

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



Aislamiento térmico para un CubeSat 1U

Trabajo de graduación presentado por
Jonatán Josué Lara de León
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería
Mecánica Industrial

Guatemala

2017

Aislamiento térmico para un CubeSat 1U

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería




Aislamiento térmico para un CubeSat 1U

Trabajo de graduación presentado por
Jonatán Josué Lara de León
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería
Mecánica Industrial

Guatemala

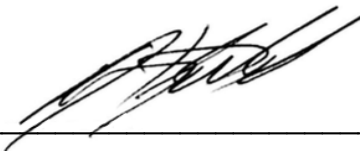
2017

Vo.Bo.:

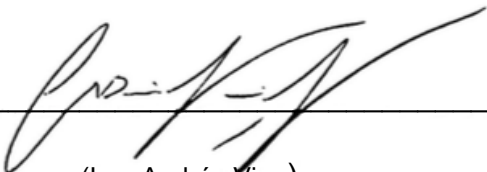
(f) 

(Ing. Víctor Hugo Ayerdi)


Tribunal Examinador:

(f) 

(Ing. Víctor Hugo Ayerdi)

(f) 

(Ing. Andrés Viau)

(f) 

(Ing. Rony Herrarte)

Fecha de aprobación: Guatemala 5 de diciembre de 2017

PREFACIO

En enero de 2014, estudiantes de la Universidad del Valle de Guatemala (UVG), emprendieron el reto de desarrollar un satélite, tipo CubeSat. Desde la fecha cuatro fases han participado. La primera fase conformada por un grupo de inexpertos, con ganas de ser los pioneros en la historia aeroespaciales del país, establecieron el primer precedente de lo que hoy en día se conoce como el primer satélite guatemalteco.

A partir de la fase II del proyecto, surgió la necesidad de realizar el diseño de un sistema de control térmico que sirviera para seleccionar un aislante térmico capaz de proteger los componentes internos del CubeSat, por lo que se realizan los primeros esfuerzos para desarrollar un análisis térmico. No se logra concluir adecuadamente el análisis, lo que generó la oportunidad de realizarlo en la siguiente fase.

Tuve la dicha de unirme al equipo en la fase III y trabajar el subsistema térmico durante dos años. Como cualquier otro estudiante, que ha sido parte del proyecto, comencé sin idea alguna de lo que era desarrollar un satélite, sin embargo, gracias a la ayuda del Ing. Víctor Hugo Ayerdi y el Dr. Luis Zea pude conocer a personas expertas en el desarrollo de CubeSats que me ayudaron a realizar el presente análisis. Por esto, quiero agradecer al Ing. Ángel Menéndez y Dr. Philipp Hager por sus constantes revisiones y observaciones al diseño de control térmico. También agradezco a Byron García, amigo y miembro del proyecto, por sus constantes aportes en el análisis térmico y desarrollo de simulaciones en ANSYS. Finalmente quiero agradecer a Dany Escobar (Q.E.P.D), por haber ayudado al desarrollo y manufactura de la estructura del CubeSat donde será colocado el sistema de control térmico.

Durante el desarrollo de este trabajo el equipo participó en una competencia para lanzar y cubrir los costos del lanzamiento, el satélite guatemalteco fue seleccionado como ganador de esta competencia por lo que agradezco a la Oficina de Asuntos del Espacio Exterior (UNOOSA) y la Agencia Espacial Japonesa (JAXA) por haber depositado su confianza en nosotros y por ayudar a posicionar a Guatemala como un país capaz de desarrollar tecnología aeroespacial.

ÍNDICE

PREFACIO	5
LISTADO DE CUADROS.....	xiii
LISTADO DE FIGURAS	xv
RESUMEN	xvii
I. INTRODUCCIÓN	1
II. OBJETIVOS.....	3
III. JUSTIFICACIÓN	5
IV. MARCO TEÓRICO	7
A. SATÉLITES TIPO CUBESAT	7
B. TRANSFERENCIA DE CALOR	12
C. AMBIENTE ESPACIAL TÉRMICO.....	14
D. ÓRBITA.....	17
E. SISTEMAS DE CONTROL TÉRMICO	23
F. MARGEN DE SEGURIDAD.....	25
G. PRUEBAS DE TERMO VACÍO.....	26
V. ANTECEDENTES.....	29
VI. METODOLOGÍA Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	31
A. REQUERIMIENTOS	31
B. RIESGOS	31
C. DISEÑO DEL CUBESAT	33
D. ANÁLISIS ORBITAL.....	35
E. ANÁLISIS TÉRMICO	40
F. SIMULACIONES	56

G.	MARGEN DE SEGURIDAD.....	70
H.	PRUEBAS.....	71
VII.	CONCLUSIONES.....	75
VIII.	RECOMENDACIONES.....	77
IX.	BIBLIOGRAFÍA	79
X.	ANEXOS.....	81
XI.	GLOSARIO	103

LISTADO DE CUADROS

Cuadro 1. Metodología para identificación de riesgos	9
Cuadro 2. Criterios de probabilidad para la matriz de riesgo	9
Cuadro 3. Radiación de albedo de cuerpos celestes	16
Cuadro 4. Tipos de órbitas	18
Cuadro 5. Clasificación de órbitas según su inclinación	20
Cuadro 6. Número de ciclos de temperatura	27
Cuadro 7. Requerimientos del subsistema térmico	31
Cuadro 8. Riesgos del subsistema térmico	32
Cuadro 9. Técnicas de mitigación por riesgo	33
Cuadro 10. Especificaciones generales de diseño del CubeSat	33
Cuadro 11. Parámetros de la órbita de la ISS	36
Cuadro 12. Períodos de luz y sombra	38
Cuadro 13. Trayectoria de la órbita del CubeSat	39
Cuadro 14. Rangos de temperatura de cada componente	41
Cuadro 15. Propiedades ópticas y térmicas de los materiales externos del CubeSat	42
Cuadro 16. Propiedades ópticas y térmicas de los materiales internos del CubeSat	42
Cuadro 17. Área definida para cada superficie externa	43
Cuadro 18. Radiación solar	45
Cuadro 19. Radiación de albedo	45
Cuadro 20. Radiación infrarroja	46
Cuadro 21. Radiación reflejada por las celdas solares	47
Cuadro 22. Resumen de la radiación de las caras externas del CubeSat	48
Cuadro 23. Efectos del ángulo (α) por radiación de las caras externas del CubeSat	49
Cuadro 24. Variación de la radiación por cara a través del tiempo (Parte 1)	50
Cuadro 25. Variación de la radiación por cara a través del tiempo (Parte 2)	51
Cuadro 26. Disipación de calor por componente	51
Cuadro 27. Componentes involucrados por cada tarea del CubeSat	52
Cuadro 28. Tareas por ciclo orbital	52
Cuadro 29. Disipación de calor a través del tiempo	53
Cuadro 30. Temperatura de equilibrio en tres posibles escenarios	55
Cuadro 31. Temperaturas alcanzadas por algunas superficies de la estructura	67

Cuadro 32. Temperaturas alcanzadas por algunas superficies de los paneles solares	68
Cuadro 33. Temperatura máxima y mínima de los componentes a través del tiempo	69
Cuadro 34. Temperatura máxima y mínima de los componentes	70
Cuadro 35. Temperaturas máximas y mínimas alcanzadas por el CubeSat en órbita	70

LISTADO DE FIGURAS

Figura 1. Diseño de CubeSat 1U	7
Figura 2. Tipos de CubeSat	8
Figura 3. Matriz de riesgos	10
Figura 4. Subsistemas de un CubeSat.....	12
Figura 5. Absorción de la radiación incidente en una superficie opaca	14
Figura 6. Ambiente espacial térmico	15
Figura 7. Clasificación de órbitas según su altitud	18
Figura 8. Elementos orbitales.....	21
Figura 9. Período de luz y sombra	22
Figura 10. Posición del satélite respecto a los rayos de luz.....	23
Figura 11. Emisividad versus número de capas de aislante	24
Figura 12. CubeSat en cámara de termo vacío	27
Figura 13. Diseño CubeSat Fase 1	29
Figura 14. Primer Prototipo Fase II	30
Figura 15. Matriz de probabilidad y consecuencia de riesgos	32
Figura 16. Diseño del CubeSat	34
Figura 17. Dimensiones externas del CubeSat.....	34
Figura 18. Subsistemas del CubeSat.....	35
Figura 19. Paneles solares externos (superior, inferior y lateral).....	35
Figura 20. Creación de un escenario en STK	36
Figura 21. Selección del modelo CubeSat 1U y tipo de órbita.....	37
Figura 22. Asignación de los parámetros orbitales	37
Figura 23. Selección de la herramienta gestor de reportes y gráficas	38
Figura 24. Selección del reporte de los periodos de luz y sombra.....	38
Figura 25. Orientación del CubeSat	39
Figura 26. Cambio de posición de las caras del CubeSat	40
Figura 27. Arreglo de las superficies externas del CubeSat	43
Figura 28. Radiación en el ambiente espacial	44
Figura 29. Valores de albedo para una órbita LEO.....	46
Figura 30. Escenario de la posición del CubeSat respecto al Sol y la Tierra.....	49
Figura 31. Modelo simplificado del CubeSat.....	56

Figura 32. Modelo importado en ANSYS	57
Figura 33. Selección de materiales y asignación de propiedades	58
Figura 34. Asignación de materiales	58
Figura 35. Asignación de contactos	59
Figura 36. Mayado del CubeSat.....	59
Figura 37. Asignación de radiación por cara para estado estacionario	60
Figura 38. Caso caliente estado estacionario cara superior-derecha-frontal	61
Figura 39. Caso caliente en estado estacionario cara inferior-izquierda-posterior	61
Figura 40. Caso frío en estado estacionario cara superior-derecha-frontal	62
Figura 41. Caso frío en estado estacionario, cara inferior-izquierda-posterior	62
Figura 42. Asignación de tiempos	63
Figura 43. Asignación de radiación para estado transitorio	63
Figura 44. Asignación de la disipación de calor	64
Figura 45. Asignación de emisividad a celdas solares.....	64
Figura 46. Asignación de medición de temperatura	65
Figura 47. Variaciones de temperatura a través de tres ciclos orbitales.....	65
Figura 48. Efectos del periodo de luz sobre la cara superior-frontal-derecha.....	66
Figura 49. Efectos del periodo de sombra sobre la cara superior-posterior-izquierda.....	66
Figura 50. Efectos del período de sombra sobre la cara inferior-izquierda-frontal	67
Figura 51. Variaciones de las temperaturas de los componentes	69
Figura 52. Colocación del CubeSat dentro de la cámara.....	72
Figura 53. Variación de la temperatura de la cámara de termo vacío a lo largo de la prueba	73
Figura 54. Rangos de temperatura esperados por la estructura a través del tiempo	83
Figura 55. Rangos de temperatura esperados por las celdas solares a través del tiempo	83
Figura 56. Rangos de temperatura esperados por las PCB a través del tiempo	84
Figura 57. Temperaturas de los componentes durante el período de luz.....	84
Figura 58. Temperaturas de los componentes durante el período de sombra	85

RESUMEN

Los CubeSat son nanosatélites de características estándar capaces de cumplir una misión espacial con objetivos específicos. Con estos satélites se analiza una problemática a la vez, por lo que los requerimientos de componentes, tamaño, tiempo y dinero son reducidos en comparación con los satélites regulares. A partir de este trabajo se pretende seleccionar y diseñar un aislamiento térmico para el primer satélite guatemalteco, que será de tipo CubeSat 1U. Finalmente, la misión del CubeSat será, evaluar e integrar los diferentes sistemas que componen un CubeSat, para desarrollar en Guatemala las capacidades requeridas para la operación de este tipo de satélites, al mismo tiempo que permita validar elementos necesarios para detección remota en futuros satélites.

Se realizarán análisis y simulaciones térmicas, basados en el estándar CubeSat, de la Agencia de Exploración Aeroespacial Japonesa (JAXA). También se realizará el diseño del sistema de control térmico para la selección del aislante, este debe ser capaz de soportar las temperaturas exteriores del espacio y mantener temperaturas operacionales dentro del nanosatélite. Las temperaturas internas dependerán de los subsistemas del CubeSat por lo que es necesario trabajar en conjunto con el Megaproyecto "CubeSat". Las pruebas de validación de los resultados se llevarán a cabo por medio del software ANSYS 18.1; de estas pruebas se espera que el análisis térmico cumpla con los objetivos trazados y con las restricciones preestablecida.

I. INTRODUCCIÓN

El aislamiento térmico, es el sistema de control térmico de un CubeSat, encargado de mantener la operación de los componentes internos del satélite dentro de sus rangos de temperatura, durante el transcurso de la misión. La mayoría de componentes no están diseñados para soportar temperaturas extremas, como las que se presentan en el ambiente espacial, por lo que el diseño del sistema de control térmico es la clave para garantizar la operación de todos los componentes durante su misión.

El satélite orbitará la Tierra en la misma órbita que la estación internacional espacial (ISS), durante este período afrontará condiciones ambientales extremas provenientes de la radiación solar y de la Tierra. La finalidad de este análisis es definir un sistema de control térmico capaz de soportar las condiciones del espacio para mantener a los componentes operando correctamente a lo largo de la vida del satélite. Durante este tiempo el CubeSat alcanzará sus temperaturas más altas cuando se encuentre en el período de luz, porque estará recibiendo directamente los rayos solares, mayor fuente de radiación; las temperaturas mínimas serán alcanzadas en el período de sombra cuando la única radiación presente sea la proveniente de la Tierra.

Para garantizar la operación de los componentes, se realizó un análisis térmico en estado estacionario y transitorio, estos contemplaron los peores casos posibles a los que CubeSat puede ser sometido en el espacio. Un análisis de elementos finitos, mediante el software ANSYS, facilitó el desarrollo del análisis térmico, este estimó el rango de temperaturas esperadas por el CubeSat en su órbita

El análisis térmico reveló que los paneles solares y estructura (superficies externas) del CubeSat pueden soportar las condiciones del ambiente exterior y a la vez son capaces de proteger los componentes que conforman el satélite, por lo que la selección de un aislante térmico como tal no fue necesaria.

II. OBJETIVOS

A. Generales

1. Realizar un análisis térmico que permita definir un aislante térmico capaz de soportar las condiciones del espacio exterior.

B. Específicos

1. Identificar las temperaturas internas máximas a las que el CubeSat puede trabajar.
2. Determinar el tipo de aislante a utilizar.
3. Realizar un análisis estacionario y transitorio de transferencia de calor para definir las temperaturas exteriores a considerar.
4. Realizar simulaciones térmicas mediante el uso de un software especializado que valide y asegure el funcionamiento del CubeSat.
5. Verificar que la manufactura de la estructura cumpla con los requisitos necesarios para colocar el aislante térmico.
6. Realizar pruebas de integración que permitan validar los resultados.

III. JUSTIFICACIÓN

Los CubeSat fueron la opción adecuada para que la industria aeroespacial redujera la utilización de recursos para desarrollar un proyecto de interés especial. Con estos satélites se analiza una problemática a la vez; por lo que los requerimientos de componentes, tamaño, tiempo y dinero disminuyen notablemente. Esto es lo que se pretende aprovechar, para un monitoreo de cuerpos de agua desde el espacio, información que sería de utilidad para la mejor conservación de los recursos naturales.

Los CubeSats también han abierto la puerta para que países que nunca han desarrollado y lanzado un satélite puedan demostrar que tienen las capacidades necesarias para hacerlo. Perú, Colombia, Uruguay y Ecuador son algunos países latinoamericanos que han lanzado un CubeSat al espacio. Guatemala y Costa Rica están prontos a lanzar los primeros satélites centroamericanos al espacio.

El primer satélite guatemalteco pretende validar a Guatemala como uno de los países capaces de operar este tipo de tecnología y a su vez obtener información desde el espacio que sea vital para la realización de estudios de detección remota en el país. Desarrollar este tipo tecnología abre la puerta para resolver problemáticas que aquejan a nuestro país, brinda los primeros pasos para convertirnos en un país desarrollado.

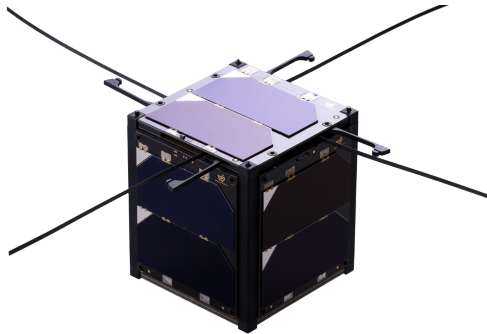
Por otro lado, el diseño y manufactura de un CubeSat requiere de la integración de diversos componentes para lograr un objetivo. Los componentes dentro del CubeSat necesitan estar protegidos de las condiciones exteriores del espacio por lo que es necesario definir un aislamiento térmico capaz de soportar estas condiciones, por lo que es indispensable realizar y simular un análisis térmico que permita definir un aislante, para el éxito de la misión

IV. MARCO TEÓRICO

A. SATÉLITES TIPO CUBESAT

Un CubeSat es un nanosatélite capaz de realizar una misión específica, son de bajo costo y de un tiempo de fabricación corto. Fue desarrollado por la Universidad Politécnica Estatal de California (CalPoly) con la finalidad de proveer a estudiantes las capacidades necesarias para diseñar, construir y operar un satélite en el espacio. Inicialmente se desarrolló el estándar CubeSat 1U, el cual consiste en un cubo de 10×10×10 cm con una masa de 1.33 kg (CalPoly, 2009).

Figura 1. Diseño de CubeSat 1U



Fuente: EnduroSat

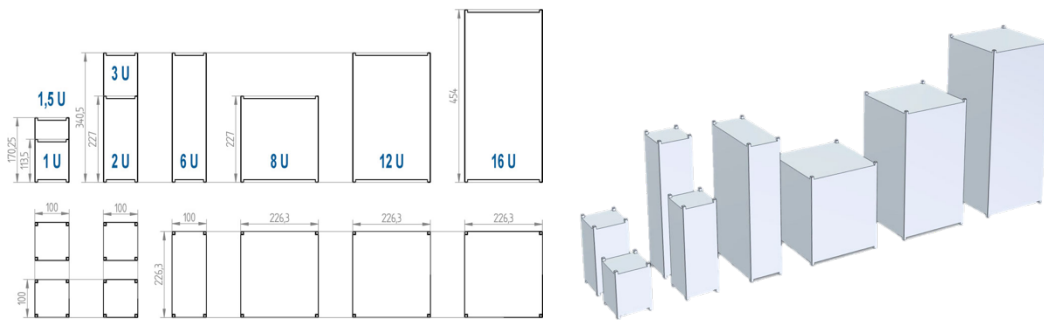
Este tipo de satélites pueden realizar misiones como el estudio de recursos naturales, demostraciones tecnológicas, pruebas de componentes espaciales, detecciones remotas, etc. En los últimos años los CubeSat ya no son solo desarrollados y utilizados por universidades, La Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA), ha aprovechado esta tecnología para realizar distintas misiones de relevancia importante; en el año 2016 lanzó el CubeSat 3U RAVAN, con la misión de medir el efecto de las energías del espacio en el cambio climático de la Tierra. NASA sigue apostando por esta tecnología y está inaugurando una nueva era científica con el uso de pequeños satélites para desarrollar misiones importantes para el estudio aeroespacial (Jenner, 2017).

1. **Diseño.** CalPoly ha desarrollado una norma que estandariza los CubeSat, se le conoce como “CubeSat Design Specification” (CDS) de este documento fue derivado el estándar desarrollado por JAXA, se le conoce como “JEM Payload Accomodation Handbook” (JPAH). Los dos documentos son bastantes similares y sus pequeñas diferencias se deben al vehículo de lanzamiento utilizado (CalPoly, 2009; JAXA, 2009).

El estándar CubeSat establece los requerimientos con los que debe cumplir el diseño mecánico y eléctrico. También define ciertos requerimientos operaciones y especifica las pruebas con las que debe cumplir el satélite antes de volar al espacio (termo vacío y de vibraciones), estas pruebas se encargan de simular las condiciones del ambiente espacial y las condiciones de ambiente del vehículo lanzador. Adicional a los requerimientos establecidos por el estándar, se deben de definir los requerimientos propios de la misión (CalPoly, 2009).

Debido a la alta demanda y el aumento en la complejidad de las misiones se decidió implementar nuevos estándares han ido surgiendo, escalados en base al primer diseño: 1.5U, 2U, 3U, 6U, 8U, 12U Y 16U.

Figura 2. Tipos de CubeSat



Fuente: ECM

2. Riesgos. El desarrollo de cualquier satélite representa riesgos, mayormente cuando se realiza por primera vez el desarrollo de una tecnología tan compleja. La gestión de riesgos es un paso crucial para cualquier diseño de tecnología espacial, con ello se pretende garantizar la funcionalidad del sistema y el éxito de la misión (Zea, Ayerdi, Argueta, & Muñoz, 2016).

Los riesgos se dan desde la falta de apoyo institucional necesario para la misión, hasta las áreas de diseño, costo, cronograma del proyecto, etc.. La gestión de riesgos es el proceso de identificación de riesgos, análisis, planificación de mitigación y seguimiento de la causa raíz de los problemas y sus consecuencias finales. Los planes de gestión de riesgos hacen que la misión sea más exitosa al identificar fallas potenciales tempranas y métodos de planificación para eludir cualquier problema. Para poder identificar posibles riesgos una metodología es establecida es presentada en el Cuadro 1 (Brumbaugh & Lightsey, 2013).

Cuadro 1. Metodología para identificación de riesgos

Paso principales	Pasos secundarios
Identificación de riesgos	1. Revisar el concepto de operaciones de la misión
	2. Identificar las causas raíz
	3. Clasificar la prioridad del riesgo
	4. Nombrar la persona responsable
	5. Agregar el rango de probabilidad y consecuencia del riesgo
	6. Describir los valores asignados
	7. Calcular la probabilidad y la consecuencia
	8. Realizar una matriz de riesgo con la probabilidad y la consecuencia
Determinación de las técnicas de mitigación.	1. Evitar el riesgo eliminando la causa raíz y/o la consecuencia
	2. Mitigar la causa o consecuencia
	3. Transferir el riesgo a una persona o proyecto diferente.
	4. Asumir el riesgo y continuar con en el desarrollo
Seguimiento de control	Graficar los valores de riesgo de la misión en un gráfico de probabilidad-Consecuencia en el ciclo de vida del proyecto para clave ver el progreso de la misión

Fuente: (Brumbaugh & Lightsey, 2013).

Una forma de conocer el impacto que tiene cada riesgo es asignando un puntaje de riesgo normalizado y según ello desarrollar una matriz de riesgo. Se debe de asignar valores de probabilidad y consecuencia para cada uno. Los valores de probabilidad y consecuencia están clasificados en una escala de 1 a 5 donde el valor de "1" es visto como el menos severo, mientras que "5" es el más crítico. En el Cuadro 2 se muestran estos valores para la probabilidad, lo mismo aplica para la consecuencia (Brumbaugh & Lightsey, 2013).

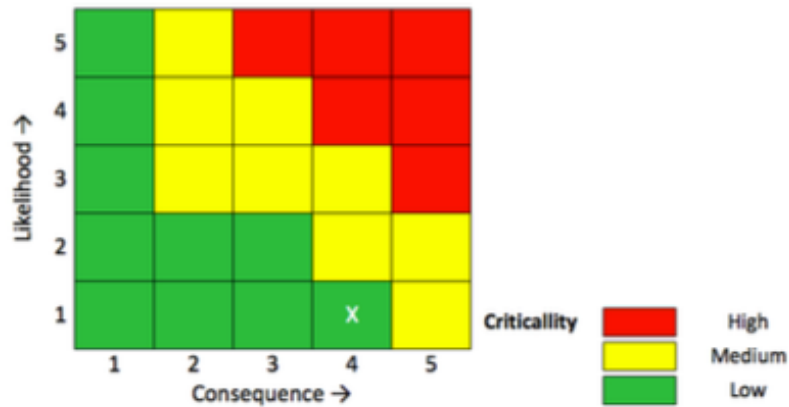
La técnica de mitigación debe ser descrita para cada uno de los riesgos, este es la parte más importante para continuar con el desarrollo de la misión. Los riesgos se deben de graficar en una matriz de colores para su fácil entendimiento (Brumbaugh & Lightsey, 2013).

Cuadro 2. Criterios de probabilidad para la matriz de riesgo

Valor	Probabilidad	Probabilidad de ocurrencia
1	No es probable	~10%
2	Poco probable	~30%
3	Probabilidad	~50%
4	Altamente probable	~70%
5	Muy cerca de ocurrir	~90%

Fuente: (Brumbaugh & Lightsey, 2013)

Figura 3. Matriz de riesgos



Fuente: (Zea *et al.*, 2016)

3. Subsistemas. Los subsistemas de un CubeSat son los mismos que lleva un satélite grande, solo que más pequeños, cada subsistema desempeña una función distinta para alcanzar el éxito de la misión. Los subsistemas suelen ser construidos por componentes COTS (Commercial Off-The-Shell), por ser de bajo costo y de fácil adquisición.

a. Subsistema estructural. La estructura es la que soporta y mantiene los otros subsistemas en su posición. También sujeta los elementos externos como la antena y los paneles solares. La estructura debe ser ligera y resistente para ser capaz de soportar las fuerzas, vibraciones y aceleraciones del lanzamiento (Arellano Serrano, 2015).

b. Subsistema de control térmico. El sistema de control térmico es el encargado de soportar las temperaturas del ambiente espacial y mantener a la estructura, la estructura, los componentes electrónicos y al resto de elementos del satélite dentro de sus rangos de temperatura operacional (Arellano Serrano, 2015).

c. Subsistema de potencia. Se encarga de generar, regular, almacenar y distribuir la potencia eléctrica necesaria para el funcionamiento del satélite. Está constituido por paneles solares y baterías. Los paneles solares son los que se encargan de convertir la energía solar en energía eléctrica, suelen ser de arseniuro de galio y normalmente tienen eficiencias entre 25% y 30%. La energía eléctrica es almacenada en baterías que se encargan de alimentar energía a cada componente electrónico cuando las celdas solares no están activas (Arellano Serrano, 2015).

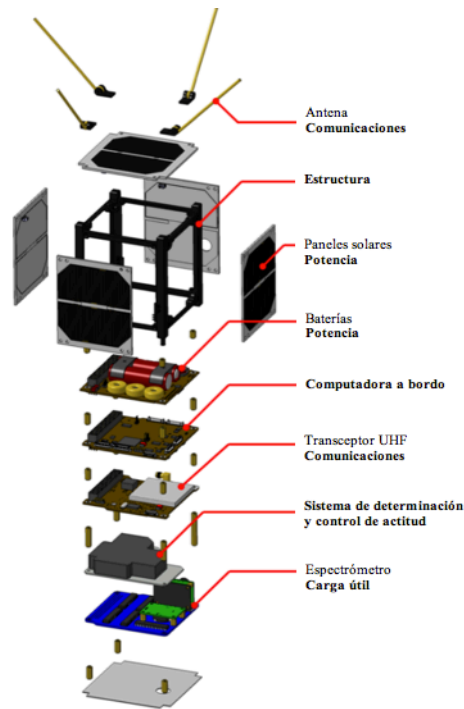
d. Subsistema de control de actitud. Conocido como ADCS (Attitud and Determination Control Subsystem), su función es controlar la posición y orientación del satélite en la órbita, también evita que el satélite gire sobre si mismo a grandes velocidades. Existen dos sistemas empleados para lograr la estabilización y orientación del satélite, el sistema activo contiene elementos que necesitan ser energizados y se caracterizan por orientar al satélite en una posición exacta, algunos sistemas activos utilizados son volantes de inercia y magnetorques; el sistema pasivo no necesita de energía eléctrica por su funcionamiento, la mayoría de estos sistemas utilizan los campos magnéticos de la Tierra para orientarse (Arellano Serrano, 2015).

e. Subsistema de procesamiento de datos (OBC). Es la computadora a bordo del satélite, encargada de procesar los procedimientos e información entre subsistemas. Algunas veces los CubeSats suelen tener dos computadoras a bordo por razones de redundancia (Arellano Serrano, 2015).

f. Subsistema de comunicaciones. Es el encargado de recibir y enviar datos entre el satélite y la estación de comunicación en Tierra. El sistema de comunicaciones debe determinar la forma en que se transmitirán los datos, en ancho de banda necesario y las frecuencias de transmisión y recepción (Arellano Serrano, 2015).

g. Subsistema de carga útil. Es la serie de componentes, sistemas y resto de elementos encargados de cumplir con el objetivo de la misión. La carga útil en un CubeSat se ve limitada por las dimensiones estándar del mismo, por lo que este subsistema define la aplicación que tendrá el satélite, las características de diseño, la órbita, el sistema de orientación, las frecuencias de transmisión, tipos de antenas, capacidad de almacenamiento, control térmico a utilizar, entre otros factores del diseño de un satélite (Arellano Serrano, 2015).

Figura 4. Subsistemas de un CubeSat



Fuente: Digi-key

B. TRANSFERENCIA DE CALOR

La transferencia de calor es el proceso de intercambio calor de un cuerpo a otro. Existen tres modos de transferencia de calor: conducción, convección y radiación, en todos se requiere de una diferencia de temperaturas para que ocurran, la transferencia de calor en cualquier modo se da del cuerpo o medio que tiene la temperatura más elevada hacia el de la temperatura más baja, el proceso se detiene cuando ambos cuerpos o medios alcanza la misma temperatura, es decir la temperatura de equilibrio (Cengel, 2011).

1. **Conducción.** Es la transferencia de energía entre dos objetos a diferentes temperaturas debido a la vibración de sus moléculas. La razón de la conducción de calor a través de un medio depende de la configuración geométrica de este, su espesor y el material de que esté hecho, así como de la diferencia de temperatura a través de él (Cengel, 2011).

2. **Convección.** Es la transferencia de energía entre una superficie sólida y el líquido o gas cercano. La convección es forzada si el fluido es forzado a fluir por medio de ventiladores o bombas y es convección natural si el fluido fluye por la diferencia de densidades causada por variación de temperatura. En ausencia de un movimiento masivo de fluido la transferencia de calor entre la

superficie sólida y fluido adyacente es por conducción pura. Este tipo de transferencia de calor no se aplica en el espacio por el vacío que presenta (Landeta, 2014; Cengel, 2011).

3. Radiación. Es la transferencia de calor emitida en forma de ondas electromagnéticas, es la más rápida y no sufre cambio alguno en condiciones de vacío. Es esta la forma en la energía del Sol llega a la Tierra y a los satélites en el espacio. Todo cuerpo arriba del cero absoluto emite radiación, este fenómeno es conocido como radiación térmica, la cual es la radiación emitida por los cuerpos debido a su temperatura. La determinación de la transferencia de calor por radiación entre dos superficies depende de las propiedades de las superficies, la interacción del medio entre ellas con la radiación y la orientación una respecto a otra (Cengel, 2011).

Todos los sólidos, líquidos o gases emiten, absorben o transmiten radiación. La radiación que se puede emitir desde una superficie a una temperatura, se expresa como

$$\dot{Q}_{emit} = \varepsilon \sigma A_s (T_s^4) \quad (W) \quad (1)$$

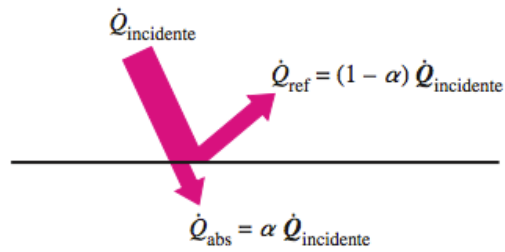
Donde ε es la emisividad de la superficie, su valor puede estar en un intervalo $0 \leq \varepsilon \leq 1$ y representa que tan cerca está una superficie de ser un cuerpo negro ($\varepsilon = 1$), $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$ representa la constante de Stefan-Boltzmann, A_s es el área superficial y T_s es la temperatura de la superficie.

Las superficies también pueden absorber radiación, esta representa la radiación que incide en un cuerpo y se queda dentro del mismo, esta razón se expresa como

$$\dot{Q}_{abs} = \alpha \dot{Q}_{incidente} \quad (W) \quad (2)$$

Donde α es la absorptividad, la cual es la fracción de radiación incidente sobre una superficie que es absorbida por ésta, su valor se encuentra en el mismo intervalo que la emisividad y al igual que ella representa la cercanía de una superficie a ser un cuerpo negro ($\alpha = 1$), $\dot{Q}_{incidente}$ es la radiación que incide sobre una superficie. La radiación incidente puede provenir de fuentes como el Sol, cuerpos celestes u otras superficies a las que está expuesta la superficie analizada. Para ciertas superficies, como las opacas, una parte de la radiación incidente no absorbida puede ser reflejada y se expresa como, \dot{Q}_{ref} .

Figura 5. Absorción de la radiación incidente en una superficie opaca



Fuente: (Cengel, 2011)

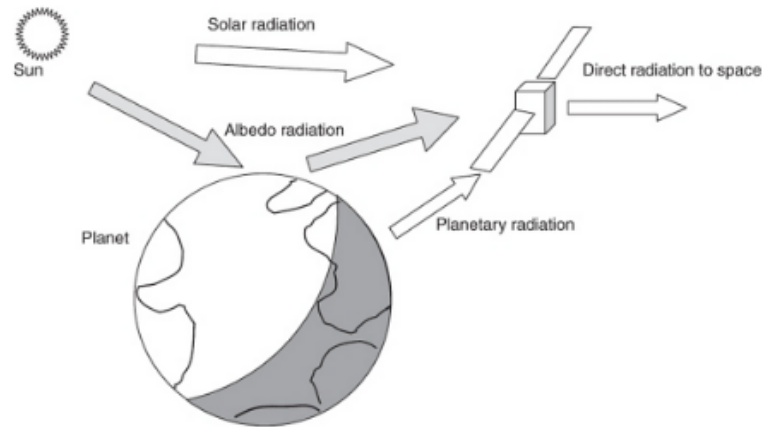
Los tres modos de transferencia de calor no pueden ocurrir simultáneamente en un medio, es decir, la transferencia de calor en sólidos opacos solo ocurre por conducción, pero en sólidos semitransparentes ocurre por conducción y radiación. Un sólido también puede presentar transferencia de calor por convección y/o radiación en sus superficies expuestas a un fluido u otra superficie. Por ejemplo, una roca expuesta al ambiente se calentará por convección a través del aire y radiación por el Sol. Por dentro, la roca se calentará a medida que el calor se transfiera en su interior por conducción (Cengel, 2011).

C. AMBIENTE ESPACIAL TÉRMICO

Un satélite en el espacio únicamente puede interactuar con la energía de radiación, esta interacción se caracteriza por el intercambio de las siguientes fuentes de energía (Fortescue, Swinerd, & Stark, 2011):

- Radiación solar directa del Sol
- Radiación de albedo
- Radiación infrarroja IR emitida por la Tierra
- Radiación emitida por el satélite al espacio

Figura 6. Ambiente espacial térmico



Fuente: (Fortescue *et al.*, 2011)

1. **Radiación solar.** Es la cantidad de radiación emitida por el Sol que alcanza a un objeto en el espacio. La intensidad de la radiación solar que alcanza la atmósfera terrestre es conocida como la constante solar, de acuerdo a la Agencia de Exploración Espacial de Japón (JAXA) este valor varía de 1318 W/m^2 a 1414 W/m^2 ($\pm 3.5\%$), por la órbita elíptica de la Tierra. La radiación solar se representa por la siguiente ecuación (Cengel, 2011):

$$\dot{Q}_{sun} = G_s A_s \alpha \quad (\text{W}) \quad (3)$$

Donde G_s es la constante de radiación solar, A_s es el área superficial alcanzada por los rayos solares y α es la absorptividad de las superficies afectados por la radiación solar.

2. **Radiación de albedo.** Parte de la radiación solar es absorbida por la Tierra y otra parte de ella es reflejada de regreso al espacio, a esta radiación se le conoce como radiación solar reflejada o albedo. Todo cuerpo celeste emite radiación de albedo, el factor de albedo depende de la latitud, estación del año, las condiciones del clima (Cengel, 2011).

El Cuadro 3 muestra los valores de albedo para cuerpos celestes, pero estos valores son los máximos que se pueden alcanzar y pueden cambiar de acuerdo a la órbita y posición en que se encuentre el satélite. La radiación de albedo se representa por la siguiente ecuación:

$$\dot{Q}_{alb} = G_s a F_{cs-e} A_s \alpha \quad (\text{W}) \quad (4)$$

Donde G_s es la constante solar, α es el valor de albedo, F_{cs-e} es el factor de visión, A_s es el área superficial afectada por la radiación de albedo y ϵ es la absorptividad de los materiales afectados por esta radiación.

Cuadro 3. Radiación de albedo de cuerpos celestes

Cuerpo Celeste	Albedo (α)
Mercurio	0.06-0.10
Venus	0.60-0.76
Tierra	0.30-0.39
Luna	0.07
Marte	0.15
Júpiter	0.41-0.52
Saturno	0.42-0.76
Urano	0.45-0.66
Neptuno	0.35-0.62
Plutón	0.16-0.40

Fuente: (Fortescue *et al.*, 2011)

a. Factor de visión. Es una relación geométrica entre dos superficies que ayuda a determinar la cantidad de radiación que sale de una superficie directamente a otra superficie. El factor de visión se representa por la siguiente ecuación (Cengel, 2011):

$$F_{cs-e} = \frac{R_o^2}{(h+R_o)^2} \quad (5)$$

Donde R_o es el radio de la Tierra y h es la altitud a la cual estará ubicado el satélite.

3. Radiación infrarroja IR de la Tierra. Es la radiación emitida por la Tierra depende de su temperatura, la Tierra irradia calor en ondas infrarrojas que se convierten en radiación térmica. El promedio anual de esta radiación es de 237 W/m^2 (JAXA, 2009). Esta radiación es absorbida por las caras del satélite que están viendo a la Tierra y se representa por la siguiente ecuación (Cengel, 2011):

$$\dot{Q}_{e-ir} = \dot{q}_{ir} F_{cs-e} A_s \epsilon \quad (W) \quad (6)$$

Donde \dot{q}_{ir} es el valor promedio de la radiación infrarroja, F_{cs-e} es el factor de visión, A_s es el área superficial de las superficies alcanzadas por la radiación de la Tierra y ε es la emisividad de las superficies exteriores afectadas por la radiación infrarroja.

4. Radiación emitida por el satélite. Es la radiación que es transferida del CubeSat al espacio y se representa por la siguiente ecuación (Cengel, 2011):

$$\dot{Q}_{emit} = \varepsilon \sigma A_s (T_e^4 - T_{esp}^4) \quad (W) \quad (7)$$

Donde ε es la emisividad de las superficies del CubeSat, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$ es la constante de Stefan-Boltzmann, T_e es la temperatura de equilibrio y T_{esp} es la temperatura del espacio 2.7 K.

5. Energía convertida por las celdas solares. Una parte de la radiación solar absorbida por los paneles solares es convertida en potencia eléctrica a través de las celdas solares, el resto de la energía es reflejada hacia el espacio. Esto ocurre por el fenómeno conocido como calentamiento de Joule. (COMSOL, 2017) En el peor de los casos toda la energía usada por los componentes electrónicos será transformada en calor, por lo tanto la energía transformada por las celdas solares se puede tomar como una disipación interna de calor. Se representa mediante la siguiente ecuación (JAXA, 2009):

$$\dot{E}_{g-sp} = G_s A_s \eta \quad (W) \quad (8)$$

Donde \dot{E}_{g-sp} es la radiación reflejada por las celdas solares y η es la eficiencia de cada celda.

D. ÓRBITA

Una órbita es la que describe la trayectoria que sigue un cuerpo alrededor otro cuerpo de acuerdo a las leyes de la mecánica y gravitación. Para poder estudiar una órbita se requiere conocer la dinámica orbital de la misma, está es una serie de leyes físicas que determinan las características de las órbitas, según las leyes de Kepler, las cuales son las siguientes (García, 2013):

- Primera Ley: Todos los planetas tienen una órbita elíptica con centro de gravitación en el Sol, el cual también se posiciona en uno de sus focos. El punto de la órbita más cercano al Sol se denomina perigeo y el más alejado apogeo (García, 2013).
- Segunda Ley: Un planeta recorre áreas iguales en tiempos iguales, lo cual implica que el planeta viaja a mayor velocidad en el perigeo y a menor velocidad en el apogeo (García, 2013).

- Tercera Ley: El cuadrado del periodo orbital es proporcional al cubo de la longitud del semieje mayor de la órbita (García, 2013).

Estás leyes pueden ser aplicadas a los satélites, donde se puede deducir que estos giran alrededor de un planeta, en su mayoría de veces la Tierra. Las órbitas pueden clasificarse según su forma, inclinación y altitud.

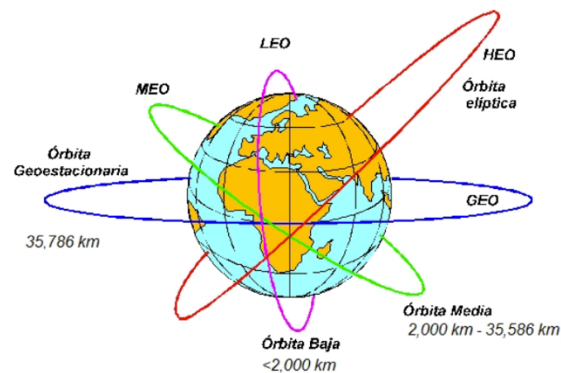
Cuadro 4. Tipos de órbitas

Clasificación	Descripción
Forma	Circular
	Elíptica
	Parabólica
	Hiperbólica
Inclinación	Ecuatorial
	Polar
	Inclinada
Altitud	Órbita terrestre baja (LEO)
	Órbita terrestre media (MEO)
	Órbita terrestre geoestacionaria (GEO)
	Órbita terrestre alta (HEO)

Fuente: (Arellano Serrano, 2015)

1. Tipos de órbita según su altitud. De acuerdo a la distancia se definen distintos tipos de órbitas. Se debe de conocer las características de cada uno de estos tipos de órbita para saber en que órbita puede estar ubicado un satélite según su misión.

Figura 7. Clasificación de órbitas según su altitud



Fuente: (García, 2013)

a. Órbita terrestre baja. Se encuentra entre 200 y 2,000 kilómetros de altura. En ella se encuentra la mayor cantidad de satélites. La duración del período orbital suele ser de minutos o pocas horas porque en una órbita baja los objetos orbitan a una gran velocidad. En esta órbita los satélites tienden a decaer muy rápido debido al roce que se origina entre las capas exteriores de la atmósfera. La Estación Espacial Internacional (ISS) se encuentra en esta órbita a una altura de 400 km, muchos nanosatélites son liberados al espacio desde esta estación (Arellano Serrano, 2015).

b. Órbita terrestre media. Se encuentra a una altitud entre 2,000 y 35,586 km de altura, los satélites de posicionamiento, defensa, navegación y algunos de comunicación suelen estar ubicados en esta órbita (Arellano Serrano, 2015).

c. Órbita terrestre geoestacionaria. Posee una inclinación de cero y el mismo período orbital que la Tierra. La mayoría de satélites de comunicación se ubican en esta órbita, se encuentra a una altura de 35,786 kilómetros sobre el ecuador. Un satélite en esta órbita puede lograr una cobertura del 40% de la superficie terrestre, por lo tanto, se requieren de tres satélites en una órbita GEO para cubrir completamente la superficie terrestre (Arellano Serrano, 2015).

d. Órbita terrestre alta. Es la órbita más elíptica, y la más alejada de la Tierra por estar más allá de las órbitas geoestacionarias, muy pocos satélites suelen estar en esta órbita (Arellano Serrano, 2015).

2. Selección de órbita. Para poder seleccionar una órbita se deben de conocer los parámetros que las describen, por propósitos de simplificación debido a que la mayor cantidad de satélites se encuentran en órbitas LEO únicamente serán descritos los parámetros que describen esta órbita. Existen seis parámetros denominados elementos keplerianos: excentricidad, semieje mayor, inclinación, longitud de nodo ascendente, argumento de perigeo y anomalía verdadera (García, 2013).

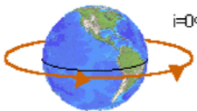

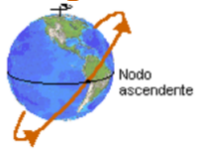
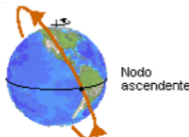
a. Excentricidad (e). Es la diferencia entre la circunferencia y la cónica de la órbita, nunca es posible conseguir una órbita completamente circular o parabólica. Sus valores son (García, 2013):

- Órbita circular $e = 0$
- Órbita elíptica $0 < e < 1$
- Órbita parabólica $e = 1$
- Órbita hiperbólica $e > 1$

b. Semieje mayor (a). Es la distancia desde el centro de la Tierra al apogeo

c. Inclinación (i). Es el ángulo entre el plano ecuatorial y orbital e indica que tan inclinada es una órbita respecto al plano de referencia

Cuadro 5. Clasificación de órbitas según su inclinación

Inclinación	Órbita	Diagrama
$i = 0^\circ$ $i = 180^\circ$	Ecuatorial	 Diagrama de un planeta con una órbita que coincide con su ecuador. Se indica $i=0^\circ$.
$i = 90^\circ$	Polar	 Diagrama de un planeta con una órbita que pasa por sus polos. Se indica $i=90^\circ$.
$0^\circ < i < 90^\circ$	Directa	 Diagrama de un planeta con una órbita inclinada hacia el norte. Se indica "Nodo ascendente".
$90^\circ < i < 180^\circ$	Indirecta	 Diagrama de un planeta con una órbita inclinada hacia el sur. Se indica "Nodo ascendente".

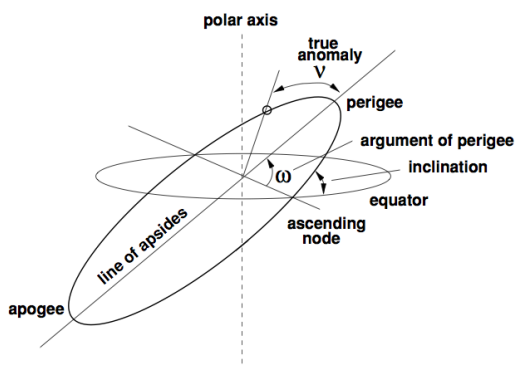
Fuente: (García, 2013)

d. Longitud del nodo ascendente (Ω). Se utiliza para medir lo inclinado que está una órbita, un nodo ascendente (N_1) es el punto en el cual el satélite cruza el plano de referencia o ecuatorial de sur a norte (García, 2013).

e. Argumento de perigeo (ω). Es el ángulo entre el nodo ascendente y el perigeo medido en el plano orbital en dirección del satélite (García, 2013).

f. Anomalía verdadera (v). Localiza la posición del satélite respecto al perigeo en la órbita (García, 2013).

Figura 8. Elementos orbitales



Fuente: (García, 2013)

El semieje mayor, la excentricidad y la anomalía verdadera definen la forma, el tamaños y posición de la órbita y el resto de parámetros definen la orientación de la órbita en el espacio (Landeta, 2014).

3. Período orbital. Es el tiempo que tarda un satélite en dar una vuelta completa alrededor de su órbita. Este valor se incrementa si la altitud que se encuentre el satélite aumenta y viceversa. Para poder determinar el período es necesario conocer la velocidad orbital del satélite, la cual se encarga de mantenerlo en órbita, la velocidad varía de acuerdo a la altitud del satélite, a mayor altitud la velocidad del satélite es menor. Para una órbita la velocidad se representa de la siguiente forma:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (\text{m/s}) \quad (9)$$

Donde μ es el parámetro gravitacional, cuyo valor para la Tierra es $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ y r es el radio desde el centroide del satélite al centroide de la Tierra. Una vez obtenida la velocidad el periodo orbital puede ser determinado de la siguiente forma:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} \quad (\text{m/s}) \quad (10)$$

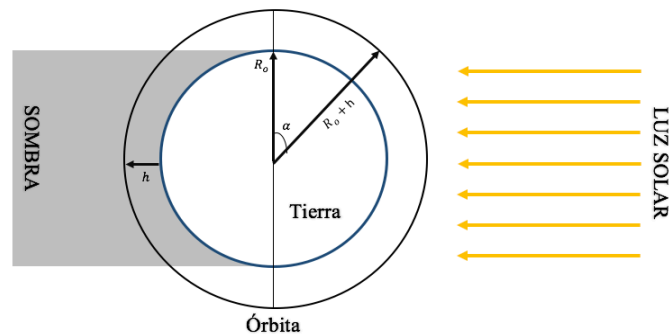
El periodo orbital también determina cuánto tiempo puede pasar un satélite en sombra y en luz. El periodo de sombra es cuando el satélite no es alcanzado por los rayos solares porque la Tierra se interpone entre ellos, ocasionando un eclipse; el periodo de luz es cuando el satélite es alcanzado por los rayos solares. Para una órbita circular estos valores se pueden calcular utilizando las siguientes ecuaciones:

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{R_o}{R_o+h} \right) \quad (^\circ) \quad (11)$$

$$P_{sol} = \frac{180+2\alpha}{360} \quad (s) \quad (12)$$

$$P_{sombra} = \frac{180-2\alpha}{360} \quad (s) \quad (13)$$

Figura 9. Período de luz y sombra



Fuente: Elaboración propia

Donde α es el coseno del ángulo entre el radio de la Tierra (R_o) y el radio del semieje mayor ($R_o + h$), P_{sol} es el tiempo que el satélite está expuesto al Sol y P_{sombra} es el tiempo en el que el satélite está en la sombra o eclipse. (Landeta, 2014)

El periodo orbital es cíclico, por lo tanto, se repite un número de veces al día, a este valor se le conoce como número de ciclos al día y sirve para determinar cuántas veces el satélite pasa por una posición, este valor puede representarse con la siguiente ecuación:

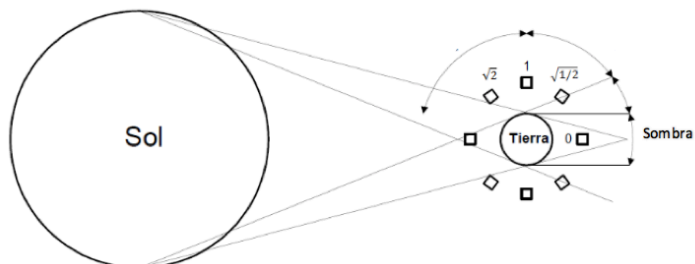
$$n = \frac{1440}{T} \quad (\text{ciclos}) \quad (13)$$

Donde 1440 representa el número de minutos que tiene un día y T el período orbital

4. Orientación orbital. La orientación del satélite está sujeta al subsistema de determinación y a los requerimientos de carga útil del satélite. La orientación determina la forma

en que gira el satélite y las superficies externas del satélite que son afectas por las radiaciones del ambiente espacial (Landeta, 2014).

Figura 10. Posición del satélite respecto a los rayos de luz



Fuente: (Landeta, 2014)

E. SISTEMAS DE CONTROL TÉRMICO

El sistema de control térmico mantiene los rangos de temperatura adecuados para los componentes electrónicos y la estructura de un satélite. Se define con base en la carga útil, parámetros orbitales, transferencia de calor del ambiente espacial, la disipación de calor interna de los componentes y a los análisis de los peores escenarios que puede afrontar un satélite en el ambiente espacial, estos escenarios delimitan los límites de temperatura a los que estará expuesto el satélite. Existen dos tipos de controles térmicos, sistemas activos y sistemas pasivos. (Gilmore & Collins, 2002)

1. **Sistema pasivo.** Es ligero, de menor costo que un sistema activo y la mayoría no consume energía eléctrica. Para nanosatélites los sistemas pasivos más utilizados son: la selección apropiada de las propiedades superficiales, control de la interfaces conductivas y sistemas de aislamiento (Clawson *et al.*, 2002).

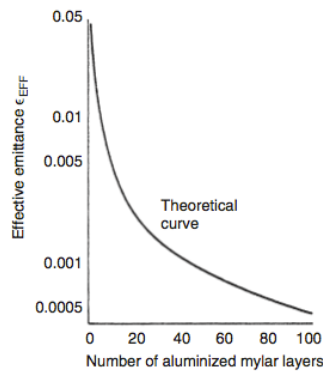
a. **Acabados superficiales.** Las pinturas son bastante utilizadas por su alta emisividad, pero suelen degradarse bajo los efectos de la radiación solar con el tiempo, provocando un aumento de su absorptividad lo cual reduce su efectividad como sistema de control térmico. La pintura más utilizada en sistemas de control pasivo en satélites es la blanca. Las pinturas también pueden ser aplicadas a las placas de los circuitos electrónicos para mejorar la distribución de calor entre placas (Garzon, 2012).

Los materiales reflectores son más resistentes a la radiación solar, entre ellos se pueden mencionar los recubrimientos de plástico aluminizados o revestidos de plata, estos últimos materiales suelen ser complicados de colocar en las superficies externas del satélite mayormente

cuando son de áreas pequeñas o de geometrías complejas. Se debe de contemplar en el análisis térmico que las propiedades ópticas de estos materiales decrecen con el tiempo.

b. Aislantes térmicos. Suelen ser los sistemas de control pasivo más utilizados, por su alta efectividad en la minimización de la pérdida de radiación emitida por el satélite y así evitar que los componentes se congelen durante el período de sombra. Los aislamientos térmicos pueden ser multicapas MLI (Multi Layer insulation), estos consisten en varias capas aluminizadas de mylar o kapton separados por hojas muy delgadas de nylon o de redes de fibra de vidrio, que proveen una alta impedancia térmica y una baja conductancia. En muchos casos las hojas separadoras son obviadas y las capas aluminizadas son arrugadas mecánicamente para reducir el contacto entre ellas. Normalmente se utilizan 40 capas aluminizadas de ambos lados de un espesor $10 \mu m$ para la protección de los satélites. Para poder determinar la emisividad se puede consultar la Figura 9 donde cada capa posee una emisividad de 0.001 (Garzon, 2012).

Figura 11. Emisividad versus número de capas de aislante



Fuente:(Garzon, 2012)

La instalación del aislamiento térmico debe contemplar que se pueda disipar cierta cantidad de calor para evitar un sobrecalentamiento de los componentes.

c. **Interfaces conductivas.** Se da entre las superficies donde no hay un contacto sólido, por ejemplo, la pequeña separación que puede existir entre un tornillo y su superficie de contacto puede afectar grandemente en la conductancia de la junta, en condiciones de vacío la tensión del perno y el acabado de las superficies de acoplamiento son factores que determinan este valor. Para reducir este riesgo se utilizan rellenos de interfaz como, papel de indio o plata con silicona para reducir los efectos de la conductancia (Finckenor & Coker, 2017).

2. **Sistema activo.** Consumen energía, son de mayor costo y más pesados que un sistema pasivo y también requieren de un espacio físico mayor. Los sistemas activos se deben utilizar únicamente cuando los requerimientos térmicos no se puedan cumplir con un sistema pasivo. Se utilizan para controlar componentes que poseen rangos de temperatura muy pequeños y sensibles. Para nanosatélites los sistemas pasivos más empleados son: calefactores eléctricos, refrigeradores termoeléctricos y tubos de calor (Garzon, 2012).

a. **Calefactores eléctricos.** Son el sistema activo más utilizado por su simplicidad. Los sistemas pasivos algunas veces provocan que algunos componentes alcancen temperaturas por debajo de sus límites, por lo que se requiere de un sistema, como los calefactores eléctricos, que controle estos decrementos de temperaturas. El calefactor eléctrico más utilizado en nanosatélites es el de parche, está compuesto por resistencias eléctricas comúnmente envueltas en dos hojas de Kapton. El calor es generado a través del efecto de Joule para calentar los componentes y evitar que estos se congelen. Este tipo de control térmico es de gran uso en baterías, sensores experimentales y actuadores mecánicos (Landeta, 2014).

b. **Tubos de calor.** Consiste en una tubería cerrada que transporta un líquido de dos fases, un evaporador y un condensador para transportar el calor de un lugar a otro, no requiere de energía eléctrica (Fortescue *et al.*, 2011).

c. **Refrigeradores termoeléctricos.** Son bombas de calor miniaturizadas en estado sólido, y su objetivo es enfriar distintos componentes que requieren bajas temperaturas para que puedan funcionar correctamente (Fortescue *et al.*, 2011).

F. MARGEN DE SEGURIDAD

En una tarea tan compleja como la determinación del rango de temperatura para un satélite, existen varias incertidumbres y un margen de seguridad que deben ser aplicados. Se han realizado comparaciones entre la temperatura esperada para el satélite y la temperatura real (medida) y se concluyó que “se necesita de un margen de $\pm 11^{\circ}\text{C}$ para proporcionar una confianza del 95% y así mantener las temperaturas dentro los límites”. Sin embargo, este margen debe extenderse a $\pm 17^{\circ}\text{C}$ si no se ha desarrollado una prueba de balance térmico. Es altamente recomendable realizar pruebas térmicas antes de definir el diseño final y así reducir el margen de incertidumbre y seguridad (Gilmore & Collins, 2002).

G. PRUEBAS DE TERMO VACÍO

La NASA indica en los Estándares Generales de Verificación del Medio Ambiente (GEVS) que hay dos niveles de verificación para componentes de vuelos espaciales que son: aceptación y calificación. El nivel de aceptación asegura que el elemento sobrevivirá al vuelo espacial, ya que para la calificación indica que funciona bien en una misión determinada. En este caso, se espera que el nivel de calificación para CubeSat y las pruebas se realicen bajo estas condiciones. Las pruebas se realizan en cámaras de termo vacío que simulan las condiciones del ambiente espacial (NASA, 2014).

1. **Cámara de termo vacío.** Para simular el entorno espacial en el que funcionará un CubeSat, es necesario alcanzar temperaturas y presión específicas (nivel de vacío). La cámara de prueba de termo vacío debe poder cumplir con las especificaciones de la temperatura mínima y máxima requerida por la misión.

Las cámaras de la NASA en las Instalaciones del Centro Espacial Johnson (JSC) proporcionan operaciones de prueba de cámara de vacío. En lo que respecta a la temperatura, las cámaras JSC pueden lograr temperaturas dentro de -173°C a 150°C . En cuanto a la presión, estas cámaras pueden alcanzar un mínimo de 1×10^{-6} torr. El volumen interno mínimo de todas las cámaras es: 43" x 60" x 26" (JSC, 2012).

2. **Rango de temperatura.** La realización de un análisis térmico establecerá el rango de temperatura a la cual el CubeSat estará expuesto al espacio, este será colocado dentro de la cámara de termo vacío (GEVS, 2013).

3. **Presión.** La prueba de vacío térmico debe llevarse a cabo a una presión inferior de 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) para simular un ambiente de alto vacío del espacio exterior. (JAXA, 2009).

4. **Número de ciclos de temperatura.** Son los ciclos entre temperaturas extremas, este ocurre entre la transición desde una temperatura inicial a una temperatura de estabilización causadas por el gradiente de temperatura. El número mínimo de ciclos de temperatura de vacío térmico varía de acuerdo a los criterios del Cuadro 6 (GEVS, 2013).

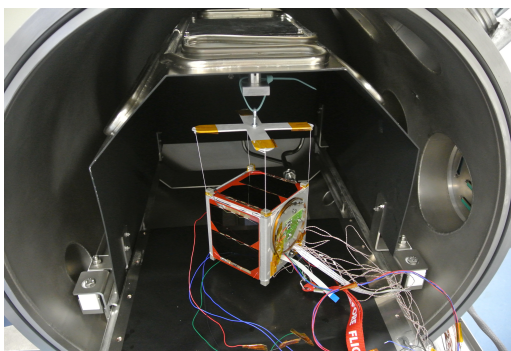
Cuadro 6. Número de ciclos de temperatura

Prueba	Descripción
Carga útil	<p>Cuatro ciclos de temperatura de vacío térmico aplicados a la carga útil. Si los rangos de temperatura de la misión son inferiores a 10°C, o el tiempo de transición es superior a 72 horas, los números mínimos de ciclos deben ser dos; sin embargo, en estos casos, la duración de la temperatura caliente y fría fijada se doblará. Durante el ciclo, la carga útil deberá estar funcionando y su rendimiento será supervisado. Esta prueba tiene una duración de 48 horas.</p>
Subsistemas	<p>Se deben realizar cuatro ciclos de temperatura de vacío térmico para cada subsistema. Se debe contar con un equipo especializado para monitorear la prueba. Esta prueba tiene una duración de 12 horas.</p>
Componentes	<p>Todos los componentes deben someterse a un mínimo de ocho ciclos de temperatura de vacío térmico antes de instalarse en la carga útil. Estos pueden incluir ciclos de prueba realizados en el subsistema. Si la prueba se realiza para componentes mecánicos y este no contiene ningún componente generador de calor, la prueba podría reducirse a tres o cuatro ciclos térmicos. Esta prueba tiene una duración de 4 horas.</p>

Fuente: (GEVS, 2013)

5. Duración de la prueba. Dependerá de la selección de los ciclos de temperatura y del período orbital del satélite ciclos. Por lo regular la duración es del orden de días.

Figura 12. CubeSat en cámara de termo vacío



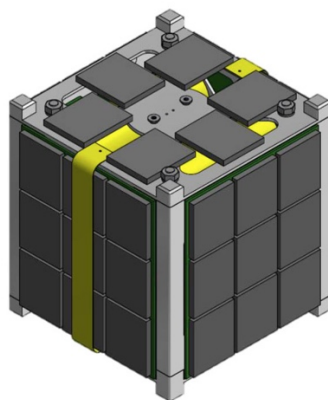
Fuente: (GEVS, 2013)

V. ANTECEDENTES

El presente trabajo de graduación recopila el trabajo realizado durante dos años (2016 y 2017) y representa un aporte al megaproyecto: CubeSat, específicamente en el diseño y análisis del subsistema de control térmico de la fase III y IV.

El proyecto CubeSat inicio en el año 2014 con su fase I, cuatro estudiantes fueron participes, desarrollando los análisis de los primeros cuatro subsistemas del satélite (mecánico, comunicaciones, potencia y ADCS). El subsistema mecánico, nombrado así porque abarca el subsistema de estructura y térmico, sugiere utilizar aislante multicapas como sistema de control térmico basado en una breve investigación, pero no se realiza un análisis numérico que valide y respalde la selección de MLI como sistema de control térmico. La primera fase al no poseer todos los subsistemas que componen un CubeSat, limitó la posibilidad de realizar un análisis térmico.

Figura 13. Diseño CubeSat Fase 1

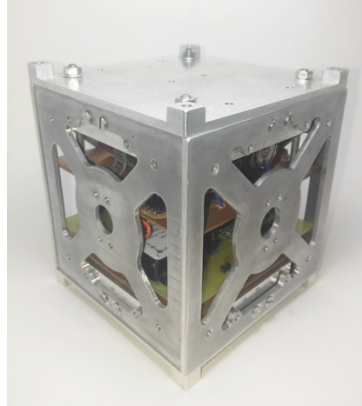


Fuente: Megaproyecto CubeSat Fase 1

Al siguiente año se da apertura a la fase II, esta cuenta con los mismos subsistemas de la fase I y se agrega el subsistema de carga útil. Con la inclusión de un nuevo subsistema y con un conocimiento más amplio sobre un CubeSat, se añaden nuevos componentes y se modifica parte del diseño de los subsistemas anteriores. El equipo toma la decisión de seleccionar la órbita de la ISS como la más probable para ubicar y lanzar el CubeSat. El subsistema mecánico presenta dos aportes relacionados con el subsistema térmico, el primero es la simulación de la órbita seleccionada en el software STK (System Tool Kit) para obtener los períodos de luz y sombra; como segundo aporte realiza el primer análisis térmico basado en la sugerencia de la fase I, con la inclusión de los componentes de cada subsistema de la fase II.

Sin embargo, el análisis realizado en la fase II fue únicamente estacionario y no contempló la inclusión del subsistema de procesamiento de datos, por lo que se concluye que los esfuerzos realizados aún no son los suficientes para determinar que el MLI es ideal como sistema de control térmico, además se sugiere utilizar un software de computadora que simule el ambiente espacial y permita realizar un análisis transitorio que determine las posibles variaciones de las temperaturas en el espacio. En esta fase se realizó el primer prototipo (Figura 14) del proyecto, este permitió evaluar la complejidad del ensamble y manufactura de un CubeSat.

Figura 14. Primer Prototipo Fase II



Fuente: CubeSat Fase II

De las fases anteriores se logró obtener que el MLI es una posible opción a considerar como sistema de control térmico, que se debe contemplar la necesidad de realizar un análisis térmico en estado transitorio en un software de computadora, para obtener resultados más acertados. Se tomaron los lineamientos básicos para simular una órbita en el software STK.

Sin embargo, antes comenzar el análisis térmico de la fase III se tuvo una presentación con expertos en el desarrollo de satélites que indicaron que el MLI no es una opción apropiada como aislante térmico para satélites tipo CubeSat 1U, esto por ser un aislante térmico costoso, difícil de instalar sino se cuenta con la experiencia necesaria y porque restringe la capacidad de liberar la radiación emitida por el CubeSat ocasionando un sobrecalentamiento

Durante el desarrollo de este trabajo de graduación, el proyecto CubeSat participó en una competencia de las naciones unidas para obtener los costos de lanzamiento del satélite. El proyecto guatemalteco fue elegido el ganador de la competencia y con ello se hace realidad que el primer satélite guatemalteco estará en el espacio en un futuro bastante cercano.

VI. METODOLOGÍA Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

A. REQUERIMIENTOS

El estándar CubeSat establece un único requerimiento para el subsistema térmico (TH-01), el resto de requerimientos presentados en el Cuadro 7 fueron de elaboración propia.

Cuadro 7. Requerimientos del subsistema térmico

ID	Requerimiento
TH-01	El sistema de control térmico debe de proveer la protección necesaria para los componentes puedan trabajar adecuadamente en su rango de temperatura
TH-02	Se deben de identificar los rangos de temperatura operacional para cada componente y elemento del CubeSat.
TH-03	El aislante térmico no deberá sobresalir más 5 mm de las superficies externas del CubeSat normal.
TH-04	Se debe de identificar el componente con menor rango de temperatura.
TH-05	Se deben de identificar las propiedades térmicas y ópticas de todos los materiales
TH-06	Se deben identificar las condiciones del ambiente espacial
TH-07	El sistema de control térmico debe de poder adaptarse a la estructura fácilmente
TH-08	La temperatura interna del CubeSat no deberá exceder el rango de 5°C a 45°C
TH-09	Se deberán realizar pruebas de termo vacío según las condiciones del ambiente espacial
TH-10	Las pruebas de temperatura se deberán de realizar en un rango de temperatura de 60°C a -60°C.
TH-11	La cámara de termo vacío debe de estar a 1.3×10^{-5} torr.

Fuente: Elaboración propia.

B. RIESGOS

Para el subsistema térmico se identificaron los riesgos del Cuadro 8, en base a la metodología descrita en la sección de riesgos del marco teórico. Los valores de probabilidad y consecuencia asignados a cada riesgo se muestran en la Figura 15. Las formas en que se va a mitigar cada riesgo identificado se describe en el Cuadro 9.

Cuadro 8. Riesgos del subsistema térmico

ID	Riesgo	Causa	Técnica Mitigación
THR-01	El sistema de control térmico no provee una protección adecuada a los componentes internos durante el lanzamiento.	El análisis térmico no se realiza correctamente	M
THR-02	El sistema de control térmico no provee una protección adecuada a los componentes internos en el espacio por lo que las temperaturas están fuera de rango.	El análisis térmico no se realiza correctamente	M
THR-03	El sistema de control térmico es dañado antes del lanzamiento.	Mal manejo/transporte o almacenamiento del CubeSat.	M
THR-04	El sistema de control térmico es mal colocado o dañado durante su instalación.	El equipo no está capacitado	M
THR-05	El sistema de control térmico es dañado por partículas espaciales	Basura espacial	A

M: Mitigación; A: Aceptar
Fuente: Elaboración propia

Figura 15. Matriz de probabilidad y consecuencia de riesgos

Probabilidad	5					
	4					
	3	03				
	2				01;02	
	1			04;05		
Matriz de Riesgos		1	2	3	4	5
		Consecuencia				

Fuente: Elaboración propia

Los riesgos más importantes se ubican en la sección amarilla, estos tienen una poca probabilidad de ocurrir, pero si ocurren su consecuencia es crítica para la misión.

Cuadro 9. Técnicas de mitigación por riesgo

ID	Técnica de mitigación
THR-01	M Se deben de conocer las temperaturas del vehículo lanzador, realizar una comparación entre las temperaturas obtenidas de las pruebas y determinar si sobrevira al entorno de despegue. de contemplar las condiciones del vehículo que lanzara el satélite
THR-02	M Se requiere conocer las propiedades térmicas y ópticas de todos los materiales que componen el CubeSat, las temperaturas de operación de todos los componentes también deben ser conocidas. Se debe realizar y simular un análisis térmico para verificar que las temperaturas alcanzadas por el satélite estén en el rango permisible, finalmente se debe realizar pruebas de termo vacío que validen las simulaciones.
THR-03	M Únicamente se debe permitir el manejo y transporte del CubeSat a personal capacitado del equipo. Un recipiente especial debe ser seleccionado para transportar el satélite al lugar del lanzamiento.
THR-04	M Únicamente se debe permitir la manipulación y la instalación del sistema de control térmico a personal capacitado del equipo CubeSat. Se deben seguir a detalle las instrucciones del proveedor del sistema térmico para instalarlo correctamente.
THR-05	A Las caras externas del CubeSat deben ser capaces de soportar los efectos que pueda ocasionar este riesgo, la selección correcta de materiales es esencial para ello.

Fuente: Elaboración propia

C. DISEÑO DEL CUBESAT

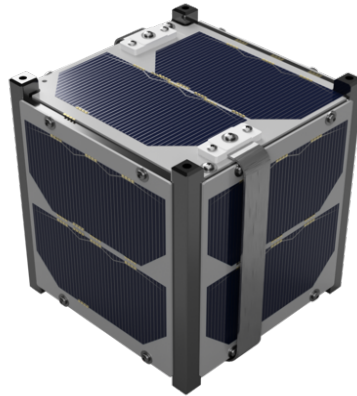
El diseño del CubeSat se realizó conjuntamente con el subsistema de estructura de la fase III y IV en base a los requerimientos de cada subsistema y el estándar CubeSat. Se utilizó el software Autodesk inventor 2015 para realizar el modelo. Se diseñó cada pieza y componente en base a las dimensiones especificadas por los fabricantes.

Cuadro 10. Especificaciones generales de diseño del CubeSat

Parámetro	Masa
Masa	1.033 kg
Dimensiones del satélite	100 x 100 x 113.5 mm
Centro de masa	-0.8, 0.4, -8.9 mm

Fuente: Megaproyecto CubeSat fase IV

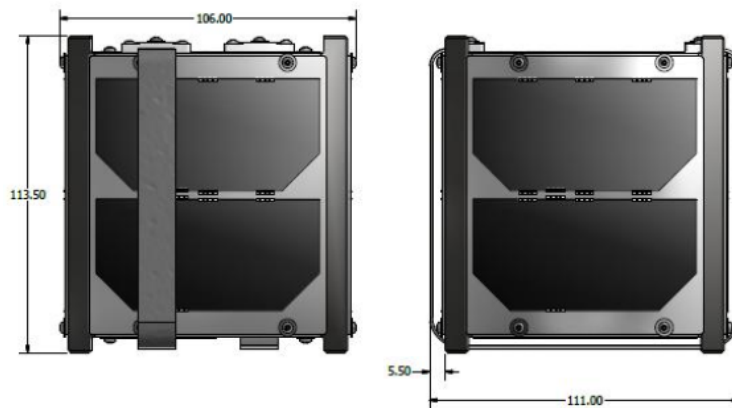
Figura 16. Diseño del CubeSat



Fuente: Elaboración propia

Las dimensiones externas son establecidas por el estándar CubeSat, en la Figura 17 se muestran las dimensiones externas, la antena de comunicaciones es el componente que se encuentra colocado alrededor del CubeSat. Los paneles solares fueron diseñados por subsistema de la fase IV de potencia y se colocaron en placas de PCB, de un espesor de 1 mm.

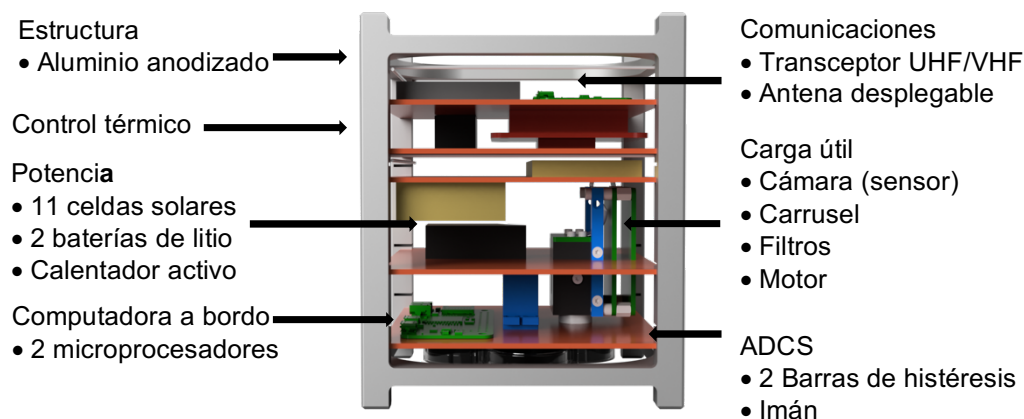
Figura 17. Dimensiones externas del CubeSat



Fuente: Elaboración propia

Actualmente el CubeSat está compuesto por todos los subsistemas que componen a un nanosatélite, en la Figura 18 se puede observar la ubicación y el arreglo interno de cada subsistema, los componentes de cada uno también son especificados. El diseño de los subsistemas se realizó con el software Autodesk Inventor 2015, las dimensiones de cada componente fueron obtenidas de las hojas técnicas de los fabricantes. La ubicación de cada componente y subsistema dependió de las funciones específicas, volumen interno disponible, volumen de los componentes y el centroide del CubeSat.

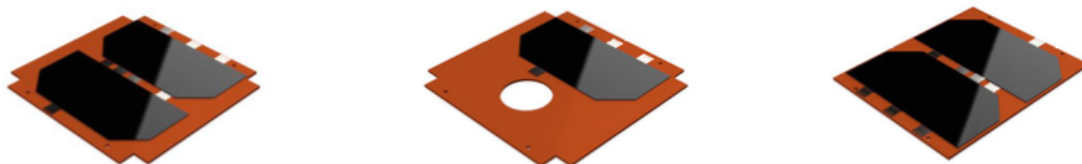
Figura 18. Subsistemas del CubeSat



Fuente: Elaboración propia

Los paneles solares, son instalados en las caras externas del CubeSat, son seis paneles, uno por cada cara externa del CubeSat. Cada panel solar está conformado por dos celdas solares, a excepción del panel inferior que únicamente posee una celda y un orificio que se utiliza para que la cámara pueda tomar fotos.

Figura 19. Paneles solares externos (superior, inferior y lateral)



Fuente: Elaboración propia

El diseño del modelo y de los subsistemas se utilizó para realizar simulaciones térmicas del CubeSat. En la fase actual del proyecto aún no se ha definido la forma en que se realizarán las conexiones eléctricas y las formas de sujeción de los componentes a las PCB, por lo que no fueron incluidos en el diseño.

D. ANÁLISIS ORBITAL

Se requiere de un análisis orbital para poder determinar los periodos de luz y sombra a los cuales va estar expuesto el satélite, estos determinaran la cantidad de tiempo que el satélite estará expuesto a la radiación solar, radiación infrarroja y de albedo. El análisis orbital se realizó con la ayuda del software "Kit de Herramientas del Sistema" (STK). El CubeSat estará ubicado en la

órbita de la ISS, a una altitud de 400 km, esta es una órbita LEO y circular. Para poder modelar la órbita se identificaron parámetros orbitales que la componen.

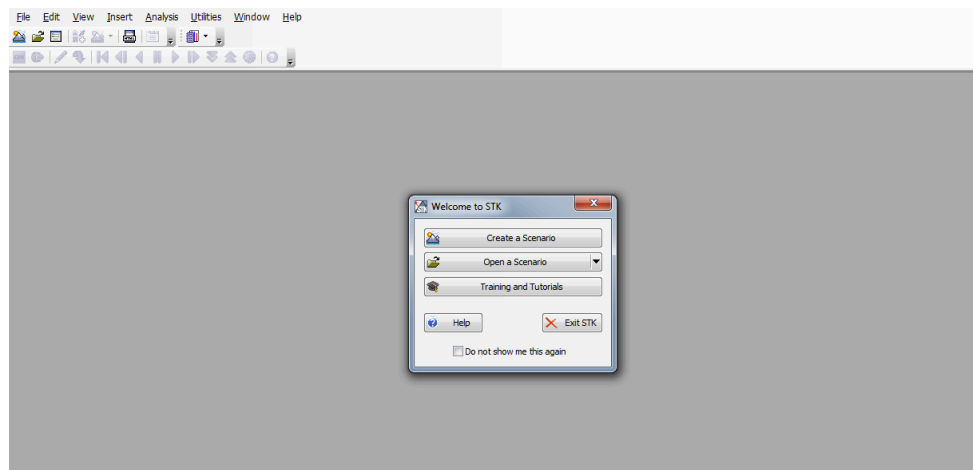
Cuadro 11. Parámetros de la órbita de la ISS

Parámetro	Valor
Semieje mayor (km)	6783.5
Excentricidad	0.000672
Inclinación	51.6421°
Argumento de perigeo	60.1442°
Longitud del nodo ascendente	29.0926°
Anomalía media	225°

Fuente: (García, 2013)

Para poder simular la órbita en STK, primero se creó un escenario, se asignó un nombre a la misión y se definió que la misión comenzaría el 1 de diciembre de 2018 y finalizaría el 3 de junio de 2019.

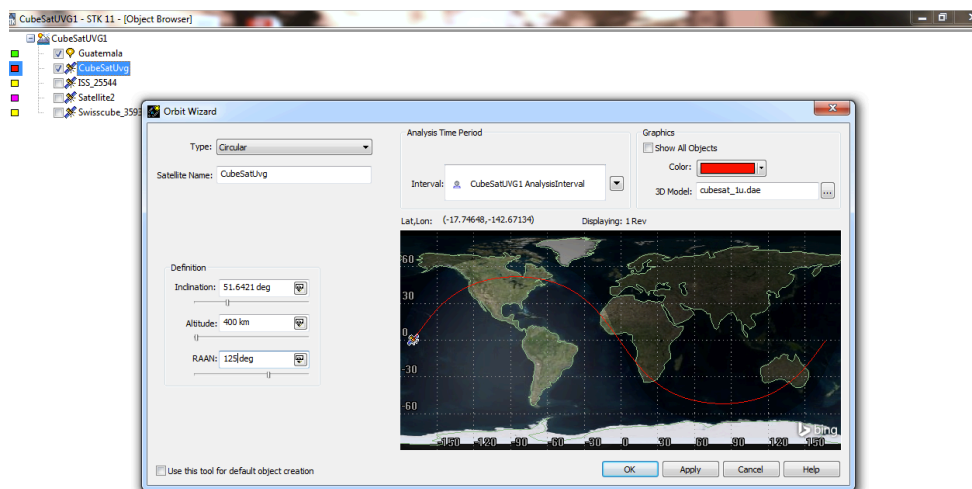
Figura 20. Creación de un escenario en STK



Fuente: STK

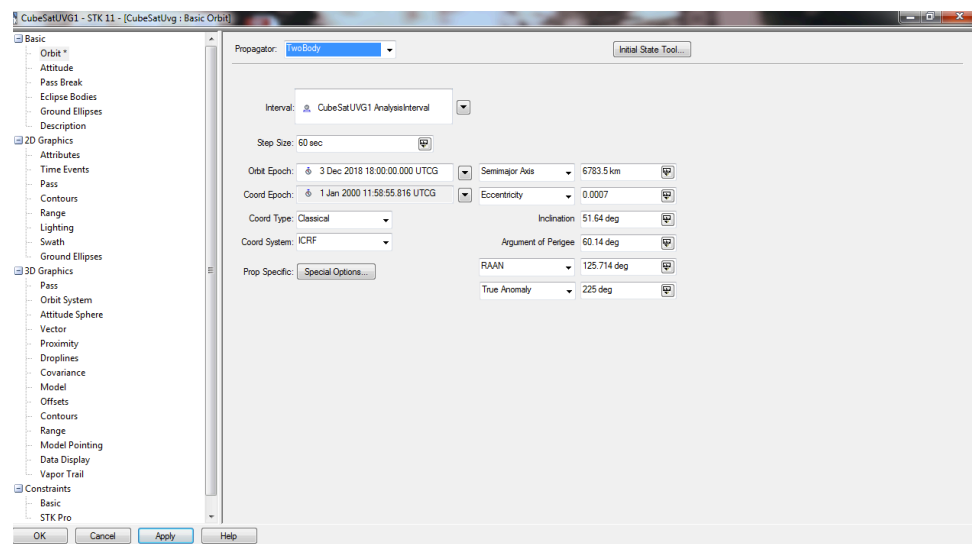
Luego se insertó un satélite tipo CubeSat 1U, se definió una órbita circular y se asignaron los parámetros orbitales, presentados en el Cuadro 11, en las ventanas de asistente de órbita y propiedades del satélite.

Figura 21. Selección del modelo CubeSat 1U y tipo de órbita



Fuente: STK

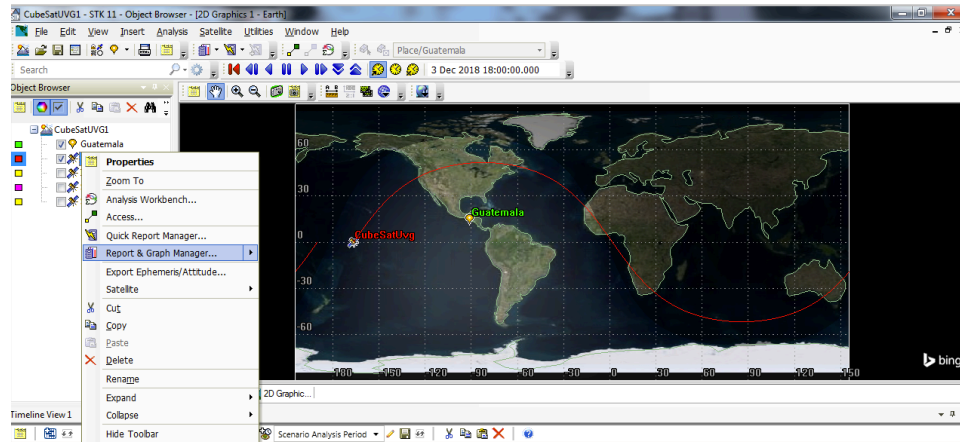
Figura 22. Asignación de los parámetros orbitales



Fuente: STK

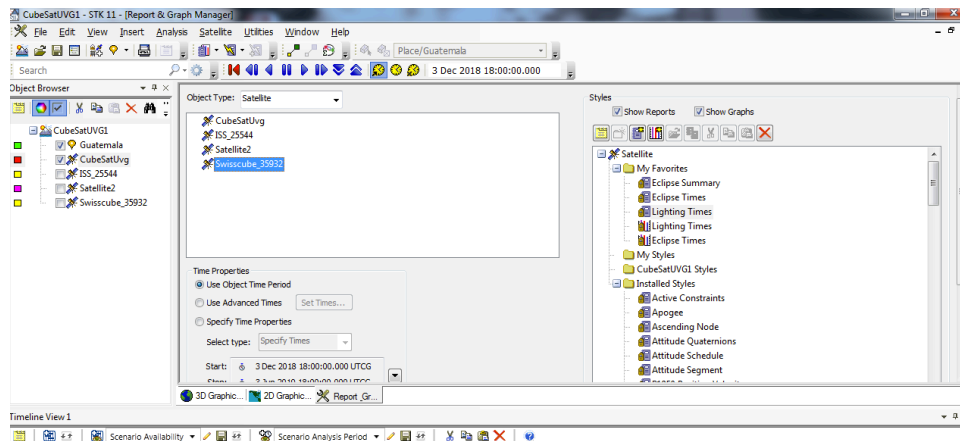
Una vez definidos los parámetros del satélite, se generó un reporte de los periodos orbitales de luz y sombra o eclipse del satélite, a través de la herramienta “Gestor de reportes y gráficas”. Del reporte también se obtuvo el número de vueltas que dará el satélite alrededor de la Tierra en un día.

Figura 23. Selección de la herramienta gestor de reportes y gráficas



Fuente: STK

Figura 24. Selección del reporte de los periodos de luz y sombra



Fuente: STK

1. Resultados del análisis orbital. El Cuadro 12 muestra los resultados de los tiempos de luz y sombra, para un ciclo orbital. Estos resultados proveen una guía de la cantidad de tiempo que cara del satélite estará expuesta a la radiación solar, albedo e infrarroja.

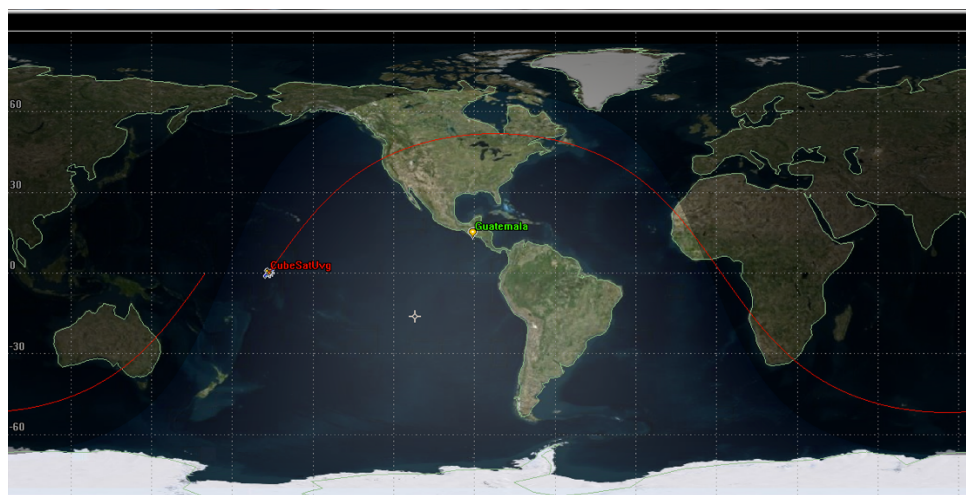
Cuadro 12. Periodos de luz y sombra

Período	Tiempo (min)
Luz	57.46
Sombra/Eclipse	34.88
Orbital/Total	92.34

Fuente: STK 11

Al CubeSat le tomará 92.34 minutos completar una vuelta a la Tierra y dar un ciclo orbital, un 62% de este tiempo estará expuesto directamente a los rayos solares. En el período de luz el CubeSat alcanzará sus temperaturas más altas y en el período de sombra las temperaturas más bajas. Por medio de un ciclo orbital se dedujo que, durante un día el CubeSat dará 15.65 vueltas alrededor de la Tierra.

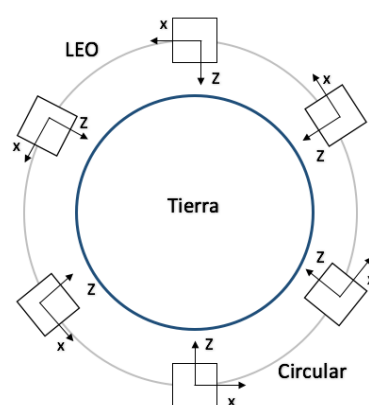
Cuadro 13. Trayectoria de la órbita del CubeSat



Fuente: STK 11

2. Orientación del satélite. Para determinar la orientación del satélite y la forma como gira en el espacio, se utilizó el sistema de control y determinación de actitud, este es un sistema pasivo de control magnético, el cual alinea el CubeSat al campo magnético de la Tierra en toda la trayectoria de la órbita.

Figura 25. Orientación del CubeSat

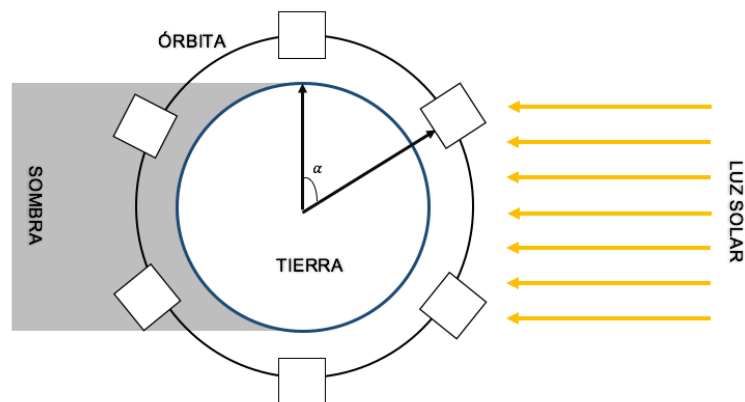


Fuente: Elaboración propia

El CubeSat en una órbita circular, define que una de sus caras siempre estará apuntando hacia el nadir de la Tierra, como se puede ver en la Figura 25. Se definió que la cara inferior era la que siempre debía apuntar a la Tierra. La cara superior tampoco cambia de posición porque siempre se encuentra apuntando hacia el Sol o el espacio.

Debido a que en la fase III y IV no se posee una simulación del sistema de control y actitud, que represente la orientación del satélite en el espacio, se decidió realizar ciertas suposiciones para simular el efecto de rotación del satélite. Se definió que cada 15 minutos (900 segundos) las caras externas del CubeSat cambiarían de posición, esta suposición está basada en el tiempo que le toma al satélite completar un ciclo orbital (aproximadamente de 90 minutos), que por lo menos todas las caras laterales deben cambiar de posición una vez por ciclo orbital.

Figura 26. Cambio de posición de las caras del CubeSat



Fuente: Elaboración propia.

En la Figura 26 se puede observar los períodos de luz y sombra afectando el satélite, también se observa que cuatro posibles variaciones de posición estarán presentes en el período de luz y dos en el período de sombra. Simular la rotación del satélite es esencial para la determinación de la transferencia de calor por radiación a través del tiempo.

Para determinar el ángulo que se forma entre la normal del CubeSat y los rayos de luz (α , ver Figura 26) debido a la orientación del satélite, se asumieron posibles valores de ángulos dependiendo de la inclinación que se consideraba entre el satélite y la Tierra/Sol.

E. ANÁLISIS TÉRMICO

Para poder determinar el sistema de control térmico adecuado para el CubeSat es necesario realizar un análisis térmico. Este tiene el fin de demostrar si las superficies externas del CubeSat

pueden ser utilizadas como un sistema de control térmico pasivo. El análisis no puede realizarse sin haber realizado un análisis orbital y un diseño del satélite, es por ello que estos aspectos fueron definidos en los puntos anteriores.

1. **Rangos de temperatura.** Los componentes electrónicos de cada subsistema del CubeSat poseen distintos rangos de temperatura operacional y no operacional, estos rangos determinaran si el sistema de control térmico del satélite es adecuado o no a través de una comparación entre los resultados de temperaturas obtenidos del análisis térmico. El rango de temperatura operacional expresa el límite máximo y mínimo de temperatura que puede soportar cada componente cuando se encuentra en modo de operación. Las temperaturas fueron obtenidas de las hojas técnicas de cada componente.

Cuadro 14. Rangos de temperatura de cada componente

Componente/Superficie	Temperatura operacional (°C)	
	Min	Max
Estructura	-195	122
PCB	-40	130
Camera	-30	75
Motor	-30	70
Mecanismo de Carrusel	-100	135
Transceptor UHF/VHF	-30	85
Antena	No definida	No definida
Microprocesador	-40	85
Batería	5	45
EPS	-20	85
Celdas Solares	-170	120
Imán	-30	85
Barras de histéresis	No definida	No definida

Fuente: Megaproyecto CubeSat Fase IV

Los componentes que no poseen una temperatura definida es porque aún no ha sido seleccionado el componente o porque el rango no está establecido por el proveedor y necesita ser probado.

2. **Materiales.** Las propiedades de cada material juegan un papel importante en la transferencia de calor para un CubeSat, específicamente las propiedades ópticas y térmicas; como la emisividad, absortividad, conductividad y calor específico de ciertos materiales son necesarias. Para poder determinar estas propiedades es necesario conocer los materiales de cada componente y superficie del satélite. Las propiedades fueron obtenidas de las hojas técnicas de cada material.

Cuadro 15. Propiedades ópticas y térmicas de los materiales externos del CubeSat

Componente	Material	Emisividad (ϵ)	Absortividad (α)	Conductividad (W/m^2)	Calor específico ($J/K \cdot kg$)
Estructura	Aluminio anodizado 7075	0.80	0.70	170	848
PCB	FR4	0.80	0.72	0.29	1150
Celdas Solares	Galio Arsénico	0.81	0.9	46	350

Fuente: Elaboración propia

Cuadro 16. Propiedades ópticas y térmicas de los materiales internos del CubeSat

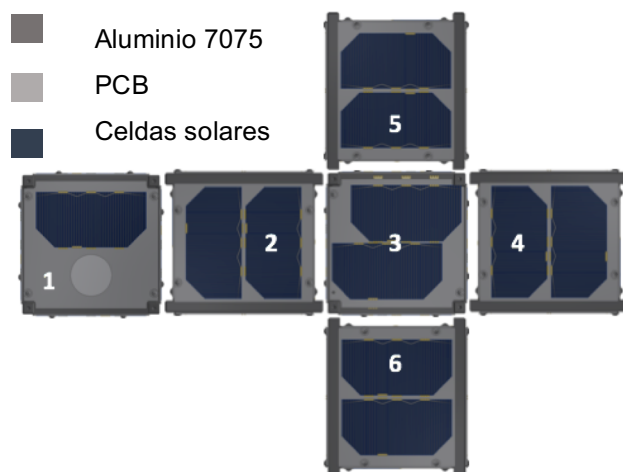
Componente	Material	Emisividad (ϵ)	Absortividad (α)	Conductividad (W/m^2)	Calor específico ($J/K \cdot kg$)
PCB internas	FR4	0.80	0.72	0.294	1150
Camera	Polipropileno	0.97	-	0.220	1900
Motor	Polipropileno	0.97	-	0.220	1900
Mecanismo de Carrusel	Policarbonato	0.93	-	0.19	1200
Transceptor UHF/VHF	Poliamida	0.69	-	0.25	1150
Microprocesador	Polipropileno	0.97	-	0.2220	1900
Batería	Litio	0.02	0.25	84.8	1560
EPS	FR4	0.80	0.72	0.29	1150
Imán	Neodimio de boro de hierro	0.394	-	13	153
Barras de histéresis	Níquel	0.072	-	52.3	440

Fuente: Elaboración propia

La razón por la que ciertos valores de absorptividad no fueron definidos en el Cuadro 16, es porque no son necesarios para el análisis.

El aluminio anodizado 7075 de la estructura y los paneles solares compuestos por PCB (Printed Circuit Board) y celdas solares son las superficies de las caras externas del CubeSat, éstas estarán expuestas directamente a las condiciones del ambiente espacial y tendrán un efecto significativo en la transferencia de calor. En la Figura 14 pueden ser observadas las caras mencionadas anteriormente, el círculo en la cara no posee protección térmica, el análisis térmico revelará si es adecuado dejar esa cara al descubierto.

Figura 27. Arreglo de las superficies externas del CubeSat



Fuente: Elaboración Propia

La cantidad de transferencia de calor que cada material permite atravesar está relacionada directamente con el área que cubre cada material. Por lo que se definió la ubicación de cada material de las caras externas (ver Figura 14), el área se determinó utilizando el software Autodesk Inventor 2015, también se puede calcular utilizando los planos, incluidos en la sección de anexos.

Cuadro 17. Área definida para cada superficie externa

ID	Cara	Área celda solar (mm)	Área PCB (mm)	Área estructura (mm)
1	Inferior	3018.0	5033.0	1949.0
2	Izquierda	6036.0	2264.0	1929.5
3	Superior	6036.0	2015.0	1949.0
4	Derecha	6036.0	2264.0	1929.5
5	Posterior	6036.0	2264.0	1929.5
6	Frontal	6036.0	2264.0	1929.5

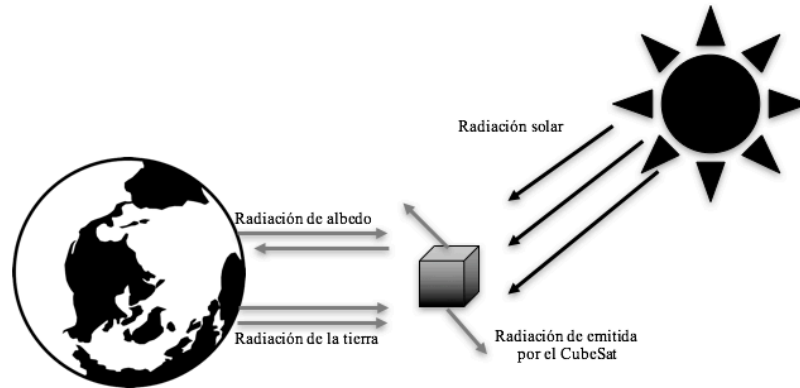
Fuente: Elaboración propia

Las celdas solares son las que ocupan la mayor cantidad de área en las superficies externas del CubeSat, a excepción de la cara inferior que únicamente posee una celda solar. El menor porcentaje de área es de la estructura.

3. Transferencia de calor en el espacio. En el espacio la transferencia de calor para el CubeSat puede ocurrir por dos mecanismos: radiación y conducción. El primero estará presente entre el CubeSat y el ambiente espacial y el segundo entre el CubeSat y sus componentes. La convección no es considerada, porque a una órbita LEO la atmósfera no es significativa (Jacques, 2009).

En un CubeSat la radiación proviene de distintas fuentes, la más significativa es la radiación proveniente del Sol y en menor escala la radiación de albedo y la radiación infrarroja de la Tierra. También es necesario considerar la radiación emitida por el CubeSat hacia sus alrededores y la cantidad de energía que es reflejada por las celdas solares.

Figura 28. Radiación en el ambiente espacial



Fuente: Elaboración propia

La transferencia de calor varía para cada cara del CubeSat, debido a la orientación de las caras respecto de la Tierra o el Sol. Para poder determinar la radiación que afecta a cada cara es necesario saber que caras son alcanzadas por la radiación solar, la radiación de albedo y la radiación infrarroja. Además de la emisión de la radiación emitida por el CubeSat existe un porcentaje de energía térmica que se convierte en energía eléctrica durante cada ciclo orbital en el período de luz solar, por medio de los paneles.

a. Radiación solar. Esta radiación es absorbida por las caras del CubeSat que están viendo al Sol. El Sol puede alcanzar un máximo de tres caras a la vez, puede darse el caso también cuando únicamente una o dos caras sean afectadas por la luz solar. La radiación solar se calculó utilizando la ecuación:

$$\dot{Q}_{sun} = G_s A_s \alpha$$

Se utilizó el valor promedio de la constante solar (1366 W/m²), el área superficial se asignó en base Cuadro 17 y la absortividad corresponde a cada material según los cuadros 15 y 16.

Cuadro 18. Radiación solar

Cara	Celdas solares [W]	PCB [W]	Aluminio 7075 [W]
Superior	7.42	1.98	1.86
Frontal	7.42	2.23	1.84
Derecha	7.42	2.23	1.84
Posterior	7.42	2.23	1.84
Izquierda	7.42	2.23	1.84
Inferior	3.71	4.95	1.86
Total	40.81	15.84	11.11

Fuente: Elaboración propia

El Cuadro 18 muestra que las celdas solares son las que absorben una mayor cantidad de radiación solar, pero en este punto aún no se ha restado la cantidad de intensidad solar que es reflejada por las mismas.

b. Radiación de albedo. Esta radiación es absorbida por las caras del CubeSat que están viendo a la Tierra, se calculó utilizando la ecuación:

$$\dot{Q}_{alb} = G_s a F_{cs-e} A_s \alpha$$

La constante solar utilizada es la misma que la de la radiación solar, el factor de albedo es un 18% de la radiación solar según Figura 29. El factor de visión es considerado entre la Tierra y las caras del CubeSat, fue calculado en base a la ecuación 5, donde el radio de la Tierra es de 6378 km y la altitud del satélite es de 400 km.

Cuadro 19. Radiación de albedo

Cara	Celdas solares [W]	PCB [W]	Aluminio 7075 [W]
Superior	1.30	0.35	0.33
Frontal	1.30	0.39	0.32
Derecha	1.30	0.39	0.32
Posterior	1.30	0.39	0.32
Izquierda	1.30	0.39	0.32
Inferior	0.65	0.86	0.33
Total	7.13	2.77	1.94

Fuente: Elaboración propia

Figura 29. Valores de albedo para una órbita LEO

Table 4.2.3-1. Engineering Extreme Cases for Low Inclination Orbits
Albedo and OLR values are referenced to the "top of the atmosphere", $R_E + 30$ km.

COLD CASES			
Averaging Time	Minimum Albedo Alb \leftrightarrow OLR (W/m ²)	Combined Minimum Alb \leftrightarrow OLR (W/m ²)	Minimum OLR Alb \leftrightarrow OLR (W/m ²)
16 second	0.06 \leftrightarrow 273	0.13 \leftrightarrow 225	0.40 \leftrightarrow 150
128 second	0.06 \leftrightarrow 273	0.13 \leftrightarrow 226	0.38 \leftrightarrow 154
896 second	0.07 \leftrightarrow 265	0.14 \leftrightarrow 227	0.33 \leftrightarrow 173
30 minute	0.08 \leftrightarrow 261	0.14 \leftrightarrow 228	0.30 \leftrightarrow 188
90 minute	0.11 \leftrightarrow 258	0.14 \leftrightarrow 228	0.25 \leftrightarrow 206
6 hour	0.14 \leftrightarrow 245	0.16 \leftrightarrow 232	0.19 \leftrightarrow 224
24 hour	0.16 \leftrightarrow 240	0.16 \leftrightarrow 235	0.18 \leftrightarrow 230
HOT CASES			
Averaging Time	Maximum Albedo Alb \leftrightarrow OLR (W/m ²)	Combined Maximum Alb \leftrightarrow OLR (W/m ²)	Maximum OLR Alb \leftrightarrow OLR (W/m ²)
16 second	0.43 \leftrightarrow 182	0.30 \leftrightarrow 298	0.22 \leftrightarrow 331
128 second	0.42 \leftrightarrow 181	0.29 \leftrightarrow 295	0.22 \leftrightarrow 326
896 second	0.37 \leftrightarrow 219	0.28 \leftrightarrow 291	0.22 \leftrightarrow 318
30 minute	0.33 \leftrightarrow 219	0.26 \leftrightarrow 284	0.17 \leftrightarrow 297
90 minute	0.28 \leftrightarrow 237	0.24 \leftrightarrow 275	0.20 \leftrightarrow 285
6 hour	0.23 \leftrightarrow 248	0.21 \leftrightarrow 264	0.19 \leftrightarrow 269
24 hour	0.22 \leftrightarrow 251	0.20 \leftrightarrow 260	0.19 \leftrightarrow 262
Mean Albedo: 0.18		Mean OLR: 246	

Fuente: (Gilmore & Collins, 2002)

c. Radiación infrarroja. Esta radiación es absorbida por las caras del CubeSat que están viendo a la Tierra, el promedio anual generado será utilizado, 237 W/m^2 . Se calculó utilizando la ecuación:

$$\dot{Q}_{e-ir} = \dot{q}_{ir} F_{CS-e} A_s \varepsilon$$

El área superficial es la de cada material según el Cuadro 17, al igual que la emisividad depende del material que posee la superficie de cada cara externa del satélite.

Cuadro 20. Radiación infrarroja

Cara	Celdas solares [W]	PCB [W]	Aluminio 7075 [W]
Superior	1.13	0.30	0.28
Frontal	1.13	0.34	0.28
Derecha	1.13	0.34	0.28
Posterior	1.13	0.34	0.28
Izquierda	1.13	0.34	0.28
Inferior	0.57	0.76	0.28
Total	6.23	2.42	1.70

Fuente: Elaboración propia

d. Radiación emitida por el CubeSat. Esta radiación es transferida del CubeSat al espacio y se calculó según la ecuación.

$$\dot{Q}_{emit} = \varepsilon \sigma A_s (T_e^4 - T_{esp}^4)$$

La temperatura del espacio (2.7 K) es despreciable porque no tiene un efecto significativo en los cálculos. La emisividad corresponde a cada material según los cuadros 16 y 15, el área superficial es de acuerdo al Cuadro 17. La temperatura de equilibrio es desconocida, es la temperatura que se debe de determinar a través del análisis realizado.

e. Energía convertida por las celdas solares. Una parte de la radiación solar absorbida por los paneles solares es convertida en potencia eléctrica a través de las celdas solares. El resto de la energía es reflejada hacia el espacio. Las celdas solares poseen una eficiencia de 30% (Azurspace, 2012) Para poder determinar este valor se utilizó la ecuación:

$$\dot{E}_{g-sp} = G_s A_s \eta$$

Cuadro 21. Radiación reflejada por las celdas solares

Cara	Celdas solares [W]
Superior	2.47
Frontal	2.47
Derecha	2.47
Posterior	2.47
Izquierda	2.47
Inferior	1.24
Total	7.13

Fuente: Elaboración propia

El total de radiación absorbida por cara se muestra en el Cuadro 21. La cara superior e inferior son alcanzadas por una cantidad de radiación distinta, porque el diseño de los paneles solares es distinto al resto de caras. La radiación solar es la que tiene un mayor efecto sobre las caras externas del CubeSat (67.76 W), pero parte de la intensidad solar que alcanza las caras es reflejada por las celdas solares. Todas las caras del CubeSat tienen la capacidad de reflejar la misma cantidad de energía, a excepción de la cara inferior que refleja la mitad, porque posee solo una celda solar.

Cuadro 22. Resumen de la radiación de las caras externas del CubeSat

Cara	Radiación solar [W]	Radiación de albedo [W]	Radiación infrarroja [W]	Radiación reflejada por las celdas solares [W]
Superior	11.27	1.97	1.72	2.47
Frontal	11.49	2.01	1.75	2.47
Derecha	11.49	2.01	1.75	2.47
Posterior	11.49	2.01	1.75	2.47
Izquierda	11.49	2.01	1.75	2.47
Inferior	10.52	1.84	1.61	1.24
Total	67.76	11.85	10.33	13.60

Fuente: Elaboración propia

La radiación infrarroja de la Tierra es la que provoca un menor efecto de radiación sobre las caras del CubeSat (10.33 W). A diferencia de la radiación solar y de albedo la radiación infrarroja siempre está presente en todo el período orbital, tanto el período de luz como el de sombra.

Los resultados del Cuadro 22 representan la cantidad de radiación que puede alcanzar directamente las caras externas del satélite, sin embargo, la radiación no es perpendicular a la cara, existe un ángulo (α) que se forma entre la radiación y la superficie externa, este ángulo provoca que el valor de la radiación disminuya considerablemente para ciertas caras.

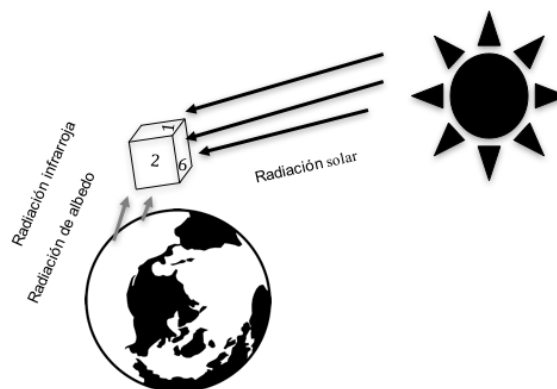
Para determinar la transferencia de calor por radiación, respecto al ángulo, se utilizó la ecuación 14, considerando el coseno del ángulo (α) entre el vector normal de la superficie del CubeSat y una línea vertical que atraviesa el plano (Landeta, 2004).

$$\dot{Q}_{i\ cara} = \dot{Q}_{i\ x} \cos(\alpha) \quad (W) \quad (14)$$

Donde $\dot{Q}_{i\ cara}$ es la radiación final alcanzado por cara, $\dot{Q}_{i\ x}$ es el valor de las distintas radiaciones (solar, albedo o IR) presentados en el Cuadro 22 y α es el ángulo entre el vector normal de la superficie de del CubeSat y el vector generado por la radiación.

Se asumió el caso cuando la cara superior, frontal y derecha son alcanzadas por la radiación solar por estar viendo hacia el Sol y la cara posterior, izquierda e inferior son alcanzadas por la radiación por la radiación infrarroja y albedo por estar apuntando hacia la Tierra.

Figura 30. Escenario de la posición del CubeSat respecto al Sol y la Tierra



Fuente: Elaboración propia

Cuadro 23. Efectos del ángulo (α) por radiación de las caras externas del CubeSat

Cara	Radiación solar [W]	Radiación de albedo [W]	Radiación infrarroja [W]	Radiación reflejada por las celdas solares [W]
Superior	1.96	0	0	0.43
Frontal	11.49	0	0	2.44
Derecha	5.69	0	0	2.44
Posterior	0	1.73	1.48	0
Izquierda	0	0.31	0.26	0
Inferior	0	1.58	1.36	0
Total	24.59	3.62	3.10	5.30

Fuente: Elaboración propia

Los valores de cero establecen que en ese momento la cara no está siendo alcanzada por la radiación descrita en cada columna. La radiación solar en cara superior se redujo en un 83% con respecto al Cuadro 22, debido al ángulo de incidencia de los rayos de solares en la posición evaluada del CubeSat. La cantidad de radiación reflejada también disminuye a causa de este efecto. Para la cara frontal se redujo la radiación solar en un 0.01% esto se debe a que los rayos solares son más perpendiculares a estas caras, que la cara superior. El mismo efecto ocurre en resto de caras del CubeSat, por tanto, se puede observar a través de la comparación del Cuadro 23 con el Cuadro 22, que las variaciones de los ángulos tienen un alto impacto a la radiación aplicada a cada cara exterior.

Los resultados presentados en el Cuadro 23 son basados en suposiciones que se hicieron respecto a la orientación del satélite y puede que no muestren correctamente los valores reales de la radiación. Sin embargo, son una buena estimación para conocer los efectos del ambiente espacial en el satélite. Para obtener resultados más realistas, de la radiación por transferencia de calor en cada cara, se necesita de un software especializado que permita simular la orientación del satélite en las condiciones del ambiente espacial. STK 11 en su versión Pro permite obtener

estos resultados, lastimosamente el costo de esta versión es bastante elevado por lo que no se ha podido realizar una simulación.

Cuadro 24. Variación de la radiación por cara a través del tiempo (Parte 1)

Tiempo	Cambio de cara	Radiación [W]	Cambio de cara	Radiación [W]
0-900	Frontal	11.49	Derecha	5.69
900-1800	Derecha	5.69	Posterior	3.21
1800-2700	Posterior	3.21	Izquierda	0.57
2700-3600	Izquierda	0.57	Frontal	11.49
3600-4500	Frontal	0	Derecha	0
4500-5400	Derecha	0	Posterior	1.48
5400-6300	Posterior	3.21	Izquierda	0.57
6300-7200	Izquierda	0.57	Frontal	11.49
7200-8100	Frontal	11.49	Derecha	5.69
8100-9000	Derecha	5.69	Posterior	3.21
9000-9900	Posterior	1.48	Izquierda	0.26
9900-10800	Izquierda	0.26	Frontal	0
10800-11700	Frontal	11.49	Derecha	5.69
11700-12600	Derecha	5.69	Posterior	3.21
12600-13500	Posterior	3.21	Izquierda	0.57
13500-14400	Izquierda	0.57	Frontal	11.49
14400-15300	Frontal	0	Derecha	0
15300-16200	Derecha	0	Posterior	1.48

Fuente: Elaboración propia

Los resultados en el Cuadro 24, únicamente describen una posibilidad de los cambios de posición que pueden ocurrir, es por ello que en los cuadros 25 y 26 se presenta los valores de radiación para todas las posibles variaciones de radiación a través del tiempo. Se obtuvieron valores para tres ciclos orbitales.

La radiación absorbida por la cara superior se mantiene constante porque siempre se encuentra viendo hacia el Sol. La radiación que absorbe la cara inferior depende de la posición del satélite en el período orbital, si está en el periodo de luz la radiación absorbida es de 2.94 W (albedo + infrarroja) y si está en el período de sombra el valor es de 1.36 W (infrarroja). La posición inicial es la que se presentó en el Cuadro 23 y Figura 30.

Las partes sombreadas de los cuadros representan el período de tiempo que el satélite está en el período de sombra. Los ceros indican que en ese momento la cara está viendo al espacio por lo que ninguna radiación lo está afectando.

Cuadro 25. Variación de la radiación por cara a través del tiempo (Parte 2)

Tiempo	Cambio de cara	Radiación [W]	Cambio de cara	Radiación [W]
0-900	Posterior	3.21	Izquierda	0.57
900-1800	Izquierda	0.57	Frontal	11.49
1800-2700	Frontal	11.49	Derecha	5.69
2700-3600	Derecha	5.69	Posterior	3.21
3600-4500	Posterior	1.48	Izquierda	0.26
4500-5400	Izquierda	0.26	Frontal	0
5400-6300	Frontal	0	Derecha	5.69
6300-7200	Derecha	5.69	Posterior	3.21
7200-8100	Posterior	3.21	Izquierda	0.57
8100-9000	Izquierda	0.57	Frontal	11.49
9000-9900	Frontal	11.49	Derecha	0
9900-10800	Derecha	5.69	Posterior	1.48
10800-11700	Posterior	3.21	Izquierda	0.57
11700-12600	Izquierda	0.57	Frontal	11.49
12600-13500	Frontal	11.49	Derecha	5.69
13500-14400	Derecha	5.69	Posterior	3.21
14400-15300	Posterior	1.48	Izquierda	0.26
15300-16200	Izquierda	0.26	Frontal	0

Fuente: Elaboración propia

4. **Disipación de calor.** Los componentes electrónicos de cada subsistema disipan calor, unos más que otros. Es por ello que es necesario conocer la cantidad calor que disipan y en qué momento lo hacen. La disipación de calor se obtiene de la hoja técnica de cada componente.

Cuadro 26. Disipación de calor por componente

Componente	Disipación de calor [W]
COMMS	1.532
Baterías	0.960
OBC	0.800
Cámara	1.380
Motor	0.240
Calefactor	0.294
Total	5.712

Fuente: Elaboración propia

Para evaluar la disipación de calor a través del tiempo, se definieron las tareas que realizará el CubeSat durante la misión, luego se determinaron los componentes involucrados. Estas tareas activan los componentes por periodos cortos de tiempo, en estos momentos la disipación de calor es la más alta. Algunos componentes permanecen encendidos durante periodos más largos de

tiempo como la computadora (0.12 W) a bordo y las baterías (0.07), pero la disipación que generan es pequeña porque no realizan tareas con alta demanda de potencia.

El CubeSat realiza cuatro tareas principales, como se muestran en el Cuadro 27, cada una de ellas involucra cierta cantidad de componentes. Para obtener la disipación de calor total de cada tarea se realizó la sumatoria de la disipación de calor, según Cuadro 26.

Cuadro 27. Componentes involucrados por cada tarea del CubeSat

Tarea	Componentes involucrados
Mandar información	Microprocesador, transceptor y baterías
Recibir información	Microprocesador, transceptor y baterías
Procesar información	Microprocesador y baterías
Tomar fotos	Microprocesador, transceptor, cámara, motor y baterías

Fuente: Elaboración propia

Se asumió que no todas las tareas se pueden realizar en un solo ciclo orbital por lo que se decidió que cada tres ciclos orbitales se iban a realizar las tareas, estas se distribuyeron a lo largo de los ciclos según el Cuadro 28. Entonces, cada tres ciclos orbitales las tareas se van a repetir a lo largo de la misión.

Cuadro 28. Tareas por ciclo orbital

Ciclo orbital	Toma de fotografía	Procesamiento de información	Envío de información	Recepción de información
1	OBC, cámara, motor y batería	OBC, batería		
2		OBC, batería	OBC, COMMS y baterías	
3		OBC, batería		OBC, COMMS y baterías

Fuente: Elaboración propia

La disipación de calor a través del tiempo es útil para el análisis transitorio y varía de acuerdo de las tareas, para el análisis estacionario se utiliza la disipación de calor promedio, 1 W.

El pico de disipación de calor más alto se alcanza cuando se toma una fotografía (3.38 W), en período de luz, en los periodos de sombra la disipación de calor es baja (0.144 a 1.374). En este punto se debe de controlar la disipación de calor de las baterías para evitar que su temperatura disminuya al límite permisible y provoque el fallo de este componente.

Cuadro 29. Disipación de calor a través del tiempo

Tiempo	COMS	Baterías	OBC	Cámara	Motor	Total
0	0	0.144	0.120	0	0	0.264
900	0	0.960	0.800	1.380	0.240	3.380
1800	0	0.144	0.120	0	0	0.264
2700	0	0.144	0	0	0	0.264
3600	0	0.144	0	0	0	0.264
4500	0	1.254	0	0	0	2.054
5400	0	0.144	0.120	0	0	0.264
6300	0	0.144	0.120	0	0	0.264
7200	1.532	0.960	0.800	0	0	1.760
8100	0	0.144	0	0	0	0.264
9000	0	0.144	0	0	0	0.264
9900	0	0.144	0	0	0	0.264
10800	0	1.254	0.120	0	0	1.374
11700	0	0.144	0.120	0	0	0.264
12600	0	0.144	0.120	0	0	0.264
13500	1.532	0.960	0	0	0	1.760
14400	0	0.144	0	0	0	0.264
15300	0	0.144	0	0	0	0.264
16200	0	0.144	0.120	0	0	0.264
17100	0	1.254	0.120	0	0	1.374
18000	0	0.144	0.120	0	0	0.264

Fuente: Elaboración propia

5. Balance de energía. El satélite experimentara un equilibrio térmico cuando la suma de la radiación solar, albedo, infrarroja y la disipación de calor interna, sea igual que la energía emitida por el CubeSat al espacio. Cuando esto ocurra el satélite estará a una temperatura de equilibrio, la cual se determinó utilizando un balance de flujo de energía.

Para determinar la dirección de cada flujo de calor es importante considerar que la transferencia de calor se da de un objeto con una alta temperatura hacia otro con una menor temperatura, en este caso los objetos involucrados son: CubeSat, Sol, Tierra y el espacio. El objeto con la temperatura más grande es el Sol, seguido por la Tierra, luego el CubeSat y por último el espacio. Para el CubeSat la temperatura no es conocida, pero se asumió que será mayor que la temperatura del espacio y menor que la de la Tierra y el Sol.

El balance de energía debe contemplar las peores situaciones que el satélite puede afrontar en el espacio, es por ello que el presente análisis considera los dos peores casos en los que el

satélite puede ser expuesto, caliente y frío. El primer caso se le conoce como caliente, es cuando el satélite está expuesto a la luz solar y el segundo caso es conocido como frío, es cuando el satélite se encuentra en la zona de eclipse y no existen los efectos de la radiación solar y de albedo.

a. Estado estacionario. Un análisis en estado estacionario es necesario para identificar la temperatura de equilibrio en los peores casos posibles. En este estado no se considera la rotación del satélite y los efectos de los períodos de luz y sombra.

1) Caso caliente. En este caso el satélite es alcanzado por la radiación solar, la radiación infrarroja y la radiación de albedo, también se considera que el satélite emite radiación por la disipación de sus componentes. Se calculó según el siguiente balance de energía:

$$\dot{E}_{in} - \dot{E}_{g-sp} = \dot{E}_{out} \quad (15)$$

$$\dot{Q}_{abs} - \dot{E}_{g-sp} = \dot{Q}_{emit} \quad (16)$$

$$\dot{Q}_{abs} = \dot{Q}_{alb} + \dot{Q}_{e-ir} + \dot{Q}_{sun} \quad (17)$$

$$\dot{Q}_{alb} + \dot{Q}_{e-ir} + \dot{Q}_{sun} - \dot{E}_{g-sp} = \dot{Q}_{emit} \quad (18)$$

$$\dot{Q}_{alb} + \dot{Q}_{e-ir} + \dot{Q}_{sun} + \text{Disipación de calor} - \dot{E}_{g-sp} = \varepsilon\sigma A_s(T_e^4 - T_{esp}^4) \quad (19)$$

De la ecuación 19 se despejó la temperatura de equilibrio para el caso caliente:

$$T_e = \sqrt[4]{\frac{\dot{Q}_{alb} + \dot{Q}_{e-ir} + \dot{Q}_{sun} + \text{disipación de calor} - \dot{E}_{g-sp}}{\varepsilon\sigma A_s}} \quad (\text{K}) \quad (20)$$

La temperatura del espacio es de 2.7 K, los efectos que produce no son significativos por lo que no es tomada en cuenta para la resolución. Existe tres posibles escenarios que se pueden dar en el caso caliente. El primero es cuando una cara es alcanzada por la radiación solar y otra por la radiación infrarroja y albedo, el segundo escenario es cuando dos caras son alcanzadas la radiación solar y dos caras son alcanzadas por la radiación infrarroja y albedo, el último escenario tres caras del CubeSat están siendo afectadas por la radiación solar y el resto de caras al estar viendo a la Tierra son alcanzadas por la radiación infrarroja y albedo. La disipación de calor es el promedio (1 W).

2) Caso frío. De forma similar que el caso caliente para el estado estacionario puede ser determinada la temperatura de equilibrio para el caso frío, en este caso el CubeSat únicamente es afectado por la radiación infrarroja de la Tierra y por la radiación emitida. En este punto la disipación de los componentes es la más baja. Utilizando el mismo balance de energía que el caso caliente se despeja la siguiente ecuación:

$$T_e = \sqrt[4]{\frac{\dot{Q}_{e-ir}}{\varepsilon\sigma A_s}} \quad (\text{K}) \quad (21)$$

En este caso también se presentan tres posibles escenarios y a diferencia del caso caliente, la única radiación presente es la infrarroja. La disipación de calor está presente en menor cantidad.

b. Resultados estado estacionario. Los resultados obtenidos de las temperaturas de equilibrio para ambos casos (caliente y frío) y para los tres posibles escenarios se muestran en el Cuadro 30.

Cuadro 30. Temperatura de equilibrio en tres posibles escenarios

Caso	Luz en una cara Temperatura (°C)	Luz en dos caras Temperatura (°C)	Luz en tres caras Temperatura (°C)
Caliente	-15.39	37.59	80.60
Frío	-99.88	-74.46	-57.19

Fuente: Elaboración propia

Se observó que el caso más frío se da cuando solo una cara recibe la luz solar y que el caso más caliente se da cuando tres caras están siendo alcanzadas por la radiación proveniente del Sol. Estas temperaturas son bastantes extremas para que las soporte el CubeSat, sin embargo, el equilibrio térmico nunca se alcanza, porque el satélite gira alrededor de la Tierra provocando cambios de periodos de luz y sombra que implican variaciones de la transferencia de calor por radiación. Es por eso que es necesario realizar un análisis transitorio que evalúe las variaciones de temperatura respecto al tiempo.

c. Estado transitorio. Un análisis transitorio permite conocer las variaciones de temperatura que el satélite puede experimentar a lo largo del tiempo de duración de los ciclos orbitales. A diferencia del análisis estacionario, el análisis transitorio involucra los periodos de luz y sombra (Cuadro 12) a los que estará expuesto el satélite, los efectos de rotación del satélite y las variaciones de la transferencia de calor por radiación en cada cara (cuadros 24 y 25).

La complejidad de cálculos para el estado transitorio es mucho mayor que la del estado estacionario por lo que se decidió utilizar el software ANSYS 18.1 para obtener los resultados, por lo que la metodología y los resultados del estado transitorio son descritos en la sección de simulaciones.

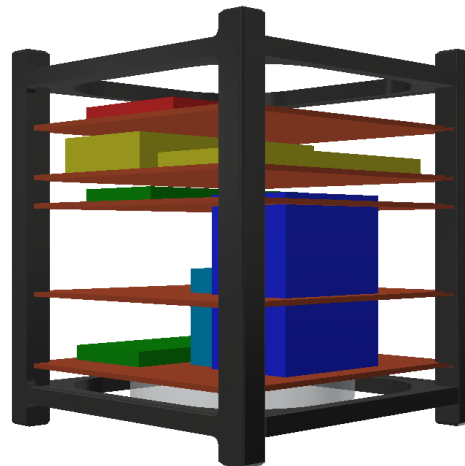
F. SIMULACIONES

Se realizó un análisis de elementos finitos para obtener las simulaciones térmicas del CubeSat en el ambiente espacial, para ello se utilizó el software ANSYS 18.1. Se analizaron los estados estacionario y transitorio en los peores casos posibles.

1. **Modelo del satélite.** Se realizó un modelo del CubeSat en el software Autodesk Inventor 2015, como se mostró en la Figura 16, se realizó el arreglo de los subsistemas internos con cada uno de sus componentes.

La versión de ANSYS con la que se trabajó posee un límite permisible de nodos, si este es excedido no es posible realizar una simulación. Al momento de simular el modelo por primera vez en ANSYS se obtuvo que debido a la complejidad de diseño de cada componente, se generaba una gran cantidad de nodos, que excedía el límite permisible. Por lo tanto, se decidió realizar una simplificación del diseño interno, modelando cada componente como una caja, cada modelo posee las dimensiones generales, la ubicación, los materiales y las propiedades térmicas de los componentes reales, por lo que las cajas representan adecuadamente los componentes electrónicos y no afectan en el análisis.

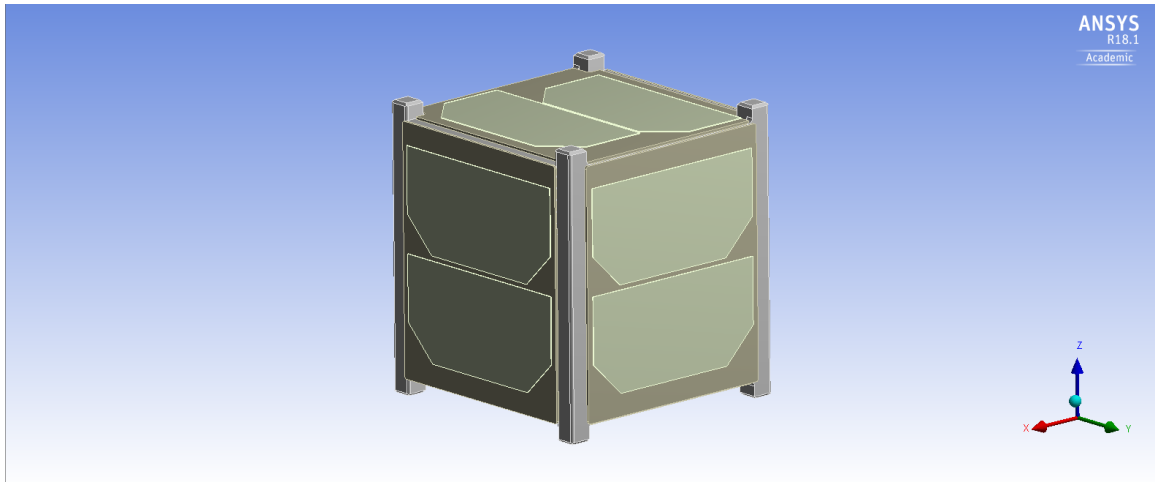
Figura 31. Modelo simplificado del CubeSat



Fuente: Elaboración propia

El modelo fue importado a ANSYS 18.1 en formato "step" El modelo fue abierto en el módulo de "Geometría" de ANSYS, para trabajar con mayor facilidad la creación de las simulaciones. Detalles como tornillos y orificios del satélite fueron obviados del modelo porque estos aportan una mayor cantidad de nodos al sistema que dificultan el análisis. La antena tampoco fue simulada porque aún no ha sido seleccionada. El diseño de la estructura y de los paneles solares no fue modificado del modelo inicial.

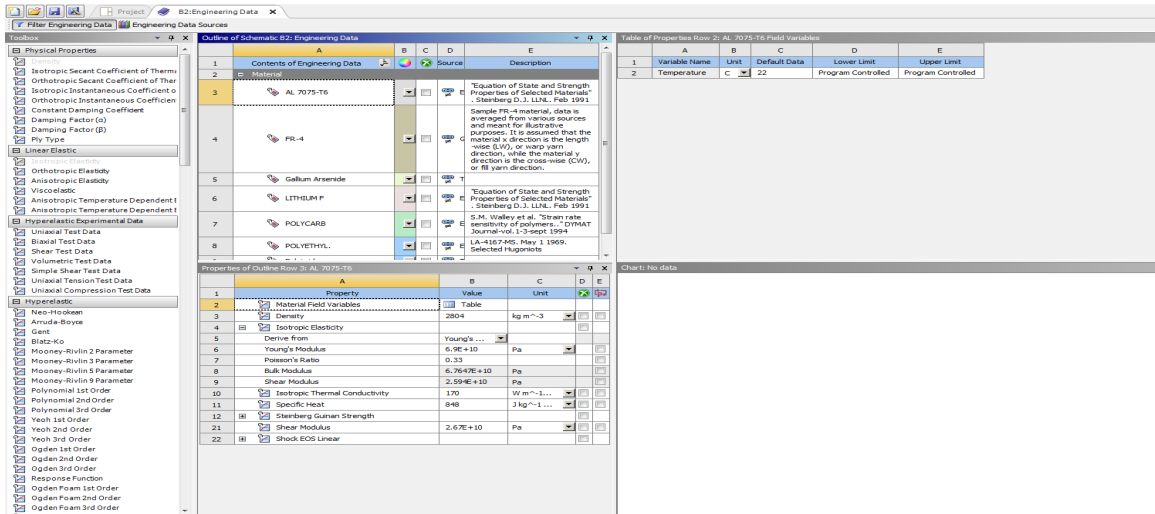
Figura 32. Modelo importado en ANSYS



Fuente: ANSYS 18.1

2. Materiales. Para cada componente y superficie se deben de asignar los materiales de acuerdo a los cuadros 16 y 15. Antes de realizar la asignación se seleccionaron y agregaron los materiales en la hoja "Datos de ingeniería". Luego se definieron las propiedades de cada material, en la misma hoja. Algunos de los datos requeridos ya se encontraban predefinidos por ANSYS, por lo que corroboró esta información y se agregó la información faltante.

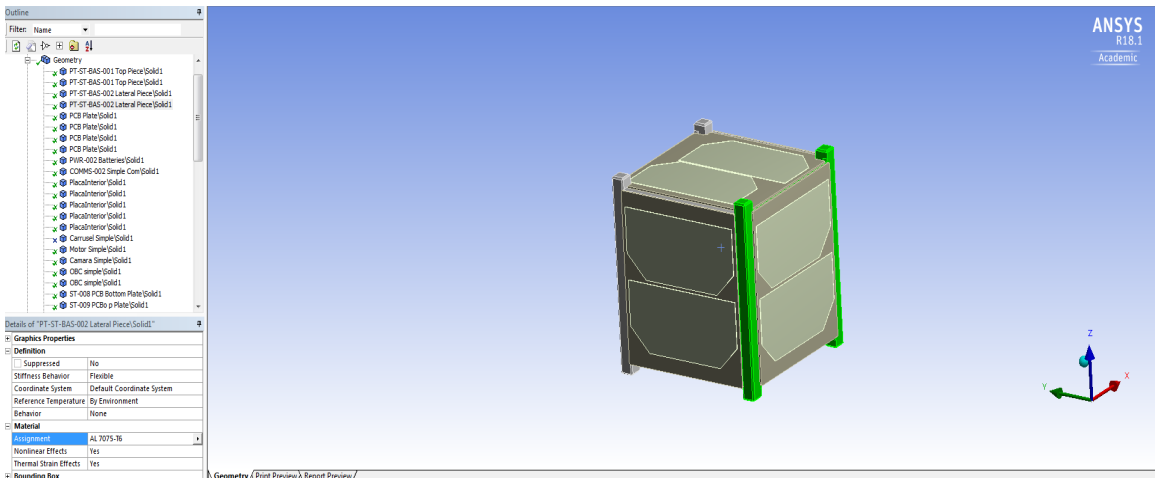
Figura 33. Selección de materiales y asignación de propiedades



Fuente: ANSYS 18.1

Con los materiales definidos en el módulo de datos de ingeniería se asignaron los materiales para cada componente y superficie del CubeSat, ver Figura 35.

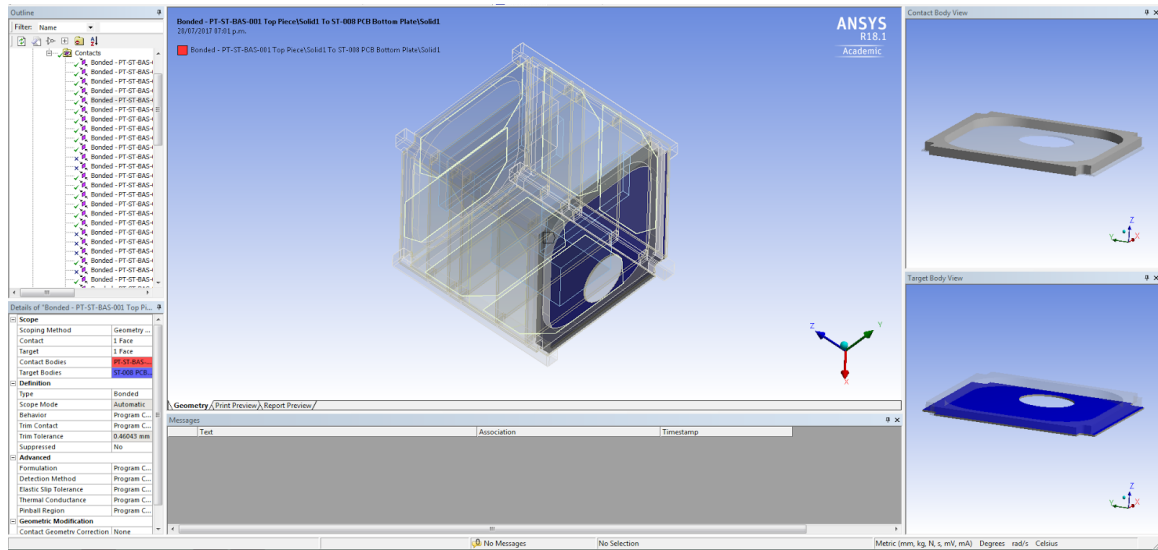
Figura 34. Asignación de materiales



Fuente: ANSYS 18.1

3. Contactos. Todos los contactos fueron colocados como fijos porque los componentes y PCB están asegurados con tornillos o pegamento epoxi, por lo que no se espera ningún movimiento por parte de ellos. Los contactos se asignaron en la sección de contactos, como se muestra en la Figura 36, uno por uno para cada componente o superficie del CubeSat. La asignación de contactos establece la posible transferencia de calor que se puede dar por conductividad.

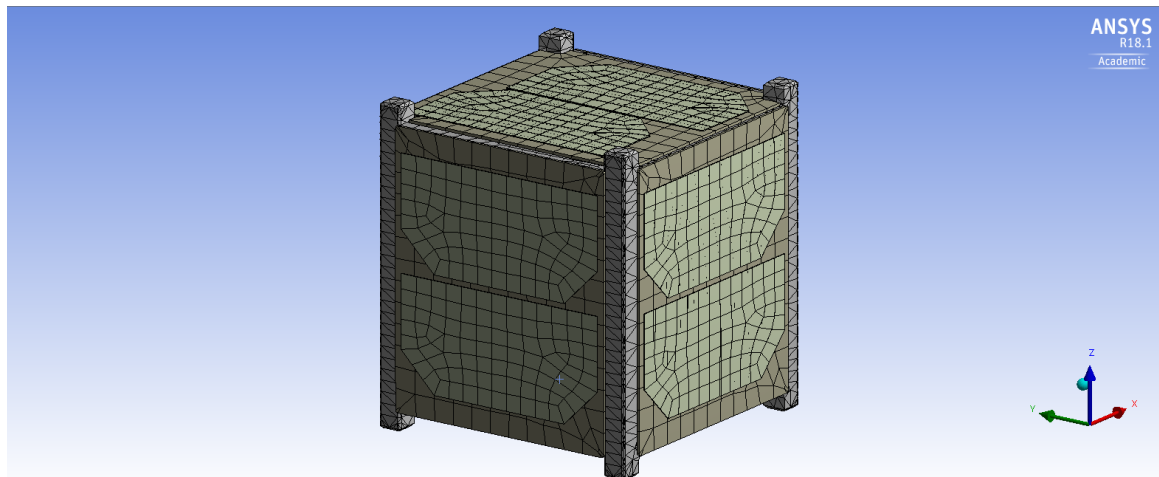
Figura 35. Asignación de contactos



Fuente: ANSYS 18.1

4. Mayado. El mayado del CubeSat fue asignado dependiendo de la complejidad de cada parte. A la estructura se le asignó el método “multizona” porque posee una geometría compleja, al resto de partes del satélite (PCB, componentes y celdas solares) se le aplicó el método de dimensionamiento.

Figura 36. Mayado del CubeSat



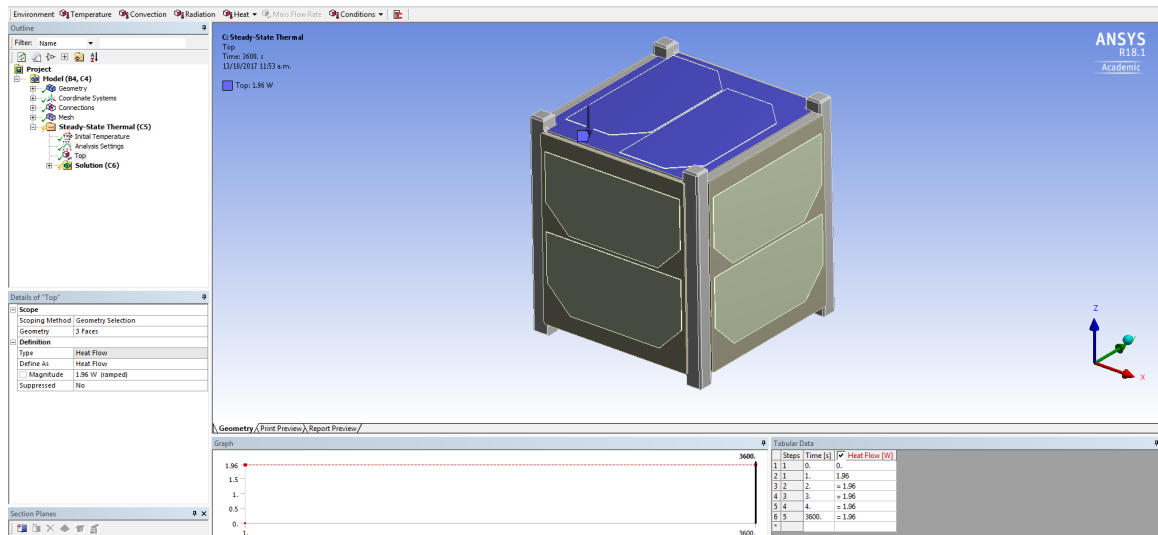
Fuente: ANSYS 18.1

5. Simulación estado estacionario. Se realizó una simulación del estado estacionario en base a los dos peores casos posibles descritos en el balance de energía. Los valores de radiación fueron asignados en base al Cuadro 23.

a. Caso caliente. De la misma forma que en la sección de balance de energía, se asignaron a tres caras del CubeSat la radiación solar, al resto de caras se les asignó la radiación de albedo e infrarroja.

En la pestaña de radiación se asignó el valor por cara, según el Cuadro 23. La radiación en el estado estacionario permanece constante. Se colocó la dirección del flujo y se le asignó un nombre para poder identificarlos rápidamente. Luego se asignó la disipación de calor para cada componente y también se agregó la emisividad que cada uno poseía (cuadros 16 y 15).

Figura 37. Asignación de radiación por cara para estado estacionario

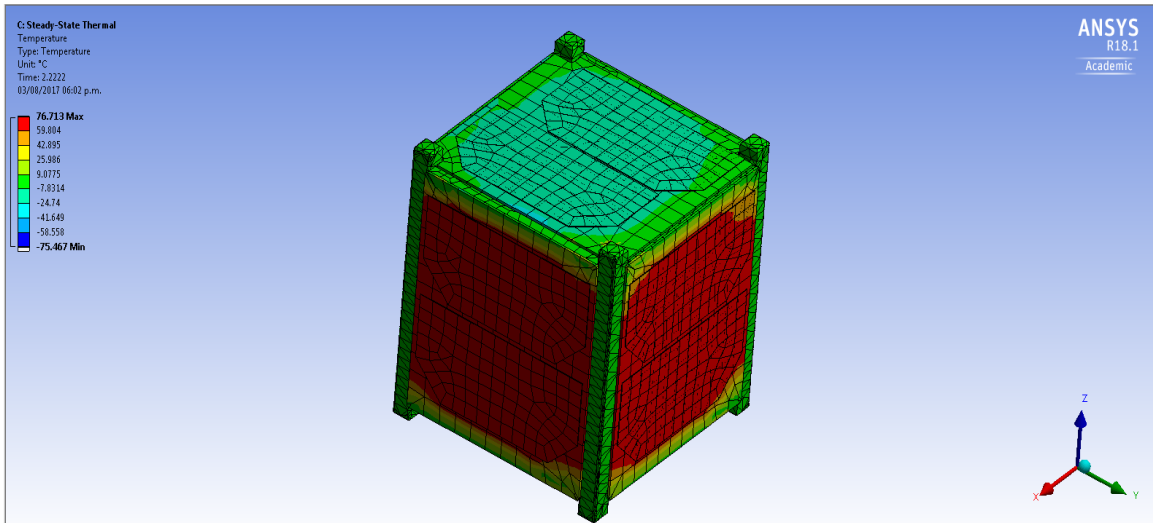


Fuente: ANSYS

Cuando todos los parámetros fueron definidos se resolvió el modelo para conocer las temperaturas en estado estacionario.

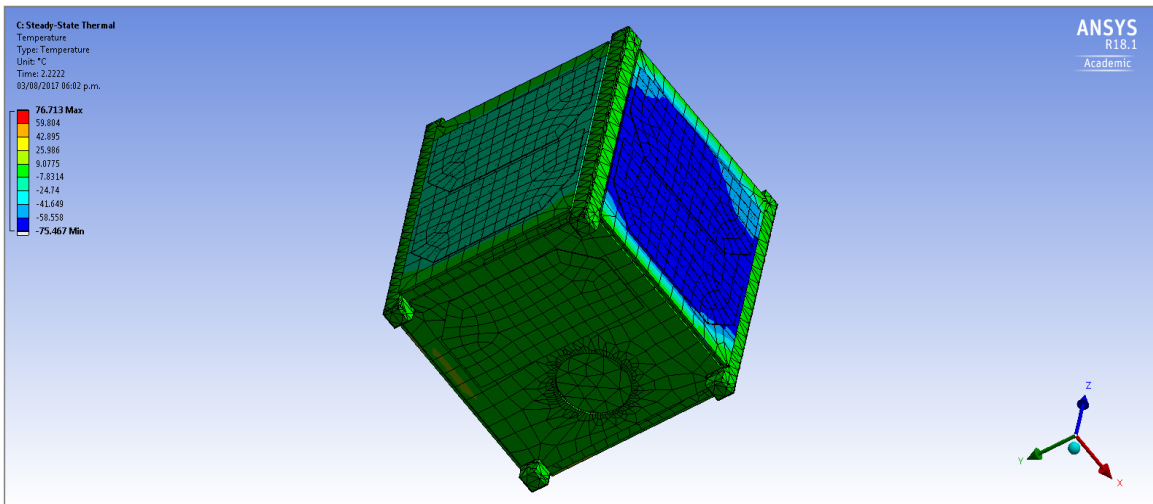
En la Figura 40 se muestran los resultados, se observó que posee un rango de temperatura de 84°C y una mínima de -70°C. Estas están ubicadas en las caras externas del satélite, la temperatura máxima se encuentra en cara frontal (cara roja de la Figura 40) y la temperatura mínima está en la cara izquierda, de las caras externas las celdas solares son las que más afectadas por estas temperaturas. Comparado con los resultados del Cuadro 30 (80.6°C) la temperatura máxima varío por 3.9°C.

Figura 38. Caso caliente estado estacionario cara superior-derecha-frontendal



Fuente: ANSYS

Figura 39. Caso caliente en estado estacionario cara inferior-izquierda-posterior



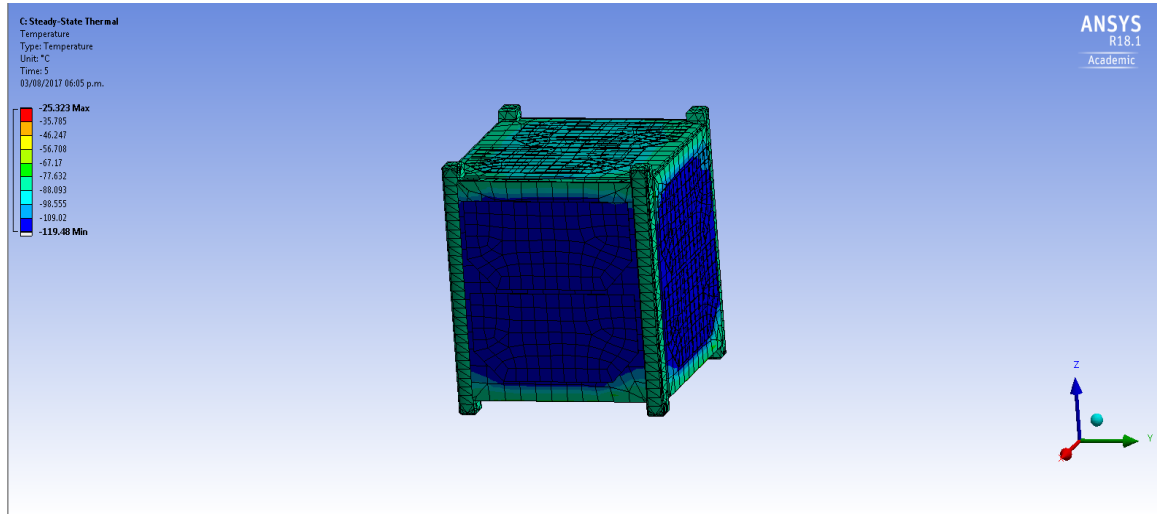
Fuente: ANSYS

b. Caso frío. De la misma forma que en la sección de balance de energía se asignaron a tres caras del CubeSat la radiación infrarroja, al resto de caras no se les asignó radiación, se colocó la disipación de calor.

Se observó que el caso frío presenta un rango de temperaturas de -25.3°C a -119.5°C en sus caras externas, la diferencia entre la temperatura del resultado obtenido en el Cuadro 30 y el de la Figura 40 se puede deber que en este análisis estacionario la transferencia de calor por

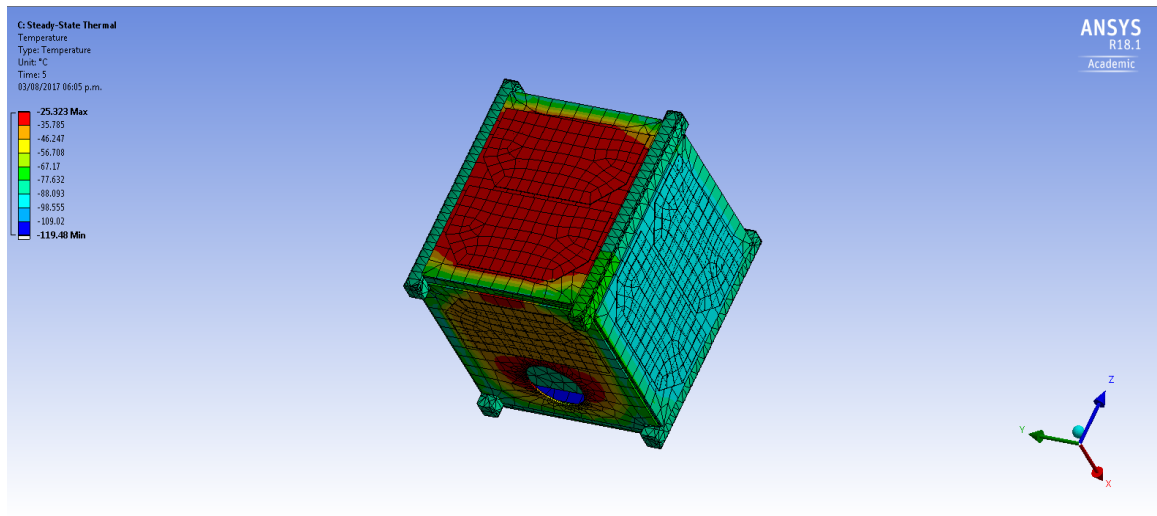
conducción es tomada en cuenta por ANSYS y también porque se representa de una mejor manera la disipación interna de calor.

Figura 40. Caso frío en estado estacionario cara superior-derecha-frontendal



Fuente: ANSYS

Figura 41. Caso frío en estado estacionario, cara inferior-izquierda-posterior

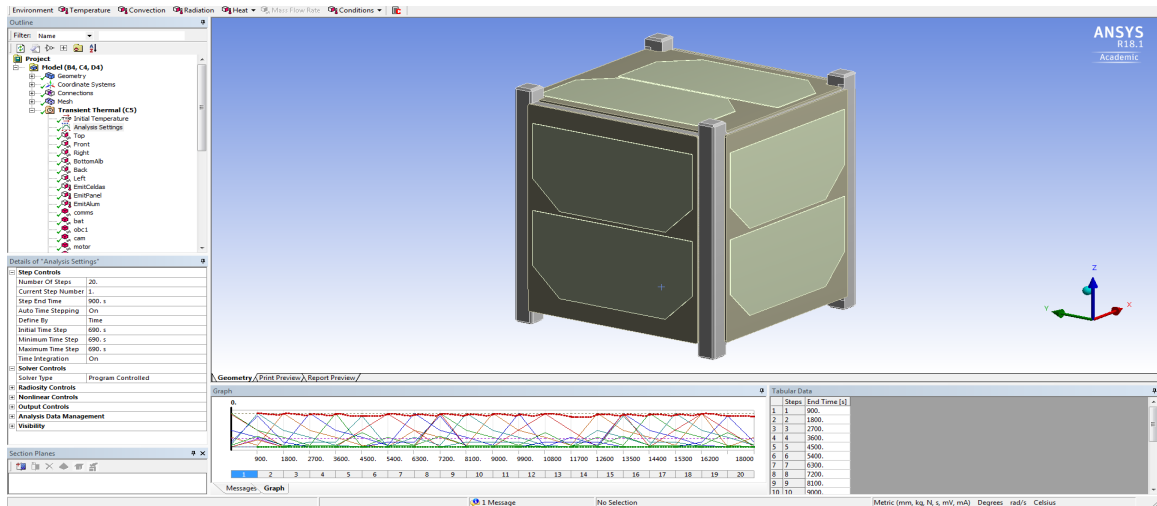


Fuente: ANSYS

El análisis de estado estacionario permitió conocer la temperatura de equilibrio que puede alcanzar el CubeSat en los peores casos posibles, pero este análisis no logra predecir adecuadamente la distribución de temperatura real que ocurre en el satélite, por esto es importante realizar un análisis de estado transitorio. El análisis estacionario es importante para definir los efectos que tiene el ambiente espacial sobre el CubeSat.

6. Simulación estado transitorio. Se realizó un análisis transitorio para conocer las variaciones de la temperatura a través del tiempo, los valores de la radiación y disipación fueron establecidos en base a los cuadros 24, 25 y 29 respectivamente. Antes de asignar los valores de radiación se asignó el tiempo que tarda cada cara en cambiar de posición (15 minutos) y el tiempo total de tres ciclos orbitales, en la pestaña de configuración del análisis.

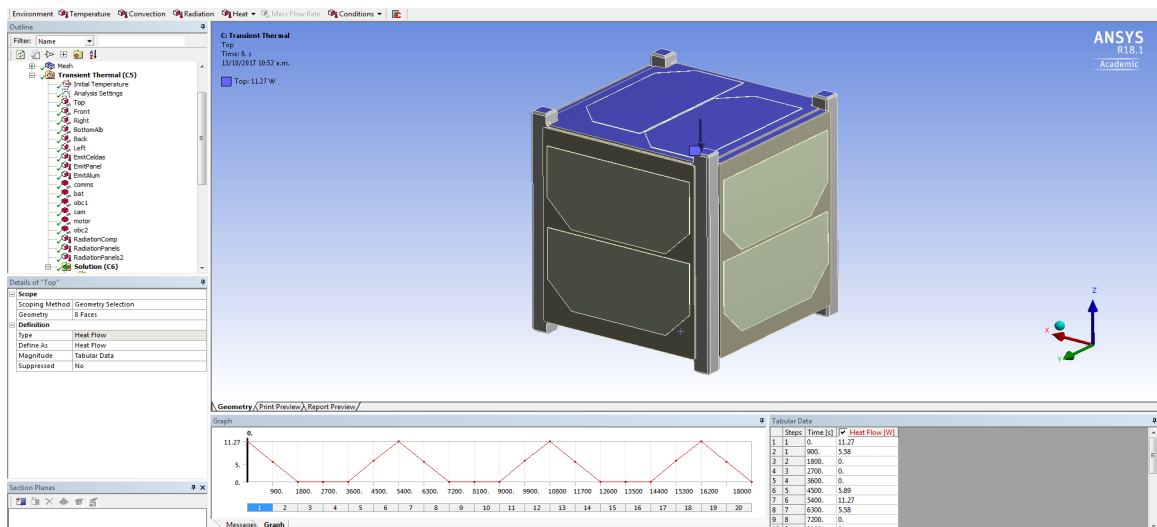
Figura 42. Asignación de tiempos



Fuente: ANSYS

Con los tiempos del ciclo orbital se asignaron los valores radiación según los cuadros 24 y 25, ya se contemplan las variaciones de posición de las caras del CubeSat.

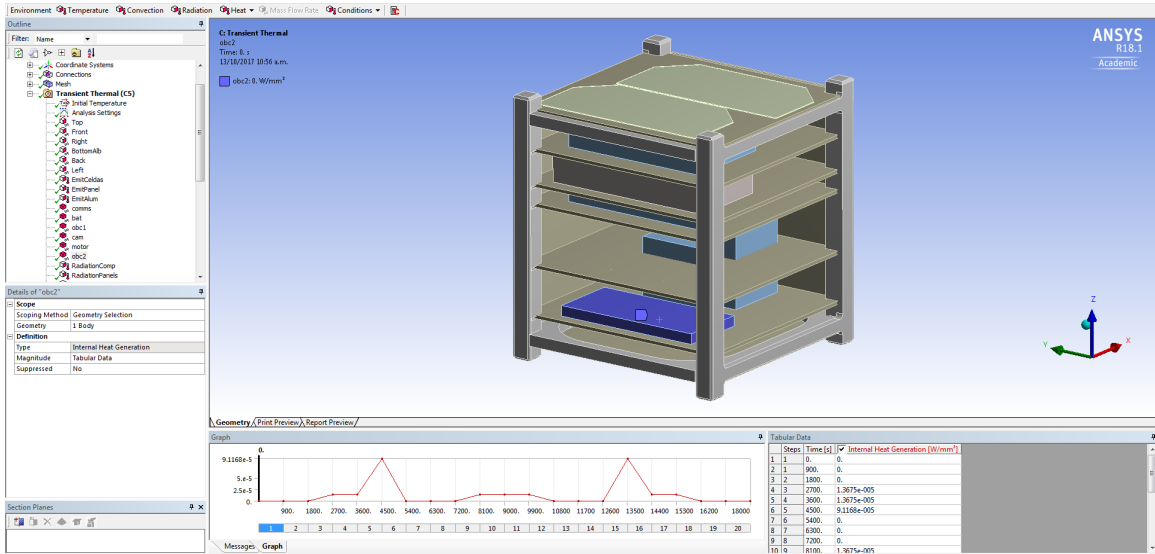
Figura 43. Asignación de radiación para estado transitorio



Fuente: ANSYS

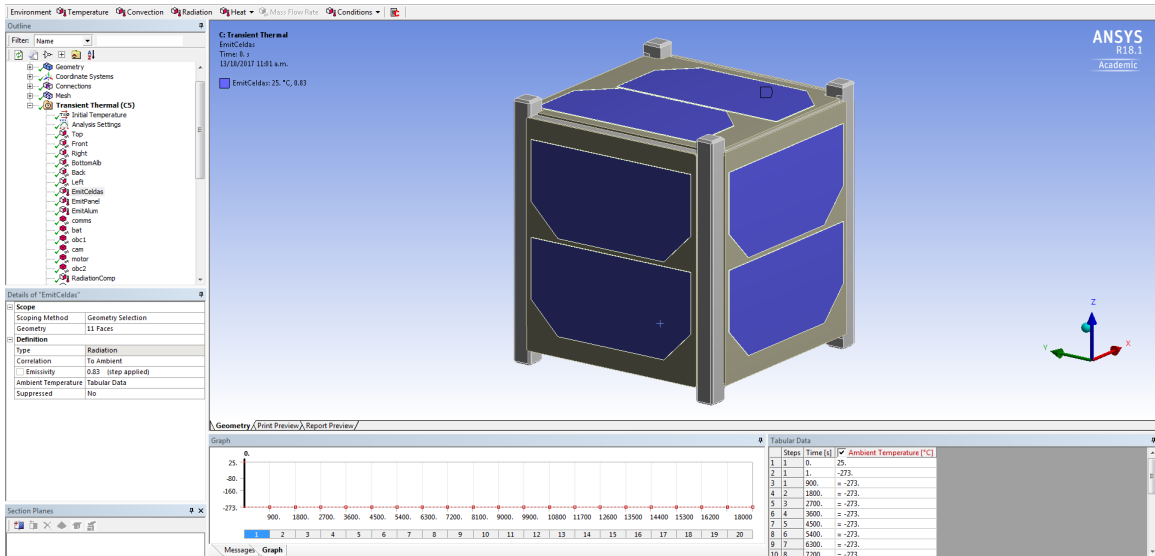
Luego se asignó la disipación de calor para cada componente, según las tareas que realiza el satélite durante los ciclos orbitales, según el Cuadro 29. También se asignó la emisividad que produce cada componente y superficie de acuerdo a los cuadros 16 y 15.

Figura 44. Asignación de la disipación de calor



Fuente: ANSYS

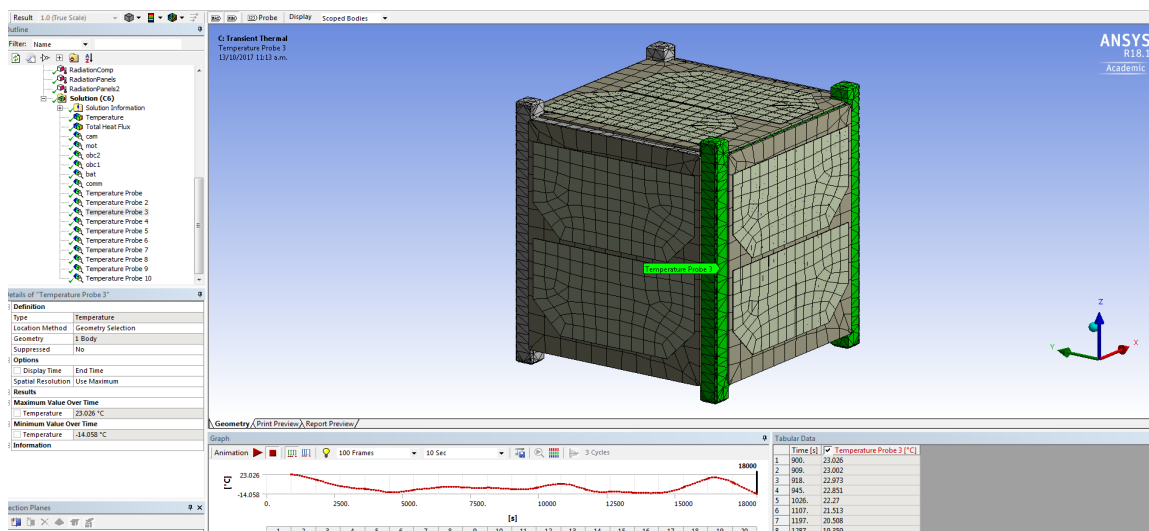
Figura 45. Asignación de emisividad a celdas solares



Fuente: ANSYS

Para conocer la temperatura de cada componente y superficie se utilizó la herramienta de medición de temperatura, está se aplicó a todas a las partes en las que se deseaba conocer su temperatura.

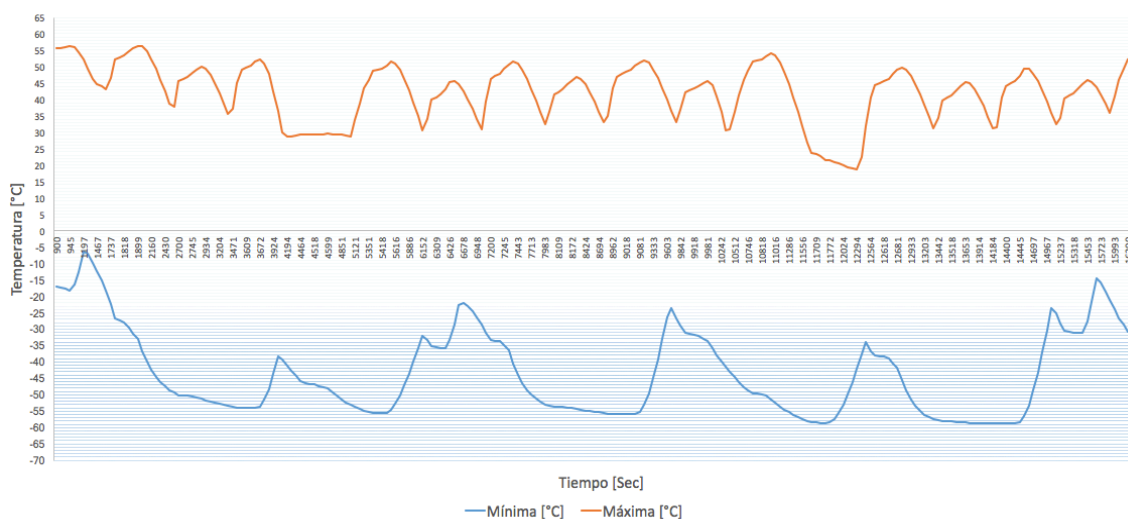
Figura 46. Asignación de medición de temperatura



Fuente: ANSYS

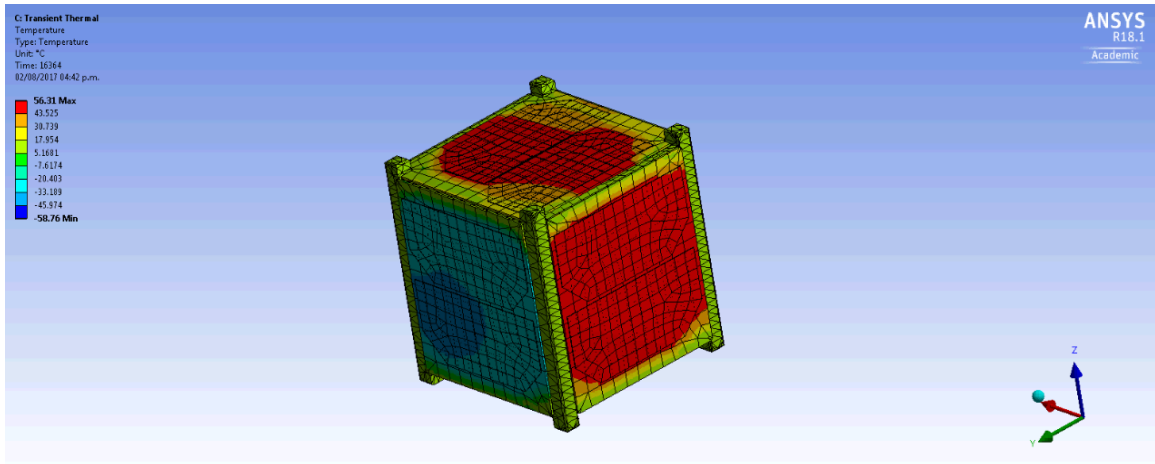
7. Resultados estado transitorio. Después de realizar las simulaciones térmicas en ANSYS para el estado transitorio, se pudo determinar el rango de temperatura experimentado por el CubeSat. La temperatura máxima y mínima alcanzada por el CubeSat fue de 56.31°C y -58.75°C , en la Figura 48 se muestran todas las posibles variaciones de la temperatura en tres ciclos orbitales, en un solo ciclo orbital es difícil poder visualizar las variaciones de temperatura a través del tiempo, por ello se simuló más de un ciclo orbital. Los decrementos de temperatura en la Figura 48 muestran que en ese momento el CubeSat está en periodo de sombra y cuando la gráfica incrementa significa que el CubeSat ya está siendo alcanzado por la radiación solar.

Figura 47. Variaciones de temperatura a través de tres ciclos orbitales



Fuente: Elaboración propia

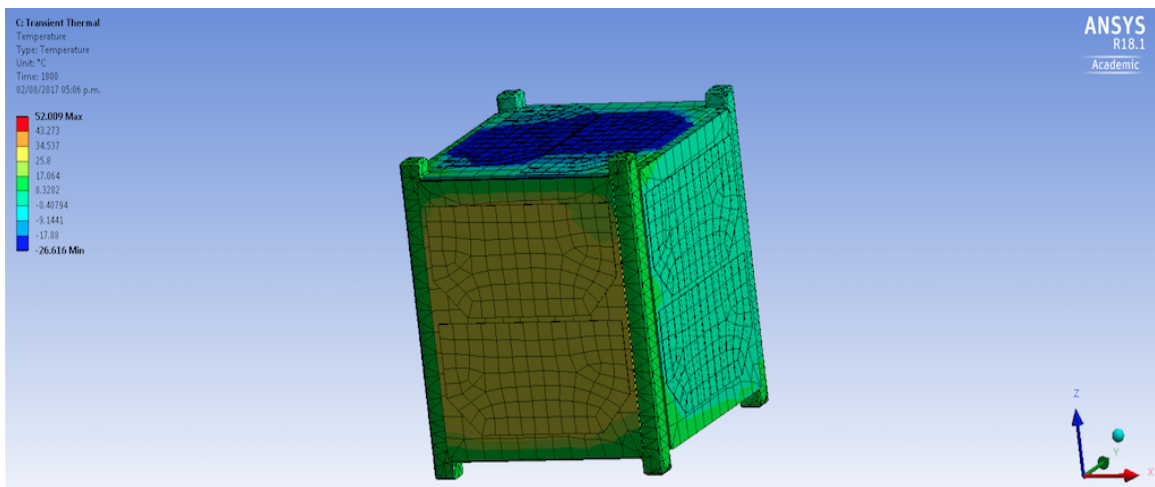
Figura 48. Efectos del periodo de luz sobre la cara superior-frontenderecha



Fuente: ANSYS

En la Figura 49 se observó que los efectos de la radiación solar provocan que la temperatura sea mayor en las superficies afectadas, mientras que la cara que ve a la Tierra presenta temperaturas menores porque la transferencia de calor por radiación es menor en sus superficies. Los efectos de la radiación emitida por el CubeSat también aportan al aumento de temperatura de las caras externas, ya que es por ellas que expulsa el calor generado. También se observó que las temperaturas máximas son alcanzadas por las celdas solares y parte de las PCB externas.

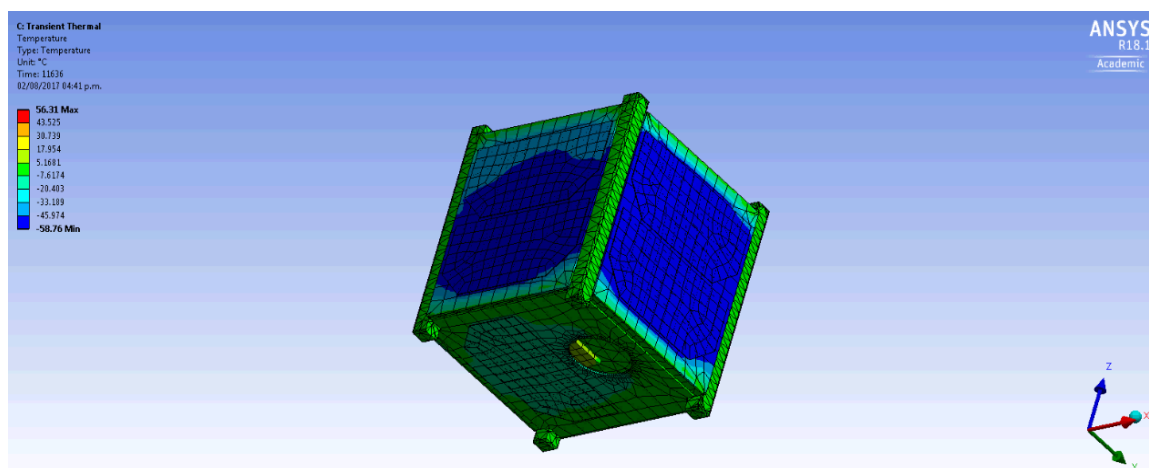
Figura 49. Efectos del periodo de sombra sobre la cara superior-posterior-izquierda



Fuente: ANSYS

En la Figura 50 se observó que en el período de sombra las temperaturas decrecen considerablemente. Sin embargo, la cara superior que está orientada hacia el espacio es la que presenta la temperatura mínima en este momento, esto se debe a que no absorbe ninguna radiación y la radiación emitida por el satélite en este tiempo no es tan grande por lo que no ocurre una transferencia de calor considerable.

Figura 50. Efectos del período de sombra sobre la cara inferior-izquierda-frontendal



Fuente: ANSYS

A pesar de que la cara inferior en todo momento está apuntando hacia la Tierra, no presenta las temperaturas más bajas, esto se debe a que en todo momento está recibiendo la radiación infrarroja de la Tierra. Puede que en algún momento sea alcanzada por la radiación solar, pero en un período corto de tiempo que no implicaría efectos significativos de temperatura.

El orificio sin protección térmica, dejado así a propósito, no recibe efectos de transferencia de calor por radiación que provoquen valores de temperatura que afecten a los componentes internos, por lo que se puede determinar que no hay ningún problema en dejarlo totalmente descubierto.

Para determinar si las superficies exteriores son capaces de soportar las condiciones del ambiente espacial, es necesario conocer las temperaturas que presenta cada una, para ello los resultados son presentados en los cuadros 31 y 32.

Cuadro 31. Temperaturas alcanzadas por algunas superficies de la estructura

Superficie	Estructura cara izquierda	Estructura cara superior	Estructura cara derecha	Estructura cara inferior
T Min (°C)	-15.1	-15.9	-14.1	-14.0
T Max (°C)	19.4	22.9	23.0	22.2

Fuente: Elaboración propia

Los valores máximos y mínimos de temperatura para la estructura, según Cuadro 31, están dentro del rango permisible (-195°C a 122°C), inclusive el margen, entre la temperatura simulada y el rango límite, es bastante grande por lo que permite afirmar que la estructura soportará las condiciones del ambiente espacial.

Las caras externas, además de la estructura, están compuestas por los paneles solares estos también deben ser capaces de soportar las condiciones del ambiente espacial. Las PCB poseen un rango de temperatura permisible de -40°C a 130°C; mientras las celdas solares tienen un rango de -170°C a 120°C. La temperatura máxima y mínima alcanzada por los PCB en las simulaciones fue de -11.8°C y 56.3°C, respectivamente. Se puede decir que, su temperatura más baja simulada es un 29.5% de lo que realmente puede soportar; su temperatura máxima es un 43.3%. Por lo tanto, aún hay un 70.5% y un 56.7% de margen de variación o expansión, para la temperatura mínima y máxima. En base a estos resultados los PCB son capaces de sobrevivir al espacio.

La temperatura mínima y máxima alcanzada por las celdas solares en las simulaciones, según el Cuadro 32, es de -44.3°C a 56.3°C. Las celdas solares si son capaces de resistir el ambiente espacial, y poseen un margen de expansión de 74% y 47% para su temperatura mínima y máxima respectivamente.

Cuadro 32. Temperaturas alcanzadas por algunas superficies de los paneles solares

Superficie	PCB cara izquierda	Celda solar superior cara izquierda	Celda solar inferior cara izquierda	PCB cara frontal	Celda solar superior cara izquierda	Celda solar inferior cara izquierda
T Max (°C)	-11.8	-38.9	-44.3	-11.5	-43.7	-44.7
T Min (°C)	56.3	56.1	56.3	52.3	51.9	52.2

Fuente: Elaboración propia

Todas las superficies externas pueden soportar las condiciones del ambiente espacial, pero aún falta definir si son capaces de proteger a los componentes internos del CubeSat. Si estas son capaces, serán utilizadas como el sistema de control térmico pasivo del satélite y no será necesario la selección de un aislante térmico.

El análisis transitorio permitió evaluar las variaciones de las temperaturas de los componentes. La transferencia de calor en los componentes se da por conducción, ANSYS se encarga de simular esto, por lo que la asignación de contactos entre superficies es bastante importante, un mal contacto podría implicar una transferencia de calor por conducción donde no la hay o la falta de un contacto puede provocar que los resultados de temperatura no sean adecuados. La temperatura que alcanza cada componente es mostrada en el Cuadro 33.

Cuadro 33. Temperatura máxima y mínima de los componentes a través del tiempo

Componente	Cámara	Motor	MicroP2	MicroP1	Baterías	Transceptor
T Max [°C]	39.8	36.6	31.124	45.054	31.5	40.0
T Min [°C]	2.5	5.2	-1	12.8	16.6	2.4

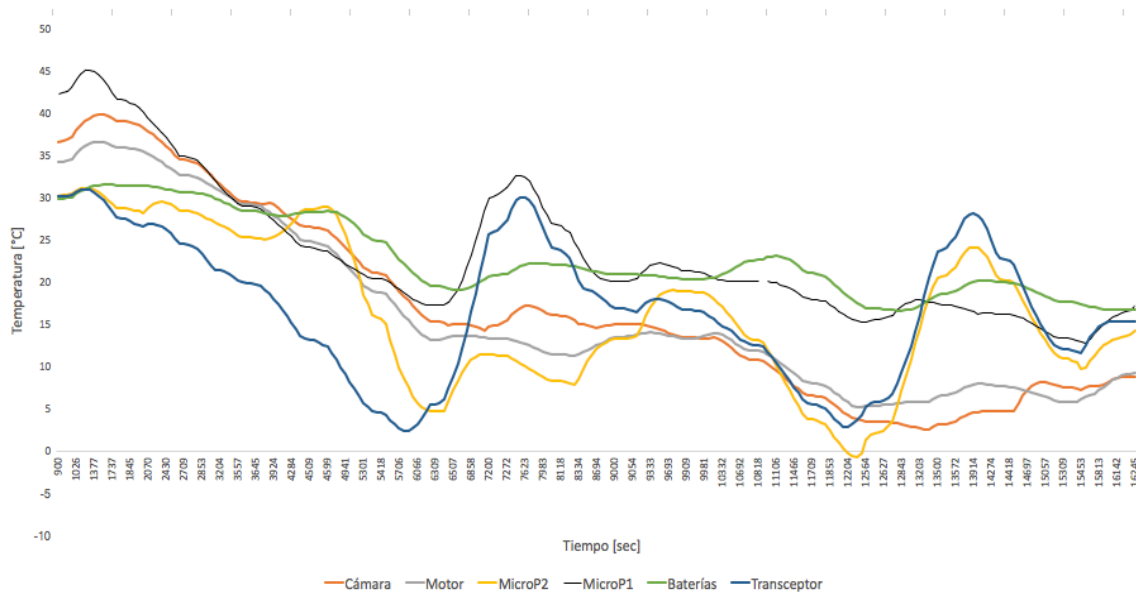
MicroP1: Microprocesador principal, MicroP2: Microprocesador secundario

Fuente: Elaboración propia

En el Cuadro 33, se observó que el componente con la temperatura más baja es el microprocesador dos, la razón es porque es utilizado como redundancia, es decir, en caso el microprocesador principal falle este se activa para no continuar con la misión, mientras esto no ocurra el componente no estará activo o encendido, por lo que no generara una disipación de calor que lo ayude a aumentar su temperatura.

También se observó que la temperatura más alta está en el microprocesador principal, este componente siempre estará activo a lo largo de la misión (siempre y cuando no falle y se active el microprocesador de redundancia), porque es la computadora a bordo del sistema y se encarga del manejo de todas las tareas del CubeSat. Estar encendido todo el tiempo implica constantes flujos de disipación de calor, en algunos momentos la disipación es más alta porque realiza tareas que demandan una cantidad de potencia considerable, estos picos de potencia ocurren cuando realizan las tareas descritas en el Cuadro 27. Otra razón por la cual este componente es el más caliente, es porque se encuentra ubicado debajo de la batería, esta también tiene disipaciones altas de calor que transfiere a los cuerpos cercanos.

Figura 51. Variaciones de las temperaturas de los componentes



Fuente: Elaboración propia

Cuadro 34. Temperatura máxima y mínima de los componentes

Componente	Límite de temperatura (°C)		Temperatura de simulación (°C)	
	Min	Max	Min	Max
Cámara	-30	75	2.5	39.8
Motor	-30	70	5.2	36.6
Transceptor	-30	85	2.4	40.0
Microprocesador	-40	85	-1	45.1
Baterías	5	45	16.6	31.5

Fuente: Elaboración propia

La temperatura máxima de las baterías, es un 70% de su límite permisible, sin embargo, aún está dentro del rango permisible de temperatura. Este componente es con el que más cuidado se debe de tener debido a que posee el menor rango de temperatura.

Se observó en el Cuadro 34 que todos los componentes electrónicos se encuentran dentro del límite de temperatura, por lo que se determinó que las caras externas del CubeSat si pueden ser utilizadas como el sistema de control térmico que proteja a los subsistemas internos. Se debe de tomar en cuenta que se realizaron suposiciones en la resolución del análisis térmico por lo que se debe de aplicar un margen de seguridad que valide que el sistema de control térmico continúe cumpliendo.

G. MARGEN DE SEGURIDAD

Al ser el primer análisis térmico que se realiza del CubeSat y porque aún no se han realizado pruebas térmicas físicas, se decidió aplicar un margen de seguridad de $\pm 17^{\circ}\text{C}$, de acuerdo a lo establecido por Gilmore, este margen se aplicó a las temperaturas finales obtenidas de las simulaciones en el estado transitorio.

Cuadro 35. Temperaturas máximas y mínimas alcanzadas por el CubeSat en órbita

Superficie/ Componente	Límite de temperatura (°C)		Temperatura de simulación (°C)		Temperatura con margen de seguridad (°C)	
	Min	Max	Min	Max	Min	Max
Estructura	-195	122	-14	23.0	-31	40
PCB	-40	130	-11.8	56.3	-28.8	73.3
Cámara	-30	75	2.5	39.8	-14.5	56.8
Motor	-30	70	5.2	36.6	-11.8	53.6
Transceptor	-30	85	2.4	40.0	-14.6	57
OBC	-40	85	-1	45.1	-18	62.1
Baterías	5	45	16.6	31.5	-0.4	48.5
Celdas solares	-170	120	-44.7	56.3	-61-7	73.3

Fuente: Elaboración propia

El rango de temperaturas con margen de seguridad se comparó con el rango límite de temperaturas. El margen aplicado reveló que el único componente que sobrepasa el límite de temperatura es la batería, por 3.5°C sobre su temperatura máxima y 5.4°C por debajo de su temperatura mínima permisible.

Las baterías del satélite cuentan con un sistema de control activo propio (calefactor eléctrico), para evitar que la temperatura baje del límite permitido. Este sistema no fue descrito y analizado en el presente trabajo porque el subsistema de potencia fue el encargado de trabajarlo. Por lo tanto, la activación de este sistema no permitirá que la temperatura presente valores por debajo de los 5°C. Ahora bien, este sistema no puede evitar que las baterías se sobrecalienten porque solo sirve para calentar y no para enfriar, sin embargo, el diseño del calefactor eléctrico proporciona una protección térmica a las baterías porque es a base de Kapton, material utilizado como aislante térmico. El calefactor térmico no fue agregado porque al momento de realizar el análisis aún no había un diseño del sistema. Se puede deducir que este sistema protegerá a las baterías y evitará que se sobrecalienten. Por tanto, el sistema de control térmico pasivo de las superficies externas sigue siendo aceptable para proteger a todo el CubeSat de las condiciones del ambiente espacial.

H. PRUEBAS

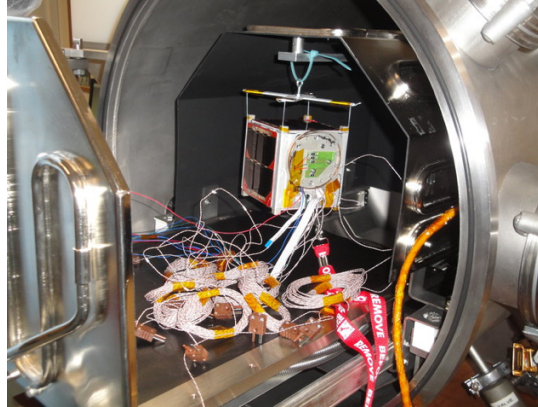
El CubeSat debe ser probado en una cámara de termo vacío para determinar que es capaz de soportar los efectos del ambiente espacial. En Guatemala no existe un laboratorio donde se pueda realizar este tipo de prueba, por lo que únicamente se decidió describir su metodología con el fin de tener preparado los parámetros y procedimientos necesarios para realizar la prueba en un laboratorio extranjero. Estas pruebas tienen un alto costo, pero son un requisito necesario e indispensable para validar todos los sistemas del CubeSat.

1. Cámara de termo vacío. La cámara de prueba debe poder alcanzar las temperaturas máximas y mínimas (60°C y -60°C) y el nivel de vacío al que se expondrá el CubeSat (1×10^{-5} torr). La cámara debe tener un volumen superior a 100 mm x 100 mm x 135 mm, para que se pueda introducir como un sistema integrado el CubeSat, este no debe estar en contacto con ninguna pared para simular adecuadamente un ambiente espacial.

2. Preparación del CubeSat en la cámara. El CubeSat debe estar suspendido dentro de la cámara, sin tocar ninguna pared de la misma, para simular la transferencia de calor por radiación, como lo será en el espacio. Para esto, se puede usar un conjunto de cables, tornillos y

ganchos para colgar el CubeSat desde la parte superior de la cámara, como se puede ver en la Figura 52.

Figura 52. Colocación del CubeSat dentro de la cámara



Fuente: (ESA)

Los sensores de temperatura deben colocarse en ubicaciones específicas para garantizar que los componentes críticos alcancen las temperaturas requeridas. La temperatura se puede controlar desde un sensor específico o por el promedio de todos los sensores colocados.

En este caso, los sensores deben ubicarse en las caras externas del CubeSat, uno por cara (un total de seis), para garantizar el alcance de las temperaturas en el exterior. Además, se necesitarán sensores dentro del CubeSat para controlar las temperaturas en el interior; esto debe colocarse en componentes críticos como las baterías, por poseer el rango de temperatura más crítico (5°C a 45°C) y el microprocesador, que gobierna todas las operaciones.

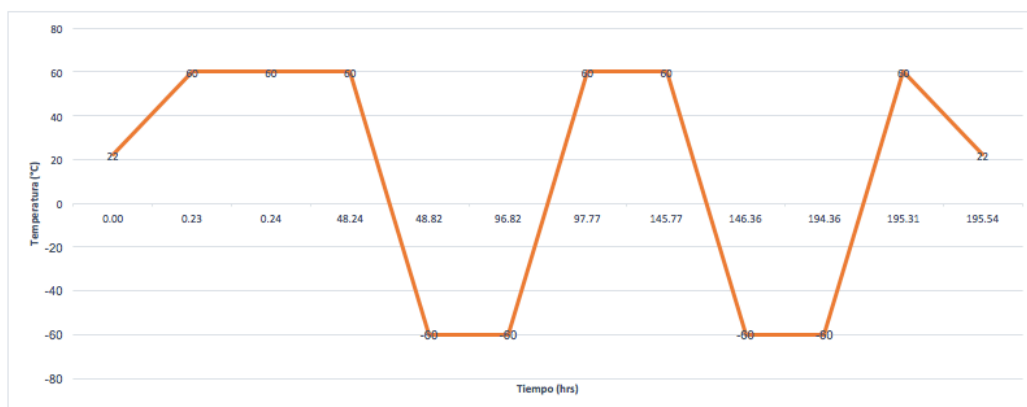
También se necesita de una interfaz para determinar cómo funciona CubeSat. Con esta interfaz se pueden obtener datos mientras se desarrollan las pruebas. El CubeSat cuenta con un conjunto de baterías que podrían dar energía en algún momento si se cargan, pero dado que la duración de la prueba puede tardar días, surge la necesidad de una interfaz de potencia. Esta interfaz debe proporcionar suficiente potencia para asegurar que el CubeSat funcionará durante toda la duración de la prueba.

Una vez que el CubeSat, las interfaces eléctricas y los sensores están configurados, la prueba puede comenzar. Primero se debe lograr el nivel de vacío de 1×10^{-5} torr. Una vez que se obtiene esta presión, se puede desarrollar la prueba térmica. Para la prueba es importante tener en cuenta el ciclo de temperatura, En este caso, el extremo superior es 60°C y el extremo más bajo es -60°C, y la temperatura inicial es la temperatura en el interior del despliegue CubeSat, pero fuera de la Estación Espacial Internacional: 22°C (JAXA, 2009).

3. **Número de ciclos.** Dado que CubeSat se colocará dentro del cámara ya ensamblado, el nivel de prueba correcto es el nivel de carga útil. Para este nivel, es necesario dos ciclos de temperatura, según Cuadro 6, cuando la temperatura mínima es inferior a 10°C, como en este caso. Según el GSFC de la NASA, el tiempo de permanencia en los extremos debería ser de 48 horas. Este tiempo será suficiente para probar el rendimiento del CubeSat y descubrir fallas tempranas.

4. **Duración de la prueba.** Al considerar el período de la órbita, según Cuadro 12, el momento en que se alcanza y se encuentra cada extremo. Con base en esto, la transición de la temperatura máxima a la mínima debería ser de 57.46 minutos, y la transición de la temperatura mínima a la máxima debería ser de 34.88 minutos. En la Figura 1 se muestran las temperaturas cambiadas a lo largo del tiempo, para la prueba.

Figura 53. Variación de la temperatura de la cámara de termo vacío a lo largo de la prueba



Fuente: Elaboración propia

En la Figura 53 se puede notar que la prueba de termo vacío tendrá una duración total de 2 días. Un día será expuesto a la temperatura máxima y otro día estará la temperatura mínima, más el tiempo de transición entre estos estados.

VII. CONCLUSIONES

El objetivo de este trabajo fue desarrollar el primer análisis térmico para el que será el primer satélite guatemalteco. Durante el desarrollo final de este documento ciertos componentes fueron descartados y sustituidos por otros que presentaban un mayor aporte para el proyecto. Las simplificaciones y suposiciones del modelo presentado, puede que no hayan predicho con exactitud la temperatura esperada, sin embargo, el análisis sigue siendo una muy buena estimación.

Las simulaciones realizadas para tres periodos orbitales, donde cada uno tiene una duración de 92.34 minutos (57.46 minutos en luz y 34.88 minutos en sombra), revelaron que el rango de temperatura máximo esperado por el CubeSat es de -58.75°C a 56.31°C . Estas temperaturas son alcanzadas en partes de las superficies externas del satélite, celdas solares, las cuales son capaces de resistir a este rango de temperatura. El rango de temperaturas internas del satélite varió para cada componente, se determinó que las temperaturas alcanzadas estuvieron dentro del rango permisible de operación. El microprocesador fue el que alcanzo la temperatura mínima y máxima del sistema, -1°C a 45°C .

Se aplicó un margen de seguridad de $\pm 17^{\circ}\text{C}$ a las temperaturas obtenidos de las simulaciones, por ser el primer análisis térmico realizado y por no haber podido realizar pruebas térmicas. Todos los componentes fueron capaces de soportar este margen, a excepción de las baterías que alcanzaron un rango de temperatura de -0.4°C a 48.5 , sin embargo, se determinó que el sistema de control activo, que está siendo diseñado por el subsistema de potencia, será capaz de brindarle la protección necesaria.

Por lo tanto, se determinó por medio del análisis térmico realizado que las superficies externas del CubeSat (Panel solar y estructura) son capaces de soportar las condiciones del ambiente exterior y proteger a los componentes internos del satélite. Entonces, la selección de un aislante térmico no fue necesario. Las superficies externas cumplen la función de ser el aislante térmico y por ello son consideradas como un sistema de control térmico pasivo.

Debido a que aún no se ha realizado la integración de los subsistemas del CubeSat y a la falta disponibilidad de una cámara de termo vacío las pruebas no se realizaron; sin embargo, el protocolo que debe seguirse fue establecido. Se estableció que el número de ciclos de temperatura necesarios para las pruebas es dos, a un rango de temperatura de -60°C a 60°C , las pruebas tendrán una duración de aproximadamente dos días.

VIII. RECOMENDACIONES

1. Al tener definidos los componentes finales y sus ensamblajes se recomienda realizar una iteración del análisis presentado, esto permitirá conocer los nuevos rangos de temperatura esperados por el satélite. Cada vez que una superficie o componente del CubeSat cambie un análisis térmico debe ser realizado para determinar los efectos que este cambio pueda provocar.
2. Los valores de radiación, a través del tiempo, obtenidos por cada cara del CubeSat presentados en este trabajo únicamente son estimados basados en suposiciones, por lo que se recomienda realizar una simulación en la versión Pro del software STK y obtener los valores reales de radiación que el CubeSat experimentará en el espacio. Este análisis también permitirá conocer las posiciones del CubeSat a través del tiempo.
3. Para evitar la simplificación del modelo del CubeSat y obtener resultados más exactos, de los efectos de transferencia de calor por conducción, se recomienda adquirir una versión de ANSYS capaz de soportar una mayor cantidad de nodos.
4. Cuando el diseño del calefactor eléctrico de las baterías haya sido concluido, se debe realizar un análisis térmico de los efectos que este puede ocasionar en las baterías y en el sistema de control térmico del CubeSat.
5. Al tener definido el vehículo/cohete que lanzará el CubeSat al espacio se debe validar que el CubeSat sea capaz soportar los rangos de temperatura a los que será expuesto, durante su trayecto al espacio. Estos deben ser especificados por la empresa lanzadora.
6. No tener una cámara de termo vacío no debe ser una limitante para poder realizar pruebas térmicas, por ello se recomienda diseñar y construir un equipo capaz de simular las temperaturas esperadas en la órbita. El equipo debe ser capaz de soportar el volumen de todo el CubeSat sin que este entre en contacto con las paredes que conforman el equipo. También se debe definir una metodología de prueba que especifique la forma en que se deben realizar las pruebas térmica

IX. BIBLIOGRAFÍA

1. ANSYS, Inc. 2013. *ANSYS Mechanical APDL Modeling and Meshing Guide. Release 15*. Canonsburg. 355 págs.
2. Arellano, Jesús. 2015. *Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario*. Tesis Univerisdad autonoma de México. México D.F. 266 págs.
3. AGI. *STK orbit analysis*. <http://www.agi.com/products/stk-seet/default.aspx> [02-10-16]
4. AZO Materials. Aluminum 7075 alloy. <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=6652> [01-08-2017]
5. Azurspace. *Solar Cells Optical Properties*. <http://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells> [01-08-2017]
6. Brumbaugh, K. M., & Lightsey, E. G. 2013. «Application of Risk Management to University CubeSat Missions». *Journal of Small Satellites*, Estados Unidos. 2(1); 147–160
7. CalPoly. 2009. *Cubesat design specification*. Californina, Estados Unidos. The CubeSat Program, California Polytechnic State 22 págs.
8. Cengel, Y. (2011). *Transferencia de Calor y Masa*. (M. G. Hilli, Ed.) (Cuarta). México
9. Cengel, Y.; A, Ghajar. 2011. *Transferencia de Calor y Masa*. 4^a ed. McGraw Hill. México, D.F. 922 págs.
10. Clawson, Justus, *et, al*. 2002. *2 Spacecraft Thermal Environments. Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I : Fundamental Technologies*.
11. COMSOL. The joule heating <https://www.comsol.com/multiphysics/the-joule-heating-effect> [01-06-17]
12. Digi-Key *Anatomy of a CubeSat*. <https://www.digikey.pl/en/articles/techzone/2012/dec/arduino-based-mcus-nano-boards-to-power-science-package-in-diy-microsatellite> [5-09-17]
13. ECM. *Cubesat sizes*. <http://www.ecm-space.de/index.php/launch-adapters-h/cubesat-sizes> [10-09-17]
14. European Space Agency (ESA). 2014. Belgian Students Closer to theri “Ticket to Orbit” http://www.esa.int/Education/CubeSats__Fly_Your_Satellite/Belgian_students_closer_to_their_Ticket_to_Orbit [02-05-17]
15. EnduroSat. *CubeSat 1U*. <https://www.endurosat.com/cubesat-store/all-cubesat-modules/1u-cubesat-platform/> [5-09-17]
16. Finckenor, M. M., & Coker, R. F. 2017. Optical Properties of Nanosatellite Hardware, (June 2014)

17. Fortescue, P; Swinerd, G., & Stark, J. 2011. *Systems Engineering Spacecraft Systems*. 4^a ed. 691 págs.
18. García, Adiran. 2013. *Diseño del sistema de potencia para un satélite de órbita baja*. Tesis Univerisidad politecnica de Madrid. España. 102 pags.
19. Garzon, María. 2012. Development and analysis of the thermal design for the osiris-3u cubesat. Tesis Pennsylvania State University. 81 págs.
20. Gilmore, D; Collins, R. L. 2002. Thermal Design Analysis. *Spacecraft Thermal Control* (Mli), California, Estados Unidos. 598 págs.
21. Jacques, L. (2009). Thermal Design of the Oufiti-1 nanosatellite. Tesis Universidad de Liege. 126 pags.
22. Japanese Aerospace Exploration Agency, (JAXA). 2009. *Design Standard licence. JAMMS-JPAH-001, REV 8*. Japon. 125 págs
23. Japanese Aerospace Exploration Agency, (JAXA). 2009. *Spacecraft thermal control system*. 102 páfs
24. Jenner, L. 2017. *NASA Set to Launch Dellingr; CubeSat Purposely Designed to Improve Reliability of Small Satellites*. <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2017/nasa-set-to-launch-dellingr-cubesat-purposely-designed-to-improve-reliability-of-small-0> [25-06-17]
25. JPL NASA. *Thermal Margins for Flight Electronics*. <https://tfaws.nasa.gov/TFAWS12/Proceedings/TFAWS2012-PT-010.pdf> [12-08-16]
26. Landeta, P. 2014. *Análisis y simulación del comportamiento térmico del sistema integrado, estructura y componentes electrónicos del prototipo del satélite CubeSat*. Tesis Universidad de las Fuerzas Armdas. Ecuador. 107 págs.
27. Mast. Mission and Thermal Analysis of the UPC Cubesat. <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/8255/memoria.pdf> [15-07-2017]
28. Moaveni, S. 2008. *Finite Element Analysis: Theory and Application with ANSYS*. 3^a ed. Pearson Prentice Hall. NJ.
29. NASA. 2012. *CubeSats*. <http://www.nasa.gov/> [28-06-27]
30. NASA, Goddard Space Flight Center. 2013. *General environmental verification standard., Greenbelt Maryland (GEVS)*. 81 Págs.
31. NASA, Johnson Space Cente (JSC). 2012. *Thermal Testing*. https://www.nasa.gov/centers/johnson/pdf/728967main_Thermal-Vacuum%20Testing%20Fact%20Sheet.pdf [02-05-17]
32. Pionas, P. ESA. 2004 Satellite Thermal control engineering
33. Zea, L., Ayerdi, V., Argueta, S., & Muñoz, A. (2016). A Methodology for CubeSat Mission Selection, 5(3), 483–511.

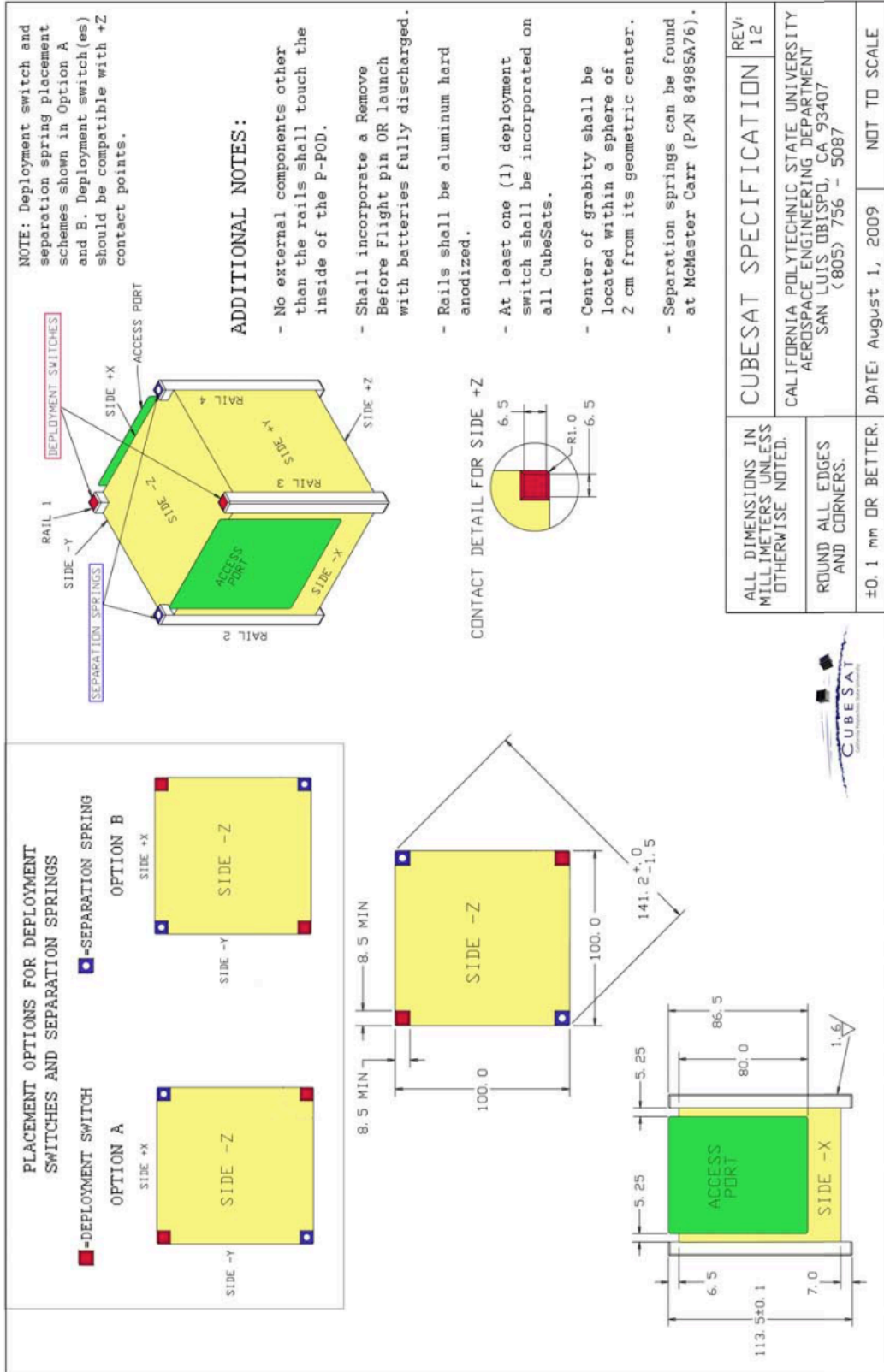
X. ANEXOS

Anexo 1. Requerimientos adicionales relacionados con las superficies externas del CubeSat

ID	Requerimiento	Fuente
GENERAL-01	La configuración y dimensiones físicas deberán cumplir con el estándar CubeSat	CDS y JPAH
GENERAL -02	Todas las placas PCB del CubeSat deberán ser para uso aeroespacial	CDS y JPAH
GENERAL -03	El CubeSat deberá medir 113.5 ± 0.1 mm (sobre el eje Z)	CDS y JPAH
GENERAL -04	Los componentes no deberán exceder 6.5 mm la superficie normal de un cubo de 100.0 mm	CDS y JPAH
GENERAL -05	La masa de cada unidad de CubeSat no deberá exceder 1.33 kg	CDS y JPAH
GENERAL -06	El centro de gravedad del CubeSat deberá ubicarse en una esfera de 20 mm desde el centro geométrico	CDS y JPAH
GENERAL -07	Se deberá usar aluminio 7075 o 6061 para la estructura y los rieles del CubeSat	CDS y JPAH
GENERAL -08	Los rieles del CubeSat deberán estar anodizados	CDS y JPAH

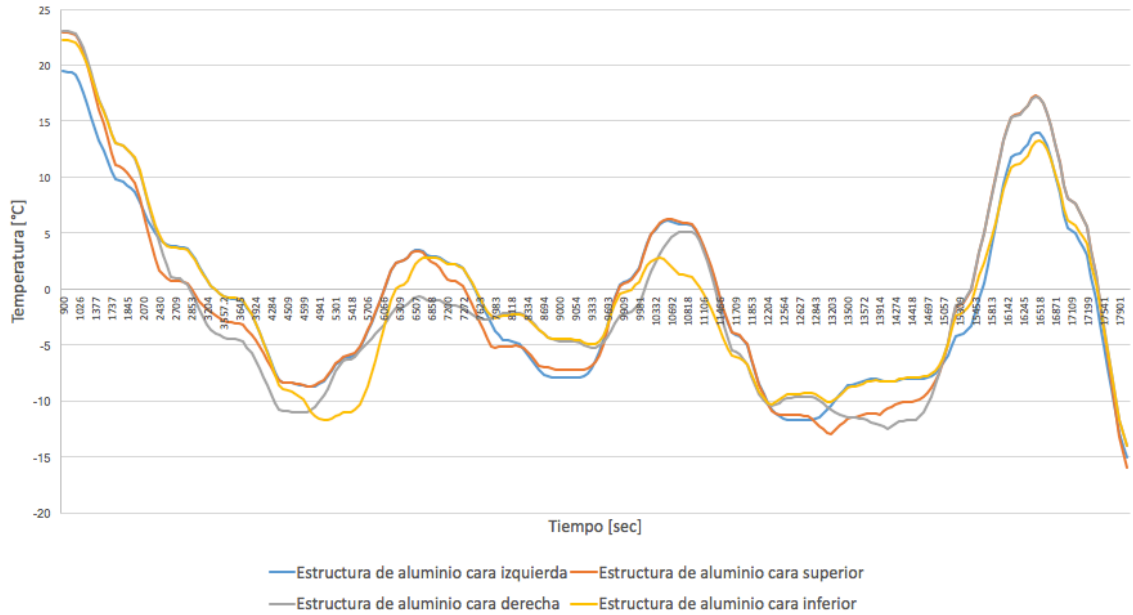
Fuente: Megaproyecto CubeSat

Anexo 2. Especificaciones para una estructura de un CubeSat 1U



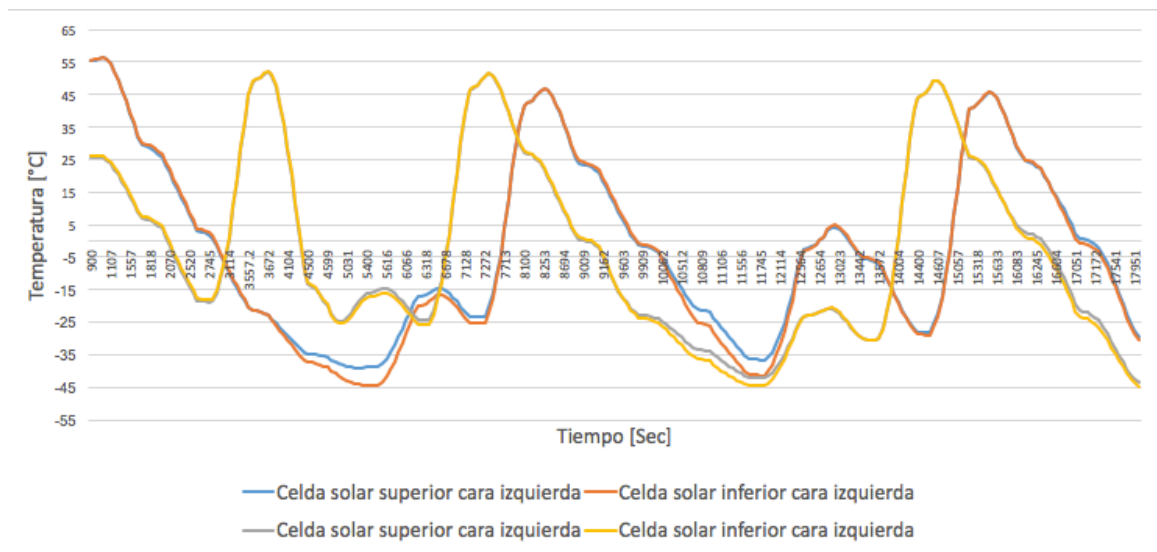
Anexo 3. Variaciones de la temperatura a través del tiempo para las superficies externas del CubeSat

Figura 54. Rangos de temperatura esperados por la estructura a través del tiempo



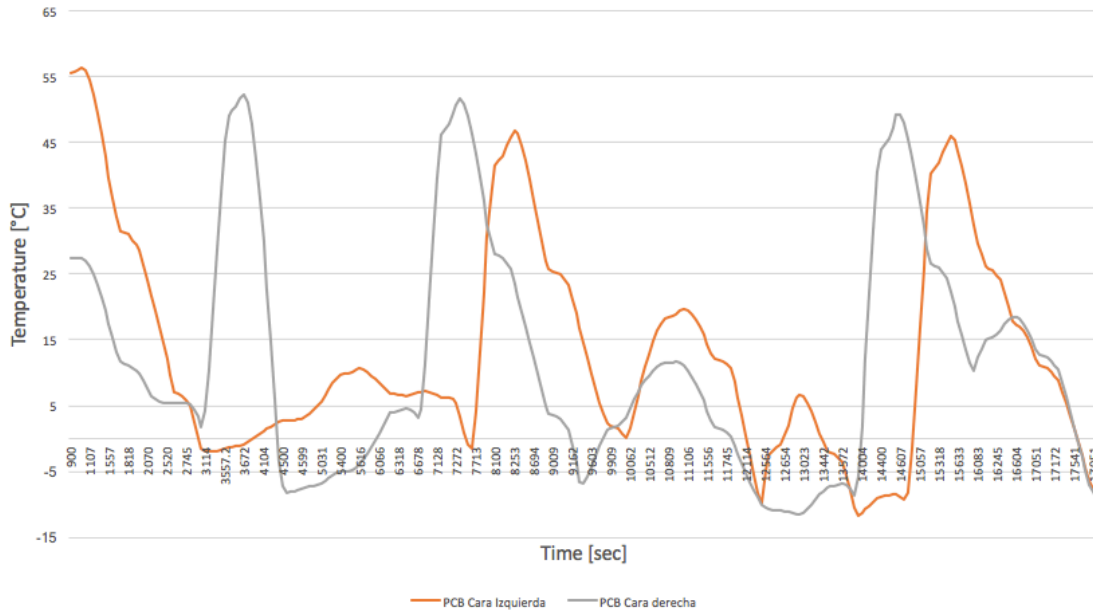
Fuente: Elaboración propia

Figura 55. Rangos de temperatura esperados por las celdas solares a través del tiempo



Fuente: Elaboración propia

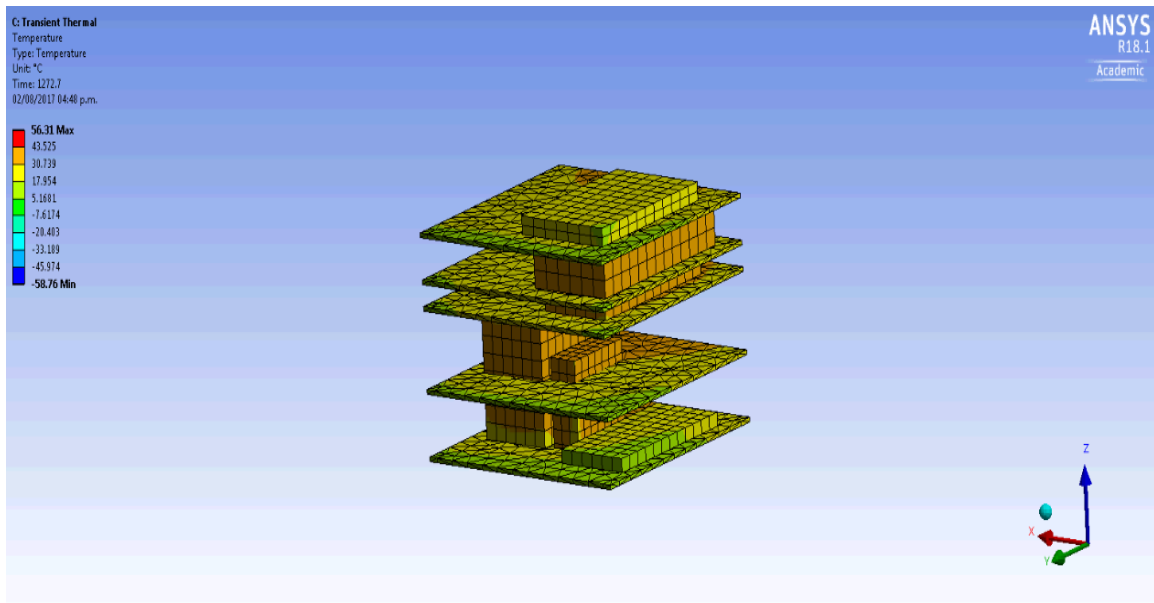
Figura 56. Rangos de temperatura esperados por las PCB a través del tiempo



Fuente: Elaboración propia

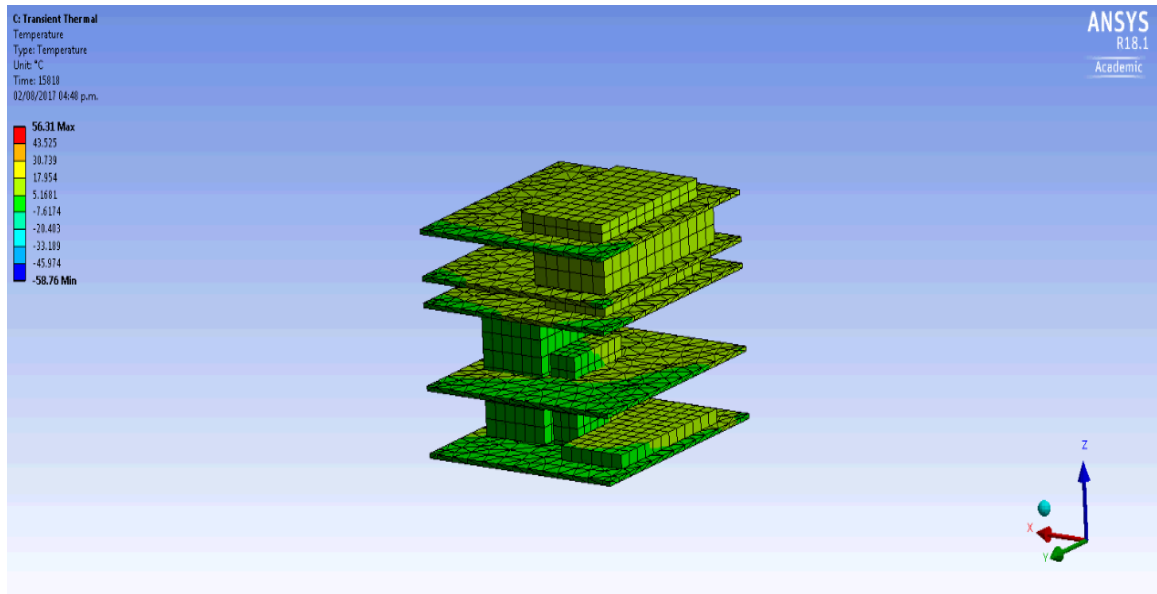
Anexo 3. Variaciones de la temperatura interna de los componentes

Figura 57. Temperaturas de los componentes durante el período de luz

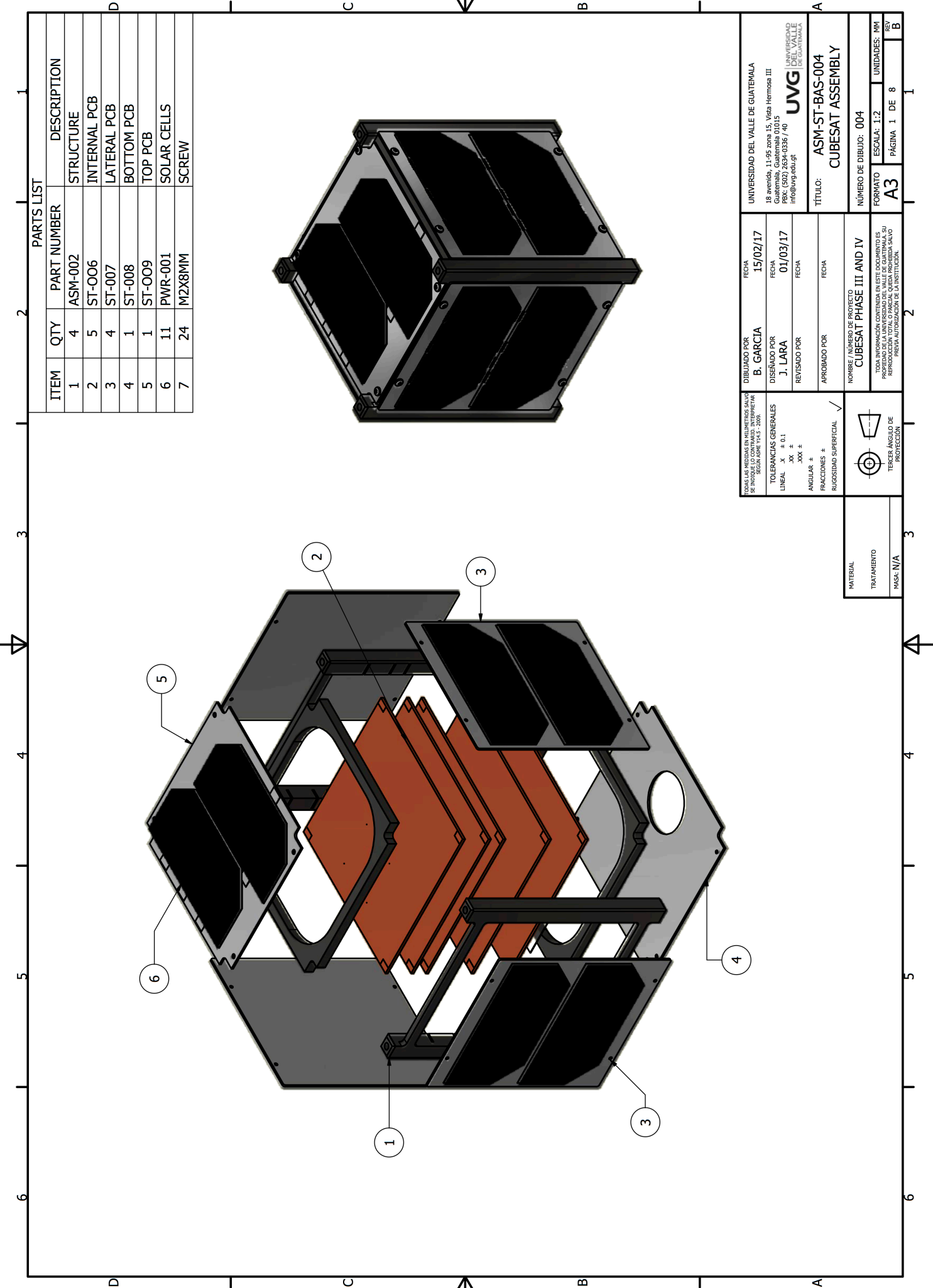


Fuente: ANSYS

Figura 58. Temperaturas de los componentes durante el período de sombra



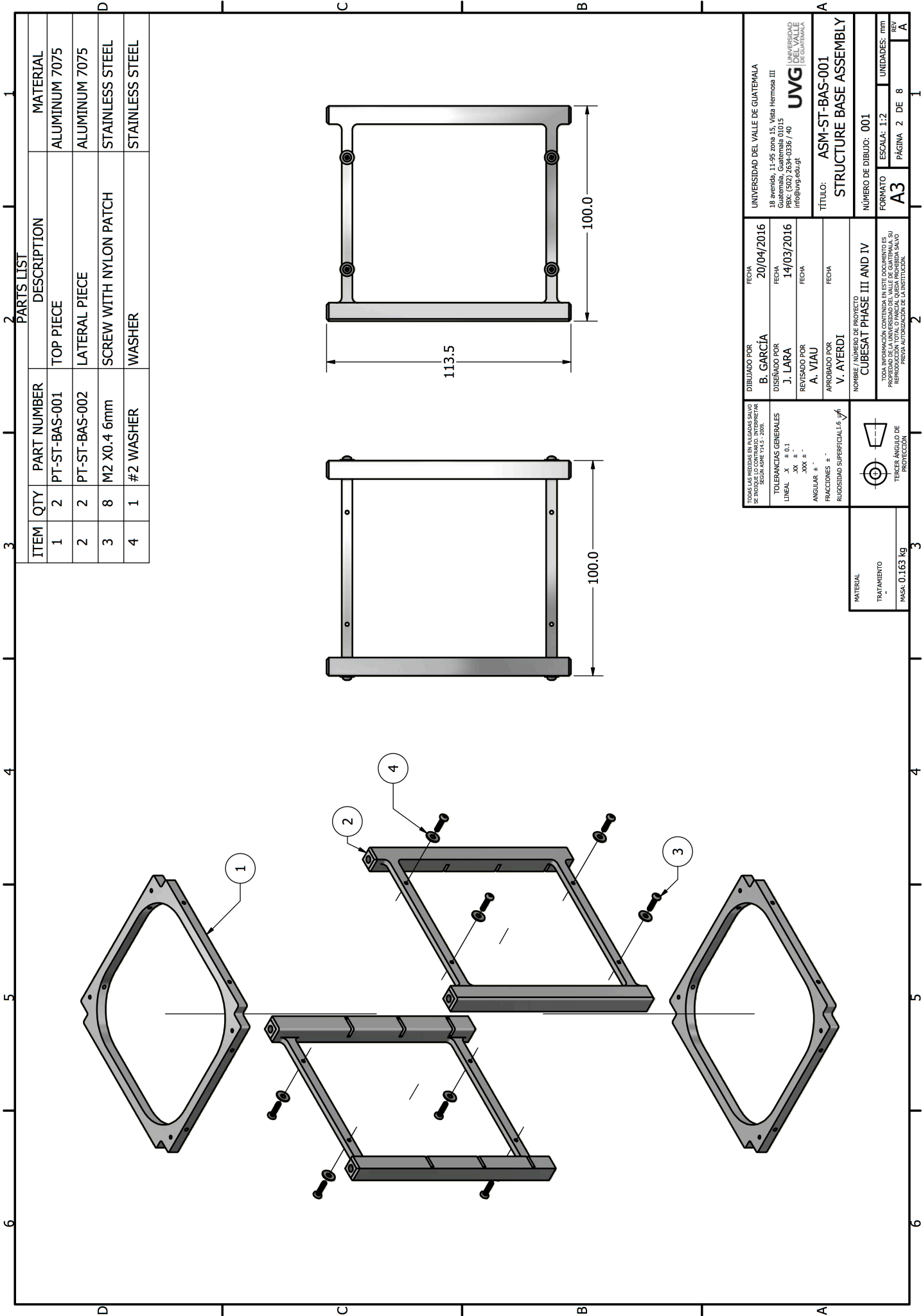
Fuente: ANSYS



PARTS LIST			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	4	ASM-002	STRUCTURE
2	5	ST-006	INTERNAL PCB
3	4	ST-007	LATERAL PCB
4	1	ST-008	BOTTOM PCB
5	1	ST-009	TOP PCB
6	11	PWR-001	SOLAR CELLS
7	24	M2X8MM	SCREW

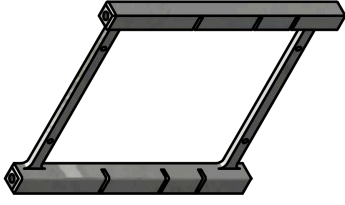
UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA		FECHA	
18 Avenida 11-05 zona 15, Vista Hermosa III		15/02/17	
Guatemala, Guatemala 01015		FECHA	
PRX: (502) 2634-0336 / 40		01/03/17	
info@uvg.edu.gt		FECHA	
UVG UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA		APROBADO POR	
TÍTULO: ASM-ST-BAS-004		CUBESAT ASSEMBLY	
NÚMERO DE DIBUJO: 004		ESCALA: 1:2	
FORMATO: A3		UNIDADES: MM	
PÁGINA 1 DE 8		REV B	

DIBUJADO POR		FECHA	
B. GARCIA		15/02/17	
DISEÑADO POR		FECHA	
J. LARA		01/03/17	
REVISADO POR		FECHA	
APROBADO POR		FECHA	
NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO		CUBESAT PHASE III AND IV	
<small> TODA LA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN O DISTRIBUCIÓN SIN LA DEBIDA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN, PODRÁ SER CAUSA DE ACCIÓN LEGAL. </small>			
 TOLERANCIAS GENERALES LINEAL X ± 0.1 XX ± XXX ± ANGULAR ± FRACCIONES ± RUGOSIDAD SUPERFICIAL ✓		 TOLERANCIAS DE FORMA Y POSICIÓN TOLERANCIAS DE PERFORACIÓN MASA: N/A	

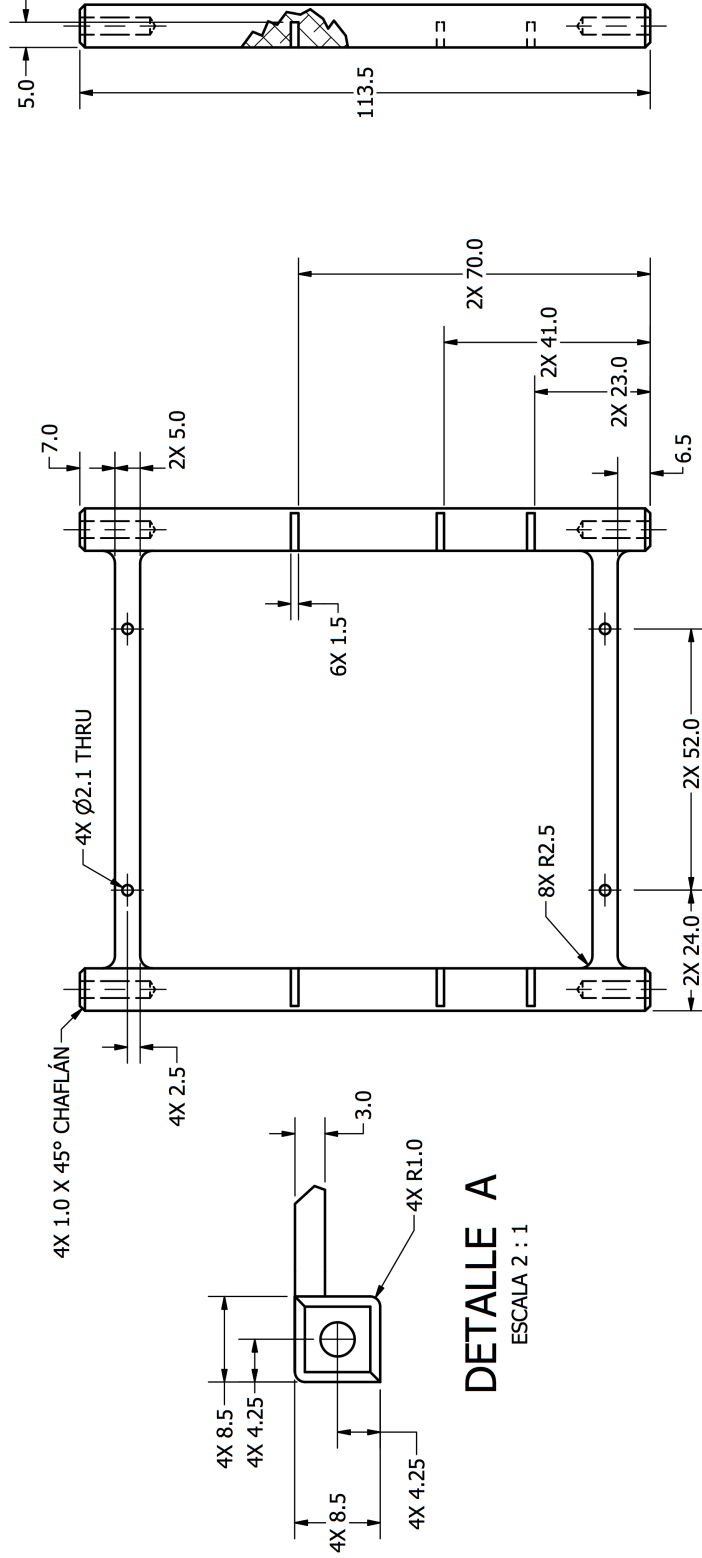
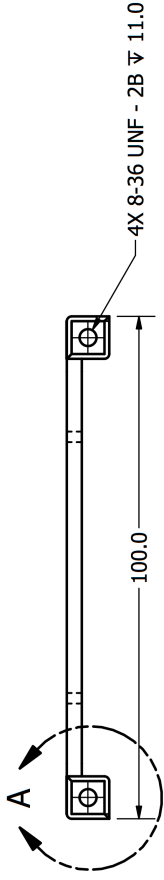


UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 Avenida 11-05 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PRX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt UVG UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA		FECHA 20/04/2016	DISEÑADO POR B. GARCÍA
		FECHA 14/03/2016	DISEÑADO POR J. LARA
		FECHA	REVISADO POR A. VIAU
		FECHA	APROBADO POR V. AYERDI
TÍTULO: ASM-ST-BAS-001 STRUCTURE BASE ASSEMBLY		NÚMERO DE DIBUJO: 001	
FORMATO A3		ESCALA: 1:2	
PÁGINA 2 DE 8		UNIDADES: PIM	
REV A		REV A	

TOOMAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGUN APLICACIÓN 2-205. TOLERANCIAS GENERALES LINEAL X ± 0.1 XX ± . XXX ± . ANGULAR ± . FRACCIONES ± . RUGOSIDAD SUPERFICIAL 1.6 µm		
MATERIAL TRATAMIENTO MASA 0.163 kg		NÚMERO DE REVISTOS CUBESAT PHASE III AND IV TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN O DISTRIBUCIÓN SIN PERMISO POR ESCRITO DE LA INSTITUCIÓN, PODRÁ AUTORIZARSE POR LA INSTITUCIÓN.

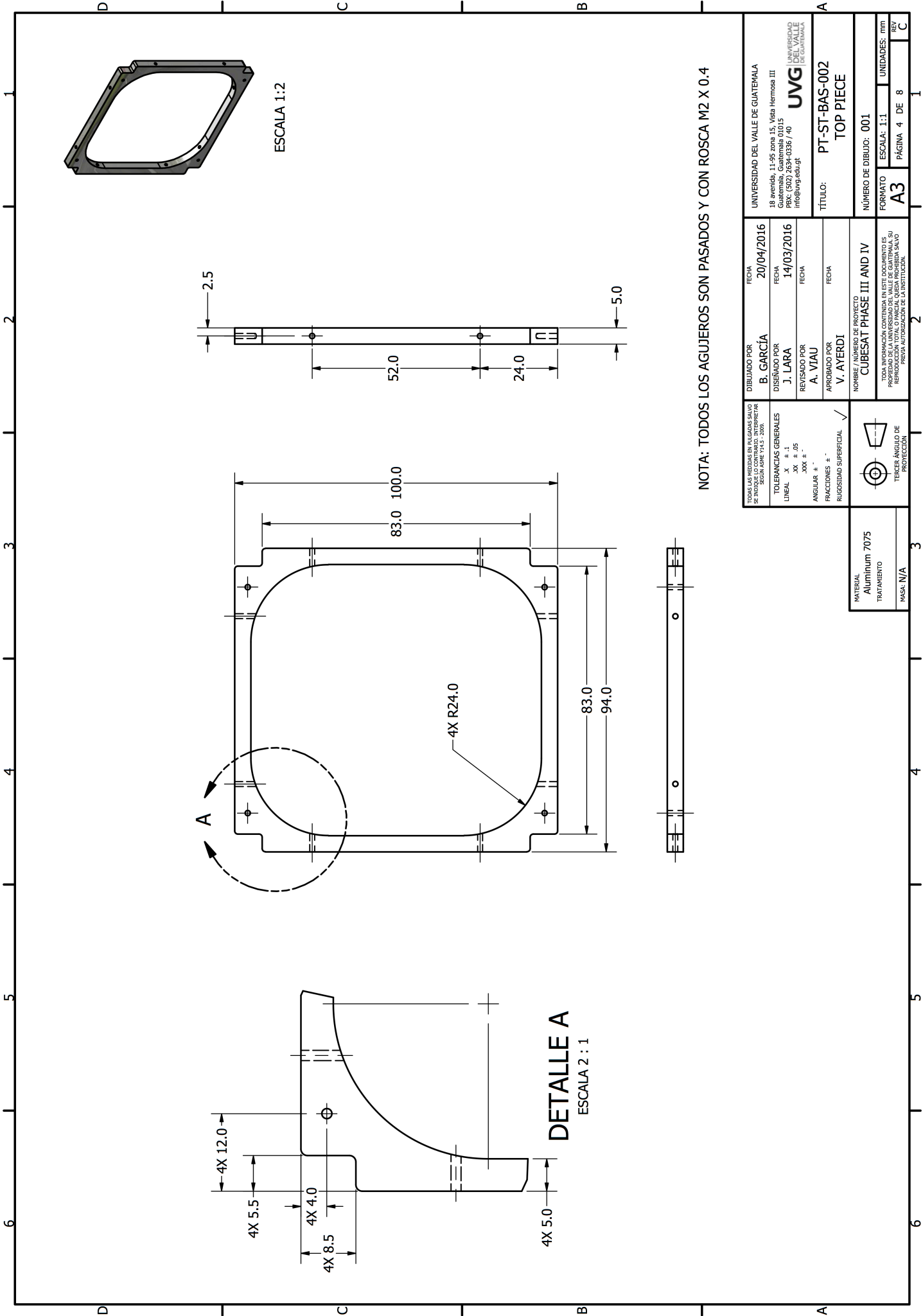


ESCALA 1:2



DETALLE A
ESCALA 2 : 1

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 Avenida 11-05 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PRX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt		UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 Avenida 11-05 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PRX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt	
DIBUJADO POR J. LARA	FECHA 21/04/2016	DISEÑADO POR B. GARCÍA	FECHA 14/03/2016
REVISADO POR A. VIAU	FECHA (blank)	APROBADO POR V. AYERDI	FECHA (blank)
TOLERANCIAS GENERALES LINEAL X ± 0.1 XX ± 0.05 XXX ± 0.1		TÍTULO: PT-ST-BAS-002 LATERAL PIECE	
TOODAS LAS MEDIDAS EN MILIMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGUN ISO 14717-2:2005		NÚMERO DE DIBUJO: 002	
ANGULAR ± ° FRACCIONES ± - RUGOSIDAD SUPERFICIAL 1.6 µm		FORMATO A3	
MATERIAL Aluminum 7075 TRATAMIENTO ANODIZADO MASKA: N/A		UNIDADES: mm PÁGINA 3 DE 8	
NOMBRE / NÚMERO DE SERVIDOR CUBESAT / PHASE III AND IV		ESCALA: 1:1	
TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN O DISTRIBUCIÓN SIN PERMISO AUTORIZADO DE LA INSTITUCIÓN.		REVISADO POR C	

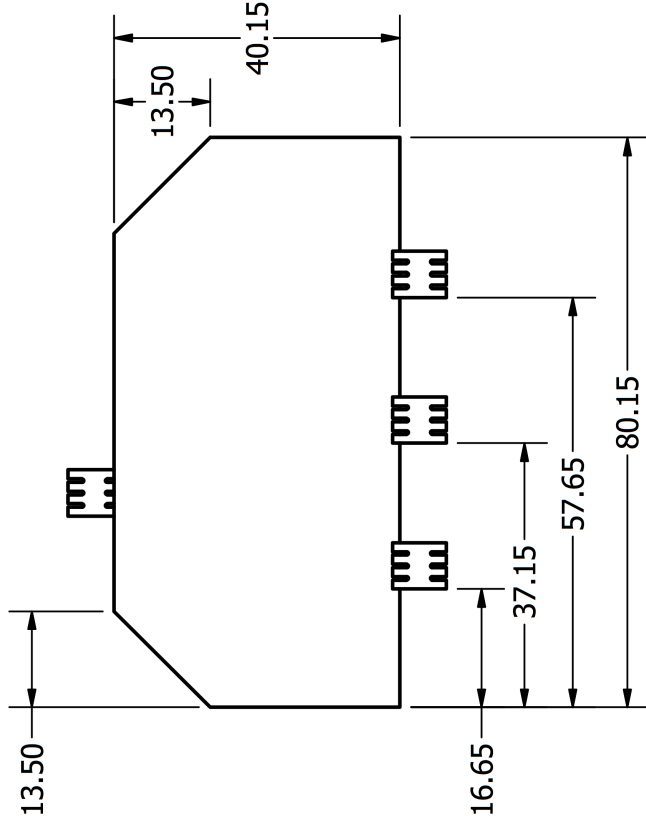


NOTA: TODOS LOS AGUJEROS SON PASADOS Y CON ROSCA M2 X 0.4

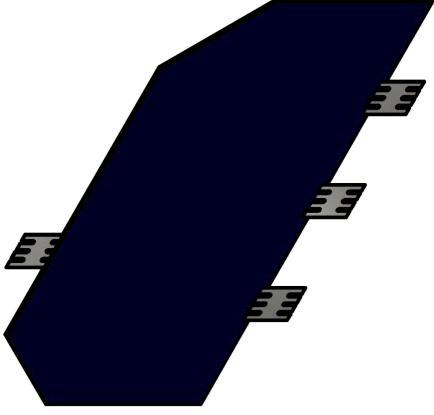
UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 Avenida 11-05 zona 15, Udea Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PRX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt	UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 Avenida 11-05 zona 15, Udea Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PRX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt
DISEÑADO POR B. GARCÍA	FECHA 20/04/2016
DISEÑADO POR J. LARA	FECHA 14/03/2016
REVISADO POR A. VIAU	FECHA
APROBADO POR V. AYERDI	FECHA
NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO CUBESAT PHASE III AND IV	NÚMERO DE DIBUJO: 001
TÍTULO: PT-ST-BAS-002 TOP PIECE	
FORMATO A3	
ESCALA: 1:1	
UNIDADES: MM	
PÁGINA: 4 DE 8	
REV: C	

MATERIAL Aluminum 7075
TRATAMIENTO
MASKA: N/A

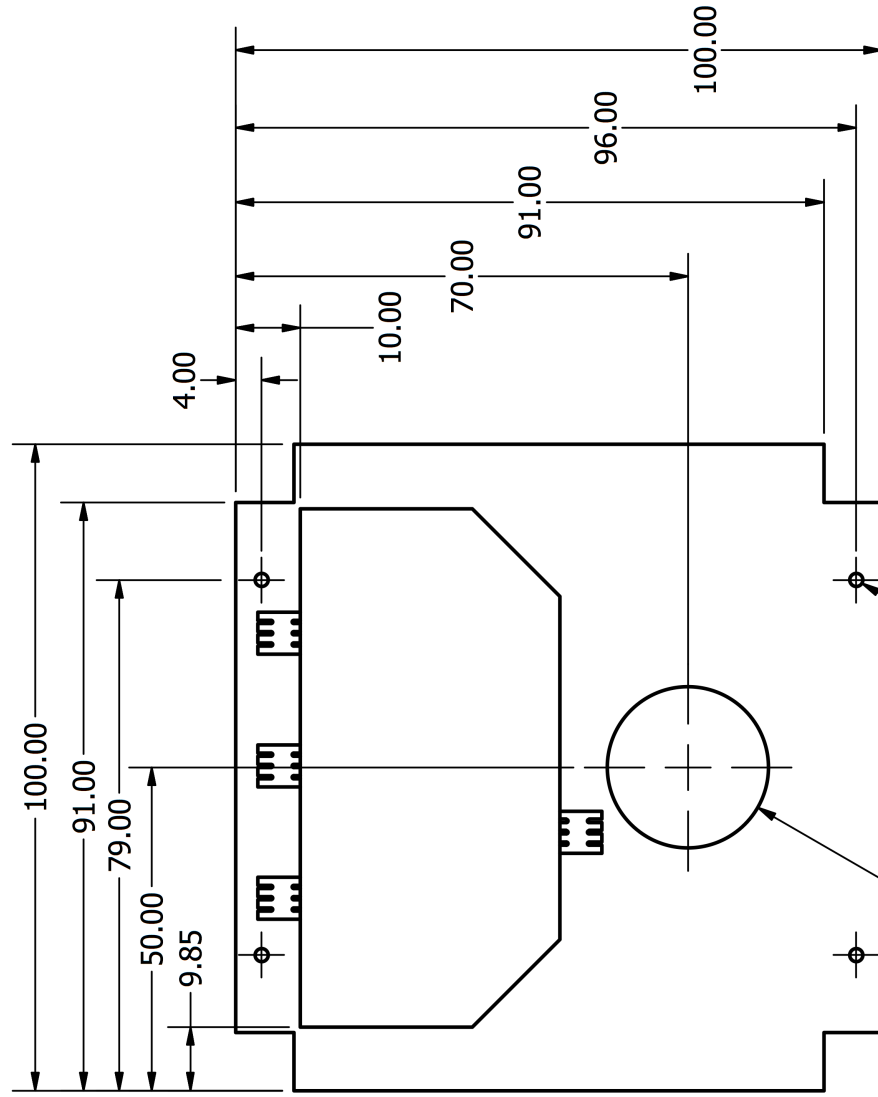
 TOOMAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGUN ISO 1:143 - 2003.
TOLERANCIAS GENERALES LINEAL X ± .1 XX ± .05 XXX ± . ANGULAR ± FRACCIONES ± RUGOSIDAD SUPERFICIAL ✓
 TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN O DISTRIBUCIÓN SIN LA DEBIDA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.



NOTA: DIMENSIONES CONECTOR = 6.5 X 7.53 mm
 ESPESOR CONECTORES = 0.025 mm
 ESPESOR CELDAS SOLARES = 0.28 mm



UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt		DIBUJADO POR J. LARA	FECHA 05-010-2017
TOLERNCIAS GENERALES LINEAL .X ± .XX ± .XXX ± ANGULAR ± FRACCIONES ± RUGOSIDAD SUPERFICIAL ✓		DISEÑADO POR AZURSPACE	FECHA
TITULO: AZURSPACE 3G30A CELDAS SOLARES		REVISADO POR	FECHA
NÚMERO DE DIBUJO: PWR-001		APROBADO POR	FECHA
NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO CUBESAT UVG FASE III Y IV		NÚMERO DE DIBUJO: PWR-001	
MATERIAL		FORMATO A4	
TRATAMIENTO		ESCALA: 1:1	
MASA: 0.002 kg		UNIDADES: mm	
TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN		PÁGINA 5 DE 8	
TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.		REV B	

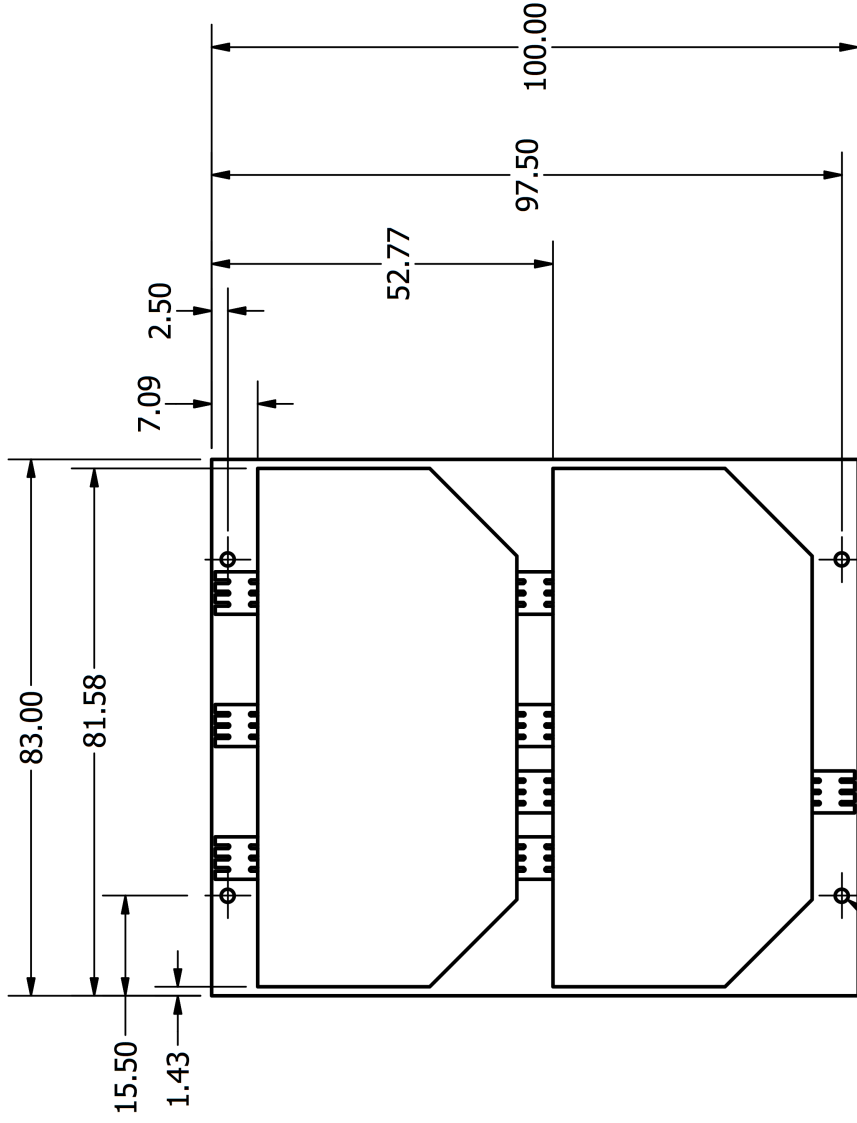


UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt		FECHA 05-10-2017	DIBUJADO POR J. LARA	FECHA 05-10-2017	UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
TOLERANCIAS GENERALES LINEAL .X ± .XX ± .XXX ± ANGULAR ± FRACCIONES ± RUGOSIDAD SUPERFICIAL ✓		FECHA 04-02-2017	DISEÑADO POR D. GARCÍA	FECHA 04-02-2017	TÍTULO: PANEL SOLAR INFERIOR
TODAS LAS MEDIDAS EN DIMENSIONES SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO, INTERPRETAR SEGUN ASME Y14.5 - 2009.		FECHA	REVISADO POR	FECHA	
MATERIAL		NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO CUBESAT UVG FASE III Y IV		NÚMERO DE DIBUJO:	
TRATAMIENTO		TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.		ESCALA: 1:1.5 UNIDADES: mm	
MASA: N/A				PÁGINA 6 DE 8	
				REV A	

4 X M2

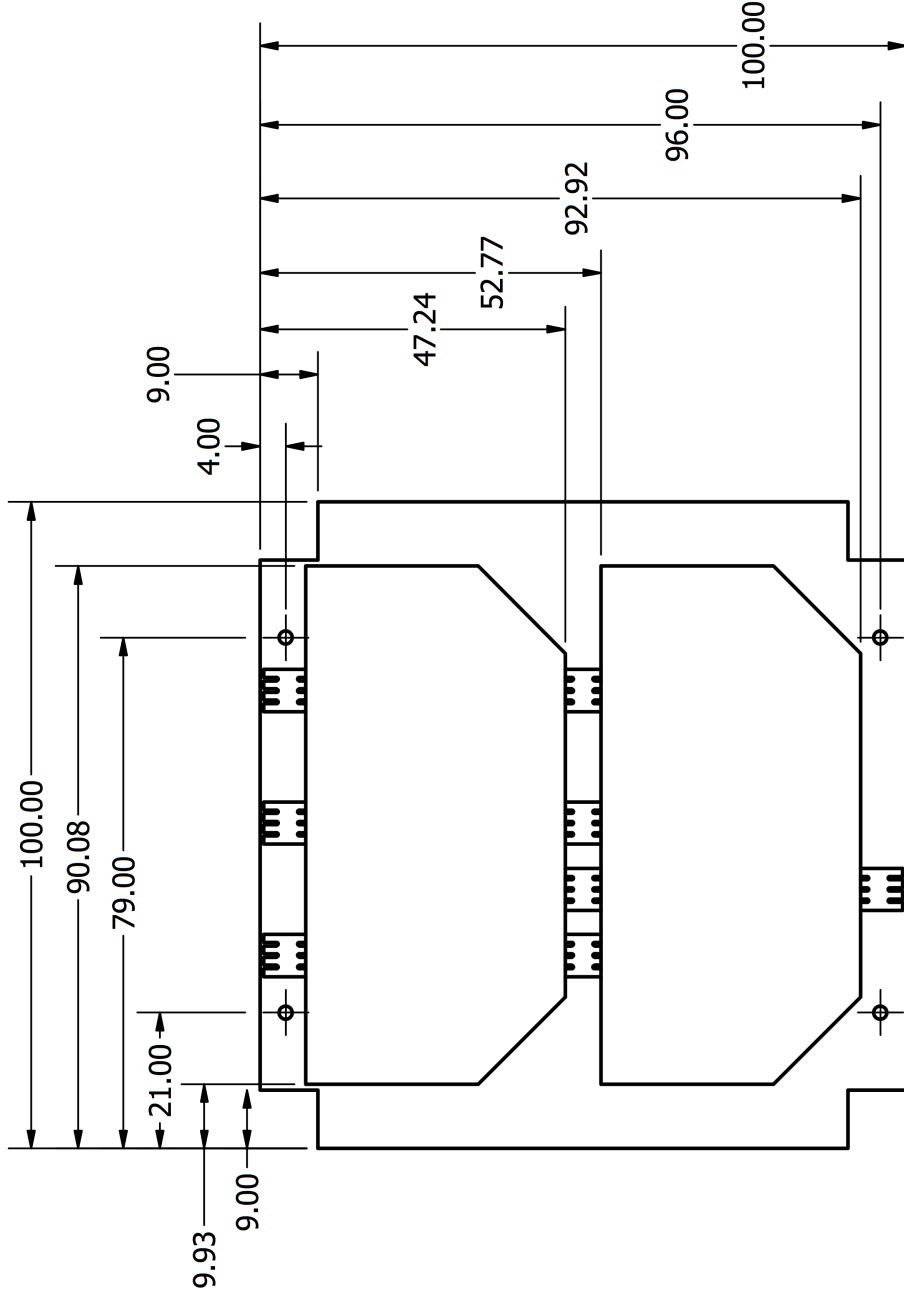
Ø25.00

NOTA: EL ESPESOR DEL PANEL
ES DE 1.5 MM



UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt		UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA	
DIBUJADO POR J. LARA		FECHA 10-02-2017	TÍTULO: PANELES SOLARES LATERALES
DISEÑADO POR D. GARCÍA		FECHA 04-02-2017	
REVISADO POR		FECHA	
APROBADO POR		FECHA	
NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO CUBESAT UVG FASE III Y IV		NÚMERO DE DIBUJO:	
TOLERANCIAS GENERALES LINEAL .X ± .XX ± .XXX ± ANGULAR ± FRACCIONES ± RUGOSIDAD SUPERFICIAL ✓		FORMATO A4	
TODAS LAS MEDIDAS EN DIMENSIONES SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO, INTERPRETAR SEGUN ASME Y14.5 - 2009.		ESCALA: 1:1	
TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN		UNIDADES: mm	
MATERIAL		PÁGINA 7 DE 8	
TRATAMIENTO		REV B	
MASA: N/A			





UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt		FECHA 05-10-2017	DIBUJADO POR J. LARA	FECHA 05-10-2017	UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
TOLERANCIAS GENERALES LINEAL .X ± .XX ± .XXX ± ANGULAR ± FRACCIONES ± RUGOSIDAD SUPERFICIAL √		FECHA 04-02-2017	DISEÑADO POR D. GARCÍA	FECHA 04-02-2017	UVG
MATERIAL		FECHA	REVISADO POR	FECHA	TÍTULO: PANEL SOLAR SUPERIOR
TRATAMIENTO	NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO CUBESAT UVG FASE		APROBADO POR	FECHA	NÚMERO DE DIBUJO:
MASA: N/A	TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN		FORMATO A4		
TODAS LAS MEDIDAS EN DIMENSIONES SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO, INTERPRETAR SEGUN ASME Y14.5 - 2009.		TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.		ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
				PÁGINA 8 DE 8	REV B

XI. GLOSARIO

1. **ANSYS:** Es un software integral que abarca toda la gama de la física, proporcionando acceso a cualquier campo de simulación de ingeniería que requiera un proceso de diseño.
2. **Apogeo:** Es el punto en una órbita elíptica alrededor de la Tierra, en el que un cuerpo se encuentra más alejado del centro de ésta.
3. **Perigeo:** Contrario al apogeo, es el punto más cercano a la Tierra. En órbita circular no existe una gran diferencia entre estos dos valores.
4. **Nadir:** Se denomina nadir a la intersección entre la vertical del observador y la esfera celeste, en este caso la Tierra. Es decir, si se imagina una recta que pasa por el centro de la Tierra y por nuestra ubicación en su superficie, el nadir se encuentra sobre esa recta, por debajo de nuestros pies. En sentido contrario se encuentra el cenit.
5. **Centroide:** Es la intersección de todos los planos que dividen a x en dos partes de igual volumen.
6. **COTS:** Commercial Off-The-Shelf o Producto de Caja. Son componentes de gran venta comercial por lo que son de bajo costo y está disponibles a todo el público.
7. **Eclipse:** Es un fenómeno en el que la luz procedente de un cuerpo celeste es bloqueada por otro.
8. **ISS:** International Space Station, por sus siglas en inglés, es una gran nave espacial que órbita alrededor de la Tierra. Es el hogar de los astronautas. Aquí se prueban experimentos científicos desarrollados en la Tierra.
9. **Mitigación:** Es la reducción de la vulnerabilidad, es decir la atenuación de los riesgos potenciales.
10. **Redundancia:** Es una medida de seguridad ante la posible falla de un componente, es decir. si un componente deja de funcionar, automáticamente entra en función el otro componente con las mismas características para que la misión no se acabe. Se utiliza redundancia en los componentes que son más importantes para el satélite (Computadora a Bordo)