos modelos térmicos generados requiere una alta especialización técnica y experiencia práctica. La fase de creación de estos modelos térmicos y la subsiguiente integración de los diversos escenarios de misión dentro de ESATAN-TMS es un proceso que puede resultar tedioso y consumir un tiempo significativo, incluso para ingenieros experimentados. Esto se debe a la necesidad de gestionar una gran cantidad de datos de entrada y a la complejidad inherente de simular las interacciones térmicas en entornos espaciales.

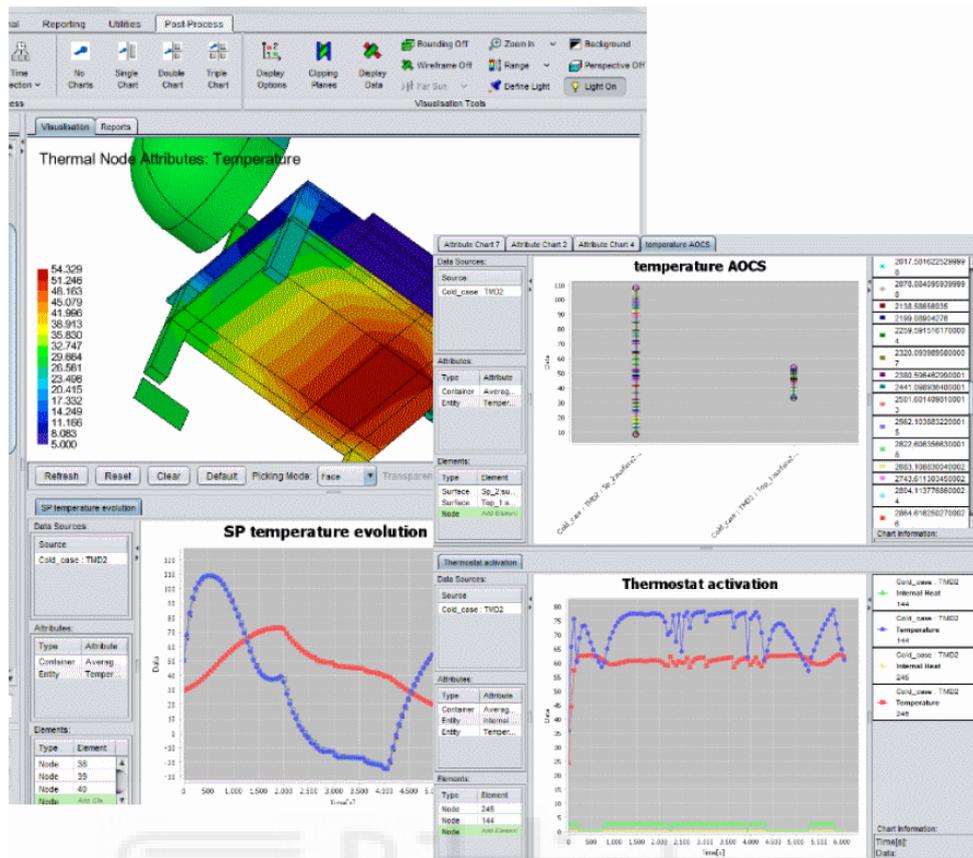


Figura 3. Interfaz ESATAN-TMS. (<https://www.esatan-tms.com/>).

Thermal Desktop es un plug-in para AutoCad, por su parte, ofrece una interfaz más amigable que ESATAN-TMS, pero aun así requiere un nivel considerable de conocimientos técnicos en términos de diseño y simulación térmica. Los usuarios deben definir manualmente los parámetros de radiación, conducción y convección, así como realizar las simulaciones para obtener los resultados térmicos. A pesar de que su uso es más accesible, sigue siendo necesario tener una formación previa para gestionar correctamente los modelos y las simulaciones.

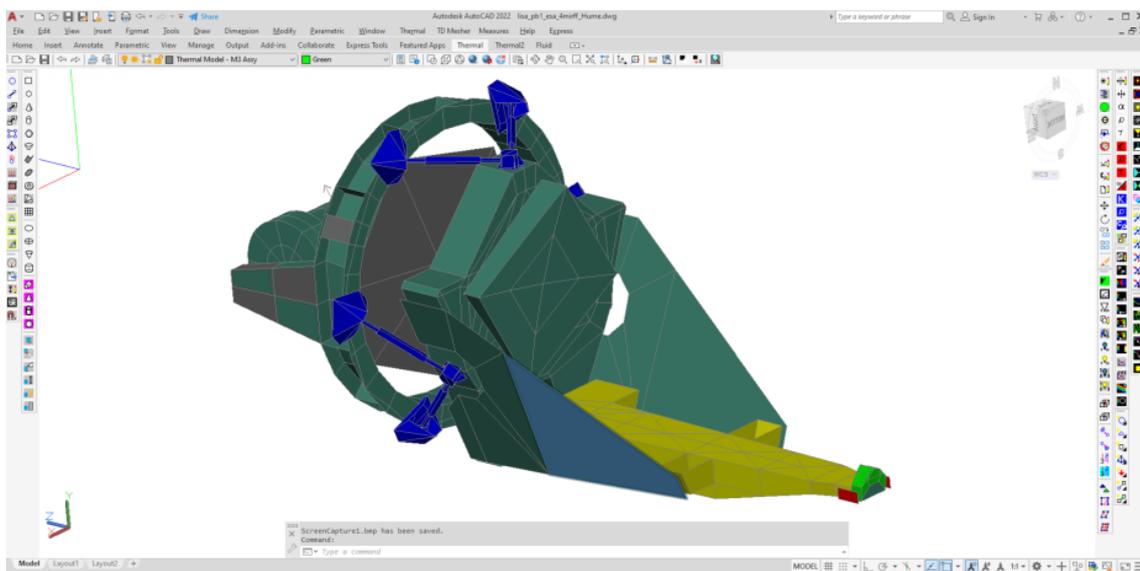


Figura 4. Interfaz Thermal Desktop. (NASA Thermal modelling and analysis).

Space Systems Thermal (NX) de Siemens es otra herramienta utilizada en la industria espacial, que ofrece capacidades avanzadas para realizar análisis térmicos de satélites y otros sistemas espaciales. Este software es particularmente eficaz en la simulación de entornos complejos, donde se requiere un alto grado de precisión para modelar la radiación solar, la sombra planetaria, las emisiones y las conductividades térmicas internas. Aunque es altamente potente, SST también presenta una curva de aprendizaje significativa. Al igual que con otros softwares tradicionales, los ingenieros deben ser expertos en modelado y simulación térmica para aprovechar al máximo sus capacidades, lo que implica un tiempo considerable de capacitación y experiencia práctica.

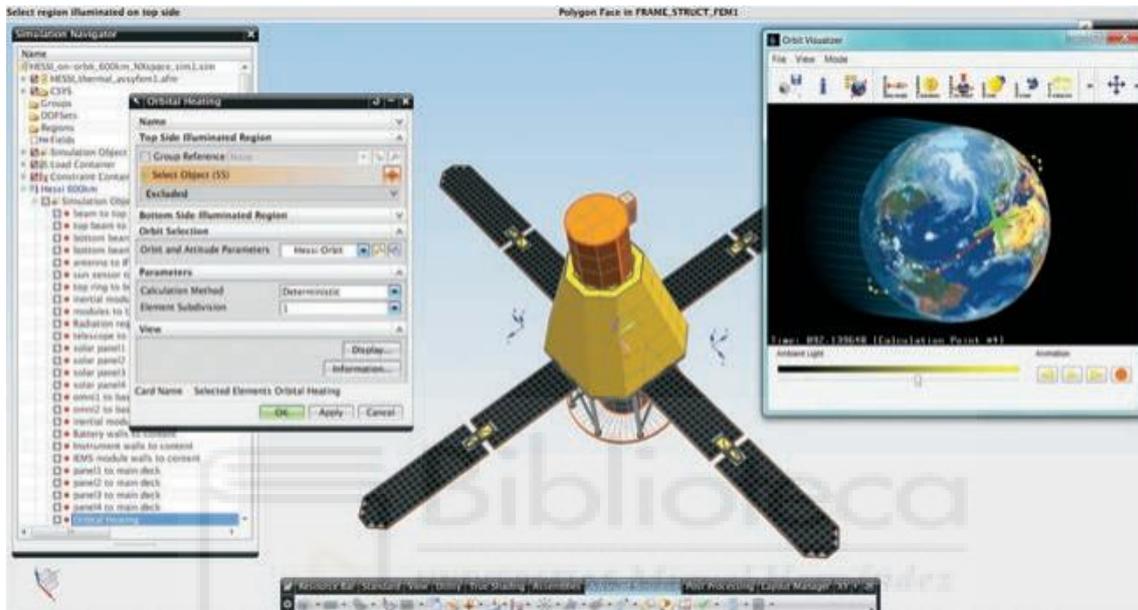


Figura 5. Interfaz NX Space Systems Thermal. (Smart fem).

Estos softwares presentan varias limitaciones y varios inconvenientes como; Complejidad en el diseño y modelado, la creación de modelos detallados en estos programas no es posible o requiere de un conocimiento técnico profundo acompañado de muchas horas de trabajo que a lo mejor después el software no es capaz de analizar, por otro lado, se necesitan conocimientos previos tanto de la herramienta como de los principios térmicos que rigen el comportamiento del satélite en el espacio, los diseñadores deben trabajar con geometrías complejas, especificar propiedades de materiales, definir condiciones de frontera, y simular varios escenarios de misión, todo de forma muy rudimentaria, lo cual consume un tiempo significativo. Además, al ser plug-ins de otros softwares requieren conocimientos previos en esos mismos programas, así como tener licencia del software más la licencia del plug-in por lo que otro inconveniente es el precio.

La curva de aprendizaje es otro de los inconvenientes ya que estos softwares no son intuitivos, especialmente para aquellos que no tienen experiencia en análisis térmico. Para realizar simulaciones precisas, los usuarios deben aprender a manejar configuraciones complejas, lo que puede resultar una barrera para equipos con menos experiencia o para aquellos que trabajan con tiempos limitados en proyectos pequeños o startups. Iteración lenta, las simulaciones térmicas en estos softwares suelen ser un proceso iterativo que implica modificar el diseño del satélite o los parámetros de misión y volver a ejecutar las simulaciones para evaluar los resultados térmicos. Esta repetición puede ser lenta y costosa, especialmente cuando se requiere ajustar el diseño a lo largo del proceso de desarrollo.

Frente a estos desafíos, el software utilizado para este TFG, Radian, representa un avance significativo. Se trata de una herramienta en la nube (online) revolucionaria que facilita el diseño y análisis térmico de satélites de una forma interactiva, accesible y eficiente. A diferencia de las herramientas tradicionales, este software permite a los usuarios diseñar un satélite de forma sencilla, simulando su comportamiento térmico en escenarios espaciales en tiempo real, sin necesidad de tener conocimientos técnicos previos en diseño o en análisis térmico en el espacio. Esta herramienta no solo elimina la complejidad asociada con el modelado y la simulación, sino que también acelera el proceso al permitir iteraciones rápidas y fáciles. Gracias a su interfaz intuitiva y su enfoque en la interactividad, el software permite a los ingenieros y diseñadores experimentar con diferentes configuraciones de satélite y condiciones de misión sin necesidad de un extenso tiempo de preparación o formación. Además, al ser completamente online, se elimina la necesidad de instalar software pesado, lo que hace que sea accesible desde cualquier dispositivo conectado a internet.

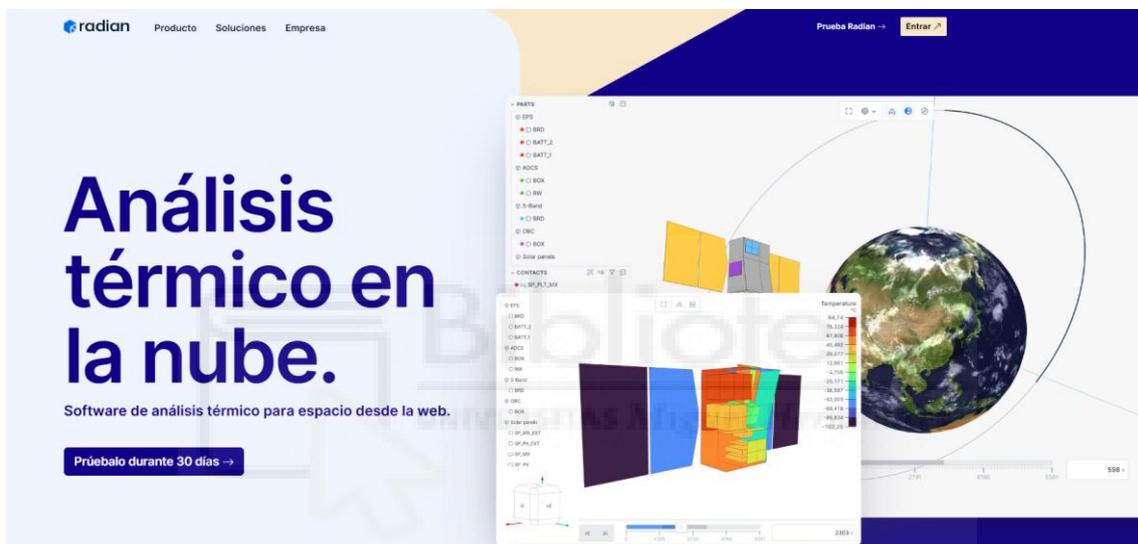


Figura 6. Web Radian. (<https://radian.systems/es/>).

En resumen, mientras que los métodos tradicionales de análisis térmico de satélites, como ESATAN-TMS, Thermal Desktop y Space Systems Thermal, son potentes y precisos, requieren una inversión significativa de dinero, tiempo y conocimientos técnicos. El software propuesto en este trabajo, por el contrario, ofrece una solución mucho más accesible, interactiva y rápida, lo que representa un gran avance para el análisis térmico en el campo de la ingeniería espacial, especialmente para proyectos de nanosatélites y misiones espaciales de menor escala.

1.4.2 Satélites

Un satélite es todo cuerpo, artificial o natural, que gira alrededor de otro mayor, planeta o estrella, atrapado por su atracción gravitatoria. Los ejemplos más claros son los satélites naturales de los planetas. Todos los planetas tienen uno o más satélites naturales, excepto Mercurio y Venus [2].



Figura 7. Satélite natural y artificial. (<https://humanidades.com/satelites-artificiales/>).

Los satélites naturales pueden ser lunas (asteroides) o planetas, normalmente el satélite es un objeto más pequeño que orbita un planeta y lo acompaña alrededor de su órbita a una estrella. Los satélites del sistema solar los podemos clasificar de la siguiente manera [3]:

- **Satélites pastores:** Cuando mantienen algún anillo de Júpiter, Saturno, Urano o Neptuno en su lugar.
- **Satélites troyanos:** Cuando un planeta y un satélite importante tienen en los puntos de Lagrange L4 y L5 otros satélites.
- **Satélites coorbitales:** Cuando giran en la misma órbita. Los satélites troyanos son coorbitales, pero también lo son los satélites de Saturno Jano y Epimeteo que distan en sus órbitas menos de su tamaño y en vez de chocar intercambian sus órbitas.
- **Satélites asteroidales:** Algunos asteroides tienen satélites a su alrededor como (243) Ida y su satélite Dactyl.

Los satélites artificiales son los creados por el ser humano y puestos intencionalmente en una órbita. La palabra satélite normalmente hace referencia a este tipo y estos son usados para muchos propósitos, como observación terrestre, telecomunicaciones, navegación, meteorológicos o de observación espacial. Estos pueden ser categorizados de muchas formas, pero en este caso se va a hacer una clasificación por pesos, de tal forma que se clasifican de la siguiente manera [4]:

- **Satélites grandes:** Más de 1000kg
 - **Satélites medianos:** 500-1000kg
 - **Minisatélite:** 100-50kg
 - **Microsatélite:** 10-100kg
 - **Nanosatélite:** 1-10kg
 - **Picosatélite:** Menos de 1kg
- } **Satélites pequeños**

1.4.3 CubeSats

CubeSat es un estándar de diseño de nanosatélites, cuya estructura es escalable en cubos de 10cm de arista y masa inferior a 1,33kg [5]. Estos se pueden agrupar hasta un máximo de 24 unidades, la estructura cúbica principal está fabricada en aluminio y sirve para sujetar los subsistemas junto con otros equipos como cámaras, sensores o cargas útiles científicas. Además, se pueden instalar antenas y paneles solares en el exterior de la estructura [6].

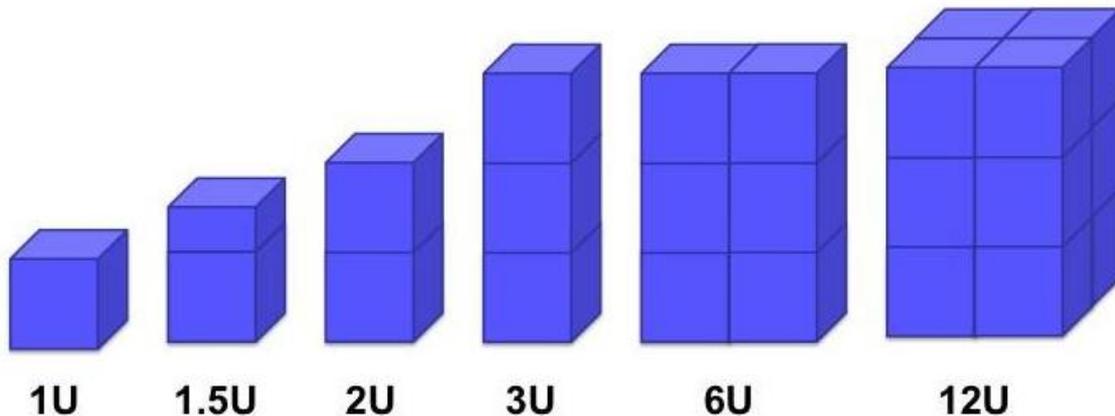


Figura 8. Tamaño CubeSats. (<https://www.nasa.gov/what-are-smallsats-and-cubesats/>).

El comienzo del proyecto data de 1999, cuando la California Polytechnic State University (Cal Poly) y la Universidad de Stanford desarrollaron las especificaciones del CubeSat para ayudar a universidades alrededor del mundo a realizar proyectos de ciencia espacial. Dado que la sección más común de un CubeSat tiene un área de 10cm², sin importar su longitud, todos pueden ser lanzados utilizando un método de despliegue estándar. Para ello, los CubeSats son transportados y liberados desde un mecanismo conocido como Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD). Los P-POD's se instalan en el vehículo de lanzamiento, que lleva los CubeSats a órbita y los despliega al recibir la señal enviada desde dicho vehículo.

1.4.4 Objetivo CubeSats

Las especificaciones de los CubeSats buscan cumplir varios propósitos específicos, la simplificación de la estructura del satélite permite el diseño y construcción de un satélite funcional de bajo costo, la encapsulación del lanzador y la interfaz de la carga útil reducen problemas burocráticos y prohibiciones, que se daban durante el acuerdo del lanzador y el desarrollador, la unificación de cargas útiles y lanzaderas permite un rápido intercambio de cargas útiles y la integración a oportunidades de lanzamiento repentinas. Los CubeSats se construyen a medida de los requisitos específicos de su misión y tienen al menos tres cosas en común:

- La antena y el sistema de comunicación por radio, que envía y recibe información desde y hacia la Tierra (CS).
- La fuente de energía, como un panel solar o simplemente una batería.
- La computadora, que ejecuta instrucciones para asegurar el correcto funcionamiento del satélite (OBC).

CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO.

Este capítulo tiene como objetivo presentar de forma concisa las bases teóricas, conceptos y definiciones fundamentales en las que se basa el trabajo, así como explicar la metodología seguida para llevar a cabo los objetivos marcados. Se enfocará principalmente en describir las distintas formas de transferencia de calor y su relevancia en el entorno espacial, así como la base teórica bajo el uso de software de análisis térmico y el uso de materiales para llevar a cabo el proyecto.

2.1 Transferencia de calor

La transferencia de calor es un concepto fundamental de la física y se define como el proceso mediante el cual la energía térmica (calor) se desplaza de un cuerpo o sistema a otro debido a una diferencia de temperatura entre ellos. Este flujo de energía es unidireccional y espontáneo, este proceso siempre ocurre desde el objeto de mayor temperatura hacia el de menor temperatura buscando un equilibrio térmico entre ambos siguiendo la Segunda Ley de la Termodinámica. Existen tres formas principales de transmisión de calor: Conducción, convección y radiación.

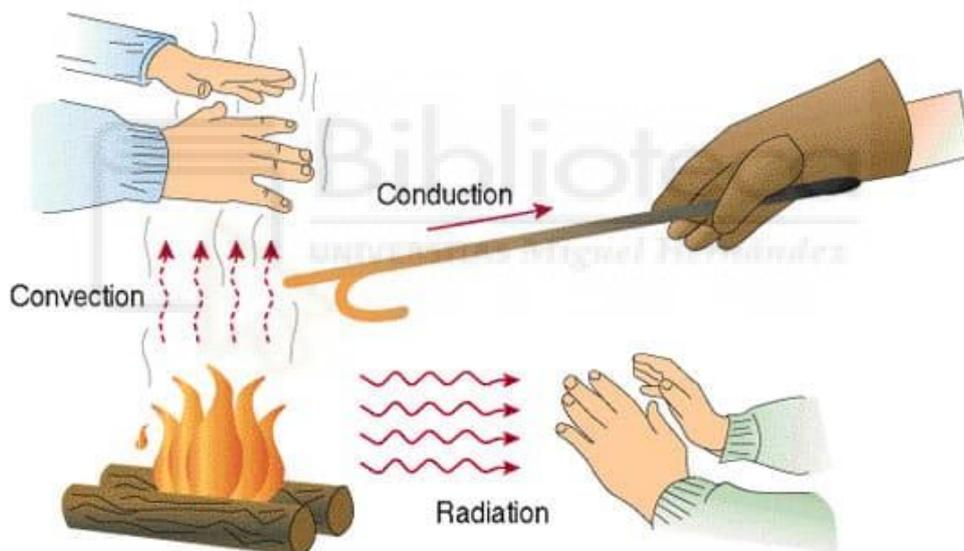


Figura 9. Mecanismos de transferencia de calor. (<https://nergiza.com/radiacion-conduccion-y-conveccion/>).

2.1.1 Conducción

La conducción es un proceso fundamental de transferencia de calor que ocurre cuando la energía térmica se propaga a través de un material, o entre materiales en contacto directo, sin que haya un movimiento macroscópico de las partículas. Es el paso del calor a través de un material y ocurre cuando las partículas más calientes transfieren su energía a las más frías. Está regido por la fórmula general de la conducción, también conocida como Ecuación de Fourier-Biot y es la siguiente:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{e}_{gen} = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1)$$

2.1.2 Convección

La convección ocurre en fluidos (líquidos y gases) cuando el calor se transfiere mediante el movimiento de las propias partículas del fluido. A diferencia de la conducción, donde el calor se propaga por vibración y choque de partículas fijas, en la convección son las propias masas de fluido las que se desplazan, llevando consigo la energía térmica. Está regida por la ley de enfriamiento de Newton:

$$\dot{Q} = h \cdot A \cdot (T_s - T_\infty) \quad (2)$$

2.1.3 Radiación

La radiación es la transferencia de calor mediante ondas electromagnéticas, especialmente en forma de radiación infrarroja. No requiere de un medio material para propagarse, puede viajar a través del vacío, por lo que es la única forma de transmisión de calor en el espacio. Está regida por la ley de Stefan-Boltzmann.

$$\dot{Q} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot A \cdot (T_s^4 - T_{amb}^4) \quad (3)$$

Para el estudio que se va a realizar cabe recalcar que solo existirá conducción y radiación, ya que en el espacio exterior (especialmente en el espacio profundo) hay un vacío casi total, lo que significa que no hay moléculas de aire, gas ni líquido en cantidad suficiente para transportar calor por movimiento. Pero conviene subrayar que para la prueba en la cámara climática existe convección forzada, ya que esta cuenta con un ventilador.

2.2 Análisis térmico de un satélite

Un balance de energía es una aplicación práctica del Principio de Conservación de la Energía, también conocido como la Primera Ley de la Termodinámica. Este principio fundamental establece que la energía no se crea ni se destruye, solo se transforma de una forma a otra o se transfiere de un lugar a otro. Un balance de energía es una contabilidad de toda la energía que entra, sale, se genera o se consume dentro de un sistema definido durante un período específico.

A la hora de realizar un análisis térmico es necesario entender el sistema que se está evaluando y definir claramente todos los componentes del satélite que influirán en su comportamiento térmico. Esto incluye conocer las fuentes de transmisión de calor que existen y como estas transmiten el calor, por lo que hay que tener en cuenta los componentes internos, como los equipos electrónicos, sensores, baterías y otros dispositivos generadores de calor, los componentes externos como la estructura del satélite, paneles solares, recubrimientos térmicos y entorno térmico, que son las condiciones del espacio, como por ejemplo la radiación solar, el albedo planetario, condiciones de eclipse y temperatura exterior.

De forma que para la realización del análisis térmico de un satélite cualquiera se puede plantear un balance de energía transitorio, conociendo los flujos que entran y los que salen, si existe generación interna de calor y el término transitorio de la siguiente forma:

$$\dot{Q}_{in} - \dot{Q}_{out} + \dot{Q}_{generated} = \frac{dE_{int}}{dt} \quad (4)$$

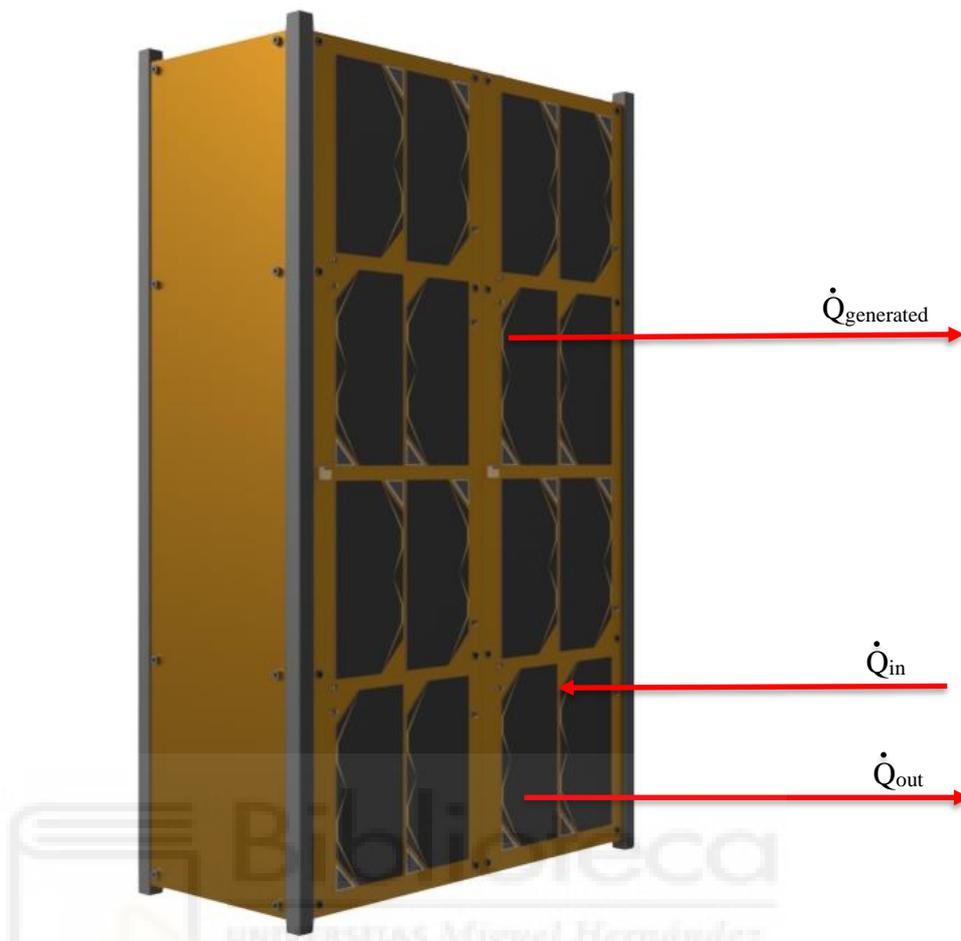


Figura 10. Balance de energía satélite.

Siendo el calor de entrada:

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{solar} + \dot{Q}_{albedo} + \dot{Q}_{planetary} \quad (5)$$

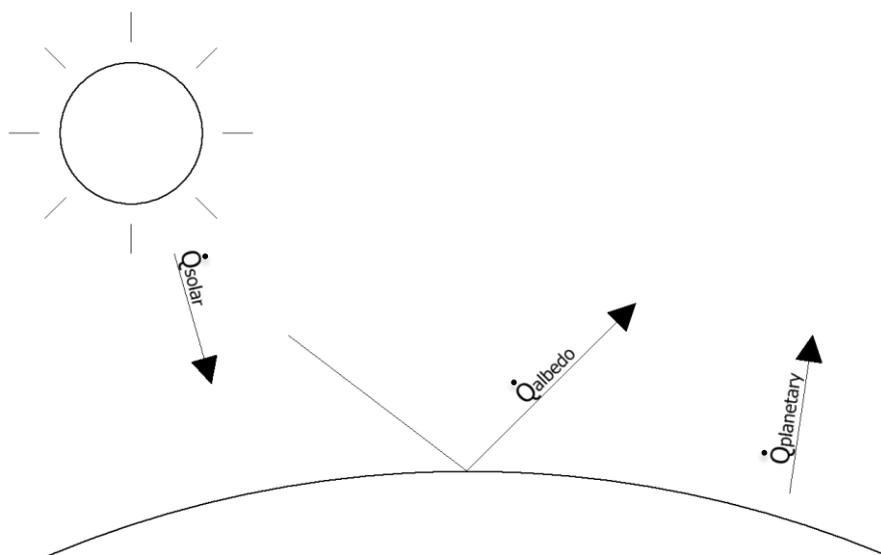


Figura 11. Radiación entrada.

Las principales fuentes de calor externas son el flujo solar, el planetario y el Albedo. El flujo solar es la energía radiante directa que llega al satélite desde el Sol, siendo la fuente de calor más potente. Por otro lado, el flujo planetario (o emisión infrarroja del planeta) es el calor que un planeta cualquiera emite en forma de radiación infrarroja, ya que cualquier cuerpo con temperatura por encima del cero absoluto irradia energía. Finalmente, el albedo planetario representa la porción de la radiación solar que, tras incidir sobre un planeta cualquiera, es reflejada de vuelta al espacio y absorbida por el satélite (ver *Figura 11*).

$$\dot{Q}_{solar} = G_s \cdot A_s \cdot \alpha \cdot \cos(\theta) \quad (6)$$

$$\dot{Q}_{albedo} = a \cdot G_s \cdot A_p \cdot \alpha \cdot Vf \quad (7)$$

$$\dot{Q}_{planetary} = G_p \cdot A_p \cdot \alpha \cdot Vf \quad (8)$$

$$\dot{Q}_{out} = A_t \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \quad (9)$$

$$\frac{dE_{int}}{dt} = m \cdot Cp \cdot \frac{dT}{dt} \quad (10)$$

Donde:

Tabla 1. Parámetros de las ecuaciones.

Símbolo	Descripción	Unidades
k	Conductividad	W/(m·K)
h	Coefficiente de convección	W/(m ² ·K)
ρ	Densidad del material	kg/m ³
Cp	Calor específico	J/(kg·K)
G_s	Flujo solar	W/m ²
a	Factor de albedo	-
ε	Emisividad	-
θ	Ángulo incidencia del sol en el satélite respecto una línea imaginaria los une	-
G_p	Flujo planetario	W/m ²
A	Área	m ²
A_s	Área que mira al sol	m ²
A_p	Área que mira al cuerpo	m ²
A_t	Área que mira al espacio	m ²
Vf	Factor de visión	-
α	Absortividad	-
σ	Constante Stefan-Boltzmann	W/(m ² ·K ⁴)
T	Temperatura	K
E_{int}	Energía interna	J
\dot{e}_{gen}	Tasa de energía por unidad de volumen	W/m ³
m	Masa	kg
t	Tiempo	s

Sustituyendo en la ecuación 5:

$$(Q_{solar} + Q_{albedo} + Q_{planetary}) - (A_t \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4) + Q_{generated} = m \cdot Cp \cdot \frac{dT}{dt} ;$$

$$\left[(G_s \cdot A_s \cdot \alpha \cdot \cos(\theta) + (a \cdot G_s \cdot A_p \cdot \alpha \cdot Vf) + (G_p \cdot A_p \cdot \alpha \cdot Vf) \right] - (A_t \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4) + Q_{generated} = m \cdot Cp \cdot \frac{dT}{dt} \quad (11)$$

De tal forma que para un satélite orbitando un planeta/cuerpo nos queda una ecuación general de la siguiente forma (11). Plantear manualmente un balance de energía transitorio para calcular la temperatura en distintos puntos de un satélite durante su órbita es extremadamente complejo e impráctico, ya que implica resolver un sistema de ecuaciones diferenciales no lineales acopladas, considerando múltiples zonas con distintas propiedades térmicas, exposiciones solares variables y condiciones de frontera que cambian constantemente. Debido a la geometría, los materiales y la dinámica orbital del satélite, este tipo de análisis requiere un modelado preciso y resolución numérica, lo cual hace indispensable el uso de software especializado de análisis térmico que permita obtener resultados fiables, eficientes y adaptados a escenarios reales.

2.3 Análisis térmico mediante software

Los softwares de análisis cuentan con distintos enfoques aproximados para la resolución de estos modelos matemáticos [7]: Calculan como la conducción y radiación se intercambia entre superficies, representándolas como nodos, siendo un nodo un punto de cálculo, conectados por rutas de flujo de calor. También determinan la radiación recibida de objetos celestes, aplicándola como cargas de calor a estos nodos. El software combina estos conductores de radiación (GRs) y conducción (GLs) con las fuentes de calor externas con otros factores: Acoplamientos conductivos y convectivos, disipaciones de calor, la capacitancia térmica (la capacidad de un material para almacenar calor) y la lógica para simular el comportamiento de componentes como calentadores. Todo esto forma una analogía de red eléctrica que permite calcular las temperaturas en cada nodo a lo largo del tiempo o en caso estacionario.

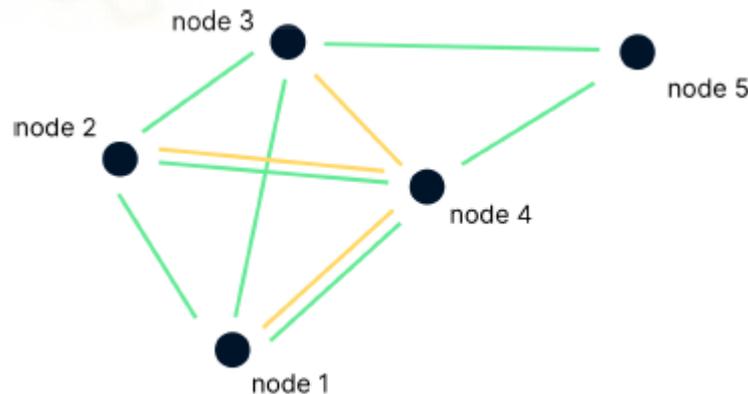


Figura 12. Transferencia de calor mediante red nodal. (Radian).

Para los cálculos de radiación, el algoritmo de solución más común es el trazado de rayos de Monte Carlo (MCRT). Para los cálculos térmicos, el sistema de ecuaciones que relaciona la temperatura nodal, los flujos de calor y los conductores se representa a menudo en forma de matriz como $[G] \cdot [T] = [Q]$, donde la solución es iterativa o un enfoque de inversión de matriz para obtener $[G]^{-1} \cdot [Q] = [T]$.

Como se explica en [8], el software empleado utiliza un modelo de parámetros concentrados, que se basa en el modelizado de un medio continuo como un conjunto discreto de nodos que constituyen la capacidad calorífica del sistema, y que se encuentran unidos mediante una serie de conductores que representan la conductancia, que es una medida de la facilidad con la que el calor puede fluir a través de un objeto o sistema en particular, a diferencia de la conductividad térmica, que es una propiedad intrínseca del material, la conductancia sí depende de las dimensiones y el espesor del material.

Los conductores que se van a utilizar en este caso son los de conducción y radiación, puesto que son los únicos tipos de intercambio de calor que se van a dar en el satélite. Los nodos son una representación matemática de cómo se producirá la transferencia de calor en el modelo. La ecuación general de equilibrio térmico para una red térmica de nodos dentro de un entorno orbital viene dada por la siguiente ecuación:

$$C \cdot \frac{dT}{dt} = GL \cdot \Delta T + GR \cdot \Delta T^4 + \dot{Q}_{solar} + \dot{Q}_{planetary} + \dot{Q}_{albedo} + \dot{Q}_{dissipative} \quad (12)$$

Esta es la misma ecuación a la que se ha llegado realizando un balance de energía (11), ya que ambas representan el mismo principio, el calor que entra al sistema más el calor generado dentro del sistema menos el calor que sale del sistema es igual al cambio en la energía interna del sistema. El software utiliza una formulación nodal para resolver el problema térmico en una red de puntos discretos, mientras que el balance “a mano” se enfoca en el sistema como un componente principal, el software utiliza esta ecuación de formula modular para manejar una red de nodos interconectados. Donde C (J/K) es la capacitancia del nodo, T (K) es la temperatura del nodo y \dot{Q} (W) son las cargas de calor internas y externas.

Para modelizar la transferencia de calor conductiva lineal entre dos nodos contiguos se utiliza el parámetro GL , mientras que el intercambio de calor por radiación se controla mediante la variable GR . En la ecuación 13 se muestra cómo se define el intercambio de calor en función de estos parámetros:

$$\dot{Q}_{ij} = GL_{ij} \cdot (T_j - T_i) + GR_{ij} \cdot \sigma \cdot (T_j^4 - T_i^4) \quad (13)$$

Para calcular GL_{ij} dentro de un sólido se puede hacer uso de la expresión:

$$GL = k \cdot \frac{A}{d} \quad (14)$$

siendo k (W/(K·m)) la conductividad del material, A (m²) el área transversal que atraviesa y d (m) la distancia que atraviesa el calor. Pero si se trata de calor conducido entre dos sólidos atravesando una sección transversal se debe usar la siguiente expresión:

$$GL = h \cdot A \quad (15)$$

siendo A (m²) el área transversal y h (W/(K·m²)) una conductancia por área. Estimar la conductancia por área (h) es bastante complejo, ya que depende de factores como la presión de contacto, la rugosidad de la superficie o la presencia de tensiones térmicas. Una aproximación afín es tomar un valor de 500W/(K·m²) para contactos no atornillados y 1000W/(K·m²) para contactos atornillados [9].

Para estimar el GR_{ij} se utiliza el método de MCRT. Este es un método estadístico numérico que se utiliza esencialmente para simplificar cálculos complejos mediante una aproximación. En el caso de la radiación, de manera simplificada, el método se basa en emitir rayos o paquetes de energía en direcciones aleatorias desde una superficie, y verificar cuantos de estos impactan contra otra, y así averiguar tanto el factor de vista como el GR_{ij} .

En el software, se pueden colocar los contactos de dos formas. Por un lado, se puede usar una herramienta que los realiza automáticamente con las superficies que detecta que están en contacto y con el material asignado. Por otro lado, se pueden realizar de forma manual, donde este pide que se seleccionen dos nodos y se le asigne una conductancia (W/K), que describe la facilidad con la que el calor puede fluir a través de un material o entre diferentes puntos (nodos) de un sistema, por cada grado de diferencia de temperatura.

2.4 Importancia Ley de Kirchhoff

Un factor a tener en cuenta a la hora de diseñar un sistema térmico es el acabado superficial de los objetos, para este proyecto se ha tenido en cuenta en la fabricación de la caja de baterías, ya que dependiendo de estas sus características pueden variar, en este caso se ha optado por pulido por la parte exterior y anodizado negro por la parte interior. Esto mejora la transmisión de calor en las celdas que componen la batería, ya que por la parte interior es un cuerpo negro (emisividad igual o cercana a la unidad) y por fuera se reduce su emisividad. Esto se debe a que la radiación incidente en un objeto actúa de la siguiente manera:

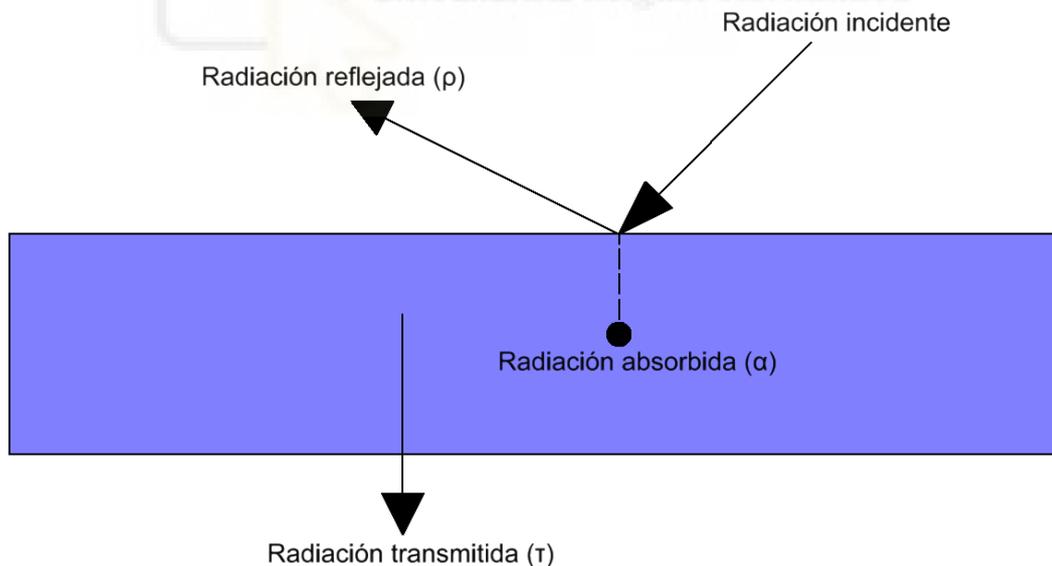


Figura 13. Radiación incidente en objeto.

Y esto se puede justificar con la ecuación 16:

$$\alpha + \tau + \rho = 1 \quad (16)$$

Siendo α = Absortividad, τ = Transmisividad y ρ = Reflectividad. Por la Ley de Kirchhoff aproximamos la absortividad igual a la emisividad para un material cualquiera, y aumentando la reflectividad de un material se reducirá su emisividad.

2.5 Órbitas

Se van a estudiar dos órbitas, una para Marte y otra para Apophis como cuerpos de espacio profundo. De las órbitas se debe conocer la distancia radial al centro del cuerpo, la excentricidad, la inclinación, el argumento de periastro, la longitud del nodo ascendente, el periodo orbital y la anomalía. El software nos proporciona los siguientes datos de los astros [10]:

Tabla 2. Datos astros.

Astro	Radio (km)	Emisividad	Temperatura (K)	Reflectividad
Marte	3397	0,750	209,80	0,170
Apophis	0,1850	0,900	270	0,350

La distancia radial (r) es la distancia desde el centro de un cuerpo (como un planeta o estrella) hasta un punto determinado en una órbita. Se puede entender como la distancia entre un satélite o cuerpo en órbita y el centro del cuerpo central. Si estamos hablando de una órbita elíptica, la distancia radial "r" varía con la posición del objeto en la órbita y puede calcularse utilizando la ecuación de la órbita elíptica de los cuerpos celestes según la ley de Kepler y la mecánica orbital [11]:

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos(\theta)} \quad (17)$$

Donde: a es el semieje mayor de la órbita, e es la excentricidad orbital, θ es la anomalía verdadera (el ángulo en el que se encuentra el cuerpo en su órbita).

La excentricidad (e) es un parámetro que describe la forma de una órbita elíptica. En términos simples, la excentricidad mide cuán "estirada" o "deformada" está la órbita en comparación con una órbita circular perfecta. Una órbita circular que tenga una excentricidad igual a 0 es perfectamente circular. En este caso, la distancia del cuerpo a su centro es constante en toda la órbita. En una órbita elíptica, la excentricidad está entre 0 y 1. Cuanto mayor sea el valor de la excentricidad, más "estirada" o "alargada" será la órbita. Si esta es cercana a 1, la órbita se acerca a una forma muy elongada, lo que significa que la distancia entre el cuerpo central y el cuerpo en órbita varía considerablemente. se define en función de los parámetros geométricos de la órbita elíptica. Es el ratio entre la distancia entre los focos de la elipse y el largo del semieje mayor y se puede calcular con la siguiente fórmula [12]:

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} \quad (18)$$

donde: a es el semieje mayor (la mitad del largo de la órbita elíptica), b es el semieje menor (la mitad del corto de la órbita).

La inclinación es el ángulo entre el plano de la órbita de un cuerpo (satélite) y el plano ecuatorial del cuerpo central. Es un parámetro orbital que determina cuán inclinada está la órbita con respecto al plano de referencia. No tiene una fórmula directa para calcularla, pero se puede determinar mediante las componentes del vector de la órbita. Se utiliza la siguiente fórmula [13]:

$$\cos (i) = \frac{L_z}{L} \quad (19)$$

donde: L_z es la componente vertical del momento angular y L es el módulo total del momento angular de la órbita.

El argumento de periastro (ω) es el ángulo entre el nodo ascendente de la órbita y el periastro (el punto más cercano al cuerpo central). Este ángulo describe la posición del periastro dentro de la órbita elíptica. El argumento de periastro se calcula con base en las posiciones relativas del cuerpo en órbita, no tiene una fórmula directa de cálculo simple, pero se obtiene a partir de la solución de la órbita elíptica.

La longitud del nodo ascendente (Ω) es el ángulo medido desde el punto de referencia (normalmente el vernal equinox) hasta el nodo ascendente, el punto donde la órbita cruza el plano ecuatorial de sur a norte. Indica la orientación de la órbita en el espacio. Similar al argumento del periastro, la longitud del nodo ascendente se determina en función de las coordenadas y elementos orbitales.

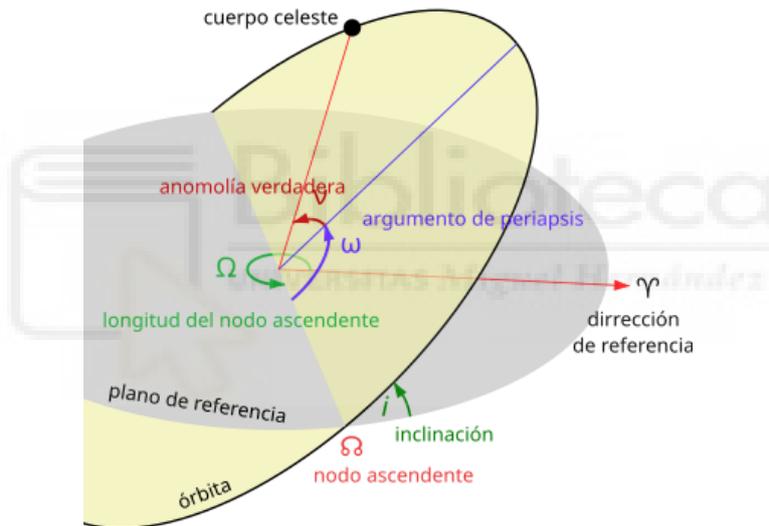


Figura 14. Parámetros órbita. (https://es.wikipedia.org/wiki/Longitud_del_nodo_ascendente).

El período orbital es el tiempo que tarda un cuerpo en completar una órbita alrededor de otro cuerpo central. Es una medida de la duración de una órbita, se puede calcular usando la tercera ley de Kepler, que establece que el cuadrado del período orbital es directamente proporcional al cubo del semieje mayor de la órbita [11]:

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (20)$$

donde: T es el período orbital, a es el semieje mayor de la órbita, μ es el parámetro gravitacional estándar del cuerpo central.

La anomalía (M , E o ν) es un parámetro que describe la posición de un cuerpo en su órbita, existen diferentes tipos de anomalía: Media, excéntrica y verdadera.

La anomalía media (M) representa la fracción del período orbital transcurrido desde el periastro, considerando que la órbita es circular [14].

$$M = n \cdot (t - t_0) \quad (21)$$

donde: n es el movimiento medio (frecuencia angular), t es el tiempo actual, t_0 es el tiempo del periastro.

La anomalía excéntrica (E) describe la posición del cuerpo en una órbita elíptica, tomando en cuenta la excentricidad de la órbita, esta se calcula a partir de la anomalía media mediante la ecuación de Kepler [11]:

$$M = E - e \cdot \sin(E) \quad (22)$$

donde: e es la excentricidad de la órbita y E es la anomalía excéntrica.

La anomalía verdadera (v) es el ángulo entre el periastro y la posición actual del cuerpo en la órbita, se puede calcular a partir de la anomalía excéntrica E mediante [15]:

$$\tan\left(\frac{v}{2}\right) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan\left(\frac{E}{2}\right) \quad (23)$$

Para Marte, se busca una órbita baja, concretamente de una distancia de 350 kilómetros sobre el cuerpo, ya que ofrece varias ventajas clave para misiones espaciales. Al estar más cerca de la superficie, se logra una mayor resolución en las observaciones, permitiendo un análisis detallado del terreno y la atmósfera marciana. Además, la proximidad reduce la latencia en las comunicaciones, facilitando una transmisión más rápida de datos. Asimismo, facilita maniobras de ajuste precisas y permite realizar órbitas polares para cubrir toda la superficie del planeta. Otra ventaja importante es la protección contra la radiación cósmica, en menor medida que en órbitas más altas. Finalmente, los costos operativos son más bajos, tanto en el lanzamiento como en el mantenimiento del satélite, lo que hace más rentable la misión.

Por lo tanto, para nuestra órbita planificada para junio de 2025 tendremos una distancia radial desde el eje de 3750 kilómetros, la excentricidad escogida es 0,05 ya que esta debe ser cercana a 0, para una órbita casi circular. Esto asegura que la altitud del satélite no varíe significativamente durante su órbita, lo cual es crucial para mantener una órbita estable y un control preciso, la inclinación escogida es 90 grados para poder cubrir toda la superficie del planeta, incluyendo los polos, si se quisiera que la órbita fuera ecuatorial la inclinación debería ser igual o cercana a 0, el ángulo de periastro escogido es de 0 para tener el periastro en la longitud de referencia, esto es ideal para observación general de la superficie, el ángulo de la longitud del nodo ascendente elegido es de 180, de esta forma el satélite pasará por los mismos lugares, pero su trayectoria espacial se invertirá, para esta configuración, el tiempo de órbita para la configuración elegida será de 6972,19 segundos, la anomalía es 0 para que el satélite comience en el periastro.

Para Apophis, se busca una órbita baja que permita observaciones detalladas de la superficie y análisis más profundos del asteroide, se ha optado por una distancia de 235 metros teniendo en cuenta el riesgo de colisión o ser afectado por irregularidades en la gravedad de Apophis, la órbita es circular ya que es más fácil de controlar, la órbita es ecuatorial con el objetivo de facilitar la cobertura del asteroide de forma simétrica, hay que tener en cuenta que el asteroide tiene una gravedad débil, el satélite podría necesitar correcciones orbitales frecuentes, ya que pequeños cambios en la posición de Apophis podrían causar perturbaciones en la órbita. Apophis tiene una masa mucho menor que la de planetas, lo que significa que su gravedad no será suficiente para mantener una órbita estable a largo plazo sin correcciones regulares. Además, la órbita puede verse afectada por la no esfericidad del asteroide y su rotación, por esto, el satélite incorpora un sistema de control de actitud (ADCS) para mantener su estabilidad, hay que tener en cuenta los efectos del Yarkovsky, si Apophis tiene una rotación significativa, podría haber un pequeño efecto debido al fenómeno Yarkovsky (variaciones en la órbita de un cuerpo debido a la radiación térmica) y esto podría afectar la estabilidad de la órbita a largo plazo.

Por lo tanto, para nuestra órbita planificada para abril de 2029 donde Apophis estará lo más cerca de la tierra [16], a una distancia de 0,05 UA equivalente a 37000 kilómetros, tendremos una distancia radial desde el eje de 235 metros, la excentricidad escogida es de 0,0 (órbita circular), la inclinación también será 0 (órbita ecuatorial), el ángulo de periastro será 0 también, el ángulo del nodo ascendente es de 1 y la anomalía 0, la órbita configurada tiene una duración de 13853,64 segundos.

2.6 Materiales

2.6.1 Materiales empleados en el proyecto

Como materiales no tangibles para este proyecto, se va a utilizar para el análisis térmico el software online Radian, ya mencionado, con el que se realiza el análisis térmico transitorio de las órbitas a estudiar y los distintos análisis de la caja de baterías. Para el diseño, realización de planos y ensamblaje de la estructura se utiliza Autodesk Inventor y para el diseño CAM se utiliza Autodesk Fusion.

A la hora de materiales físicos usados en este proyecto se han utilizado principalmente dos: Aluminio 6061-T6 y FR4 (glass-reinforced epoxy). El aluminio es el material utilizado en la propia estructura del satélite, la caja de las baterías, las celdas de las baterías, también se ha usado en elementos externos como antena (o posibles gadgets) y los propulsores del sistema de propulsión. El FR4 es el material utilizado para los paneles, las PCB's y los subsistemas. Las principales características de estos son [17]:

Tabla 3. Propiedades de los materiales.

Propiedades mecánicas	Aluminio 6061-T6	FR4
Límite Elástico	240 MPa	150-170 MPa
Módulo Elástico	68,9 GPa	22 GPa
Resistencia a la tracción	310 MPa	340-480 MPa
Resistencia de corte	207 MPa	55 MPa
Módulo de corte	26 GPa	3,5 – 4,5 GPa
Densidad	2700 kg/m ³	1900 kg/m ³
Conductividad térmica	170 W/mK	0,3-0,4 W/mK

2.6.2 Materiales usados para la realización de las pruebas

Para llevar a cabo el desarrollo del proyecto se ha hecho uso de varios recursos imprescindibles del laboratorio 21A y laboratorio 19 del edificio Torrevaillo, tales como herramientas, tornillería o la impresora 3D y para la realización de ensayos el uso del set up de pruebas de la cámara climática.

El set up de pruebas con el que se han realizado las pruebas de la caja de baterías en la cámara climática está ubicado en el laboratorio 19 de la planta de abajo del edificio Torrevaillo en el campus de la Universidad Miguel Hernández en Elche y se compone de: Un portátil, una cámara climática CCI, un DAQ (Data Acquisition), un multímetro y una fuente de alimentación.

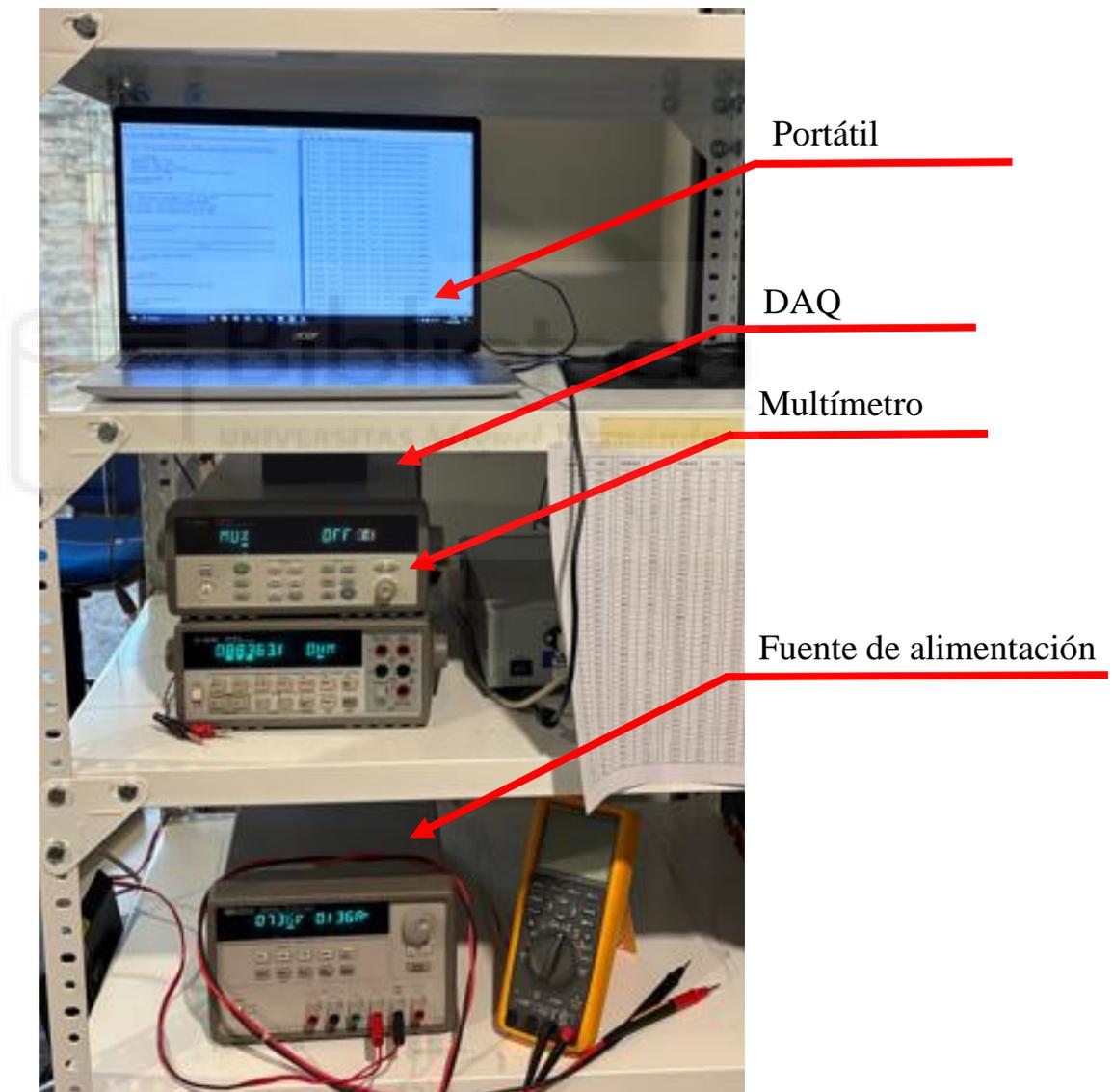


Figura 15. Set up pruebas.



Figura 16. Cámara climática.

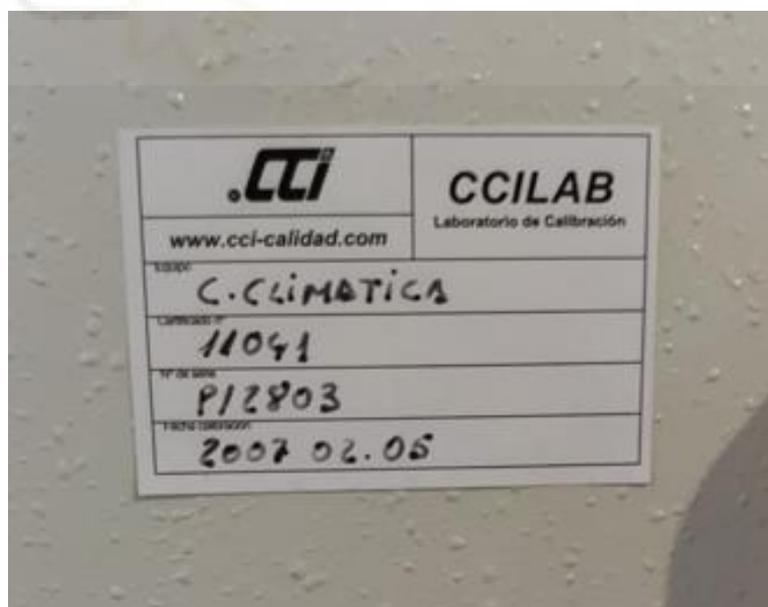


Figura 17. Modelo cámara climática.

Las características técnicas de la cámara climática se encuentran en la tabla inferior.

Tabla 4. Características técnicas cámara climática [22].

CARACTERÍSTICAS CÁMARA CLIMÁTICA	
Medidas (mm)	650 x 600 x 700
Rango temperaturas (°C)	-40 / +180
Estabilidad temperatura (°C)	±0,1 / ±1,5
Estabilidad humedad (%HR)	±1 / ±3
Velocidad térmica (°C/min)	0,1 / 40
Disipación admisible (W)	20 / 10000
Velocidad aire (m/min)	400 / 800

Y para la realización de las pruebas en vacío se ha recurrido a la empresa ALTER Technology a la que se ha tenido que visitar sus instalaciones, ubicadas en el municipio de Tres Cantos en Madrid, para poder realizar los ensayos usando su cámara de vacío y el set up utilizado es el siguiente:

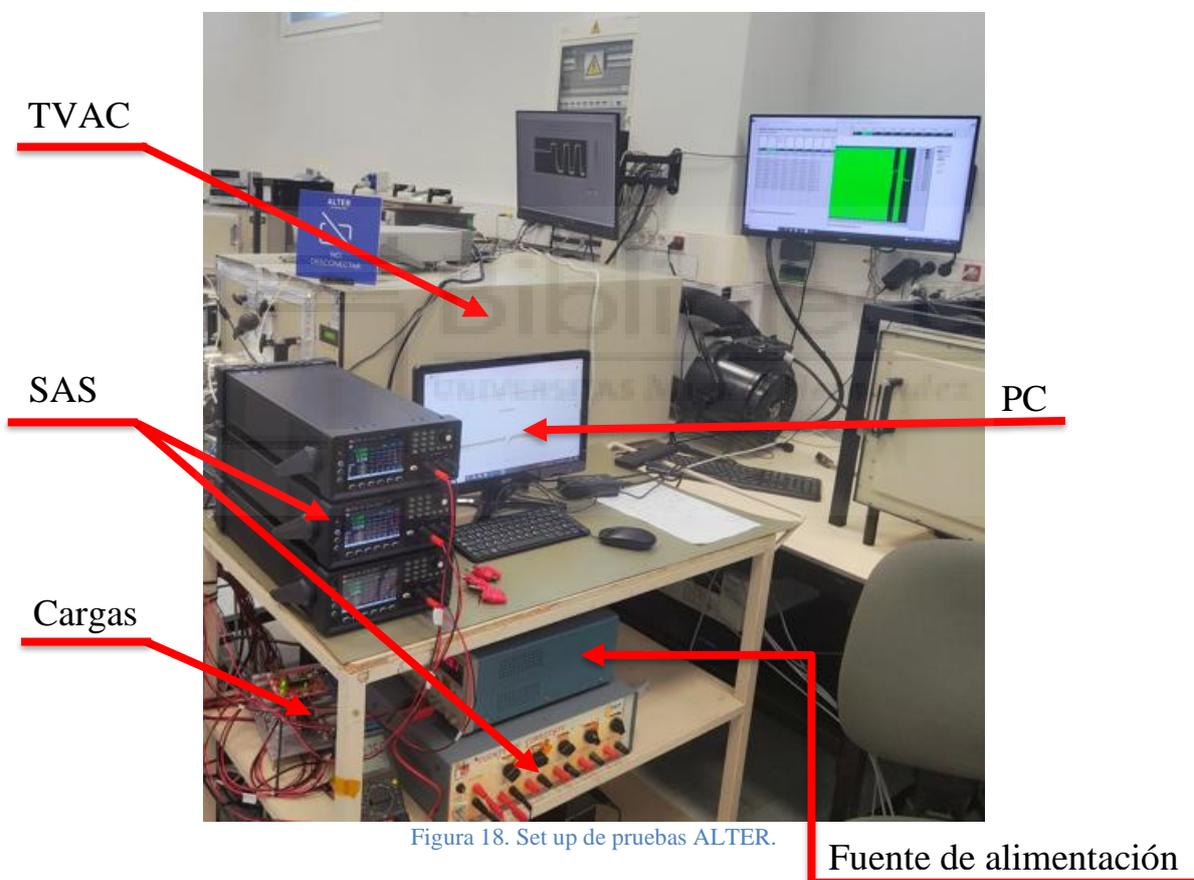


Figura 18. Set up de pruebas ALTER.

2.7 Desarrollo y alcance de los objetivos

Para conseguir el principal objetivo, que es conocer la variación de temperaturas en el satélite mientras este orbita, recurrimos al software Radian, en el que diseñaremos un modelo detallado de nuestra plataforma y configuraremos un escenario y análisis adaptados a nuestras misiones y simularemos. Para ello se realizarán 5 ciclos orbitales consecutivos para cada misión en el que a través de análisis transitorios veremos la variación de temperaturas con cada revolución y, por último, se generará un caso estacionario en el que se muestran las temperaturas para cada misión para ver el rango de temperaturas una vez estas están estabilizadas.

Para validar el funcionamiento de los heaters en la caja de las baterías se realiza un análisis con un modelo detallado de la caja con las celdas y los heaters en Radian con unas condiciones ambientales controladas, que será una temperatura ambiente de -30°C en el vacío simulando un entorno real en el espacio y se realiza un análisis para comprobar el funcionamiento con nuestro presupuesto de potencia con una duración de 10800 segundos. Posteriormente se realiza el mismo análisis añadiendo la convección, ya que la cámara de la universidad no permite simular en el vacío si no que tiene convección forzada debido a un ventilador, por lo que habrá que añadirla en Radian como un nodo con las propiedades del aire a esa temperatura, y se simula para distintos rangos de temperatura, que serán -30 y 27 grados Celsius y ambos contarán con una duración de 2 horas (7200 segundos).

Los resultados obtenidos en Radian se validan repitiendo las condiciones en una cámara climática situada en la universidad y comparando los resultados. Para llevar a cabo estos ensayos en la cámara lo primero es colocar la caja de las baterías ya ensamblada en una caja de plástico, para evitar la conducción con la parrilla de la cámara. Primero se realiza la prueba a -30°C y se almacenan los datos de los componentes. Al día siguiente, con la cámara colocada a una temperatura 27°C repetimos la prueba.



Figura 19. Caja de baterías en la cámara con los sensores.

Se usa el DAQ para medir 5 PTC's (cuatro de las celdas y una de la caja), que son un tipo de termistores que presentan una resistencia eléctrica baja a temperatura ambiente, pero que incrementa significativamente su resistencia cuando la temperatura supera un cierto umbral. El portátil mediante un programa en Python envía datos de los sensores cada 5 segundos, con el multímetro medimos las temperaturas de la cámara climática y, por último, con la fuente de alimentación introducimos la potencia de los heaters de 1W (0,25W por cada heater) mediante una tensión de 7,25V.

Las pruebas realizadas para estudiar el comportamiento del EPS en condiciones de vacío en ALTER son decisivas para garantizar el funcionamiento de los heaters y las baterías en la caja de las baterías y se aprovecha para validar el software en condiciones de vacío. En esta prueba se coloca el stack entero de la EPS dentro de la cámara del TVAC, con 8 PTC's y 8 PT100, que son sensores de temperatura fabricados con alambre de platino, el "PT" se refiere al platino y el "100" indica que su resistencia es de 100 ohmios a 0°C . A diferencia de un PTC que se utiliza principalmente para proteger un sistema contra el sobrecalentamiento al actuar como un interruptor térmico, un PT100 se emplea para medir con precisión la temperatura en un rango continuo.

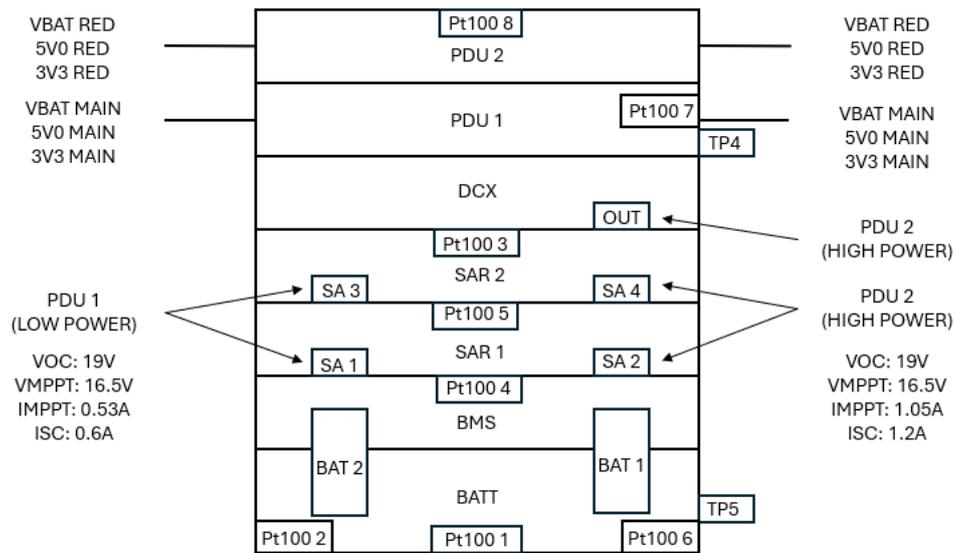


Figura 20. Diagrama posicionamiento de sensores.

Debido a un fallo en el circuito de control térmico la potencia de los heaters pasa a ser de 0,15W por heater y dos heaters se activarán al bajar la temperatura del termopar de la celda de 25°C y los otros dos al bajar de 10°C. Se han tomado los datos de las mediciones del 24 de abril desde las 17:00 ya que se trata de una franja de resultados con una medida limpia sin interrupciones externas con una duración de 16200 segundos.

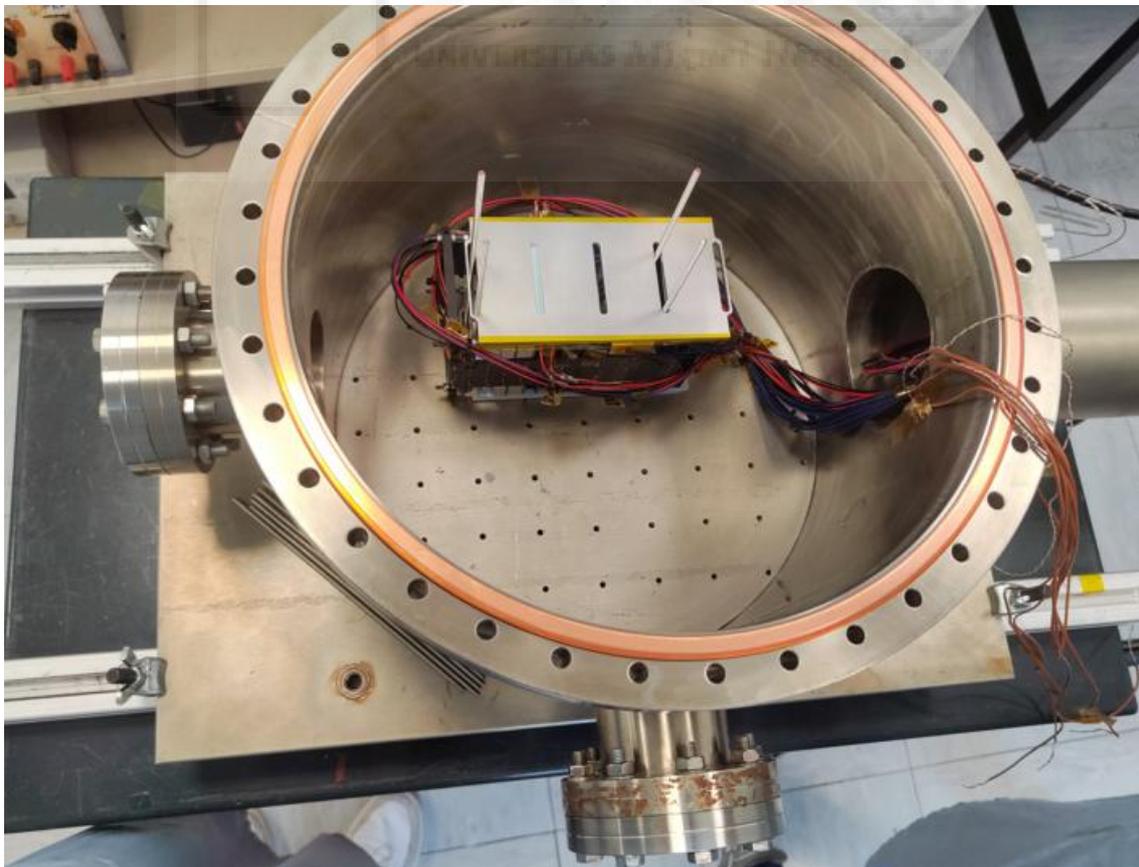


Figura 21. Interior cámara de vacío ALTER.

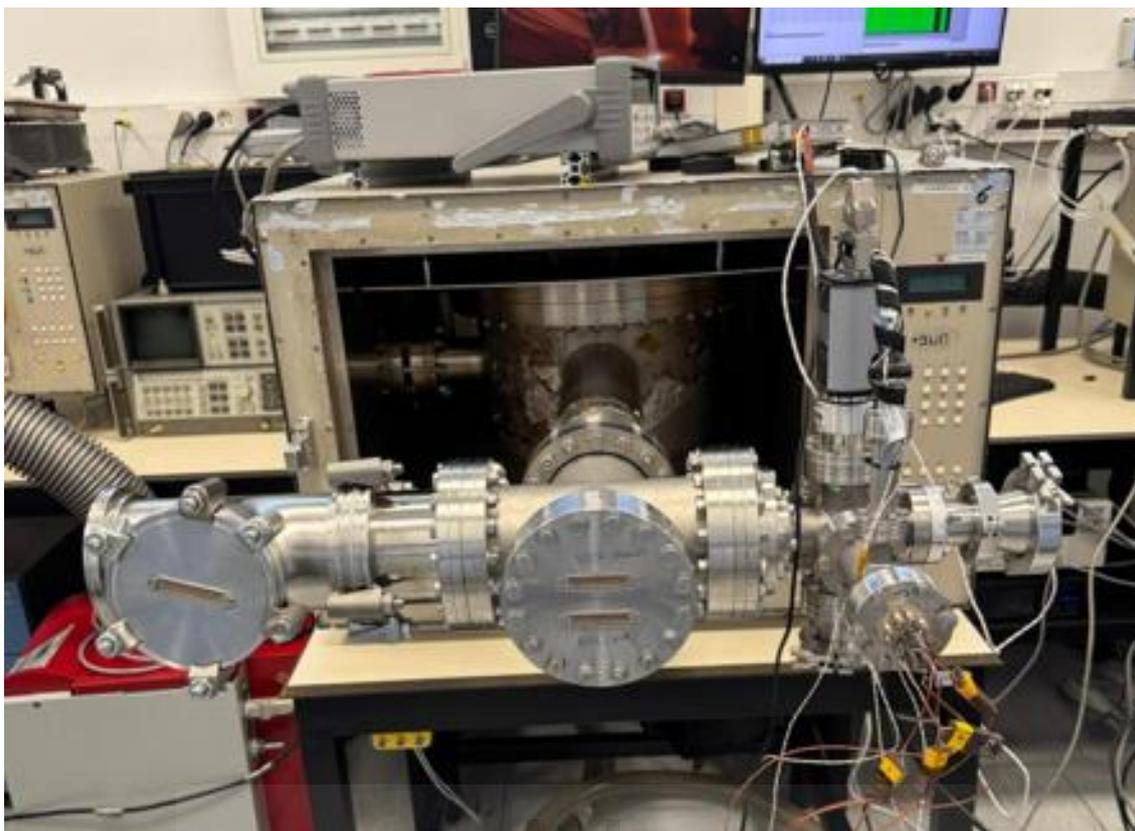


Figura 22. Cámara de vacío.



CAPÍTULO 3. ELEMENTOS.

Este capítulo se centra en explicar en profundidad todos los componentes que integran la caja de baterías y el satélite, los cuales tienen relevancia en el proyecto, dando a conocer sus características y propiedades técnicas.

3.1 Caja de baterías

Uno de los componentes críticos de la misión dentro del sistema de potencia (EPS) de este proyecto es la batería, ya que la descarga tiene que realizarse en un rango de -20°C a 65°C , y la carga en un rango de 0°C a 45°C . Por este motivo, es un elemento crucial en el análisis térmico. Para mantener la temperatura, se ha diseñado una caja que consiste en dos piezas de aluminio 6061 donde irán situadas las cuatro celdas. Además, contará con cuatro heaters (calentadores) para calentar las celdas de batería en caso de que la temperatura esté por debajo de los límites establecidos. Esta caja tiene la forma de los anillos de la estructura del CubeSat e irá unida a la EPS formando un “stack”. En los siguientes subapartados se entrará más en detalle de cada uno de estos elementos.

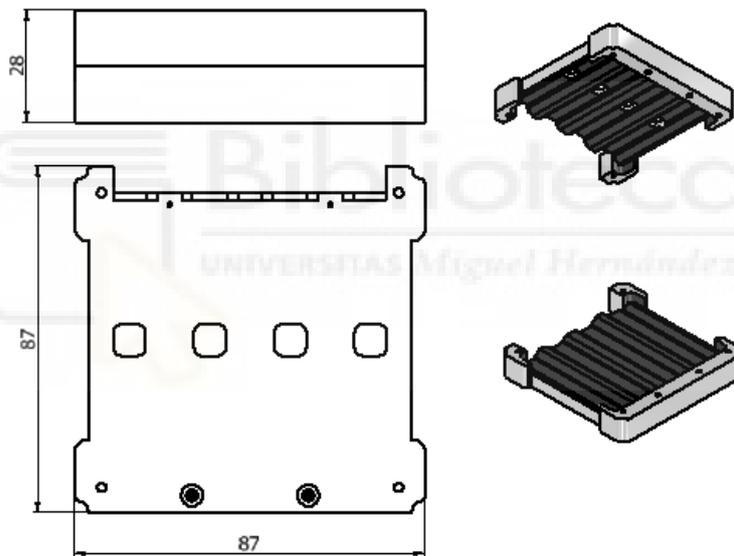


Figura 23. Cotas generales tapa.

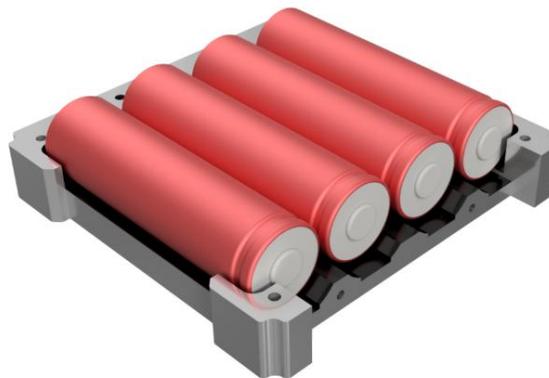


Figura 24. Renderizado celdas.

3.1.1 Celdas

Una celda de batería es una unidad electroquímica básica capaz de generar energía eléctrica a partir de una reacción química. Las celdas usadas son recargables de litio de la marca Samsung con nombre de modelo: ICR18650-26F, y sus características están en la *Tabla 5* [18].

Tabla 5. Características de la celda ICR18650-26F extraídas de la hoja de datos del fabricante.

Capacidad nominal	Tensión e de carga	Tensión nominal	Corriente Máx. de carga	Corriente máx. de descarga	Tensión de corte de descarga
2600 mAh	$4,2 \pm 0,05$ V	3,7 V	2600 mA	5200 mA	2,75 V

Se usarán cuatro celdas en formato 2S2P que formarán el paquete de baterías, cada celda pesa 47g y las medidas son las mostradas en la *Figura 25*.



Figura 25. Cotas generales celda. (SAMSUNG).

3.1.2 Heater

Un heater es simplemente un calentador, este dispositivo tiene como función principal convertir energía eléctrica en calor, con el fin de elevar la temperatura de un sistema o mantenerlo dentro de un rango térmico concreto. Para aumentar la temperatura del paquete de baterías se contará con cuatro heaters, los cuales suman una potencia total de 1W. El modelo, en específico, de heater es HAP6742 proporcionado por el fabricante Minco, y sus características están en la *Tabla 6* [19].

Tabla 6. Características del heater HAP6742 extraídas de la hoja de datos del fabricante.

Longitud A	Longitud B	Resistencia nom.	Tol. Resistencia	Radio tab
2"	2"	223,68 Ω	(234,86 / 212,50) Ω	0,03

A continuación, en la *Figura 26* se pueden apreciar las medidas del modelo de heater.

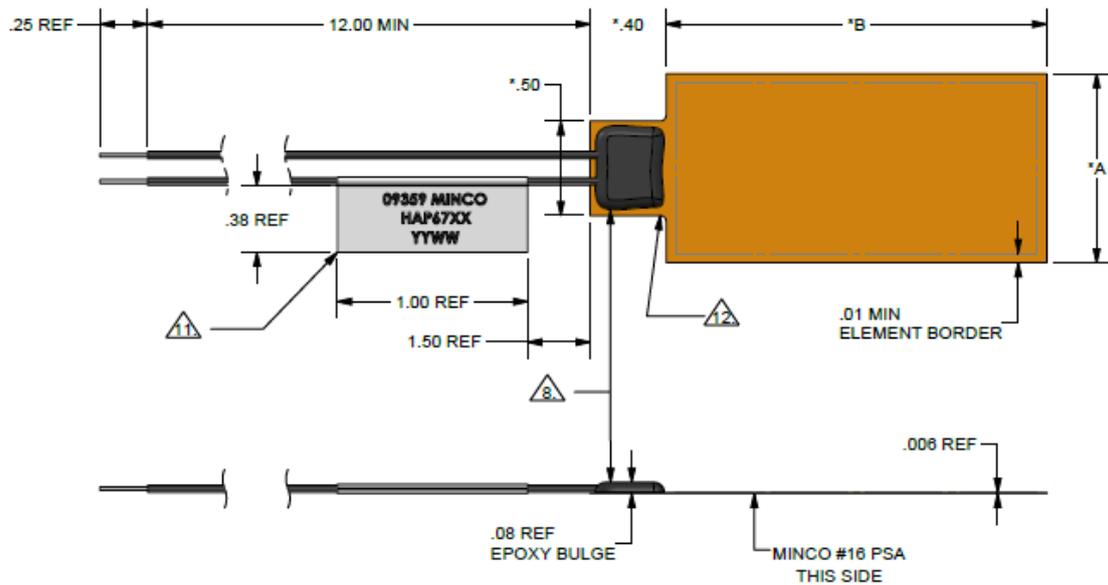


Figura 26. Cotas generales heater (MINCO).

3.1.3 Sensor de temperatura

Para el control térmico de la batería con los heaters, se hará uso cuatro sensores que monitoricen la temperatura de las celdas en todo momento. De esta manera se podrá regular el encendido y apagado de los heaters. El modelo del sensor es LM335Z y su encapsulado es el TO-92. Dado el diseño que tienen las tapas, existe cierta limitación de espacio después de colocar las celdas y los heaters. Por ello, para poder colocar estos sensores, se han añadido unos cajeados a la parte de arriba para poder colocarlos. Las medidas del sensor que se usará están adjuntadas en las siguientes figuras [20].

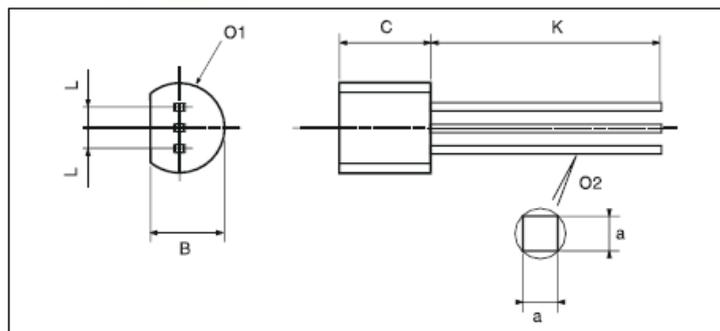


Figura 27. Cotas sensor. (ST).

Dim.	Millimeters			Inches		
	Min.	Typ.	Max.	Min.	Typ.	Max.
L		1.27			0.05	
B	3.2	3.7	4.2	0.126	0.1457	0.1654
O1	4.45	5.00	5.2	0.1752	0.1969	0.2047
C	4.58	5.03	5.33	0.1803	0.198	0.2098
K	12.7			0.5		
O2	0.407	0.5	0.508	0.016	0.0197	0.02
a	0.35			0.0138		

Figura 28. Dimensiones sensor. (ST).

3.1.4 Fabricación caja

Como ya se mencionó anteriormente, las tapas están fabricadas en aluminio 6061. Estas tapas serán mecanizadas en un centro de mecanización automatizado (CNC), donde conseguirán el acabado y la precisión necesaria para su posterior uso y montaje. En cuanto al acabado, se ha especificado que este sea pulido por la parte exterior y anodizado negro por la parte interior (explicación en el *Capítulo 2*).

Con la impresora 3D del laboratorio se ha impreso un prototipo en PLA con el diseño final de las tapas. De esta manera, se ha facilitado la identificación y corrección de posibles problemas de diseño realizando un montaje experimental en el laboratorio con el EPS y la PCB conectada a las baterías. Adicionalmente comprueba que se puede hacer un correcto ensamblaje antes de realizar el mecanizado de las piezas definitivas en aluminio. Ver figuras adjuntadas.



Figura 29. Partes impresas en 3D.

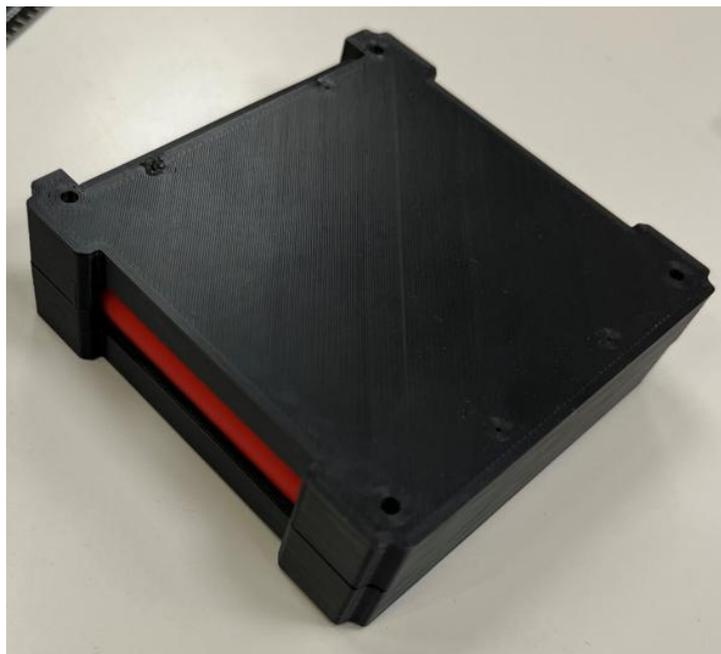


Figura 30. Prototipo caja ensamblada.



Figura 31. Ubicación sensor.



Figura 32. Celda colocada.

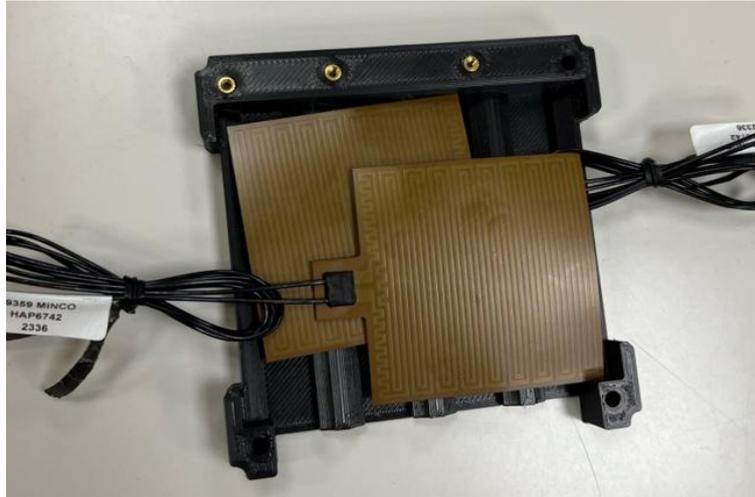


Figura 33. Heaters en la parte inferior.



Figura 34. Prototipo final con baterías, heaters y PCB montada.

Una vez verificado y asegurado que todo está correcto, que todas las medidas se ajustan a las especificaciones, que el montaje previsto es factible y que todos los elementos y componentes encajan perfectamente, se procede a la fase de producción de las partes en aluminio mecanizado. Una vez fabricadas, estas se devuelven al laboratorio donde se verifica nuevamente que todas las medidas y tolerancias se cumplan a la perfección y, por último, estas se volverán a mandar para que se aplican los tratamientos superficiales deseados.

Como una mejora sustancial en el proceso de ensamblaje, la empresa encargada del mecanizado propuso implementar un sistema de machihembrado. Este sistema consiste en crear ranuras y lengüetas en las piezas, que encajan entre sí de forma precisa y segura. Esta técnica garantiza una unión mucho más sólida y robusta, facilitando el ensamblaje.



Figura 35. Partes mecanizadas.



Figura 36. Caja ensamblada con PCB atornillada.

3.2 Plataforma satélite

Para llevar a cabo la misión, se ha optado por seleccionar una plataforma de satélites de bajo costo denominada CubeSat, que consiste en un estándar de diseño cuya estructura, en aluminio, es escalable en cubos (U). La simplificación de la estructura del satélite CubeSat facilita enormemente el proceso de diseño y manufactura, permitiendo la creación de un satélite funcional a un costo considerablemente menor en comparación con los satélites tradicionales. En el proyecto se ha considerado un 6U, lo que significa que el satélite está compuesto de seis unidades cúbicas, repartidas de forma que consta de una unidad de largo, dos de ancho y tres de alto, (ver *Figura 37*).

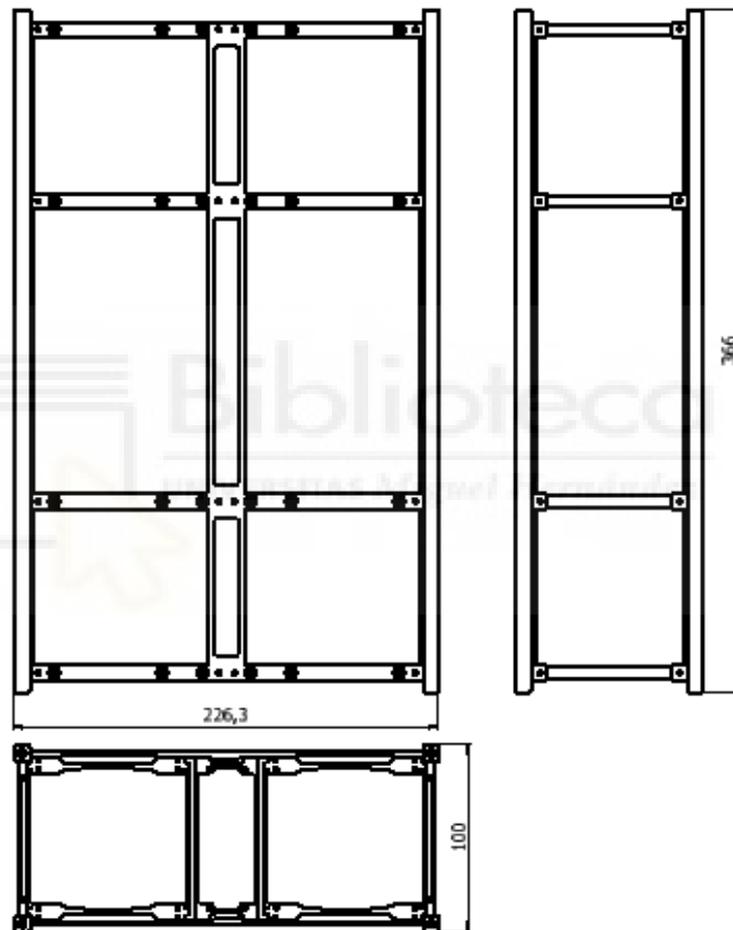


Figura 37. Medidas CubeSat 6U.

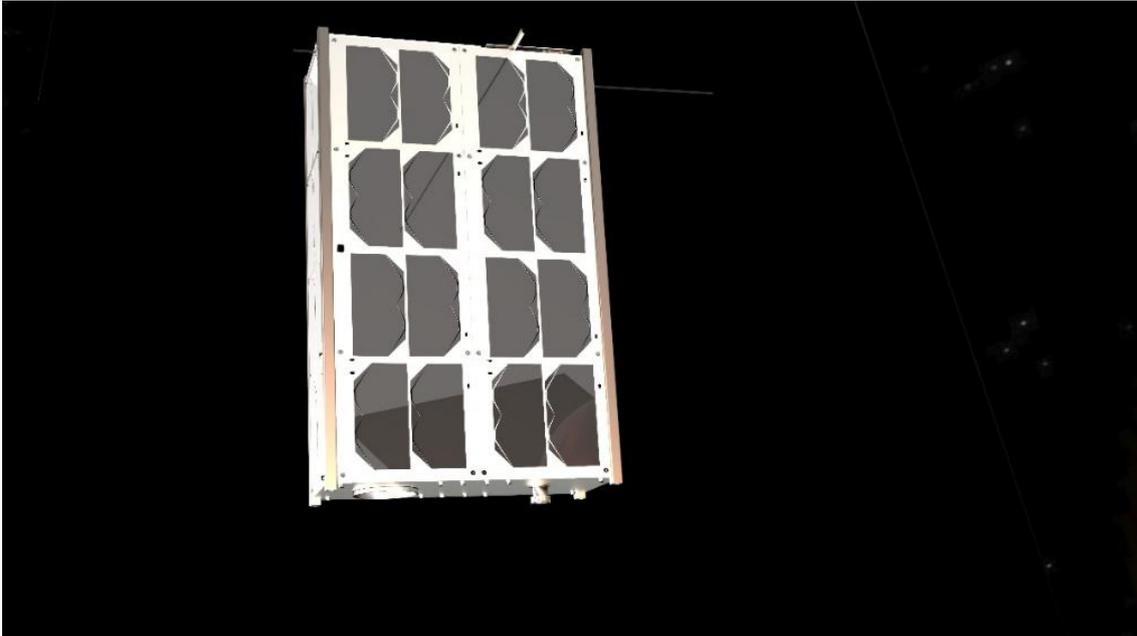


Figura 38. Renderizado CubeSat 6U.

La masa de un CubeSat 6U puede variar en un rango de 10 a 20 kg, dependiendo de los componentes y la carga útil específica. En este caso, suponiendo que se contará con celdas solares en dos caras del satélite sin la capacidad de desplegarse, se ha estimado un peso cercano a 10 kg. El tiempo de vida útil de un CubeSat 6U puede variar, pero típicamente se espera que funcione durante varios meses o años, dependiendo de la duración de la misión y la salud de sus sistemas.

La elección del acabado adecuado del CubeSat puede influir en el rendimiento del satélite y su visibilidad. Como se puede apreciar en la *Figura 38*, se ha optado por escoger un acabado blanco/plateado para recubrir la estructura del satélite. Esta elección es debida a la orientación con respecto al sol y al alto valor de irradiancia solar recibido en las caras donde están ubicadas las celdas solares. Con este color conseguimos reflejar la luz solar y reducir la absorción de calor, lo cual nos puede ayudar a mantener una temperatura interna más estable y a evitar el sobrecalentamiento de los elementos instalados en las caras del satélite. Y, para la estructura, se ha seleccionado negro anodizado, lo que ayudará a absorber el exceso de calor, manteniendo así una temperatura interna más uniforme.

3.2.1 Estructura CubeSat

La estructura de un CubeSat 6U es una parte fundamental de la plataforma, ya que debe ser lo suficientemente robusta para poder soportar las condiciones del espacio, y mantener un peso ligero para cumplir con los requisitos de lanzamiento. La estructura del CubeSat de este proyecto ha sido adquirida a Emxys, esta está fabricada en aluminio 6061 T6 anodizado en negro, y está compuesta por cuatro pilares, divididos en dos laterales que se unen mediante una serie de anillos de forma cuadrada y rectangular. (Ver *Figura 39* y *Figura 40*).



Figura 39. Lateral estructura.



Figura 40. Anillos estructura.

3.2.2 Paneles fotovoltaicos

Los paneles fotovoltaicos para satélites son una tecnología fundamental para la generación de energía en el espacio, ya que permiten convertir la luz solar en electricidad para alimentar los sistemas a bordo. Estos paneles están diseñados para operar en condiciones extremas, donde la radiación solar es la única fuente de energía disponible. Aprovechando la luz del Sol, proporcionan una fuente constante y fiable de electricidad durante las misiones espaciales, garantizando que los satélites puedan seguir funcionando incluso en órbitas lejanas. Además, los paneles fotovoltaicos deben ser altamente eficientes, ligeros y resistentes a factores como el vacío, la radiación cósmica y las temperaturas extremas del espacio. Su capacidad para generar energía sostenible es clave para mantener las comunicaciones, sistemas de navegación, observación y otros dispositivos científicos esenciales a bordo de los satélites, especialmente durante misiones prolongadas.

Para la misión se utilizarán los paneles solares desarrollados por Emxys, concretamente, se han utilizado los paneles con referencia:

- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231120
- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231127
- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231211
- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231218

Cada uno de estos paneles están formados por ocho celdas en serie del fabricante CESI de tipo CTJ30-SCA, cuyas principales características están incluidas en la *Tabla 7* [21].

Tabla 7. Características de la celda CTJ30-SCA.

Área (cm ²)	ISC (mA)	VOC (V)	Im (mA)	Vm (V)	P. Máx. (W)	Efi. (%)
30,15	526	2,7375	509	2,4	1,1975	29,0

Teniendo en cuenta estos parámetros, las características para un string de ocho celdas en serie (8S1P) cumplirían con los valores de la *Tabla 8*.

Tabla 8. Características para un string 8S1P de celdas CTJ30-SCA.

Área (cm ²)	ISC (mA)	VOC (V)	Im (mA)	Vm (V)	P. Máx. (W)	Efi. (%)
241,2	526	21,9	509	19,25	9,58	29,0

Los paneles fotovoltaicos han sido caracterizados para verificar su correcto funcionamiento mediante el uso de equipos especializados. Para la medición de las celdas, se empleó el equipo KEITHLEY 2461 Source Meter Unit (SMU), configurado para realizar un barrido de 0V a 20V con 100 puntos de tensión equiespaciados. En cuanto al simulador solar, se utilizaron dos bloques G2V del fabricante Sunbrick, que permitieron realizar las pruebas a una irradiancia controlada. Ambos equipos fueron configurados con el espectro AM0 (fuera de la atmósfera, con una irradiancia de 1366W/m²), utilizando el archivo 'am0-1' proporcionado por el fabricante del simulador. En la *Figura 41* y *Figura 42* se muestran algunas fotografías del proceso de caracterización.

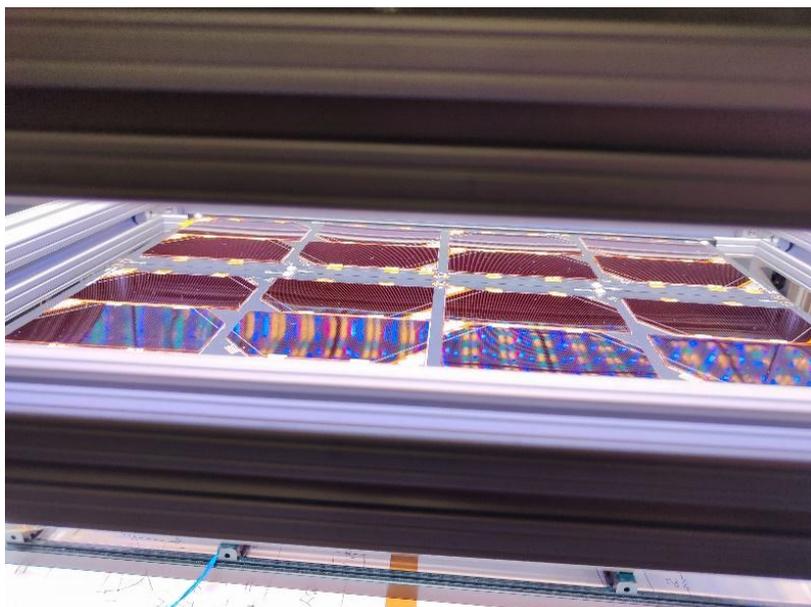


Figura 41. Posición de las celdas en el simulador solar.

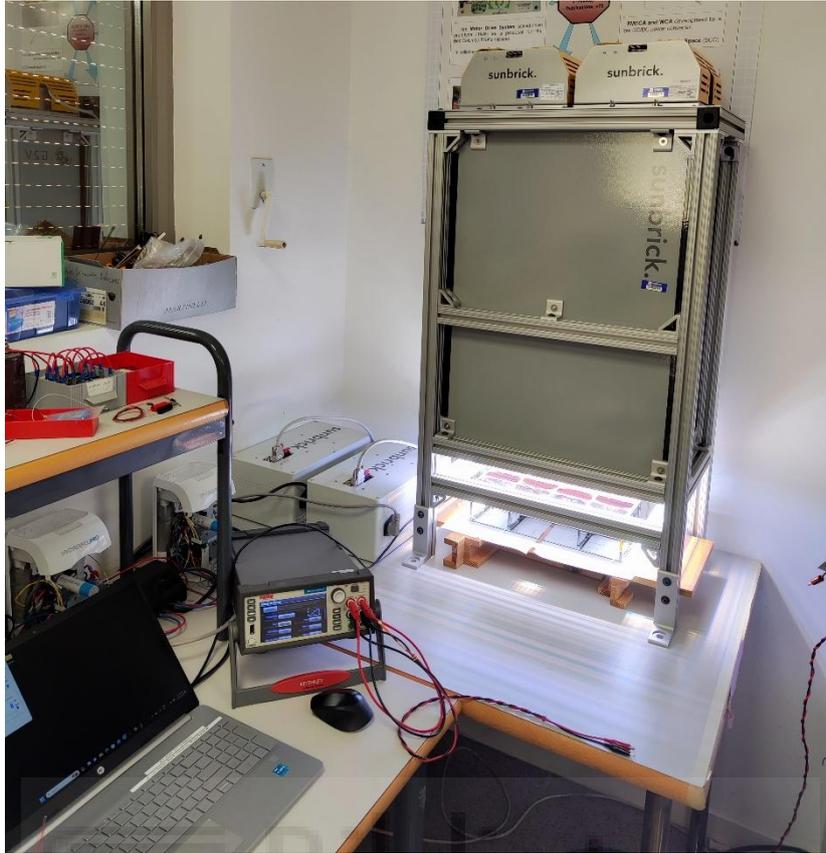


Figura 42. Setup de pruebas.



Figura 43. Fotografía de un string 8S1P.

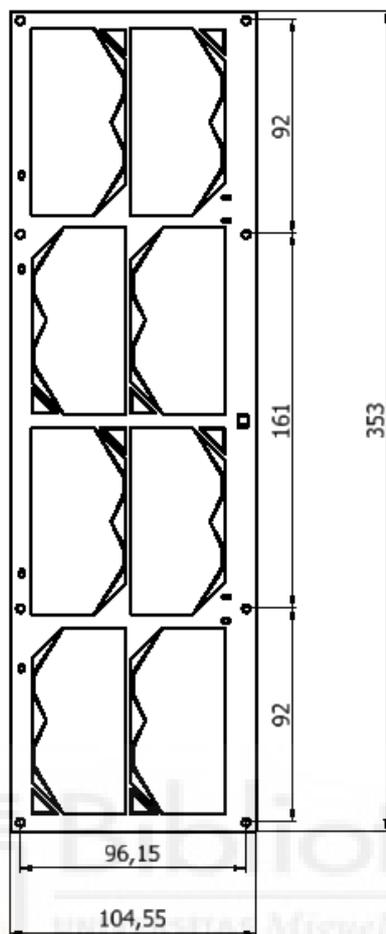


Figura 44. Cotas de un string de ocho celdas solares.

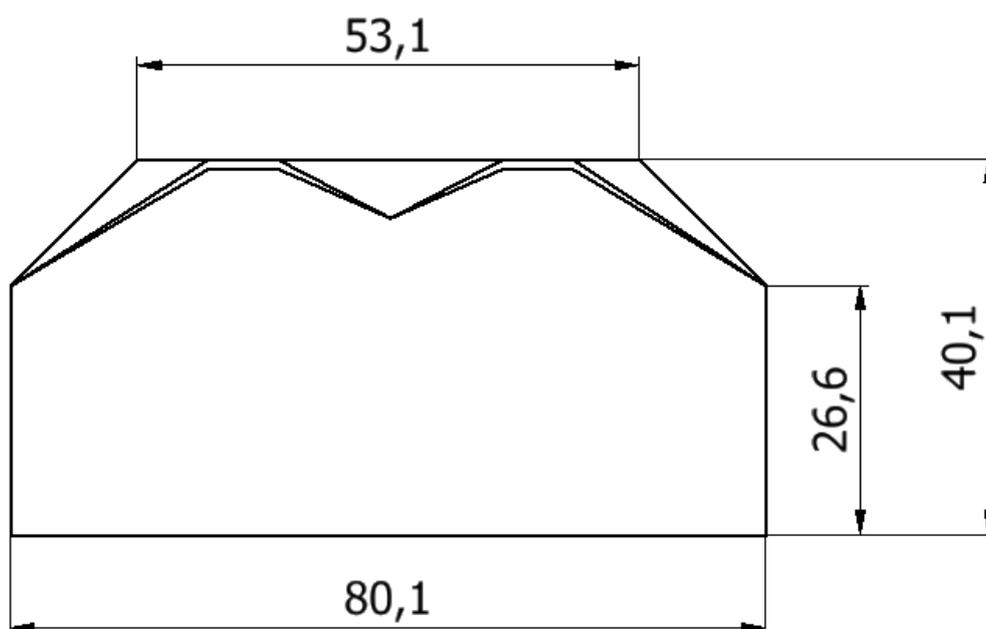


Figura 45. Cotas de una celda solar.

3.2.3 Distribución interna de los subsistemas

Un satélite estará compuesto por distintos subsistemas los cuales trabajan de manera integrada para garantizar su funcionamiento eficiente y su capacidad para realizar misiones en el espacio. Los subsistemas integrados en el CubeSat 6U de nuestra misión son los siguientes:

- **Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS):** Tiene la misión de mantener el satélite en la posición y dirección correcta.
- **Communication Subsystem (CS):** Se encarga de enviar y recibir información entre los dispositivos dentro del satélite y la estación terrestre.
- **Propulsion Subsystem (PS):** Se encarga de la movilidad del satélite en su misión.
- **On-board Computer and Data Handling Subsystem (OBS):** Unidad encargada de administrar los datos obtenidos por los sensores y a la vez transmitidos desde la estación terrestre y enviados hacia la misma.
- **Telemetry, Tracking and Command Subsystem (TT&CS):** Se encarga de la recopilación de mediciones y lecturas de instrumentos a bordo necesarias para deducir la salud y el estado de todos los subsistemas del satélite.
- **Payload:** Es la carga transportada por una nave espacial que consiste en los elementos que permiten cumplir su objetivo.
- **Electrical Power Subsystem (EPS):** Es un subsistema que gestiona la captación y distribución de energía en el satélite con un sistema de gestión de baterías integrado.

En cuanto a la distribución de los subsistemas en un CubeSat 6U, se ha diseñado para optimizar el espacio limitado disponible y garantizar el funcionamiento eficiente de todas las funciones del satélite. La distribución de estos subsistemas dentro del satélite quedaría conforme a la *Figura 46*, cabe destacar que el subsistema Payload contará con un radar de baja frecuencia, una antena y una cámara.

Un aspecto para tener en cuenta en esta distribución es la caja que contiene las baterías que proporcionan la energía al CubeSat (bloque gris, ver *Figura 46*). Esta, es una de las partes más importantes del proyecto, con la que se pretende mantener la temperatura dentro de un régimen deseado de temperaturas, creando una conducción y radiación entre las pilas en el interior y un aislamiento en el exterior respecto de los componentes de alrededor.

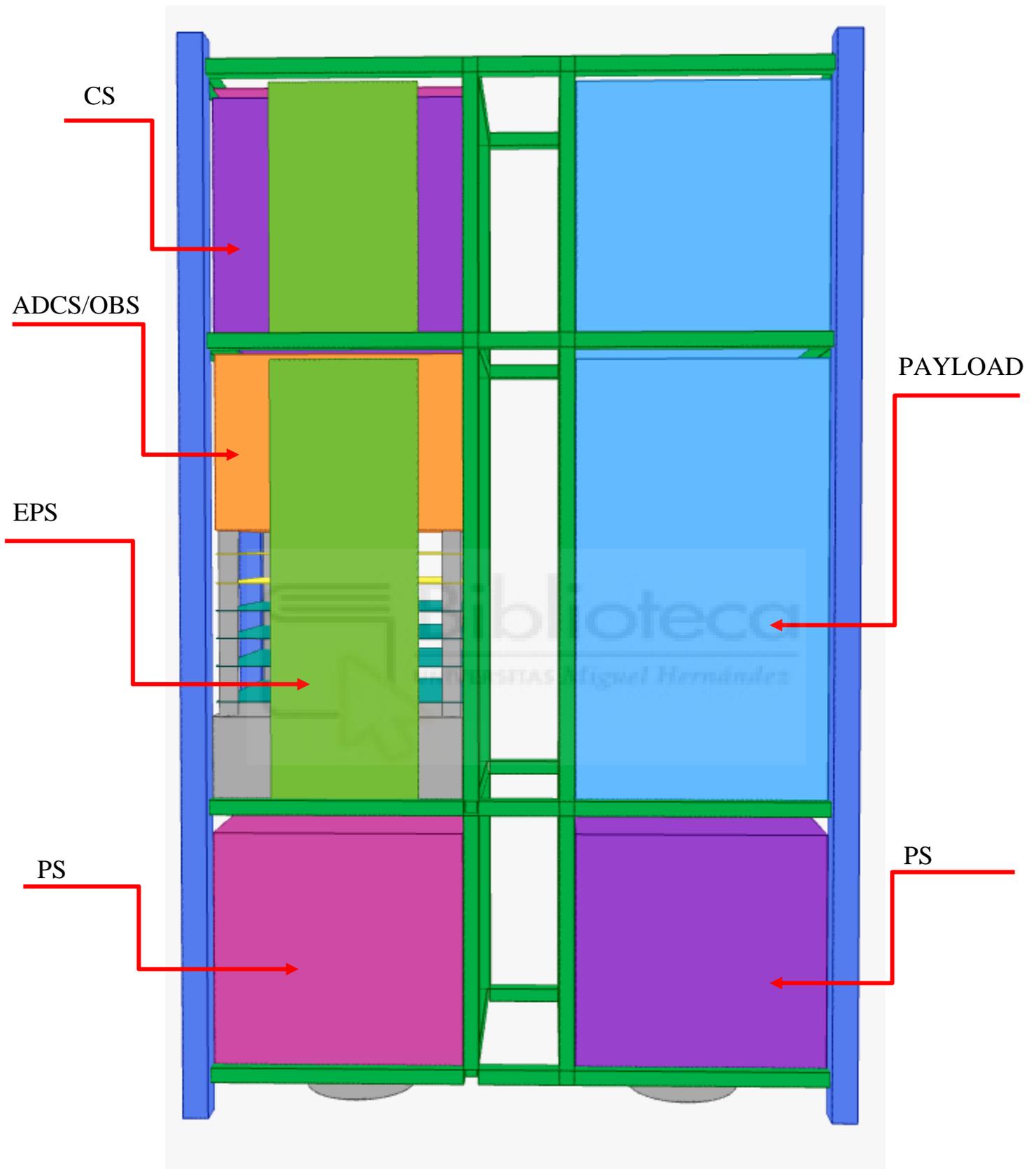


Figura 46. Distribución subsistemas para análisis térmico.

CAPÍTULO 4. SIMULACIONES Y RESULTADOS.

En este capítulo nos vamos a centrar en explicar el software para el diseño y realización de análisis, explicando detalladamente el proceso paso a paso, que se ha seguido para configurar la misión y mostrar los resultados obtenidos.

4.1 Diseño en Radian

Al abrir Radian e iniciar sesión se encuentra el menú de la *Figura 47* donde se ubican nuestros proyectos activos o donde se puede crear uno.

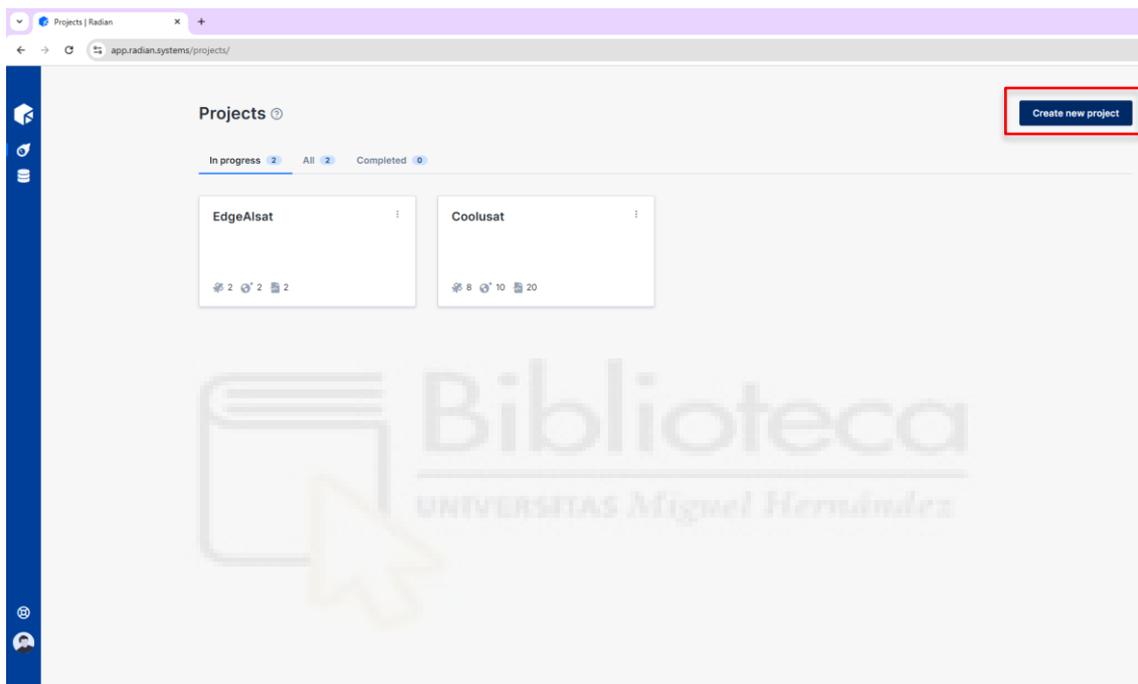


Figura 47. Proyectos Radian.

Lo primero es crear un nuevo proyecto y comenzar con el modelo 3D del satélite con el que se va a trabajar.

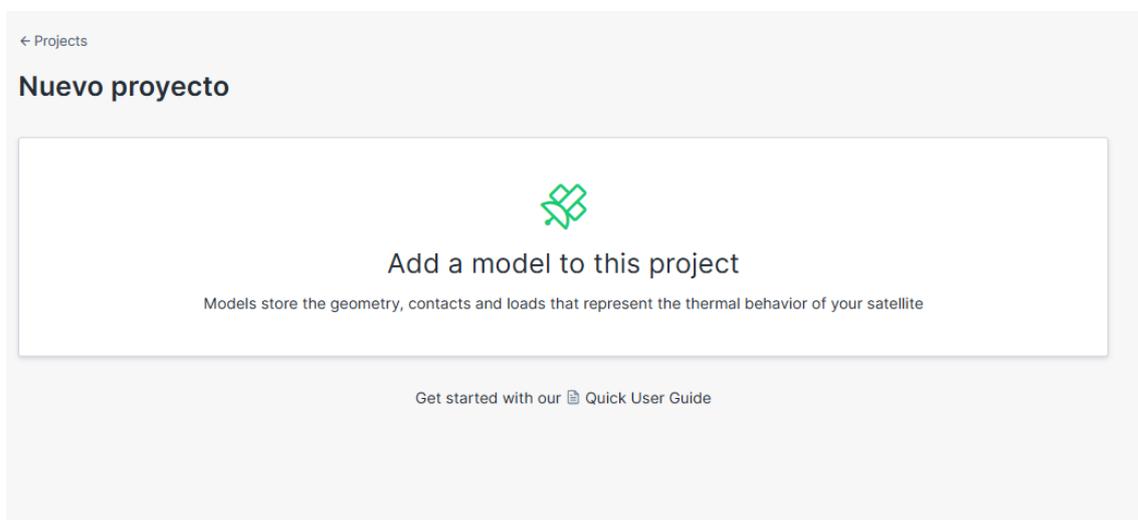


Figura 48. Proyecto creado.

4.1.1 Modelo

Al crear un proyecto se da la opción de diseñar el modelo de forma manual o importarlo de otro programa en formato CAD, en nuestro caso, se lleva a cabo de forma manual ya que Radian trabaja con figuras primitivas y al importar el archivo directamente de Autodesk Inventor, en el que se tienen geometrías complejas, el modelo sufre modificaciones no deseadas.

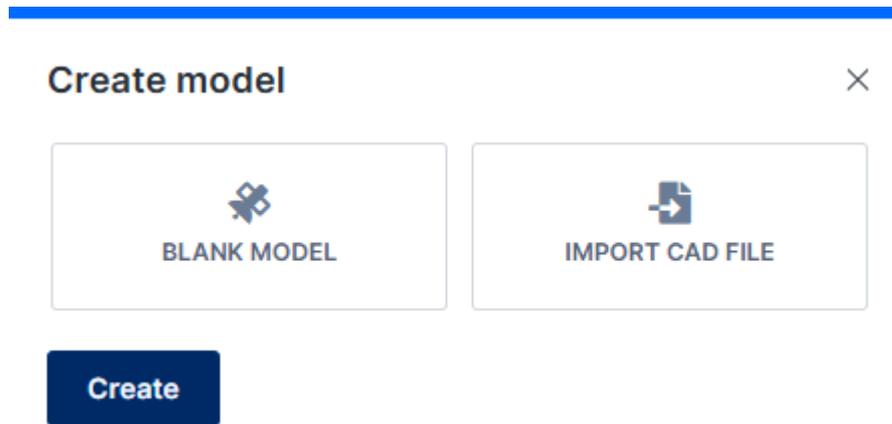


Figura 49. Modelo desde 0 y archivo formato CAD.



Figura 50. Crear modelo Radian.

Primeramente, se comienza creando la estructura, para ello, se clicla en la opción de crear una nueva parte en el menú que dice añade tu primera parte y se proporciona el nombre de estructura. Ahora se añade la categoría, Radian da a elegir entre distintas categorías como; Estructural, electrónico, sensor, placa, antena o desconocido, en este caso, la parte es estructural. También se puede añadir el peso de la parte si es conocido, y, por último, se coloca su posición y la orientación.

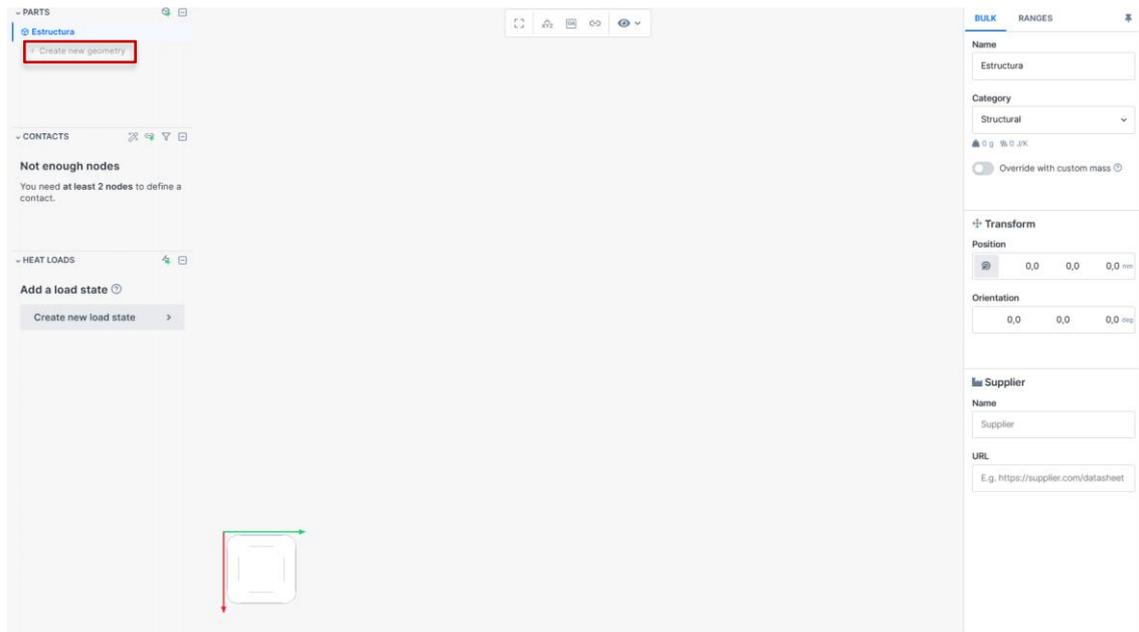


Figura 51. Parte creada.

A continuación, se clic en crear nueva geometría, se le da un nombre y se elige el tipo de forma deseada, también se pueden crear nodos a los que se le pueden dar parámetros como peso, densidad, etc... y gracias a esto se pueden simular elementos como fluidos.

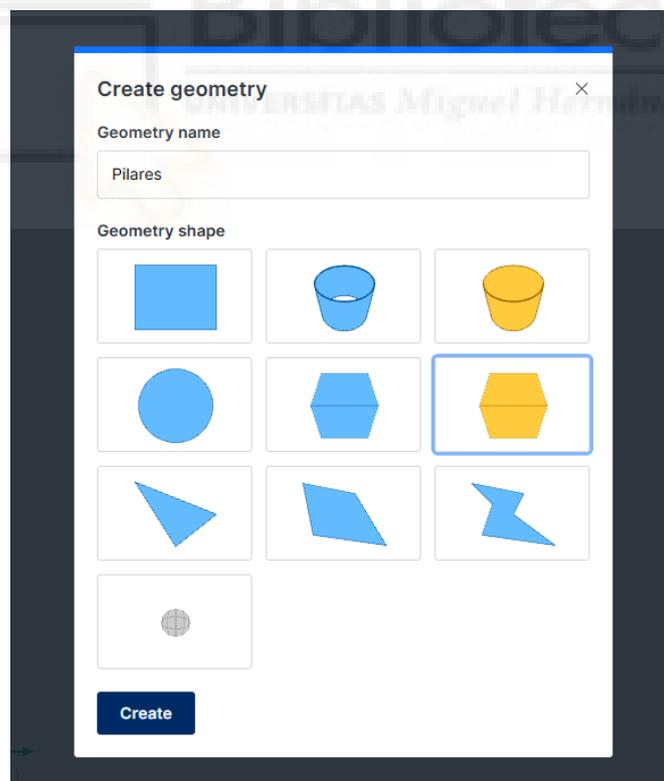


Figura 52. Crear geometría Radian.

Para nuestro caso se elige la geometría cúbica sólida y se va a comenzar modelando los cuatro pilares de la estructura, ya que es el exterior del satélite y sobre lo que se montarán el resto de los elementos, estos limitan las medidas del satélite, proporcionan la rigidez y resistencia necesarias para soportar las cargas mecánicas.

Para modelarlos, se ha partido del modelo CAD 3D en Autodesk Inventor, proporcionado por la empresa Emxys y se han medido las distancias entre los pilares en el entorno de dibujo (*Figura 53*).

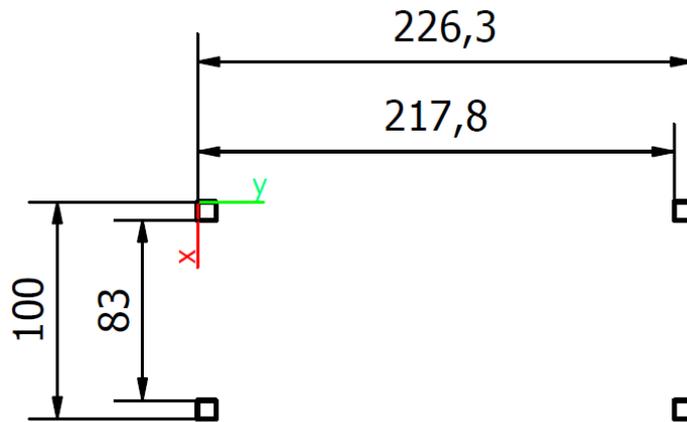


Figura 53. Cotas pilares.

Con estas distancias se modelan los pilares, que estos serán barras cuadradas compactas de 8,5x8,5x366mm, los ejes pintados en la *Figura 53* marcan el origen 0,0 que se usa en el programa.

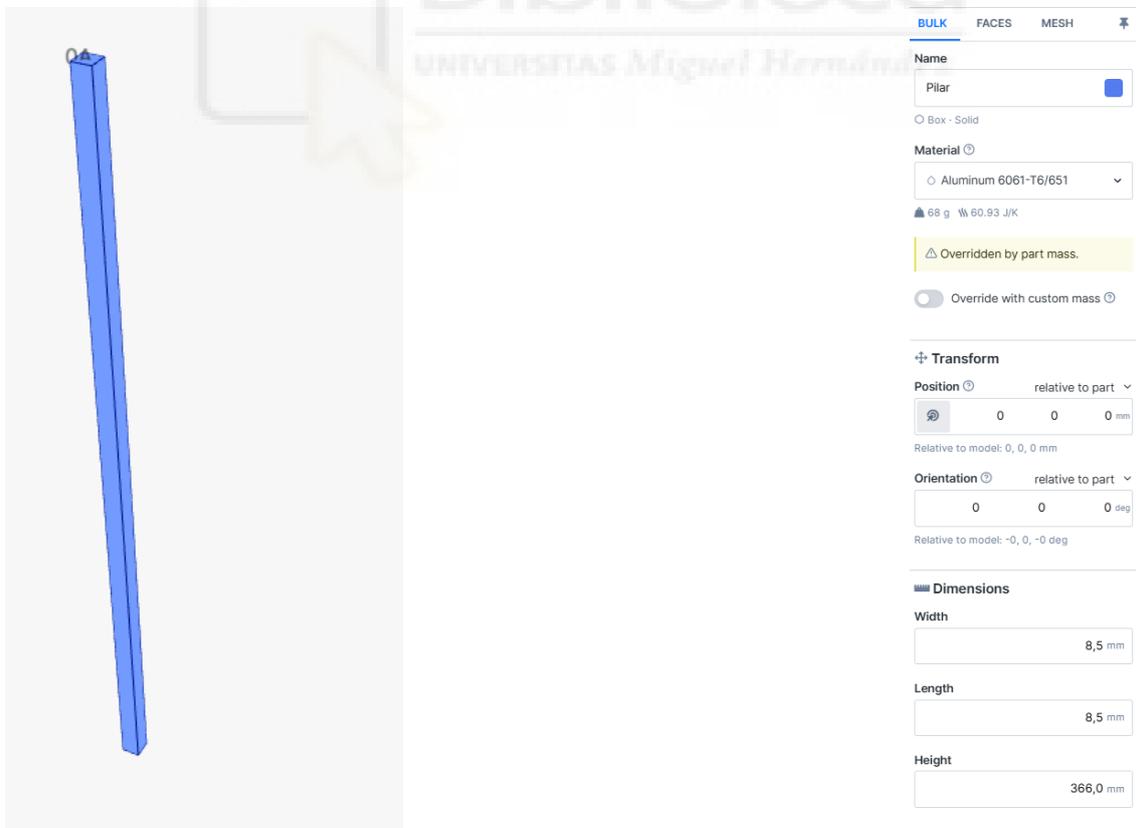


Figura 54. Pilar modelado.

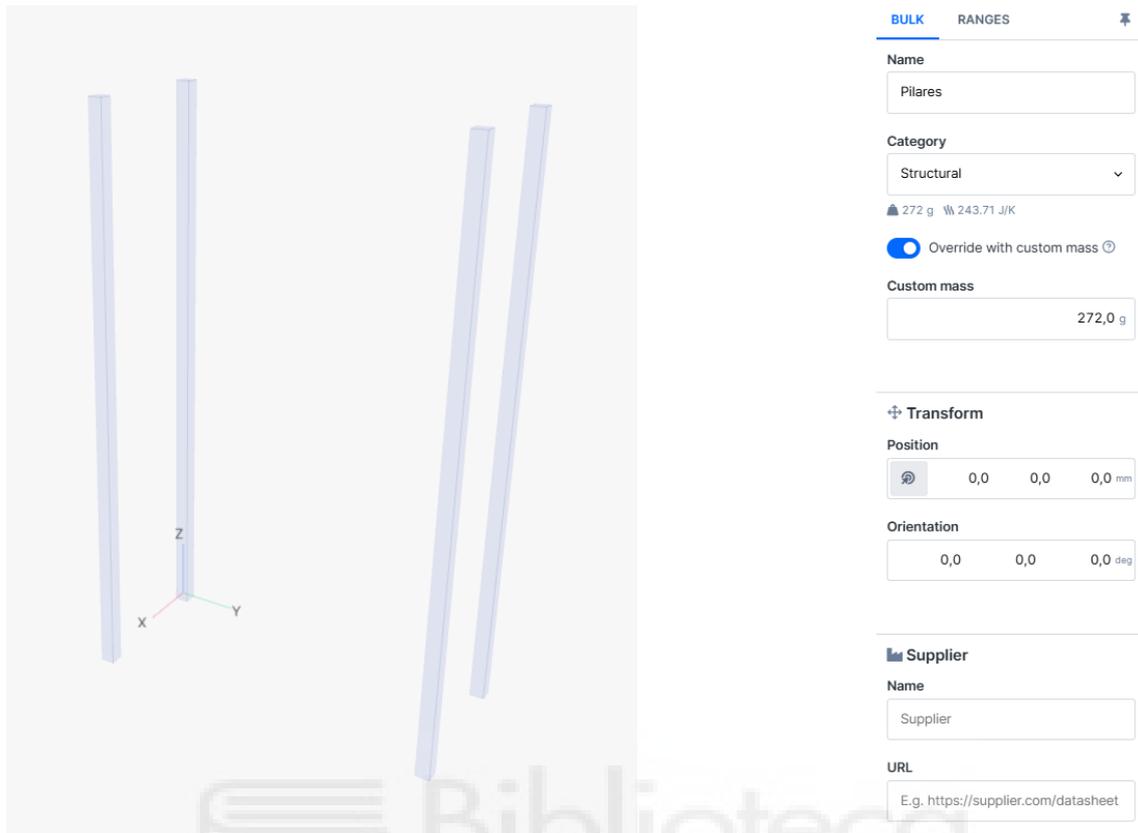


Figura 55. Parte pilares.

Al conocer la masa real de estos pilares, como ya se ha mencionado antes, Radian permite sobreponerla a la que tendría calculada con la densidad del material y geometría modelada, de esta forma se tendrán los valores de las piezas reales que se disponen en el laboratorio y se consigue un resultado con más exactitud.

Seguido a esto, se van a diseñar los anillos de la estructura, para ello se crea una nueva parte, llamada anillos y se modelan estos partiendo de los pilares. Como ya se dispone de los pilares modelados, lo que se ha realizado es crear unas barras de sección rectangular que unen los pilares formando la estructura interna, se han modelado en función a la sección en contacto con los elementos en la estructura real, para nuestro caso se han usado perfiles rectangulares de sección 25mm^2 (ver *Figura 56*). En estos anillos es donde se apoyarán los subsistemas en forma vertical formando stacks y donde se atornillarán los paneles en las caras exteriores del satélite.

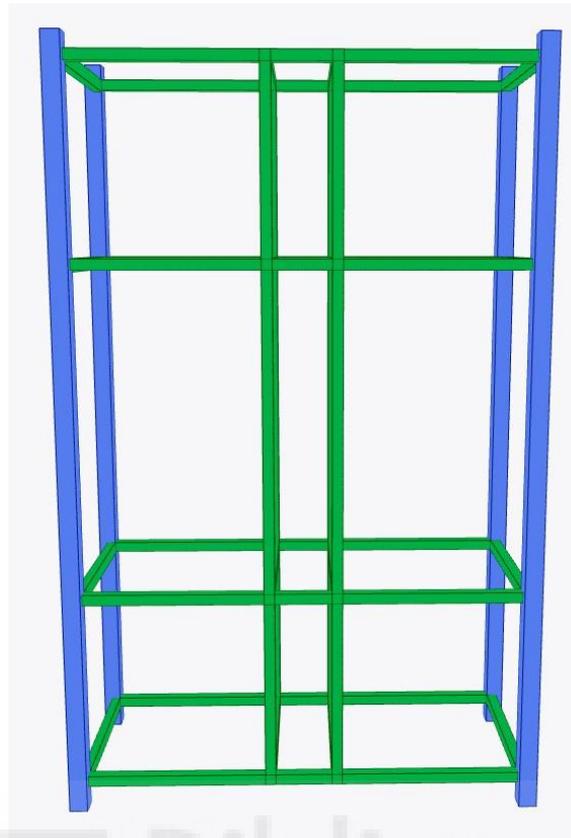


Figura 56. Estructura CubeSat.

La estructura ya estaría terminada, seguidamente se crean nuevas partes y se modelan los subsistemas del CubeSat, aunque el objetivo del análisis es estudiar el comportamiento del EPS se necesita modelar el resto de los subsistemas para evaluar las pérdidas de calor en el satélite, estos se representan como cubos de FR4, las medidas variarán en función del peso y tamaño del subsistema. Los volúmenes pensados para cada subsistema se definen en la *Tabla 9*.

Tabla 9. Volúmenes subsistemas.

Subsistemas	Volumen (mm)	Volumen (U)
ADCS/OBS	100 x 100 x 50	0,5
PAYLAOD	100 x 100 x 200	2
EPS	100 x 100 x 100	1
PS	100 x 100 x 150	1,5
CS	100 x 100 x 100	1

Se va a comenzar modelando el EPS, ya que es el principal subsistema a estudiar y en el que se tienen que modelar los distintos componentes. Nuestra EPS consta principalmente de cuatro PCB's y una caja donde irán alojadas las celdas de las baterías que alimentan nuestro sistema (*Figura 57*). Estas partes irán unidas a través de unos pasadores cilíndricos compactos formando así un stack.

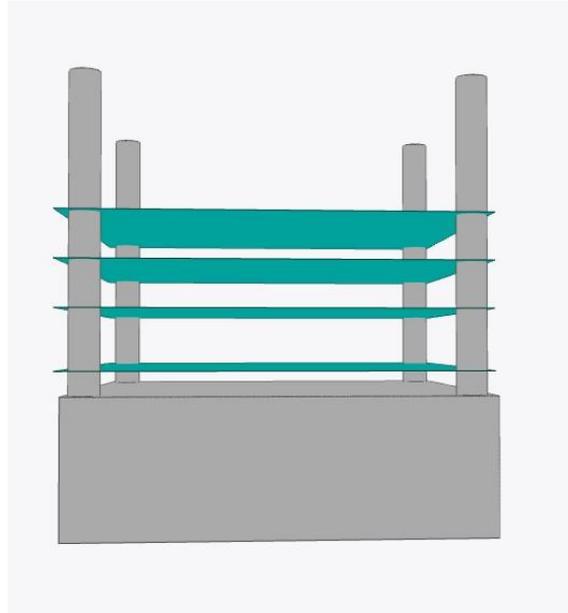


Figura 57. Stack EPS.

Las PCB's que lleva incorporadas son BMS, SAR, SAR II, PDU y Backplane colocada en vertical llegando hasta el CS (Communication system), para el modelo hemos tenido que dividirla en dos manteniendo la misma superficie. (ver *Figura 58*).

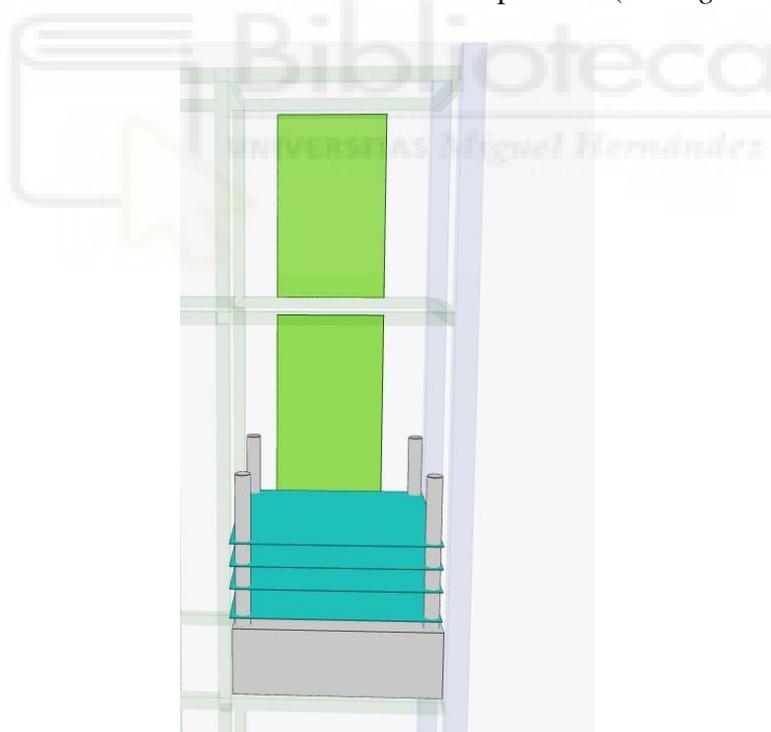


Figura 58. PCB vertical.

La caja de las baterías es un prisma rectangular de medidas 87x87x28mm y cuenta con un espesor de 3mm asemejándose lo más posible al modelo diseñado y mandado a fabricar. Dentro están las cuatro celdas de baterías de Samsung (*Figura 59*).

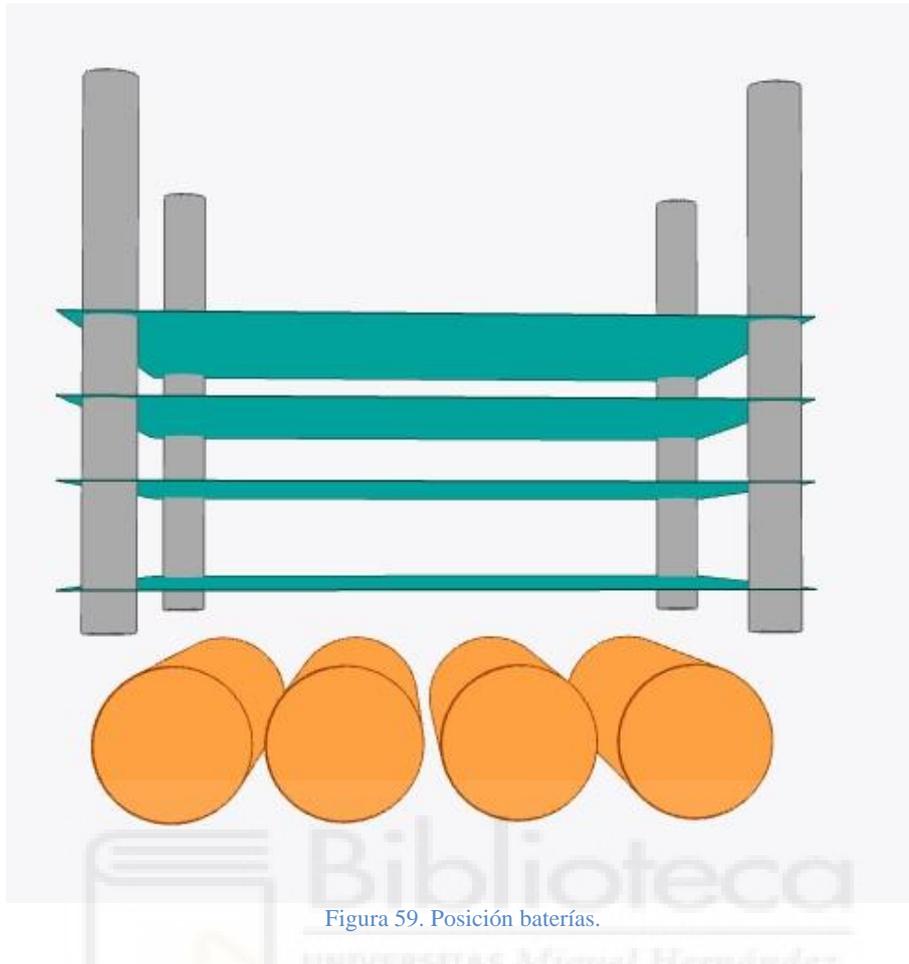


Figura 59. Posición baterías.

Para el resto de los subsistemas, se ha realizado una aproximación del peso y el volumen utilizando representaciones simplificadas en forma de cubos, sobre los cuales se han colocado las PCB's correspondientes a los respectivos subsistemas. En el caso del CS, se ha modelado de manera simplificada como una única PCB, ocupando un volumen de 1U, tal como se muestra en la *Figura A*. En cuanto al ADCS, se ha decidido combinarlo con el OBS, ocupando un volumen total de 1U entre ambos subsistemas, lo que incluye un total de dos PCB's, como se puede observar en la *Figura B*. Por otro lado, el subsistema de Payload, aunque originalmente tiene un presupuesto de volumen limitado a 1U dentro de las especificaciones generales para el satélite, ha sido modelado como un volumen mayor debido a la necesidad de incorporar diversos elementos. Este subsistema puede incluir cámaras, radares, antenas y su correspondiente sistema electrónico, lo cual requiere un mayor espacio, tal como se ilustra en la *Figura C*. Finalmente, en el sistema de propulsión, hemos modelado dos propulsores ubicados en la parte inferior del satélite, con sus respectivas toberas, como se puede ver en la *Figura D*. Esta configuración ha sido diseñada teniendo en cuenta tanto los requerimientos funcionales como las limitaciones de espacio en el satélite.

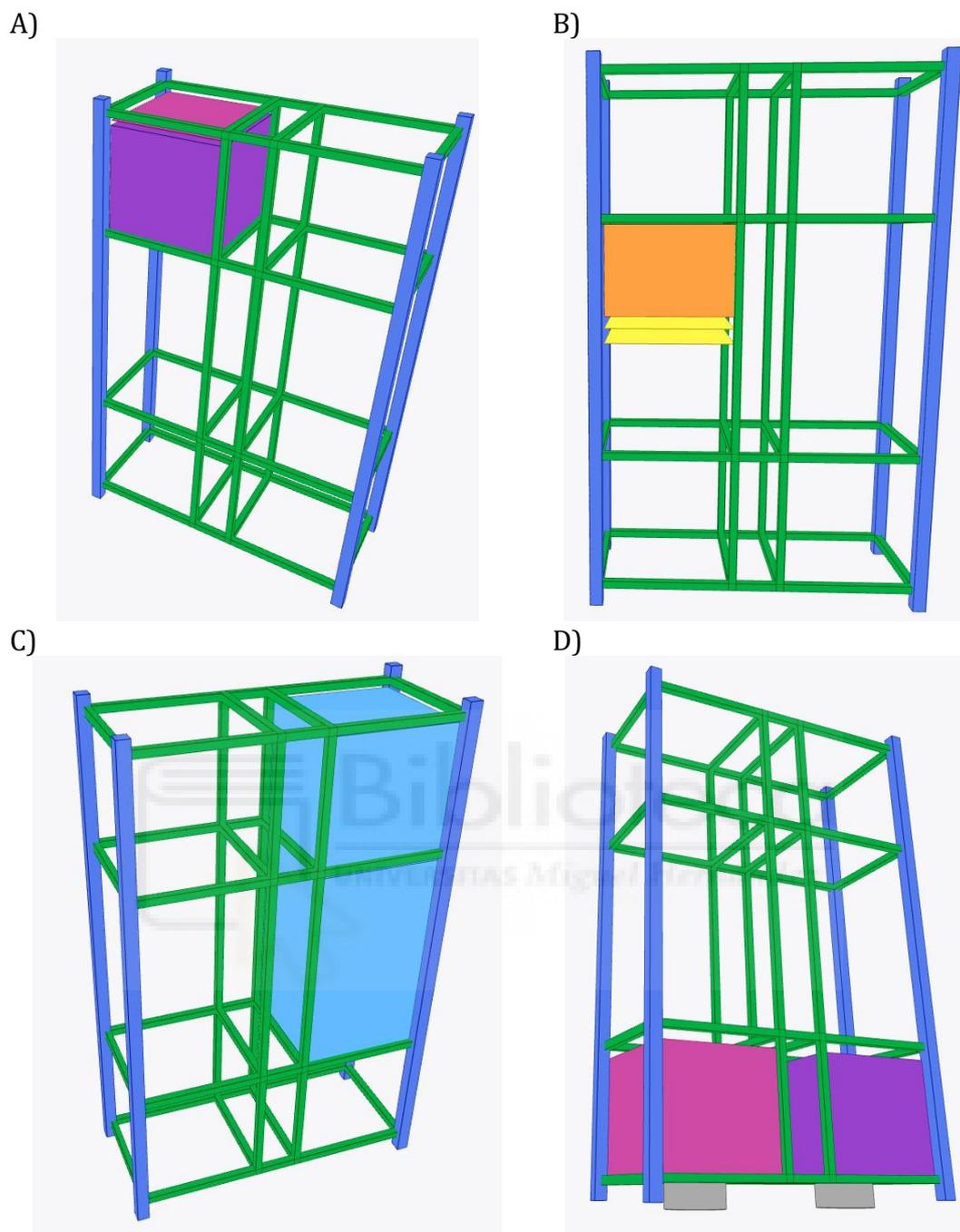


Figura 60. Volumen ocupado por los distintos subsistemas.

Esquema de los distintos subsistemas y el volumen que ocupan dentro de la estructura de forma individualizada en la que:

- A: CS
- B: ADCS/OBS
- C: Payload
- D: PS

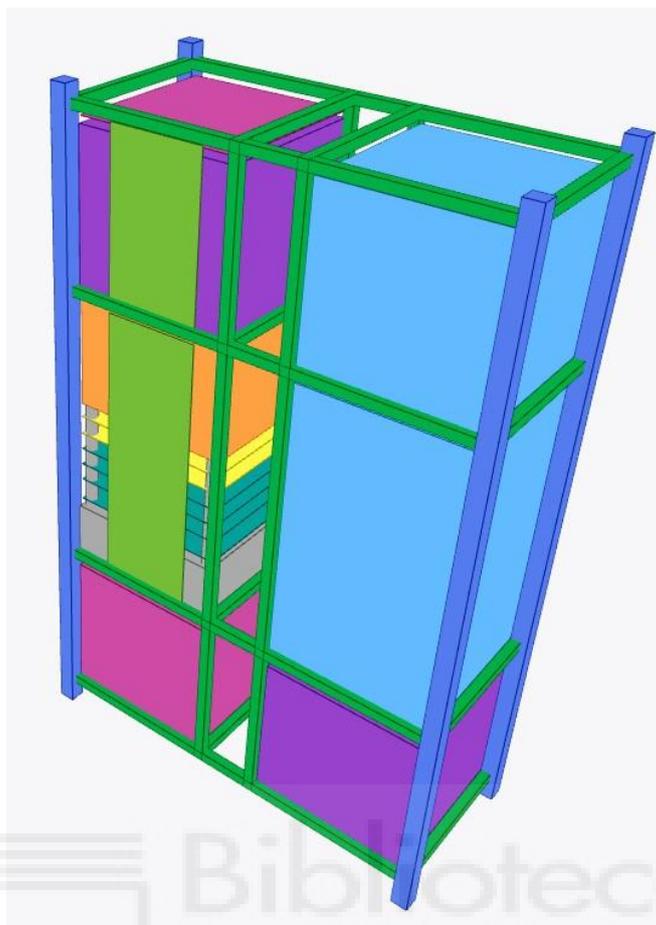


Figura 61. Estructura con todos los subsistemas.

Por último, para terminar con el modelo ya solo queda cerrar los laterales del CubeSat con los paneles de FR4.

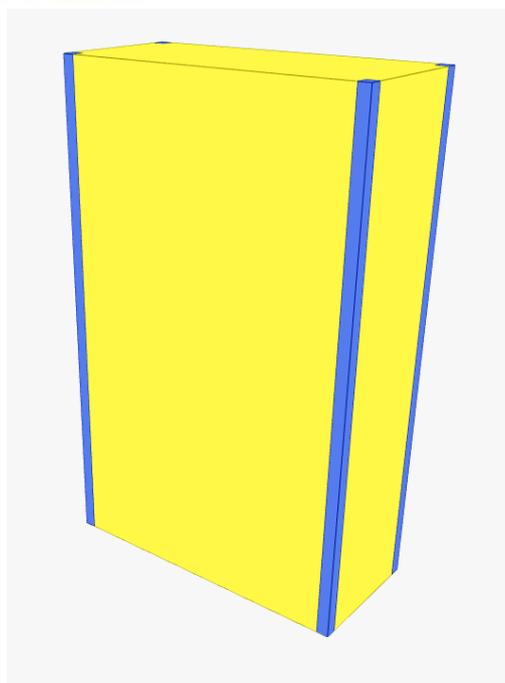


Figura 62. Paneles CubeSat.

Con el propósito de tener más información sobre el comportamiento de los distintos elementos durante la órbita se ha optado por añadir las celdas solares de los paneles y una antena, de esta forma podremos saber el flujo de radiación solar y distintos datos en cada celda.

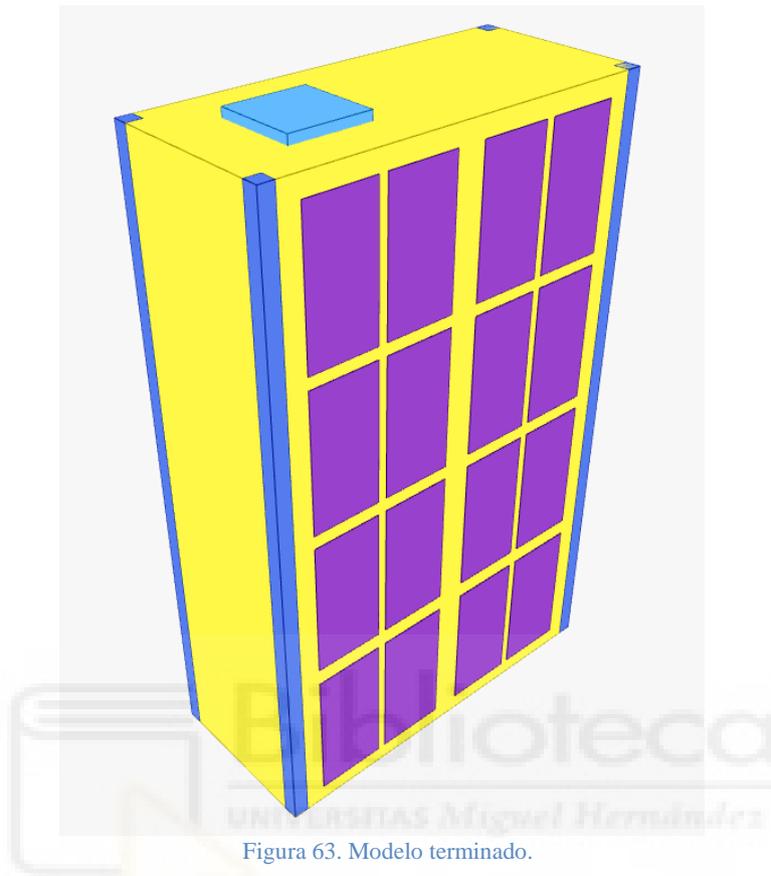


Figura 63. Modelo terminado.

Con el modelo terminado, Radian nos proporciona un banco de información como los materiales, las masas, la capacitancia e información de la superficie. Los materiales usados ya fueron mencionados y descritos con sus propiedades en el *Capítulo 3*.

<input type="checkbox"/> Mass budget <input type="checkbox"/> Capacitance budget <input checked="" type="checkbox"/> Bill of materials <input type="checkbox"/> Bill of surfaces	
ENTITY	MATERIAL
<input checked="" type="checkbox"/> ADCS / OBS	
<input type="checkbox"/> PCB (Copy)	*** C ₁ FR-4 (glass-reinforced epoxy)
<input type="checkbox"/> PCB	*** C ₂ FR-4 (glass-reinforced epoxy)
<input type="checkbox"/> ADCS	*** C ₃ FR-4 (glass-reinforced epoxy)
<input checked="" type="checkbox"/> PAYLOAD	
<input type="checkbox"/> PL	*** C ₄ FR-4 (glass-reinforced epoxy)
<input type="checkbox"/> PL 2	*** C ₅ FR-4 (glass-reinforced epoxy)

Figura 64. Lista de materiales Radian.

La masa de los distintos elementos del satélite afecta directamente a la transmisión de calor de forma directa en aspectos como inercia térmica, capacidad calorífica y conductividad térmica. Por lo tanto, es importante que sea lo más aproximada posible, de manera que las masas que sean conocidas serán sustituidas en el software ya que Radian nos da esta posibilidad.

Tabla 10. Masas conocidas.

Elemento	Peso (g)
Pilares	272
Anillos	267,5
Caja	238
Paneles	165
Baterías	188

ENTITY	MASS
ADCS / OBS	844.75
PCB (Copy)	21.39
PCB	21.39
ADCS	801.98
PAYLOAD	3141.07
PL	2004.94
PL 2	1136.13
CS	1090.69
PCB	21.39
CS	1069.30
Pilares	272 CUSTOM MASS

Figura 65. Lista de masas Radian.

Por otro lado, se han creado dos modelos más para las otras pruebas que se van a realizar, se cuenta con un modelo en el que se ha diseñado solo la caja de las baterías y las celdas para poder realizar un estudio específicamente de estos elementos.

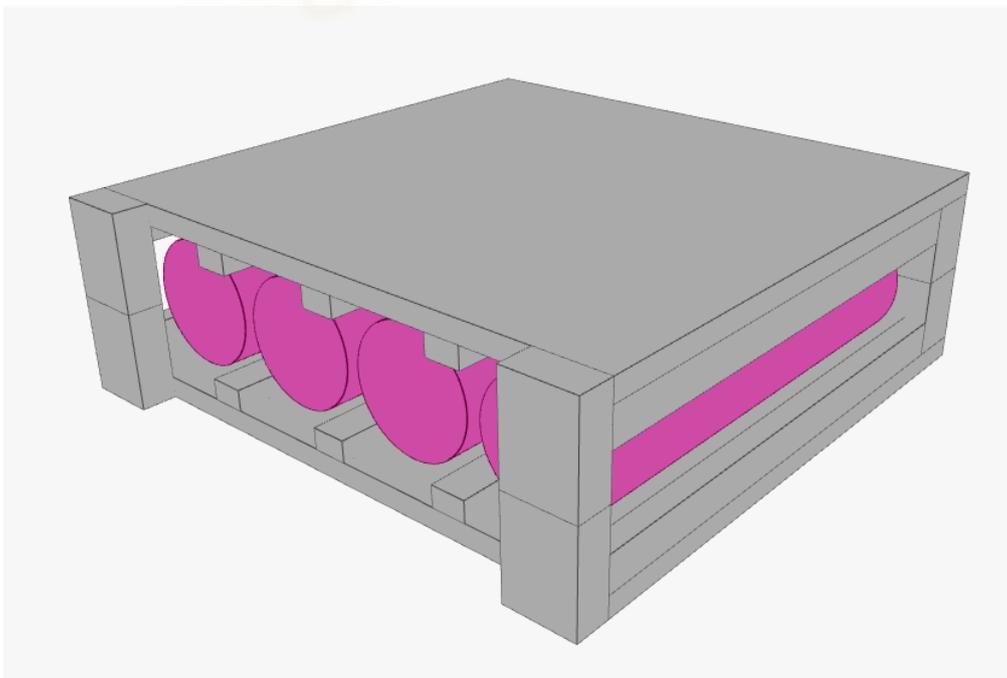


Figura 66. Modelo caja baterías.

Alternativamente también se cuenta con un modelo del subsistema EPS diseñado para la realización de las pruebas en el TVAC.

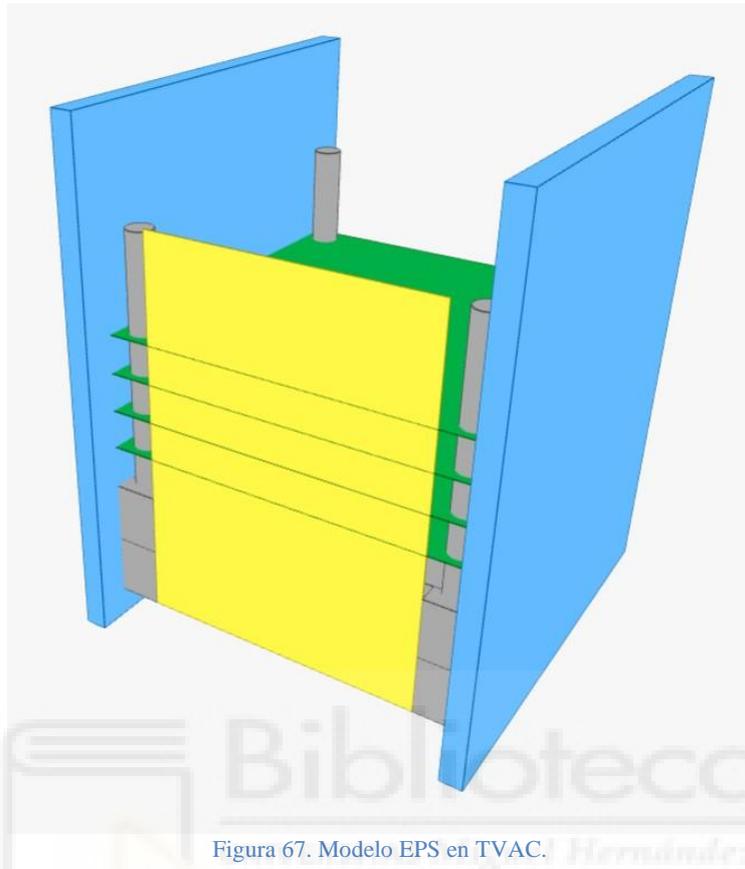


Figura 67. Modelo EPS en TVAC.

4.1.2 Contactos

Es importante definir los contactos de nuestro modelo, ya que estos definen como se distribuye la transferencia de calor en el satélite, como ya fue explicado en el *Marco Teórico* en el *Capítulo 2*, para nuestro modelo se ha usado una aproximación, del libro “Spacecraft Thermal Control Handbook” del autor *David G. Gilmore*, de $500\text{W}/(\text{K}\cdot\text{m}^2)$ para uniones sin atornillar y $1000\text{W}/(\text{K}\cdot\text{m}^2)$ para uniones atornilladas.

Se ha definido como contacto toda superficie que esté en contacto con otra, además el software tiene una herramienta para autodetectar los contactos, pero podemos definirlos de la siguiente forma:

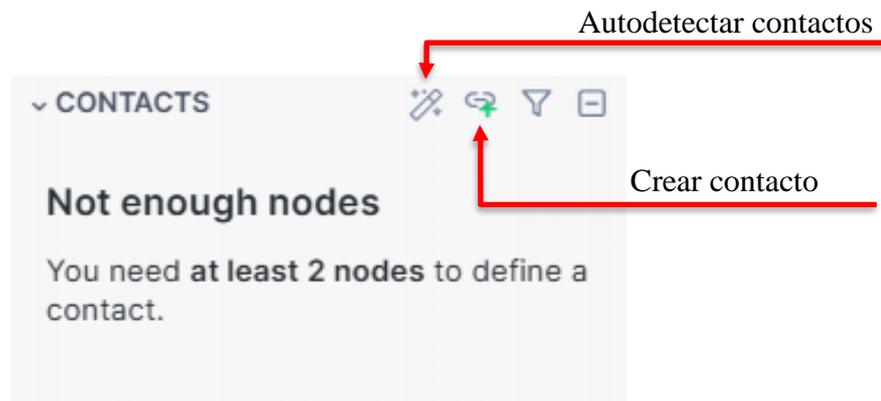


Figura 68. Contactos

BULK 

Name

Node 1

Node 2

Conductance 

Figura 69. Crear contacto.

Para crear el contacto hay que seleccionar las dos superficies en contacto y añadirle un valor de conductancia. Realizamos todos los contactos para el modelo del satélite y para el modelo de la caja de baterías, una vez añadido todos los contactos nos queda una red de la siguiente forma:

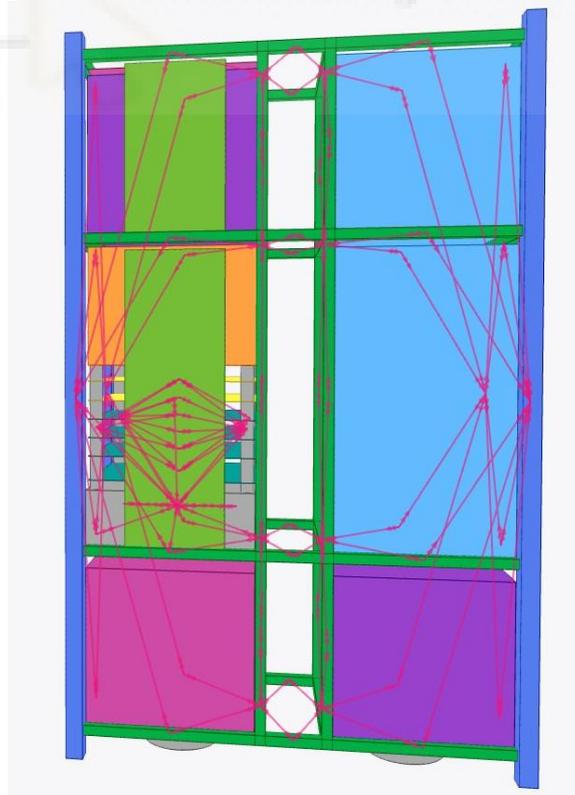


Figura 70. Red de contactos satélite.

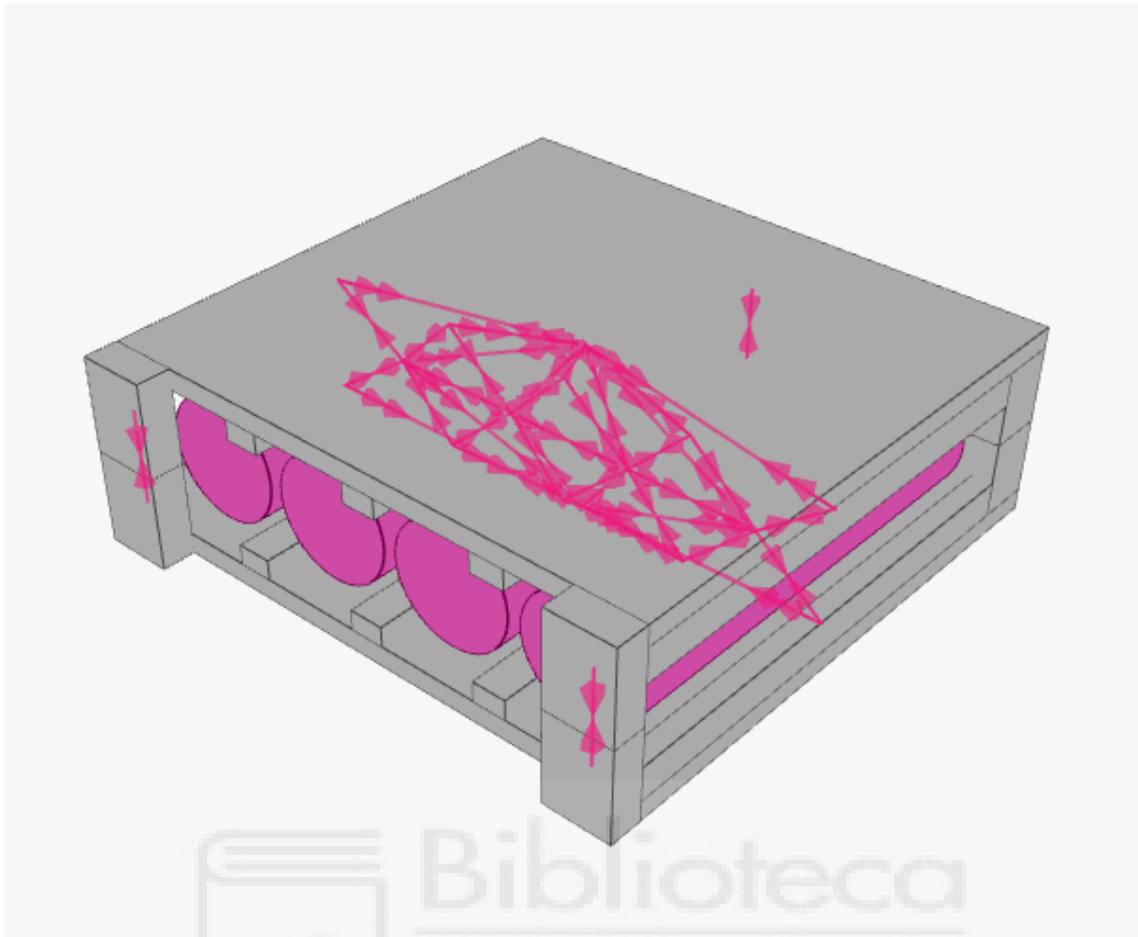


Figura 71. Red de contactos caja baterías.

4.1.3 Cargas

Las cargas definen el flujo de calor interno de nuestro satélite y dependen de los subsistemas y de sus modos de funcionamiento. Para nuestro proyecto se estudian dos misiones, Marte y Apophis. Las pérdidas de los subsistemas son las producidas por el efecto Joule, que están estimadas en un 15% de la potencia de los componentes. El consumo de los componentes no es constante en muchos subsistemas así que se ha realizado un cálculo medio de la energía consumida por estos para cada misión. Se realizan estos cálculos con los presupuestos de potencia de la nota técnica TN1 “Coolusat misión specifications”. Se calcula el consumo medio y la energía obtenida por los paneles fotovoltaicos.

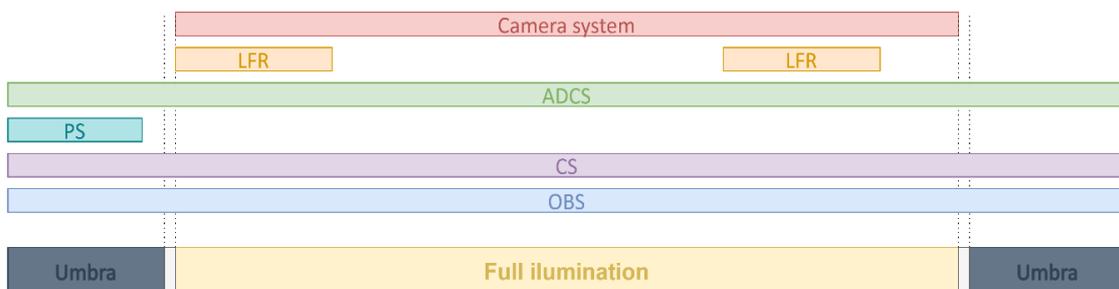


Figura 72. Periodo orbital de funcionamiento de los subsistemas.

Para Marte:

		Max. Power	Time	Idle Power	Time	Average
OBS		1 W	3486 s	0,65 W	3486 s	0,825 W
CS		5,888 W	1394 s	2,3575 W	5577 s	3 W
ADCS		20 W	100 s	0,05 W	6972 s	0,333 W
PS		25 W	350 s	3,5 W	6662 s	3,6 W
PAYLOAD	LFR	50 W	540 s	0 W	0 s	4 W
	Camera	1,3 W	15 s	0,38 W	3491 s	0,2 W

Con una media total de potencia de 14,35W, con un factor del 20% de margen de seguridad, este valor se compara con la generación de potencia por parte de los paneles para 16 celdas en serie y 4 strings. Para ello se necesita calcular el coeficiente de temperatura de la potencia máxima de un dispositivo por unidad de área (ΔP_m), que representa cuánto disminuye (o aumenta, aunque generalmente disminuye en celdas solares) la potencia máxima que puede generar una célula solar por cada grado Celsius que aumenta su temperatura.

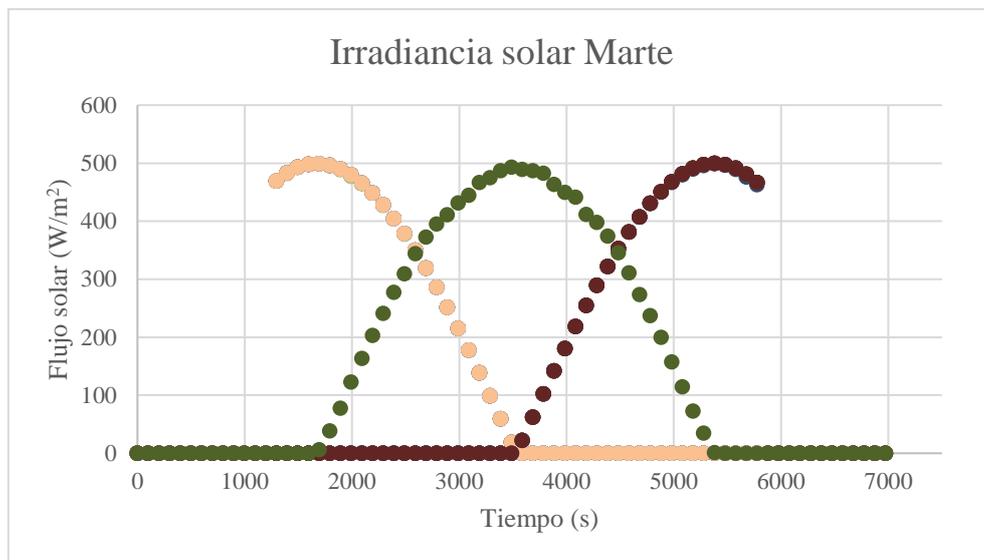
$$\Delta P_m = \frac{\Delta P_m}{\Delta T} \cdot T \cdot A \tag{24}$$

$$P = A \cdot G \cdot \eta - \Delta P_m \tag{25}$$

Tabla 11. Valores potencia generada Marte.

Área (m ²)	Irradiancia (W/m ²)	Eficiencia (%)	$\Delta P_m/\Delta T$ ($\mu\text{w}/\text{cm}^2/^\circ\text{C}$)	ΔP_m (W)	Instant power (W)
0,2048	448,3854	29	-77,8	5,5289	21,584

El valor de la irradiancia (G) escogido es el promedio de la irradiancia de los paneles durante el periodo de iluminación, calculado a través de la gráfica de la irradiancia solar en los paneles durante la órbita con todos los valores y realizando un promedio. Estas gráficas de irradiancia son extraídas directamente de los resultados del software para las órbitas configuradas.



Gráfica 1. Irradiancia solar Marte.

Para Apophis:

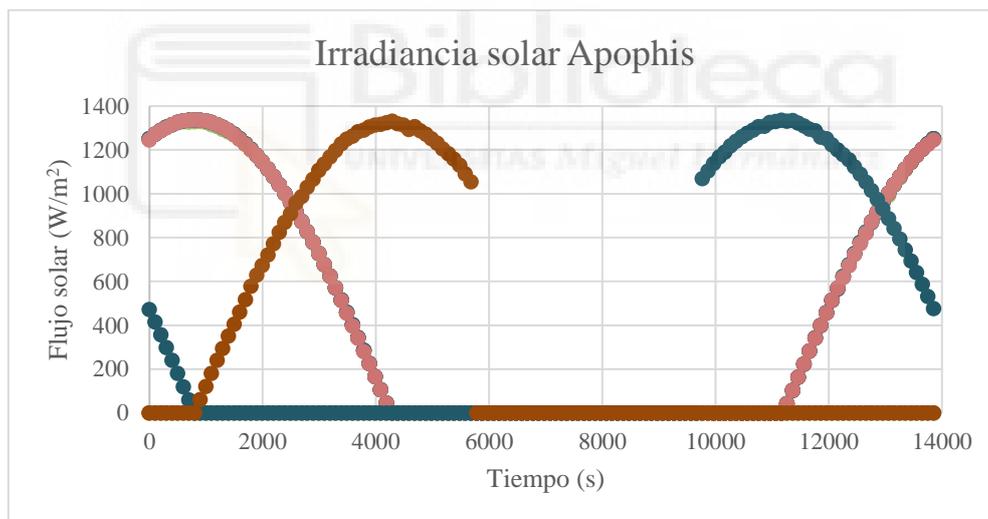
		Max. Power	Time	Idle Power	Time	Average
OBS		1 W	6926 s	0,65 W	6926 s	0,825 W
CS		5,888 W	4617 s	2,3575 W	9235 s	3,5 W
ADCS		20 W	100 s	0,05 W	13753 s	6,7 W
PS		25 W	36 s	3,5 W	13507 s	11,75 W
PAYLOAD	LFR	50 W	5400 s	0 W	0 s	16,66 W
	Camera	1,3 W	15 s	0,38 W	9816 s	0,7 W

Con una media total de potencia de 48,1 W con un factor de seguridad del 20%, a continuación, vamos a ver la generación de potencia por parte de los paneles para 16 celdas en serie y 4 strings.

Tabla 12. Valores potencia generada Apophis.

Área (m ²)	Irradiancia W/m ²	Eficiencia	$\Delta P_m/\Delta T$ ($\mu\text{w}/\text{cm}^2/^\circ\text{C}$)	ΔP_m (W)	Instant power (W)
0,2048	1195,61	0,290	-77,8	-5,21	77,44

Por lo tanto, para Apophis en las condiciones estudiadas los paneles proporcionaran una potencia de 77,44W.



Gráfica 2. Irradiancia solar Apophis.

Las cargas que se colocan en nuestro análisis serán las pérdidas de los distintos subsistemas cuando están operando y son las siguientes:

Tabla 13. Cargas en Marte.

Elemento	Tipo de carga	Valor	Perpetua
Batería	Heater	1 W (0,25 W por heater)	Si
Batería	Pérdidas	0,085 W	Si
Payload	Pérdidas	0,675 W	No
CS	Pérdidas	0,465 W	No
ADCS/OBS	Pérdidas	1,5 W	No
PS	Pérdidas	0,225 W	No
EPS	Pérdidas	0,6 W (0,15 W por PCB)	Si

Tabla 14. Cargas en Apophis.

Elemento	Tipo de carga	Valor	Perpetua
Batería	Heater	1 W (0,25 W por heater)	Si
Batería	Pérdidas	0,085 W	Si
Payload	Pérdidas	2,16 W	No
CS	Pérdidas	0,53 W	No
ADCS/OBS	Pérdidas	0,15 W	No
PS	Pérdidas	0,5 W	No
EPS	Pérdidas	0,6 W (0,15 W por PCB)	Si

Para el modelo de la caja de baterías nuestras únicas cargas son los heaters y las pérdidas de las baterías. Para el caso del TVAC las cargas son las pérdidas del subsistema EPS, los heaters y las pérdidas de las baterías.

Para definir la carga, se clic en crear carga y se tiene que seleccionar la parte donde va a estar situada y se le añade un nombre.

Create load state ×

Part

Select a part from the model ▼

State name

E.g. Idle, Peak, Average...

Create

Figura 73. Crear carga.

Hay que definir si la carga está aplicada en todo el grupo, en una geometría en particular o en un nodo, posteriormente se añade la carga deseada y su tipo, estas pueden ser estáticas, calentadores o enfriadores.

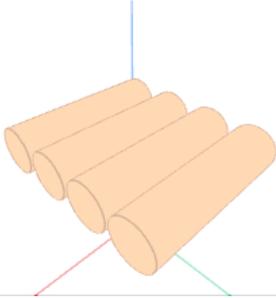
Create load
×

Target type ⓘ

Entire part (Baterías) ▼

Selected target ⓘ

Entire part (Baterías)



Heat load

Heat load w

Load type ⓘ

Static

Heater

Cooler

Create

Figura 74. Definir carga.

Si la carga es tanto heater, como cooler hay que definir donde actúa, su modo de funcionamiento, y el rango de temperaturas en el que funcionará, así como su punto de activación y apagado si tuviese.

Load type ⓘ

Static

Heater

Cooler

Reference nodes ⓘ

Select nodes ▼

Trigger method ⓘ

Average temperature ▼

Enable point ⓘ

Temperature °C

Set a higher disable point ⓘ

Disable point

Temperature °C

Create

Figura 75. Carga tipo heater.

4.1.4 Escenario

Ahora, con el modelo ya creado y con sus cargas, se tiene que definir el escenario.

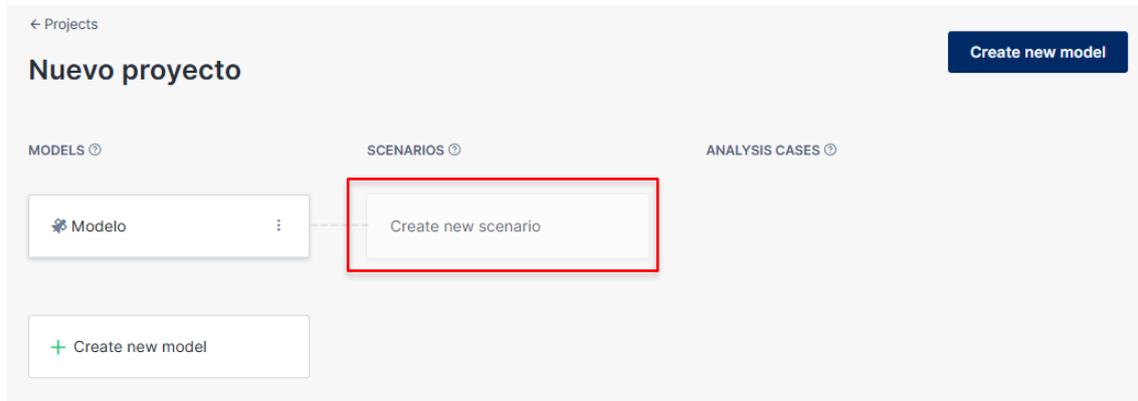


Figura 76. Crear escenario.

Existen dos tipos, misión y entorno cerrado. La misión es un escenario en el que se orbita un cuerpo con las condiciones de entorno que define la órbita escogida, mientras que en un entorno cerrado se definen las condiciones de entorno y se simula con los parámetros que se especifican. La misión se usa para el análisis del satélite orbitando Marte y Apophis, mientras que el entorno cerrado se usa para simular el modelo de la caja de las baterías y el subsistema EPS.

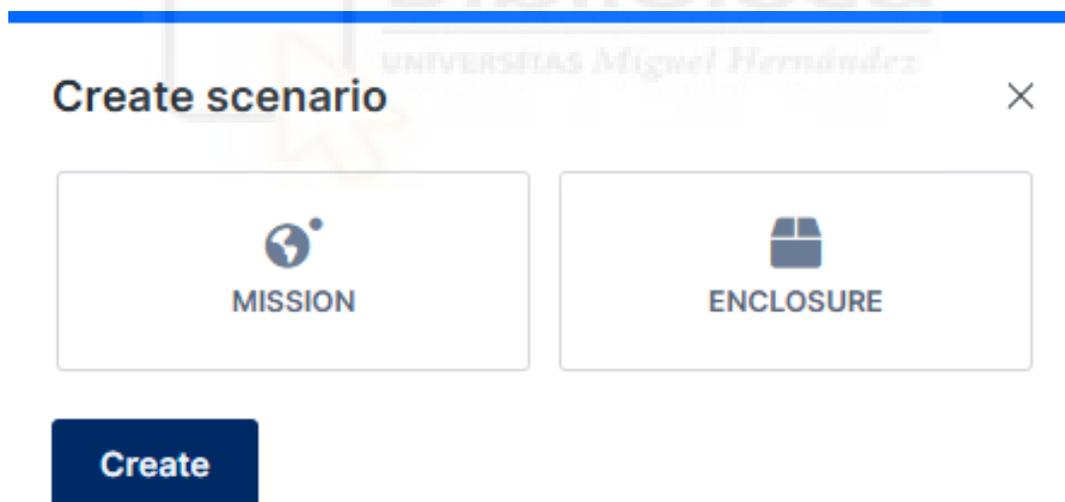


Figura 77. Tipos de escenario.

Se empieza a definir la misión seleccionando una órbita o creando una, lo mismo para la configuración de posición (Attitude) y se configura el punto de partida y la duración de la misión.

Start by inputting all the mission parameters

MISSION

Orbit

Select or create an orbit

Attitude configuration

Upload a file or pick an attitude model

Override solar constant

Lifespan

Epoch UTCG

Duration s

Step s

Figura 78. Definición de la misión.

Para crear una órbita, se comienza por seleccionar el cuerpo celeste alrededor del cual se desea que el objeto o satélite orbite. Una vez que se ha seleccionado el cuerpo central, el siguiente paso es determinar la distancia radial entre el centro del objeto y el satélite. Esta distancia es fundamental, ya que afecta directamente tanto la velocidad orbital como el tiempo que tarda el satélite en completar una órbita alrededor del objeto central. Además de esta distancia radial, existen otros parámetros que permiten modificar y ajustar la órbita según sea necesario, como por ejemplo, el ángulo de inclinación, que determina la inclinación del plano orbital con respecto al plano ecuatorial del cuerpo central, y la excentricidad, que define la forma de la órbita, es decir, cuán elíptica o circular es la trayectoria del satélite, también, la longitud del nodo ascendente, que define el ángulo de la intersección entre el plano orbital del satélite y el plano de referencia del cuerpo central. Este parámetro es esencial para determinar el lugar en el que la órbita cruza el plano de referencia. El argumento de periastro, por su parte, establece la posición de la órbita más cercana al cuerpo central, lo que influye en el punto donde la órbita alcanza su distancia mínima respecto al objeto que está siendo orbita. Finalmente, la anomalía, que puede ser de varios tipos (como la anomalía media, la anomalía excéntrica o la anomalía verdadera), se utiliza para describir la posición exacta del satélite a lo largo de su órbita en un momento determinado.

Create orbit ×

Orbit name

Body ?

Semimajor Axis	Eccentricity
<input type="text" value="SMA km"/>	<input type="text" value="0,0 -"/>
Inclination	Argument over Periapsis
<input type="text" value="0,0 deg"/>	<input type="text" value="0,0 deg"/>
Longitude of Ascending Node	True Anomaly
<input type="text" value="LAN deg"/>	<input type="text" value="0,0 deg"/>

Notes

Create

Figura 79. Creación de una órbita.

El siguiente paso es seleccionar una configuración de posición ya existente o, en caso necesario, crear una nueva. Una vez establecida dicha configuración, es fundamental definir con precisión los ejes de rotación, esta definición es clave para asegurar que los movimientos sean coherentes y controlados. Análogamente, se puede decidir si desea aplicar una rotación al satélite mismo, lo cual puede influir en el comportamiento dinámico del sistema.

Attitude configuration ×

Upload or select an attitude 0 s End s 🗑️

+

Rotate body frame ?

Save changes

Figura 80. Configuración de posición.

Para la posición se necesita definir el vector que apunta hacia el cuerpo y se puede restringir con la normal a la órbita o por velocidad y después alinear con el cuerpo. También se puede definir la rotación del satélite y si se quiere apuntar a algún cuerpo celeste con una de las caras del satélite, un claro ejemplo práctico de esto sería apuntar siempre al Sol en la cara en la que están las celdas fotovoltaicas.

Create attitude ×

Attitude name Biblioteca

Attitude name UNIVERSITAS Miguel Hernández

Constraint ?

Velocity ▼

Body alignment vector ?

1,0 0,0 0,0

Body constraint vector ?

0,0 0,0 1,0

Enable rotation around a given axis

Point model to a different body ?

Notes

Notes ↵

Create

Figura 81. Definición de posición.

En el caso del entorno cerrado, al crear ese escenario lo único que se define es un tiempo de simulación y una temperatura del entorno.

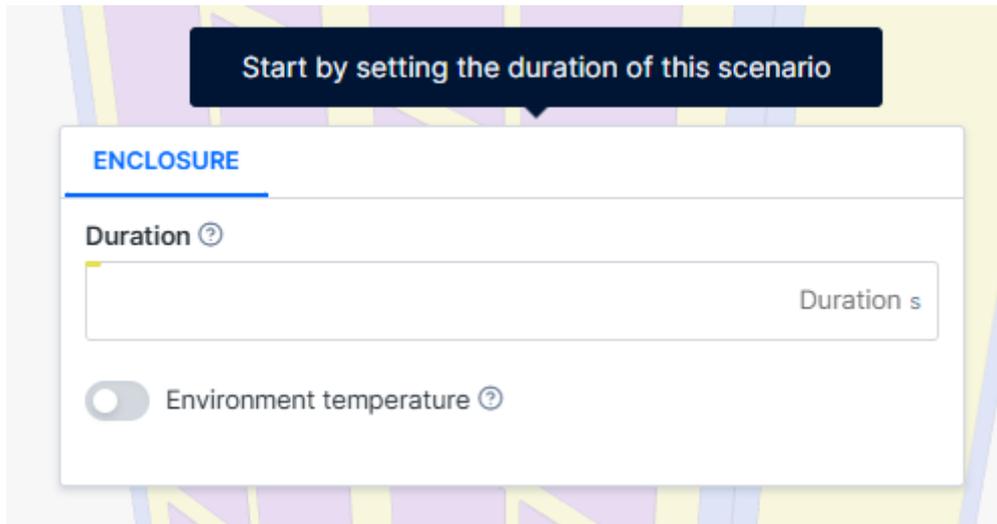


Figura 82. Creación entorno controlado.

4.1.5 Load events

Tanto la misión como el entorno cerrado necesita que se definan las cargas que van a tener lugar en la simulación, el periodo en que actuarán y por cuanto tiempo. Las cargas no perpetuas son aquellas que no funcionan durante todo el periodo orbital, a continuación, se definen los tiempos de funcionamiento de las distintas cargas para nuestros periodos orbitales.

- **PAYLOAD:** Funcionará en 4 tiempos, en el primer periodo LFR y la cámara operan a la vez, después solo LFR, luego vuelven a funcionar ambos y termina funcionando solo la cámara.

Tabla 15. Periodos de funcionamiento Payload.

Periodo	Marte	Apophis
	Tiempo (s)	
1	1195-2198	0-2135
2	2198-4670	2135-5780
3	4670- 5473	9966-12101
4	5473-5876	12101-13853

- **PS:** El sistema de propulsión funcionará un total de 400 segundos en un periodo orbital en Marte y un total de 1300 segundos para un periodo orbital en Apophis. Este solo funcionará en penumbra.
- **ADCS/OBS:** Funciona un total de 4681 segundos para una órbita marciana y la cantidad de 9966 segundos para una órbita alrededor de Apophis. Este subsistema está en funcionamiento siempre que haya luz solar.

Para crear el evento se selecciona primero la parte, en el apartado “State” se elige una de las cargas que tiene esa parte y, por último, se define la duración y modo de funcionamiento.

Create event ×

Part

Select a part from the model ▼

State

Select a part from above first ▼

Mode ?

CUSTOM **PERPETUAL** **PERIODIC**

ATTITUDE **ECLIPSE ONLY** **SUNLIT ONLY**

Create

Figura 83. Evento.

4.1.6 Casos de análisis

Una vez definido el escenario, se pasa a crear el caso de análisis en el que se define que tipo de análisis térmico se quiere realizar.

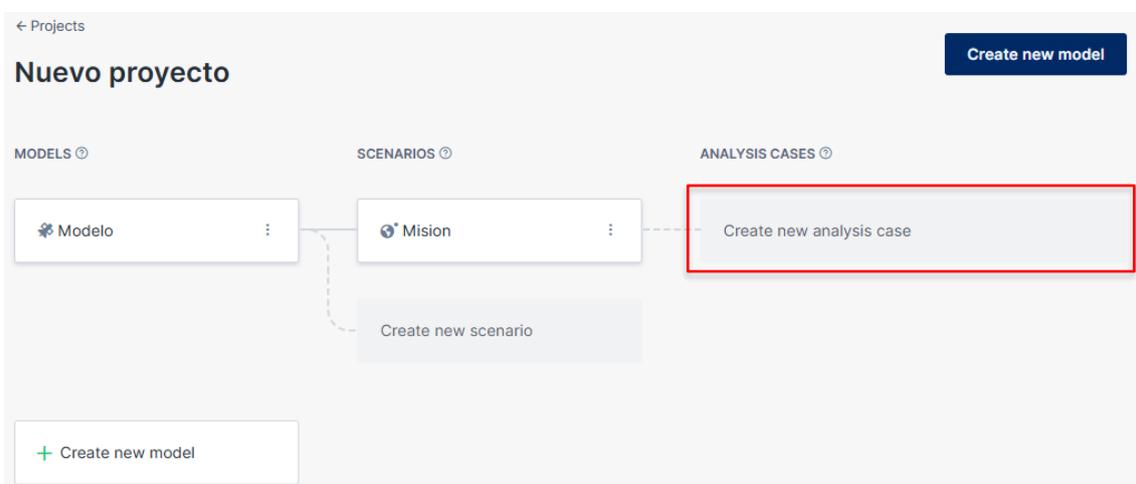


Figura 84. Creación caso de análisis.

El software proporciona la opción de elegir entre tres tipos de análisis; Transitorio, periódico o estacionario.

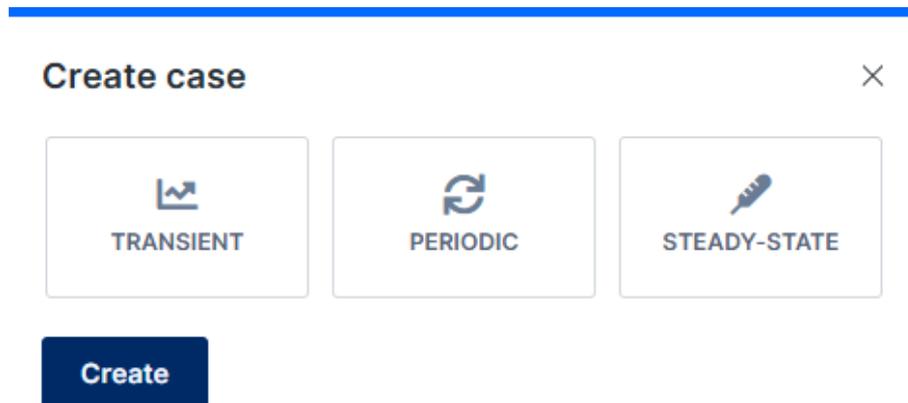


Figura 85. Selección tipo de caso.

El análisis transitorio estudia la evolución de las temperaturas con el paso del tiempo, el análisis periódico itera sobre una solución transitoria hasta obtener un resultado periódico y el análisis estacionario da el resultado a un tiempo exacto. Para este proyecto se trabaja con el análisis transitorio.

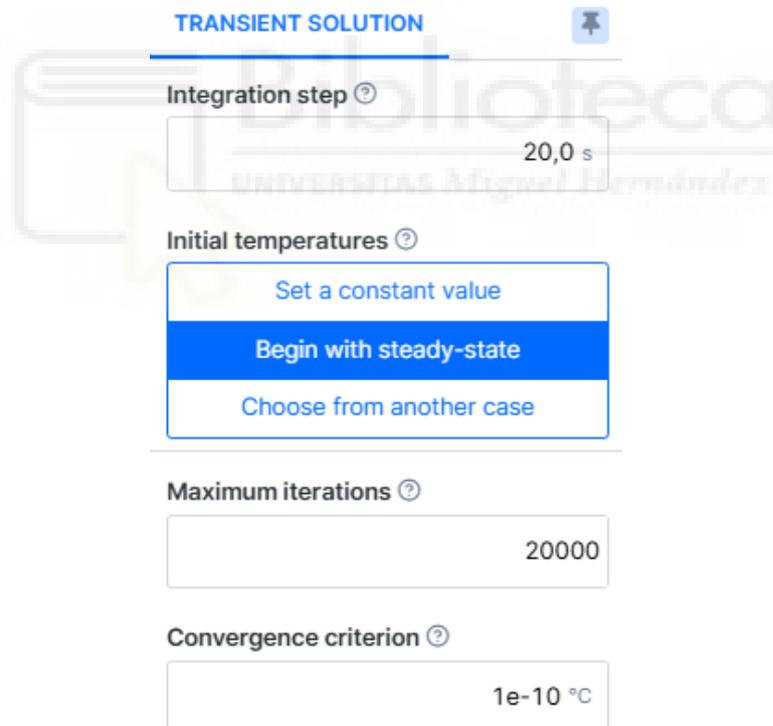


Figura 86. Análisis transitorio.

Para las misiones lo primero que se hace es un análisis transitorio desde la fecha proporcionada partiendo de un steady-state (estacionario) para una órbita completa y posteriormente se simulan más vueltas partiendo de esta, de esta forma se ve la variación de temperaturas en función de las orbitas. A continuación, se realiza un análisis periódico el cual representa las temperaturas una vez están estabilizadas.

TRANSIENT SOLUTION 

Integration step 

Initial temperatures 

Case 



Epoch 

Figura 87. Análisis transitorio partiendo de análisis anterior.

Por otro lado, para el modelo de la caja de baterías se ha creado un análisis transitorio que parte de una temperatura proporcionada que es la que simula la temperatura a la que está la cámara y se ve el cambio de temperatura con el paso del tiempo que será el tiempo que se quiera realizar la prueba en el laboratorio con la cámara real. Para el estudio del EPS utilizaremos el mismo caso.

4.2 Análisis realizados

4.2.1 Misiones

En Radian se ha simulado dos misiones; Marte y Apophis, para las cuales se han realizado 5 ciclos orbitales a cada cuerpo y un análisis para conocer las temperaturas una vez se estabilizan estas.

Para Marte se ha simulado la siguiente órbita:

Body 



Semimajor Axis

Eccentricity

Inclination

Argument over Periapsis

Longitude of Ascending Node

True Anomaly

Figura 88. Parámetros órbita Marte.

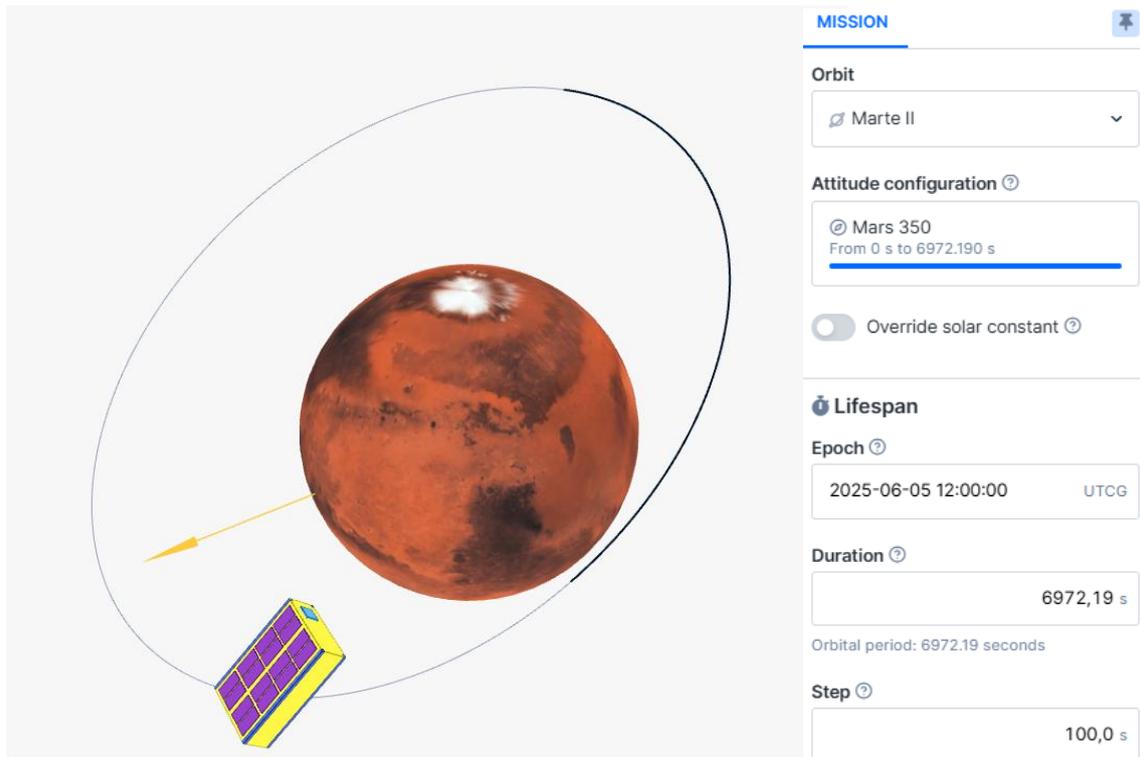


Figura 89. Posición orbital del satélite y especificación de la misión de Marte.

Los análisis se han realizado para la configuración de misión mostrada.

Para la misión de Apophis:

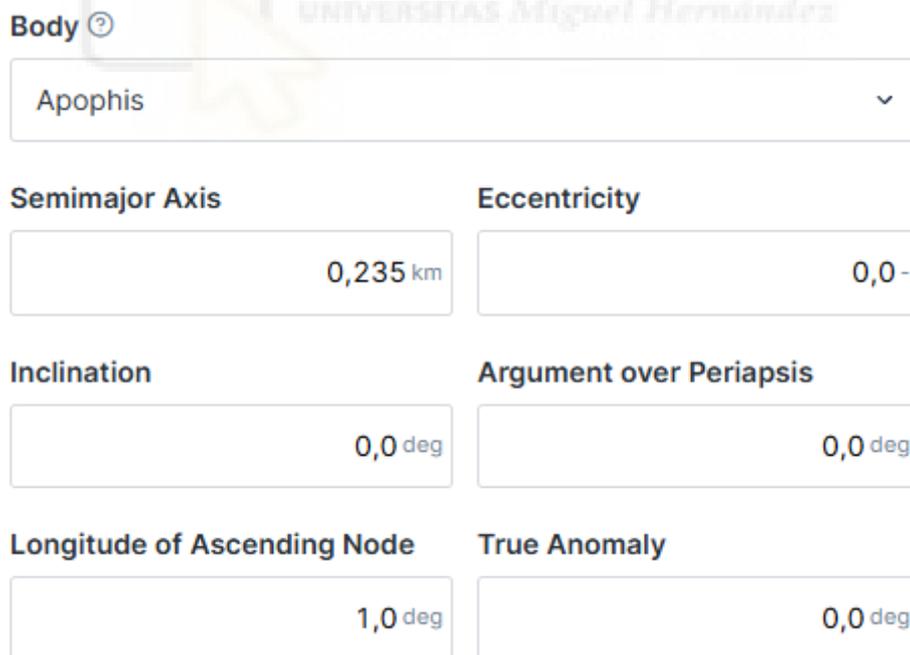


Figura 90. Parámetros órbita Apophis.

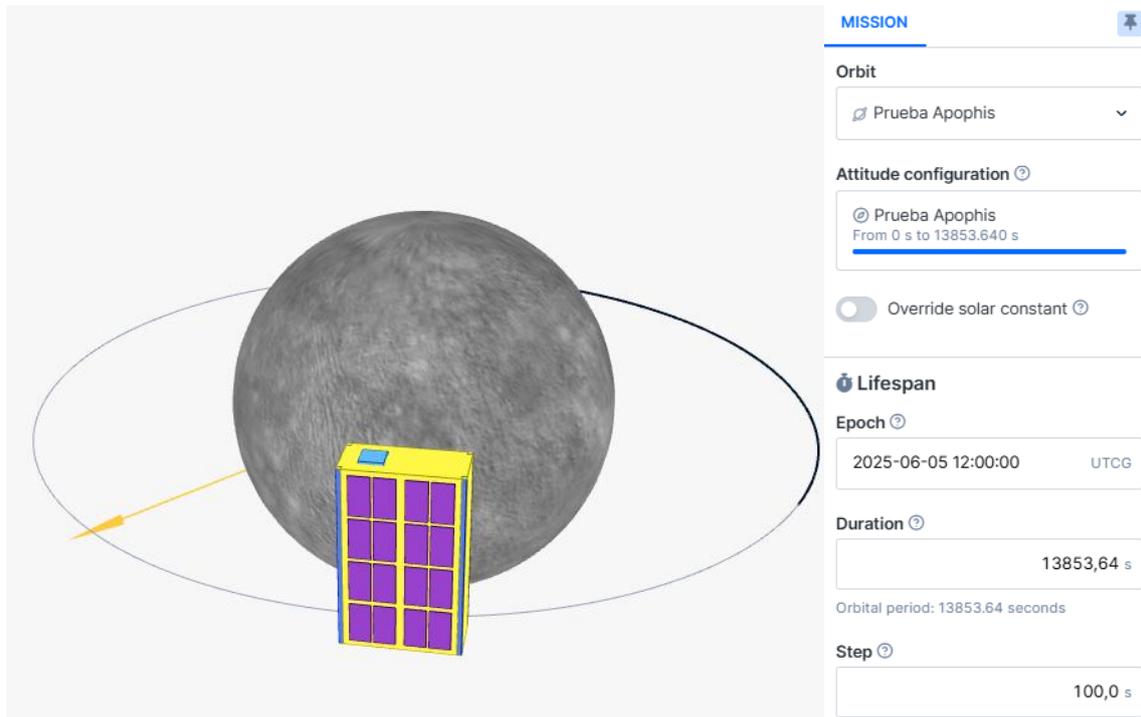


Figura 91. Posición orbital del satélite y especificación de la misión de Apophis.

4.2.2 Caja de baterías

Para el análisis de la caja en Radian se tiene un análisis en el vacío con temperatura de -30°C con duración de 18000 segundos y dos análisis transitorios de 7200 segundos para los casos donde existe convección con temperaturas de -30°C y 27°C . Los casos con convección se comparan con los resultados obtenidos en la cámara climática.

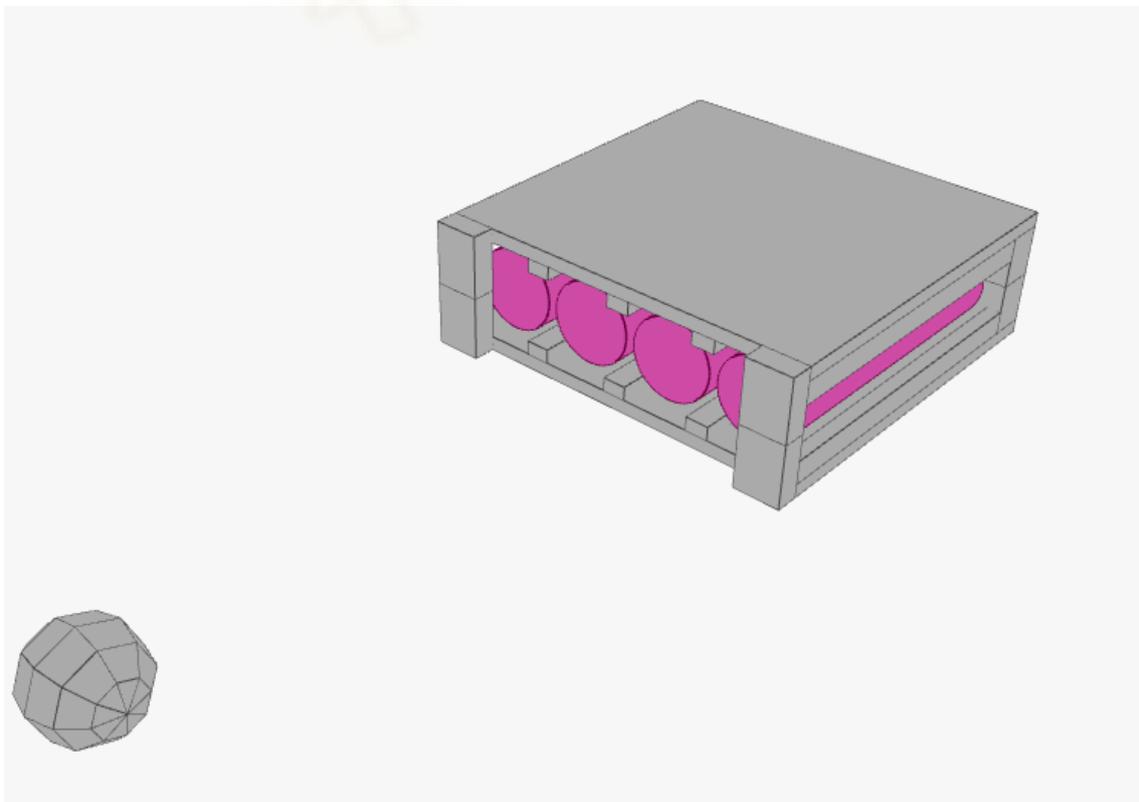


Figura 92. Nodo convección.

4.2.3 TVAC

La prueba en el TVAC se compara con una simulación en Radian en la que se definen las condiciones de contorno que tuvimos en ALTER para poder recrear la prueba en el software, para ello se coloca una temperatura media de la cámara que la tomamos de las medidas tomadas la cual es de -44°C , también se colocan las temperaturas conocidas por los termopares en los puntos donde se colocaron y se ponen las condiciones de las celdas de baterías.

Time (s)	Temperature ($^{\circ}\text{C}$)
0 s	69,55 $^{\circ}\text{C}$
120,0 s	68,5 $^{\circ}\text{C}$
600,0 s	62,7 $^{\circ}\text{C}$
1800,0 s	40,35 $^{\circ}\text{C}$
3600,0 s	0,7 $^{\circ}\text{C}$
5400,0 s	-16,85 $^{\circ}\text{C}$
7200,0 s	-17,25 $^{\circ}\text{C}$
9000,0 s	-20,1 $^{\circ}\text{C}$
10800,0 s	-23,0 $^{\circ}\text{C}$
12600,0 s	-19,55 $^{\circ}\text{C}$
14400,0 s	-21,2 $^{\circ}\text{C}$
16200,0 s	-23,5 $^{\circ}\text{C}$

Figura 93. Temperatura tabulada termopar 5.

Se seleccionan dos celdas de baterías y se define la condición de que los heaters de esas celdas se activen al bajar de 25°C y se establece la condición de que en las otras dos se activen cuando baje la temperatura de 10°C .

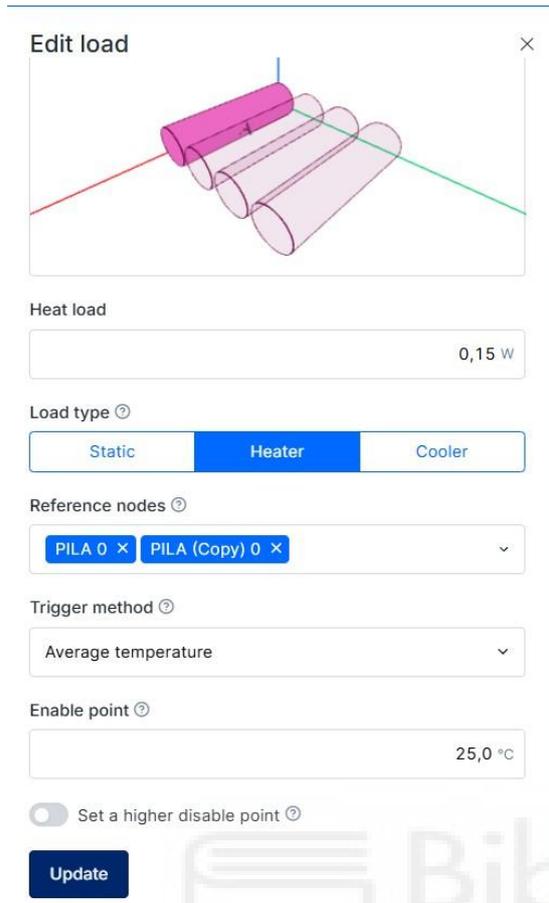


Figura 94. Condición heater por debajo de 25°C.

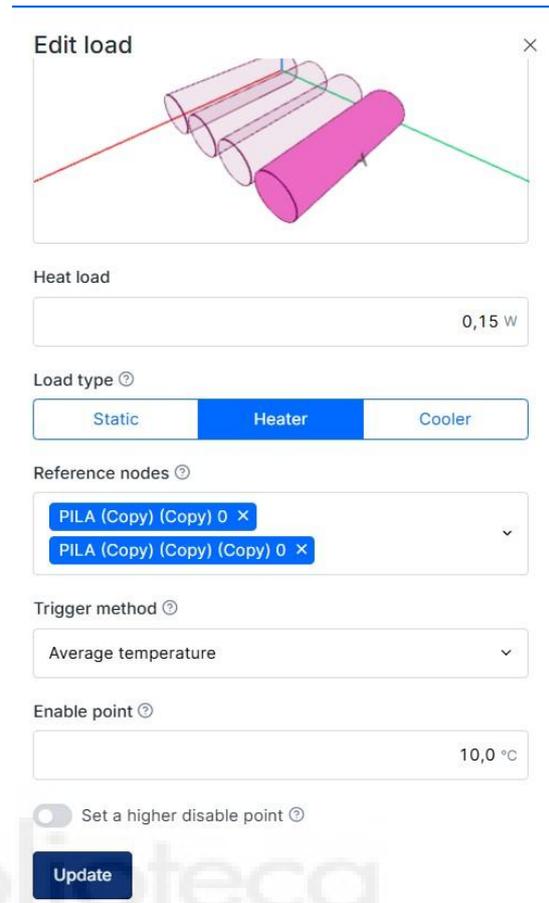


Figura 95. Condición heater por debajo de 10°C.

4.3 Resultados

4.3.1 Resultados misiones

Una vez se clicla en la ventana de resultados de Radian este proporciona las siguientes soluciones. Radian ofrece resultados para el modelo, para el escenario y para el caso de análisis.

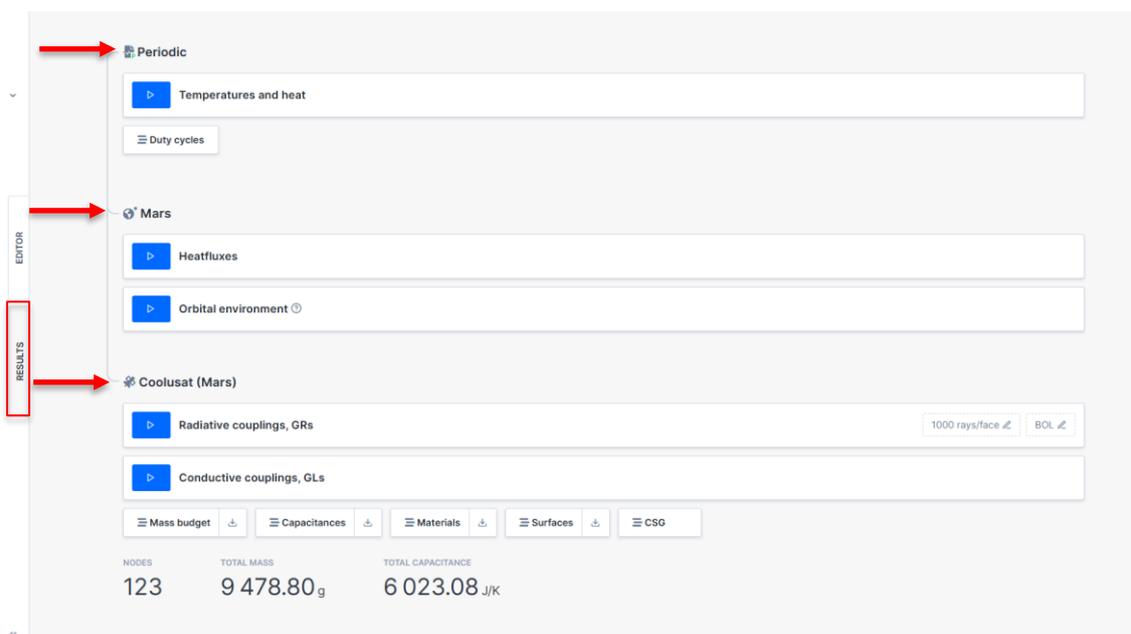


Figura 96. Resultados Radian.

En el caso de análisis proporciona como resultados las temperaturas y el calor. Este último se puede separar según tipo de transmisión (radiación o conducción), según fuente (solar, planetaria o albedo) y según disipación. Estos resultados tienen la opción de visualizarse, en el entorno de la misión o en el modelo, o plotearlos en gráficas.

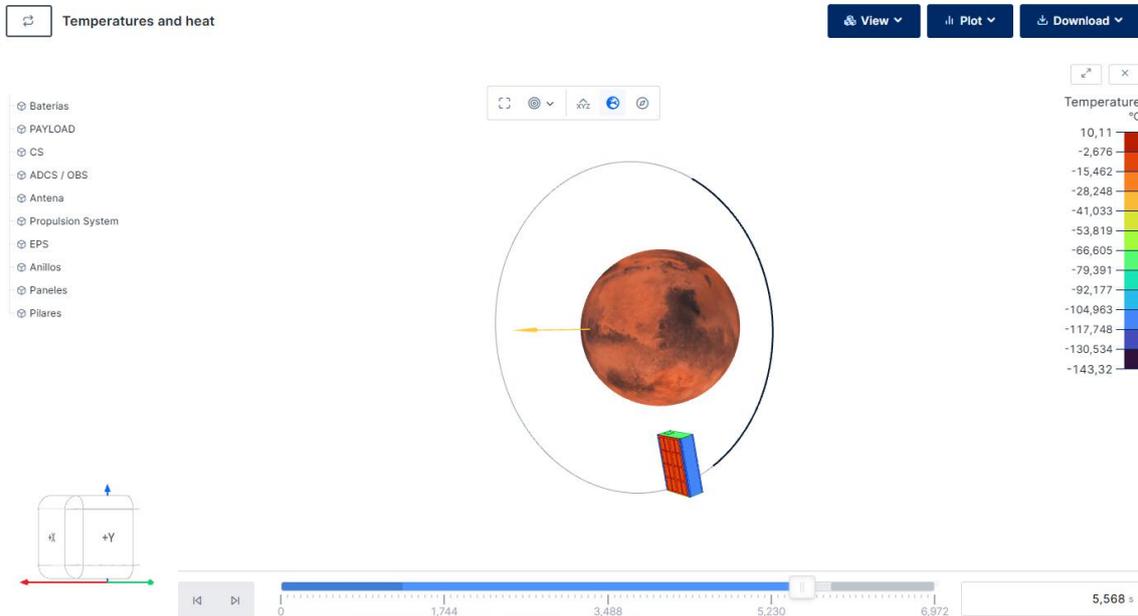


Figura 97. Resultado temperaturas vista misión.

En el menú de la izquierda están las partes del modelo donde se pueden ocultar si se quiere ver a través o localizar algún elemento tapado por otro.

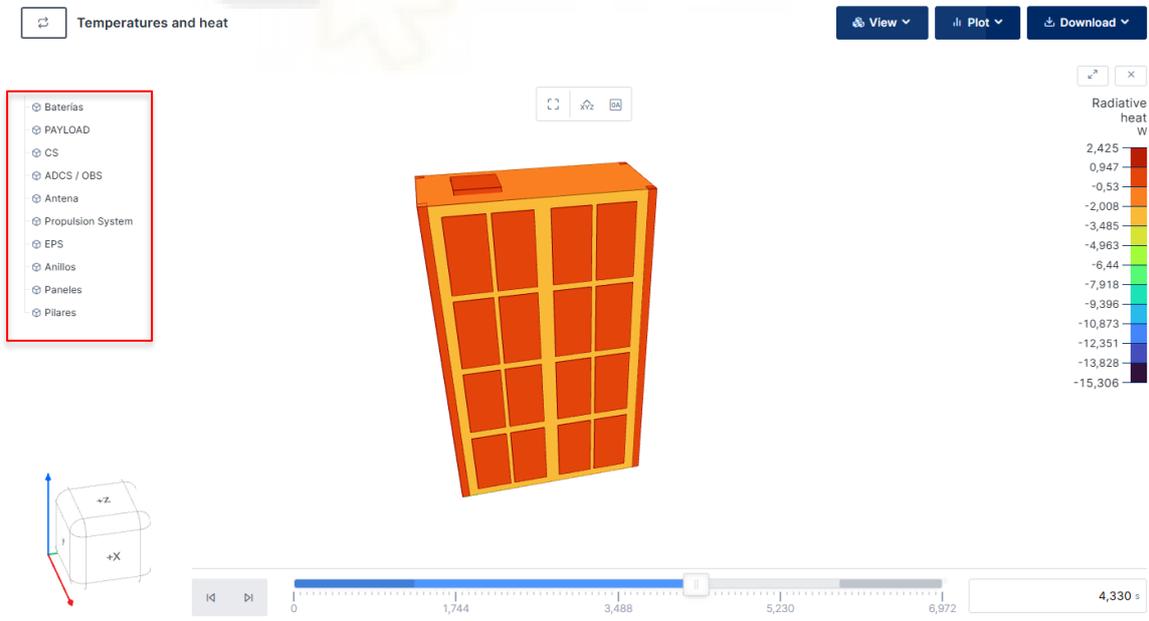


Figura 98. Resultado calor por radiación vista modelo.

Como última forma de proporcionar resultados se pueden plotear los datos en gráficas y en un diagrama por rangos.

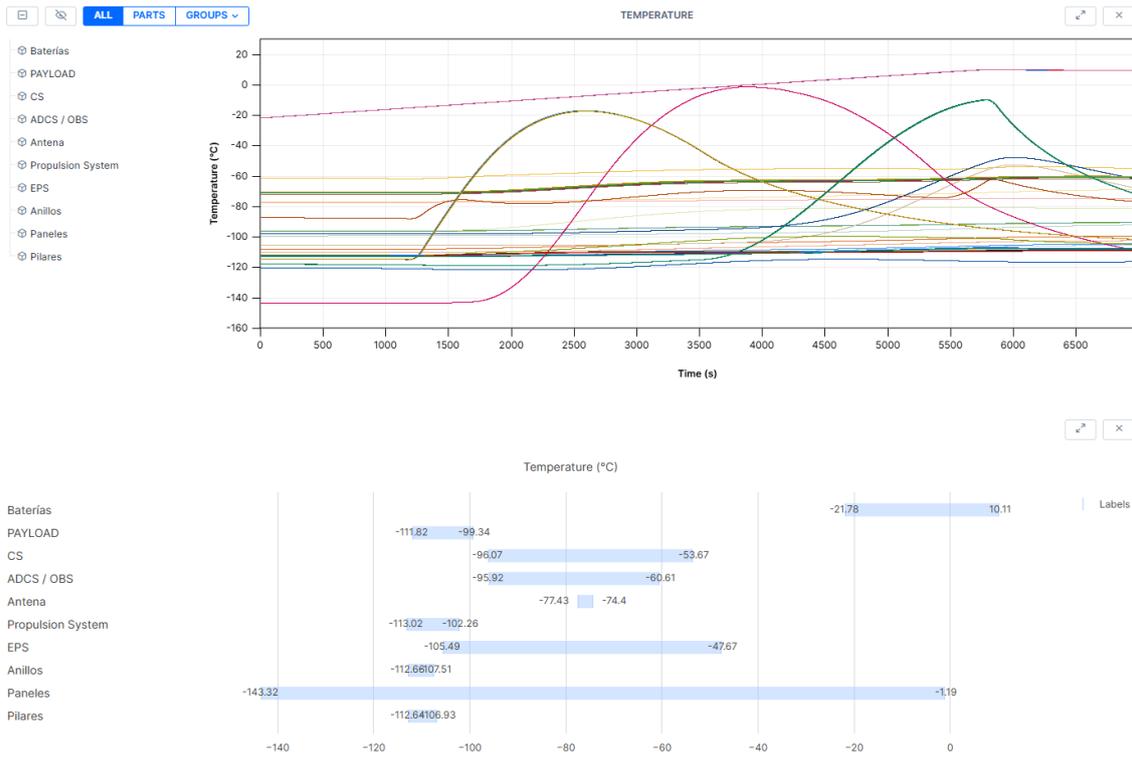


Figura 99. Gráfica y rangos de temperatura.

Se puede realizar lo mismo para los resultados del escenario, que son por un lado los flujos solar, planetario y albedo, y por otro lado, el entorno orbital donde proporciona la posición de la órbita. Los resultados del modelo son los GRs y GLs, donde podemos visualizar factores de visión o conducción entre los distintos elementos.

Se muestran primero los resultados de las temperaturas para Marte:

Tabla 16. Temperaturas en Marte en °C.

	EPS		Baterías		Paneles	
	Máx.	Mín.	Máx.	Mín.	Máx.	Mín.
1ª Órbita	-47,67	-105,5	10,11	-21,78	-1,19	-143,3
2ª Órbita	-42,58	-93,4	9,67	7,3	-0,04	-124,4
3ª Órbita	-39,75	-89,4	7,41	5,47	0,7	-121,5
4ª Órbita	-37,38	-85,83	5,58	3,98	1,4	-118,7
5ª Órbita	-35,37	-82,68	4,08	2,75	2,05	-116,2
Periódico	-23,93	-67,18	9,68	8,49	5,95	-102,8

En la primera órbita los heaters funcionaron un 82,425% de la órbita y esta fue la variación de temperatura de las celdas:

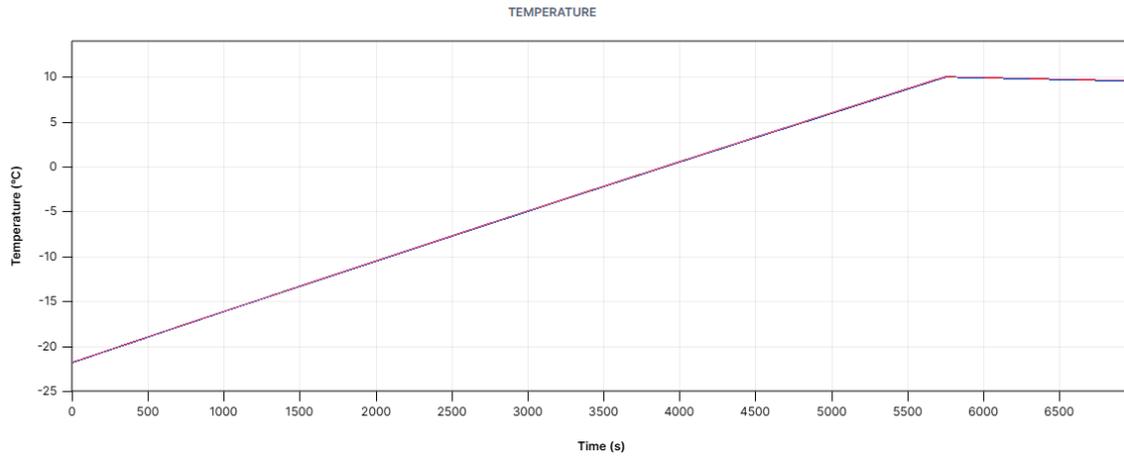


Figura 100. Gráfica evolución temperatura baterías 1ª órbita.

En los resultados de las temperaturas estabilizadas se puede ver que las temperaturas de la PDU, BMS y SAR son bastante estables con el tiempo mientras que en el Backplane hay una mayor variación de temperatura.

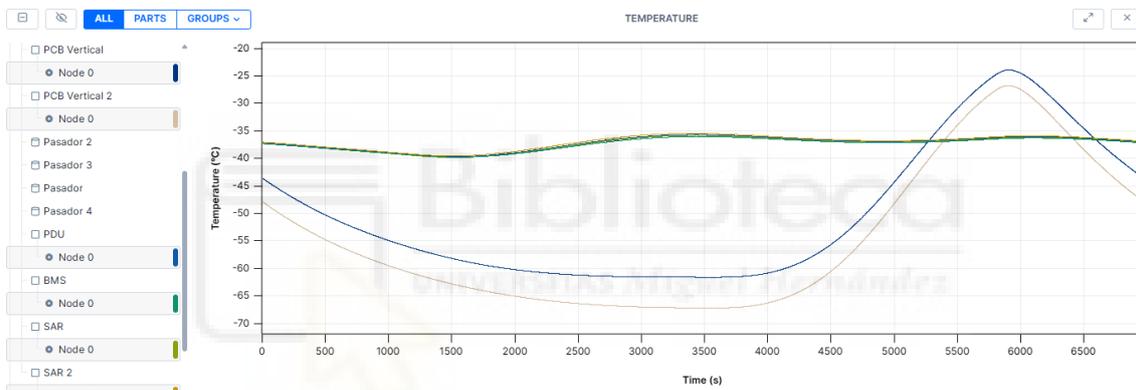


Figura 101. Temperaturas estabilizadas EPS en Marte.

Para Apophis:

Tabla 17. Temperaturas en Apophis en °C.

	EPS		Baterías		Paneles	
	Máx.	Mín.	Máx.	Mín.	Máx.	Mín.
1ª Órbita	70,64	-3,76	67,02	63,45	93,51	-42,17
2ª Órbita	57,94	-12,48	63,75	58,65	89,12	-50,03
3ª Órbita	54,66	-15,4	58,93	54,42	87,87	-52,71
4ª Órbita	53,55	-16,44	54,69	51,07	87,44	-53,69
5ª Órbita	53,13	-16,85	51,33	48,5	87,27	-54,08
Periódico	52,69	-17,19	41,8	40,67	87,12	-54,44

Como se puede ver, para la misión de Apophis no sería necesario el uso de heaters para la el control térmico de las celdas de las baterías ya que los valores obtenidos están lejos de bajar de 0°C.

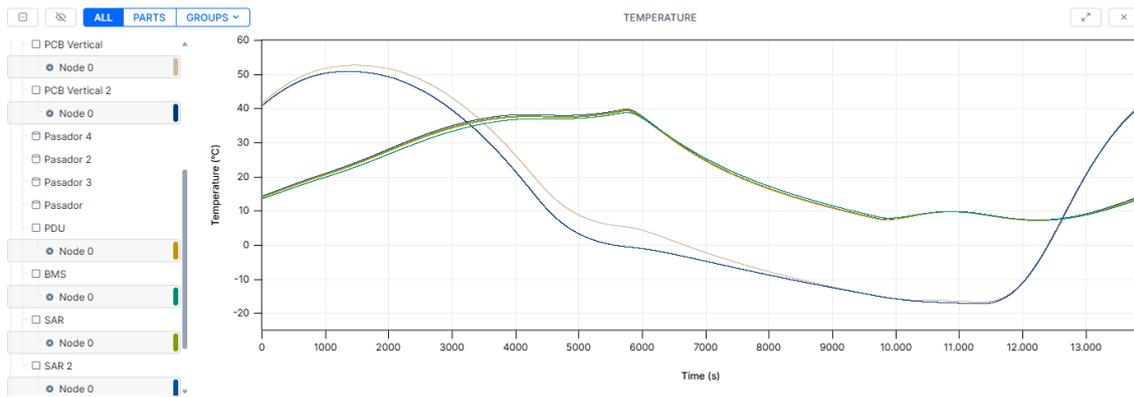


Figura 102. Temperaturas estabilizadas EPS en Apophis.

En los resultados de las temperaturas estabilizadas se puede ver que las temperaturas de la PDU, BMS y SAR oscilan entre 7 y 40 grados Celsius con el tiempo mientras que en el Backplane hay una mayor variación de temperatura.

4.3.2 Resultados caja de baterías

A continuación, se muestran los resultados del estudio de la caja de las baterías, primeramente, se simula en Radian la caja partiendo de -30°C para saber cuánto tardarían las celdas en alcanzar los 0 grados centígrados en condiciones de órbita, para ello simulamos la caja con las baterías en un entorno de -30 grados Celsius en el vacío y con los heaters activados.

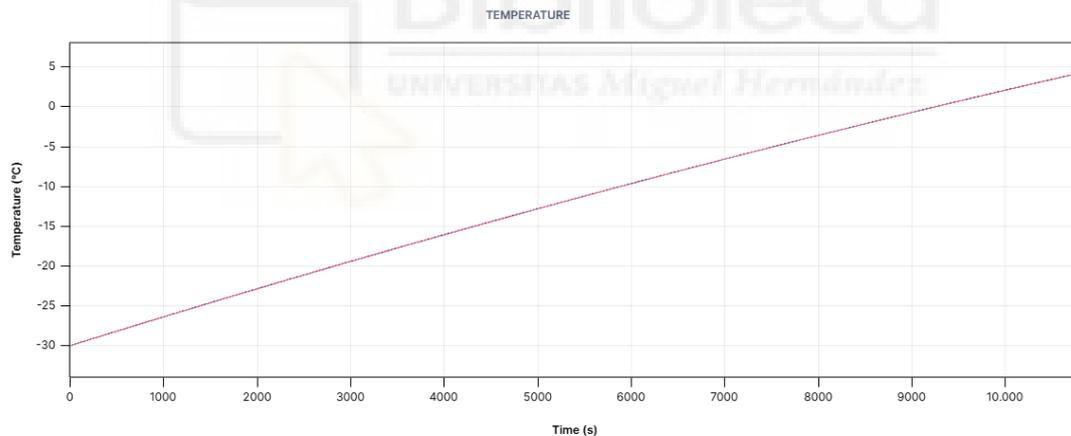


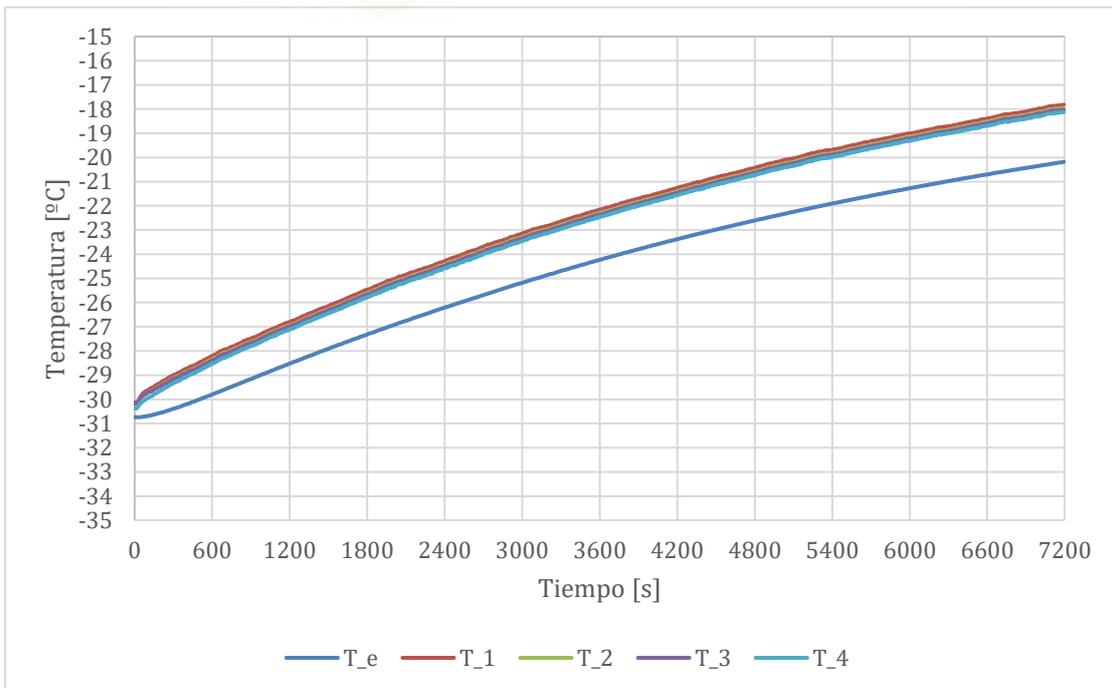
Figura 103. Evolución temperaturas baterías en el vacío.

Podemos ver que partiendo de una temperatura de las baterías y la caja de -30°C al activarse los heaters las celdas de las baterías tardan 9200 segundos en llegar a 0 grados. Para comprobar la veracidad de estos resultados se van a realizar dos pruebas con la cámara climática y posteriormente se definen esas condiciones en el software y se compara. En las gráficas subsiguientes, elaboradas a partir de datos de temperatura registrados por los sensores de la caja en la cámara climática, se observa la medida del sensor en la caja (T_e) junto con las lecturas de temperatura correspondientes a cada celda individual.



Figura 104. Display cámara temperatura -30°C.

En el ensayo partiendo de una temperatura en la cámara y las baterías de -30°C se han obtenido los siguientes resultados:



Gráfica 3. Prueba laboratorio baterías -30°C.

Y la simulación de Radian partiendo de la misma temperatura:

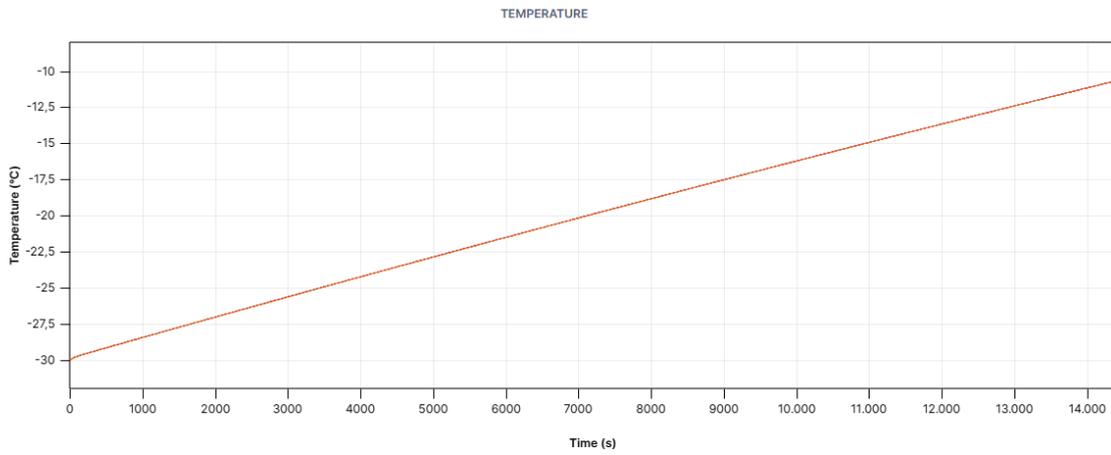
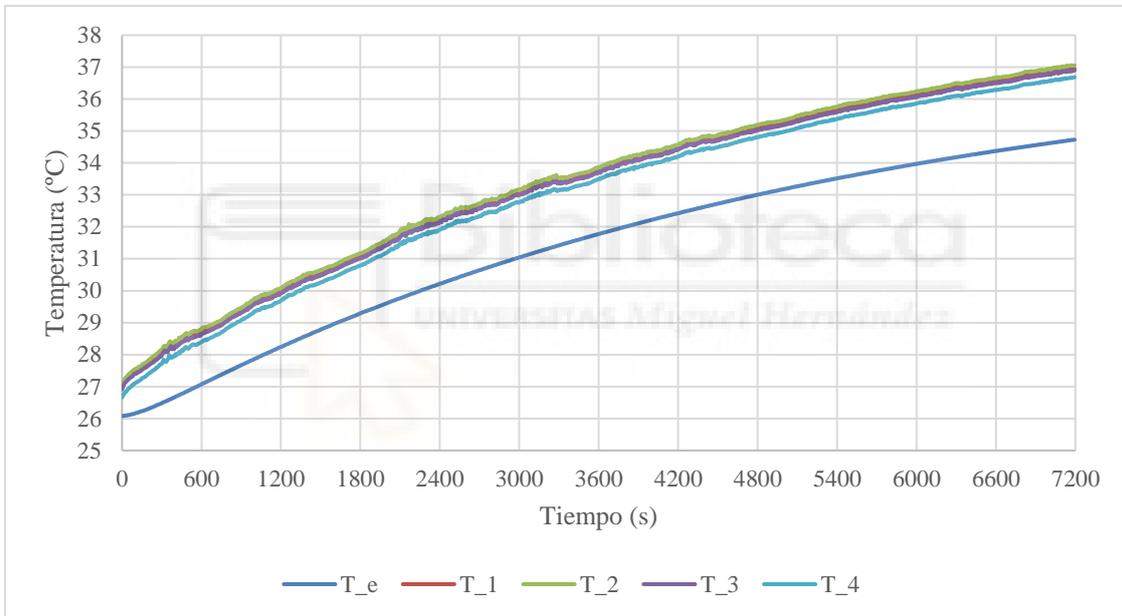


Figura 105. Temperatura simulación ensayo -30°C.

En el ensayo partiendo de una temperatura de 27°C este ha sido el resultado:



Gráfica 4. Prueba laboratorio baterías 27°C.

Y para la simulación en Radian:

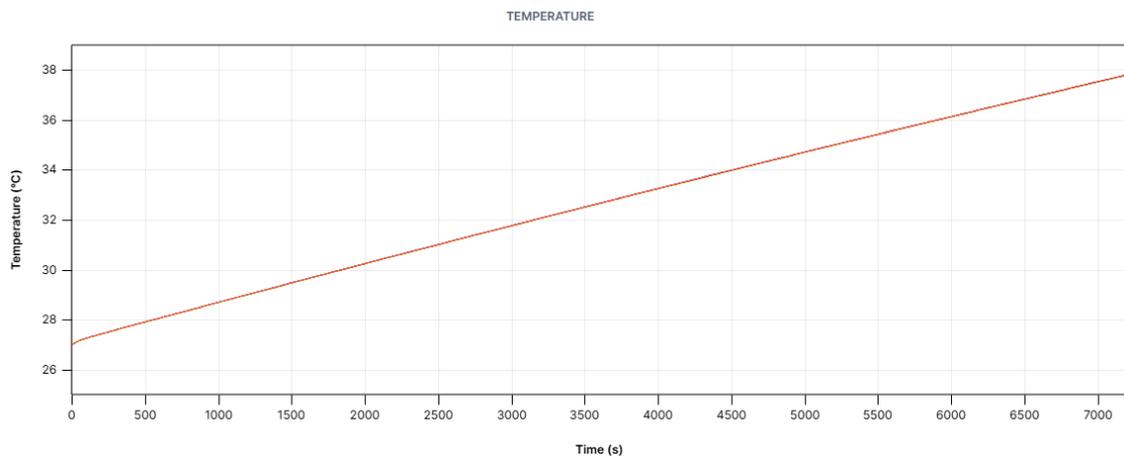
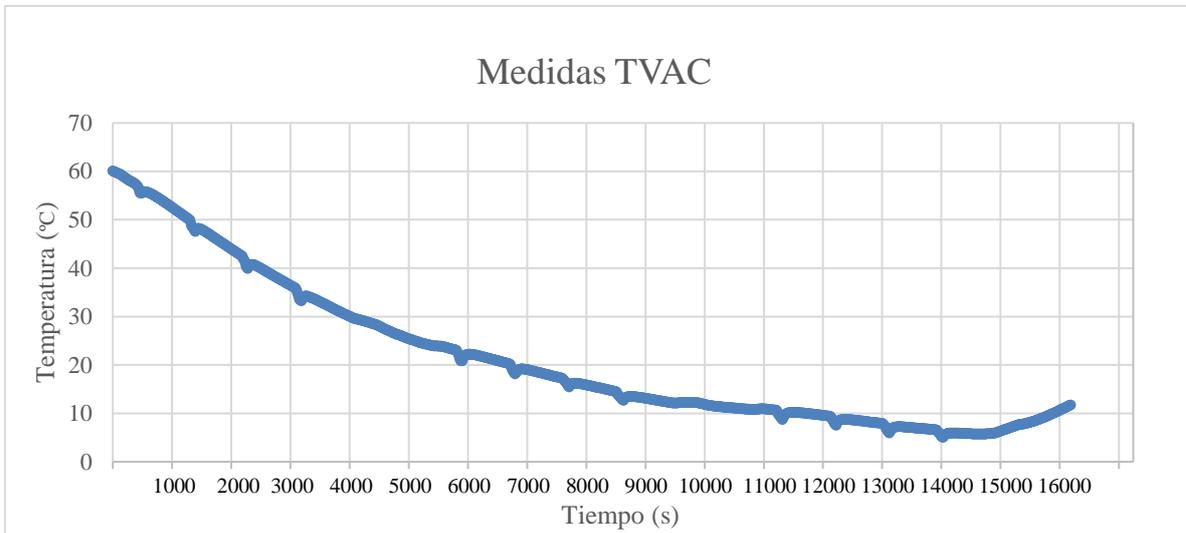


Figura 106. Temperaturas Radian ensayo 27°C.

4.3.3 Resultados TVAC

Los resultados medidos en las instalaciones de ALTER proporcionan las siguientes temperaturas:



Gráfica 5. Medidas TVAC.

Los resultados obtenidos simulando las condiciones del TVAC en el software proporcionan el siguiente resultado:

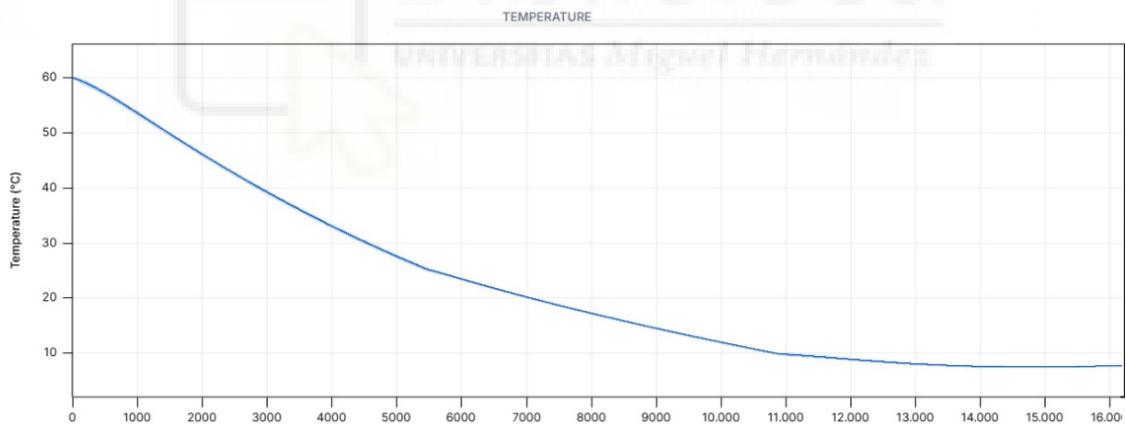


Figura 107. Temperaturas celdas cámara de vacío Radian.

CAPÍTULO 5. CONCLUSIONES Y FUTURAS LÍNEAS DE TRABAJO

Los resultados obtenidos en las simulaciones y ensayos realizados permiten extraer conclusiones importantes sobre el comportamiento térmico del CubeSat 6U en órbita, la caja de baterías en diferentes escenarios y el subsistema EPS trabajando en vacío. A continuación, se presentan las conclusiones y directrices a seguir:

En Marte, los heaters son esenciales para mantener las baterías dentro del rango operativo, especialmente en las primeras órbitas donde las temperaturas son más extremas. Sin embargo, las temperaturas se estabilizan con el tiempo, lo que reduce la necesidad de calentadores en órbitas posteriores.

En Apophis, las temperaturas son más altas de lo esperado y esto es debido a la mayor irradiancia solar, lo que elimina la necesidad de heaters para las baterías. Sin embargo, se debe tener cuidado con el sobrecalentamiento de algunos componentes, como los paneles solares.

Las temperaturas en el EPS son diversas, mientras que en la PDU, BMS y SAR son relativamente estables, en el Backplane muestra mayor variación térmica. Esto indica que los componentes funcionarán de forma óptima y que el diseño térmico de la caja de baterías y las PCB en formato stack es adecuado, pero se debe prestar atención a los elementos con mayor variabilidad.

En el vacío, las baterías tardan aproximadamente 9200 segundos en alcanzar los 0°C desde -30°C, lo que valida la eficiencia de los heaters en condiciones extremas. En los ensayos con convección, los resultados muestran una buena correlación con las simulaciones realizadas en Radian, lo que confirma la precisión del software para modelar escenarios térmicos.

Los ensayos en la cámara climática han permitido verificar los resultados obtenidos en las simulaciones, demostrando que el diseño térmico cumple con los requisitos operativos en condiciones controladas.

La prueba de vacío térmico (TVAC) fue fundamental para validar funcionamiento del subsistema EPS simulando las condiciones extremas a las que se enfrentará en el espacio profundo. Los resultados experimentales confirmaron la capacidad del sistema para mantener los componentes electrónicos y las baterías dentro de sus rangos operativos seguros. La comparación del software con los resultados obtenidos en las pruebas reveló una excelente correlación, con una desviación promedio de tan solo $\pm 2^\circ\text{C}$ para las medidas clave. Estas desviaciones, aunque mínimas, proporcionan información valiosa para refinar futuros diseños y ajustar los parámetros del modelo, particularmente en lo referente a las conductividades de contacto y las propiedades radiativas de las superficies. Si bien se observaron variaciones mínimas en la temperatura del panel lateral no expuesto directamente a la simulación solar, estas no afectaron la funcionalidad del sistema. En definitiva, la prueba TVAC ha proporcionado una validación crucial del diseño térmico del EPS, confirmando su control y preparación para la misión.

El software Radian ha demostrado ser una herramienta innovadora y eficiente para el análisis térmico de satélites, especialmente en proyectos de nanosatélites como nuestra misión. Su enfoque basado en la nube, su interfaz intuitiva y su capacidad para realizar simulaciones en tiempo real lo convierten en una alternativa accesible frente a los softwares, que tienden a ser más complejos y costosos. Destaca la facilidad de su uso, la interfaz amigable de Radian permite a los usuarios diseñar y simular sin necesidad de conocimientos avanzados en análisis térmico, lo que reduce significativamente la curva de aprendizaje. Es muy flexible ya que ofrece la posibilidad de modelar manualmente o importar diseños CAD facilitando la adaptación a diferentes proyectos y escenarios. Ofrece una amplia gama de resultados, desde temperaturas hasta flujos de calor, con opciones de visualización y gráficas que permiten un análisis profundo. Al ser una herramienta en la nube, elimina la necesidad de instalaciones locales y permite trabajar desde cualquier dispositivo conectado a internet.

Como limitaciones encontradas se puede decir que, aunque es posible importar diseños CAD, el modelo puede sufrir modificaciones no deseadas en geometrías complejas, lo que obliga a modelar manualmente en algunos casos. Al ser una herramienta online, su uso depende de una conexión estable, lo que puede ser un inconveniente en entornos con acceso limitado.

En definitiva, Radian representa un avance significativo en el análisis térmico de satélites, democratizando el acceso a herramientas de simulación para equipos pequeños o startups con recursos limitados. Sin embargo, como cualquier software, su uso debe ir acompañado de una validación experimental para garantizar la precisión de los resultados. A medida que se sigan desarrollando proyectos, sería interesante explorar mejoras en la importación de geometrías complejas y en la integración con otros softwares de diseño. En general, Radian es una herramienta prometedora que facilita el diseño térmico en el campo de la ingeniería espacial.

Las directrices a tomar desde aquí serían mejorar el control térmico en el Backplane para reducir las altas variaciones térmicas observadas. Evaluar la posibilidad de incorporar materiales con mayor conductividad térmica en áreas críticas para mejorar la distribución del calor. Realizar pruebas en vacío con toda la estructura del CubeSat para tener más información. Simular escenarios más extremos para evaluar el límite de operación de los subsistemas. Para la misión de Apophis se sugiere implementar medidas para evitar el sobrecalentamiento de los paneles solares y otros componentes sensibles a altas temperaturas.

También registrar los resultados obtenidos y las observaciones realizadas durante los ensayos para futuras referencias y continuar iterando sobre el diseño térmico del CubeSat y la caja de baterías para mejorar su rendimiento en misiones espaciales de largo alcance.

BIBLIOGRAFÍA

[1] - Naukas - Resumen del panorama espacial en 2024. (Online).

Link: <https://danielmarin.naukas.com/2024/12/31/resumen-del-panorama-espacial-en-2024/>

[2] – SEA – Satélite. (Online).

Link: <https://www.sea-astronomia.es/glosario/satelite>

[3] – Wikipedia – Satélites naturales. (Online)

Link: https://es.wikipedia.org/wiki/Satélite_natural

[4] – Alén Space – Guía básica de nanosatélites. (Online)

Link: <https://alen.space/es/guia-basica-de-nanosatelites/>

[5] – Wikipedia – CubeSat. (Online)

Link: <https://es.wikipedia.org/wiki/CubeSat>

[6] – AEXA NEWS – ¿Qué es un CubeSat). (Online)

Link: <https://www.aexa.digital/Joomla/index.php/10-satelites/1239-que-es-un-cubesat>

[7] – Nasa – Thermal modelling and análisis. (Online)

Link: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20220017174/downloads/20220017174.pdf>

[8] – Radian - Modelling Conduction. (Documento)

[9] – Gilmore, David G. (2ª edición). (2002) - Spacecraft Thermal Control Handbook. Aerospace Press. (Libro)

[10] – Radian – Databank Astros. (Online)

[11] – David A. Vallado. (3ª edición). (2007) – Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Microcosm Press. (Libro)

[12] – Wikipedia –Excentricidad. (Online)

Link: [https://es.wikipedia.org/wiki/Excentricidad_\(matemática\)](https://es.wikipedia.org/wiki/Excentricidad_(matemática))

[13] – Roger R. Bate, Donald D. Mueller y Jerry E. White. (1971) – Fundamentals of Astrodynamics. Dover Publications. (Libro)

[14] – Wikipedia –Anomalía media. (Online)

Link: https://es.wikipedia.org/wiki/Anomalía_media

BIBLIOGRAFÍA

[15] – Wikipedia – Anomalía verdadera. (Online)

Link: https://es.wikipedia.org/wiki/Anomalía_verdadera

[16] – NASA – Apophis – Eyes on asteroids. (Online)

Link: https://eyes.nasa.gov/apps/asteroids/#/99942_apophis

[17] – MatWeb – Propiedades Aluminio 6061-T6 y FR4. (Online)

Link: <https://www.matweb.com/index.aspx>

[18] – Samsung – LI-ION Battery Datasheet. (Documento)

[19] – MINCO – Thermofoil Heater Datasheet. (Documento)

[20] – ST – Temperature sensor Datasheet. (Documento)

[21] – emxys – USER MANUAL FOR AN 8s1p SCA. (Documento)

[22] – CCI – Cámaras climáticas. (Online)

Link: <https://cci-calidad.com/camara02.htm>



ANEXO A. IRRADIANCIA DEPENDIENDO DE LA ORIENTACIÓN DE LOS PANELES DE UN NANOSATÉLITE PARA ÓRBITA LEO.

A.1. INTRODUCCIÓN

Este anexo es un documento realizado en mi periodo de prácticas en el que se emplea el software de Radian con otro propósito. En este caso, se busca estudiar la irradiancia solar según la orientación de los paneles.

A.1.1 Alcance del documento

Esta nota técnica presenta el trabajo realizado sobre un estudio preliminar de irradiancia dependiendo de la orientación de los paneles en un microsatélite para órbita LEO. El objeto del estudio es recopilar información sobre distintas órbitas y orientaciones, y comparar, junto con datos de otras misiones, para la correcta elección de la orientación dependiendo de la misión. Definición de especificaciones a implementar, del proyecto ““Mini-plataforma de satélite de altas prestaciones computacionales para aplicaciones de inteligencia artificial en el borde (EdgeAI) desde el espacio”” financiado por el programa Comunitat Valenciana Fondo Europeo de Desarrollo Regional (FEDER 2021-2027) con código INNEST/2023/143 tal y como se describe en su Memoria Científica Técnica.

A.1.2 Resumen del documento

La Nota Técnica TN5 de este proyecto proporciona información sobre la energía total que producirá el satélite gracias a la irradiancia solar y esta nos ayudará a dimensionar las especificaciones para nuestro satélite para el espacio profundo. Dentro de este documento nuestro objetivo es definir los requisitos de las distintas partes que se desarrollarán en profundidad durante el proyecto. Esta nota técnica puede servir como punto de partida para el proyecto.

A.2. ÓRBITA

Una órbita LEO, u Órbita Terrestre Baja (Low Earth Orbit en inglés), es una trayectoria orbital que se encuentra relativamente cerca de la Tierra, generalmente a altitudes que van desde unos pocos cientos de kilómetros hasta aproximadamente 2000 kilómetros sobre la superficie terrestre. Esta órbita es utilizada por una variedad de satélites, incluyendo aquellos de observación de la Tierra, comunicaciones, y misiones de exploración espacial. Hemos elegido una órbita LEO porque tiene varias razones por la cual es beneficiosa como; acceso rápido y frecuente a la superficie terrestre, ya que, debido a su proximidad a la Tierra, los satélites en órbita LEO pueden proporcionar una cobertura global con tiempos de revisita cortos. Esto significa que pueden pasar sobre una ubicación específica en la Tierra varias veces al día, lo que permite una captura de datos más frecuente para aplicaciones como la observación de la Tierra, el monitoreo ambiental, la vigilancia y la comunicación, también tienen menor latencia en comunicaciones a causa de la proximidad a la Tierra esto reduce la latencia en las comunicaciones entre los satélites en órbita LEO y las estaciones terrestres, lo que resulta en una conexión más rápida y una menor demora en la transmisión de datos. Esto es particularmente importante para aplicaciones que requieren comunicaciones en tiempo real, como las telecomunicaciones, la transmisión de video y las operaciones de vehículos espaciales tripulados.

Los costes de lanzamiento son más bajos, la altitud baja de una órbita LEO permite lanzamientos más eficientes y menos costosos en comparación con órbitas más altas, como las órbitas GEO o HEO (ver *Figura 108*). Esto se debe a que los lanzamientos a órbitas más bajas requieren menos energía para alcanzar la velocidad orbital necesaria, gracias a esto, también facilita el mantenimiento y la sustitución, facilita las operaciones de mantenimiento y la sustitución de satélites en órbita LEO. Los satélites pueden ser más fácilmente alcanzados por misiones tripuladas o robóticas, lo que permite reparaciones, actualizaciones o el reemplazo de componentes defectuosos, aumentando la durabilidad y la longevidad de las misiones en órbita LEO.

En resumen, orbitar en una órbita LEO ofrece una serie de ventajas, incluyendo un acceso rápido y frecuente a la superficie terrestre, menores costos de lanzamiento, menor latencia en las comunicaciones y facilidad para el mantenimiento y la sustitución de satélites. Estas características hacen que la órbita LEO sea una opción atractiva para una variedad de aplicaciones espaciales.

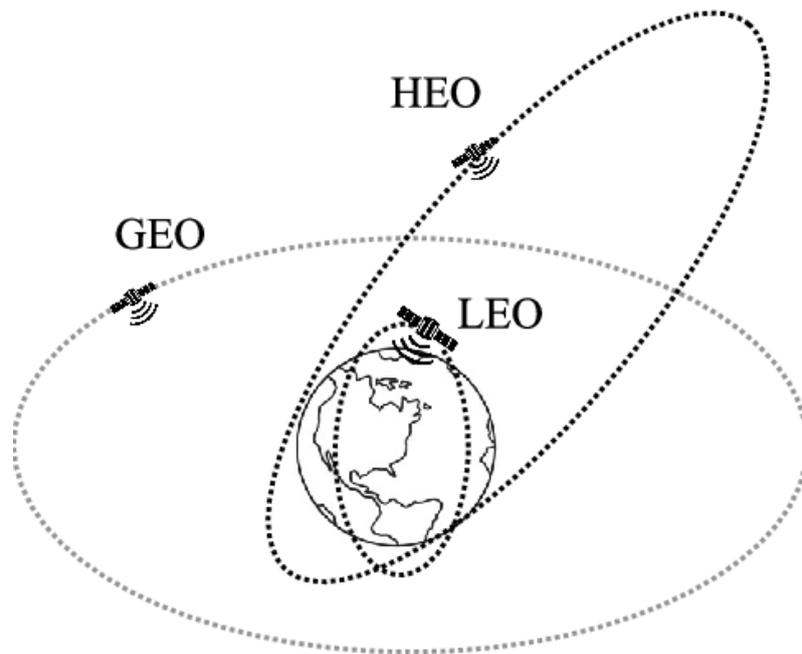


Figura 108. Comparación órbitas de la Tierra.



A.3. PANELES

Los paneles solares en un satélite tienen la función crucial de proporcionar energía eléctrica para alimentar las operaciones y sistemas del satélite mientras está en órbita. Los paneles solares convierten la energía radiante del sol en energía eléctrica utilizando células fotovoltaicas, esta energía eléctrica se utiliza para alimentar todos los sistemas del satélite, incluyendo la electrónica de control, los instrumentos científicos, los sistemas de comunicación, los sistemas de propulsión y otros equipos a bordo.

Los satélites operan en el vacío del espacio, donde no hay acceso a fuentes de energía convencionales como la electricidad generada por combustibles fósiles y los paneles solares proporcionan una fuente de energía renovable y sostenible, ya que el sol es una fuente de energía prácticamente ilimitada en el espacio. Estos pueden ser diseñados para desplegarse y orientarse de manera que maximicen la exposición al sol durante la órbita del satélite, objeto que es de estudio en este documento ya que estudiaremos como influye la orientación de nuestros paneles solares desplegables.

Los paneles solares están diseñados para ser duraderos y confiables en el entorno espacial, las células solares están protegidas por materiales resistentes a la radiación y al vacío, lo que les permite funcionar durante la vida útil planificada del satélite, que puede ser de varios años o incluso décadas en algunos casos.



Figura 109. Fotografía de dos strings de ocho celdas solares.

A.3.1 Características paneles

En este apartado se habla de unos paneles usados como ejemplo para el proyecto con los que ya se ha trabajado con ellos en el laboratorio, son unos paneles solares desarrollados por la empresa Emxys. En específico, los que se han utilizado experimentalmente son los paneles con referencia:

- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231120
- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231127
- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231211
- EMX-ODA-MO-2104-ISS01_20231218

Cada uno de estos paneles está compuesto por ocho celdas conectadas en serie del fabricante CESI, modelo CTJ30-SCA. Los paneles han sido comprobados en el laboratorio por equipos especializados de medida y realizado pruebas de irradiancia. Más información en: *Nota de aplicación 5, AN5_Solar Array Characterization*. Las medidas de un string y de una celda se pueden ver en las siguientes figuras:

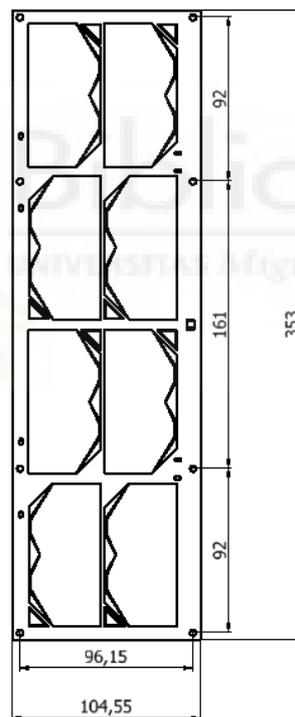


Figura 110. Cotas de un string de ocho celdas solares.

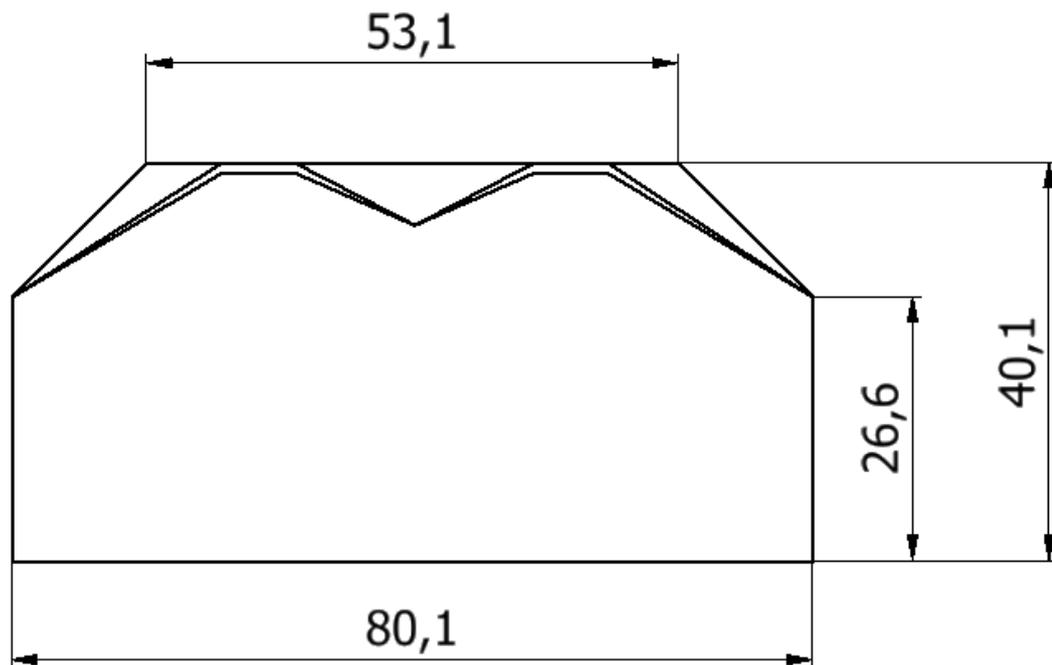


Figura 111. Cotas de una celda solar.

A.3.2 Ejecución

Con el propósito de maximizar la eficiencia reduciendo el tamaño, el satélite usará unos paneles desplegados basados en un mecanismo de despliegue similar al de un paraguas, una vez en su órbita se activan y se liberan mecanismos de bloqueo que mantienen los paneles plegados durante el lanzamiento. Estos mecanismos permiten que los paneles se desplieguen automáticamente, extendiéndose para capturar la luz solar.

A diferencia de los paneles solares tradicionales, que suelen ser rígidos y se montan directamente sobre la superficie exterior de satélites y estaciones espaciales, los paneles desplegados ofrecen ventajas significativas en términos de eficiencia y rendimiento energético. Su principal beneficio radica en la capacidad de proporcionar una superficie fotovoltaica considerablemente mayor. Al desplegarse en el espacio, estos paneles pueden interceptar y capturar una cantidad de luz solar muy superior en comparación con los paneles rígidos de un tamaño equivalente. Esta ampliación de la superficie activa se traduce directamente en una mayor generación de energía por unidad de área, lo que los convierte en una solución intrínsecamente más eficiente y rentable para misiones espaciales con restricciones de volumen y masa. Concretamente, en nuestro diseño, se aprovecha el espacio destinado a una única cara convencional con celdas solares para integrar dos paneles adicionales, gracias a un ingenioso sistema de bisagras y una unidad de control dedicada que permitirá su apertura automática y precisa una vez que el nanosatélite se encuentre en órbita.

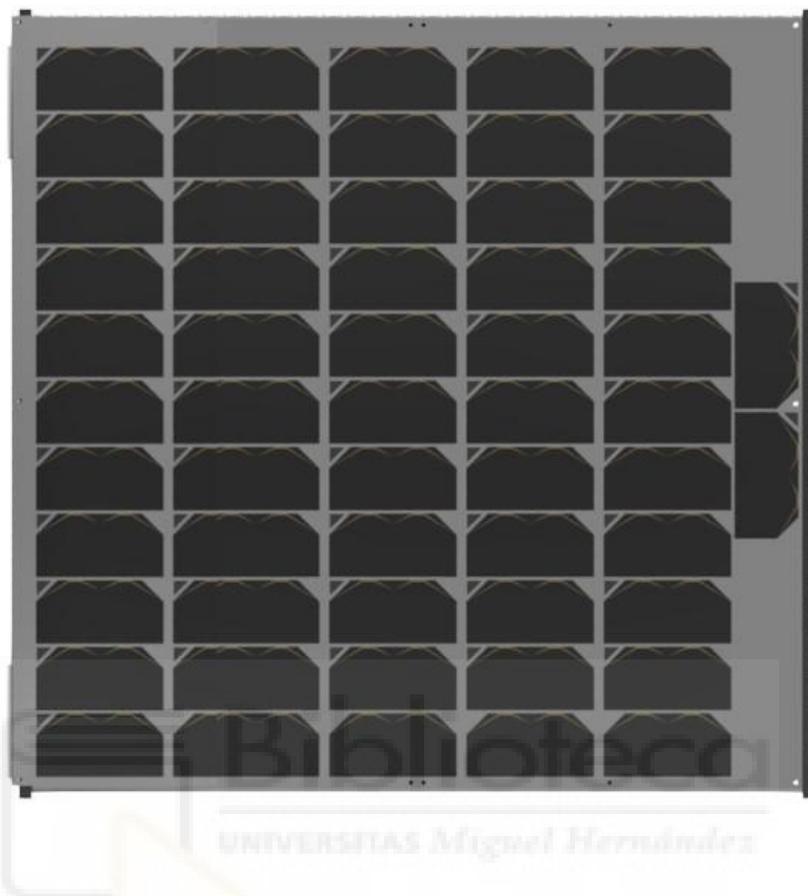


Figura 112. Paneles plegados para lanzamiento.

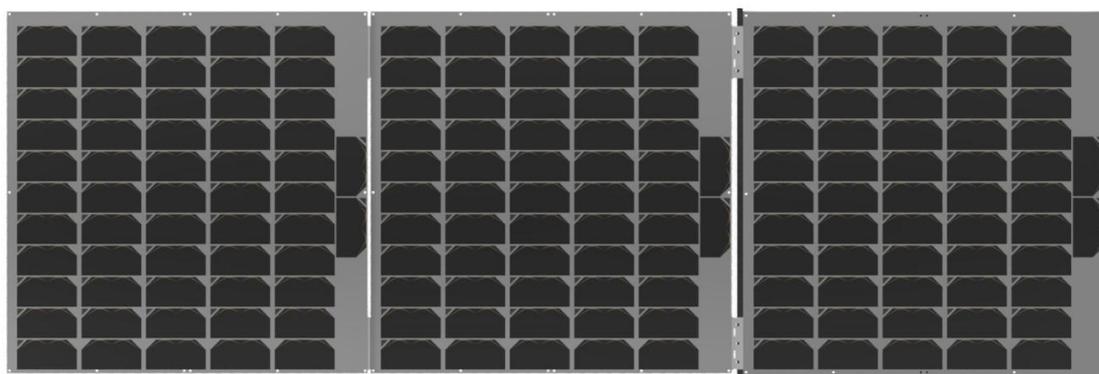


Figura 113. Paneles desplegados.

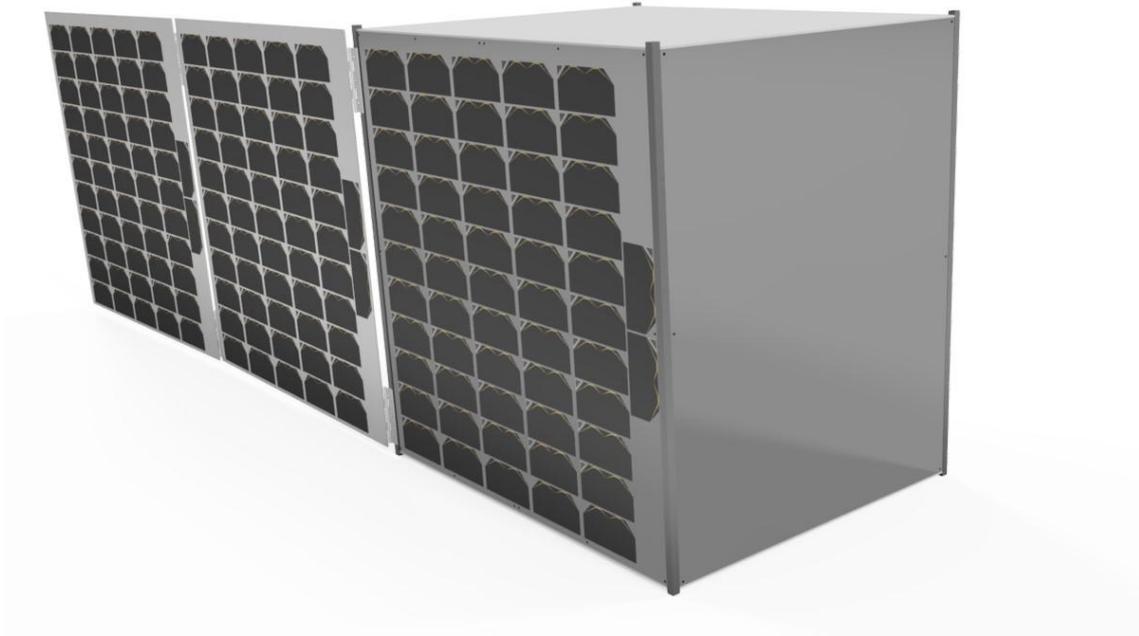


Figura 114. Paneles desplegados en perspectiva.

El diseño preliminar de los paneles solares es el mostrado como se aprecia en las figuras: *Figura 112*, *Figura 113* y *Figura 114* con una distribución de 57 celdas, divididas en tres strings de 19 celdas (ver *Figura 115*).

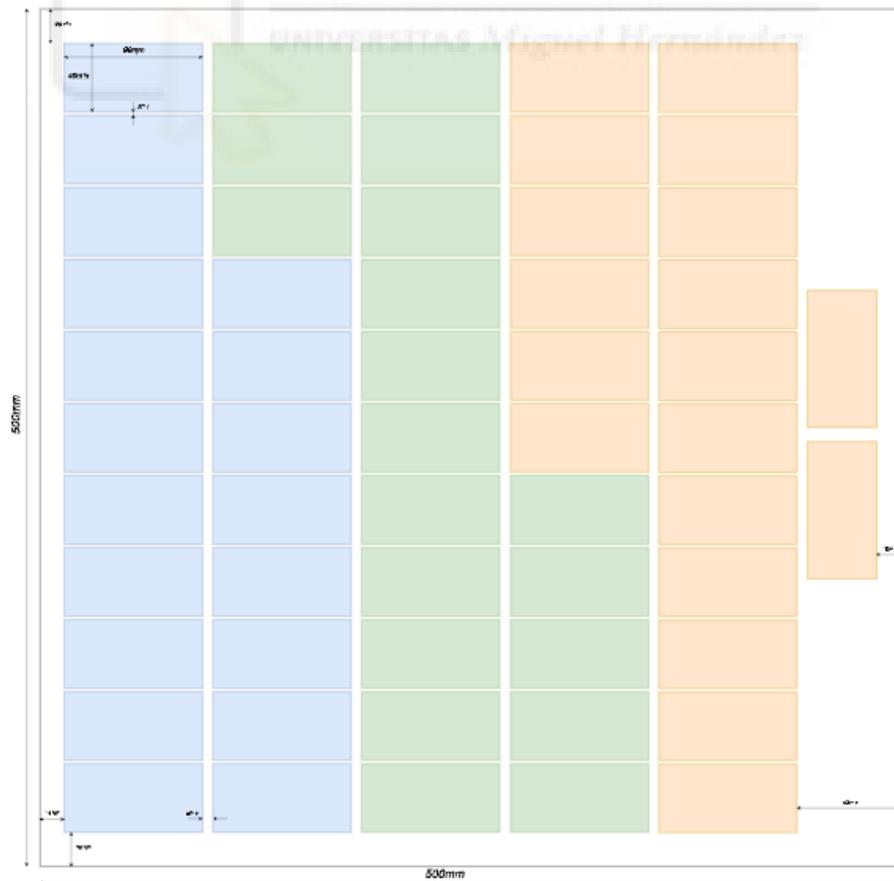


Figura 115. Distribución de strings por colores.

La distribución está hecha con medidas estándar de las celdas para la realizar la distribución aproximada (más información en la nota de aplicación *NTE2_2*), pero una vez ensambladas en un diseño 3D en programa de CAD la distribución queda con las siguientes medidas:

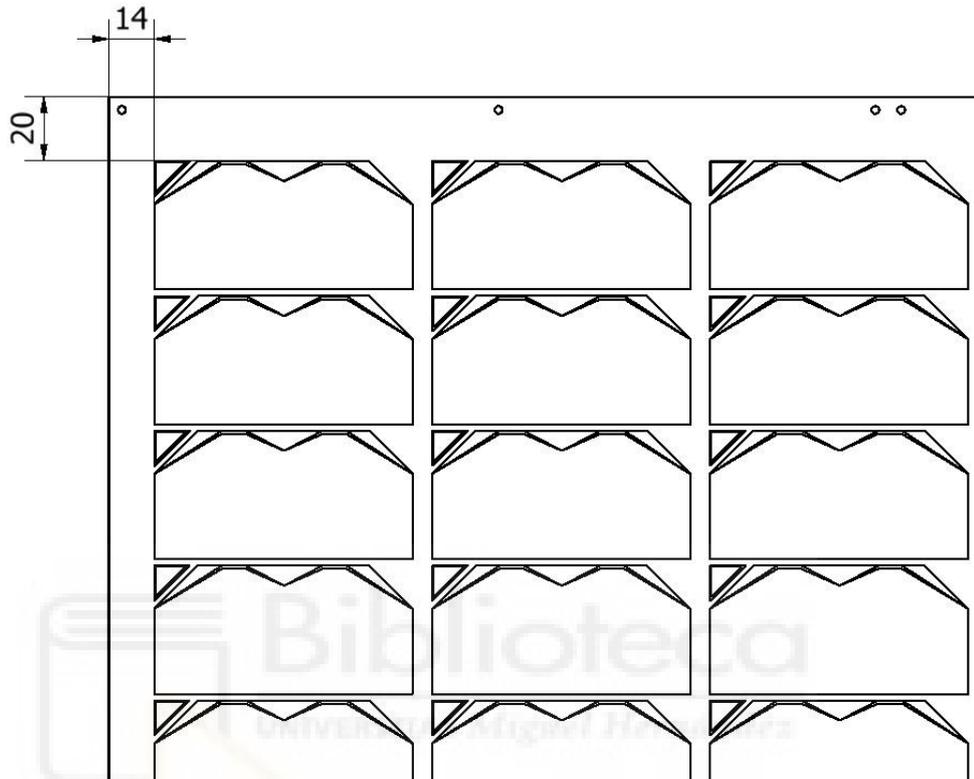


Figura 116. Cotas esquina superior.

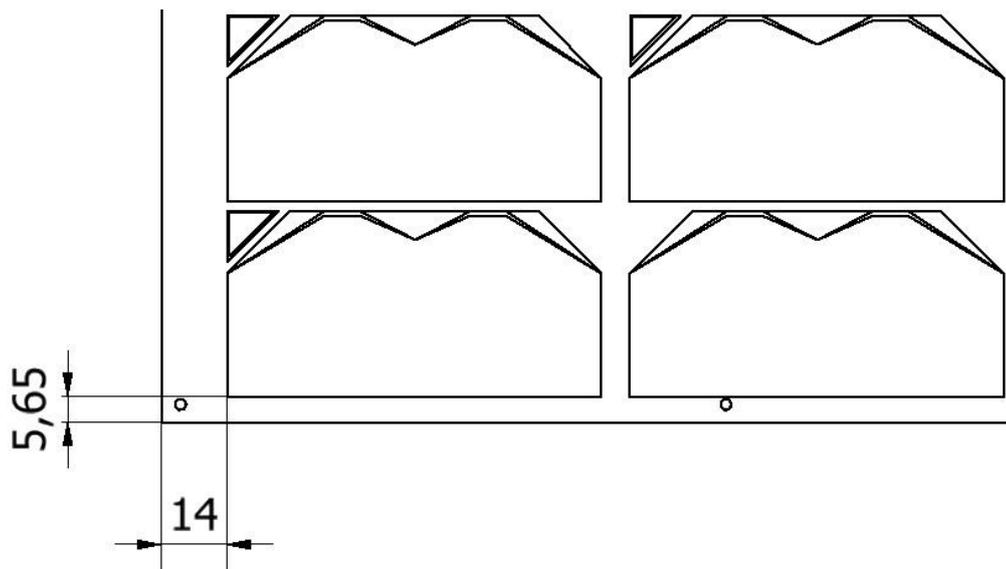


Figura 117. Cotas esquina inferior.

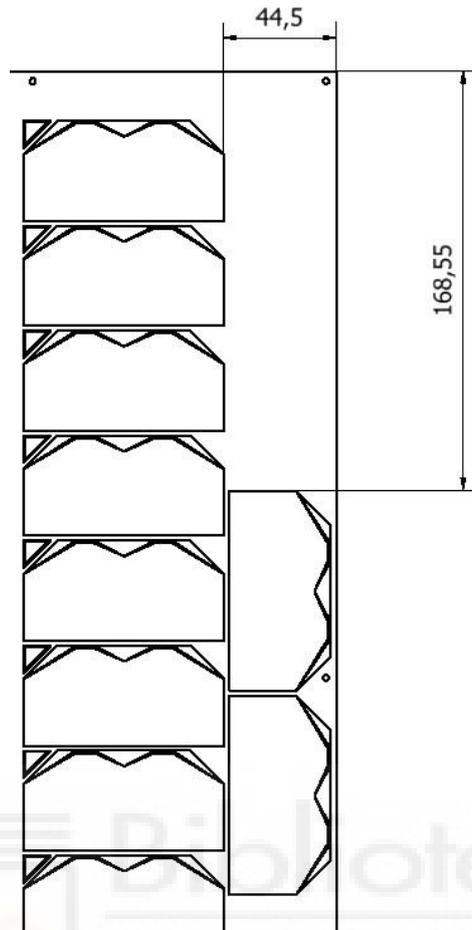


Figura 118. Cotas celdas de la derecha. Hernández

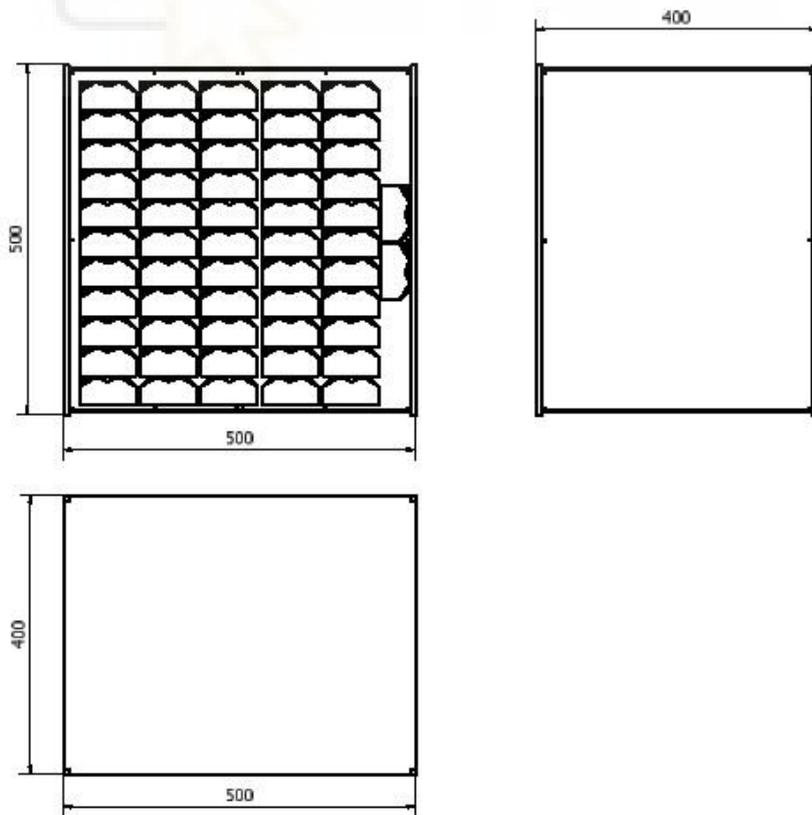


Figura 119. Cotas generales satélite.

A.4. ORIENTACIÓN

La orientación de un satélite es crucial para el éxito de su misión. Mantener una orientación precisa es esencial para que el satélite pueda cumplir sus objetivos, como apuntar con precisión a las antenas en tierra para enviar y recibir señales, apuntar sus cámaras y sensores hacia la superficie terrestre para capturar imágenes y datos, observaciones.

Un satélite que gira sin control puede volverse inestable y perder su funcionalidad, la orientación precisa ayuda a mantener la estabilidad del satélite y evita que se tambalee o gire fuera de control, esto es especialmente importante para satélites con instrumentos sensibles o paneles solares que necesitan estar orientados hacia el sol.

Las antenas de un satélite generalmente tienen un campo de visión limitado, para comunicarse con las estaciones terrestres, el satélite debe orientar su antena hacia la estación con la que desea comunicarse.

Un sistema de control de actitud preciso garantiza que la antena apunte en la dirección correcta.

Para mantener la orientación precisa, los satélites utilizan sistemas de control de actitud (ADCS), también pueden usar magnetopares, consisten en un sistema para el control de actitud y estabilización de satélites artificiales, construido a partir de bobinas electromagnéticas. Estos sistemas utilizan una variedad de sensores y actuadores para monitorear y ajustar la orientación del satélite.

En resumen, la orientación precisa es fundamental para el correcto funcionamiento de un satélite. Permite al satélite realizar sus tareas de manera efectiva, comunicarse con la Tierra, evitar colisiones y mantener la estabilidad.

A.4.1 Orientación Tierra

Un satélite que mantiene una cara perpendicular a la Tierra durante toda su órbita, también conocido como satélite de tres ejes estabilizados, ofrece varias ventajas significativas:

Un satélite de este tipo puede apuntar un instrumento específico, como una cámara o un sensor, hacia un punto fijo en la Tierra durante toda su órbita, esto permite una observación continua del área de interés, sin necesidad de reorientar el satélite constantemente, lo que es particularmente útil para aplicaciones como la observación del clima, la vigilancia ambiental y el monitoreo de recursos naturales.

Al mantener una orientación fija, el satélite puede minimizar los movimientos de guiñada y cabeceo, lo que reduce el consumo de energía de los actuadores del sistema de control de actitud lo que se traduce en una mayor vida útil de la batería y una menor necesidad de maniobras de reabastecimiento de combustible.

Un satélite como este puede apuntar sus instrumentos con mayor precisión que un satélite que gira sin control. Puede ser importante para aplicaciones que requieren mediciones precisas, como la cartografía y la geodesia.

Al mantener una orientación fija, el satélite proporciona una plataforma más estable para sus instrumentos con lo que reducimos las vibraciones y mejoramos la calidad de los datos recopilados.

Simplificando, los satélites de tres ejes estabilizados ofrecen varias ventajas significativas para aplicaciones que requieren observación continua, alta precisión de apuntado y una plataforma estable, sin embargo, también tienen algunas desventajas, como una mayor complejidad operativa, mayor costo y limitaciones de maniobrabilidad.

A.4.2 Orientación Sol

Un satélite que mantiene una cara perpendicular al Sol durante toda su órbita, también conocido como satélite de tres ejes estabilizados con respecto al Sol, ofrece varias ventajas significativas:

Al mantener una cara perpendicular al Sol, el satélite puede recibir energía solar constante durante toda su órbita. Esto permite el uso de paneles solares para generar energía, lo que elimina la necesidad de baterías o de otras fuentes de alimentación. Esto es particularmente útil para misiones de larga duración en órbita alrededor de la Tierra o en el espacio profundo, donde otras fuentes de energía no son viables.

Un satélite que mantiene una cara perpendicular al Sol experimenta un ciclo térmico estable, con una cara siempre expuesta al Sol y la otra siempre en la sombra. Esto facilita el control de la temperatura del satélite, lo que es crucial para el correcto funcionamiento de sus componentes electrónicos. Esto es especialmente importante para satélites que operan en entornos extremos, como en órbitas polares o cerca del Sol.

Al mantener una orientación fija con respecto al Sol, el satélite puede apuntar sus instrumentos con precisión hacia el Sol o hacia otros objetos celestes. Esto es importante para aplicaciones como la observación solar, la heliofísica y la astronomía espacial.

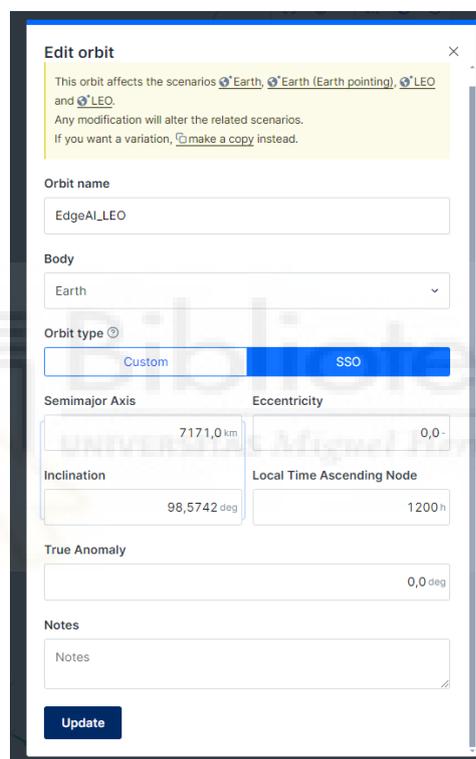
Un satélite de tres ejes estabilizados con respecto al Sol no requiere un sistema de control de actitud tan complejo como un satélite que necesita apuntar en diferentes direcciones. Esto reduce el peso, el volumen y la complejidad del satélite, lo que lo hace más económico y fácil de construir y operar.

En resumen, los satélites de tres ejes estabilizados con respecto al Sol ofrecen varias ventajas significativas para misiones que requieren energía solar constante, control térmico estable, apuntamiento preciso de instrumentos y una reducción de la complejidad del sistema. Sin embargo, también tienen algunas desventajas, como limitaciones de observación, la necesidad de maniobras y una mayor sensibilidad a la radiación solar.

A.5. SIMULACIÓN

El software utilizado para la simulación se llama Radian Systems, y es un software de cálculo en línea de análisis térmico para nanosatélites. Este utiliza un modelo de parámetros concentrados, que se basa en el modelizado de un medio continuo como un conjunto discreto de nodos que constituyen la capacidad calorífica del sistema, y que se encuentran unidos mediante una serie de conductores que representan la conductancia.

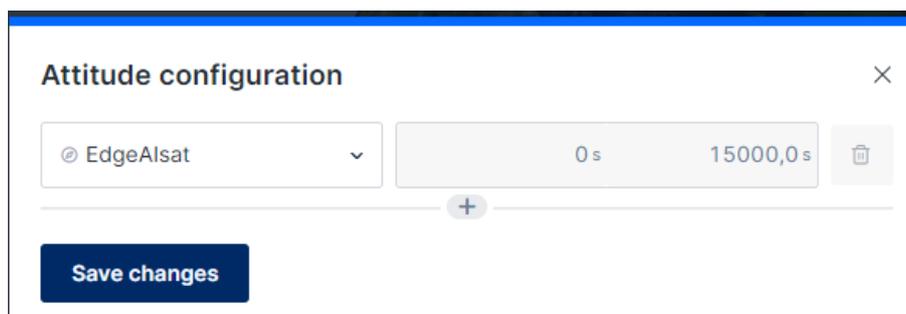
La primera tarea que realizar en el software es crear un modelo a partir de las operaciones que nos proporciona el mismo. En nuestro caso, se pretende estudiar la irradiancia en los paneles en distintos casos orbitales, por lo que, nos centraremos más en los datos de la órbita que en el diseño del modelo. Una vez en el entorno del escenario de la misión, se define la órbita de la misión (*Figura 120*).



The screenshot shows a dialog box titled "Edit orbit" with a close button (X) in the top right corner. Below the title is a yellow warning box with the text: "This orbit affects the scenarios Earth, Earth (Earth pointing), LEO and LEO. Any modification will alter the related scenarios. If you want a variation, make a copy instead." Below this are several input fields: "Orbit name" with the value "EdgeAI_LEO", "Body" with a dropdown menu showing "Earth", "Orbit type" with two radio buttons, "Custom" and "SSO" (selected), "Semimajor Axis" with the value "7171,0 km", "Eccentricity" with the value "0,0", "Inclination" with the value "98,5742 deg", "Local Time Ascending Node" with the value "1200 h", and "True Anomaly" with the value "0,0 deg". At the bottom, there is a "Notes" field and an "Update" button.

Figura 120. Parámetros órbita.

La órbita tendrá una distancia radial de 7171km desde el centro del cuerpo. Una vez elegido el cuerpo a orbitar y sus parámetros, el software pide la "attitude configuration". (*Figura 121*).



The screenshot shows a dialog box titled "Attitude configuration" with a close button (X) in the top right corner. Below the title is a dropdown menu showing "EdgeAlsat" with a downward arrow. To the right of the dropdown are two input fields for time: "0 s" and "15000,0 s", with a trash icon to the right of the second field. Below these fields is a plus sign (+) in a circle. At the bottom, there is a "Save changes" button.

Figura 121. Parámetros órbita.

Aquí es donde se configurará la dirección del satélite respecto del cuerpo que se esté orbitando, como también la rotación del satélite sobre sí mismo relativo a alguno de sus ejes. De igual modo, se puede referenciar una de las caras del satélite en dirección a otro cuerpo. En este caso, tenemos que crear dos casos; uno con los paneles mirando siempre hacia el Sol y otro con una cara apuntando siempre a la Tierra (*Figura 122*).

Edit attitude

This attitude affects the scenarios [Earth](#) and [LEO](#).
Any modification will alter the related scenarios.
If you want a variation, [make a copy](#) instead.

Attitude name
EdgeAlsat

Constraint ⓘ
Normal to orbit

Body alignment vector ⓘ
0,0 1,0 0,0

Body constraint vector ⓘ
0,0 0,0 1,0

Enable rotation around a given axis

Rotation axis ⓘ
Body alignment axis

Spin rate ⓘ
0,06 deg/s
1 spin every 6000 seconds

Point model to a different body ⓘ

Reference body
Sun

Figura 122. Attitude para mirando el Sol.

Con estos parámetros ya establecidos el software ya nos permite ver los resultados para estas órbitas.

A.6. RESULTADOS OBTENIDOS

Los resultados obtenidos para las órbitas definidas son los mostrados a continuación:

- Los flujos solares para las dos configuraciones:

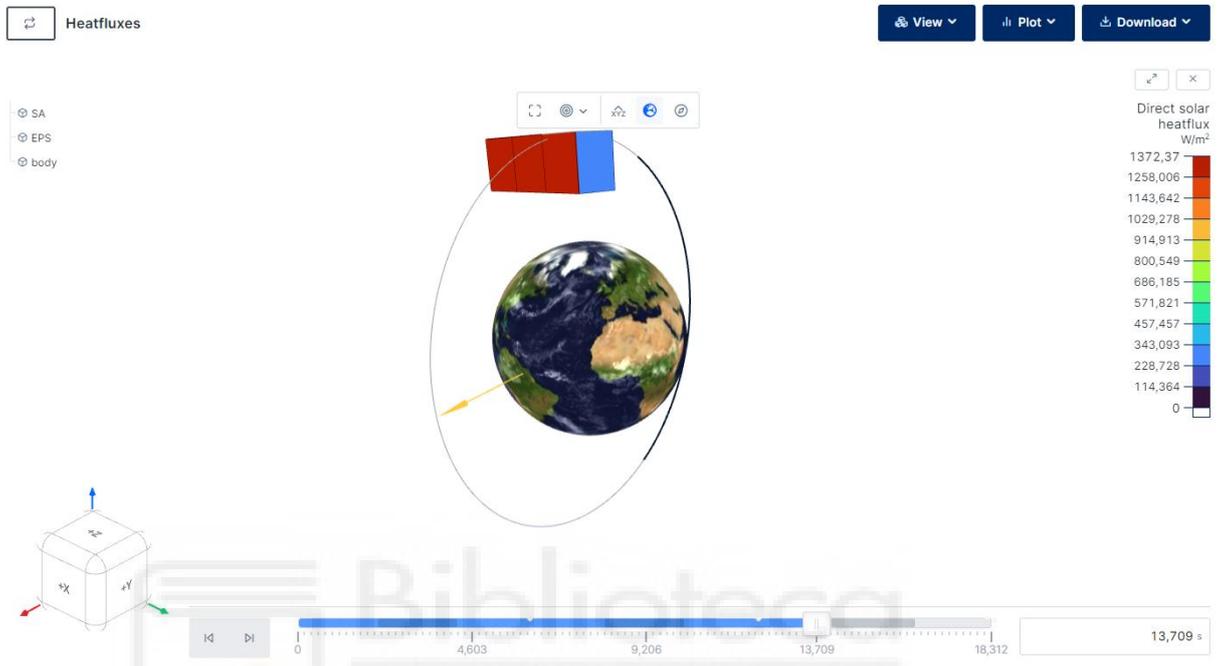


Figura 123. Flujo solar mirando a la Tierra.

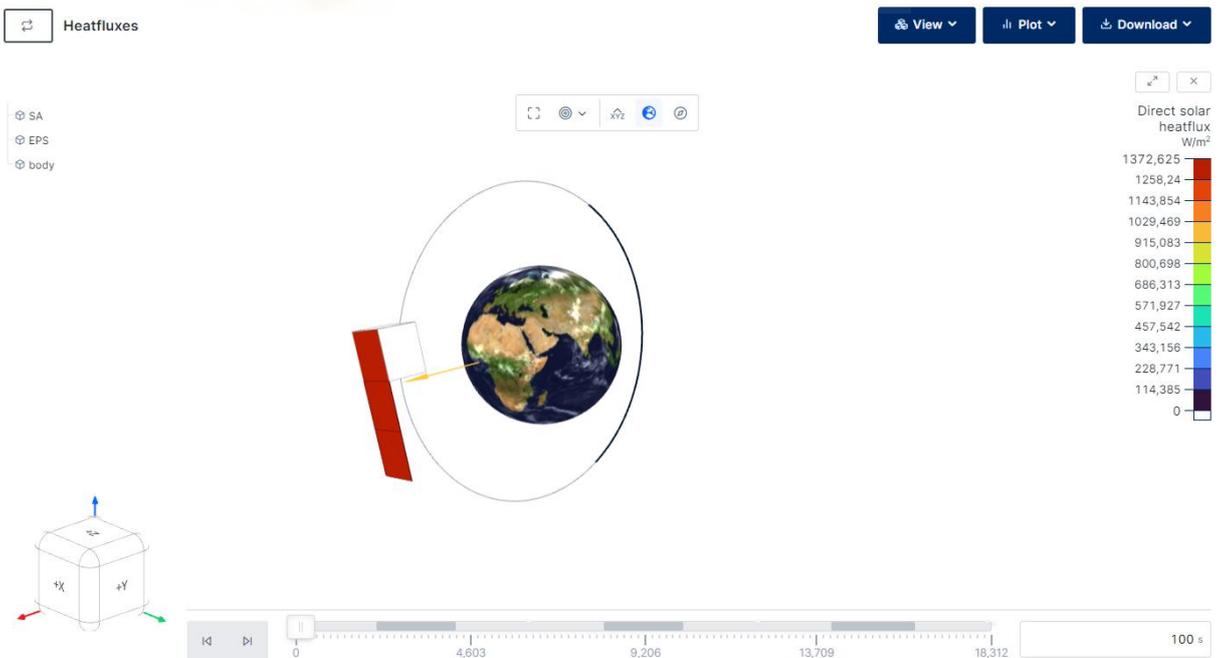


Figura 124. Flujo solar mirando al Sol.

- El flujo por albedo en las distintas opciones estudiadas:

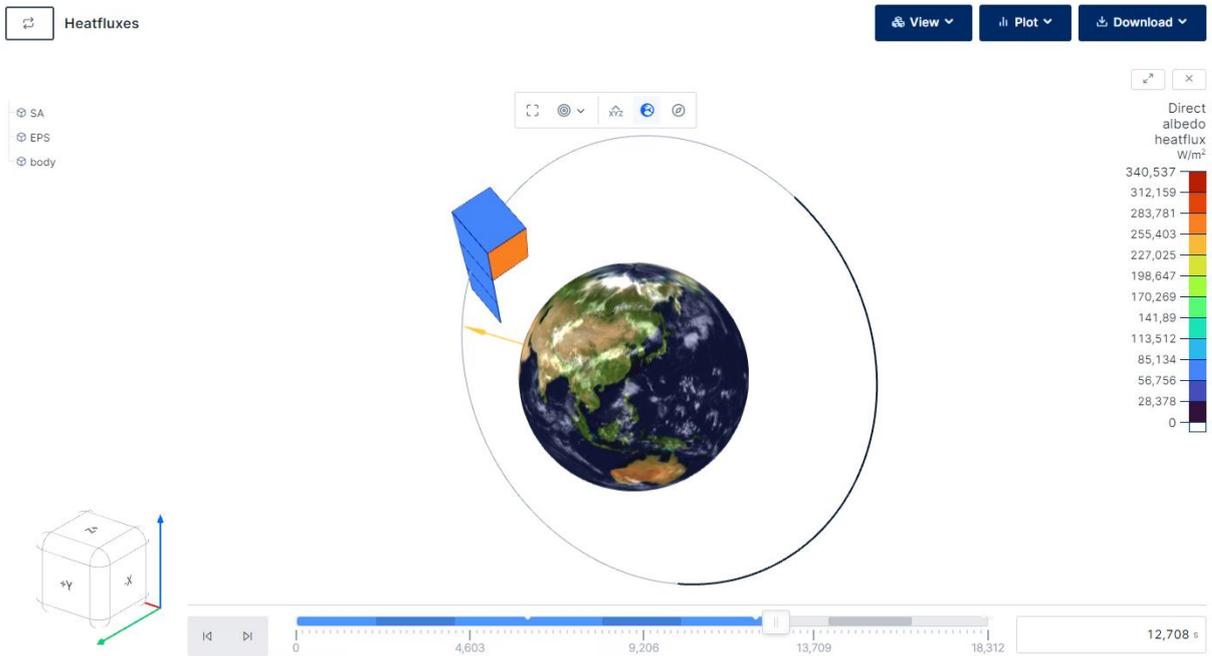


Figura 125. Albedo mirando a la Tierra.

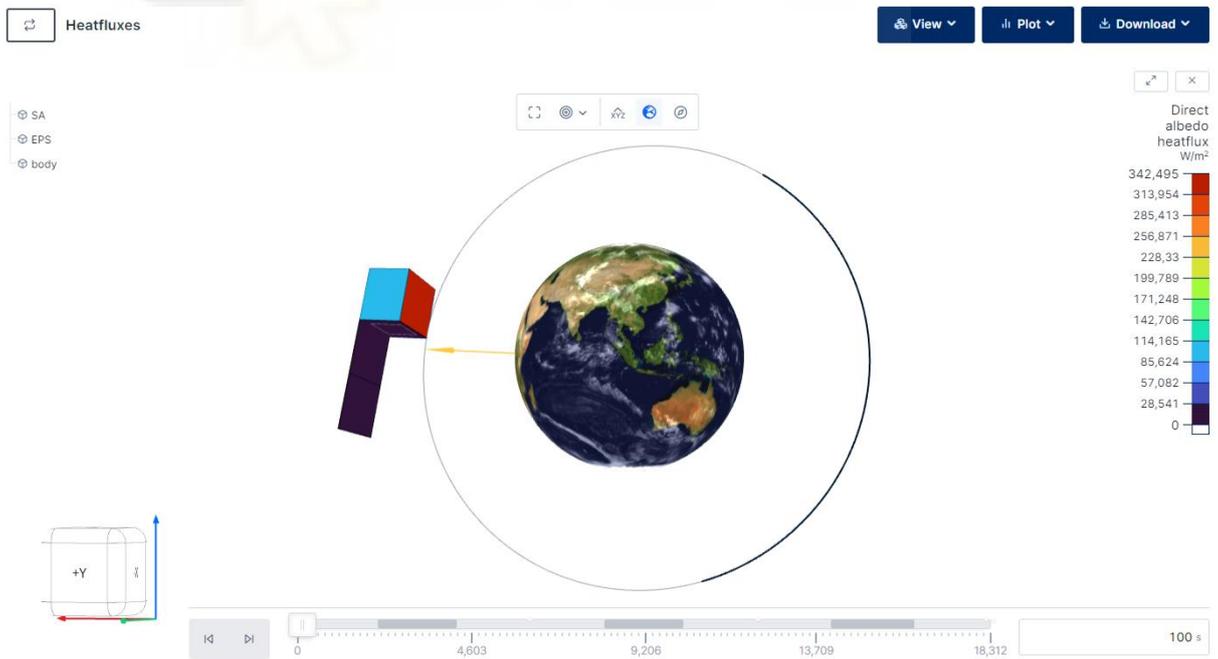


Figura 126. Albedo mirando al Sol.

- El flujo planetario recibido en ambos casos:

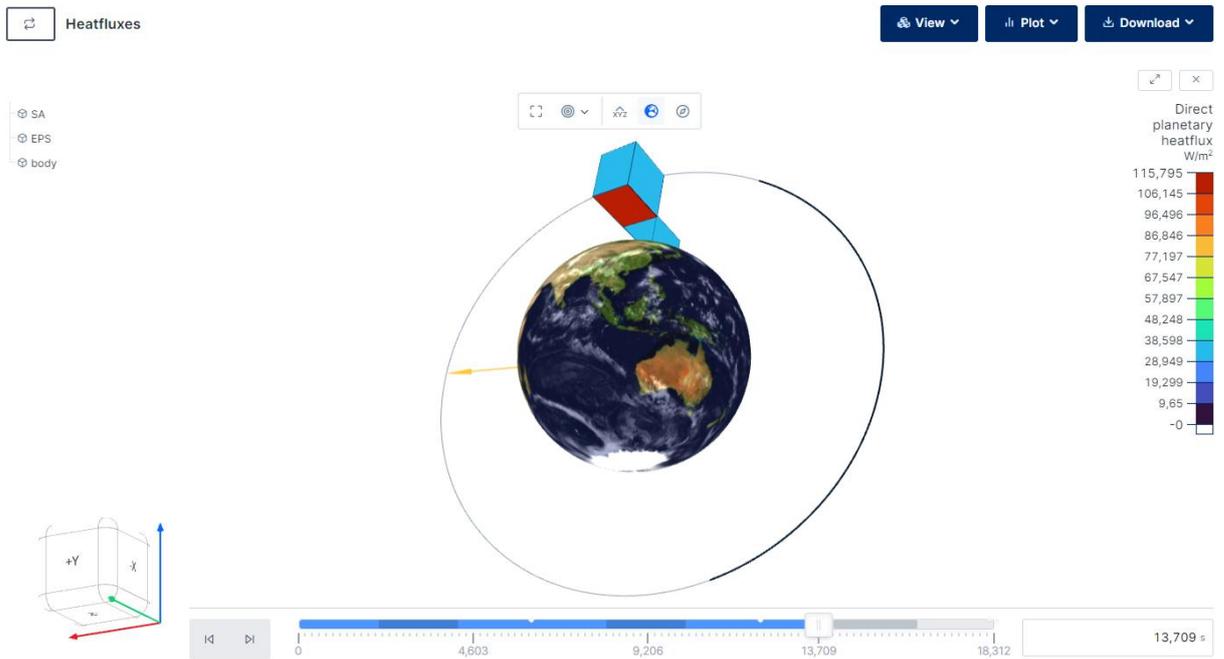


Figura 127. Flujo planetario mirando a la Tierra.

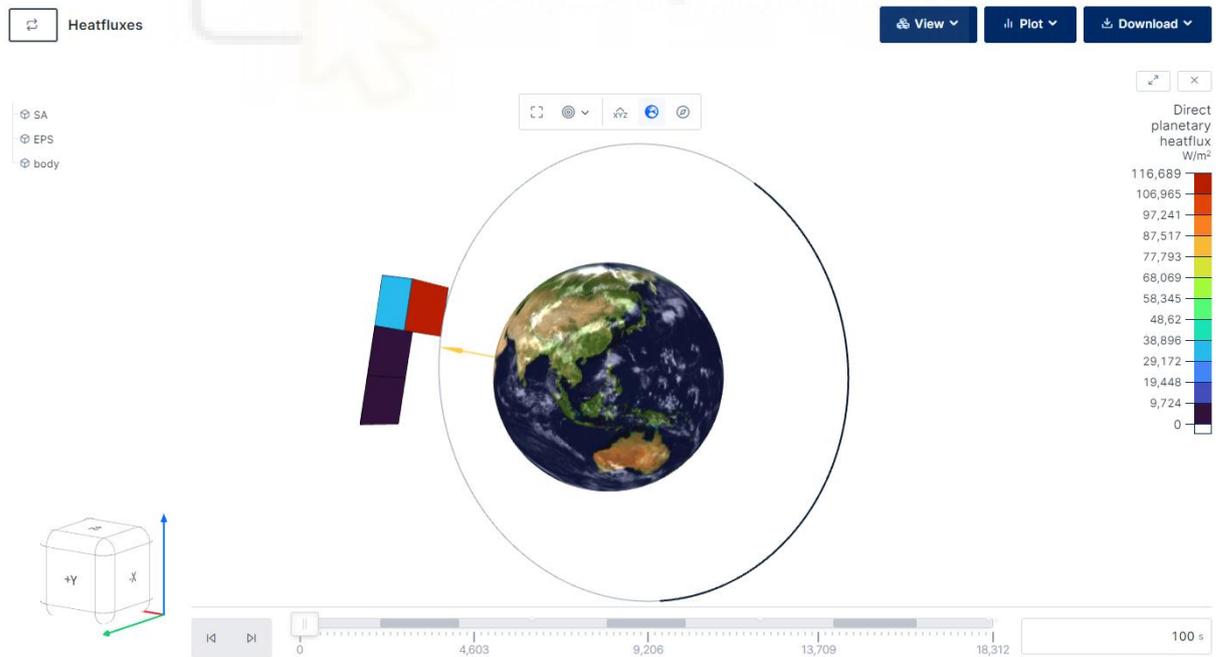


Figura 128. Flujo planetario mirando al Sol.

- Los resultados anteriores agrupados en una gráfica para las dos configuraciones:

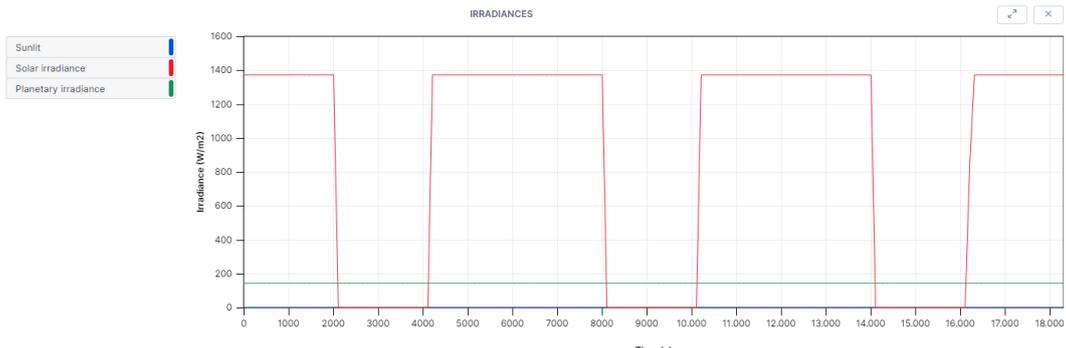


Figura 129. Irradiancias mirando a la Tierra.

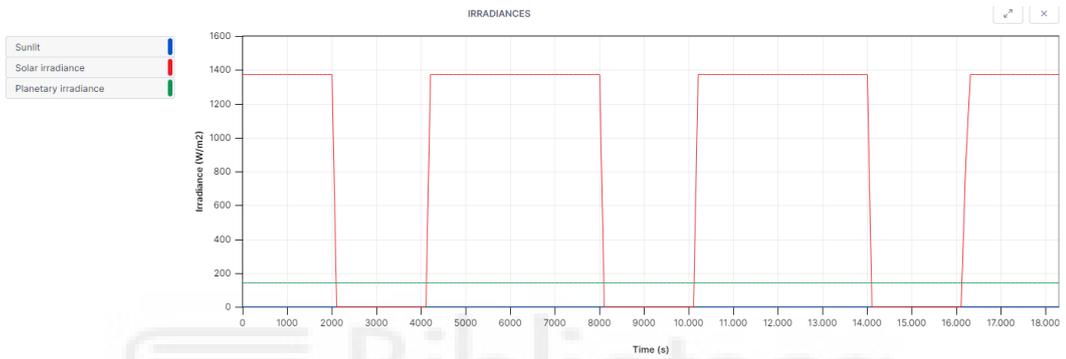


Figura 130. Irradiancias mirando al Sol.

- Flujo solar en las caras del satélite en ambas configuraciones:

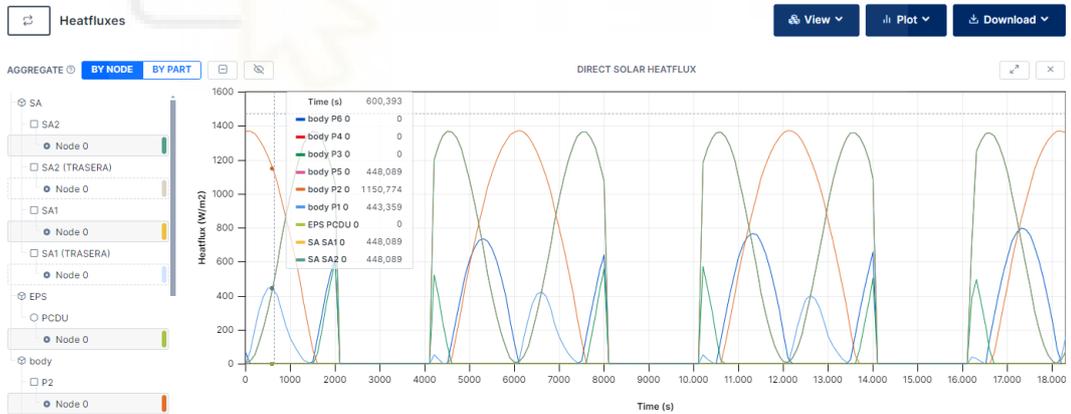


Figura 131. Flujo solar en las caras mirando a la Tierra.

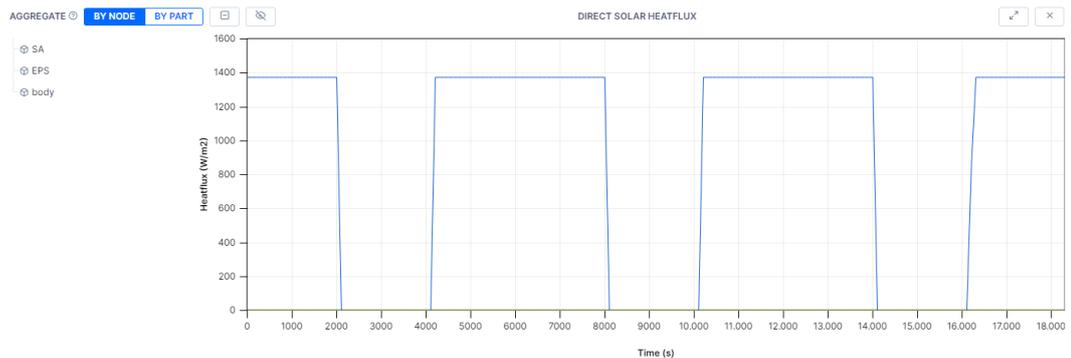


Figura 132. Flujo solar en las caras mirando al Sol.

Como se puede ver en *Figura 132*, en el caso que interese generar más potencia con los paneles se deben orientar mirando hacia al sol ya que el flujo solar tiene un valor constante de prácticamente 1400W/m^2 en todo momento, quitando las horas de eclipse.

En la *Figura 131* vemos como el flujo varía con el tiempo y en cada cara del satélite siendo predominante en las tres caras que incide directamente la irradiancia.

- Las posiciones y los tiempos en eclipse para las dos opciones estudiadas:

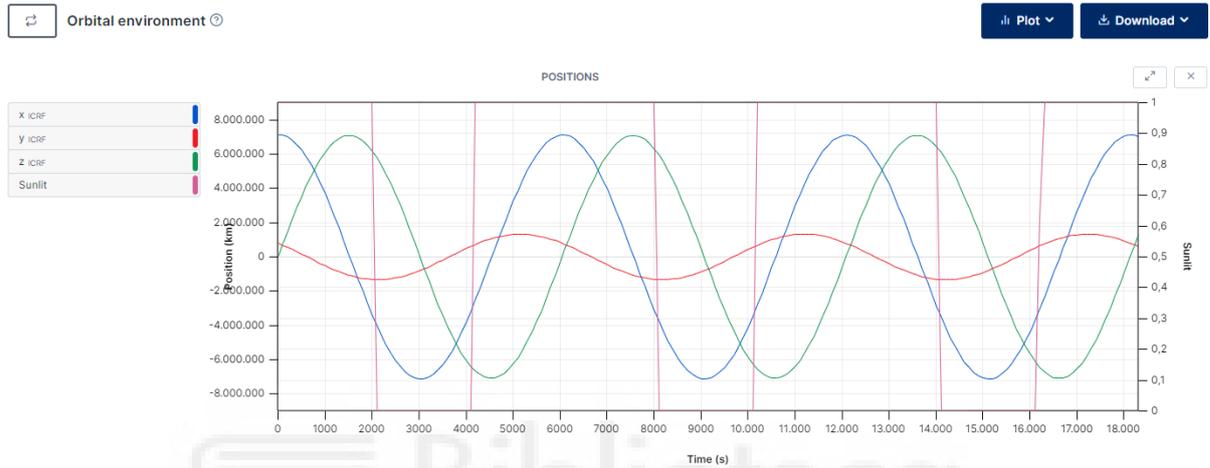


Figura 133. Posiciones y eclipse mirando a la Tierra.

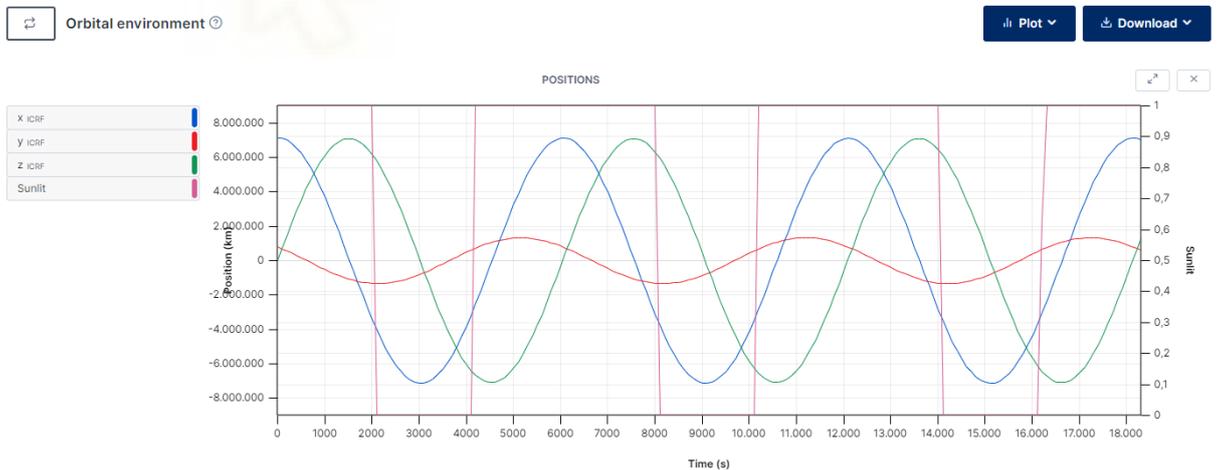


Figura 134. Posiciones y eclipse mirando al Sol.

- Las temperaturas durante la órbita en las distintas configuraciones:



Figura 135. Temperaturas mirando a la Tierra.

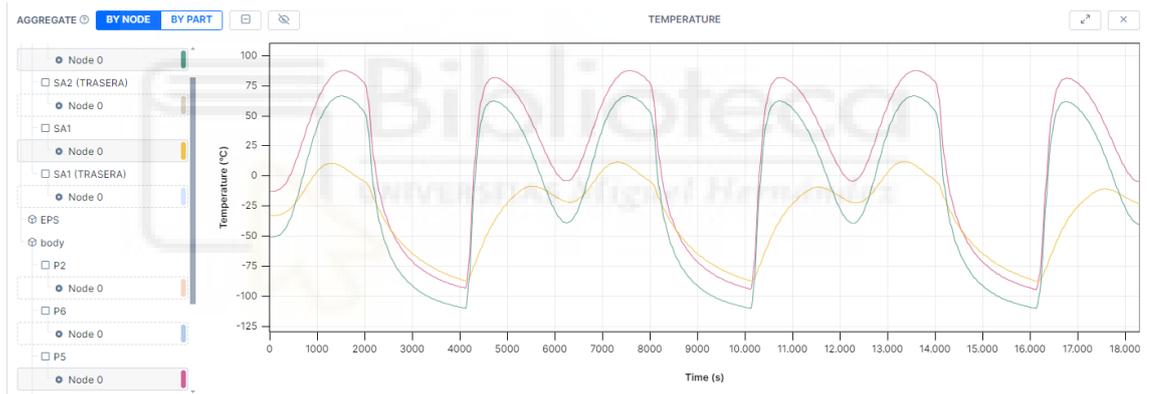


Figura 136. Temperaturas transitorio mirando a la Tierra.

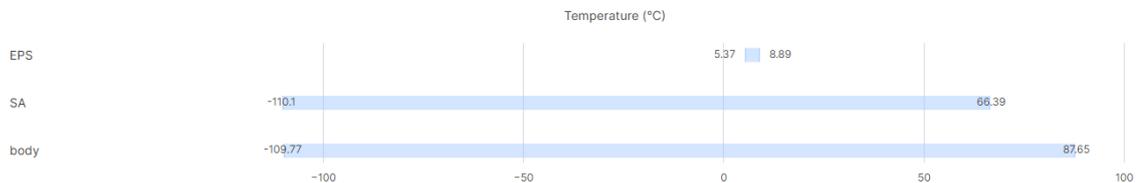


Figura 137. Temperaturas máximas y mínimas mirando a la Tierra.

Quando la orientación es mirando a la Tierra siempre con una cara podemos ver que la temperatura es menos uniforme con una temperatura máxima en una de las caras de 87,65°C y una mínima en la cara donde no incide el sol de -109,77°C. La unidad de potencia eléctrica se mantiene en esta órbita entre 5 y 9 grados centígrados.

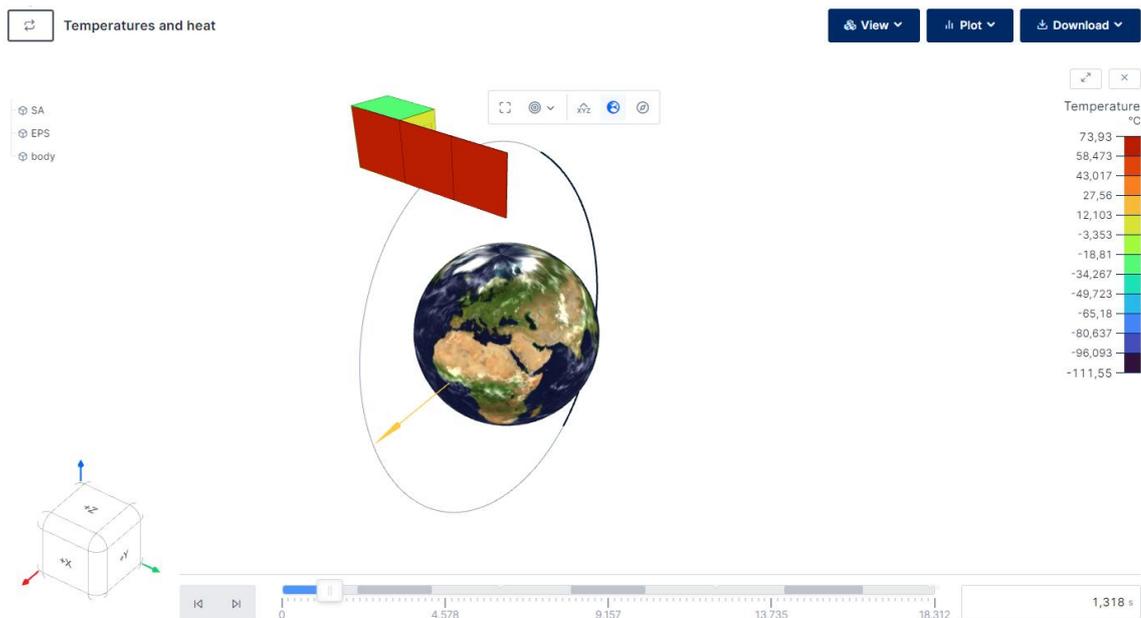


Figura 138. Temperaturas mirando al Sol.

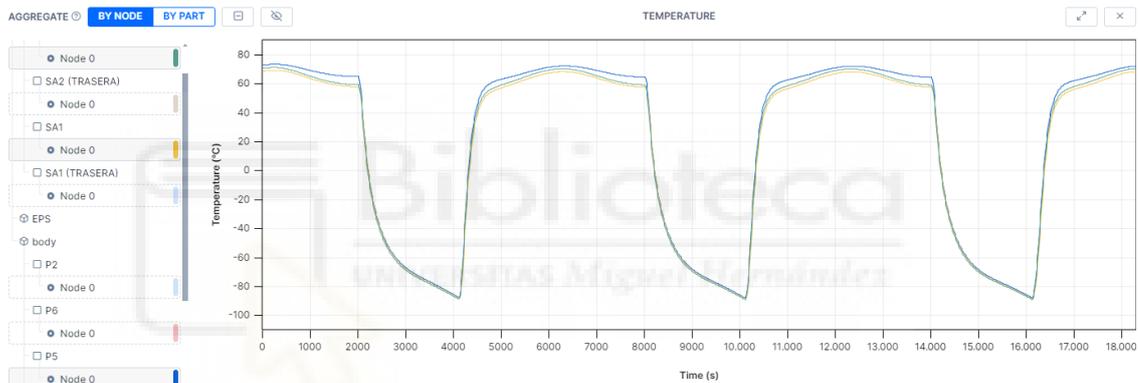


Figura 139. Temperaturas transitorio mirando al Sol.

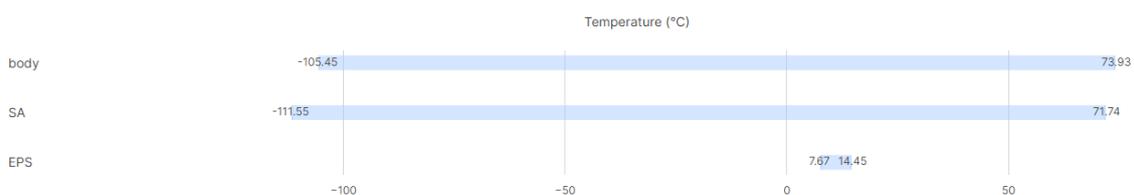


Figura 140. Temperaturas máximas y mínimas mirando al Sol.

En cambio, cuando la orientación es mirando al Sol siempre con una cara podemos ver que la temperatura máxima en una de las caras de 73,93°C y una mínima en la cara donde no incide el sol de -105,45°C. Esta disminución de temperatura máxima se debe principalmente a la diferencia en la intensidad y naturaleza de la radiación recibida (solar directa versus terrestre), la capacidad de disipación de calor del satélite y las propiedades de los materiales de su superficie. En general, la radiación solar directa es más intensa, pero puede ser mejor manejada mediante disipación al espacio, mientras que la radiación terrestre, aunque menos intensa, puede generar una acumulación de calor más uniforme. La unidad de potencia eléctrica se mantiene en esta órbita entre 7 y 14,45 grados centígrados, este aumento de temperatura se debe a la ubicación de la EPS frente de la cara donde incide más irradiancia.

A.7. CONCLUSIÓN

En este documento se presenta un análisis detallado sobre la irradiancia solar en paneles de un nanosatélite en órbita LEO, considerando dos configuraciones de orientación: Orientado hacia la Tierra y hacia el Sol.

Los resultados obtenidos muestran que la orientación hacia el Sol es más eficiente para generar energía, ya que proporciona un flujo solar constante de casi 1400 W/m^2 , excepto durante los eclipses. Sin embargo, esta orientación también implica temperaturas más uniformes y un rango térmico más controlado en comparación con la orientación hacia la Tierra, que presenta mayores variaciones térmicas.

La orientación hacia la Tierra, aunque menos eficiente en términos de generación de energía, puede ser útil para aplicaciones específicas como observación terrestre, pero requiere un manejo térmico más complejo debido a las diferencias extremas de temperatura entre las caras del satélite.

En conclusión, la elección de la orientación del satélite debe basarse en los objetivos de la misión, priorizando la generación de energía y la estabilidad térmica para misiones prolongadas, mientras que la orientación hacia la Tierra puede ser más adecuada para tareas de observación y comunicación. Este estudio preliminar sirve como base para definir especificaciones y optimizar el diseño de los paneles solares y el sistema de control de actitud en futuras misiones espaciales. Independientemente de la orientación elegida, el uso de paneles solares desplegados es una solución óptima para maximizar la eficiencia energética, mejorar la gestión térmica y aumentar la resiliencia del satélite.

ACRÓNIMOS Y TERMINOLOGÍA

ADCS	Attitude Determination and Control Subsystem
CAD	Computer-Aided Design
EPS	Electrical Power Subsystem
GEO	Geosynchronous equatorial orbit
HEO	High Earth orbit
LEO	Low Earth Orbit
SMU	Source Meter Unit



ANEXO B. MODELADO 3D, FABRICACIÓN CAM Y PLANOS.

B.1. DISEÑO CAD

La caja de las baterías se ha diseñado con Autodesk Inventor partiendo del ensamblaje de la estructura con la forma de los anillos que componen la estructura, para empezar a modelar la caja se crea una nueva pieza dentro del ensamblaje de la estructura.

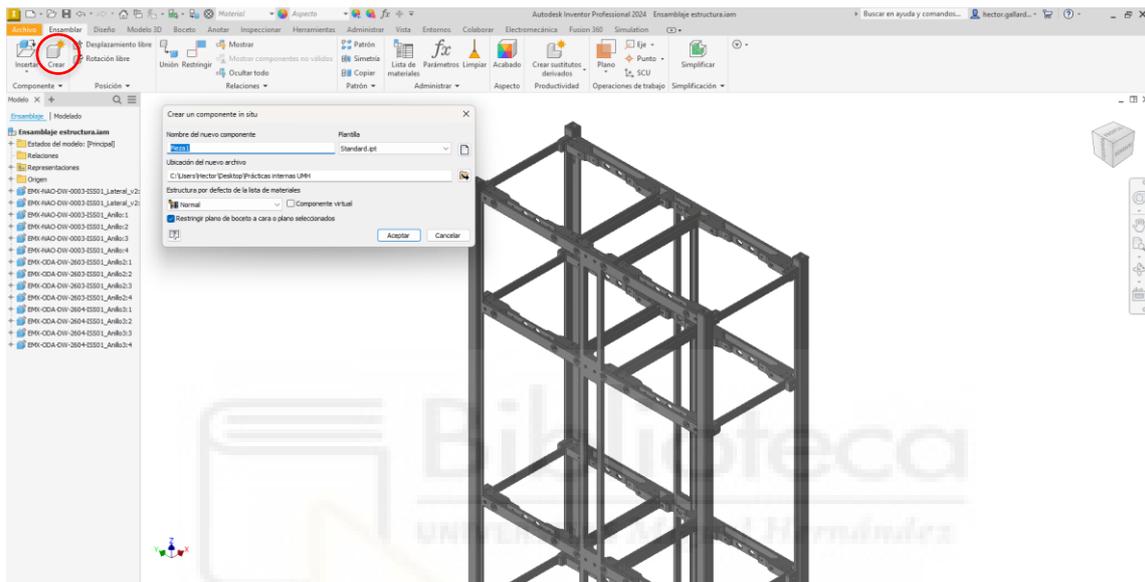


Figura 141. Crear pieza.

A continuación, se selecciona en que cara del ensamblaje se quiere colocar el centro de coordenadas de la pieza, y después se crea un boceto en el plano en el que se quiere trabajar.

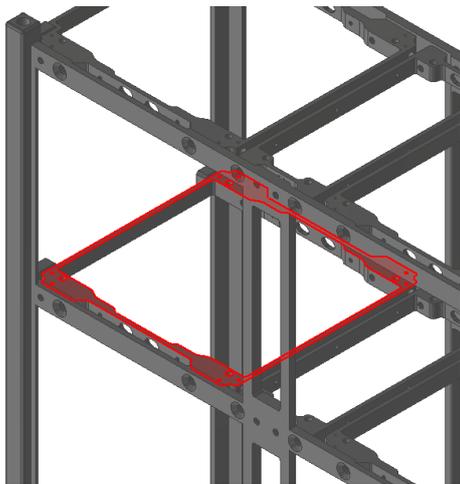


Figura 142. Partida de las coordenadas.

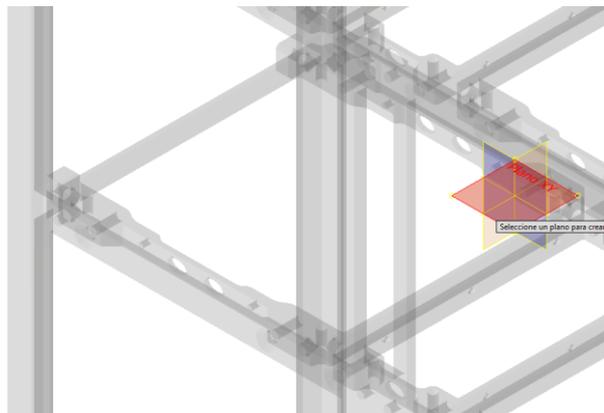


Figura 143. Plano de trabajo.

Seguidamente, se proyecta la geometría con la forma del anillo que es de utilidad como trazo del diseño para que la caja pueda coincidir perfectamente con el anillo.

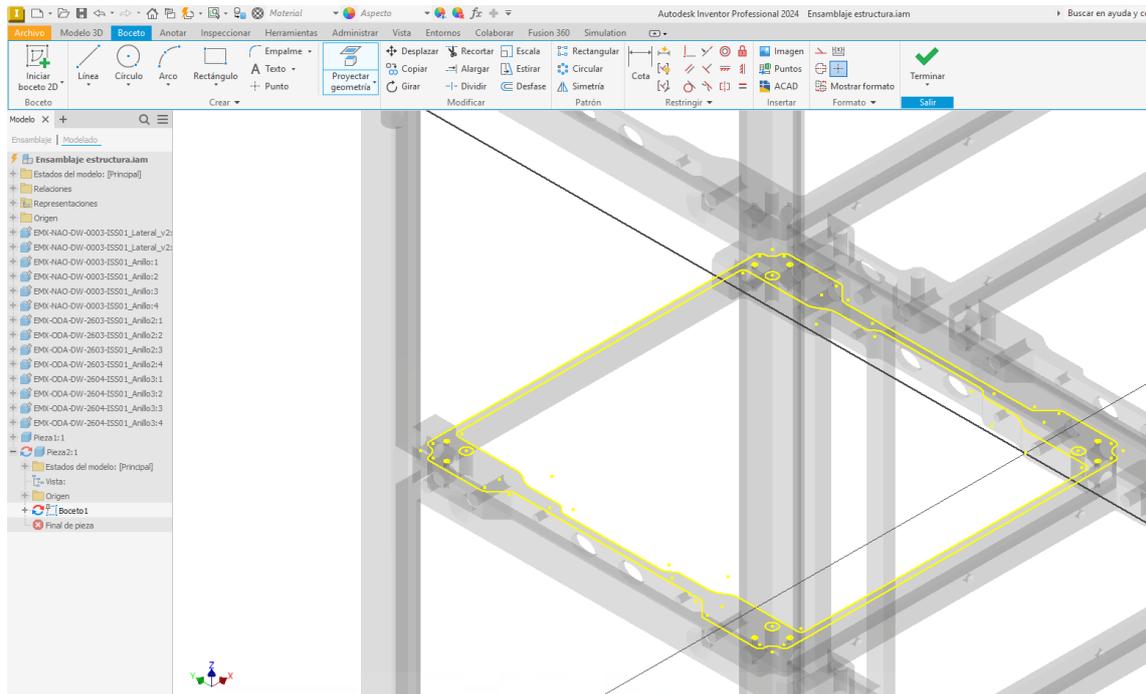


Figura 144. Geometría proyectada.

Posteriormente, se selecciona el perfil a extruir a la altura deseada para la caja, en nuestro caso, se ha decidido una altura total de la caja de 28mm, es decir, una altura de 14mm para cada parte, con esto ya está obtenida la geometría de la caja.

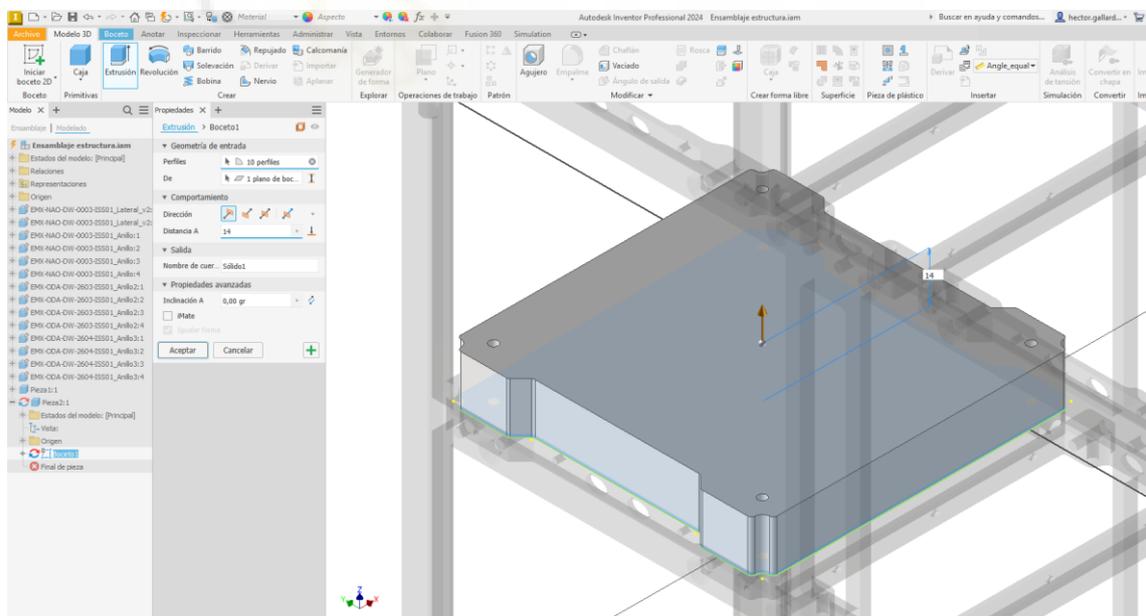


Figura 145. Extrusión del sólido.

El siguiente paso es guardar la pieza y abrir el archivo fuera del ensamblaje, seguidamente se duplica el archivo para tener dos partes, una que se nombra parte superior y la otra parte que la denominamos inferior.

Se empieza a trabajar con la parte inferior, una vez se termine esta, se parte de este modelo para hacer la parte superior ya que estas son idénticas modificando un par de detalles que se explican más adelante. El primer paso es realizar un vaciado, esto se realiza extruyendo con la opción de vaciar material hasta obtener la geometría deseada.

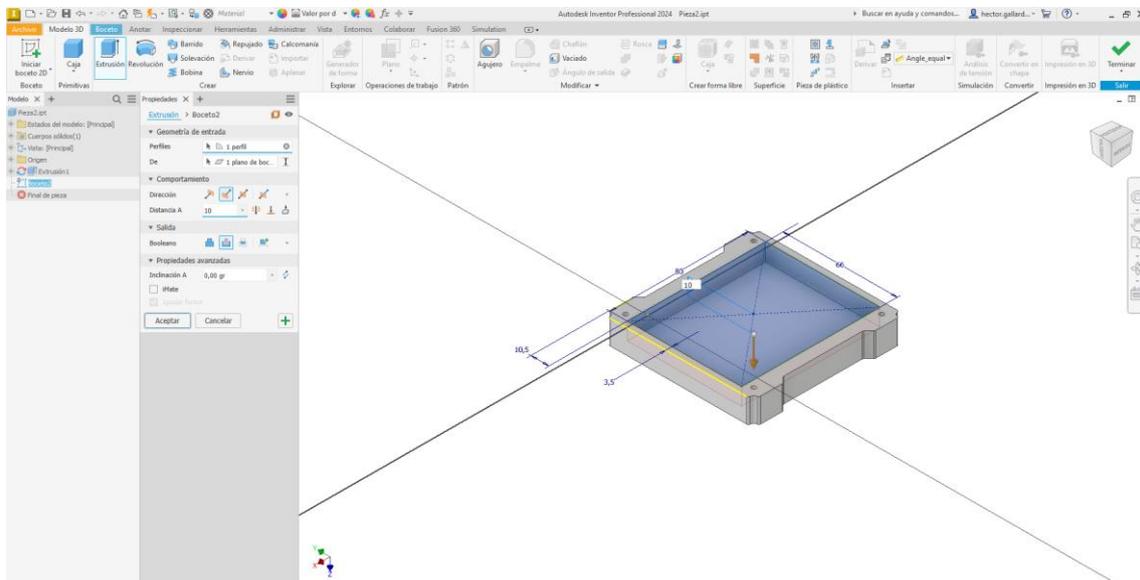


Figura 146. Vaciado central.

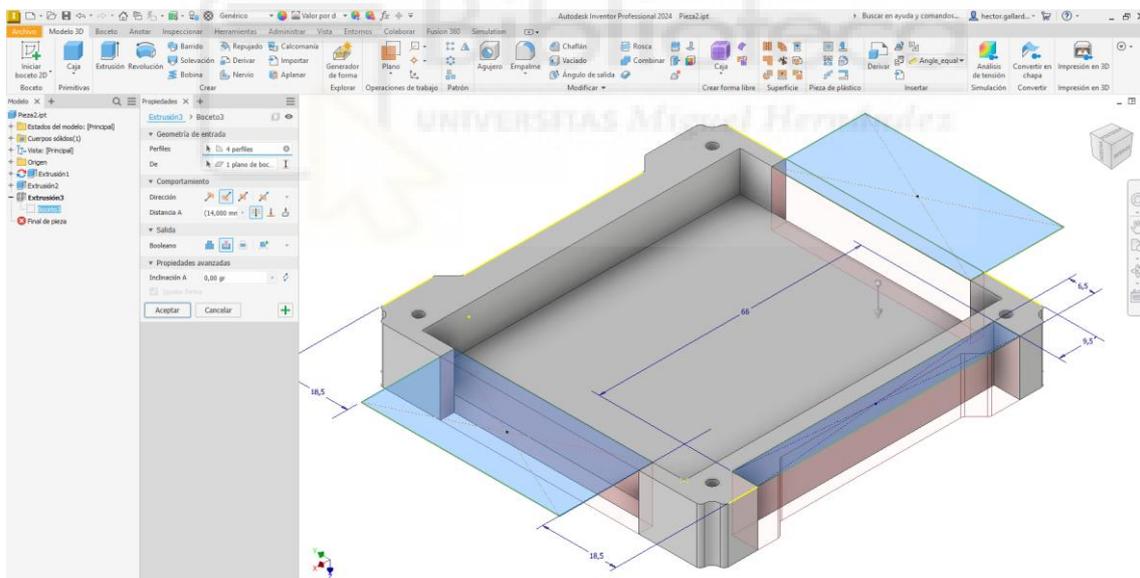


Figura 147. Vaciado laterales.

A continuación, se crea un boceto en el plano indicado en la *Figura 148* y se dibuja un perfil a través de semicírculos y líneas que constituirá la parte donde apoyan las celdas de las baterías, se dibuja la mitad y se realiza una simetría para que sea completamente simétrico.

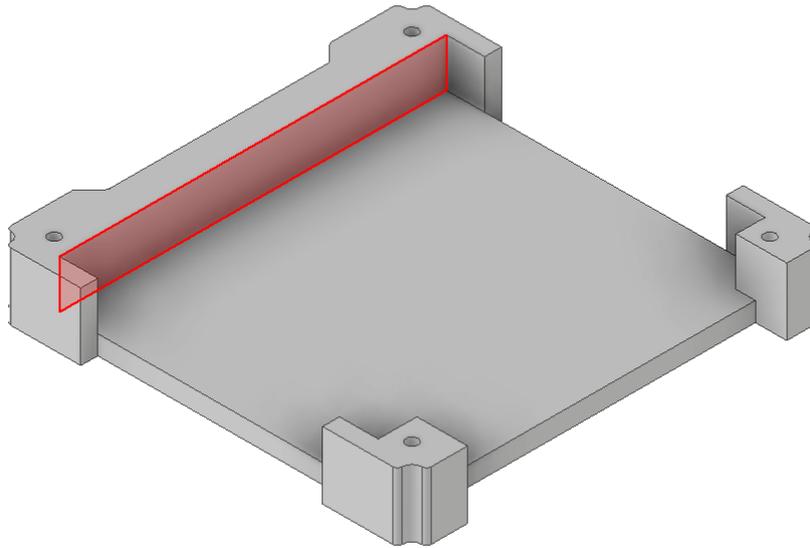


Figura 148. Plano de trabajo boceto.

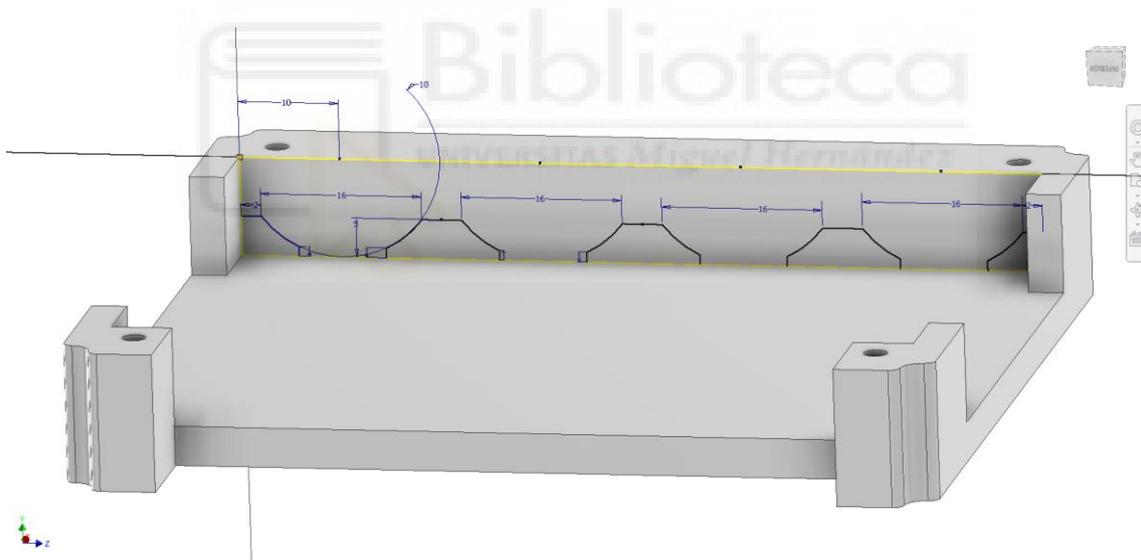


Figura 149. Boceto que extruir.

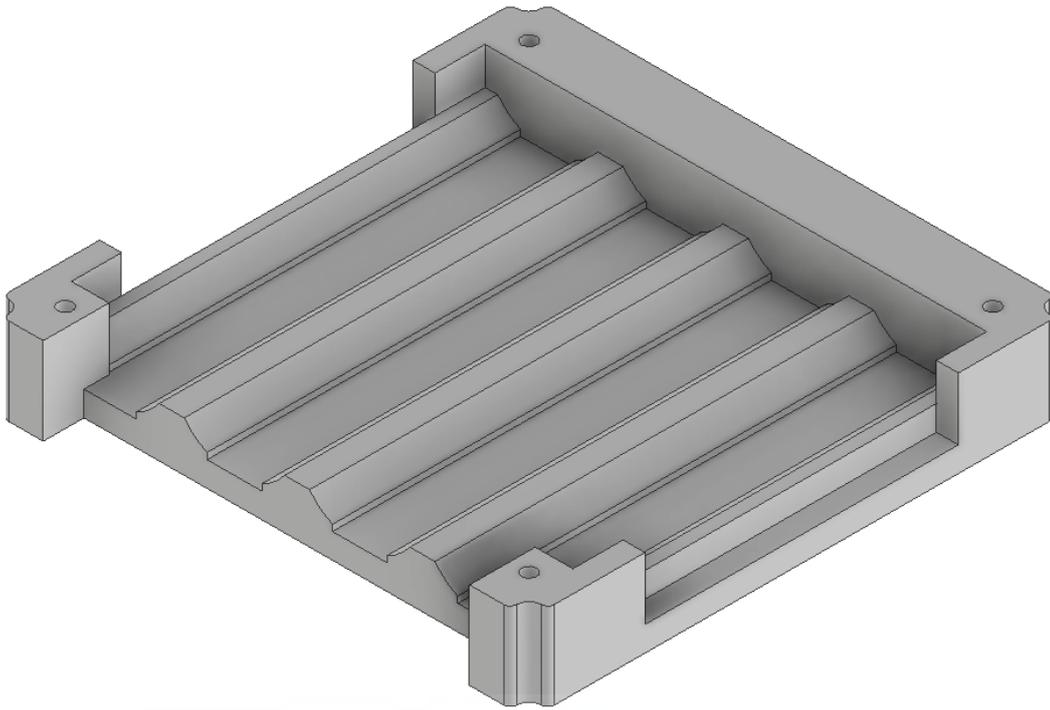


Figura 150. Geometría después de operaciones de extrusión.

Este es el punto en el que se realiza una copia de esta pieza para modificarla posteriormente, acto seguido se continúa en esta pieza y se realizan los taladros necesarios para poder atornillar las tapas, para atornillar la PCB, los taladros para que no se produzca vacío en el interior de los tornillos y una serie de empalmes. Se empieza con los que unen las tapas que serán dos taladros de métrica 3 donde roscarán los tornillos que unen las dos partes.

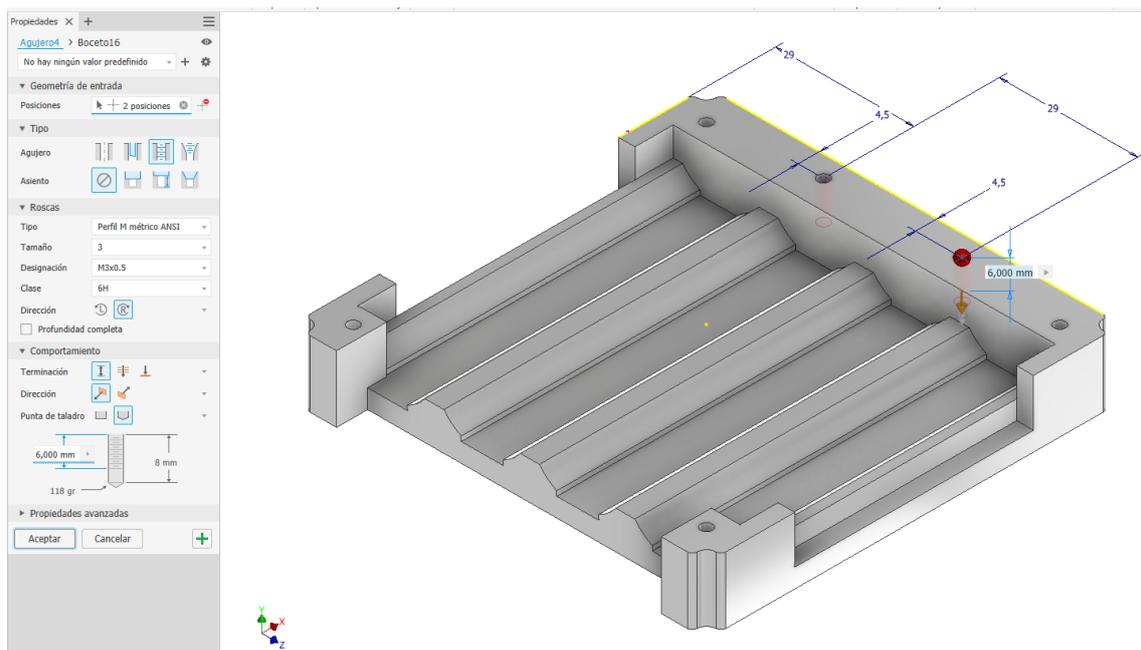


Figura 151. Taladros M3.

Ahora, se realizan los taladros donde atornillaremos la PCB que une la parte de arriba con la de abajo, estos son roscados y de métrica 2,5.

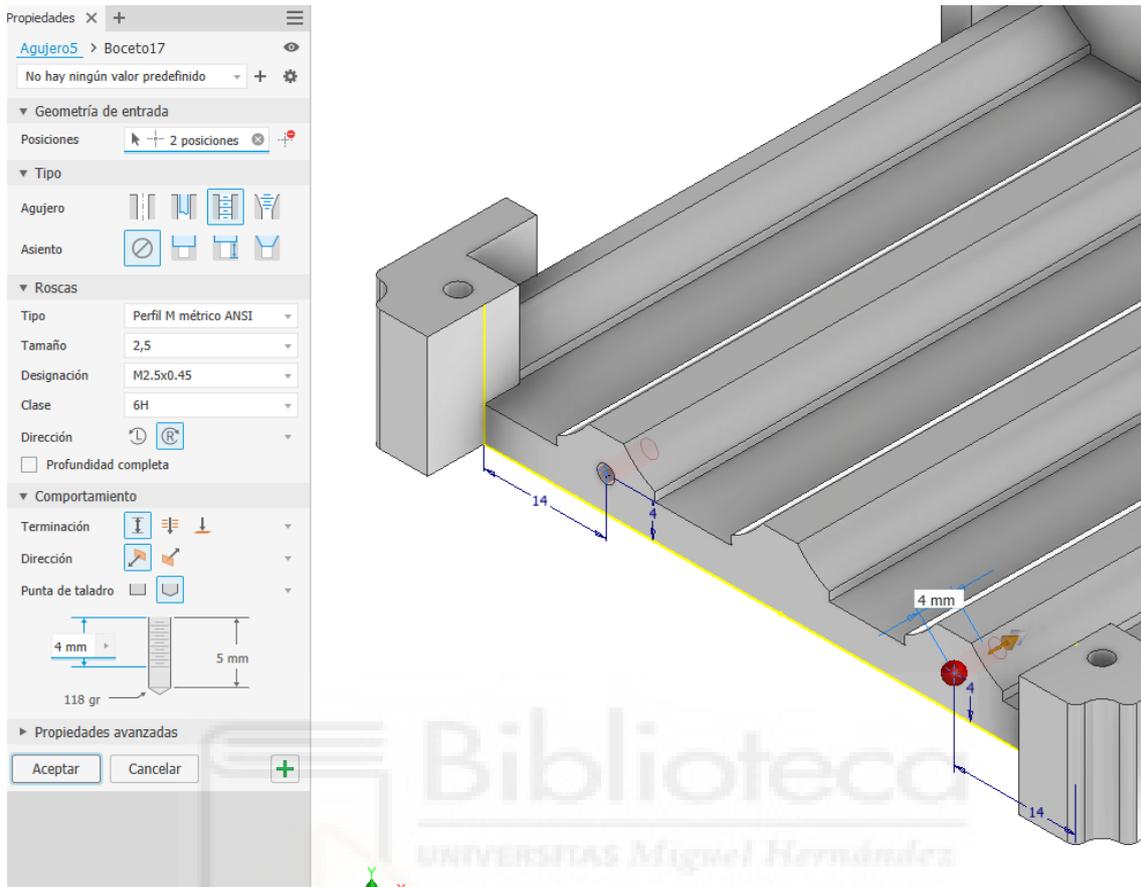


Figura 152. Taladros M2,5.

Seguido a estos se realizan los taladros para evitar problemas relacionados con las diferencias de presión los cuales serán de 0,5 mm de radio e igualará las presiones. Son pasantes hasta llegar al agujero de los otros taladros.

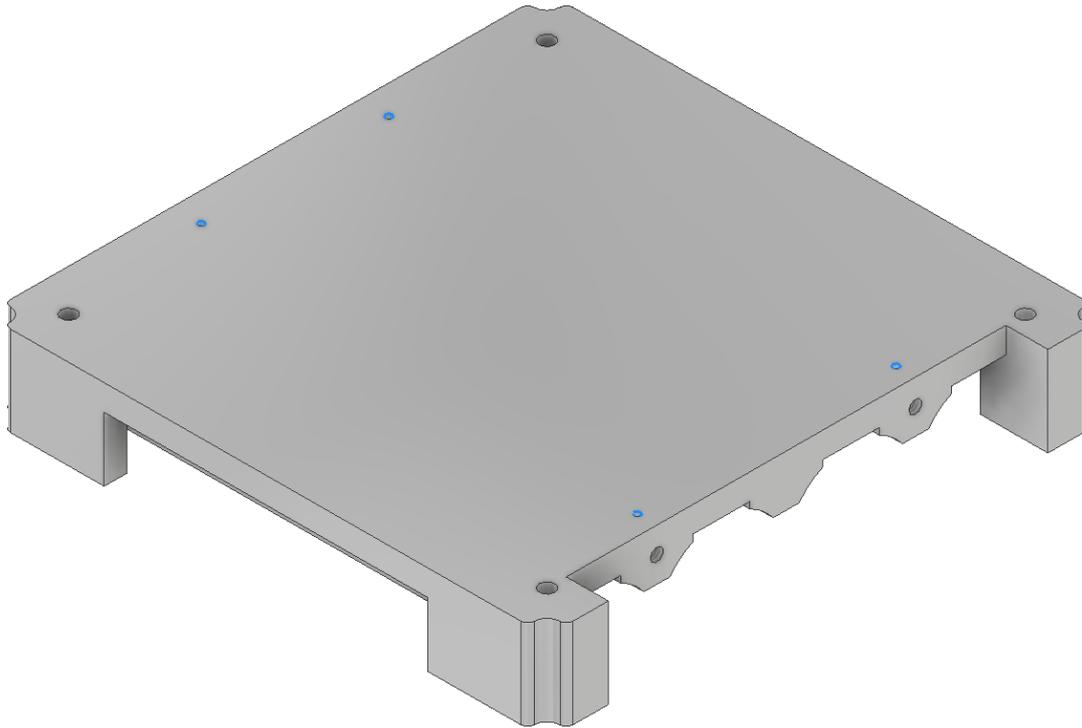


Figura 153. Taladros 1mm.

Una vez están todas las operaciones realizadas se aplican los empalmes de radio 3mm en las esquinas interiores y empalmes de 1,5mm.

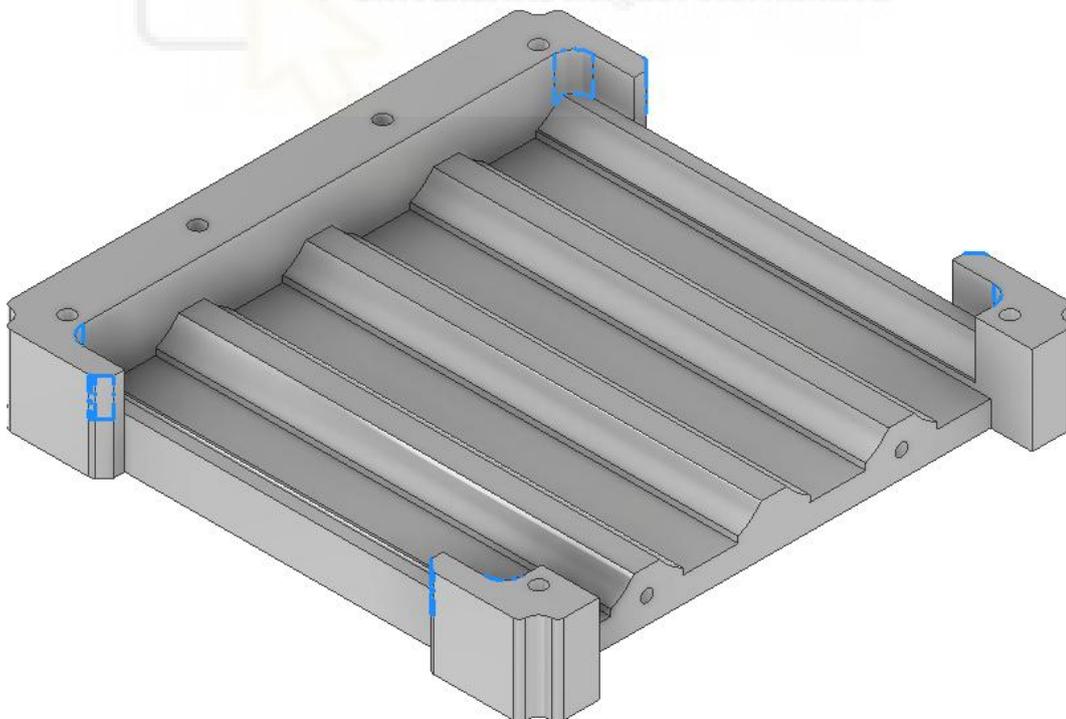


Figura 154. Chaflanes y empalmes efectuados.

Por último, se realiza una modificación experimental (observada durante el ensamblaje del modelo impreso en 3D), que consiste en rebajar el centro de la tapa donde apoyan las celdas con el propósito de que los cables con abulten y choquen.

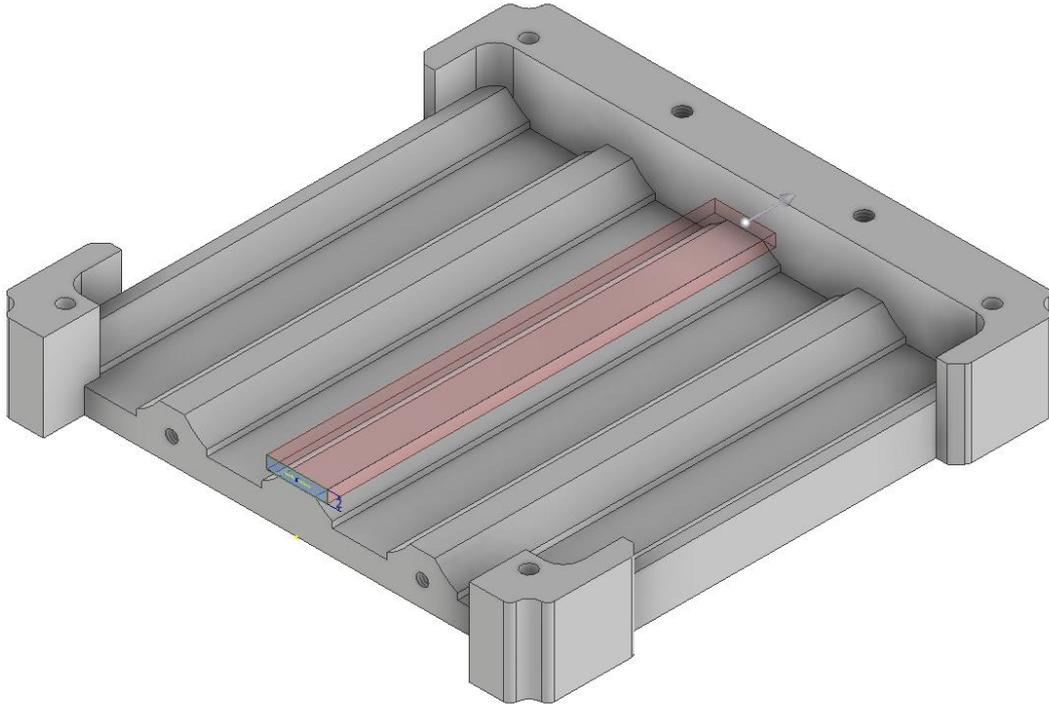


Figura 155. Modificación experimental.

Al terminar con la parte inferior se empieza a trabajar con la parte superior de la caja, para obtener esta parte solo se tienen que modificar tres cosas, realizar unos taladros en la parte superior donde irán colocados los sensores de temperatura, modificar los taladros que encajan las dos partes para que sean avellanados y pasantes y realizar una extrusión eliminando material en la parte donde se atornilla la PCB, ya que, por diseño de la misma, lleva ubicados elementos en esa zona y golpearían la caja.

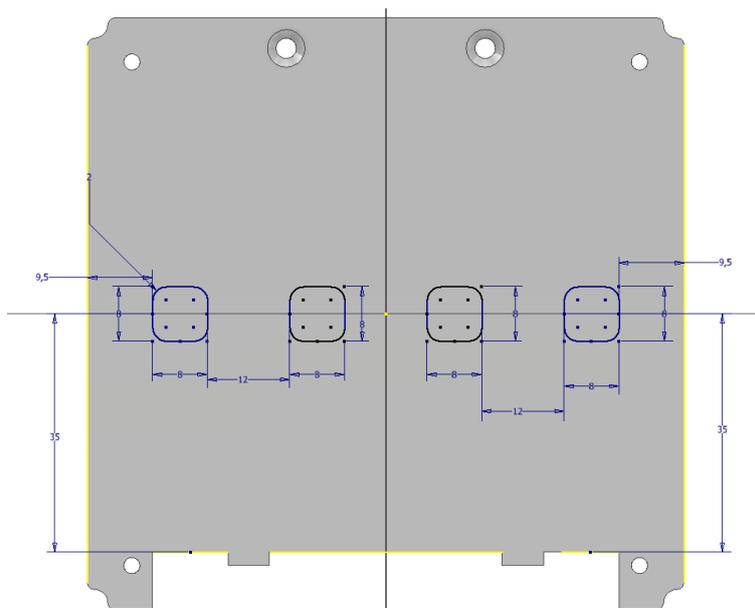


Figura 156. Boceto taladros sensores.

Primero, se eliminan unos milímetros de material para evitar que los componentes de la PCB estén en contacto con la caja, extruimos unos cubos donde se realizan los taladros para atornillar la PCB con la parte de debajo de la caja y de nuevo, se tienen que hacer los taladros para que no se produzca vacío.

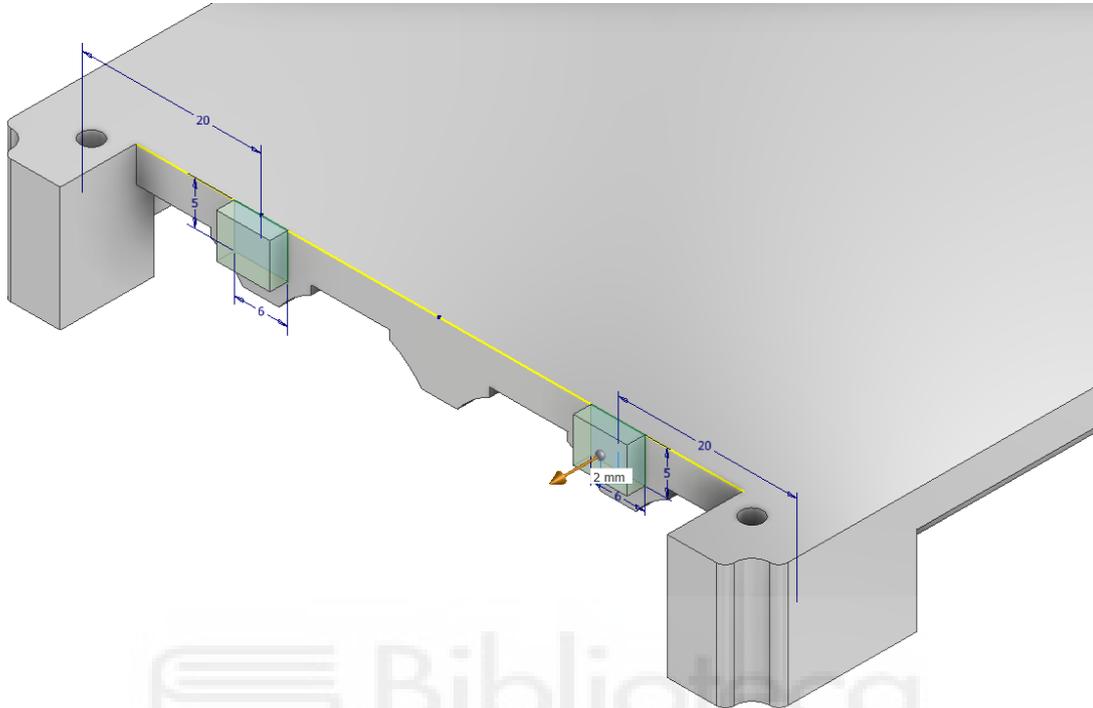


Figura 157. Extrusión de cuadrados.

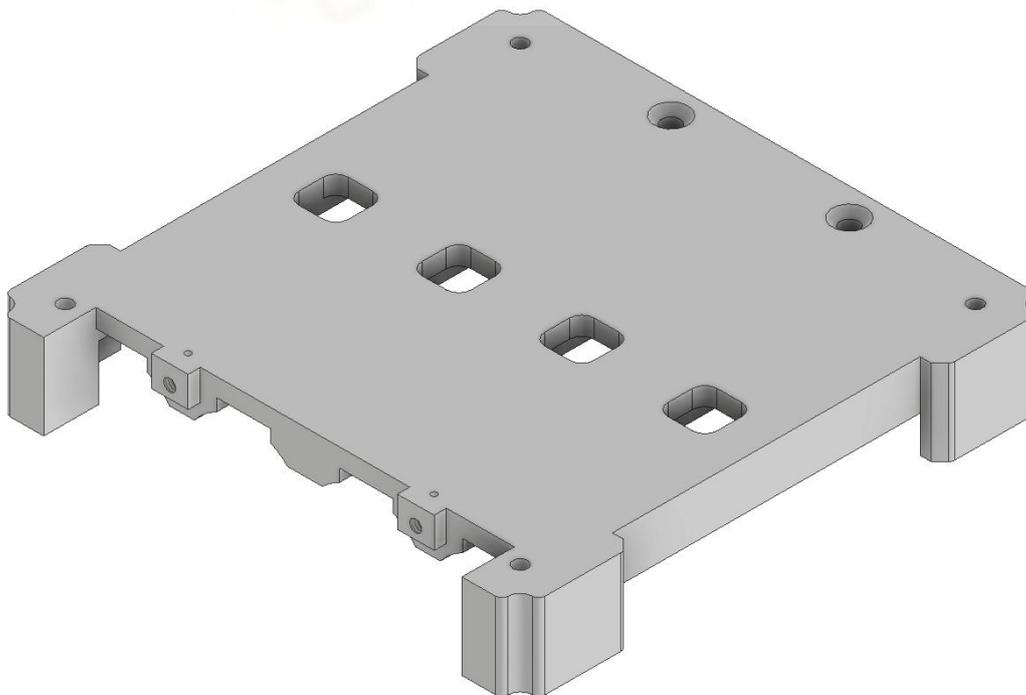


Figura 158. Parte superior terminada.

B.2. DISEÑO CAM

Para la fabricación de la caja se debe de usar un centro de mecanizado automatizado (CNC) que mecanice el bruto de material para convertirlo en nuestro modelo. Se ha decidido realizar el modelo CAM a través del software Autodesk Fusion. Lo primero es introducir el modelo CAD importándolo desde Autodesk Inventor, se va a comenzar por la parte inferior.

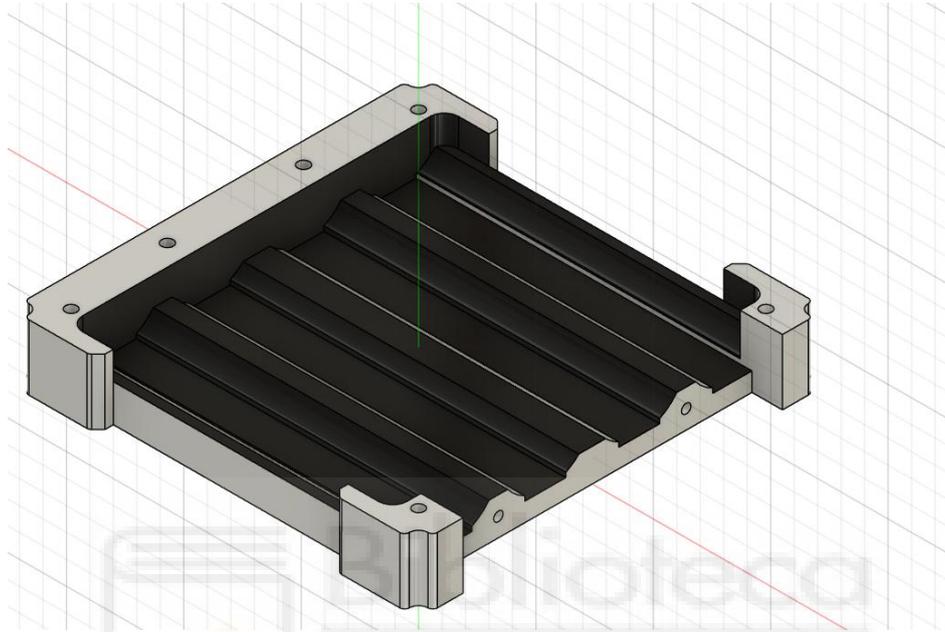


Figura 159. Pieza CAD importada.

A continuación, se configura el bruto de material del que se va a partir y se colocan los ejes de la máquina, esto es similar a la posición en la que colocar el material en la mesa.

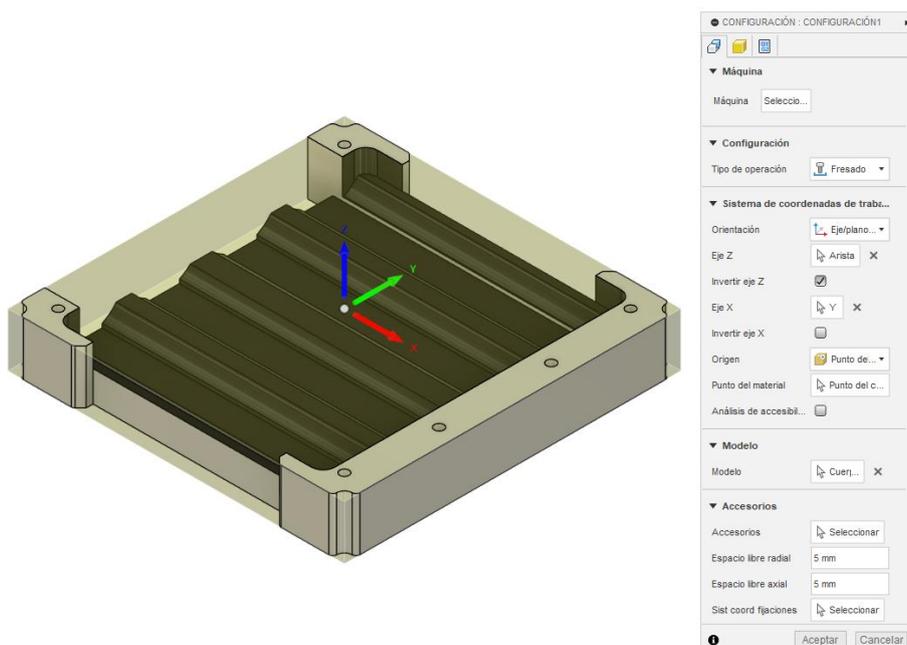


Figura 160. Bruto a mecanizar parte inferior.

La primera operación es realizar un desbaste de material, se recomienda dejar en torno a 1mm o 0,5mm de sobre material para realizar una última pasada con una herramienta más fina o con una velocidad menor con el propósito de lograr un mejor y más preciso acabado.

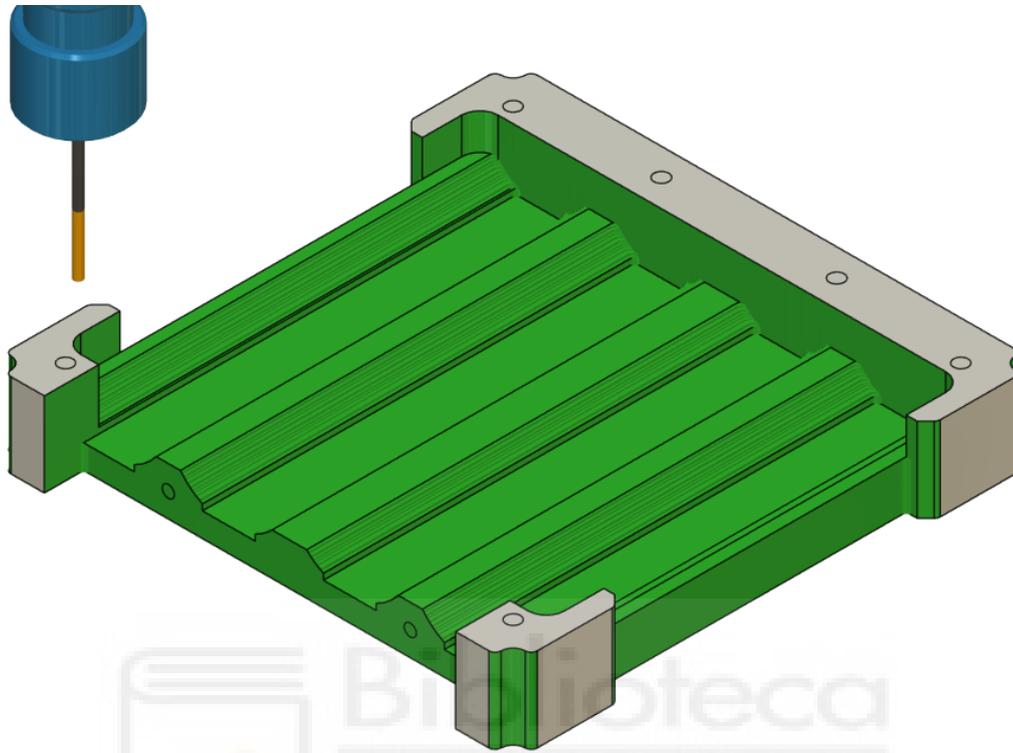


Figura 161. Desbaste inicial parte inferior.

De seguido se realizan unas pasadas para redondear todos los arcos donde apoyan las celdas.

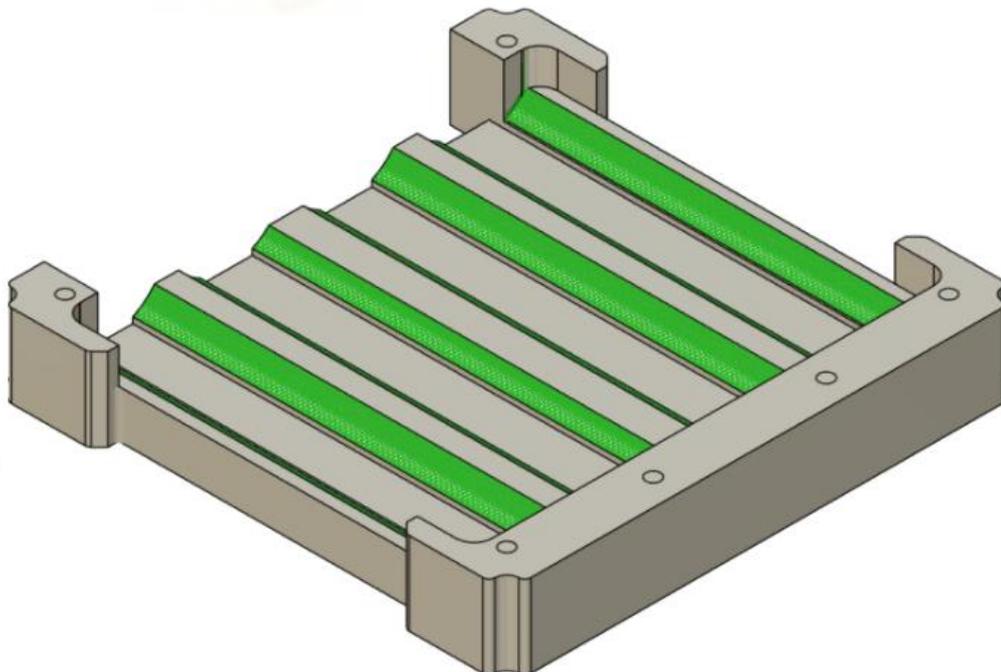


Figura 162. Mecanizado arcos parte inferior.

El siguiente paso es realizar los taladros roscados de métrica 3 donde la parte de arriba se unirá con esta mediante unos tornillos.

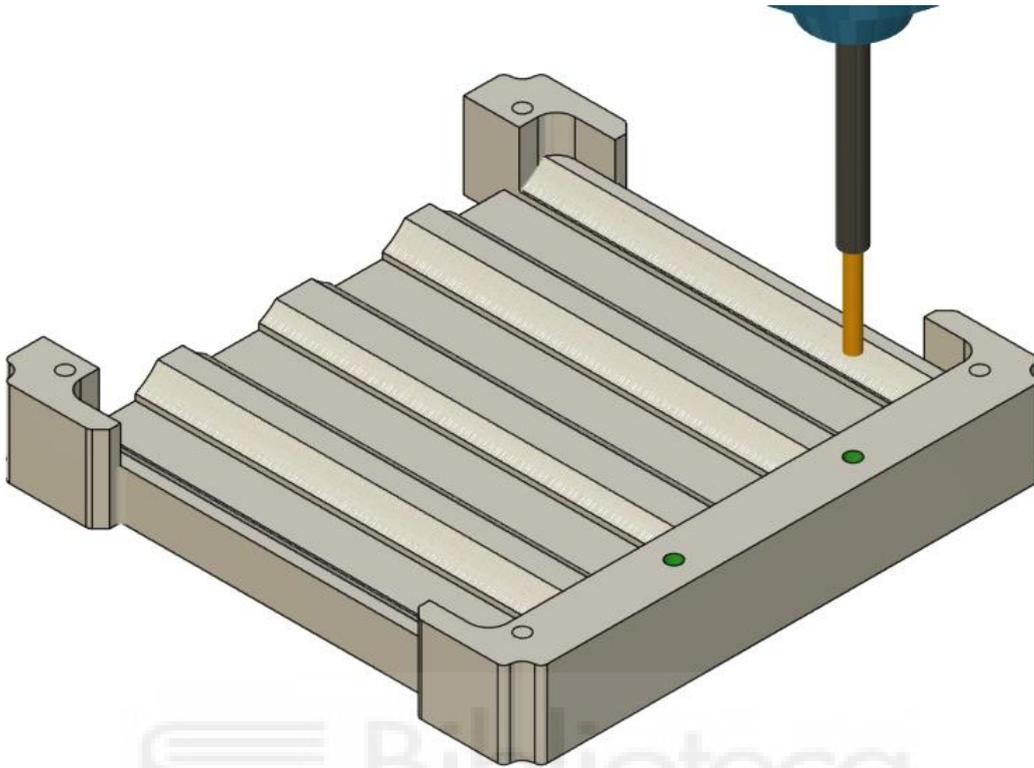


Figura 163. Taladros roscados M3.

Se prosigue en el proceso realizando ahora los cuatro taladros pasantes que servirán para unir todo el subsistema con unos pasadores proporcionando forma de “stack”.

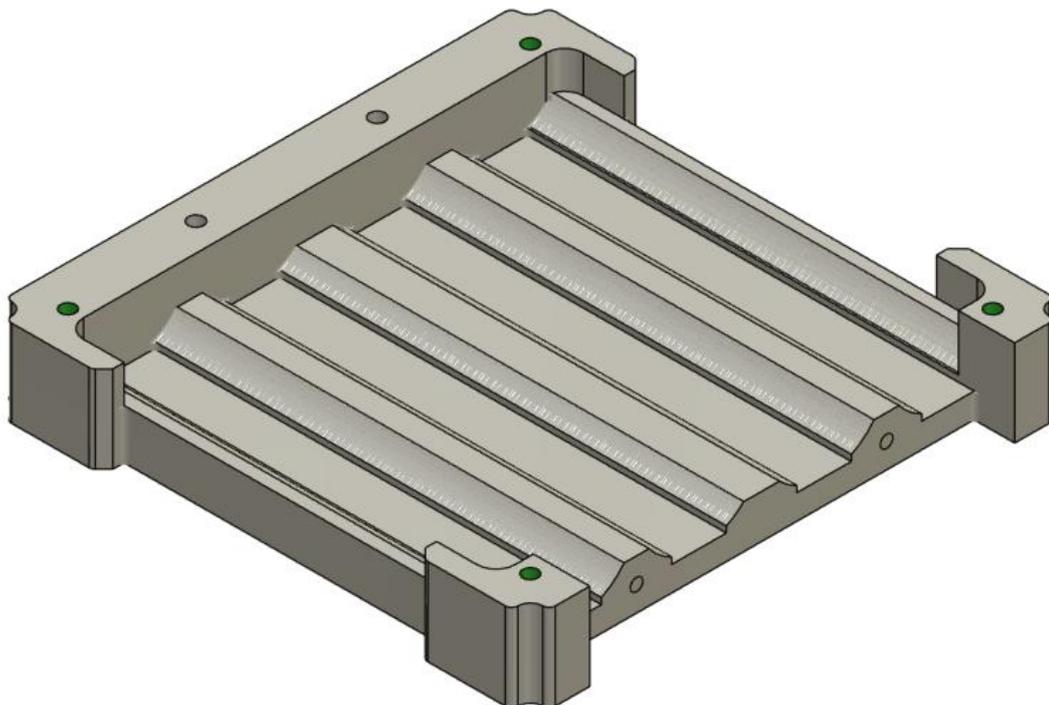


Figura 164. Taladros para los pasadores parte inferior.

Para el siguiente paso se va a realizar un cambio de configuración, en el que se le da la vuelta a la pieza para poder realizar los taladros.

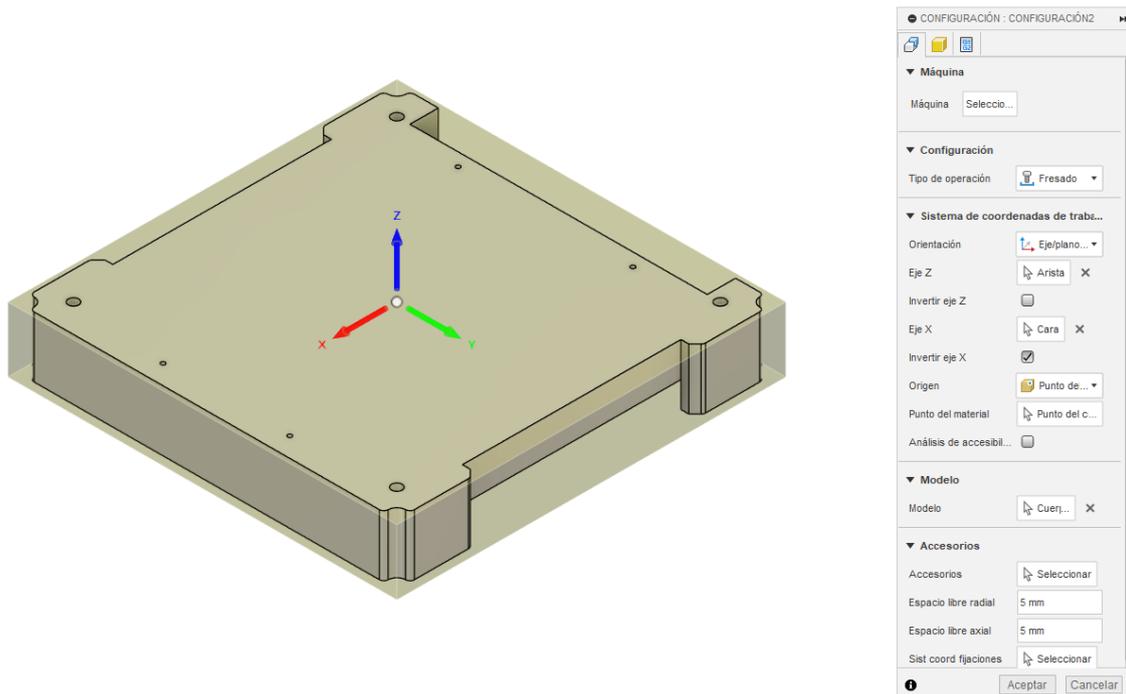


Figura 165. Cambio de orientación ejes parte inferior.

En esta nueva posición se realizan los taladros de 1mm de diámetro en las posiciones donde van los tornillos que permiten que no se creen diferencias de presiones.

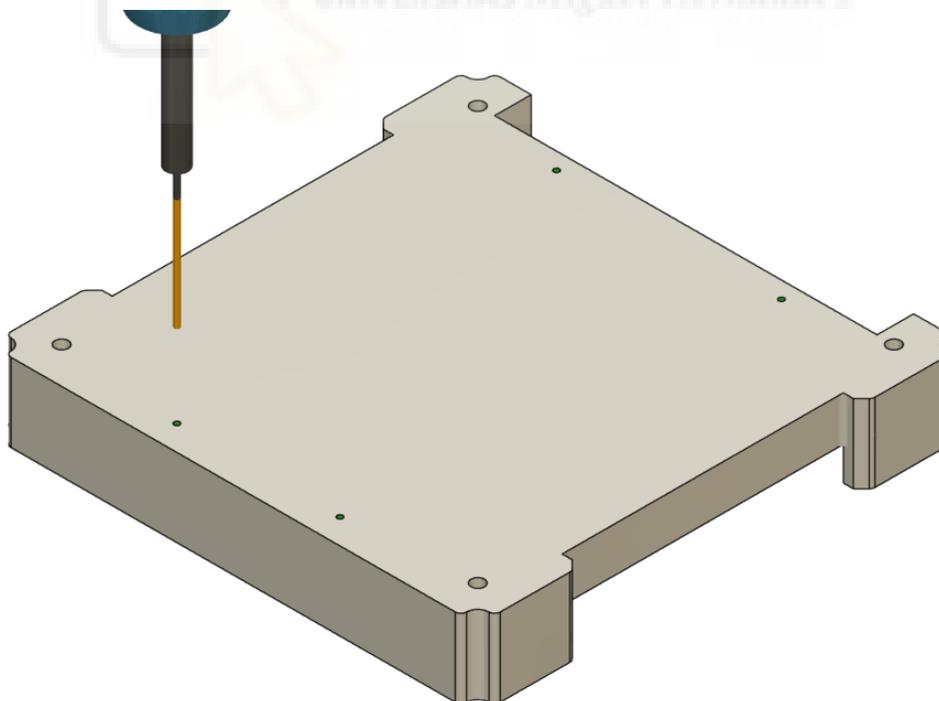


Figura 166. Taladros de 1mm sobre los otros taladros.

De nuevo, se realiza una nueva configuración para poder realizar los taladros finales que son la última operación de esta parte de la caja.

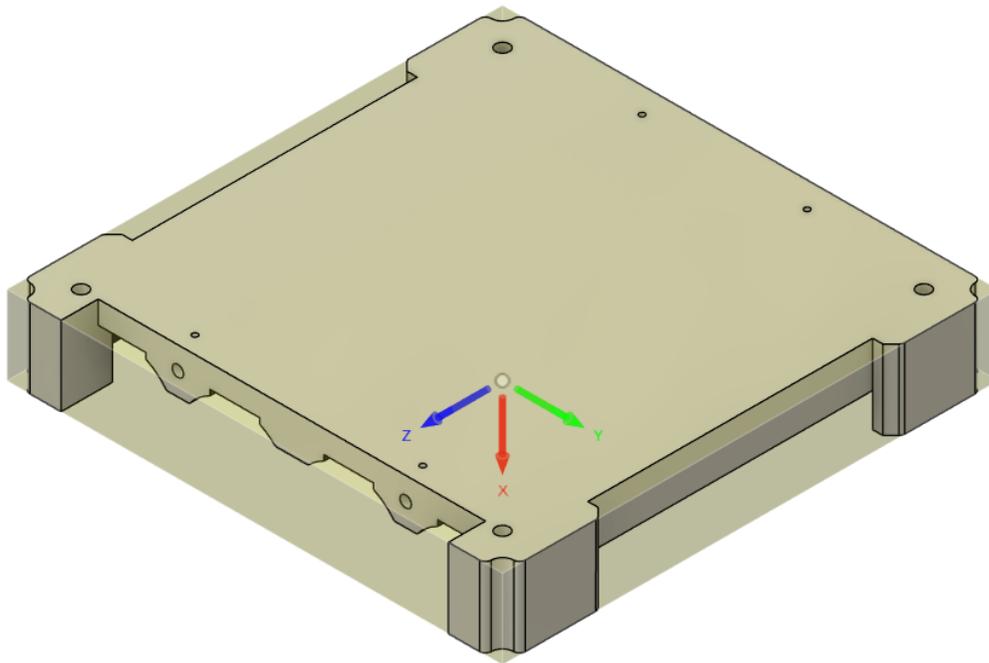


Figura 167. Segundo cambio de orientación de ejes parte inferior.

Estos son los taladros donde se atornillará la PCB que conecta las baterías y los sensores y son de métrica 2,5.

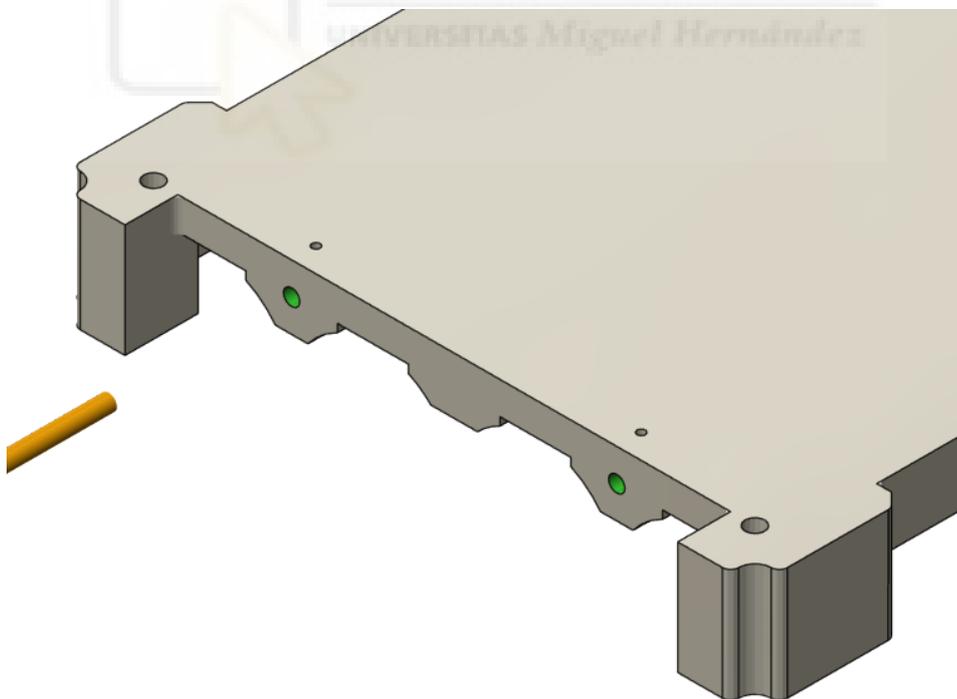


Figura 168. Taladros roscados M2,5 parte inferior.

Acto seguido, se tiene que realizar lo mismo para la parte de arriba. Lo primero es importar el archivo y configurar el material y la posición.

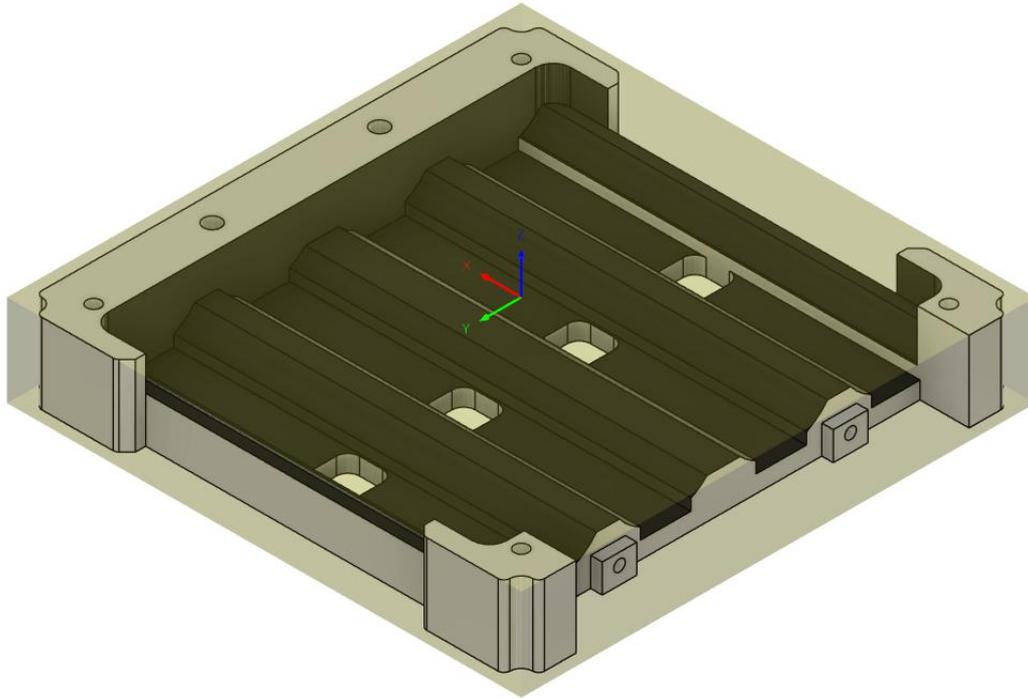


Figura 169. Bruto a mecanizar parte superior.

La operación inicial es realizar los taladros pasantes, primero los que unirán una parte con la otra y posteriormente los cuatro que servirán para unir el “stack”.

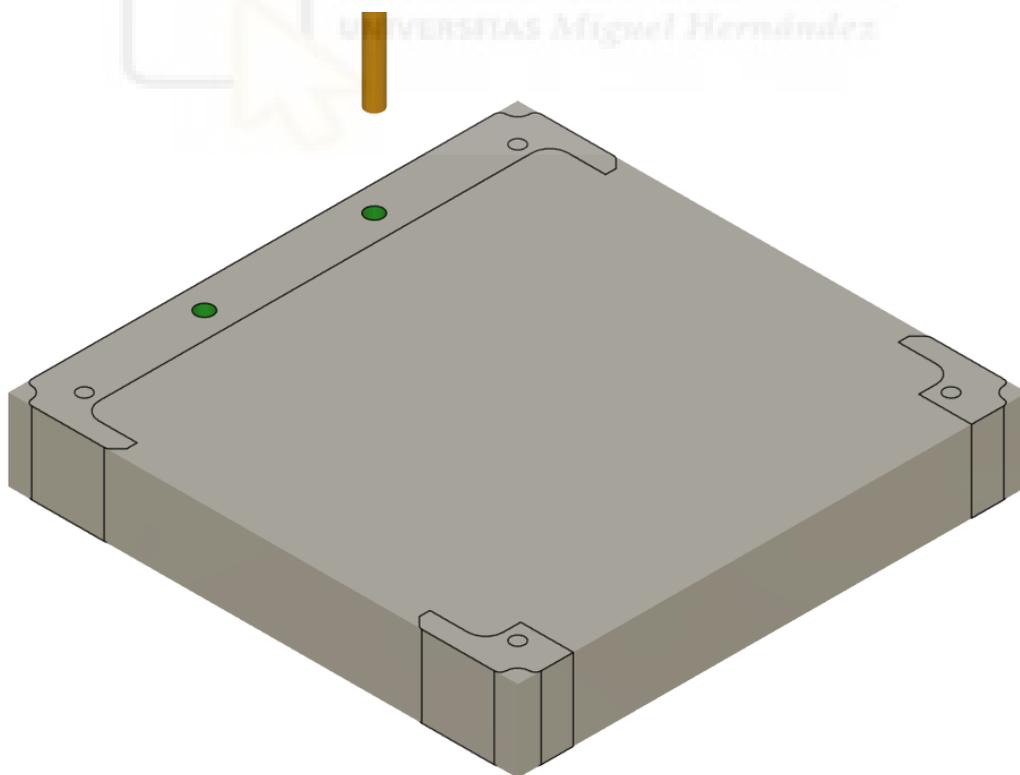


Figura 170. Taladros pasantes Ø3.

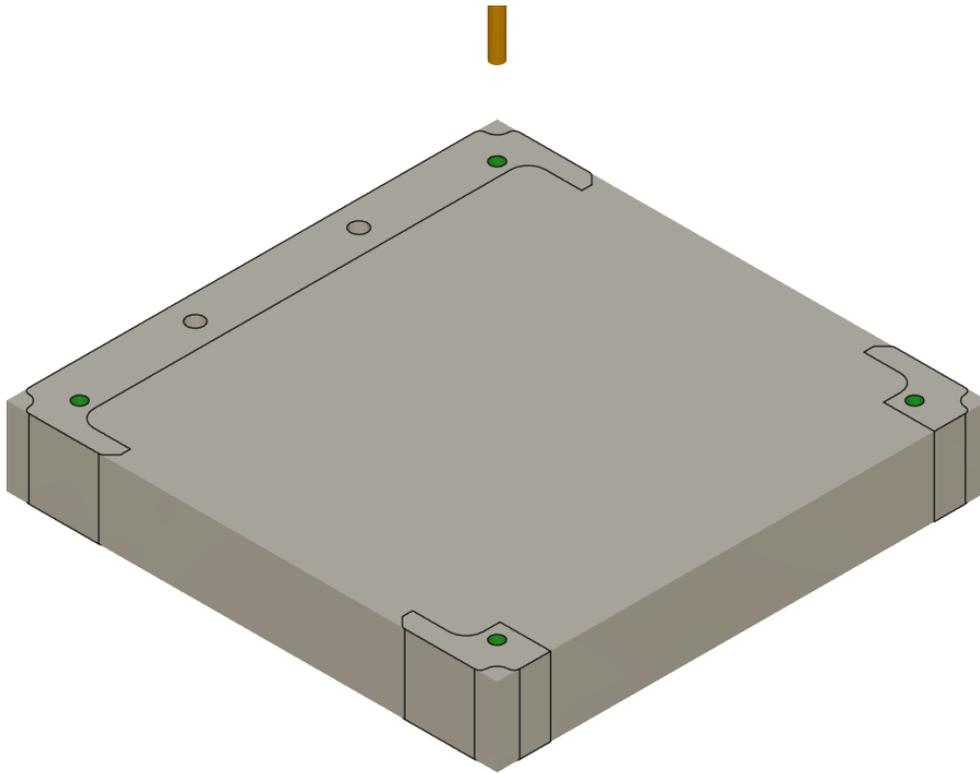


Figura 171. Taladros pasantes $\varnothing 2,4$.

Una vez realizados los taladros pasantes, pasamos a realizar un desbaste de la pieza.

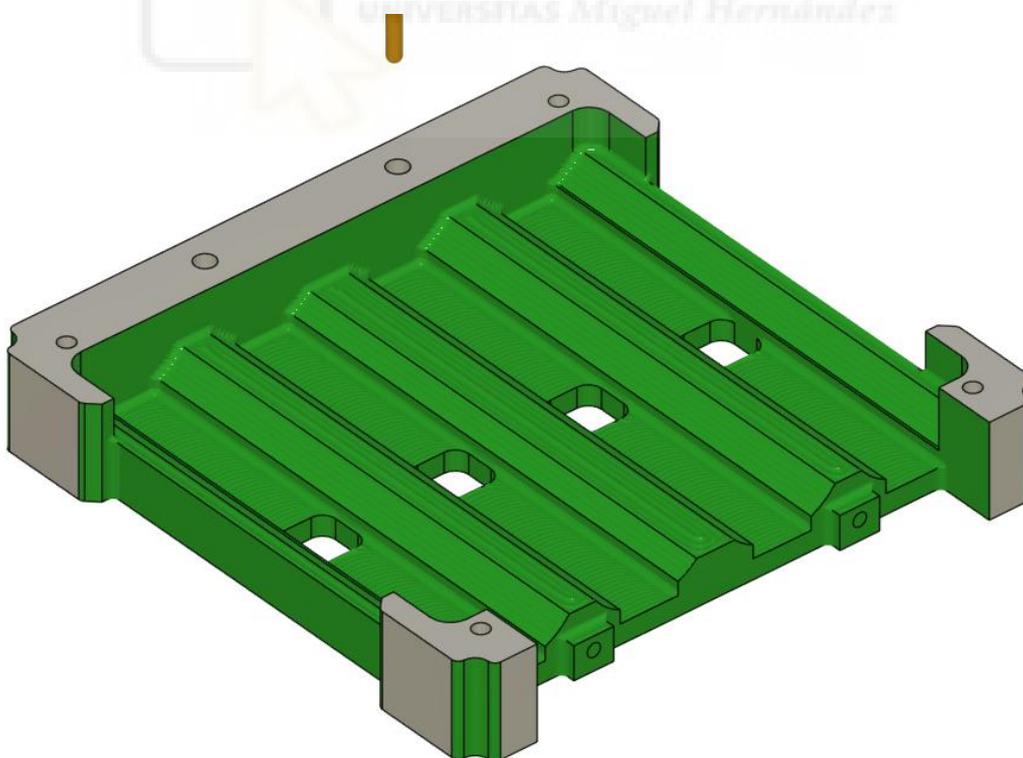


Figura 172. Desbaste inicial parte superior.

Después de ese desbaste, se realiza una pasada por los redondeos donde apoyan las celdas para lograr un mejor acabado ya que en el desbaste han quedado escalones de material.

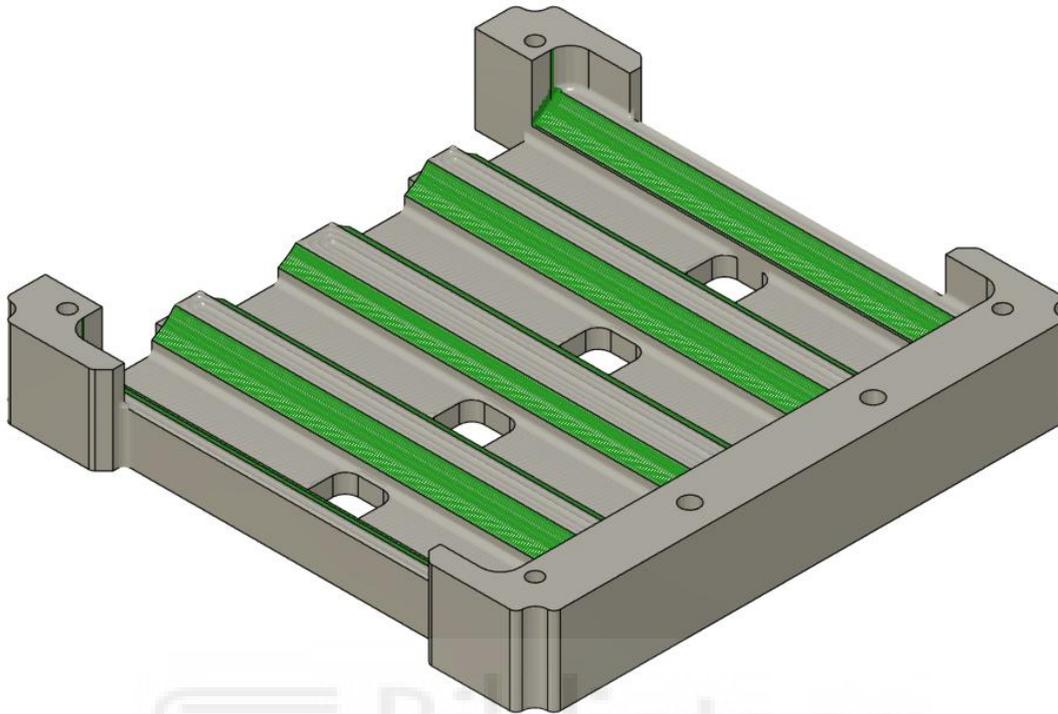


Figura 173. Mecanizado arcos parte superior.

En esta posición ya se han terminado todas las operaciones por lo que se cambia la configuración para realizar los taladros.

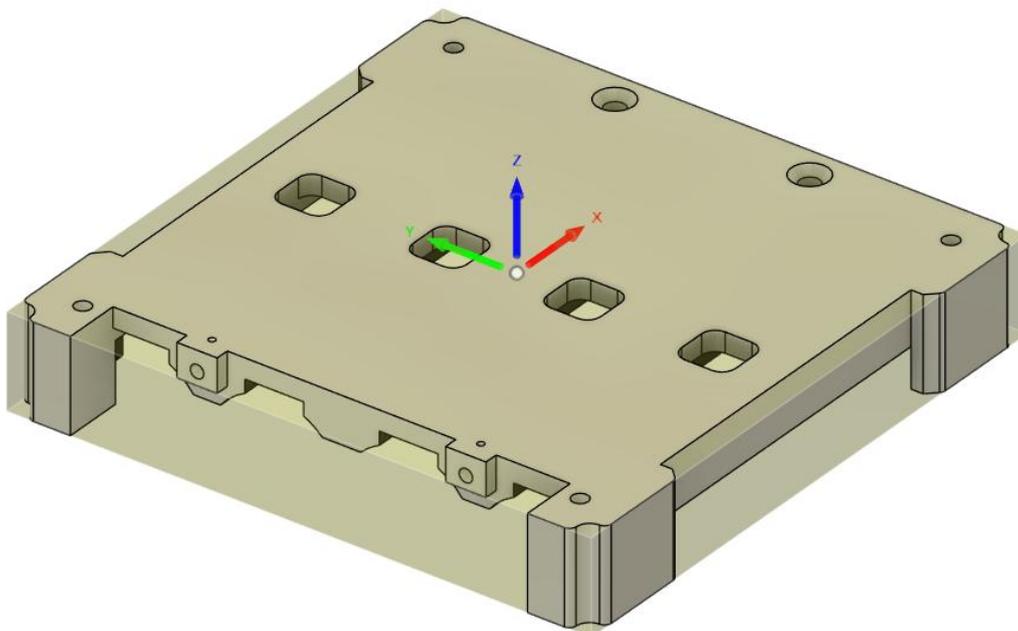


Figura 174. Cambio de orientación ejes parte superior.

Se procede realizando el avellanado de los taladros para los tornillos de métrica 3.

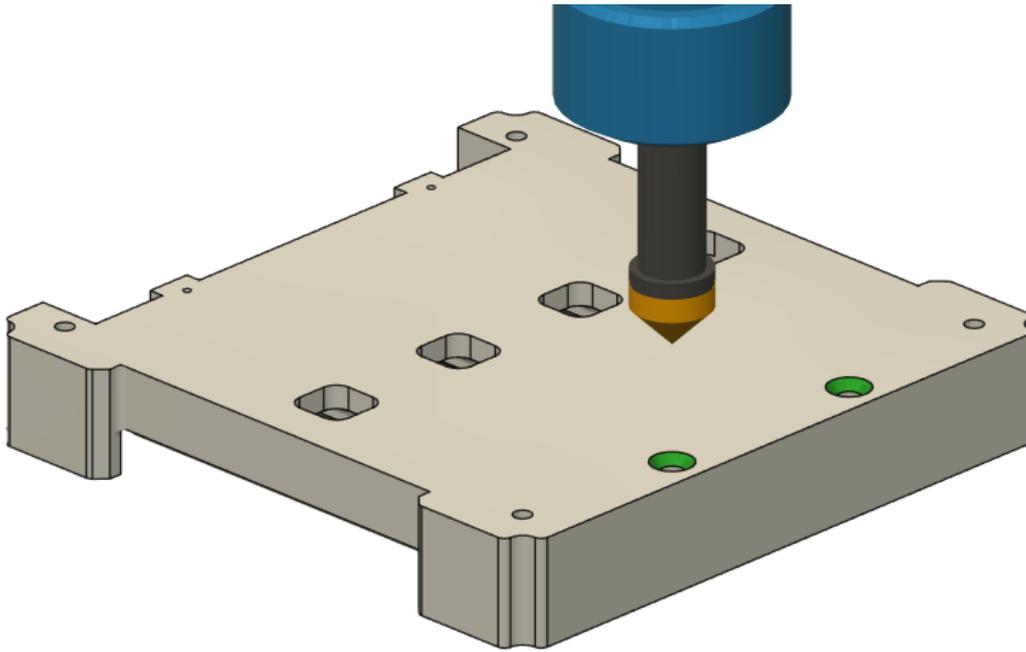


Figura 175. Avellanado taladros.

Y por último en esta configuración, se realizan los agujeros que servirán para no crear diferencias de presión innecesarias.

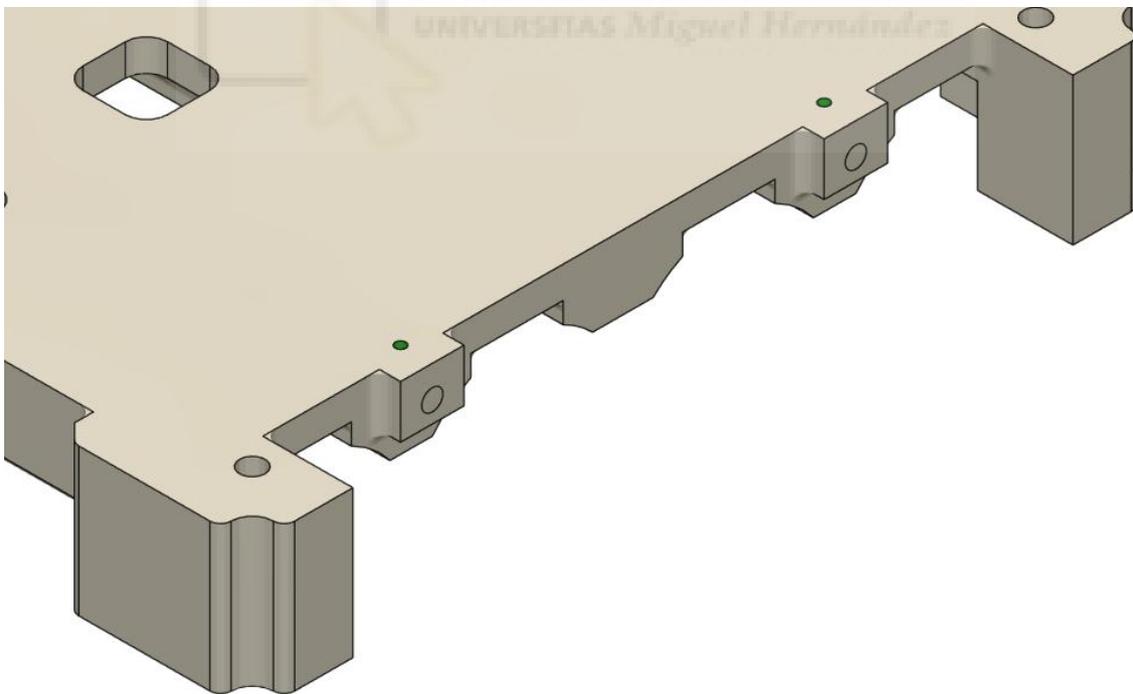


Figura 176. Taladros de 1mm para igualar presiones.

Para terminar el proceso de fabricación, se realiza una última configuración para realizar los taladros que atornillan la PCB y unen las partes.

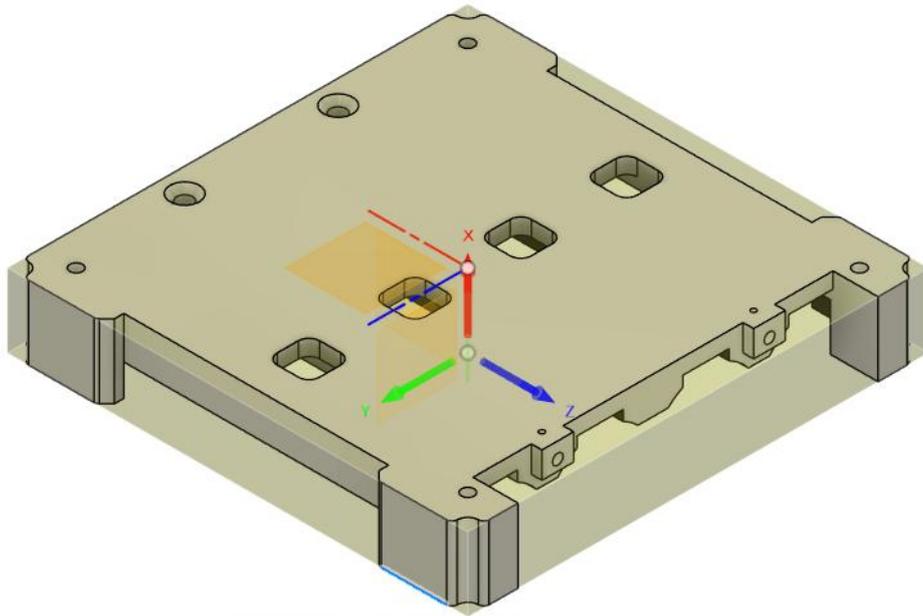


Figura 177. Segundo cambio de orientación ejes parte superior.

La última operación son taladros de métrica 2,5 donde se atornillará la PCB que conecta las baterías y los sensores.

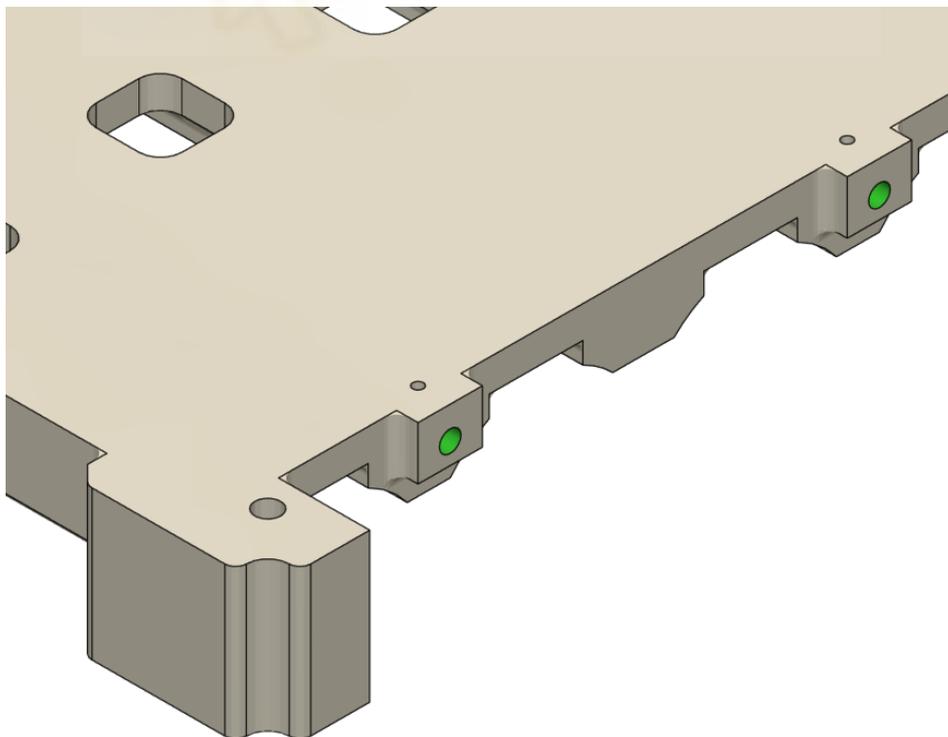


Figura 178. Taladros roscados M2,5 parte superior.

Tiempo de mecanizado de la parte inferior: 19 minutos y 29 segundos.

Link código parte de abajo:

https://docs.google.com/document/d/1e91HNNX_dhC68KVe-9YjirTgiYZpdh26/edit?usp=drive_link&oid=104023554934618880907&rtpof=true&sd=true

Tiempo de mecanizado de la parte superior: 22 minutos y 33 segundos.

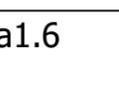
Link código parte de arriba:

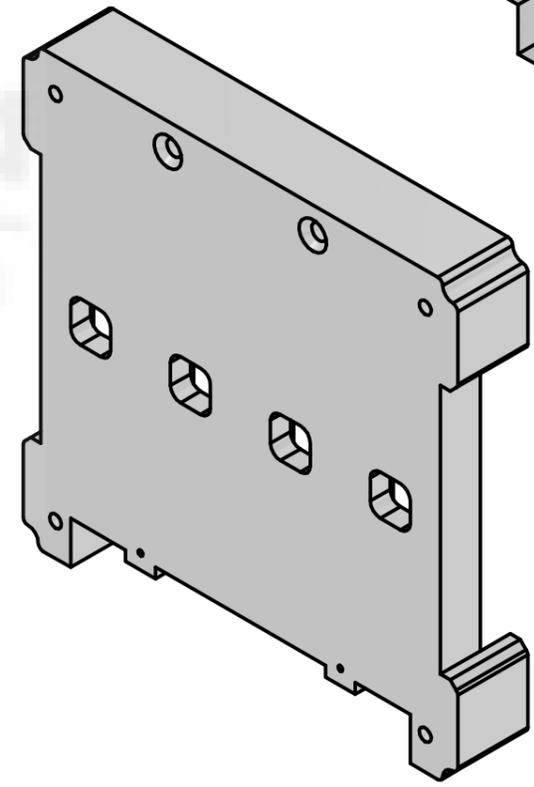
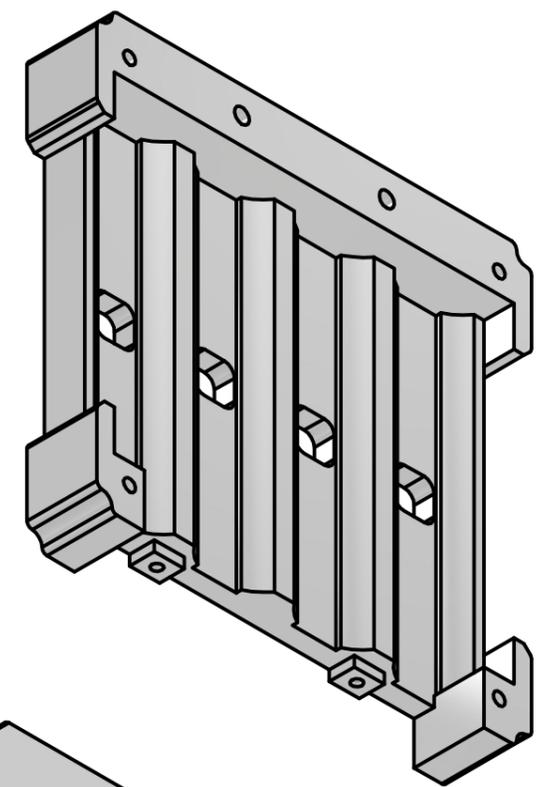
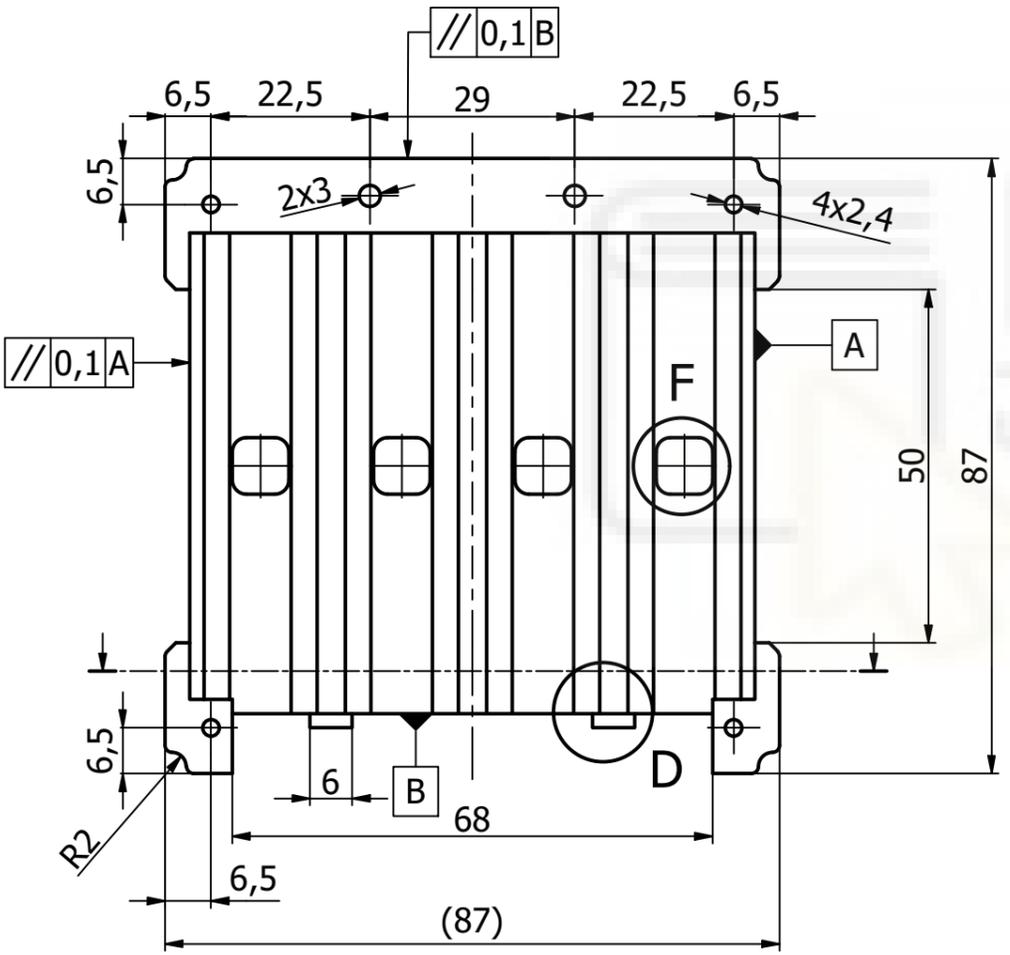
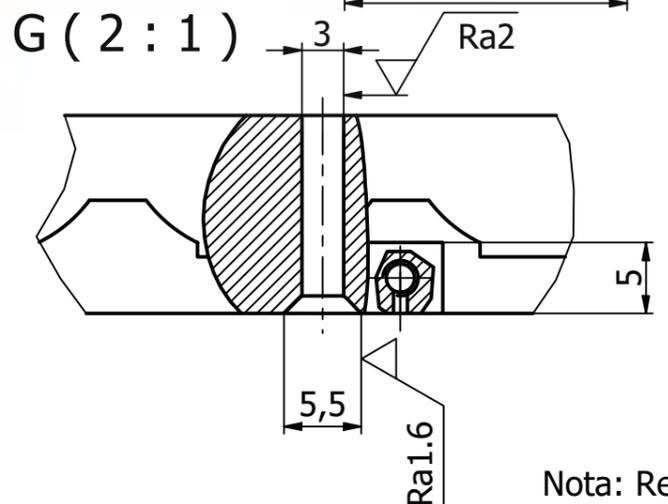
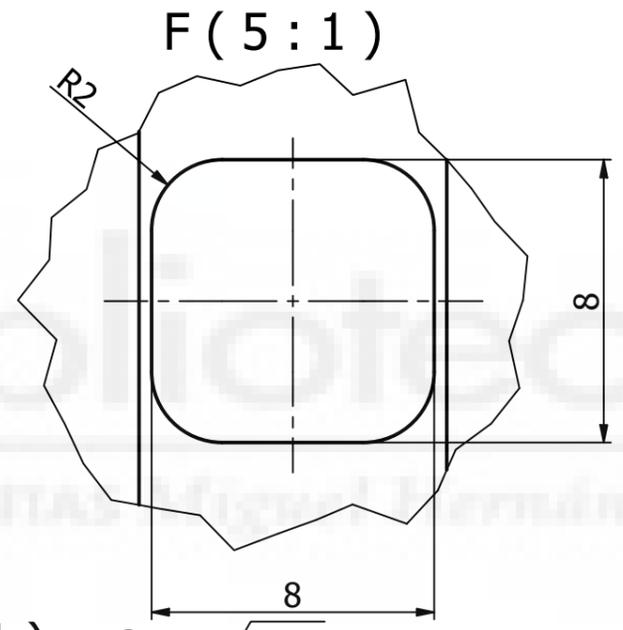
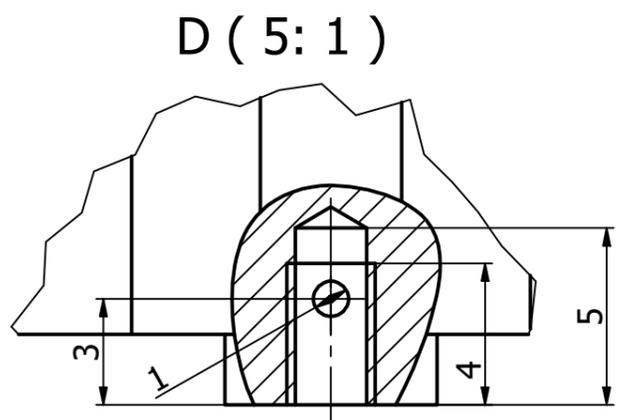
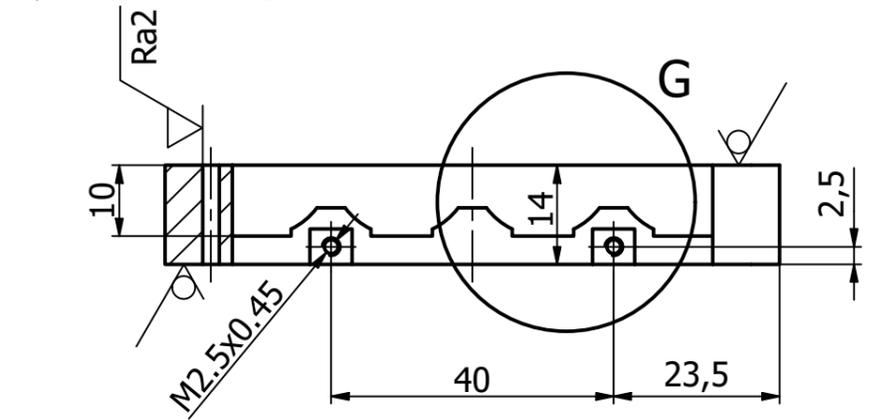
https://docs.google.com/document/d/19yG0s2wrT5bpLziIcifGoYhPUtnql8so/edit?usp=drive_link&oid=104023554934618880907&rtpof=true&sd=true



B.3. PLANOS



Fresado Ra2.5 ()
 Avellanado Ra1.6 ()
 Escariado Ra2 ()



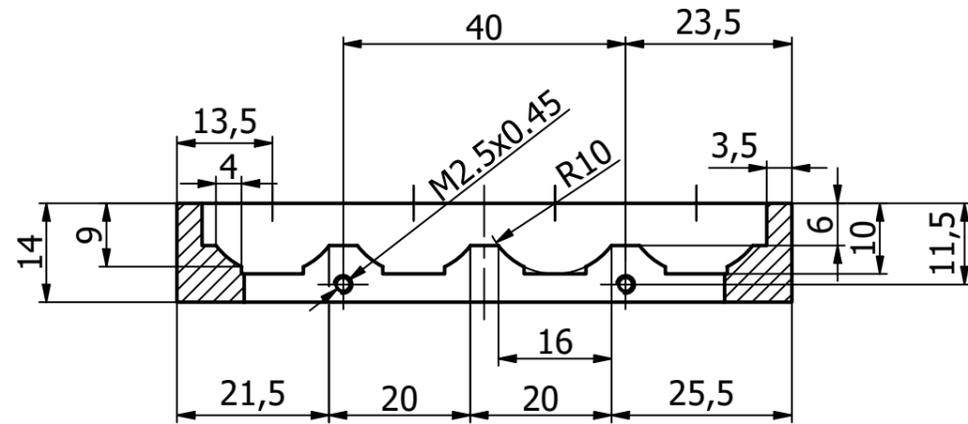
Nota: Redondeos no acotados de R1 y chaflanes de 2x45°

	Fecha	Nombre	 UNIVERSITAS <i>Miguel Hernández</i>	DIN:
Dibujado	01/03/2025	Héctor G.M		A3
Comprobado	01/03/2025	Héctor G.M		Nº
				1.1

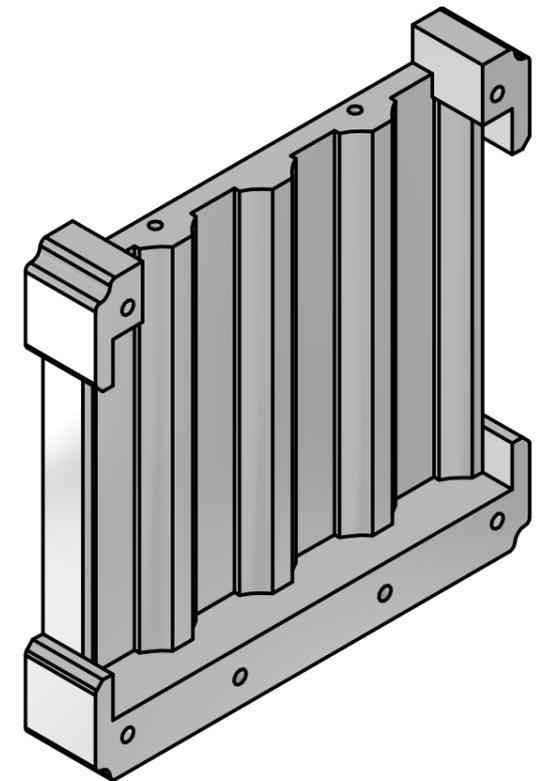
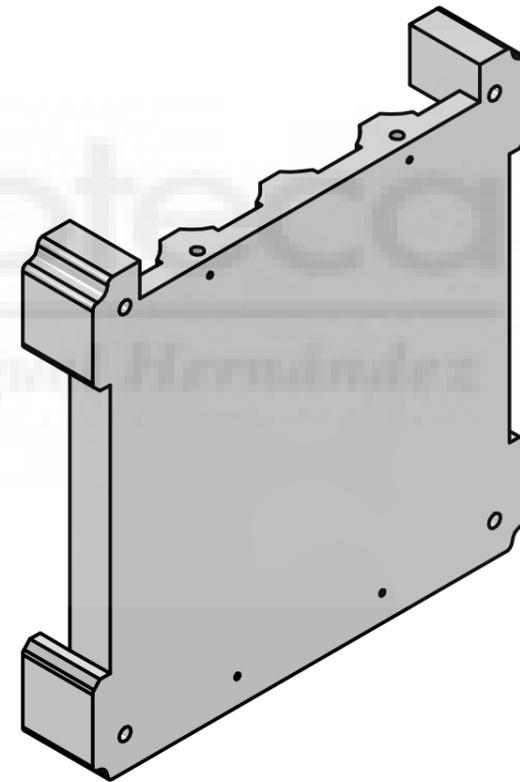
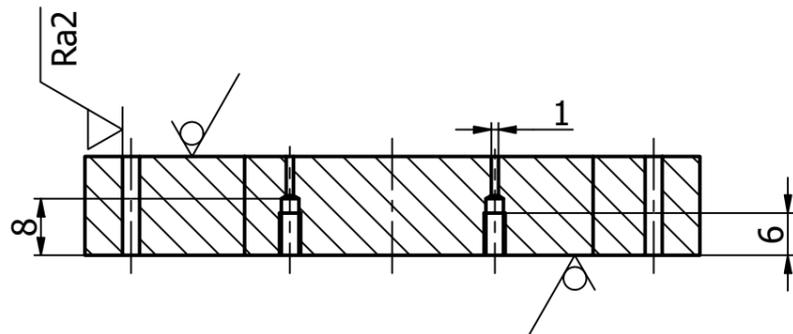
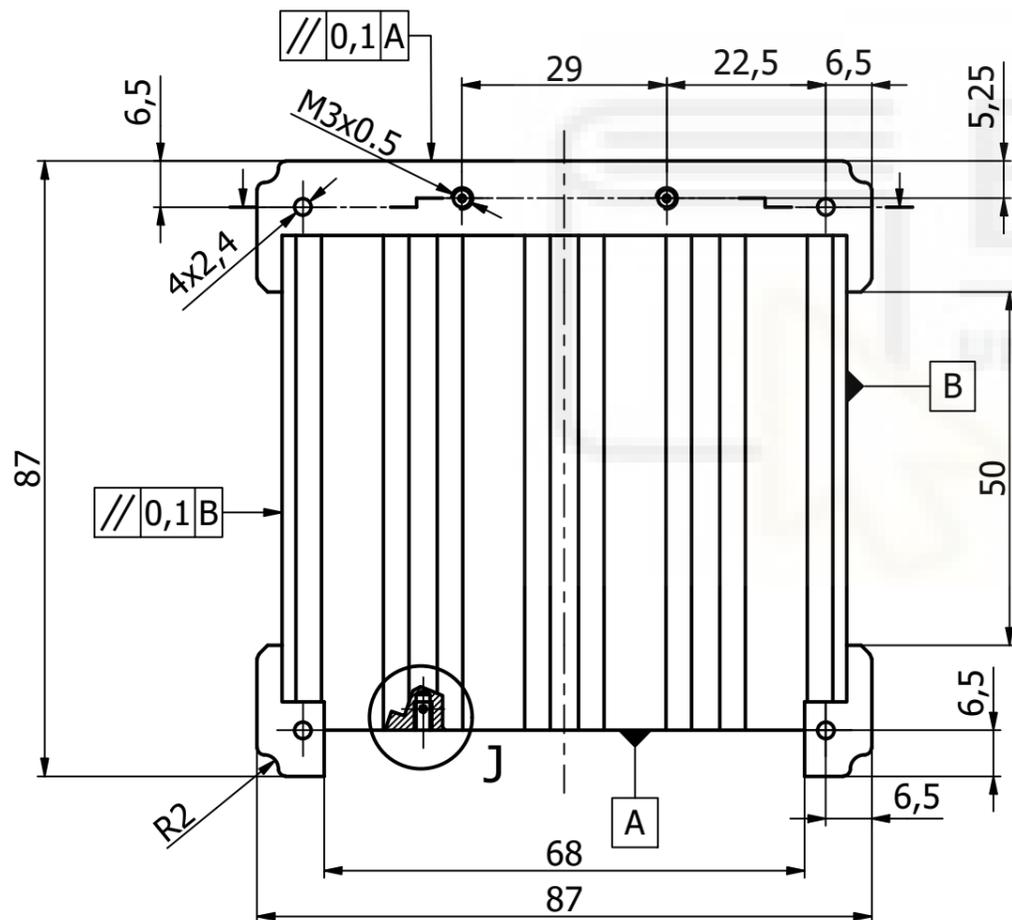
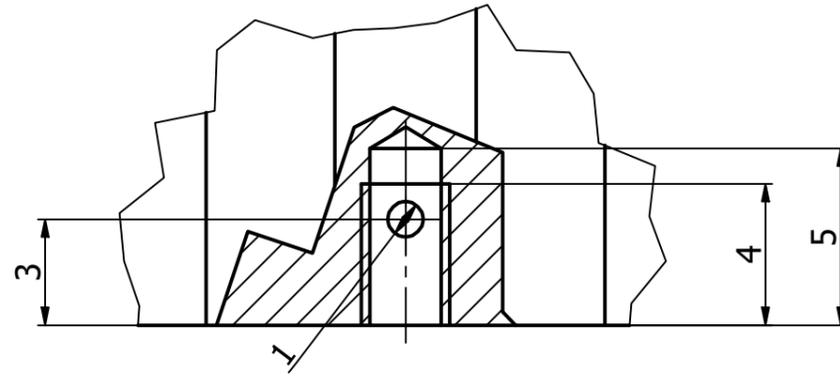
PARTE SUPERIOR

Escala:
1: 1

Fresado Ra2.5 (Escariado Ra2)



J (5:1)



NOTA: Redondeos no acotados de R1 y chaflanes de 2x45°

	Fecha	Nombre	
Dibujado	01/03/2025	Héctor G.M	
Comprobado	01/03/2025	Héctor G.M	
 Escala: 1:1	<h1>PARTE INFERIOR</h1>		DIN: A3 N° 1.2