

INSTITUTO TECNOLÓGICO Y DE ESTUDIOS SUPERIORES DE MONTERREY

CAMPUS MONTERREY



Desarrollo de un Nanosatélite CubeSat 2U para el Monitoreo de la Circulación Meridional de Retorno del Sur

Integrantes

Matrícula

Eduardo Juárez Hernández	A01749005
Isaac Alexis López Paredes	A01747148
Juan Pablo Solís Ruíz	A01067387
Rubén Castillo Fernández	A01721993

Profesores:

Antonio Hernández Gómez
Mauricio Alberto Garza Castañón
José Rodrigo Salmón Folgueras
Marvin Montoya Rangel
Claudia Bautista Flores
Francisco Montes
Luisa Fernanda Chaparro Sierra

Fecha

7 de junio de 2025

Índice general

Nota: Este documento es un extracto del reporte final. El siguiente índice lista únicamente las secciones incluidas en este extracto.

6. Subsistema implementado: Antena a bordo	36
6.1. Introducción	36
6.2. Metodología de diseño	37
6.2.1. Justificación	37
6.2.2. Selección del sustrato	38
6.2.3. Parámetros de diseño	39
6.3. Simulación electromagnética	40
6.4. Implementación y validación del prototipo	41
6.5. Propuesta de sistema de comunicaciones	43
6.5.1. Componentes seleccionados	43
6.5.2. Presupuesto de enlace	46
6.6. Conclusiones y recomendaciones	48
 7. Pruebas en vacío de la antena a bordo	 49
7.1. Procedimiento	49
7.2. Resultados	50
 Bibliografía	 98

Capítulo 6

Subsistema implementado: Antena a bordo

6.1. Introducción

El sistema de comunicación es crítico en cualquier misión satelital, ya que permiten tanto el envío de comandos desde estaciones terrestres como la recepción de datos científicos. Uno de los elementos esenciales en este subsistema es la antena, responsable de transmitir y recibir señales electromagnéticas. En el caso de CubeSats, el diseño de antenas debe garantizar una ganancia suficiente, una buena adaptación de impedancias y compatibilidad estructural con la plataforma, todo ello sin emplear mecanismos de despliegue complejos. La Tabla 6.1 resume las principales restricciones de diseño.

En los últimos años se han utilizado varios tipos de antenas en CubeSats, incluyendo monopolos, dipolos, helicoidales y antenas de parche. Estas últimas han ganado popularidad ya que pueden proveer una mejoría considerable de ganancia (y en consecuencia mayor transmisión de datos) respecto a las antenas de dipolo. Además son ligeras, de bajo costo, fáciles de fabricar y no requieren mecanismos de despliegue [58].

Una antena de parche consiste en un conductor plano sobre un sustrato dieléctrico con un plano de tierra en su base. Comúnmente tienen un ancho de banda reducido, sin embargo, existen formas de optimizar su desempeño. Una de ellas es utilizando geometría fractal. Un fractal es una geometría generada de forma recursiva que tiene dimensiones fraccionarias. Las antenas con esta estructura hacen un mejor uso del área disponible y se han propuesto para operar en más de una frecuencia [60].

En este proyecto, se propone el diseño de parche fractal en banda S, con doble banda de operación, integrada con el sistema de adquisición de imágenes del CubeSat. Este diseño busca cumplir con las restricciones impuestas por la plataforma (tabla 6.1) mediante un diseño compacto y ligero, el uso de materiales comerciales y una geometría plana sin despliegue. Además se consideran variables críticas como el coeficiente de reflexión, la ganancia y la resistencia térmica. El presente capítulo describe la metodología seguida, las simulaciones realizadas, los parámetros de diseño seleccionados, y finalmente, los resultados obtenidos.

Tabla 6.1: Restricciones en el diseño de antenas impuestos por la plataforma de CubeSat [14, 58, 59]

Restricción	Descripción
Tamaño y Masa	Ligero y compacto para ajustarse a la superficie de un CubeSat de 10 cm × 10 cm en el caso de 1U.
Despliegue	El mecanismo de despliegue debe ser elegido o diseñado para minimizar el riesgo de fallo en el despliegue.
Banda de Frecuencia y Ancho de Banda	Establecido por las especificaciones de la misión y asignado por la Unión Internacional de Telecomunicaciones.
Coeficiente de reflexión S_{11}	Menor a -10 dB.
Ganancia	Debe ser al menos de 2 dB en banda S.
Margen de Enlace	Mayor a 6 dB para asegurar una comunicación confiable.
Entorno Espacial y Durabilidad	Resistir variaciones térmicas de -40 a +85 grados Celsius. Debe pasar pruebas de ciclo térmico al vacío y de vibración.
Costo	Uso de materiales comerciales para reducir el presupuesto.
Polarización	Polarización circular para reducir pérdidas por desajuste de polarización. El axial ratio debe ser menor a 3 dB.

6.2. Metodología de diseño

6.2.1. Justificación

La misión tiene como objetivo principal la observación de la Southern Meridional Overturning Circulation (SMOC) mediante sensores infrarrojos en un CubeSat de 2U en una órbita solar sincrónica, con una altitud de 650 km e inclinación de 97°. Como se muestra en la tabla 6.1, la antena deberá tener una ganancia mínima de 2 dB, un coeficiente de reflexión S_{11} menor a -10 dB y debe respetar las restricciones geométricas de 100 mm × 100 mm × h. Además, se requiere una polarización circular para maximizar la eficiencia del enlace de bajada con la estación terrestre.

Debido a la naturaleza de la misión, la carga útil requiere observación continua del océano. Esta configuración puede ser aprovechada para utilizar antenas directivas y que por lo tanto requieran menos potencia sin comprometer el desempeño del enlace de comunicación [61]. Las antenas de parche son una solución ideal para este fin. Además, al utilizar la geometría fractal es posible obtener una antena con dos frecuencias resonantes, una para recepción y otra para transmisión, mientras se mantiene un área reducida y una apertura para la carga útil. Con ello es posible utilizar una misma cara para la antena y el sistema de observación, optimizando el espacio y dejando más caras disponibles para paneles solares. Finalmente, se evita el uso de antenas desplegables o sistemas adicionales lo cual ayuda a reducir el riesgo de fallos en los mecanismos móviles [58].

Por otro lado, la elección de operar en banda S (2-4 GHz) está justificada por consideraciones de normativa y razones científicas. Esta banda está asignada a servicios satelitales de operación

espacial (2025–2110 MHz), investigación espacial (2200–2290 Mhz) y servicios satelitales amateur (2400–2450 MHz) [62]. Para una misión enfocada en la observación de la SMOC con imágenes de alta resolución, se requieren transmisiones de grandes volúmenes de datos. La banda S permite establecer enlaces de alto bit-rate con estaciones terrestres sin aumentar el tamaño y peso de la antena. Además, debido a las características de la órbita de operación (LEO-SSO), el tiempo de contacto con la estación es limitado [48]. Por tanto, la banda S es una opción viable para transmitir datos con mayor velocidad que las bandas VHF/UHF (muy alta frecuencia y ultra alta frecuencia) tradicionales, mientras que sigue siendo más accesible que bandas más complejas y costosas como la X [58].

A continuación se detalla el proceso de selección del sustrato, los parámetros de diseño y la geometría del fractal de la antena de parche propuesta.

6.2.2. Selección del sustrato

El dieléctrico que se seleccionó para el diseño de la antena de parche fue FR4, un laminado de fibra de vidrio tejida con un aglutinante de resina epoxi [63]. Esta decisión se tomó con base en su equilibrio entre costo, facilidad de fabricación y rendimiento en etapas de prototipado. Este material, ampliamente utilizado en tecnologías de placa de circuito impreso (PCB por sus siglas en inglés), ofrece una permitividad relativa de $\epsilon_r \sim 4.3$, tangente de pérdida $\tan \delta \sim 0.02$ y grosor $h = 1.6$ mm [64]. Técnicas como el uso de espaciadores de aire y superposición de capas mitigan sus pérdidas dieléctricas, logrando ganancias de hasta 25.6 dB en arreglos 8×8 [64].

No obstante, su degradación térmica por encima de 300°C [65] limita su aplicabilidad en entornos espaciales extremos. Para misiones avanzadas, materiales como el Rogers RT/duroid[©] [61] resultan más adecuados debido a su menor $\tan \delta$ (~ 0.0012) y estabilidad ante radiación.

Algunas ventajas clave que tiene el FR4 son:

- **Costo reducido:** Ideal para prototipos, donde la optimización requiere múltiples iteraciones [14].
- **Integración PCB:** Compatibilidad con técnicas estándar (grabado químico, microstrip), facilitando la fabricación de geometrías multibanda [66].
- **Adaptabilidad:** Permite ajustar capas dieléctricas o espaciadores para optimizar ancho de banda y ganancia [64].
- **Robustez mecánica:** Resistencia a vibraciones durante lanzamiento y humedad moderada [65].

Por otro lado, aunque el FR4 es óptimo para validación conceptual, su rendimiento en órbita se ve comprometido por:

- **Pérdidas dieléctricas:** Reducen la eficiencia radiante en aplicaciones de alta potencia.
- **Dependencia frecuencial:** $\epsilon_{r_{eff}}$ varía cuadráticamente con la frecuencia ($\epsilon_{r_{eff}} \propto f^2$), requiriendo compensación en diseños multibanda [66].
- **Degradación química:** Liberación de compuestos volátiles bajo vacío [65].

Para misiones críticas, se recomienda transicionar a sustratos como el Rogers RT/duroid[©] 5870, que mantienen estabilidad dieléctrica ($\Delta\epsilon_r < 0.05$) en rangos de -55°C a 125°C [61].

6.2.3. Parámetros de diseño

Una vez elegido el sustrato se definió la frecuencia de resonancia de la antena f_r en 2.45 GHz. Con ello se obtienen el ancho W del parche radiador [60]:

$$W = \frac{c}{f_r \sqrt{\frac{\epsilon_r + 1}{2}}} \quad (6.1)$$

Donde c es la velocidad de la luz en el vacío y ϵ_r es la permitividad dieléctrica relativa del sustrato. Ahora se sigue el procedimiento detallado en [14] para construir un fractal anisotrópico de Zhanbanev. Como se muestra en la figura 6.1, se comienza con un cuadrado de dimensiones $W = 2L$. Después, se realiza un corte de un cuadrado en el centro con lados de longitud L . Ahora, se forma el fractal dependiendo del orden jerárquico n deseado. En nuestro caso ($n = 1$), la antena tendrá dos parches cuadrados de longitud efectiva L_1 y L_2 , lo que resultará en dos frecuencias de operación. L_2 se obtiene con:

$$L_2 = \sqrt{2} \left(\frac{1}{2} + \sum_{n=1}^N \left(\frac{1}{3^n} \right) \right) L_1 \quad (6.2)$$

Por lo tanto los lados de los fractales cuadrados del primer nivel tienen como dimensiones $H = L/3$.

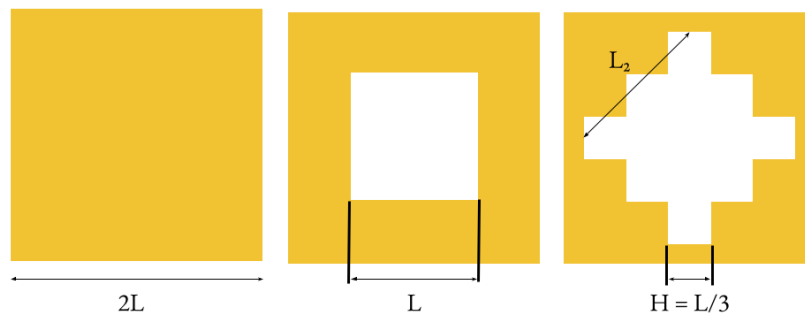


Figura 6.1: Formación del parche radiador de la antena de acuerdo con la formación jerárquica de fractal anisotrópico.

Para integrarse con el sistema de adquisición de imágenes, la antena tiene un agujero circular de diámetro $d = 36$ mm. Se determinó que la antena se colocará en una de las caras laterales. Para ser compatible con los rieles y poder ajustarse a la estructura, las dimensiones generales de la antena son 84 mm x 108 mm.

Finalmente, el punto de alimentación desde el centro de la antena es (31,33) mm. Como puerto se utilizó un conector SMA hembra. El diseño final de la antena se muestra en la figura 6.2 y la tabla 6.2 resume los parámetros de diseño.

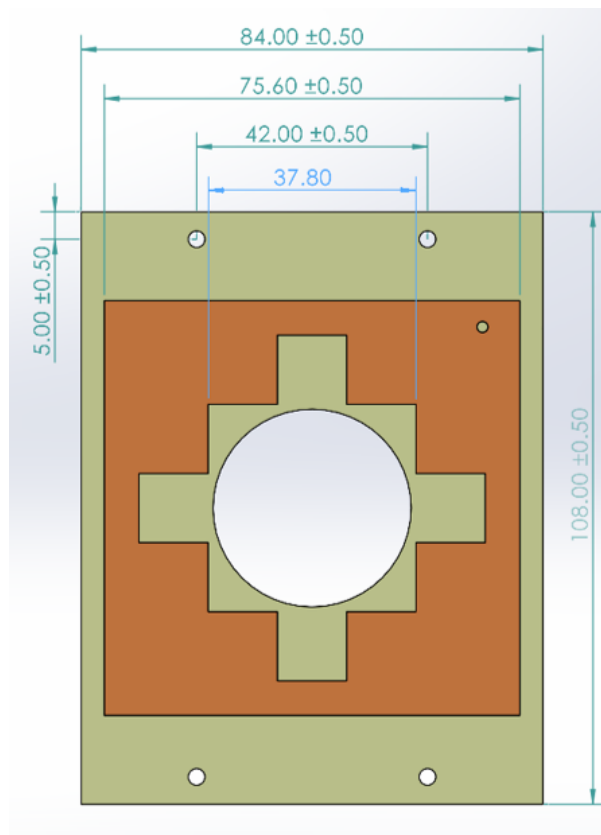


Figura 6.2: Modelo 2D de la antena

Tabla 6.2: Parámetros de diseño de la antena fractal

Parámetro	Valor (mm)
L	37.8
2L	75.6
d	36
L_1	37.8
L_2	44.548
h	1.6
H	12.6

6.3. Simulación electromagnética

Para validar el funcionamiento esperado del diseño se realizaron simulaciones utilizando el Simulador de Estructuras de Alta Frecuencia (HFSS, por sus siglas en inglés) de ANSYS Electronics. La figura 6.3 muestra el coeficiente de reflexión S_{11} , el cual representa la proporción

de energía reflejada en el puerto de entrada de la antena [60]. Un valor por debajo de -10 dB indica una buena adaptación de impedancia, lo que garantiza que la mayor parte de la potencia se transfiere eficientemente hacia el espacio libre. Se observa que la antena presenta frecuencias de resonancia en 2.45 GHz y 2.06 GHz, con valores de S_{11} menores a -10 dB. Los anchos de banda correspondientes fueron de 72 MHz y 45 MHz, respectivamente.

En la figura 6.4 se muestra una ganancia de -1.07 dB para la frecuencia de 2.45 GHz. La ganancia es una medida de la capacidad de la antena para concentrar la energía radiada en una dirección específica, en comparación con una antena isotrópica [60]. Aunque este valor no es adecuado para aplicaciones espaciales, es suficiente como punto de partida para un primer prototipo. Para mejorar la ganancia, se sugiere incrementar el grosor del sustrato apilando varias capas, como se muestra en [14]. Como alternativa, en la sección 6.5 se presenta un diseño optimizado con mejor rendimiento electromagnético.

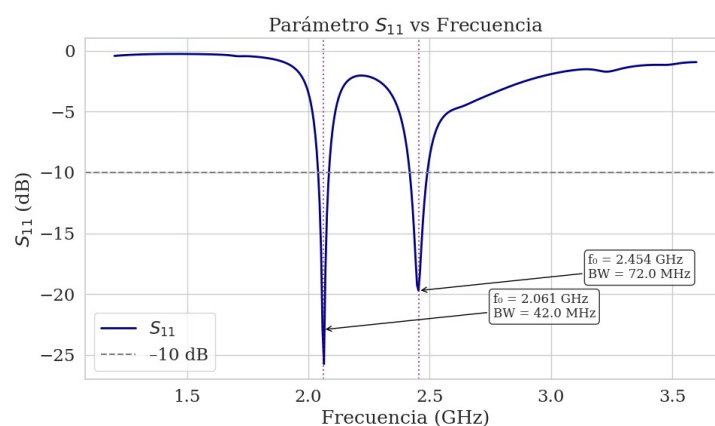


Figura 6.3: Coeficiente de reflexión S_{11} simulado para la antena implementada como prototipo con sustrato FR4. Se muestran las dos frecuencias de resonancia y su respectivo ancho de banda

6.4. Implementación y validación del prototipo

Para implementar y validar un prototipo funcional del sistema, se seleccionaron componentes electrónicos de bajo costo y fácil adquisición. En una futura iteración se contempla sustituir estos elementos por versiones diseñadas específicamente para operar en el entorno espacial. Esto se detalla más adelante en la sección 6.5.

La tabla 6.3 resume los componentes utilizados. La PCB de la antena se diseñó en el software de diseño electrónico KiCad. Posteriormente fue fabricada sobre un sustrato FR4 en una máquina ProtoMat S63 en el laboratorio de micro robótica en el Tecnológico de Monterrey Campus Monterrey, con ayuda del doctorando Daniel Hugo Solano Terán. El prototipo se puede visualizar en la figura 6.5 junto con la el sistema de comunicaciones de prueba. Este se basa en un transceptor (dispositivo de transmisión y recepción) de 2.4 GHz controlado por una Raspberry Pi Zero 2W. La antena se conecta al transceptor por medio de una línea coaxial de 50 ohms. En la figura 6.6 se muestran estas conexiones.

El módulo de radiofrecuencia empleado fue el E01-ML01DP5 [67]. Este dispositivo incorpora un transceptor nRF24L01 [68] con un amplificador de potencia (PA) y un amplificador de bajo ruido (LNA). Opera en la banda internacional ISM (Industrial Científica y Médica) de

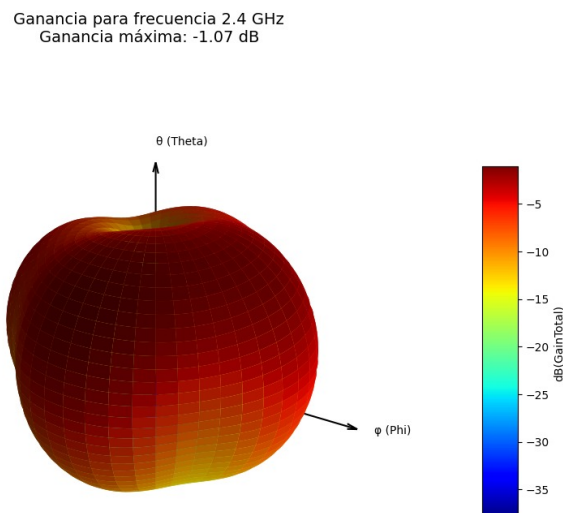


Figura 6.4: Patrón de radiación simulado para el prototipo de antena con FR4. Se muestra una ganancia máxima de -1 dB para la frecuencia de transmisión (2.4 GHz).

2.4–2.525 GHz. Funciona a 3.3 V, con un rango de temperatura de operación de -40°C a 85°C . Su potencia máxima de transmisión es de 20 dBm, con un consumo típico de 130 mA, mientras que en recepción, el consumo es de 20 mA. Presenta una sensibilidad de -96 dBm a 250 kbps y admite tasas de datos de 2 Mbps, 1 Mbps y 250 kbps. Cuenta con conector SMA de 50 ohms.

Una vez montado el sistema se realizaron pruebas de comunicación con otro transceptor. Se logró una transmisión estable a una distancia de 85 m. Se transmitieron imágenes de prueba así como imágenes tomadas por los sensores infrarrojos MLX90640ESF a una tasa de 250 kbps. También se recibieron con éxito telecomandos desde otra antena.

Tabla 6.3: Componentes electrónicos para la implementación del prototipo.

Componente	Modelo	Datasheet
Sustrato de antena PCB	FR4	[63]
Transceptor 2.4 GHz	E01-ML01DP5 (nRF24L01P+PA+LNA)	[67]
Raspberry Pi 0	RPIZero2WH	[69]
Línea de transmisión coaxial	RG316 con conector SMA	N/A

Finalmente, como parte de la validación experimental del prototipo, una placa de FR4 y un módulo de nRF24L01 se sometieron a pruebas de vacío. El procedimiento se describe en el capítulo 7. Al finalizar la prueba no se observaron fallas estructurales, lo cual ayuda a tener una primera validación mecánica. Sin embargo, hace falta someter la antena también a pruebas térmicas y de vibración, así como realizar pruebas para caracterizar los parámetros electromagnéticos de la antena. Como trabajo futuro, es importante medir el patrón de radiación, la ganancia y el coeficiente de reflexión para validar los resultados de las simulaciones.

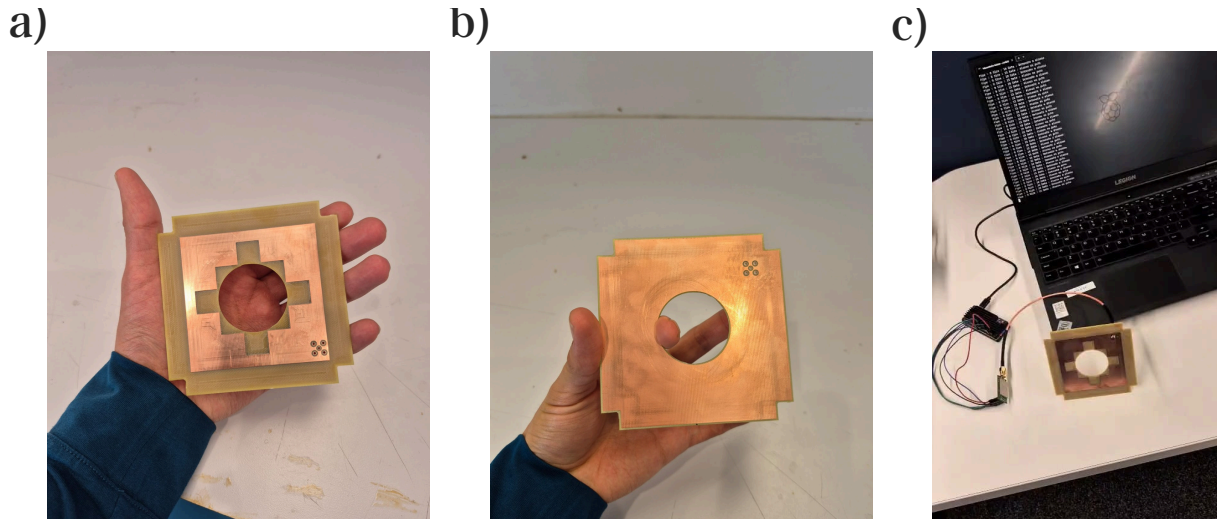


Figura 6.5: a) Vista frontal de la antena (parche radiador), b) Vista traseña (Tierra), C) Configuración de prueba del prototipo.

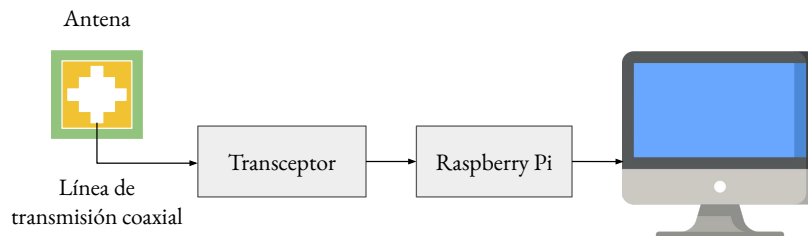


Figura 6.6: Configuración para validación del prototipo de comunicación implementado

6.5. Propuesta de sistema de comunicaciones

Con el objetivo de robustecer el sistema de comunicaciones para su operación en órbita, se propone una nueva configuración basada en componentes certificados y un rediseño de la antena de parche. Con ello se busca proponer un sistema completo que cumpla con los objetivos de eficiencia y confiabilidad que requieren los objetivos de la misión de observación de la SMOC.

Durante el desarrollo del prototipo inicial se utilizó como único transceptor el módulo nRF24L01 operando en una sola frecuencia dentro de la banda ISM por motivos de simplicidad y disponibilidad comercial. Sin embargo, en una misión en órbita se recomienda separar las frecuencias de transmisión (Tx) y recepción (Rx) dentro de la banda S, por ejemplo Tx en 2200-2290 MHz y Rx en 2025-2110 MHz, a fin de evitar interferencia entre canales, permitir operación simultánea (full-duplex), y cumplir con los estándares de comunicación espacial [62, 70].

6.5.1. Componentes seleccionados

Transceptor

Se seleccionó el *S-Band Transceiver* de *EnduroSat* (\$14,000 USD), diseñado específicamente para misiones CubeSat y probado en órbita [71]. Este transceptor opera en dos canales independientes para Tx y Rx: 2200-2290 MHz y 2025-2110 MHz respectivamente. Cuenta con

una potencia de salida de 26 dBm a 33 dBm (0.3 W - 2 W) y modulación compatible con el protocolo estándar CCSDS.

Diplexor

Para separar físicamente los canales de Tx y Rx se incorpora el *S-Band Diplexer* de Wiran, también probado en órbita. Este componente cuenta con dos puertos: para Tx en 2200-2290 y para Rx en 2025-2110 MHz [72]. Ofrece un pérdida de inserción de 1 dB y un aislamiento mayor a 75 dB para asegurar que la señal de Tx no interfiera con la de Rx. Su diseño también lo hace apto para integración directa con el subsistema de comunicaciones.

Rediseño del parche radiador

Para asegurar compatibilidad con las frecuencias de los componentes seleccionados, así como mejorar la eficiencia de radiación y estabilidad en condiciones espaciales, se propone re diseñar la antena de parche sobre el sustrato RT/duroid[©] 6006. Este material presenta una permitividad relativa elevada $\epsilon_r = 6.15$, lo que permite reducir las frecuencias de resonancia sin aumentar el tamaño físico del parche, lo cuál es crucial para mantener el sistema compacto. Además, su baja tangente de pérdida ($\tan \delta = 0.0019$) y sus propiedades térmicas lo hacen adecuado para aplicaciones espaciales, donde las variaciones extremas de temperatura y exposición a radiación pueden afectar materiales convencionales como el FR4 [73].

Con este nuevo material las dimensiones del parche fractal deben ajustarse al nuevo valor de ϵ_r y a las frecuencias de resonancia de 2.23 y 2.06 GHz que admiten el transceptor y diplexor. Sin embargo, es posible mantener las restricciones geométricas, incluyendo la apertura central de 36 mm para el sistema óptico y los cortes laterales para integrarse con los rieles de la estructura. En las figuras 6.7 y 6.8 se muestran las simulaciones para el re-diseño de la antena. Las frecuencias de resonancia fueron 2230 MHz y 2066 MHz con $L = 36.03\text{mm}$ y el feed en (27,29) mm. La ganancia para la frecuencia de Tx fue de 2.86 dB, una mejora considerable con respecto a la antena en FR4.

Integración y compatibilidad

En conclusión, esta nueva configuración (figura 6.9) permite un sistema de comunicaciones más confiable y orientado a su aplicación en un sistema completo de comunicaciones para CubeSats, especialmente aquellos que requieran transmisión de grandes volúmenes de datos en misiones de observación como la de este proyecto. El sistema propuesto tiene las siguientes ventajas:

- Alta eficiencia energética con componentes de bajo consumo y alta ganancia.
- Compatibilidad con enlaces CCSDS estandarizados
- Confiabilidad estructural y térmica con RT/duroid[©] 6006
- Capacidad de operación simultánea Tx/Rx gracias al diplexor especializado para banda S

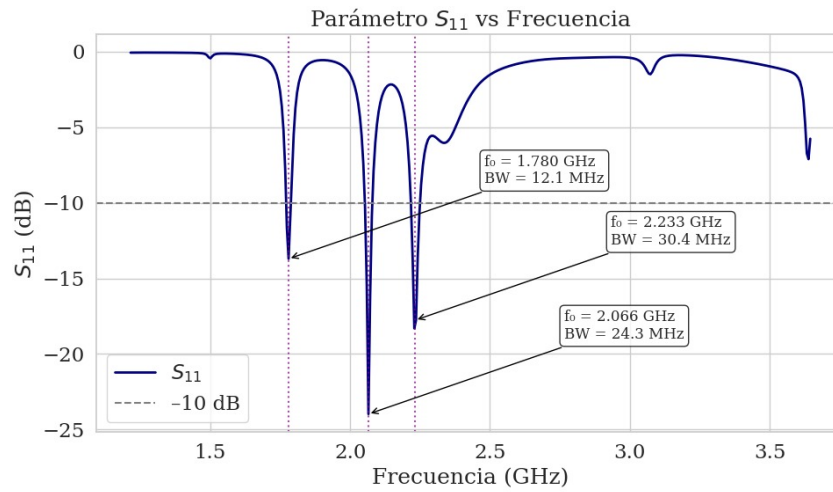


Figura 6.7: Patrón de reflexión S_{11} simulado para la antena implementada como prototipo con sustrato Rogers RT duroid 6006. Se muestran las dos frecuencias de resonancia y su respectivo ancho de banda

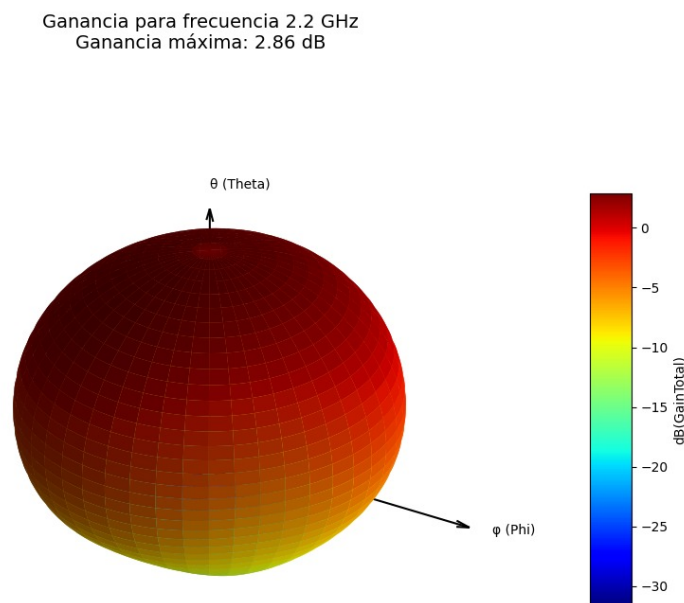


Figura 6.8: Patrón de radiación simulado para la antena con Rogers RT/duroid[©] 6006. Se muestra una ganancia máxima de 2.86 dB para la frecuencia de Tx (2.23 GHz).

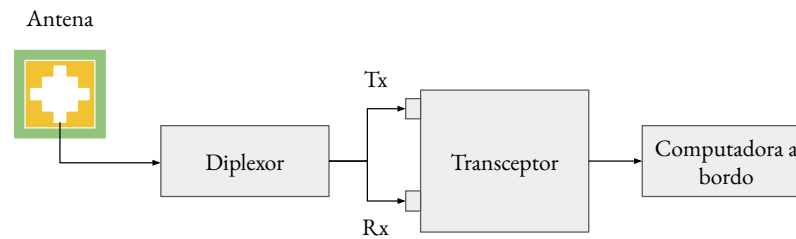


Figura 6.9: Configuración del sistema de comunicaciones ideal propuesto. La antena sería fabricada en un sustrato Rogers RT/duroid[®] 6006 y para el transceptor y diplexor se proponen componentes comerciales [71, 72].

6.5.2. Presupuesto de enlace

A partir de este sistema de comunicaciones se realizó un análisis de presupuesto de enlace con funciones del *Satellite Communications Toolbox* de MATLAB. Esto con el fin de evaluar la viabilidad de la comunicación entre el satélite y la estación terrestre. Primero se calculan los intervalos de acceso, utilizando como entrada los elementos orbitales que se muestran en la tabla 5.2 y la ubicación geográfica de la estación. La simulación evaluó, en pasos de tiempo discretos, si existía línea de vista y si la elevación del satélite superaba los 5°, en congruencia con lo reportado en [57]. Los resultados permitieron identificar las ventanas de comunicación durante un periodo de 7 días. Como resultado se obtuvo un período orbital de 97.7 minutos y un tiempo de acceso promedio de alrededor de 28 minutos, con 4 pasos por día. Considerando una tasa de datos de 250 kbps se tendría una capacidad de transmisión máxima de 58 MB por día.

A continuación se calculó el margen de enlace, que se define como la diferencia entre el E_b/N_0 (relación energía por bit a densidad espectral de ruido) recibido y el E_b/N_0 mínimo requerido para que la comunicación sea exitosa. Este margen representa cuánta reserva tiene el sistema frente a pérdidas adicionales no consideradas (como interferencias, atenuación atmosférica o variaciones de actitud del satélite). En general, un margen positivo indica que el sistema tiene capacidad suficiente para mantener una comunicación confiable; mientras que un margen bajo o negativo sugiere riesgo de fallo en el enlace [74]. En particular, se recomienda un margen de al menos 6 dB para un sistema de comunicación confiable en CubeSats [75].

Para este análisis se consideran los parámetros de hardware del sistema de comunicaciones propuesto que se muestran en la Tabla 6.4. Se contempla un sistema de comunicaciones con enlace de la estación al satélite (uplink) en 2.06 GHz y enlace del satélite a la estación (downlink) en 2.23 GHz, ambos dentro del rango asignado a la banda S. Para la antena se utiliza el diseño fractal de parche con la placa de Rogers, la cual tiene una ganancia simulada de 3 dB.

A bordo del satélite, se utiliza el transceptor S-band de EnduroSat, que permite una potencia máxima de transmisión de 33 dBm (comparado con 20 dBm del NRF24L01) y es compatible con la codificación estándar CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) [71]. Para el receptor del satélite, se considera una sensibilidad estimada de -100 dBm para una tasa de datos de 125 kbps y una relación ganancia/temperatura de ruido (G/T) de -21.2 dB/K, consistente con lo reportado en [75].

En la estación terrena ubicada en Monterrey, se configura una antena parabólica de 2 metros

de diámetro, con una ganancia estimada de 28 dBi, transmitiendo a 20 dBW (100 W) de potencia. El receptor terrestre presenta un G/T de 6.8 dB/K, valor razonable para estaciones universitarias o semi-profesionales, y también acorde a la literatura [75].

Las pérdidas de sistema tanto en el satélite como en la estación terrestre se establecen con el valor conservador por defecto de 5 dB según la herramienta de MATLAB. Estas incluyen pérdidas por conectores, cables, filtros, desalineaciones y efectos térmicos. Finalmente, se considera un (E_b/N_0) requerido de 10 dB, típico para enlaces CCSDS de baja tasa de error [75]. Como se muestra en la Figura 6.10, para ambos enlaces se tiene un enlace mayor a 6 dB durante las ventanas de acceso de 2 días, lo cual indica una alta confiabilidad del sistema propuesto.

Tabla 6.4: Parámetros utilizados para el análisis del presupuesto de enlace (*Link Budget*) del sistema de comunicaciones del CubeSat. Se presentan los valores considerados tanto para el *uplink* (transmisión desde la estación terrestre al satélite) como para el *downlink* (transmisión desde el satélite hacia la estación terrestre).

Parámetro	Unidad	Uplink	Downlink
Frecuencia	GHz	2.06	2.23
Potencia transmisión	dBW	20	3
Tasa de datos	Mbps	0.125	0.125
Ganancia antena Tx	dBi	28	3
Ganancia antena Rx	dBi	3	28
G/T receptor	dB/K	-21.2	6.8
E_b/N_0 requerido	dB	10	10

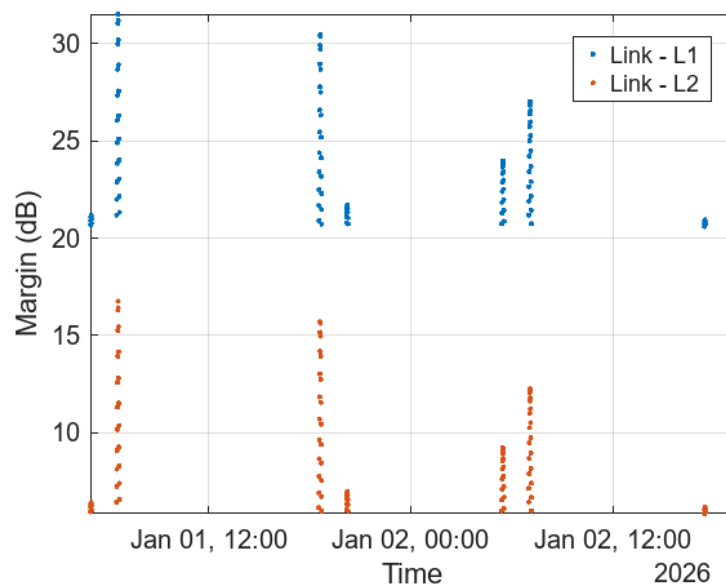


Figura 6.10: Margen de enlace calculado para el sistema de comunicación del CubeSat considerando las condiciones de operación en la órbita seleccionada. L1 es el enlace desde la estación terrestre al satélite y L2 desde el satélite hacia la estación. El análisis se realizó en MATLAB utilizando las ventanas de visibilidad durante un periodo de 2 días. 5.2.

6.6. Conclusiones y recomendaciones

Este trabajo permitió desarrollar y validar un prototipo funcional de una antena de parche fractal para su uso a bordo de un CubeSat enfocado en el monitoreo de la SMOC. El diseño permite el uso de dos frecuencias de operación en banda S, ideal para la transmisión con alta tasa de datos que requiere la observación continua del océano Austral. Además, su diseño compacto y ligero minimiza riesgos por mecanismos de despliegue y optimiza el espacio al compartir cara con el sistema óptico.

Utilizando un transceptor comercial NRF24L01 operando en la banda de 2.4 GHz se comprobó la efectividad de la antena fabricada en un sustrato FR4, verificando tanto su integración mecánica como su desempeño electromagnético. Se llevaron a cabo pruebas experimentales que incluyeron la simulación del coeficiente de reflexión (S_{11}) y la ganancia, así como el establecimiento exitoso de un enlace de datos entre dos módulos separados por una distancia de 85 m. Además, se realizaron ensayos en condiciones de vacío sin que se observaran fallas estructurales en la antena ni en las conexiones, lo que respalda la integridad física del sistema bajo condiciones similares a las de operación orbital.

Paralelamente, se desarrolló una propuesta para el sistema de comunicaciones que permitiría su implementación en una misión real. Esta incluye el uso de un transceptor certificado para aplicaciones espaciales, el S-Band Transceiver de EnduroSat, y un diplexor de la empresa WiRan, diseñado específicamente para operación en banda S con frecuencias separadas para transmisión (2200–2290 MHz) y recepción (2025–2110 MHz). Además, se diseñó la antena sobre un sustrato avanzado RT/duroid[®] 6006, cuya elevada permitividad y baja pérdida dieléctrica ofrecen un rendimiento electromagnético superior (ganancia simulada de 2.85 dB) y una mayor estabilidad térmica, cumpliendo con los requisitos del entorno espacial.

Adicionalmente, se realizó un análisis de presupuesto de enlace (link budget) considerando la órbita seleccionada y los componentes propuestos, lo que permitió calcular el margen de enlace esperado para el sistema. El resultado fue un margen de 6 dB, lo cual indica una reserva suficiente para compensar pérdidas no modeladas y asegurar una comunicación confiable durante las ventanas de acceso orbital.

Como recomendación principal, se propone realizar pruebas de caracterización física de la antena para validar los resultados obtenidos en simulación. Esto incluye la medición del coeficiente de reflexión (S_{11}), patrón de radiación y ganancia en laboratorio, así como ensayos de durabilidad térmica y resistencia mecánica. Además, la integración con un sistema transceptor más robusto y certificado para entornos espaciales también será fundamental para evaluar su desempeño real en misión. Estas acciones permitirán cerrar la brecha entre el modelo teórico y el rendimiento real, facilitando su incorporación efectiva al sistema completo del CubeSat.

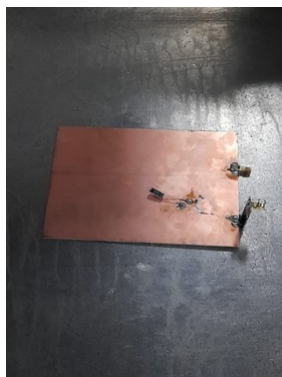
Capítulo 7

Pruebas en vacío de la antena a bordo

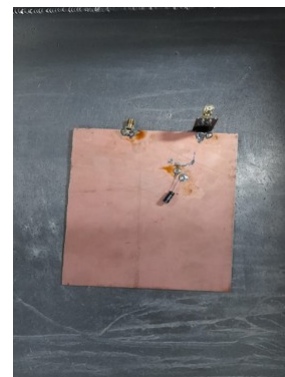
7.1. Procedimiento

En esta sección se describen las pruebas realizadas en vacío de los componentes utilizados para el prototipo del subsistema de antena a bordo del CubeSat. Las pruebas se realizaron en la empresa [Busch Vacuum Solutions](#). Este componente, que se describe en el capítulo 6, es crucial para la comunicación entre el satélite y la estación en Tierra, tanto para recibir comandos como para transmitir los datos científicos que se recopilen durante la misión. La figura 7.1 muestra los componentes probados: una placa PCB de FR4 en donde se soldaron un módulo de radiofrecuencia NRF24L01, un conector SMA y un capacitor. No se utilizó el prototipo final pero sí los mismos materiales y componentes, por lo que se puede evaluar su desempeño estructural.

Se realizó una prueba en medio vacío y otra en alto vacío. Para ello se utilizó primero una bomba HiScroll 46. Esta primera fase 1, duró 5 minutos y medio y se llegó hasta 10^{-2} mbar. Para la segunda fase se utilizó junto con la primera bomba una bomba turbomolecular HiPace® 80. De esta manera se llegó hasta hasta 10^{-5} mbar después de 7 minutos con 21 segundos. Las especificaciones las bombas se resumen en la tabla 7.1



(a) Después de la prueba de medio vacío.



(b) Después de la prueba de alto vacío

Figura 7.1: Componentes de la antena a bordo en la cámara de vacío. Se muestra una placa de circuito impreso en FR4, un módulo de radiofrecuencia, un conector SMA y un capacitor.



(a) Bomba scroll HiScroll 46



(b) Bomba turbomolecular HiPace® 80

Figura 7.2: Bombas de vacío utilizadas para realizar las pruebas.

Tabla 7.1: Características clave de las bombas HiPace® 80 Neo y HiScroll 46 para pruebas de vacío.

Característica	HiPace® 80 Neo (Turbomolecular)	HiScroll 46 (Scroll)
Tipo de bomba	Turbomolecular	Scroll (seca, sin aceite)
Velocidad de bombeo	N ₂ : 67 l/s	43 m ³ /h (~11,944 l/min)
Presión mínima alcanzable	No especificada directamente (alta compresión)	7×10^{-3} hPa
Voltaje de entrada	24 V DC ($\pm 10\%$)	100–127 / 200–240 V AC ($\pm 10\%$)
Consumo máximo de potencia	110 W	No especificado directamente

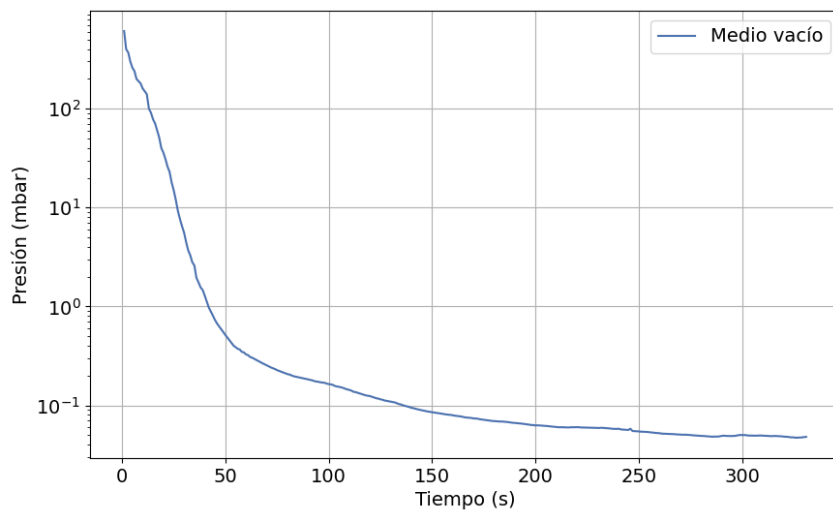
7.2. Resultados

Las figuras 7.3a y 7.3b muestran el comportamiento de la presión con respecto al tiempo dentro de la cámara de vacío. Las curvas se obtuvieron registrando manualmente la presión cada segundo.

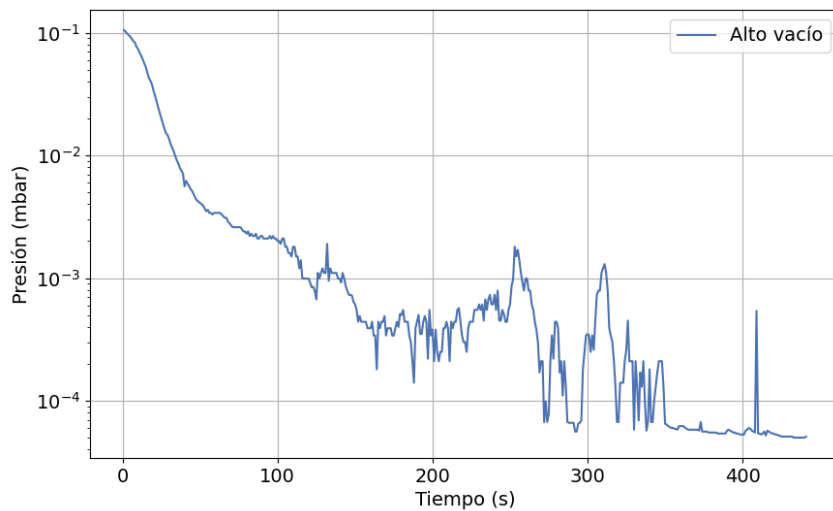
Durante la Fase 2 (figura 7.3b) se observó un descenso inicial continuo de la presión hasta aproximadamente 10^{-3} mbar, seguido por una región de oscilaciones, donde la presión no disminuye de manera sostenida y muestra inestabilidad, con valores que fluctúan entre 10^{-4} mbar y 10^{-3} mbar. Este comportamiento contrasta con la Fase 1, donde la presión disminuye de forma continua y sin oscilaciones significativas (figura 7.3a).

Tanto el FR4 como el NRF24L01, son componentes que pueden liberar gases en condiciones de vacío (*outgassing* [76]), lo cual podría explicar las fluctuaciones observadas en la presión durante la Fase 2. El material FR4, fabricado a partir de resina epóxica y fibra de vidrio, absorbe humedad del ambiente y posteriormente la libera al vacío. De igual forma, los componentes del módulo NRF24L01, como encapsulados plásticos y resinas, también pueden contribuir al desprendimiento de compuestos volátiles.

Esta interpretación se encuentra respaldada por el estudio de Scheuer et al. [76], donde se midieron tasas de *outgassing* para varios tipos de laminados FR4 después de irradiación. Los autores reportan que incluso con un horneado previo moderado (50°C), las tasas de *outgassing*



(a) Fase 1



(b) Fase 2

Figura 7.3: Presión contra tiempo en la cámara de vacío. a) En la fase 1 se llegó hasta 4.8×10^{-2} mbar durante 5 minutos, b) En la fase 2 se llegó hasta 5×10^{-5} mbar durante 7 minutos.

en FR4 permanecen en el orden de 10^{-8} torr·L·s $^{-1}$ ·cm $^{-2}$. Además, se observó que los sustratos con mayor contenido de resina (como los de TG bajo o medio) tienen mayor propensión a desorber gases bajo vacío, en comparación con laminados especiales como los Rogers, los cuales presentaron tasas de *outgassing* prácticamente nulas en condiciones similares.

En aplicaciones espaciales, este tipo de comportamiento puede ser crítico, ya que los gases pueden condensarse en componentes ópticos, térmicos o eléctricos sensibles, afectando la funcionalidad y confiabilidad del sistema a bordo. Por lo tanto, se recomienda realizar un horneado previo (*bake-out*), tal como sugieren estudios comparativos de compatibilidad con ultra-alto vacío [76]. Otra alternativa es utilizar laminados especializados como el Rogers RT

duroid 6006 que se propone en este proyecto para fabricar la antena (sección 6.5).

Cabe mencionar que, tras la prueba, no se observaron fallas estructurales visibles ni deformaciones en la PCB ni en el módulo NRF24L01 (figura 7.1), lo cual sugiere que, a pesar del desprendimiento de gases, los componentes mantienen su integridad mecánica en condiciones de vacío. Sin embargo, debido a que no se probó el prototipo final, no fue posible probar si la antena era capaz de transmitir después de estar en vacío. Como trabajo futuro, esta prueba ayudaría a confirmar la viabilidad del sistema en el entorno espacial.

- [47] H. Al-Hraishawi, H. Chougrani, S. Kisseleff, E. Lagunas, and S. Chatzinotas, "A Survey on Nongeostationary Satellite Systems: The Communication Perspective," *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 25, no. 1, pp. 101–132, 2023.
- [48] C. Nieto-Peroy and M. R. Emami, "CubeSat Mission: From Design to Operation," *Applied Sciences*, vol. 9, p. 3110, Aug. 2019. Publisher: MDPI AG.
- [49] ESA, "Types of orbits." https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits#P0, Mar. 2020. Accessed: May 23, 2025.
- [50] CSIS, "Popular Orbits 101." <https://aerospace.csis.org/aerospace101/earth-orbit-101/>, 2017. Accessed: May 24, 2025.
- [51] Z. Yang, P. Zhang, S. Gu, X. Hu, S. Tang, L. Yang, N. Xu, Z. Zhen, L. Wang, Q. Wu, F. Dou, R. Liu, X. Wu, L. Zhu, L. Zhang, S. Wang, Y. Sun, and W. Bai, "Capability of Fengyun-3D Satellite in Earth System Observation," *Journal of Meteorological Research*, vol. 33, pp. 1113–1130, Dec. 2019.
- [52] E. Haas, D. Moyer, and F. Luccia, "J14.5 MAINTAINING SNPP VIIRS REFLECTIVE SOLAR BAND SENSOR DATA RECORD QUALITY: ON-ORBIT UPDATE OF SCREEN TRANSMISSION AND SOLAR DIFFUSER BRDF PARAMETERS," 2015.
- [53] Y. Zhang, Y. Xu, and H. Zhou, *Theory and Design Methods of Special Space Orbits*. Singapore: Springer Singapore, 2017.
- [54] W. Lv, P. Yang, Y. Ding, Z. Wang, C. Lin, and Q. Wang, "Energy-Efficient and QoS-Aware Computation Offloading in GEO/LEO Hybrid Satellite Networks," *Remote. Sens.*, vol. 15, p. 3299, June 2023.
- [55] G. Tzanoulinos, N. Ait-Mohammed, and V. Lappas, "Design of CubeSat-Based Multi-Regional Positioning Navigation and Timing System in Low Earth Orbit," *Aerospace*, Dec. 2024.
- [56] J. Matar, M. Rodríguez-Cassola, G. Krieger, P. López-Dekker, and A. Moreira, "MEO SAR: System Concepts and Analysis," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 58, pp. 1313–1324, Feb. 2020.
- [57] M. A. El Moukalafe and K. Minaoui, "Communication Optimization Approach for S-Band LEO CubeSat Link Budget," in *WITS 2020* (S. Bennani, Y. Lakhrici, G. Khaissidi, A. Mansouri, and Y. Khamlichi, eds.), vol. 745, pp. 1001–1011, Singapore: Springer Singapore, 2022. Series Title: Lecture Notes in Electrical Engineering.
- [58] S. Liu, P. I. Theoharis, R. Raad, F. Tubbal, A. Theoharis, S. Iranmanesh, S. Abulgassem, M. U. A. Khan, and L. Matekovits, "A Survey on CubeSat Missions and Their Antenna Designs," *Electronics*, vol. 11, p. 2021, Jan. 2022. Number: 13 Publisher: Multidisciplinary Digital Publishing Institute.
- [59] H. H. Abdullah, A. Elboushi, A. E. Gohar, and E. A. Abdallah, "An Improved S-Band CubeSat Communication Subsystem Design and Implementation," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 45123–45136, 2021.

- [60] C. A. Balanis, *Antenna Theory: Analysis and Design*. John Wiley & Sons, Feb. 2016. Google-Books-ID: iFEBcGAAQBAJ.
- [61] A. Nascetti, E. Pittella, P. Teofilatto, and S. Pisa, "High-gain s-band patch antenna system for earth-observation cubesat satellites," *IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters*, 2015.
- [62] E. National Academies of Sciences and Medicine, *Handbook of Frequency Allocations and Spectrum Protection for Scientific Uses: Second Edition*. Washington, DC: The National Academies Press, 2015.
- [63] Laminated Plastics, *Technical Data Sheet FR-4*. Disponible en <https://laminatedplastics.com/fr-4.pdf>.
- [64] B. Honarbakhsh, "High-gain low-cost microstrip antennas and arrays based on fr4 epoxy," *Int. J. Electron. Commun. (AEÜ)*, vol. 75, pp. 1–7, 2017.
- [65] C. F. Rodrigues, L. Blaga, and B. Klusemann, "Friction riveting of fr4 substrates for printed circuit boards: Influence of process parameters on process temperature development and joint properties," *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 24, pp. 4639–4649, 2023.
- [66] J. Paleček, M. Vestenický, P. Vestenický, and J. Spalek, "Frequency dependence examination of pcb material fr4 relative permittivity," in *12th IFAC Conference on Programmable Devices and Embedded Systems*, pp. 90–94, 2013.
- [67] Chengdu Ebyte Electronic Technology, *E01-ML01DP5 User Manual*, 3 2025. Rev. 1.6. Disponible en <https://www.es-ebyte.com/products/E01-ML01DP5/4#Downloads>.
- [68] Nordic Semiconductor, *nRF24L01 Single Chip 2.4GHz Transceiver. Product Specification*, 2007. Rev. 2.0. Disponible en https://cdn.sparkfun.com/datasheets/Wireless/Nordic/nRF24L01_Product_Specification_v2_0.pdf.
- [69] Raspberry Pi Ltd, *Raspberry Pi Zero 2 W*, 4 2014. Disponible en <https://datasheets.raspberrypi.com/rpizero2/raspberry-pi-zero-2-w-product-brief.pdf>.
- [70] U. I. de Telecomunicaciones (UIT), "Recomendación uit-r sm.337-4: Separación de frecuencia y distancia." <https://www.itu.int/rec/R-REC-SM.337-4-200610-I/en>, 10 2006. Accedido: Junio, 2025.
- [71] EnduroSat, "S-band transceiver." <https://www.endurosat.com/products/s-band-transceiver/>. Accedido: May 29, 2025.
- [72] EnduroSat, "S-band diplexer." <https://www.wiran.pl/en/s-band-diplexer>. Accedido: May 29, 2025.
- [73] R. Corporation, "Rt/duroid® 6006 and 6010.2lm laminates." <https://rogerscorp.com/advanced-electronics-solutions/rt-duroid-laminates/rt-duroid-6006-and-6010-2lm-laminates>, 6 2025. Accedido: Junio, 2025.
- [74] K. Cheung, "The Role of Margin in Link Design and Optimization," (Piscataway, NJ,

- United States), Mar. 2015. NTRS Author Affiliations: Jet Propulsion Lab., California Inst. of Tech. NTRS Document ID: 20160009671 NTRS Research Center: Jet Propulsion Laboratory (JPL).
- [75] D. Barbaric, J. Vukovic, and D. Babic, "Link budget analysis for a proposed Cube-sat Earth observation mission," in *2018 41st International Convention on Information and Communication Technology, Electronics and Microelectronics (MIPRO)*, (Opatija), pp. 0133–0138, IEEE, May 2018.
- [76] K. Scheuer, J. Holmes, E. Galyaev, D. Blyth, and R. Alarcon, "Radiation Effects on FR4 Printed Circuit Boards," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, vol. 67, pp. 1846–1851, Aug. 2020.
- [77] B. N. Bhat, ed., *Aerospace Materials and Applications*. Reston ,VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Jan. 2018.
- [78] T. A. Association, "Mercados de productos - aeronaves y aeroespacial — asociación del aluminio." <https://test-the-aluminum-association.pantheonsite.io/product-markets/aircraft-aerospace>.
- [79] J. P. Hicks, "Business technology; new materials altering the aircraft industry - the new york times." <https://www.nytimes.com/1989/12/20/business/business-technology-new-materials-altering-the-aircraft-industry.html>, 12 1989.
- [80] B. N., "Chapter 2: Aerospace materials characteristics - nasa technical reports server (ntrs)." <https://ntrs.nasa.gov/citations/20180001137>, Agosto 2018.
- [81] MakeltFrom, "6061-t6 aluminum." <https://www.makeitfrom.com/material-properties/6061-T6-Aluminum>, 2020.
- [82] MakeltFrom.com, "Az91c-t6 magnesium." <https://www.makeitfrom.com/material-properties/AZ91C-T6-Magnesium>, 2020.
- [83] MakeltFrom, "En ac-43000 (aisi10mg(a)) aluminio fundido." <https://www.makeitfrom.com/material-properties/EN-AC-43000-AISi10Mga-Cast-Aluminum>.
- [84] E. E. de recubrimientos galvánicos, "Anodizado sulfúrico, duro, crómico y negro." <https://elhco.com/anodizado-duro/>, 2023.
- [85] NASA, "Process specification for ptfeimpregnated surface treatment of aluminum alloys." <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/03/prc-5011-current.pdf>, 2021.
- [86] S. Ríos, "Análisis y propuesta de un diseño tipo p-pod para pruebas a futuro de despliegues de nanosatélites en tierra," tesis de maestría, Universidad Nacional Autónoma de México, 2020. Recuperado de <https://ru.dgb.unam.mx/bitstream/20.500.14330/TES01000805513/3/0805513.pdf>.