



UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO INGENIERÍA MECÁNICA



**DISEÑO CONCEPTUAL DE ARQUITECTURAS PARA MISIONES
ESPACIALES DE OBSERVACIÓN DE LA TIERRA DESDE ÓRBITA BAJA
EN BASE A CUBESATS**

POR

Aimé Pamela Lobos Tello

Memoria de Título presentada a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción para
optar al título profesional de Ingeniera Civil Aeroespacial

Profesor Patrocinante:
PhD (C) Alejandro López Telgie

Abril 2023
Concepción (Chile)

© 2023 Aimé Pamela Lobos Tello

© 2023 Aimé Pamela Lobos Tello

Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento, incluyendo la cita bibliográfica del documento

Agradecimientos

Quiero expresar mi más profundo agradecimiento a todas las personas que hicieron posible que el desarrollo de esta memoria de título. A mi profesor guía, Alejandro López, gracias por su orientación y apoyo.

A mi madrina, gracias por siempre creer en mí, sin usted nada de esto hubiera sido posible.

A mi familia y amigos, gracias por estar a mi lado en cada paso del camino, y por sobre todo su comprensión y cariño.

Resumen

En la era del *New Space*, la economía espacial y el surgimiento de empresas privadas ha sido creciente. Surgen enfoques innovadores para la exploración espacial, el despliegue de satélites y las actividades espaciales comerciales. A través de los recientes avances en la miniaturización de los componentes *comercial-off-the-shelf* (COTS), se han impulsado las misiones de *small satellites* basados en el estándar *CubeSat*.

Los *CubeSats* han demostrado ser de gran utilidad para la industria aeroespacial, ya que estos son capaces de cumplir muchas de las tareas de los satélites tradicionales, a un costo mucho menor y con un alto valor potencial en términos de rendimiento científico e ingresos comerciales.

El principal objetivo de esta memoria desarrollar una arquitectura lógica de misión espacial en base a *CubeSats* para observación de la Tierra desde órbita baja, a través de parámetros de desempeño para el *Bus* y el *Payload* y su evaluación a través un caso de estudio. Para esto se definen los subsistemas del segmento espacial de la misión y se dimensionan los *systems engineering envelopes* para un *CubeSat* bus de 1U, 2U y 3U. Luego se evalúa el enlace de comunicaciones entre el *CubeSat* y la estación terrestre. Y, por último, se cuantifican algunas de las medidas de desempeño del *CubeSat payload* y el enlace de comunicaciones.

Para lograr esto se adopta la filosofía de metodologías ágiles a lo largo del trabajo. A través de una revisión del estado del arte de los componentes (COTS) se definen las capacidades para 3 *CubeSats* bus (1U, 2U y 3U).

Al identificar los componentes y diseñar el enlace de comunicación, se calculan los parámetros del enlace y los efectos de propagación correspondientes, para las frecuencias de banda evaluadas y los parámetros orbitales de interés. Se logra obtener un enlace que cierra para todos los casos, probando que los parámetros de comunicación elegidos son válidos.

Se selecciona un *payload* acorde a los objetivos de la misión y se calculan sus parámetros de desempeño con relación a los requerimientos de esta memoria. De esta forma se obtienen los valores de las tasas de generación de datos. Por último, se realiza una simulación orbital a través de *FreeFlyer* para el análisis de casos de estudio. De donde se obtiene que las bandas VHF y UHF no tienen las capacidades necesarias para cumplir con el objetivo de descargar los datos generados. Por otro lado, la banda S tiene diversos resultados: a 300 [km] en una órbita ISS, es necesario tener un *data rate* de 56 Mbps para lograr descargar todos los datos generados en una sola estación terrestre; generando un aumento de la potencia consumida por el satélite y aumentando el costo de este al tener que integrar paneles solares desplegados. Y para una órbita SSO a 600 [km], dependiendo del tiempo de la misión, puede ser necesario agregar una segunda estación terrestre para cumplir el objetivo.

Palabras clave: *CubeSats*, *Systems Engineering Envelopes*, *Link Budget*, *Data Rate*, *Data Downloading*.

Tabla de Contenidos

| | |
|--|----------|
| Lista de Tablas | viii |
| Lista de Figuras | x |
| Nomenclatura | xi |
| 1 CAPÍTULO 1: Introducción..... | 1 |
| 1.1 Contexto..... | 1 |
| 1.2 Conceptos claves | 1 |
| 1.2.1 CubeSats | 1 |
| 1.2.2 Misiones espaciales..... | 3 |
| 1.2.3 Misiones de observación de la Tierra | 3 |
| 1.2.4 Diseño de una misión espacial | 3 |
| 1.2.5 Órbita baja..... | 4 |
| 1.2.6 Systems engineering | 4 |
| 1.2.7 System engineering envelopes..... | 4 |
| 1.2.8 Model-Based systems engineering | 4 |
| 1.2.9 CubeSat System Reference Model (CSRM)..... | 5 |
| 1.2.10 Enlace de Comunicaciones (<i>Link Budget</i>) | 5 |
| 1.2.11 Nivel de Maduración Tecnológica (TRL)..... | 5 |
| 1.3 Descripción del problema..... | 6 |
| 1.4 Objetivos..... | 6 |
| 1.4.1 Objetivo general..... | 6 |
| 1.4.2 Objetivos específicos | 6 |
| 1.5 Consideraciones de diseño..... | 6 |
| 1.6 Metodología..... | 7 |
| 2 CAPÍTULO 2: System Engineering Envelopes..... | 8 |
| 2.1 Product Breakdown Structure (PBS)..... | 8 |
| 2.1.1 Jerarquía de un sistema | 8 |
| 2.2 Diseño general de un <i>CubeSat</i> | 9 |
| 2.3 <i>Envelopes</i> | 10 |
| 2.4 Power budget | 15 |
| 2.4.1 Eclipses | 16 |
| 2.4.2 1U <i>CubeSat</i> | 17 |
| 2.4.3 2U <i>CubeSat</i> | 19 |

| | |
|--|----|
| 2.4.4 3U CubeSat | 21 |
| 2.4.5 Discusión..... | 23 |
| 3 CAPÍTULO 3: Enlace de Comunicaciones..... | 25 |
| 3.1 Consideraciones de diseño..... | 25 |
| 3.1.1 Órbita satelital..... | 25 |
| 3.1.2 Frecuencias de banda | 25 |
| 3.1.3 Antenas y transceptores | 26 |
| 3.1.4 Ancho de banda..... | 27 |
| 3.2 Atenuaciones y Efectos de Propagación..... | 28 |
| 3.2.1 Propagación en el espacio libre..... | 28 |
| 3.2.2 Efectos de polarización | 29 |
| 3.2.3 Efecto Doppler | 30 |
| 3.2.4 Atenuación por lluvia..... | 30 |
| 3.2.5 Pérdida de puntería | 30 |
| 3.2.6 Pérdidas totales | 30 |
| 3.3 Parámetros de los enlaces de comunicaciones | 31 |
| 3.3.1 Potencia isotrópica radiada equivalente (EIRP) | 31 |
| 3.3.2 Figura de Ruido..... | 31 |
| 3.3.3 Temperatura efectiva de ruido | 31 |
| 3.3.4 Nivel de ruido | 31 |
| 3.3.5 Potencia recibida..... | 31 |
| 3.3.6 Relación señal a ruido (SNR) | 32 |
| 3.3.7 Margen del enlace..... | 32 |
| 3.4 Link Budget | 32 |
| 3.5 Discusión | 35 |
| 4 CAPÍTULO 4: Payload Óptico | 36 |
| 4.1 Especificaciones del payload..... | 36 |
| 4.2 Métricas de desempeño | 36 |
| 4.2.1 Distancia de muestreo en la Tierra (GSD)..... | 37 |
| 4.2.2 Distancia de resolución en la Tierra (GRD) | 37 |
| 4.2.3 Tamaño del punto de tierra (GSS) | 37 |
| 4.2.4 Ancho de franja..... | 37 |
| 4.2.5 Data rate | 38 |

| | |
|--|----|
| 4.2.6 Resultados imagen terrestre | 38 |
| 5 CAPÍTULO 5: Análisis de casos | 39 |
| 5.1 Datos generados..... | 39 |
| 5.2 Datos descargados | 39 |
| 5.3 Órbita SSO..... | 40 |
| 5.3.1 UHF/VHF | 40 |
| 5.3.2 Banda S | 42 |
| 5.4 Órbita ISS | 44 |
| 5.4.1 Banda UHF/VHF | 44 |
| 5.4.2 Banda S | 45 |
| 5.5 Discusión | 48 |
| 6 CAPÍTULO 6: Conclusiones | 50 |
| Referencias | 52 |
| ANEXO A: Carta Gantt | 54 |
| ANEXO B: Datasheet ISIS Space S-Band Antenna | 55 |
| ANEXO C: Datasheet IQ Spacecom XLink-S..... | 56 |
| ANEXO D: ISIS Space Deployable UHF/VHF Antenna | 57 |
| ANEXO E: Datasheet del ISIS Space TRXUV – TRXVU | 58 |
| ANEXO F: Datasheet the Alén Space S-Band Ground Station Kit..... | 59 |
| ANEXO G: Datasheet the Alén Space Ground Station Kit | 60 |
| ANEXO H: Información Extra | 61 |
| Notas Finales | 62 |

Lista de Tablas

| | |
|--|----|
| Tabla 1: Clasificación de CubeSats..... | 2 |
| Tabla 2: Capacidades del 1U CubeSat | 11 |
| Tabla 3: Capacidades del 2U CubeSat..... | 12 |
| Tabla 4: Capacidades del 3U CubeSat..... | 13 |
| Tabla 5: Power budget del 1U CubeSat para banda UHF/VHF..... | 17 |
| Tabla 6: Power budget del 1U CubeSat para banda S..... | 18 |
| Tabla 7: Power budget del 2U CubeSat para banda UHF/VHF..... | 19 |
| Tabla 8: Power budget del 2U CubeSat para banda S..... | 20 |
| Tabla 9: Power budget del 3U CubeSat para banda UHF/VHF..... | 21 |
| Tabla 10: Power budget del 3U CubeSat para banda S..... | 22 |
| Tabla 11: Power budget con 4 paneles solares desplegados para un 1U CubeSat..... | 24 |
| Tabla 12: Power budget con 4 paneles solares desplegados para un 2U CubeSat..... | 24 |
| Tabla 13: Power budget con 2 paneles solares desplegados para un 3U CubeSat..... | 24 |
| Tabla 14: Altura y radio de la Tierra..... | 25 |
| Tabla 15: Frecuencia de bandas de radio | 25 |
| Tabla 16: Antenas del lado del satelital y sus características..... | 26 |
| Tabla 17: Transceptores y sus características | 26 |
| Tabla 18: Frecuencias de banda de las antenas del lado terrestre | 27 |
| Tabla 19: Parámetros y ancho de banda del transceptor | 27 |
| Tabla 20: Pérdida por polarización de la antena | 29 |
| Tabla 21: Polarización de las antenas escogidas..... | 29 |
| Tabla 22: Link Budget para una altitud de 300 km..... | 33 |
| Tabla 23: Link Budget para una altitud de 600 km..... | 34 |
| Tabla 24: Especificaciones del payload | 36 |
| Tabla 25: Parámetros de desempeño del payload. | 38 |
| Tabla 26: Data rates para una órbita a 600 km y una banda S | 40 |
| Tabla 27: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con frecuencia de banda UHF/VHF | 40 |
| Tabla 28: Tiempos de contacto del satélite en la órbita SSO con las estaciones terrestres | 41 |
| Tabla 29: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con las frecuencias de banda UHF/VHF y cuatro estaciones terrestres | 42 |
| Tabla 30: Data rates para una órbita a 600 km y una banda S | 42 |
| Tabla 31: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con frecuencia de banda S..... | 43 |
| Tabla 32: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con frecuencia de banda S y dos estaciones terrenas | 44 |
| Tabla 33: Data rates para una órbita a 300 km y una banda S..... | 45 |
| Tabla 34: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita ISS a 300 km con frecuencia de banda S..... | 45 |
| Tabla 35: Tiempos de contacto del satélite en la órbita ISS con las estaciones terrestres | 46 |

| | |
|--|----|
| Tabla 36: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con la frecuencia de banda S y cuatro estaciones terrestres | 46 |
| Tabla 37: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita ISS a 300 km con aumento en el data rate para la frecuencia de banda S | 47 |
| Tabla 38: Nuevo power budget con la potencia de salida de la antena de 6.31 W para el 3U CubeSat | 48 |

Lista de Figuras

| | |
|---|----|
| Figura 1: Número de <i>small satellites</i> desplegados en la última década | 1 |
| Figura 2: Número de CubeSats lanzados y predicciones. | 2 |
| Figura 3: Nivel de Maduración Tecnológica..... | 5 |
| Figura 4: PBS Final | 9 |
| Figura 5: Stack del INSPIRE-2 | 10 |
| Figura 6: Body-mounted solar panels | 10 |
| Figura 7: Disposición general de los componentes para el CubeSat diseñado | 14 |
| Figura 8: Ejemplos de configuración de paneles solares | 15 |
| Figura 9: Paneles solares desplegados en un 3U CubeSat | 24 |
| Figura 10: Mapa 2D de la simulación | 39 |
| Figura 11: Mapa 2D de la simulación con las 4 estaciones terrestres | 41 |
| Figura 12: Nueva configuración de paneles solares (2 desplegados y 50% body-mounted) para un CubeSat 3U | 47 |

Nomenclatura

| Símbolo | | Unidad |
|----------------|--|---------------|
| b | : <i>Bit depth</i> (profundidad de bits) | [-] |
| B | : <i>Bandwith</i> (Ancho de banda) | [Hz] |
| B | : Byte | [-] |
| B_N | : Ancho de banda de ruido | [dB-Hz] |
| C | : Potencia de señal recibida | [dB] |
| D | : Diámetro de apertura | [mm] |
| DR | : <i>Data rate</i> (tasa de datos) | [Mbps] |
| f | : Longitud focal | [mm] |
| F | : Figura de ruido | [dB] |
| FEC | : Factor de corrección de error | [-] |
| G | : Giga | [-] |
| GRD | : Distancia de resolución en la Tierra | [m] |
| GSD | : Distancia de muestreo en la Tierra | [m] |
| GSS | : Tamaño del punto de tierra | [m] |
| G_R | : Ganancia del receptor | [dBi] |
| G_T | : Ganancia del transmisor | [dBi] |
| h | : Altura a la que órbita el satélite | [m] |
| Hz | : Hertz | [-] |
| k | : Constante de Boltzmann | [J/K] |
| N | : Nivel de ruido | [dBm] |
| p_x | : Tamaño del pixel | [μ m] |
| P_D | : Pérdida de puntería | [dB] |
| P_r | : Potencia recibida | [dBm] |
| P_T | : Potencia transmitida | [dBm] |
| Q | : Fcator de calidad | [-] |
| r | : Factor de decaimiento del filtro | [-] |
| Rb | : <i>Bitrate</i> (Tasa de datos) | [Mbit/s] |
| R_E | : Radio de la Tierra | [m] |
| S | : Distancia oblicua | [m] |
| S_w | : <i>Swath width</i> (ancho de franja) | [m] |
| t | : Tiempo | [seg] |
| T_0 | : Temperatura de referencia | [K] |
| T_e | : Temperatura efectiva | [K] |
| T_L | : Pérdidas totales | [dB] |
| U | : Unidad tipo CubeSat | [-] |
| SE | : Eficiencia espectral en modulación ideal | [bit/s/Hz] |
| V_g | : <i>Ground track velocity</i> (velocidad de seguimiento en la Tierra) | [m/s] |
| W | : Watt | [-] |

Símbolos griegos

| | | | |
|-----------|---|--------------------------------------|---------------|
| λ | : | Longitud de onda | [m] |
| δ | : | Ángulo mínimo de elevación | [°] |
| μ | : | Parámetro gravitacional de la Tierra | [m^3/s^2] |

Subíndices

| | | |
|-------------|---|----------------------------------|
| <i>down</i> | : | Descargada |
| <i>gen</i> | : | Generada |
| <i>in</i> | : | Dentro |
| <i>RDL</i> | : | Límite de difracción de Rayleigh |
| <i>size</i> | : | Tamaño |
| <i>out</i> | : | Fuera |

Acrónimos

| | | |
|-------|---|--|
| ADC | : | <i>Attitude Determination and Control</i> (Determinación y control de actitud) |
| AFSK | : | <i>Audio Frequency Shift Keying</i> (Audio frecuencia de modulación por desplazamiento) |
| BPSK | : | <i>Binary Phase Shift Keying</i> (Modulación por desplazamiento de fase binaria) |
| CDH | : | <i>Command and Data Handling</i> (Manejo de comandos y datos) |
| COTS | : | <i>Commercial-off-the-shelf</i> (Tecnología comercial lista para usar) |
| CSRM | : | <i>CubeSat System Reference Model</i> (Modelo de referencia del sistema <i>CubeSat</i>) |
| DS | : | <i>Datasheet</i> (Hoja de datos) |
| EIRP | : | <i>Equivalent Isotropic Radiated Power</i> (Potencia isotrópica radiada equivalente) |
| EO | : | <i>Earth Observation</i> (Observación de la Tierra) |
| FSK | : | <i>Frequency Shift Keying</i> (Frecuencia de modulación por desplazamiento) |
| FSPL | : | <i>Free Space path loss</i> (Propagación en el espacio libre) |
| GMSK | : | <i>Gaussian Minimum Shift Keying</i> (Modulación por desplazamiento mínimo gaussiano) |
| GN&C | : | <i>Guidance, Navigation and Control</i> (Guía, Navegación y Control) |
| HAM | : | Hyman-Almy-Murray (Radio para aficionados) |
| IRP | : | <i>Isotropic Radiated Power</i> (Potencia isotrópica radiada) |
| ISS | : | <i>International Space Station</i> (Estación Espacial Internacional) |
| LEO | : | <i>Low Earth Orbit</i> (Órbita baja) |
| LHCP | : | <i>Left hand circular polarization</i> (Polarización circular izquierda) |
| MBSE | : | <i>Model-Based Systems Engineering</i> (Ingeniería de Sistemas Basada en Modelos) |
| MoP | : | <i>Measurement of Performance</i> (Medición de desempeño) |
| NASA | : | <i>National Aeronautics and Space Administration</i> |
| OBC | : | <i>On Board Computer</i> (Computador de a bordo) |
| OQPSK | : | <i>Offset Quadrature Phase Shift Keying</i> (Modulación por desplazamiento de fase en cuadratura compensada) |
| PBS | : | <i>Product Breakdown Structure</i> (Estructura de desglose del producto) |
| PD | : | Parámetro de diseño |

| | | |
|------|---|--|
| QPSK | : | <i>Quadrature Phase Shift Keying</i> (Modulación por desplazamiento de fase en cuadratura) |
| RHCP | : | <i>Right hand circular polarization</i> (Polarización circular derecha) |
| RoM | : | <i>Rough Order of Magnitude</i> (Orden aproximado de magnitud) |
| SE | : | <i>System Engineering</i> (Ingeniería de Sistemas) |
| SEE | : | <i>System Engineering Envelopes</i> (Sobres de Ingeniería de Sistemas) |
| SNR | : | <i>Signal-to-noise ratio</i> (Relación señal-ruido) |
| SSO | : | <i>Sun-Synchronous Orbit</i> (Órbita heliosíncrona) |
| TRL | : | <i>Technology Readiness Level</i> (Nivel de maduración tecnológica) |
| UdeC | : | Universidad de Concepción |
| UHF | : | <i>Ultra-High Frequency</i> (Frecuencia ultra alta) |
| UIT | : | Unión Internacional de Comunicaciones |
| USD | : | Dólares estadounidenses |
| VHF | : | <i>Very-High Frequency</i> (Muy alta frecuencia) |

CAPÍTULO 1: Introducción

1.1 Contexto

La economía espacial y el rol de las empresas privadas ha sido creciente en las últimas décadas y es referido como *New Space*. En la reunión del año 2023 del Foro Económico Mundial, expertos indican que el mercado espacial ha crecido a aproximadamente \$447 mil millones, frente a \$280 mil millones en 2010, y podría crecer a \$1 billón para 2030 (McKinsey & Company, 2023). Este crecimiento económico junto con los recientes avances en la miniaturización de los componentes *commercial-off-the-shelf* (COTS), han sido un gran impulsador de misiones de *small satellites* basados en el estándar *CubeSat* (The CubeSat Program, 2022).

Se consideran *small satellites*, a los satélites con una masa menor o igual a 600 kilogramos según (Bryce Tech, 2023). En la Figura 1 se aprecia el número de *small satellites* lanzados según la categoría en la que se encuentran, excluyendo a Starlink y OneWeb, dos compañías que han estimulado el desarrollo de constelaciones de *small satellites* y, por ende, desplegado miles de estos para lograr la conectividad global de internet.

Al excluir Starlink y OneWeb, en 2022 los microsátélites (11-200 kg) constituyen la clase de *small satellites* más desplegada, superando a los nanosatélites (1.1-10 kg) por primera vez desde el 2012.



Figura 1: Número de *small satellites* desplegados en la última década
(Fuente: Bryce Tech, 2023)

1.2 Conceptos claves

Se definen los conceptos importantes esenciales para contextualizar esta memoria.

1.2.1 CubeSats

Los *CubeSats*, son una categoría de *small satellites* que utilizan un tamaño y factor de forma estándar. Su clasificación se puede ver en la Tabla 1.

Tabla 1: Clasificación de *CubeSats*
(Fuente: The CubeSat Program, 2022)

| Número de Unidades | Masa máxima (kg) |
|--------------------|------------------|
| 1U | 2 |
| 1.5U | 3 |
| 2U | 4 |
| 3U | 6 |
| 6U | 12 |
| 12U | 24 |

Los *CubeSats* han demostrado ser de gran utilidad para la industria aeroespacial, ya que estos son capaces de cumplir muchas de las tareas de los satélites tradicionales, pero a un costo mucho menor (Latachi et al., 2017), lo que permite a universidades y otras instituciones gubernamentales oportunidades para realizar misiones espaciales de bajo costo con un alto valor potencial en términos de rendimiento científico e ingresos comerciales.

En la Figura 2 se aprecia que, desde el año 2014 han dominado los lanzamientos de 3U *CubeSats*, esto se debe a que ofrecen más volumen y espacio para cargas útiles e instrumentos, sin dejar de ser relativamente pequeños y livianos. Esto los hace más versátiles y capaces de llevar a cabo una gama más amplia de misiones.

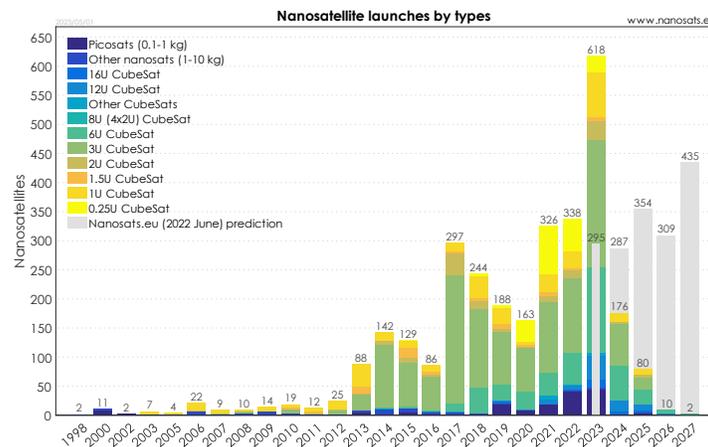


Figura 2: Número de *CubeSats* lanzados y predicciones.
(Fuente: Erik Kulu, 2023)

Entre las principales aplicaciones que se le pueden dar a los *CubeSats* se encuentran las misiones espaciales enfocadas en: comunicaciones, misiones científicas, educación, observación de la Tierra, entre otros (Poghosyan & Golkar, 2017).

Los *CubeSat* están divididos en dos partes principales: el *bus* y el *payload*. El *bus* se refiere a los componentes estructurales y funcionales del satélite que brindan el apoyo y los recursos necesarios para el *payload*, como energía, comunicaciones y control de actitud. El *payload* se refiere a los

instrumentos científicos o tecnológicos que son transportados dentro del satélite para lograr los objetivos de la misión.

1.2.2 Misiones espaciales

Se conoce como misiones espaciales a las actividades realizadas por naves espaciales u otros vehículos en el espacio. Existen misiones tripuladas, donde se transportan a personas hacia un punto específico fuera del planeta Tierra, y las misiones no tripuladas, caracterizadas por enviar satélites artificiales o sondas al espacio con instrumentos a bordo para hacer observaciones o investigaciones de los planetas del sistema solar.

Según (ECSS Secretariat, 2012), un sistema espacial involucra, al menos, tres segmentos clave: el segmento espacial, el segmento terrestre y el segmento de lanzador. El segmento espacial abarca componentes que operan en el espacio, incluidas naves espaciales, satélites, instrumentos y sistemas de comunicación. El segmento terrestre apoya misiones espaciales en la Tierra, que consta de infraestructura, instalaciones y sistemas. El segmento lanzador se centra en el transporte de naves espaciales o satélites a las órbitas deseadas. Incluye vehículos, plataformas y centros de control de lanzamiento.

1.2.3 Misiones de observación de la Tierra

Una misión de observación de la Tierra es una misión científica que implica el uso de tecnologías de detección remota para recopilar datos sobre la superficie, la atmósfera y los océanos de la Tierra.

Los beneficios económicos, ambientales, sociales y tecnológicos de estas misiones son importantes, ya que, generalmente, involucran el despliegue de instrumentos y sensores que pueden capturar imágenes, medir temperaturas, detectar cambios en la composición de la atmósfera y rastrear cambios en el campo magnético de la Tierra, entre otras cosas (Kansakar & Hossain, 2016).

1.2.4 Diseño de una misión espacial

Para llevar a cabo una misión espacial es crucial diseñarlas de manera física y conceptual. El diseño conceptual se refiere al proceso de creación de los conceptos fundamentales para una misión, como los objetivos de esta, la arquitectura general, el diseño del *payload*, entre otros. Por otro lado, el diseño físico implica convertir el diseño conceptual en una nave espacial construible y lanzable.

De los conceptos fundamentales para diseñar una misión espacial, la arquitectura de un sistema espacial es primordial para lograr los objetivos de la misión. Una arquitectura se refiere al diseño y disposición general de un sistema espacial, incluida la selección de componentes, subsistemas e interfaces. Existen las arquitecturas lógicas y físicas, la primera se encarga de las operaciones y funcionalidad del sistema, mientras que, las arquitecturas físicas consideran los componentes físicos como, hardware y software (Spangelo et al., 2013).

1.2.5 Órbita baja

La región de órbita baja (LEO – *Low Earth Orbit*), se caracteriza por su altitud relativamente baja, alta velocidad y corto período orbital. Se encuentra a una altitud de menos de 1000 km, pero podría estar tan bajo como 160 km por sobre la superficie de la Tierra. Y, es una de las regiones más importantes y utilizadas para misiones de observación de la Tierra basadas en la obtención de imágenes satelitales, debido a que, al encontrarse tan próxima a la superficie de la Tierra, permite obtener imágenes de mayor resolución (ESA, 2020).

1.2.6 Systems engineering

Es un enfoque transdisciplinario e integrador que permite la realización, el uso y el retiro exitoso de sistemas diseñados, utilizando principios y conceptos de sistemas y métodos científicos, tecnológicos y de gestión. Según (Ryschkewitsch et al., 2009), se define *Systems Engineering* como:

“el arte y la ciencia de desarrollar un sistema operable, capaz de cumplir con los requisitos dentro de las restricciones impuestas.”

1.2.7 System engineering envelopes

Los *System Engineering Envelopes* para un *CubeSat* se refieren a las restricciones y requisitos que determinan las características físicas y de rendimiento del *CubeSat*. Estos *envelopes* suelen incluir:

- **Potencia:** se refiere al presupuesto de potencia disponible para el consumo de los componentes a bordo del *CubeSat*.
- **Altura:** esta es la altura máxima del *CubeSat*, que normalmente está limitada por las dimensiones de la estructura del satélite y la órbita que ocupará el *CubeSat*.
- **Masa:** esta es la masa máxima del *CubeSat*, que normalmente está limitada por la configuración del *CubeSat* a utilizar, la capacidad de carga útil del vehículo de lanzamiento y la órbita deseada.
- **Costo:** este es el costo máximo del *CubeSat*, que generalmente está limitado por el presupuesto disponible para el proyecto.
- **Payload:** considera la altura y masa máxima disponible para la carga útil.

1.2.8 Model-Based systems engineering

Según (Model-Based Engineering Subcommittee, 2011), se define *Model-Based Systems Engineering* (MBSE) como:

“Un enfoque de la ingeniería que utiliza modelos como una parte integral de la línea de base técnica que incluye los requisitos, análisis, diseño, implementación y verificación de las capacidades, sistema y/o producto a lo largo del ciclo de vida de la adquisición”.

1.2.9 CubeSat System Reference Model (CSRM)

El *CubeSat System Reference Model*, el cual es una representación de la arquitectura lógica de un sistema *CubeSat*. Es un modelo estandarizado, para dirigir el desarrollo y la gestión de misiones en base *CubeSats* (Kaslow et al., 2017).

1.2.10 Enlace de Comunicaciones (*Link Budget*)

Es un cálculo que se utiliza para determinar la viabilidad de un enlace de comunicación entre dos dispositivos. Tiene en cuenta varios factores, como: la distancia, la frecuencia, la potencia del transmisor y las ganancias y pérdidas de la antena, entre otros, para garantizar que haya suficiente intensidad de señal para lograr un nivel específico de margen de enlace. El propósito es optimizar el diseño del sistema de comunicación y seleccionar los componentes apropiados para garantizar que el enlace sea capaz de transmitir datos con precisión y seguridad entre los dos dispositivos.

1.2.11 Nivel de Maduración Tecnológica (TRL)

TRL es un concepto creado y usado por NASA, pero ha sido generalizado para su aplicación en cualquier tipo de proyecto. Mide el nivel de madurez que tenga una particular tecnología, este parámetro está en el intervalo de 1 a 9 (NASA, 2007), y se describe en mayor detalle en la Figura 3.



Figura 3: Nivel de Maduración Tecnológica
(Fuente: COLCIENCIAS, 2016)

1.3 Descripción del problema

Esta memoria de Título, con el fin de diseñar un subsistema de comunicación y evaluar el *payload* óptico, de modo que sean capaces de cumplir con sus objetivos individuales para llevar a cabo una misión de observación de la Tierra desde LEO basada en *CubeSats*; se enfoca en el diseño conceptual de una arquitectura lógica de un *CubeSat*, la cual permitirá identificar los componentes necesarios para evaluar y cuantificar los enlaces de comunicación entre el satélite y la estación en Tierra. Lo anterior, junto con los requerimientos de desempeño del *payload*, darán a conocer si el sistema diseñado cumplirá con lo esperado.

1.4 Objetivos

A continuación, se presentan los objetivos de esta Memoria.

1.4.1 Objetivo general

Desarrollar arquitecturas lógicas de misiones espaciales en base a *CubeSats* para observación de la Tierra desde órbita baja, a través del modelado de parámetros de desempeño para el *bus* y el *payload* y su evaluación a través un caso de estudio.

1.4.2 Objetivos específicos

- **Dimensionar** (RoM – *Rough Order of Magnitud*) *systems engineering envelopes* (masa, altura, potencia eléctrica, costo) para *CubeSat* bus de 1U, 2U y 3U, en base a fuentes abiertas confiables.
- **Evaluar/cuantificar** el margen de enlace (*link budget*) entre un *CubeSat* orbitando la región LEO y una estación terrestre localizada en la Universidad de Concepción en Chile.
- **Calcular/cuantificar** las siguientes medidas de desempeño (MoP – *Measure of Performance*) del *CubeSat payload* y el enlace de comunicación: el campo de visión de la cámara (GSD) y su resolución (GRD), la tasa de generación de datos y la descarga de datos vs. datos generados.

1.5 Consideraciones de diseño

Para el desarrollo de esta memoria se toman en cuenta las siguientes consideraciones de diseño:

- La literatura utilizada para el análisis está acotada al año 2010 en adelante.
- Se evaluarán tres configuraciones de *CubeSats*: 1U, 2U y 3U.
- Las bandas de transmisión consideradas para la misión son: VHF, UHF y S.
- Se consideran 2 órbitas en LEO: SSO a 600 km e ISS a 300 km.
- Se considera un caso de estudio en el que la estación terrestre está ubicada en la Universidad de Concepción, Chile y la zona de interés es la región brasileña del Amazonas.
- Las simulaciones tienen fecha de inicio de 01/01/2020.
- Se realizan simulaciones para 1, 5, 10 y 30 días.

1.6 Metodología

La metodología utilizada para la elaboración de esta memoria de Título queda definida siguiendo los siguientes pasos:

- Exploración del contexto.
- Revisión del estado del arte.
- Implementación de modelos paramétricos en herramientas aplicables/relevantes.
- Desarrollo de caso de estudio a través de simulación orbital.
- Evaluación de parámetros de desempeño.

El desarrollo del trabajo se basa en interacciones semanales con el patrocinante siguiendo metodologías ágiles para la priorización de acciones a realizar en post de la obtención de los objetivos planteados.

CAPÍTULO 2: System Engineering Envelopes

En este capítulo, se examinarán los *system engineering envelopes* para tres configuraciones diferentes de *CubeSat*: 1U, 2U y 3U. Estos incluyen las restricciones de potencia, altura, masa y costo que controlan las características físicas y de rendimiento del *CubeSat*, y son una parte crucial del diseño de este.

Cada *CubeSat* es integrado por diferentes subsistemas y, por ende, una gran variedad de componentes. Para asegurarse de que cada parte del sistema se considere e integre de manera eficiente, es esencial utilizar un método estructurado, como el *Product Breakdown Structure* (PBS).

2.1 Product Breakdown Structure (PBS)

La definición de un PBS según los estándares ANSI/EIA-632 (Tonnellier & Terrien, 2012) es:

“PBS es una estructura jerárquica del conjunto completo de sistemas y subsistemas físicos, incluido el sistema operativo, el sistema de capacitación, el soporte de desarrollo, el soporte de producción, etc., que identifica los elementos de configuración”.

El PBS comprende cuatro niveles: el nivel de segmento, el nivel de elemento, el nivel de subsistemas y el nivel de componentes. El PBS para esta memoria está basado en el CSRM (Kaslow et al., 2021).

2.1.1 Jerarquía de un sistema

Una misión espacial está organizada de forma de obtener la jerarquía de un sistema. El orden jerárquico, de mayor a menor, según (ECSS Secretariat, 2012) va de esta forma: sistema, segmento, elemento, subsistema, equipo, componente, material.

- **Segmento:** Conjunto de elementos o combinaciones de sistemas que cumple una parte importante e independiente de los objetivos de la misión. Los ejemplos son, segmento espacial, segmento terrestre, segmento de lanzamiento y segmento de apoyo.
- **Elemento:** Combinación integrada de equipos, componentes y piezas.
- **Subsistema:** Parte de un sistema que cumple una o varias de sus funciones. Los subsistemas considerados como un punto de partida para una misión en base a *CubeSats*, son elegidas en base al CSRM y sus definiciones según (Kaslow et al., 2015), son los siguientes:
 - **Command and Data Handling (CDH):** Recibir, almacenar, procesar y distribuir los comandos del enlace ascendente desde el subsistema de comunicaciones. Recopilar, almacenar, procesar y descargar los datos de la misión y la telemetría del satélite a través del subsistema de comunicaciones.
 - **Communication:** Proveer el enlace de comunicación entre el satélite y el sistema terrestre o con otro vehículo espacial.
 - **Attitude Determination and Control (ADCS):** Determinar el movimiento de rotación del satélite.

- **Guidance, Navigation and Control (GN&C):** Determinar el movimiento traslacional del satélite.
- **Structure and Mechanisms:** Proporcionar el soporte mecánico y albergar el *payload* y subsistemas del satélite.
- **Power:** Generar, almacenar y distribuir energía al satélite.
- **Thermal:** Regular la temperatura del satélite para garantizar la operabilidad.
- **Propulsion:** Proveer, monitorear y controlar el empuje del satélite.

Estos ocho subsistemas se denominan *bus* del satélite.

- **Equipo:** Conjunto integrado de piezas y componentes.
- **Componente:** Conjunto de materiales, ensamblados de acuerdo con procesos definidos y controlados, que no se pueden desarmar sin destruir su capacidad y que realizan una función simple que puede evaluarse frente a los requisitos de desempeño esperados
- **Material:** Sustancia en bruto, semiacabada o acabada (gaseosa, líquida, sólida) de determinadas características a partir de la cual se lleva a cabo la transformación en un componente o una parte

Para definir el PBS para esta misión, se realizan algunas simplificaciones. No se considera el subsistema de propulsión, se asume que el satélite es capaz de entrar en órbita por sí solo, y se combina el subsistema ADCS y GN&C en uno solo, por su gran similitud en los componentes que utilizan. La combinación de estos dos subsistemas puede resultar en un uso más eficiente de los recursos de hardware, además de que se simplifica la arquitectura del sistema y se eliminan redundancias.

De esta forma, el PBS final utilizado se muestra en la Figura 4.

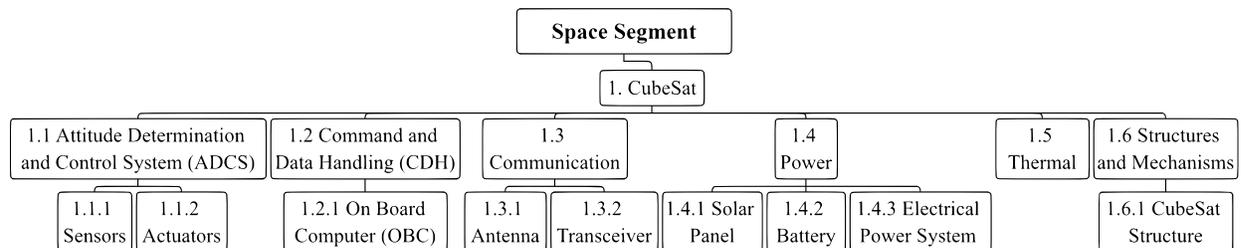


Figura 4: PBS Final

2.2 Diseño general de un *CubeSat*

La distribución de subsistemas en un *CubeSat* depende, en gran medida, de los requisitos de cada misión. En general, además de las antenas, paneles solares y otros accesorios externos, la configuración típica de un *CubeSat* también debe incluir al menos un *payload*, una computadora a bordo, un transceptor, una batería, el eps, y un sistema de determinación de actitud y de control (Nieto-Peroy & Emami, 2019).

La ubicación física de los componentes dentro del *CubeSat* depende del espacio disponible y las restricciones particulares que pueda tener cada subsistema. Para el análisis del *envelope* de altura, se considera la disposición de componentes más utilizada: *stack* (Cairns et al., 2020).

En un *CubeSat*, el término "*stack height*" se refiere a la altura total del satélite cuando todos los componentes están apilados juntos. Un ejemplo del *stack height* se puede ver en la Figura 5.

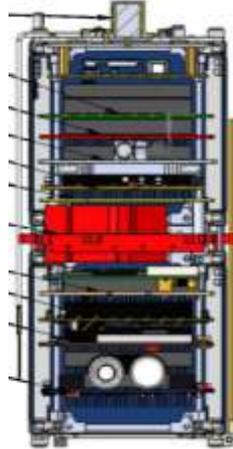


Figura 5: Stack del INSPIRE-2
(Fuente: Cairns et al., 2020)

Los componentes externos como los paneles solares van integrados en la configuración *body-mounted*. Se consideran 4 paneles solares colocados a cada uno de los cuatro lados x/y del cuerpo del satélite, tal como se muestra en la Figura 6.



Figura 6: Body-mounted solar panels
(Fuente: Endurosat, 2023)

2.3 Envelopes

En la Tabla 2, Tabla 3 y la Tabla 4, se mencionan y detallan los componentes, de cada subsistema, utilizados para los cálculos de los *envelopes* de altura, masa y costo del *bus* de un 1U, 2U y 3U *CubeSat*, respectivamente.

Tabla 2: Capacidades del 1U *CubeSat*

| Subsystems ¹ | Equipment ² | Manufacturer | Component | Quantity | Stack height [mm] | Total mass [g] | Total price | | TRL | Lead time ³ [months] | |
|-------------------------------------|--|----------------------------|---|----------|-------------------|----------------|---------------|-----------------------|-----|---------------------------------|-----|
| | | | | | | | [USD] | (E or Q) ⁴ | | min | max |
| Power | Solar panel | Endurosat | 1U solar panel ¹ | 4 | N/A ⁵ | 220 | 12,800 | Q | 9 | - | 4 |
| | Battery | ISIS Space | 2 Li-ion cell battery pack ² | 1 | 26.5 | 184 | 30,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| | Power conversion, distribution and control | ISIS Space | iEPSv2 ³ | 1 | | | | | | | |
| CDH | On Board Computer | Nara Space | On-Board Computer ⁴ | 1 | 7.6 | 56 | 10,000 | E | 9 | - | 3 |
| Comms | Antenna | ISIS Space | S-band patch antenna ⁵ | 1 | 5.0 | 50 | 2,601 | Q | 9 | 4 | 9 |
| | | ISIS Space | UHF/VHF antenna ⁶ | 1 | 7 | 85 | 1,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| | Transceiver | ISIS Space | TRXUV ⁷ | 1 | 15 | 75 | 7,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| | | ISIS Space | Xlink-S ⁸ | 1 | 14.5 | 132 | 10,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| ADCS | Sensors | Endurosat | Sun sensor ⁹ | 1 | - | - | - | - | 9 | - | 4 |
| | | | Gyroscope ¹⁰ | 1 | - | - | - | - | 9 | - | 4 |
| | Actuators | CubeSpace | Reaction Wheel ¹¹ | 3 | 23.2 ⁶ | 180 | 15,510 | Q | 9 | - | 4 |
| Endurosat | | Magnetorquer ¹² | 1 | - | - | - | - | 9 | - | 4 | |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters ¹³ | 2 | N/A | TBD | TBD | - | 9 | 1 | 3 |
| Structure and Mechanisms | CubeSat Structure | ISIS Space | 1U Cubesat structure ¹⁴ | 1 | N/A | 120 | 1,700 | E | 9 | 4 | 9 |
| Maximum lead time | | | | | | | | | | 4 | 1 |
| Sum | | | | | 98.8 | 1,102 | 90,611 | | | | |
| Restrictions⁷ | | | | | 99.5 | 2,000 | | | | | |
| Payload envelope⁸ | | | | | 0.7 | 898 | | | | | |
| Estimated launch cost | | | | | | | 70,000 | | | | |

¹ Subsistemas adaptados del PBS del CSRM de Kaslow et al., 2021.

² La jerarquía utilizada para el orden de las tablas proviene del ECSS Glossary, 2012.

³ Relacionado al tiempo de entrega del componente.

⁴ E: Estimated, Q: Quotation

⁵ N/A: Not applicable.

⁶ Los 3 *reaction wheels* van colocados a la misma altura.

⁷ La restricción de masa máxima está basada en el CubeSat Program, 2022 (ver Tabla 1) y la restricción de la altura máxima permisibles está en función de los *inside envelopes* de las estructuras de ISIS Space.

⁸ Se refiere al restante de la suma de los componentes escogidos menos las restricciones de cada *envelope*.

Tabla 3: Capacidades del 2U *CubeSat*¹⁵.

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Quantity | Stack height [mm] | Total mass [g] | Total price | | TRL | Lead time [months] | |
|------------------------------|--|-------------------|--|----------|-------------------|----------------|----------------|--------|-----|--------------------|-----|
| | | | | | | | [USD] | E or Q | | min | max |
| Power | Solar panel | ISIS Space | SM-SP2X 2U CubeSat ¹⁶ | 4 | N/A | 400 | 16,380 | E | 9 | 2 | 4 |
| | Battery | Ibeos | 14V Modular SmallSat Battery ¹⁷ | 1 | 26.5 | 184 | 15,000 | E | 9 | 2 | 5 |
| | Power conversion, distribution and control | Ibeos | 14V/150-Watt CubeSat EPS ¹⁸ | 1 | 14.5 | 140 | 17,000 | E | 9 | 2 | 5 |
| CDH | On Board Computer | ISIS Space | OBC ¹⁹ | 1 | 12.4 | 100 | 10,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| Comms | Antenna | ISIS Space | S-band patch antenna | 1 | 5.0 | 50 | 2,601 | Q | 9 | 4 | 9 |
| | | ISIS Space | UHF/VHF antenna | 1 | 7 | 85 | 1,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| | Transceiver | ISIS Space | TRXUV | 1 | 15 | 75 | 7,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| | | IQ Spacecom | Xlink-S | 1 | 25.3 | 200 | 13,200 | E | 9 | 3 | 4 |
| ADCS | Integrated ADCS | CubeSpace | CubeADCS Y Momentum Small ²⁰ | 1 | 48.0 | 300 | 25,510 | Q | 9 | 3 | 4 |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 3 | N/A | TBD | TBD | - | 9 | 1 | 3 |
| Structure and Mechanisms | Frame | ISIS Space | 2U Cubesat structure ²¹ | 1 | N/A | 261 | 2,950 | E | 9 | 4 | 9 |
| Maximum lead time | | | | | | | | | | 4 | 9 |
| Sum | | | | | 150.3 | 1,976 | 110,641 | | | | |
| Restrictions | | | | | 213 | 4,000 | | | | | |
| Payload envelope | | | | | 62.7 | 2,024 | | | | | |
| Estimated launch cost | | | | | | | 140,000 | | | | |

Tabla 4: Capacidades del 3U *CubeSat*²².

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Quantity | Stack height [mm] | Total mass [g] | Total price | | TRL | Lead time [months] | |
|------------------------------|--|-------------------|--------------------------------------|----------|-------------------|----------------|----------------|--------|-----|--------------------|-----|
| | | | | | | | [USD] | E or Q | | min | max |
| Power | Solar panel | Endurosat | 3U Cubesat solar panel ²³ | 4 | N/A | 558 | 26,000 | E | 9 | 2 | 4 |
| | Battery | ISIS Space | Power Battery Pack ²⁴ | 1 | 21.0 | 252 | 50,000 | E | 9 | 2 | 5 |
| | Power conversion, distribution and control | ISIS Space | Power Distribution Unit | 1 | 58.0 | 14 | | | 9 | 4 | 9 |
| CDH | On Board Computer | ISIS Space | OBC | 1 | 12.4 | 100 | 10,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| Comms | Antenna | ISIS Space | S-band patch antenna | 1 | 5.0 | 50 | 2,601 | Q | 9 | 4 | 9 |
| | | ISIS Space | UHF/VHF antenna | 1 | 7 | 85 | 1,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| | Transceiver | ISIS Space | TRXUV | 1 | 15 | 75 | 7,000 | E | 9 | 4 | 9 |
| | | IQ Spacecom | Xlink-S | 1 | 25.3 | 200 | 13,500 | E | 9 | 3 | 4 |
| ADCS | Integrated ADCS | CubeSpace | CubeADCS ²⁵ | 1 | 57.0 | 500 | 42,750 | Q | 9 | 3 | 4 |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 4 | N/A | TBD | TBD | - | 9 | 1 | 3 |
| Structure and Mechanisms | Frame | ISIS Space | 3U Cubesat structure ²⁶ | 1 | N/A | 340 | 3,800 | E | 9 | 4 | 9 |
| Maximum lead time | | | | | | | | | | 4 | 9 |
| Sum | | | | | 160.7 | 2,218 | 156,651 | | | | |
| Restrictions | | | | | 326.5 | 6,000 | | | | | |
| Payload envelope | | | | | 165.8 | 3,782 | | | | | |
| Estimated launch cost | | | | | | | 200,000 | | | | |

El diseño final y la disposición de los componentes utilizados para la configuración del 3U *CubeSat* de este proyecto se aprecia en la Figura 7.

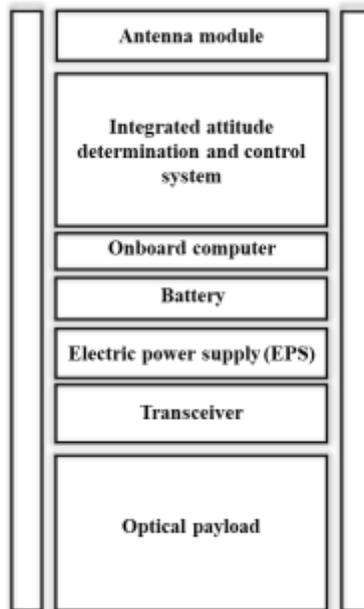


Figura 7: Disposición general de los componentes para el *CubeSat* diseñado

Es importante notar que dentro de las capacidades están incluidas las antenas para las bandas VHF/UHF y para la banda S, al igual que sus respectivos transceptores. Esto hace que el espacio disponible en altura para el *payload* se reduzca de manera considerable para los satélites, en especial, para el 1U *CubeSat*. Con 0.7 mm disponibles de espacio libre para el *payload*, es posible llevar algún sensor y no una cámara que requiera más espacio.

A medida que aumenta el factor de forma del *CubeSat*, aumenta el espacio para cargas útiles y componentes. Con tres veces el volumen de un *CubeSat* de 1U y 1.5 veces el volumen de un *CubeSat* de 2U, un *CubeSat* de 3U permite una mayor flexibilidad en el diseño y la integración del *payload*.

Otra gran diferencia es el costo del bus de cada configuración de *CubeSat*, que también va aumentando. Los *CubeSats* más grandes requieren más componentes y materiales para construirse. Esto incluye un marco más grande, más celdas en los paneles solares, una batería más grande y más componentes estructurales para soportar el mayor tamaño y peso del satélite. Además, los *CubeSats* más grandes pueden requerir una tecnología más avanzada y experiencia en ingeniería para construirlos y probarlos, lo que puede aumentar el costo total.

2.4 Power budget

El *power budget* describe cómo se distribuye la potencia disponible entre varios subsistemas y componentes del *CubeSat*. Tiene en cuenta los aspectos de generación y consumo de potencia para los diferentes modos de operación del satélite.

Como se mencionó anteriormente, se consideran 4 paneles solares colocados en la configuración *body-mounted*. Los paneles están integrados en cada uno de los cuatro lados x/y del cuerpo del satélite, sin que bloqueen el campo de visión de la cámara. Estos paneles son los encargados de la generación de energía. La potencia máxima que generan en LEO es un dato entregado en el datasheet y para estimar la potencia disponible se considera que el satélite orbita de forma que el sol esté en constante contacto con dos paneles solares al mismo tiempo, tal como se muestra en la Figura 8.

En la figura izquierda se aprecia una *CubeSat* con paneles solares *body-mounted*, mientras que, en la figura de la derecha se presenta un *CubeSat* integrado con paneles solares desplegables y sin paneles en el cuerpo del satélite.



Figura 8: Ejemplos de configuración de paneles solares
(Fuente: (Selina Haefeli, 2012)(izq) y (Alexandru Micu, 2022)(der))

De esta forma, se estima el valor de la potencia disponible con la siguiente fórmula.

$$Total\ Power = Max\ Power \cdot \sqrt{2} \quad [1]$$

Para calcular la potencia consumida de forma efectiva, los satélites suelen tener diferentes modos operativos con diferentes requisitos de potencia. Los modos de operación definidos para la misión son:

- **Default:** el satélite opera de manera normal.
- **Capture:** el satélite pasa sobre la región de interés y el payload se encarga de capturar las imágenes y recopilar los datos.
- **Ground station pass:** el satélite pasa sobre la estación terrestre y transmite los datos recopilados.

Para estimar el consumo de potencia real de cada componente, se extrae el *peak power* disponible del *datasheet* y se multiplica por un factor de potencia para convertirlo en la potencia nominal, es decir la potencia real consumida.

2.4.1 Eclipses

Los satélites en órbita terrestre baja (LEO) a menudo pasa a través de regiones de sombra de la Tierra. Según el tipo de órbita, la duración del tiempo en la región de sombra varía. Este periodo se llama y eclipse y mientras dure los paneles solares están privados de iluminación solar y, por ende, no generan energía y el satélite depende de la energía almacenada en las baterías para alimentar los diversos subsistemas en el satélite (Sumanth, 2019).

Durante la duración de un eclipse, los *heaters* son necesarios para los *CubeSats* debido al cambio drástico de temperatura que ocurre cuando el satélite pasa a través de la sombra de la Tierra. Durante estos periodos, se espera que el subsistema térmico esté encendido en su total capacidad.

Por otro lado, este proyecto asume que las baterías escogidas son capaces de almacenar la energía necesaria para lograr un suministro de potencia ininterrumpido durante los periodos de eclipse del satélite en ambas órbitas evaluadas.

De esta forma, para cada configuración de *CubeSat* (1U, 2U y 3U) se presentan 2 *power budgets* diferentes, donde cambian los componentes utilizados en el subsistema de comunicaciones según la frecuencia de banda que se utilice (banda S o UHF/VHF).

2.4.2 1U CubeSat

En la Tabla 5 y la Tabla 6 está detallado el consumo de potencia de un 1U *CubeSat* para las bandas UHF/VHF y para la banda S, respectivamente.

Tabla 5: Power budget del 1U *CubeSat* para banda UHF/VHF

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Peak Power [W] | Power factor [-] | Real Power Consumed [W] | Modes | | |
|--|--|-------------------|------------------------|----------------|------------------|-------------------------|-------------|--------------|---------------------|
| | | | | | | | Default | Capture | Ground Station Pass |
| Power | Power conversion, distribution and control | ISIS Space | iEPSv2 | 0.09 | 1.00 | 0.090 | 100% | 100% | 100% |
| CDH | On Board Computer | Nara Space | On-Board Computer | 0.30 | 0.35 | 0.110 | 100% | 100% | 100% |
| Comms | Antenna | ISIS Space | UHF/VHF antenna | 0.40 | 1.00 | 0.400 | 0% | 0% | 100% |
| | Transceptor | IQ Spacecom | Transmitter | 1.70 | 0.3 | 0.510 | 0% | 0% | 100% |
| | | | Receiver | 0.40 | 0.4 | 0.160 | 100% | 100% | 100% |
| ADCS | Sensors | Endurosat | Sun sensor & gyroscope | 0.01 | 0.40 | 0.004 | 100% | 100% | 100% |
| | Actuator | CubeSpace | Reaction Wheel | 1.95 | 1.00 | 1.950 | 0% | 60% | 20% |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 0.02 | 1.00 | 0.020 | 0% | 0% | 0% |
| Payload | Camera | OpenCosmos | RGB Imager | 0.32 | 0.40 | 0.130 | 0% | 100% | 0% |
| Total specified consumed power | | | | | | | 0.40 | 0.130 | 1.66 |
| Total specified available power | | | | | | | 3.96 | 3.96 | 3.96 |
| Budget surplus/deficit | | | | | | | 3.60 | 0.18 | 2.30 |

Tabla 6: Power budget del 1U CubeSat para banda S

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Peak Power [W] | Power Factor [-] | Real Power Consumed [W] | Modes | | |
|--|--|-------------------|------------------------|----------------|------------------|-------------------------|-------------|-------------|---------------------|
| | | | | | | | Default | Capture | Ground Station Pass |
| Power | Power conversion, distribution and control | ISIS Space | iEPSv2 | 0.09 | 1.00 | 0.090 | 100% | 100% | 100% |
| CDH | On Board Computer | ISIS Space | OBC | 0.40 | 0.35 | 0.140 | 100% | 100% | 100% |
| Comms | Antenna | ISIS Space | S-band patch antenna | 2.00 | 1.00 | 2.000 | 0% | 0% | 100% |
| | Transceptor | IQ Spacecom | Transmitter | 15.00 | 0.30 | 4.500 | 0% | 0% | 100% |
| | | | Receiver | 4.00 | 0.40 | 1.600 | 100% | 100% | 100% |
| ADCS | Sensors | Endurosat | Sun sensor & gyroscope | 0.01 | 0.40 | 0.004 | 100% | 100% | 100% |
| | Actuator | CubeSpace | Reaction Wheel | 1.95 | 1.00 | 1.950 | 0% | 60% | 100% |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 0.02 | 1.00 | 0.020 | 0% | 0% | 0% |
| Payload | Camera | OpenCosmos | RGB Imager | 0.32 | 0.40 | 0.130 | 0% | 0% | 0% |
| Total specified consumed power | | | | | | | 2.61 | 3.91 | 11.06 |
| Total specified available power | | | | | | | 3.96 | 3.96 | 3.96 |
| Budget surplus/deficit | | | | | | | 1.35 | 0.05 | -7.10 |

2.4.3 2U CubeSat

En la Tabla 7 y la Tabla 8 está detallado el consumo de potencia de un 2U *CubeSat* para las bandas UHF/VHF y la banda S, respectivamente.

Tabla 7: Power budget del 2U CubeSat para banda UHF/VHF

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Peak Power [W] | Power factor [-] | Real Power Consumed [W] | Modes | | |
|--|--|-------------------|----------------------------|----------------|------------------|-------------------------|-------------|-------------|---------------------|
| | | | | | | | Default | Capture | Ground Station Pass |
| Power | Power conversion, distribution and control | Ibeos | 14V/150-Watt CubeSat (EPS) | 1.40 | 1.00 | 1.40 | 100% | 100% | 100% |
| CDH | On Board Computer | ISIS Space | OBC | 0.40 | 0.35 | 0.14 | 100% | 100% | 100% |
| Comms | Antenna | ISIS Space | UHF/VHF antenna | 0.40 | 1.00 | 0.40 | 0% | 0% | 100% |
| | Transceptor | IQ Spacecom | Transmitter | 1.70 | 0.3 | 0.51 | 0% | 0% | 100% |
| | | | Receiver | 0.40 | 0.4 | 0.16 | 100% | 100% | 100% |
| ADCS | Integrated ADCS | CubeSpace | CubeADCS Y Momentum | 5.00 | 1.00 | 5.00 | 0% | 60% | 20% |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 0.02 | 1.00 | 0.02 | 0% | 0% | 0% |
| Payload | Camera | Open Cosmos | Visible Imager | 0.80 | 0.40 | 0.32 | 0% | 100% | 0% |
| Total specified consumed power | | | | | | | 1.72 | 5.02 | 3.61 |
| Total specified available power | | | | | | | 6.51 | 6.51 | 6.51 |
| Budget surplus/deficit | | | | | | | 4.79 | 1.49 | 2.90 |

Tabla 8: Power budget del 2U CubeSat para banda S

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Peak Power [W] | Power factor [-] | Real Power Consumed [W] | Modes | | |
|--|--|-------------------|----------------------------|----------------|------------------|-------------------------|-------------|-------------|---------------------|
| | | | | | | | Default | Capture | Ground Station Pass |
| Power | Power conversion, distribution and control | Ibeos | 14V/150-Watt CubeSat (EPS) | 1.40 | 1.00 | 1.40 | 100% | 100% | 100% |
| CDH | On Board Computer | ISIS Space | OBC | 0.40 | 0.35 | 0.14 | 100% | 100% | 100% |
| Comms | Antenna | ISIS Space | S-band patch antenna | 2.00 | 1.00 | 2.00 | 0% | 0% | 100% |
| | Transceptor | IQ Spacecom | Transmitter | 15.00 | 0.30 | 4.50 | 0% | 0% | 100% |
| Receiver | | | 4.00 | 0.40 | 1.60 | 100% | 100% | 100% | |
| ADCS | Integrated ADCS | CubeSpace | CubeADCS Y Momentum | 5.00 | 1.00 | 5.00 | 0% | 60% | 100% |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 0.02 | 1.00 | 0.02 | 0% | 0% | 0% |
| Payload | Camera | Open Cosmos | Visible Imager | 0.80 | 0.40 | 0.32 | 0% | 100% | 0% |
| Total specified consumed power | | | | | | | 3.16 | 6.46 | 14.64 |
| Total specified available power | | | | | | | 6.51 | 6.51 | 6.51 |
| Budget surplus/deficit | | | | | | | 3.35 | 0.05 | -8.13 |

2.4.4 3U CubeSat

En la Tabla 9 y la Tabla 10 **Tabla 5** está detallado el consumo de potencia de un 3U *CubeSat* para las bandas UHF/VHF y la banda S, respectivamente.

Tabla 9: Power budget del 3U *CubeSat* para banda UHF/VHF

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Peak Power [W] | Power factor [-] | Real Power Consumed [W] | Modes | | |
|--|--|-------------------|-----------------------|----------------|------------------|-------------------------|--------------|--------------|---------------------|
| | | | | | | | Default | Capture | Ground Station Pass |
| Power | Power conversion, distribution and control | ISIS Space | ICEPS2 | 0.93 | 1.00 | 0.93 | 100% | 100% | 100% |
| CDH | On Board Computer | ISIS Space | OBC | 0.40 | 0.35 | 0.14 | 100% | 100% | 100% |
| Comms | Antenna | ISIS Space | UHF/VHF antenna | 0.40 | 1.00 | 0.40 | 0% | 0% | 100% |
| | Transceptor | ISIS Space | Transmitter | 1.70 | 0.3 | 0.51 | 0% | 0% | 100% |
| | | | Receiver | 0.40 | 0.4 | 0.16 | 100% | 100% | 100% |
| ADCS | Integrated ADCS | CubeSpace | CubeADCS 3-Axis Small | 6.00 | 1.00 | 6.00 | 0% | 60% | 100% |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 0.02 | 1.00 | 0.02 | 0% | 0% | 0% |
| Payload | Camera | - | Camera | 18.4 | 0.40 | 7.36 | 0% | 100% | 0% |
| Total specified consumed power | | | | | | | 1.19 | 12.15 | 3.3 |
| Total specified available power | | | | | | | 12.16 | 12.16 | 12.16 |
| Budget surplus/deficit | | | | | | | 10.97 | 0.01 | 8.86 |

Tabla 10: Power budget del 3U CubeSat para banda S

| Subsystems | Equipment | Manufacturer | Component | Peak Power [W] | Power factor [-] | Real Power Consumed [W] | Modes | | |
|--|--|-------------------|-----------------------|----------------|------------------|-------------------------|--------------|--------------|---------------------|
| | | | | | | | Default | Capture | Ground Station Pass |
| Power | Power conversion, distribution and control | ISIS Space | ICEPS2 | 0.89 | 1.00 | 0.89 | 100% | 100% | 100% |
| CDH | On Board Computer | ISIS Space | OBC | 0.40 | 0.35 | 0.14 | 100% | 100% | 100% |
| Comms | Antenna | ISIS Space | S-band patch antenna | 2.00 | 1.00 | 2.00 | 0% | 0% | 100% |
| | Transceptor | IQ Spacecom | Transmitter | 15.00 | 0.30 | 4.50 | 0% | 0% | 100% |
| Receiver | | | 4.00 | 0.40 | 1.60 | 100% | 100% | 100% | |
| ADCS | Integrated ADCS | CubeSpace | CubeADCS 3-Axis Small | 6.00 | 1.00 | 6.00 | 0% | 60% | 100% |
| Thermal | Thermal control | Zoppas Industries | Flexible Heaters | 0.02 | 1.00 | 0.02 | 100% | 100% | 100% |
| Payload | Camera | - | Camera | 18.4 | 0.40 | 7.36 | 0% | 100% | 0% |
| Total specified consumed power | | | | | | | 2.63 | 13.59 | 15.13 |
| Total specified available power | | | | | | | 12.16 | 12.16 | 12.16 |
| Budget surplus/deficit | | | | | | | 9.53 | -1.43 | -2.97 |

2.4.5 Discusión

El análisis del power budget realizado muestra surplus de potencia durante todos los modos operativos para todas las configuraciones de *CubeSat* en las bandas UHF y VHF. En cambio, para la banda S, se observaron deficiencias constantes en el modo de *ground station pass* para las 3 configuraciones de *CubeSat* y también hubo deficiencias de potencia en el modo *capture* para el 3U. Esto indica que la potencia disponible no cumple con las demandas de los componentes que consumen mucha potencia, como el transmisor, la cámara y el CubeADCS⁹ durante estos modos críticos.

El déficit durante el modo *capture*, es debido al alto consumo de potencia de la cámara integrada en el 3U. A diferencia del 3U, el 1U y el 2U el *power budget* fue analizado con cámaras más pequeñas y con un consumo de potencia mucho menor. Las especificaciones de la cámara utilizada para el análisis del *power budget* del 3U están en más detalle en el capítulo 4. Pero esta es una cámara grande cuya herencia de vuelo es en un *CubeSat* 6U, lo cual explica la diferencia entre la potencia disponible y consumida.

Por otro lado, a diferencia de la banda S, la banda UHF y VHF utilizan, comúnmente, dos tipos de antena para misiones *CubeSat*: monopolo y dipolo. Ambas tienen un patrón de radiación casi omnidireccional (Latachi et al., 2017). Por lo tanto, se considera que el CubeADCS está en *stand-by* y trabaja al 20% durante el *ground station pass* para estas 2 bandas de frecuencia. Por lo tanto, la potencia total consumida por este componente se reduce. Y se explica porque existe déficit solo en la banda S durante este modo de operación.

Para compensar los problemas de déficit de potencia, se proponen integrar paneles solares desplegables. Al incorporar estos, se maximiza el área de superficie para la absorción de la luz solar, el *CubeSat* puede generar más energía, especialmente durante las órbitas con exposición prolongada a la luz solar. Esta solución garantizaría suficiente energía durante los modos operativos críticos, lo que permitiría realizar tareas de captura y descarga de imágenes sin interrupciones.

Estos paneles solares pueden variar en precio, se encuentran entre 5,000 y 25,000 dólares y pueden ser comprados *off-the-shelf* en (ISIS Space, 2023). ISIS Space ofrece paneles solares personalizados cuya configuración puede ser body-mounted o desplegable y son compatibles con tamaños de 1U a 12U. Con esta medida, se garantizaría el suministro de potencia durante los modos de operación críticos en la banda S, tal como se muestra a continuación.

En la Tabla 11 y la Tabla 12 se analiza el *power budget* para la banda S en un 1U y un 2U *CubeSat* con 4 paneles solares desplegables x/y (2 de cada lado del satélite), respectivamente. Mientras, que en la **Tabla 13** se muestra el *power budget* para la banda S en un 3U *CubeSat* con 2 paneles solares desplegables x/y (1 de cada lado del satélite). La nueva configuración de paneles solares, solamente utilizando los desplegables y con 0% *body-mounted*, se puede apreciar en la Figura 9.

⁹ CubeADCS: Es un componente de Cubespace que integra todos los sensores y actuadores necesarios para el control de navegación y actitud del satélite.

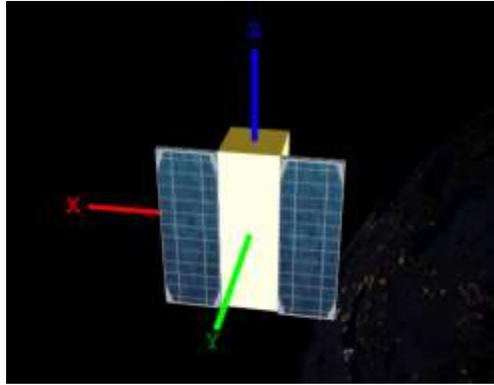


Figura 9: 2 paneles solares desplegados en un 3U *CubeSat*
(Fuente: Open Cosmos, 2023)

Tabla 11: *Power budget* con 4 paneles solares desplegados para un 1U *CubeSat*

| Power | Modes | | |
|-------------------------------------|-------------|-------------|---------------------|
| | Default | Capture | Ground station pass |
| Total specified consumed power [W] | 2.61 | 3.91 | 11.06 |
| Total specified available power [W] | 11.20 | 11.20 | 11.20 |
| Budget surplus/déficit [W] | 8.59 | 7.30 | 0.14 |

Tabla 12: *Power budget* con 4 paneles solares desplegados para un 2U *CubeSat*

| Power | Modes | | |
|-------------------------------------|--------------|--------------|---------------------|
| | Default | Capture | Ground station pass |
| Total specified consumed power [W] | 3.16 | 6.46 | 14.64 |
| Total specified available power [W] | 18.40 | 18.40 | 18.40 |
| Budget surplus/déficit [W] | 15.24 | 11.94 | 3.76 |

Tabla 13: *Power budget* con 2 paneles solares desplegados para un 3U *CubeSat*

| Power | Modes | | |
|-------------------------------------|--------------|-------------|---------------------|
| | Default | Capture | Ground station pass |
| Total specified consumed power [W] | 2.63 | 13.59 | 15.13 |
| Total specified available power [W] | 17.20 | 17.20 | 17.20 |
| Budget surplus/déficit [W] | 14.57 | 3.61 | 2.07 |

De esta forma, es posible apreciar que al agregar los paneles solares desplegados a la configuración original *body-mounted*, se cumple con la demanda de potencia en los 3 modos de operación principales del satélite en todas sus configuraciones. Es importante notar que, el cambiar a paneles solares desplegados significa un incremento del costo de los satélites.

CAPÍTULO 3: Enlace de Comunicaciones

En este capítulo, se presenta el diseño y cuantificación del enlace de comunicación (*link budget*) entre un *CubeSat* orbitando en la región LEO y una estación terrestre ubicada en la Universidad de Concepción, para 3 bandas de frecuencia: S, VHF y UHF.

3.1 Consideraciones de diseño

Para el diseño y evaluación de los enlaces de comunicación, las consideraciones de diseño a tomar en cuenta son:

3.1.1 Órbita satelital

Se detectan 2 macrozonas específicas dentro de la región de órbita baja (LEO) que concentran la mayor parte de misiones de *CubeSats*, estas son: la órbita SSO y la ISS, que representan un 80% de los *CubeSats* desplegados (Rojas, 2021). La órbita SSO incluye el 54% de los *CubeSats* y las órbitas ISS el 33% de los *CubeSats*. Además, el 94% de los nanosatélites están por debajo de los 750 [km] de altura (Quappe, 2021).

De acuerdo con lo anterior, se define 2 alturas y la distancia mínima entre el satélite y la estación terrestre, tal como se muestra en la Tabla 14.

Tabla 14: Altura y radio de la Tierra

| Órbita | Altura [km] | Radio de la Tierra [km] |
|--------|-------------|-------------------------|
| ISS | 300 | 6378 |
| SSO | 600 | |

3.1.2 Frecuencias de banda

La mayoría de los *CubeSats* actualmente activos se comunican con estación terrestre en bandas de frecuencia que están asignadas específicamente para la comunicación espacial o que corresponden a frecuencias satelitales de radioaficionados (HAM radio).

Existe una sólida herencia de vuelo para muchos sistemas de comunicación UHF/VHF y de banda S para *CubeSats*. Las frecuencias para estas bandas se aprecian en la Tabla 15 .

Tabla 15: Frecuencia de bandas de radio
(Fuente: NASA)

| Banda | Frecuencia |
|-------|----------------|
| VHF | 30 – 300 MHz |
| UHF | 300 – 1000 MHz |
| S | 2 – 4 GHz |

Las bandas VHF y UHF permiten transmitir pequeños conjuntos de datos, debido al reducido ancho de banda disponible, en cambio, la banda S es preferible para aplicaciones de imágenes basadas en un

CubeSat en LEO debido a su mayor ancho de banda, menor interferencia y mayor disponibilidad de estaciones terrestres y equipos, ya que, se utiliza con mayor regularidad (Barbaric et al., 2018).

3.1.3 Antenas y transeptores

Las antenas y los transeptores son componentes clave en los sistemas de comunicación modernos para transmitir y recibir las ondas electromagnéticas.

A. Antenas y transeptores del lado del satélite

Para misiones basadas en *CubeSats*, se suelen utilizar antenas (COTS) disponibles en el mercado para aplicaciones espaciales. Para una banda S, se utilizan antenas de parche y, para bandas VHF y UHF, se utilizan antenas monopolo o dipolo.

Los transeptores de banda S, VHF y UHF son dispositivos de comunicación que operan en diferentes bandas de frecuencia, cada una con sus propias características y aplicaciones.

Las antenas y transeptores utilizados del lado satelital y sus características se encuentran en la Tabla 16 y la Tabla 17.

Tabla 16: Antenas del lado del satelital y sus características

| Fabricante | Producto | Banda | Rango de Frecuencia [MHz] | Ganancia [dBi] |
|------------|------------------------------------|-------|---------------------------|----------------|
| ISIS Space | Antenna System ¹⁰ | VHF | 145.8 – 146.0 | 0 |
| | | UHF | 435.0 – 438.0 | |
| ISIS Space | S-Band Patch Antenna ¹¹ | S | 2,200 – 2,290 | 6.5 |

Tabla 17: Transeptores y sus características

| Fabricante | Modelo | Banda | Uplink/ Downlink | Rango de Frecuencia [MHz] | Data Rate [kbps] | Protocolo | Máxima Potencia de Transmisión [dBm] |
|-------------|-----------------------|-------|------------------|---------------------------|------------------|-----------------|--------------------------------------|
| ISIS Space | TRXUV ¹² | UHF | Uplink | 435-438 | 1.2 | AFSK | - |
| | | VHF | Downlink | 145.8-146 | 9.6 | BPSK | 23 |
| | TRXVU ¹³ | VHF | Uplink | 145.8-146 | 9.6 | AFSK/GMSK/FSK | - |
| | | UHF | Downlink | 435-439 | 9.6 | BPSK/GMSK | 27 |
| IQ Spacecom | XLink-S ¹⁴ | S | Uplink | 2,025-2,100 | 56 | BPSK | - |
| | | | Downlink | 2,200-2290 | 1000 | BPSK/QPSK/OQPSK | 33 |

¹⁰ Fuente: Anexo C

¹¹ Fuente: Anexo A

¹² Fuente: Anexo D

¹³ Fuente: Anexo D

¹⁴ Fuente: Anexo B

B. Antena del lado de la Tierra

Las antenas de alta ganancia son las comúnmente usadas para el lado terrestre del enlace de comunicación porque los niveles de potencia de un *CubeSat* están limitados por la potencia disponible a bordo, o los niveles de interferencia. La Tabla 18 muestra algunas de las capacidades de las antenas que comprende la estación terrestre.

Tabla 18: Frecuencias de banda de las antenas del lado terrestre

| Fabricante | Producto | Banda | Ganancia [dBi] | Uplink/ Downlink | Rango de Frecuencia [MHz] | Máxima Potencia de Transmisión [dBm] |
|------------|--|-------|----------------|------------------|---------------------------|--------------------------------------|
| Alén Space | Ground Station for UHF, VHF and S-Band ¹⁵ | VHF | 12 | Uplink | 140-180 | 47 |
| | | | | Downlink | 0.1-1500 | - |
| | | UHF | 14.94 | Uplink | 430-440 | 47 |
| | | | | Downlink | 0.1-1500 | - |
| Alén Space | Ground Station for S-Band ¹⁶ | S | 37.5 | Uplink | 2,025-2,100 | 44 |
| | | | | Downlink | 1,500-3600 | - |

3.1.4 Ancho de banda

Los *CubeSats* que operan en las bandas VHF y UHF utilizan en gran medida un radio HAM derivado del protocolo X.25: AX.25. Y, según el (IARU-R1 VHF Handbook, 2017), el ancho de banda disponible es de 20 kHz.

Para calcular el ancho de banda que utiliza protocolo OQPSK se utiliza la siguiente ecuación:

$$B = \frac{R_b}{SE \cdot FEC} (1 + r) [\text{MHz}] \quad [2]$$

Los valores de los parámetros de comunicación vienen del transceptor escogido, los cuales se pueden ver en la Tabla 19.

Tabla 19: Parámetros y ancho de banda del transceptor

| Banda | Data Rate [Mbit/s] | FEC [-] | r | Protocolo | SE [bit/s/Hz] | Ancho de banda [MHz] |
|-------|--------------------|---------|-----|-----------|---------------|----------------------|
| S | 6 | 0.75 | 0.3 | OQPSK | 1 | 10.4 |

¹⁵ Fuente: Anexo G

¹⁶ Fuente: Anexo F

3.2 Atenuaciones y Efectos de Propagación

Para determinar la viabilidad y el rendimiento de un enlace de comunicaciones, se toman en cuenta diferentes efectos de atenuación y propagación, tales como:

3.2.1 Propagación en el espacio libre

La mayor atenuación en las comunicaciones por satélite es la causada por la propagación del espacio libre (FSPL – *Free Space Path Loss*). Esta pérdida está dada por la distancia entre el transmisor y el receptor y el tipo de enlace, y se calculan de la siguiente forma:

$$FSPL = 22 + \log_{10} \left(\frac{S}{\lambda} \right)^2 \text{ [dB]} \quad [3]$$

Donde, S , se calcula:

$$S = R_E \cdot \sqrt{\frac{(h+R_E)^2}{R_E^2} - \cos(\delta)^2} - \sin(\delta) \text{ [m]} \quad [4]$$

Para las frecuencias y alturas de interés, las pérdidas de espacio libre se presentan en la Tabla 22 y la

| Parámetro | Valor | | | | | | Unidad | Fuente |
|-------------------------------------|--------------------|--------|---------|--------------------|--------|--------|--------|--------|
| | Uplink | | | Downlink | | | | |
| | S | UHF | VHF | S | UHF | VHF | | |
| Ángulo de elevación | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | ° | PD |
| Altitud | 600 | 600 | 600 | 600 | 600 | 600 | km | PD |
| Frecuencia | 2200.0 | 437.5 | 145.8 | 2290.0 | 435.0 | 146.0 | MHz | PD |
| Ancho de banda | 56000 | 20000 | 20000 | 10400000 | 20000 | 20000 | Hz | [2] |
| Distancia oblicua | 2329 | 2329 | 2329 | 2329 | 2329 | 2329 | km | [4] |
| | Estación Terrestre | | | CubeSat | | | | |
| Potencia de transmisión de salida | 25.12 | 50.12 | 50.12 | 2.00 | 0.50 | 0.20 | W | DS |
| Ganancia de la antena | 37.50 | 14.94 | 12.00 | 6.50 | 0.00 | 0.00 | dBi | DS |
| Pérdidas en la línea de transmisión | 2.70 | 2.70 | 2.70 | 0.60 | 0.80 | 0.40 | dB | PD |
| EIRP del transmisor | 78.80 | 59.24 | 56.30 | 32.40 | 26.20 | 22.60 | dB | [6] |
| Temperatura de ruido | 130.00 | 200.00 | 2000.00 | 290.00 | 290.00 | 290.00 | K | PD |
| | Canal | | | Canal | | | | |
| Propagación en el espacio libre | 166.63 | 152.60 | 143.06 | 166.98 | 152.55 | 143.07 | dB | [3] |
| Pérdida de puntería del transmisor | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | dB | PD |
| Pérdidas totales | 167.63 | 153.60 | 144.06 | 167.98 | 153.55 | 144.07 | dB | [5] |
| | CubeSat | | | Estación Terrestre | | | | |
| Pérdida de puntería del receptor | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | dB | PD |
| Ganancia de la antena | 6.50 | 0.00 | 0.00 | 37.50 | 14.94 | 12.00 | dBi | DS |

| | | | | | | | | |
|-------------------------------------|--------------|--------------|--------------|----------------|-------------|-------------|-----------|-------------|
| Pérdidas en la línea de transmisión | 0.60 | 0.80 | 0.40 | 2.70 | 2.70 | 2.70 | dB | PD |
| Figura de ruido | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | dB | PD |
| Temperatura de ruido del receptor | 290 | 290 | 290 | 130 | 200 | 2000 | K | PD |
| Temperatura de ruido efectiva | 578.63 | 578.63 | 578.63 | 418.63 | 488.63 | 2288.63 | K | [7] |
| Nivel de ruido | -123.50 | -127.97 | -127.97 | -102.21 | -128.70 | -122.00 | dB | [8] |
| Potencia recibida | -83.93 | -96.16 | -89.16 | -90.28 | -116.11 | -113.17 | dB | [9] |
| SNR | 39.56 | 31.80 | 38.81 | 11.93 | 12.59 | 8.82 | dB | [10] |
| SNR requerido | 9.50 | 16.00 | 14.00 | 10.00 | 6.40 | 6.40 | dB | PD |
| Máxima tasa de datos | 56000 | 1200 | 9600 | 6000000 | 9600 | 9600 | bps | DS |
| Protocolo utilizado | BPSK | AFSK | FSK | OQPSK | BPSK | BPSK | [-] | DS |
| Margen del enlace | 30.06 | 15.80 | 20.81 | 1.93 | 6.19 | 2.42 | dB | [11] |

Tabla 23.

3.2.2 Efectos de polarización

Los *CubeSats* pueden equiparse de antenas polarizadas lineal o circularmente. La ganancia y la polarización de las antenas deben asegurar la confiabilidad del enlace compensando los cambios de la polarización causados por la **Rotación de Faraday**.

Este efecto es significativo para frecuencias menores a 2 GHz, es decir, las bandas UHF y VHF. Para compensar por los cambios de polarización causados por la rotación de Faraday, la polarización de la antena receptora debe ser la misma que la de la onda entrante (Latachi et al., 2017).

En la Tabla 20, se listan un conjunto de varias combinaciones de polarización para elegir.

Tabla 20: Pérdida por polarización de la antena

(Fuente: Latachi et al., 2017)

| Combinación de polarización | Pérdida por polarización [dB] |
|-------------------------------|-------------------------------|
| Vertical-Vertical | 0 |
| Vertical-Horizontal | $-\infty$ |
| Horizontal-Horizontal | 0 |
| Circular (RHCP o LHCP)-Lineal | -3 |
| RHCP-RHCP | 0 |
| RHCP-LHCP | $-\infty$ |

La polarización de los componentes escogidos se muestra en la Tabla 21.

Tabla 21: Polarización de las antenas escogidas

| Antena | Producto | Polarización |
|-----------|----------------|--------------|
| Satelital | Antenna System | RHCP / LHCP |

| | | |
|-----------|--|-------------|
| | S-Band Patch Antenna | RHCP |
| Terrestre | Ground Station for UHF, VHF and S-Band | RHCP / LHCP |
| | Ground Station for S-Band | RHCP / LHCP |

Por esta razón, para las 3 bandas a evaluar, se asume alineación perfecta y una pérdida por polarización de 0 dB.

3.2.3 Efecto Doppler

Este efecto se debe al movimiento relativo del satélite y la estación terrestre a medida que el satélite orbita la Tierra y da como resultado un cambio en la frecuencia de las ondas de radio emitidas entre los satélites y las estaciones terrestres. Este cambio en la frecuencia se ve afectado por una serie de variables, incluida la frecuencia de las ondas de radio que se transmiten y, la velocidad y dirección del viaje del satélite.

En misiones basadas en *CubeSats*, para compensar el efecto Doppler, la corrección se realiza normalmente en la estación terrestre, dado un modelo orbital corregido (Barbaric et al., 2018). Por lo tanto, no se esperan pérdidas por este efecto.

3.2.4 Atenuación por lluvia

La pérdida por lluvia depende la frecuencia y, en general, es más alta para frecuencias más altas. En (RECOMENDACIÓN UIT-R P.838-3, 1992), se pueden ver los valores para evaluar las pérdidas por lluvia para una estación terrestre, en los rangos de frecuencia desde 1 GHz hasta 1 THz. Tal que, para una banda S con una banda de 2.2 GHz, la pérdida por lluvia es de 0.093 dB.

Por lo tanto, para frecuencias tan bajas, esta pérdida es insignificante y para frecuencias aún más bajas en bandas UHF y VHF, la atenuación es aún menos significativa.

3.2.5 Pérdida de puntería

Esta pérdida puede ocurrir por una desalineación del *CubeSat* o alteraciones en su órbita, y la consecuencia es una reducción en la intensidad o la calidad de la señal causada por la antena del *CubeSat* que apunta lejos de la Tierra.

Se asume que, para las antenas (en Tierra y en el espacio), el mecanismo de seguimiento proporcionará una precisión mecánica de al menos 0.1° (NASA, 2022), y que si pérdida se puede asumir en $P_L = 1$ dB.

3.2.6 Pérdidas totales

Las pérdidas totales se calculan sumando todas las atenuaciones y efectos anteriormente mencionados. Se calcula tal que:

$$TL = FSLP + L_{polar} + L_{dopp} + L_{rain} + L_{point} \quad [5]$$

3.3 Parámetros de los enlaces de comunicaciones

Para comprender mejor lo contenido en el presupuesto del enlace de comunicaciones, se definen algunos de los parámetros clave. Todos los valores para cada uno de los parámetros definidos se pueden encontrar en la Tabla 22 y la Tabla 23.

3.3.1 Potencia isotrópica radiada equivalente (EIRP)

Esta es la cantidad de potencia que una antena isotrópica ideal necesitaría irradiar para lograr la misma densidad de potencia en un punto particular que la antena real. Tiene en cuenta tanto la potencia de salida del transmisor como la ganancia de la antena. Su fórmula es:

$$EIRP = P_T + G_T \text{ [dB]} \quad [6]$$

3.3.2 Figura de Ruido

Esta es una medida de la degradación de la relación señal-ruido (SNR) causada por un sistema, en comparación con el caso ideal de cero ruidos. Es un valor que puede ser entregado por la hoja de datos de la antena o se puede calcular.

3.3.3 Temperatura efectiva de ruido

Esta es una medida de la cantidad de ruido generado por un sistema, expresado en términos de una temperatura equivalente. La temperatura de ruido de un sistema está relacionada con la cantidad de ruido térmico generado por sus componentes, como amplificadores y resistencias. Se calcula según:

$$T_e = T_0(F - 1) \text{ [K]} \quad [7]$$

3.3.4 Nivel de ruido

Se refiere al ruido de fondo presente en un sistema de comunicación. El nivel de ruido está relacionado con la temperatura de ruido del sistema y el ancho de banda del receptor. Se calcula con la siguiente ecuación:

$$N = 10 \cdot \log_{10}(kT_e B) \text{ [dBm]} \quad [8]$$

3.3.5 Potencia recibida

La potencia recibida es la potencia total de la señal recibida por el receptor. Es el nivel de potencia de la señal deseada, incluida cualquier atenuación o ganancia que se produzca durante la propagación. Se calcula con la siguiente ecuación:

$$P_r = G_t + P_t + G_r - T_L \text{ [dBm]} \quad [9]$$

3.3.6 Relación señal a ruido (SNR)

La SNR es la relación entre la potencia de la señal recibida y la potencia del ruido en el ancho de banda del receptor y mide la calidad de la señal recibida en relación con la cantidad de ruido presente en el sistema. Se puede calcular de la siguiente forma:

$$SNR = P_r - N_o \text{ [dB]} \quad [10]$$

3.3.7 Margen del enlace

El margen del enlace se calcula según:

$$LM = SNR - (SNR)_{req} \quad [11]$$

El SNR requerido es el valor mínimo requerido para lograr una tasa de error de bit (BER) aceptable para un sistema de comunicación. BER es una medida del número de bits erróneos recibidos en comparación con el número total de bits transmitidos.

Los diferentes esquemas de modulación tienen diferente susceptibilidad al ruido y a las degradaciones del canal, por lo que la SNR requerida para lograr una BER aceptable varía según la modulación utilizada. La relación entre SNR y BER a menudo se representa mediante una curva SNR frente a BER.

3.4 Link Budget

Para el diseño de los presupuestos de enlace de comunicación, se tomaron en cuenta todos los factores anteriormente descritos. Y en este capítulo, se presentaron las elecciones de diseño realizadas basadas, principalmente, en (Barbaric et al., 2018; Gibson, 2002; Latachi et al., 2017; Wertz et al., 2011).

La Tabla 22 y la Tabla 23 presentan el *link budget* para las altitudes de interés: 300 km y 600 km, correspondientemente. Este *link budget* evalúa el peor de los casos, en el que el satélite es visible al mínimo ángulo de elevación desde la estación terrestre. Este ángulo define la posición más lejana del satélite en relación con la estación terrestre en la que se establecería la comunicación.

Tabla 22: Link Budget para una altitud de 300 km

| Parámetro | Valor | | | | | | Unidad | Fuente |
|-------------------------------------|--------------------|--------------|--------------|--------------------|--------------|-------------|-----------|------------------|
| | Uplink | | | Downlink | | | | |
| | S | UHF | VHF | S | UHF | VHF | | |
| Ángulo de elevación | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | ° | PD ¹⁷ |
| Altitud | 300 | 300 | 300 | 300 | 300 | 300 | km | PD |
| Frecuencia | 2200.0 | 437.5 | 145.8 | 2290.0 | 435.0 | 146.0 | MHz | PD |
| Ancho de banda | 56000 | 20000 | 20000 | 22533333 | 20000 | 20000 | Hz | [2] |
| Distancia oblicua | 1500 | 1500 | 1500 | 1500 | 1500 | 1500 | km | [4] |
| | Estación Terrestre | | | CubeSat | | | | |
| Potencia de transmisión de salida | 25.12 | 50.12 | 50.12 | 2.00 | 0.50 | 0.20 | W | DS ¹⁸ |
| Ganancia de la antena | 37.50 | 14.94 | 12.00 | 6.50 | 0.00 | 0.00 | dBi | DS |
| Pérdidas en la línea de transmisión | 2.70 | 2.70 | 2.70 | 0.60 | 0.80 | 0.40 | dB | PD |
| EIRP del transmisor | 78.80 | 59.24 | 56.30 | 44.93 | 26.20 | 22.60 | dB | [6] |
| Temperatura de ruido | 130.00 | 200.00 | 2000.00 | 290.00 | 290.00 | 290.00 | K | PD |
| | Canal | | | Canal | | | | |
| Propagación en el espacio libre | 162.81 | 148.78 | 139.24 | 163.16 | 148.73 | 139.25 | dB | [3] |
| Pérdida de puntería del transmisor | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | dB | PD |
| Pérdidas totales | 163.81 | 149.78 | 140.24 | 164.16 | 149.73 | 140.25 | dB | [5] |
| | CubeSat | | | Estación Terrestre | | | | |
| Pérdida de puntería del receptor | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | dB | PD |
| Ganancia de la antena | 6.50 | 0.00 | 0.00 | 37.5 | 14.94 | 12.00 | dBi | DS |
| Pérdidas en la línea de transmisión | 0.60 | 0.80 | 0.40 | 2.70 | 2.70 | 2.70 | dB | PD |
| Figura de ruido | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | dB | PD |
| Temperatura de ruido del receptor | 290 | 290 | 290 | 130 | 200 | 2000 | K | PD |
| Temperatura de ruido del sistema | 578.63 | 578.63 | 578.63 | 418.63 | 488.63 | 2288.63 | K | [7] |
| Nivel de ruido | -123.50 | -127.97 | -127.97 | -98.85 | -128.70 | -122.00 | dB | [8] |
| Potencia recibida | -80.11 | -92.34 | -85.34 | -86.46 | -112.29 | -109.35 | dB | [9] |
| SNR | 43.38 | 35.62 | 42.63 | 12.40 | 16.41 | 12.65 | dB | [10] |
| SNR requerido | 9.50 | 16.00 | 14.00 | 10.00 | 6.40 | 6.40 | dB | PD |
| Máxima tasa de datos | 56000 | 1200 | 9600 | 13000000 | 9600 | 9600 | bps | DS |
| Protocolo utilizado | BPSK | AFSK | FSK | OQPSK | BPSK | BPSK | [-] | DS |
| Margen del enlace | 33.88 | 19.62 | 24.63 | 2.40 | 10.01 | 6.25 | dB | [11] |

¹⁷ PD: Parámetro de diseño¹⁸ DS: Data sheet

Tabla 23: Link Budget para una altitud de 600 km

| Parámetro | Valor | | | | | | Unidad | Fuente |
|-------------------------------------|--------------------|--------------|--------------|--------------------|-------------|-------------|-----------|-------------|
| | Uplink | | | Downlink | | | | |
| | S | UHF | VHF | S | UHF | VHF | | |
| Ángulo de elevación | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | ° | PD |
| Altitud | 600 | 600 | 600 | 600 | 600 | 600 | km | PD |
| Frecuencia | 2200.0 | 437.5 | 145.8 | 2290.0 | 435.0 | 146.0 | MHz | PD |
| Ancho de banda | 56000 | 20000 | 20000 | 10400000 | 20000 | 20000 | Hz | [2] |
| Distancia oblicua | 2329 | 2329 | 2329 | 2329 | 2329 | 2329 | km | [4] |
| | Estación Terrestre | | | CubeSat | | | | |
| Potencia de transmisión de salida | 25.12 | 50.12 | 50.12 | 2.00 | 0.50 | 0.20 | W | DS |
| Ganancia de la antena | 37.50 | 14.94 | 12.00 | 6.50 | 0.00 | 0.00 | dBi | DS |
| Pérdidas en la línea de transmisión | 2.70 | 2.70 | 2.70 | 0.60 | 0.80 | 0.40 | dB | PD |
| EIRP del transmisor | 78.80 | 59.24 | 56.30 | 32.40 | 26.20 | 22.60 | dB | [6] |
| Temperatura de ruido | 130.00 | 200.00 | 2000.00 | 290.00 | 290.00 | 290.00 | K | PD |
| | Canal | | | Canal | | | | |
| Propagación en el espacio libre | 166.63 | 152.60 | 143.06 | 166.98 | 152.55 | 143.07 | dB | [3] |
| Pérdida de puntería del transmisor | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | dB | PD |
| Pérdidas totales | 167.63 | 153.60 | 144.06 | 167.98 | 153.55 | 144.07 | dB | [5] |
| | CubeSat | | | Estación Terrestre | | | | |
| Pérdida de puntería del receptor | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 | dB | PD |
| Ganancia de la antena | 6.50 | 0.00 | 0.00 | 37.50 | 14.94 | 12.00 | dBi | DS |
| Pérdidas en la línea de transmisión | 0.60 | 0.80 | 0.40 | 2.70 | 2.70 | 2.70 | dB | PD |
| Figura de ruido | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | 3.00 | dB | PD |
| Temperatura de ruido del receptor | 290 | 290 | 290 | 130 | 200 | 2000 | K | PD |
| Temperatura de ruido efectiva | 578.63 | 578.63 | 578.63 | 418.63 | 488.63 | 2288.63 | K | [7] |
| Nivel de ruido | -123.50 | -127.97 | -127.97 | -102.21 | -128.70 | -122.00 | dB | [8] |
| Potencia recibida | -83.93 | -96.16 | -89.16 | -90.28 | -116.11 | -113.17 | dB | [9] |
| SNR | 39.56 | 31.80 | 38.81 | 11.93 | 12.59 | 8.82 | dB | [10] |
| SNR requerido | 9.50 | 16.00 | 14.00 | 10.00 | 6.40 | 6.40 | dB | PD |
| Máxima tasa de datos | 56000 | 1200 | 9600 | 6000000 | 9600 | 9600 | bps | DS |
| Protocolo utilizado | BPSK | AFSK | FSK | OQPSK | BPSK | BPSK | [-] | DS |
| Margen del enlace | 30.06 | 15.80 | 20.81 | 1.93 | 6.19 | 2.42 | dB | [11] |

3.5 Discusión

Los presupuestos de los enlaces de comunicaciones (*link budget*) presentados se calcularon con parámetros de comunicación usados típicamente en misiones *CubeSat*. Con los componentes (COTS) se definen los parámetros de entrada para el sistema.

Varias atenuaciones y efectos de propagación comúnmente vistos en los enlaces de comunicación satelital no son importantes en el cálculo de estos presupuestos de comunicación porque las bandas de frecuencia de interés son bajas (menos de 3 GHz) donde estos efectos tienen poco impacto en la calidad de la señal. La polarización puede afectar significativamente la comunicación en las bandas VHF y UHF, por lo que se utilizan antenas con polarización circular en ambos lados del enlace. Además, si bien las condiciones climáticas, como la lluvia, las nubes y el hielo, pueden causar pérdidas, no son significativas para las bandas de frecuencia que se utilizan.

De las bandas de frecuencia evaluadas, la S es la mejor para la comunicación por satélite, ya que reduce la penalización de potencia de los efectos dependientes de la frecuencia y permite una mayor transmisión de datos de ambos lados de la comunicación. En general, la banda S provee mayor confiabilidad y eficiencia debido a los protocolos de modulación que ocupa. Además, proporciona un buen equilibrio entre el tamaño de la antena, el ancho de banda de la señal y la atenuación atmosférica.

Se observa que el *link budget* del enlace de comunicaciones con una menor altura tiene mejor rendimiento, aunque se utilicen los mismos componentes, frecuencias y datos generales, esto se debe a que, a medida que aumenta la altura, las longitudes de trayectoria son más largas y hay mayor atenuaciones e interferencias, por esta razón se necesitan buenos protocolos y códigos. Estos últimos implican el uso de códigos de corrección de errores para mejorar la confiabilidad de la transmisión de datos. Estos códigos agregan redundancia a los datos transmitidos, lo que permite que el receptor detecte y corrija los errores que puedan ocurrir durante la transmisión.

De esta forma, se cumple con el *link budget*, demostrando que los parámetros de comunicación sugeridos son válidos.

CAPÍTULO 4: Payload Óptico

En este capítulo se busca calcular las medidas de desempeño (MoP) de interés para el payload óptico que cumpla con la misión de obtener imágenes de la región de la Amazonas brasileño.

4.1 Especificaciones del payload

El diseño del *payload* escogido está basado en los resultados de la misión KITSUNE (Azami, Orger, Schulz, Oshiro, Alarcon, et al., 2022). KITSUNE es una misión de observación de la Tierra de un *CubeSat* 6U con una resolución de 5 metros para la clasificación de imágenes de incendios forestales. El payload está diseñado para la observación de la Tierra y capturar patrones hechos por el hombre en el suelo como misión principal. (Azami, Orger, Schulz, Oshiro, & Cho, 2022).

El payload óptico está diseñado de manera de que su largo, ancho y altura coincidan con las restricciones de forma de un 3U *CubeSat*, y está basado en componentes comercialmente listos para usar (COTS).

El hardware está compuesto de: la placa controladora de cámara, el sensor de la cámara y el lente de la cámara. Sus especificaciones más importantes están denotadas en la Tabla 24.

Tabla 24: Especificaciones del payload
(Fuente: Adaptado de Azami, Orger, Schulz, Oshiro, Alarcon, et al., 2022)

| Componente | Detalles | Información |
|---------------------------|-----------------------------------|---|
| Sensor | Número de pixeles | 31.4 millones |
| | Tamaño del pixel | 3.45 μm (H) x 3.45 μm (V) |
| | Resolución | 6.464 x 4,852 pixeles |
| | Velocidad de transmisión de datos | 10 Mbps |
| Placa controladora | Memoria | 32 GB (flash), 1 GB (RAM) |
| | Velocidad de captura de imágenes | 0.42-8.75 cuadros por segundo ¹⁹ |
| Lente | Distancia focal | 300 mm |
| | Ángulo de vista | 4.5° |

4.2 Métricas de desempeño

James Wertz, 1999 describe dos tipos de métricas para la evaluación de desempeño del payload para misiones de observación de la Tierra. Las restricciones del desempeño físico, como: la resolución espacial, espectral, radiométrica y resolución temporal. Por otro lado, entre las restricciones del desempeño operacional se encuentran: el límite de ciclos del sensor, asignar y calendarizar los límites en el tiempo del sensor y la contención de recursos. Las siguientes métricas y sus ecuaciones fueron obtenidas de (Valenzuela & Reyes, 2019).

¹⁹ Depende de la resolución de la imagen

4.2.1 Distancia de muestreo en la Tierra (GSD)

Define el tamaño de un solo píxel en una imagen o la resolución de un sensor en el suelo. Las unidades de medida, como metros o centímetros por píxel, suelen ser empleadas para evaluar las separaciones de píxeles adyacentes dentro de las áreas observadas.

Los valores de GSD más pequeños significan una mayor precisión cuando se trata de analizar imágenes capturadas desde el espacio con menos distorsión que si hubiera una medición de GSD más grande. Para calcular el GSD se utiliza la siguiente fórmula:

$$GSD = \frac{px_{size} \cdot h}{f} [m] \quad [12]$$

4.2.2 Distancia de resolución en la Tierra (GRD)

Es la distancia mínima que permite detectar dos objetivos puntuales como entidades separadas en la imagen adquirida por el sensor satelital. Con relación al límite de difracción de Rayleigh, el GRD es la resolución mínima que se puede obtener debido a efectos de difracción de luz y está dado por la ecuación:

$$GRD_{RDL} = 1.22 \cdot h \cdot \frac{\lambda}{D} [m] \quad [13]$$

4.2.3 Tamaño del punto de tierra (GSS)

El tamaño del punto de tierra se refiere al área en la superficie de la Tierra cubierta por un solo píxel. Un tamaño de punto de suelo más pequeño significa una resolución más alta, detectando características más pequeñas, mientras que un tamaño de punto de suelo más grande indica una resolución más baja. Este se define por motivos de simplificación de cálculos con la siguiente fórmula:

$$GSS = \frac{GRD}{1.22} = \frac{h}{Q} \cdot \frac{\lambda}{D} [m] \quad [14]$$

Donde Q es el factor de calidad de un instrumento óptico, este depende únicamente del detector que este instrumento tenga y tiene valores entre 0.5 y 2.

$$Q \equiv \frac{GSS}{GRD} [m] \quad [15]$$

4.2.4 Ancho de franja

Se refiere a la cobertura horizontal de un área observada por un sensor o instrumento durante una sola pasada. Representa el ancho de la tira de imagen capturada de una sola vez.

El ancho de la franja está determinado por las características del sistema y afecta el equilibrio entre cobertura y resolución. Una franja más ancha cubre un área más grande, pero sacrifica los detalles, mientras que una franja más estrecha proporciona una resolución más alta, pero cubre un área más pequeña.

Para el valor del ancho de franja se utiliza como referencia el satélite *CubeSat Dove* de resolución media, que pertenece a la constelación PlanetScope, y cuyo objetivo es recolectar pasivamente

imágenes de la masa terrestre de la Tierra de forma continua (Collison et al., 2022). De su ficha técnica se obtiene que el valor del ancho de franja es de 25 km.

4.2.5 Data rate

La velocidad de datos generada debido a la obtención de imágenes se calcula de la siguiente forma:

$$DR_{gen} = \frac{S_w \cdot V_g}{GSD} \cdot b \left[\frac{bits}{s} \right] \quad [16]$$

El *data rate* es dependiente del ancho de franja, la distancia de muestreo, la cantidad de bits y la velocidad del satélite con respecto a la Tierra. Esta última la cual se calcula considerando una órbita circular, tal que:

$$V_g = \sqrt{\mu \cdot \left(\frac{1}{R_E + h} \right)} \left[\frac{m}{s} \right] \quad [17]$$

4.2.6 Resultados imagen terrestre

Se calculan las métricas de desempeño mencionadas anteriormente, utilizando los parámetros de diseño de la misión y las características del payload del satélite KITSUNE presentes en la Tabla 24.

En la Tabla 25 se muestran los resultados para una órbita ISS a 300 km y una órbita SSO a 600 km.

Tabla 25: Parámetros de desempeño del payload.

| Parámetro | Valor | | Unidad | Fuente |
|------------------------------|---------------|--------------|----------------|-------------|
| Misión | | | | |
| Height | 300 | 600 | km | PD |
| Wavelength | 550 | | nm | PD |
| Ground track velocity | 7,726 | 7,558 | m/s | [17] |
| Métricas de desempeño | | | | |
| GSD | 3.45 | 6.90 | m | [12] |
| GRD | 2.68 | 5.37 | m | [13] |
| GSS | 2.20 | 4.40 | m | [14] |
| Q | 0.64 | | - | [15] |
| Swath width | 25,000 | | m | PD |
| Bit depth | 12 | | bits | PD |
| Data rate generated | 194.73 | 47.62 | Mbits/s | [16] |

La tasa de datos es significativamente mayor a una altura más baja debido a que el satélite cubre más área terrestre en menos tiempo (mayor velocidad de seguimiento en Tierra) y captura las imágenes más detalladas (menor GSD).

CAPÍTULO 5: Análisis de casos

En este capítulo, se presentan los cálculos de los datos generados por la captura de imágenes de la región de interés vs. los datos descargados en la estación terrestre.

Para generar los resultados, se utilizó el software FreeFlyer (*FreeFlyer® Software - A.i. Solutions, 2023*) y se corrieron simulaciones para 1, 5, 10 y 30 días. Donde los parámetros de entrada fueron: las dos órbitas (ISS a 300 km y SSO a 600 km), la región de interés (Amazonas, Región Norte, Brasil) y en un principio, una sola estación terrestre ubicada en la Universidad de Concepción.

En la Figura 10, se pueden apreciar el mapa 2D de la simulación; en verde la órbita SSO, en celeste la órbita ISS, en amarillo la región de interés y en rojo la estación terrestre.

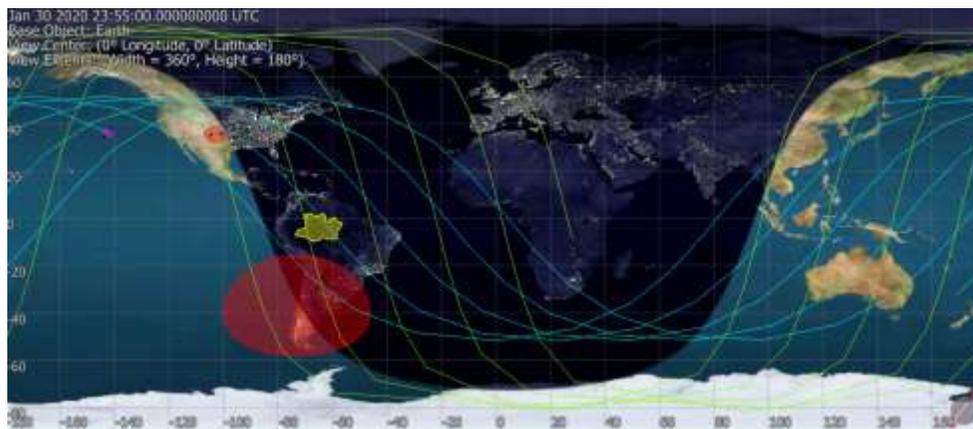


Figura 10: Mapa 2D de la simulación

5.1 Datos generados

La cantidad de datos generados va a ser dependiente de los datos orbitales (tipo de órbita y altura), los parámetros de diseño de la misión (tipo de misión y características del payload) y el tiempo de contacto con la región de interés.

Para cuantificar la cantidad de datos generados, se utiliza el *data rate* de generación, calculado anteriormente y se simula la misión para obtener el tiempo promedio de contacto, de modo que:

$$\text{Data}_{\text{gen}} = \text{DR}_{\text{gen}} \cdot t \text{ [Mbit]} \quad [17]$$

5.2 Datos descargados

Los datos descargados van a ser dependientes de los parámetros de diseño de la misión (tipo de frecuencia de banda y las características del transmisor) y el tiempo de contacto con la estación terrestre.

Para cuantificar la cantidad de datos descargados, se utiliza el *data rate* de descarga utilizado para calcular el link budget y se simula la misión para obtener el tiempo promedio de contacto, tal que:

$$\text{Data}_{\text{down}} = \text{DR}_{\text{down}} \cdot t \text{ [Mbit]} \quad [18]$$

Los datos finales se presentan en GB, la conversión es: 1 Gbit son 1000 Mbit y que 1 byte tiene 8 bits.

5.3 Órbita SSO

5.3.1 UHF/VHF

Primero se analiza la órbita SSO a 600 km utilizando las bandas de frecuencia VHF/UHF. Se consideran ambas porque tienen el mismo *data rate* de descarga. En la Tabla 26 se muestran los *data rates* para estas condiciones.

Tabla 26: Data rates para una órbita a 600 km y una banda VHF/UHF

| Data Rate Generación | Data Rate Descarga | Unidad |
|----------------------|--------------------|--------|
| 47.62 | 0.0096 | Mbps |

En el datasheet de transceptor de ISIS Space para las bandas de frecuencia UHF y VHF se puede ver que existen 4 *data rates* de descarga seleccionables: 1200, 2400, 4800, 9600 bps. El escogido para los cálculos de link budget es el máximo seleccionable.

En la Tabla 27 se aprecia el detalle los tiempos de contacto y los datos generados vs. los datos generados.

Tabla 27: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con frecuencia de banda UHF/VHF

| Tiempo de contacto zona de interés: Amazonas [min] | Datos Generados [GB] | Tiempo de contacto estación UdeC [min] | Datos Descargados [GB] | Diferencia no descargada [GB] |
|--|----------------------|--|------------------------|-------------------------------|
| 1 día | | | | |
| 0 | 0 | 25 | 0 | 0 |
| 5 días | | | | |
| 12 | 4.36 | 77 | 0.01 | 4.35 |
| 10 días | | | | |
| 40 | 14.39 | 235 | 0.02 | 14.37 |
| 30 días | | | | |
| 90 | 32.38 | 823 | 0.06 | 32.32 |

Para un día, el satélite tiene contacto 3 veces con la estación terrestre UdeC, pero no tiene contacto con la región de interés, por ende, no se generan ni se descargan datos. Como en los tiempos de 5, 10 y 30 días existe un déficit de 4.35, 14.37 y 32.32 GB, correspondientemente, se compensa la diferencia de datos que no pudo ser descargada agregando más estaciones terrestres en donde descargar datos.

A través del programa *KSATlite*, se puede obtener acceso a diferentes estaciones terrestres para operaciones satelitales localizadas en el mundo. Estas estaciones terrestres reciben datos de los satélites de observación de la Tierra y los transmiten a los centros de procesamiento de *KSAT*. Luego, los datos se procesan, calibran y ponen a disposición de los clientes casi en tiempo real (*KSATlite*, 2021).

Para esta memoria se analizan 3 estaciones terrestres adicionales ubicadas en: Punta Arenas, Chile, Karir, Noruega y Santa María, Brasil. Y, en la Figura 11 se aprecia el mapa 2D de la misión con todas las estaciones terrestres analizadas. En rojo la estación en la Universidad de Concepción, en verde la estación ubicada en Punta Arenas, en morado la estación ubicada en Santa María y en celeste la estación ubicada en Karir.

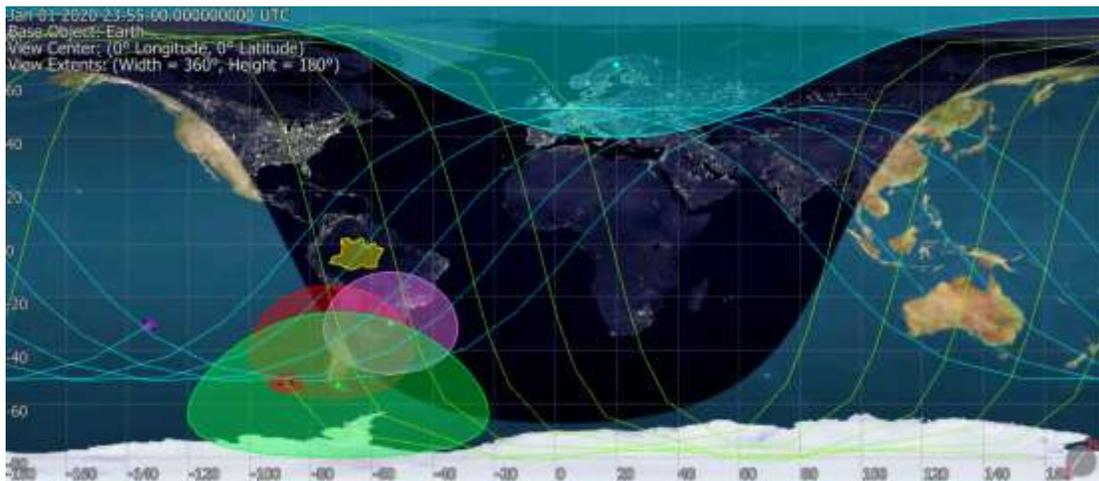


Figura 11: Mapa 2D de la simulación con las 4 estaciones terrestres

En la Tabla 28 se muestran los tiempos de contacto que tiene el satélite ubicado en la órbita SSO con las estaciones terrestres anteriormente mencionadas.

Tabla 28: Tiempos de contacto del satélite en la órbita SSO con las estaciones terrestres

| Tiempo de contacto estación UdeC [min] | Tiempo de contacto estación Karir [min] | Tiempo de contacto estación Punta Arenas [min] | Tiempo de contacto estación Santa María [min] | Tiempo total de contacto con estaciones [min] |
|--|---|--|---|---|
| 1 día | | | | |
| 25 | 122 | 73 | 21 | 241 |
| 5 días | | | | |
| 77 | 517 | 371 | 104 | 706 |
| 10 días | | | | |
| 235 | 1,157 | 743 | 206 | 2,343 |
| 30 días | | | | |
| 823 | 3,726 | 2,245 | 621 | 5,209 |

Con los tiempos de contacto obtenidos, se analiza si es posible descargar todos los datos generados. Los resultados se presentan en la Tabla 29.

Tabla 29: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con las frecuencias de banda UHF/VHF y cuatro estaciones terrestres

| Datos Generados [GB] | Datos Descargados [GB] | Diferencia no descargada [GB] |
|----------------------|------------------------|-------------------------------|
| 1 día | | |
| 0 | 0 | 0 |
| 5 días | | |
| 4.36 | 0.05 | 4.31 |
| 10 días | | |
| 14.39 | 0.17 | 14.22 |
| 30 días | | |
| 32.38 | 0.38 | 32.00 |

Como sigue existiendo un déficit de datos que no pueden ser descargados, se concluye que las bandas de frecuencia UHF/VHF no cumplen con el objetivo de poder descargar todos los datos generados. Al no poder aumentar el *data rate* de descarga para estas frecuencias, la manera de compensar la diferencia de datos que no se pueden descargar es, contratar muchas estaciones terrestres para compensar la diferencia de GB no descargados. Pero, como KSatlite no soporta la frecuencia de banda VHF, esta no cumple los requisitos y es necesario cambiar de frecuencia de banda.

5.3.2 Banda S

Se analiza la órbita SSO a 600 km y una banda de frecuencia S para la descarga. En la Tabla 30 se muestran los *data rates* para estas condiciones.

Tabla 30: Data rates para una órbita a 600 km y una banda S

| Data Rate Generación | Data Rate Descarga | Unidad |
|----------------------|--------------------|--------|
| 47.62 | 6 | Mbps |

El transmisor de IQ Spacecom utilizado tiene un rango amplio de data rates utilizables. El datasheet indica que puede ir desde los 500 kbps a los 100 Mbps. En este caso, se utilizan 6 Mbps porque fue el *data rate* seleccionado para el cálculo del link budget.

Con los *data rates* calculados, es posible cuantificar los datos generados y los descargados para el tiempo transcurrido de interés: 1, 5, 10 y 30 días. En la Tabla 31 se puede apreciar el detalle.

Tabla 31: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con frecuencia de banda S

| Tiempo de contacto zona de interés: Amazonas [min] | Datos Generados [GB] | Tiempo de contacto estación UdeC [min] | Datos Descargados [GB] | Diferencia no descargada [GB] |
|--|----------------------|--|------------------------|-------------------------------|
| 1 día | | | | |
| 0 | 0 | 25 | 0 | 0 |
| 5 días | | | | |
| 12 | 4.36 | 77 | 3.49 | 0.87 |
| 10 días | | | | |
| 40 | 14.39 | 235 | 10.62 | 3.77 |
| 30 días | | | | |
| 90 | 32.38 | 823 | 37.08 | 0 |

A los 5 días, hay una diferencia de 0.87 Gbytes que no pudieron ser descargados en el tiempo correspondiente. Y a los 10 días, la cantidad de Gbytes que no pudieron ser descargados aumenta a 3.77. En cambio, cuando se corre la simulación durante 30 días, es posible descargar todos los datos generados en la estación terrestre ubicada.

Al ser una banda S, existen 3 posibles opciones para compensar el déficit:

- Lanzar más satélites a la misma órbita para disminuir los datos generados.
- Agregar más estaciones terrestres.
- Aumentar el *data rate* de descarga y, en consecuencia, aumentar la potencia de transmisión del satélite.

Considerando la primera opción, es necesario lanzar 1 satélite extra para lograr descargar todos los datos en una sola estación terrestre. Como el costo del satélite y del lanzamiento se estima mayor al de rentar estaciones terrestres, se evalúa la opción de agregar una segunda estación ubicada en Karir, Noruega.

En la Tabla 32 **Tabla 32** se muestra el detalle de los datos con la dos estaciones terrestres.

Tabla 32: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con frecuencia de banda S y dos estaciones terrenas

| Tiempo de contacto zona de interés: Amazonas [seg] | Datos Generados [GB] | Tiempo de contacto estación UdeC [min] | Tiempo de contacto estación Karir [min] | Tiempo total de contacto con estaciones [min] | Datos Descargados [GB] | Diferencia no descargada [GB] |
|--|----------------------|--|---|---|------------------------|-------------------------------|
| 1 día | | | | | | |
| 0 | 0 | 25 | 122 | 147 | 0 | 0 |
| 5 días | | | | | | |
| 12 | 4.36 | 77 | 517 | 594 | 26.79 | 0 |
| 10 días | | | | | | |
| 40 | 14.39 | 235 | 1,157 | 1,392 | 62.71 | 0 |
| 30 días | | | | | | |
| 90 | 32.38 | 823 | 3,726 | 4,549 | 204.75 | 0 |

Al agregar la segunda estación terrena ubicada en Karir, Noruega, es posible descargar todos los datos generados en los tiempos simulados.

Considerando la última opción, se necesita aumentar el *data rate* de descarga de 8.2 a 6 Mbps. Al aumentar el *data rate*, el enlace cierra con un margen de 0.57 dB sin tener que aumentar la potencia. Esta es la solución más costo-efectiva, pero hay que tener en cuenta que se considera un valor mínimo aceptable para el margen de 1 dB y así asegurar una comunicación confiable. Por esta razón, se aumenta la potencia de 2 W a 2.5 W, consiguiendo así un margen de 1.55 dB. Por último, se evalúa el *power budget*, de donde se obtiene que el aumento se encuentra dentro del rango y no es necesario agregar paneles solares desplegados extras.

5.4 Órbita ISS

5.4.1 Banda UHF/VHF

Como se describió anteriormente, la banda UHF y VHF no es capaz de descargar los datos generados. Y, como los transmisores de estas bandas no cuentan con la opción de aumentar el *data rate*, además que, KSatlite no tiene soporte para la banda VHF estas bandas quedan descartadas porque no cumplen el objetivo de la misión.

La opción de lanzar más satélite no se considera por el gran número que habría que lanzar para cumplir la misión.

5.4.2 Banda S

Luego, se analiza la órbita ISS a 300 km con la banda de frecuencia S para la descarga de datos. En la Tabla 33 se muestran los *data rates* para estas condiciones.

Tabla 33: Data rates para una órbita a 300 km y una banda S

| Data Rate Generación | Data Rate Descarga | Unidad |
|----------------------|--------------------|--------|
| 194.73 | 13 | Mbps |

Con los *data rates*, se procede a cuantificar los datos generados y los descargados para el tiempo transcurrido de interés: 1, 5, 10 y 30 días. En la Tabla 34 se puede apreciar el detalle.

Tabla 34: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita ISS a 300 km con frecuencia de banda S

| Tiempo de contacto Amazonas [seg] | Datos Generados [GB] | Tiempo de contacto UdeC [seg] | Datos Descargados [GB] | Diferencia no descargada [GB] |
|-----------------------------------|----------------------|-------------------------------|------------------------|-------------------------------|
| 1 día | | | | |
| 5 | 7.74 | 18 | 1.82 | 5.92 |
| 5 días | | | | |
| 16 | 23.82 | 97 | 9.47 | 14.35 |
| 10 días | | | | |
| 34 | 50.36 | 191 | 18.67 | 31.69 |
| 30 días | | | | |
| 107 | 156.81 | 574 | 0.93 | 155.87 |

Para esta órbita, no es posible descargar todos los datos generados en ningún escenario de tiempo. Por esta razón, se evalúan las opciones anteriormente mencionadas.

- Se necesita un total de 5 satélites para lograr descargar todos los datos generados en una sola estación en todos los escenarios de tiempo evaluados.
- Se necesitan las 4 estaciones consideradas para lograr cumplir la misión. El detalle se presenta a continuación.

Los tiempos de contacto de las cuatro estaciones con el satélite en la órbita ISS se muestra en la **Tabla 35**.

Tabla 35: Tiempos de contacto del satélite en la órbita ISS con las estaciones terrestres

| Tiempo de contacto estación UdeC [min] | Tiempo de contacto estación Karir [min] | Tiempo de contacto estación Punta Arenas [min] | Tiempo de contacto estación Santa María [min] | Tiempo total de contacto con estaciones [min] |
|--|---|--|---|---|
| 1 día | | | | |
| 18 | 8 | 40 | 13 | 81 |
| 5 días | | | | |
| 97 | 38 | 209 | 56 | 402 |
| 10 días | | | | |
| 191 | 69 | 416 | 113 | 790 |
| 30 días | | | | |
| 574 | 171 | 1,254 | 336 | 1,772 |

Esto da como resultado lo mostrado en la **Tabla 36**.

Tabla 36: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita SSO a 600 km con la frecuencia de banda S y cuatro estaciones terrestres

| Datos Generados [GB] | Datos Descargados [GB] | Diferencia no descargada [GB] |
|----------------------|------------------------|-------------------------------|
| 1 día | | |
| 7.74 | 7.94 | 0 |
| 5 días | | |
| 23.82 | 39.27 | 0 |
| 10 días | | |
| 50.36 | 77.12 | 0 |
| 30 días | | |
| 156.81 | 177.79 | 0 |

De esta forma, con las cuatro estaciones, se logra compensar el déficit de los datos descargados.

Por último, se evalúa el *data rate*, y es necesario aumentarlo de 13 Mbps a 56 Mbps para lograr descargar todos los datos generados en la estación terrestre ubicada en la Universidad de Concepción. La Tabla 37 muestra el detalle de los datos generados vs. los descargados.

Tabla 37: Datos generados vs. Datos descargados para una órbita ISS a 300 km con aumento en el *data rate* para la frecuencia de banda S

| Tiempo de contacto Amazonas [seg] | Datos Generados [GB] | Tiempo de contacto UdeC [seg] | Datos Descargados [GB] | Diferencia no descargada [GB] |
|-----------------------------------|----------------------|-------------------------------|------------------------|-------------------------------|
| 1 día | | | | |
| 5 | 7.74 | 18 | 7.86 | 0 |
| 5 días | | | | |
| 16 | 23.82 | 97 | 40.77 | 0 |
| 10 días | | | | |
| 34 | 50.36 | 191 | 80.42 | 0 |
| 30 días | | | | |
| 107 | 156.81 | 574 | 241.36 | 0 |

Con el aumento del *data rate*, es posible cumplir con el objetivo de la misión y descargar todos los datos generados, utilizando una banda S y una sola estación terrestre ubicada en la Universidad de Concepción, Chile.

Pero, como se mencionó anteriormente, al aumentar el *data rate* a 56 Mbps, es necesario aumentar también la potencia de salida del transmisor del *CubeSat*, para lograr que el enlace cierre correctamente. Originalmente esta potencia era de 2 [W], con los cambios realizados se necesita una potencia de salida en el *CubeSat* de 6.31 [W].

Con la nueva potencia, es necesario agregar 50% de paneles solares *body-mounted* en conjunto con 2 paneles solares desplegables, para obtener el nuevo *power budget* que se muestra en la Tabla 38. En la Figura 12 se puede ver la nueva configuración.

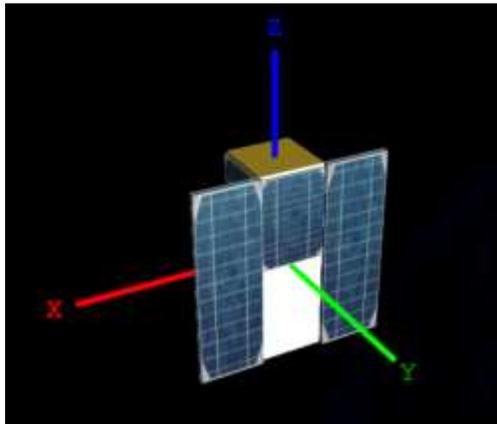


Figura 12: Nueva configuración de paneles solares (2 desplegables y 50% *body-mounted*) para un *CubeSat* 3U

(Fuente: Open Cosmos, 2023)

Tabla 38: Nuevo *power budget* con la potencia de salida de la antena de 6.31 W para el 3U *CubeSat*

| Power | Modes | | |
|-------------------------------------|--------------|-------------|---------------------|
| | Default | Capture | Ground station pass |
| Total specified consumed power [W] | 2.63 | 13.59 | 19.44 |
| Total specified available power [W] | 21.50 | 21.50 | 21.50 |
| Budget surplus/déficit [W] | 18.17 | 7.91 | 2.06 |

5.5 Discusión

El objetivo de los casos analizados fue evaluar la capacidad de un satélite de descargar los datos que fueron generados en un tiempo determinado. La finalidad de estos casos es observar la región del Amazonas en Brasil y capturar imágenes que luego serán descargadas a través de una estación terrena ubicada en la Universidad de Concepción en Chile.

El primer escenario considera una órbita SSO a una altura de 600 km y un *data rate* de generación de 47.62 Mbps. Las bandas de frecuencia utilizadas para el enlace descendente fueron la banda S, UHF y VHF.

Al realizar la simulación para 1 día, se evidenció que el satélite no hacía contacto con la región de interés, por ende, no se generaban datos para descargar. Es posible ver que para las bandas UHF y VHF, cuyo *data rate* de descarga es muy pequeño, en ninguno de los casos fue posible descargar los datos generados en su totalidad. Al agregar más estaciones terrestres en donde descargar, el problema persistió. Como no es posible aumentar el *data rate* de descarga para estas bandas, se concluye que no cumplen con el objetivo de la misión y se cambia de banda.

Al utilizar la banda S, se ven resultados diversos, con un *data rate* de descarga de 6Mbps, no fue posible descargar todos los datos durante los períodos de simulación de 5 y 10 días. Para compensar, se evaluó la posibilidad de lanzar más satélites; en este caso se necesitan 2 satélites para lograr cumplir la misión de descargar los datos en una sola estación terrestre ubicada en la Universidad de Concepción.

Como el costo de integrar y lanzar 2 satélites es superior al de arrendar estaciones terrestres, se analizó el agregar una estación terrestre adicional ubicada en Karir, Noruega. Con esta adición se logró descargar con éxito todos los datos generados en el tiempo dado. Por otro lado, para los 30 días, los datos generados se podían descargar en su totalidad sin necesidad de la segunda estación terrestre.

Por último, se evaluó la posibilidad de aumentar el *data rate* de descarga de satélite. Dando por resultado la opción más costo-efectiva para la misión.

En el segundo escenario, el satélite se encuentra en una órbita ISS a 300 km, y el *data rate* de generación se incrementó a 194.73 Mbps, en cambio, el *data rate* de descarga para las bandas VHF y UHF se mantuvo igual. Al analizar los mismos escenarios (1,5,10 y 30 días), se llegó a la misma conclusión y es necesario cambiar de banda.

La banda S tuvo un aumento de *data rate* de descarga debido a las condiciones de diseño de la misión y el margen del enlace, tal como se puede ver en la Tabla 22. Se evalúa el escenario de lanzar más satélites y se obtiene que como mínimo se necesitarían 5 bajo las mismas condiciones. Al igual que en el caso anterior, se evalúa agregar más estaciones terrestres, llegando a la conclusión de que son necesarias 3 estaciones extras para lograr descargar todos los datos.

Por último, se evalúa incrementar la velocidad de descarga de datos significativamente a 56 Mbps. Este cambio también requirió elevar la potencia de transmisión de salida a 6.31 W. Este ajuste resolvió con éxito el déficit de descarga de datos y permitió la conclusión exitosa de la misión.

En resumen, las simulaciones enfatizaron la importancia de varios factores para determinar la descarga exitosa de datos en las misiones de observación de la Tierra. La duración de la misión, la asignación del *data rate*, la banda de frecuencia utilizada, la disponibilidad de estaciones terrestres y las características de la órbita del satélite jugaron un papel importante en la determinación de la viabilidad de la completa descarga de datos. Además, la optimización de energía y la planificación estratégica se identificaron como aspectos críticos para garantizar la transmisión y recuperación exitosas de los datos obtenidos de la observación de una región de la Tierra.

CAPÍTULO 6: Conclusiones

El diseño conceptual de una misión espacial en base a *CubeSats* para la observación de la Tierra desde órbita baja fue desarrollado en una serie de etapas, en mayor parte, de forma paralela. Durante el proyecto se definieron las capacidades del bus y se dimensionaron los *system engineering envelopes*, se diseñó el *link budget* y se escogió el *payload*, y se cuantificaron los parámetros de desempeño de ambos.

Las capacidades del *bus* de los *CubeSats* dependen de los parámetros de diseño de la misión y el objetivo principal de esta. Es por esta razón que, durante la revisión del estado del arte de los componentes COTS para *CubeSats* se eligieron los que cumplieran con las restricciones de masa y peso del estándar *CubeSat* para cada factor de forma. De esta forma, se logró dimensionar los *system engineering envelopes* para un *CubeSat bus* de 1U, 2U y 3U, obteniendo como resultado que, a mayor tamaño y masa del satélite se pueden lograr mejores capacidades operacionales, entre ellas: mayor flexibilidad para el *payload*, mejor integración de componentes y la mayor potencia de salida; todo esto sin dejar de ser relativamente pequeños y livianos.

Posteriormente, se diseñó y cuantificó el *link budget*, que forma parte del lado funcional del subsistema de comunicaciones del *CubeSat*. Se evaluaron 3 bandas de frecuencias (VHF, UHF y S), dos órbitas (SSO a 600 km de altura e ISS a 300 km de altura) y una estación terrestre ubicada en la Universidad de Concepción, Chile, y después de evaluar los efectos y atenuaciones, además de los parámetros de desempeño del enlace, se logró cerrar el enlace en todos los casos con valores mayores a 1 dB.

Seguido de esto, se escogió un *payload* óptico para llevar a cabo la misión de capturar imágenes de la región de interés de esta memoria: la región del Amazonas en Brasil. Se utilizan los componentes ópticos de KITSUNE para cuantificar y evaluar los valores del desempeño del *payload*, y se obtuvieron valores GSD iguales a 6.90 m para una altura de 600 km y de 3.45 m para una altura de 300 km. Con los datos de ancho de franja y profundidad de bits obtenidos del caso del satélite Dove de Planet, se obtuvo el *data rate* generado para cada altura.

Al capturar imágenes de alta resolución o cuando se realizan monitoreos continuos, grandes cantidades de datos son generados. Y, es por esta razón que, aunque las bandas con más herencia de vuelo para la comunicación de *CubeSat* son las frecuencias VHF y UHF, el tener un *data rate* bajo, las hace menos adecuadas para descargar grandes volúmenes de datos generados durante las misiones de observación de la Tierra y por esto, se van utilizando cada vez menos. Esto es posible verlo durante los casos de estudio analizados, ya que, en ninguna situación fue posible descargar todos los datos generados, y fue necesario cambiar de banda de frecuencia.

Durante los últimos años, se ha estado utilizando la banda S para la comunicación con *small satellites*. Y esto se debe a que, al ser una frecuencia más alta, esta logra transmitir la misma cantidad de datos que una banda VHF y UHF en menos tiempo. Este cambio a una frecuencia más alta significa mayor

data rate. Y aunque con frecuencias más altas, generalmente se ven mayores efectos de propagación, este se compensa con mayores potencias de transmisión y/o antenas de alta ganancia.

A través de los casos de estudio, fue posible ver que, para ambos escenarios orbitales, fue posible cumplir con la misión utilizando banda S, a través de soluciones puntuales: aumentando la potencia de transmisión del satélite, lanzando más satélites o agregando más estaciones terrestres. El diseño final de la misión va a depender del presupuesto disponible y se va a utilizar la solución que sea más efectiva en términos de costo y operaciones.

De esta forma, a partir de los resultados obtenidos a lo largo de esta memoria se concluye que, a través del desarrollo de arquitecturas lógicas, y la cuantificación de los parámetros de desempeño del *bus* y del *payload* es posible diseñar misiones espaciales en base a *CubeSats* para la observación de la Tierra desde órbita baja. A través de la evaluación de diferentes casos de estudio se determinó que, bandas con frecuencias más altas y mayores *data rates* son las más adecuadas para la comunicación de *small satellites* en este tipo de misiones.

Finalmente, para trabajos futuros se propone diseñar un elemento *bus* con factor de forma 6U: con énfasis en el subsistema de comunicaciones y de potencia, con el fin de evaluar de las bandas Ka y X, y de forma más detallada el *power budget*, agregando los tiempos de eclipse para el satélite en órbita baja.

Referencias

- Alexandru Micu. (2022, November 14). *CAPSTONE paves the way: NASA's tiny satellite reaches the Moon to test orbit for future space station*. News, Science, Space. <https://www.zmescience.com/science/capstone-cubesat-moon-orbit-82352342/>
- Azami, M. H. Bin, Orger, N. C., Schulz, V. H., Oshiro, T., Alarcon, J. R. C., Maskey, A., Nakayama, K., Fukuda, Y., Kojima, K., Yamauchi, T., Masui, H., & Cho, M. (2022). Design and environmental testing of imaging payload for a 6 U CubeSat at low Earth orbit: KITSUNE mission. *Frontiers in Space Technologies*, 3. <https://doi.org/10.3389/frspt.2022.1000219>
- Azami, M. H. Bin, Orger, N. C., Schulz, V. H., Oshiro, T., & Cho, M. (2022). Earth Observation Mission of a 6U CubeSat with a 5-Meter Resolution for Wildfire Image Classification Using Convolution Neural Network Approach. *Remote Sensing*, 14(8). <https://doi.org/10.3390/rs14081874>
- Barbaric, D., Vukovic, J., & Babic, D. (2018). Link budget analysis for a proposed Cubesat Earth observation mission. *2018 41st International Convention on Information and Communication Technology, Electronics and Microelectronics, MIPRO 2018 - Proceedings*, 133–138. <https://doi.org/10.23919/MIPRO.2018.8400026>
- Bryce Tech. (2023). *Smallsats by the Numbers 2023*.
- Cairns, I. H., Charles, C., Dempster, A. G., Funamoto, J., Cheong, J. W., Peacock, W., Lam, J., Osborne, B., Andrew, W., Croston, T., Southwell, B., Boswell, R. W., Monger, A. G., Betters, C. H., Leon-Saval, S. G., Bland-Hawthorn, J., Khachan, J., Wu, X., Manidis, S., ... Maj, R. (2020). The INSPIRE-2 CubeSat for the QB50 Project. In *Space Science Reviews* (Vol. 216, Issue 3). Springer. <https://doi.org/10.1007/s11214-020-00659-w>
- COLCIENCIAS. (2016). *ANEXO 1. TECHNOLOGY READINESS LEVELS - TRL*.
- Collison, A., Jumpasut, A., & Bourne, H. (2022). *ON-ORBIT RADIOMETRIC CALIBRATION OF THE PLANET SATELLITE FLEET DOVES AND SKYSATS*.
- ECSS Secretariat. (2012). *ECSS System: Glossary of terms*. ESA-ESTEC.
- Endurosat. (2023). *IU SOLAR PANEL X/Y*. <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-solar-panels/1u-solar-panel-x-y/>
- Erik Kulu. (2023, January). *Nanosats Database*. <https://www.nanosats.eu/database>
- ESA. (2020). *Types of orbits*. https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits#:~:text=LEO's%20close%20proximity%20to%20Earth,take%20images%20of%20higher%20resolution.
- FreeFlyer® Dashboard - a.i. solutions*. (2021, June 24). A.i. Solutions. <https://ai-solutions.com/restricted/freeflyer-dashboard/>

- Gibson, J. D. (2002). *The Communications Handbook*. CRC.
- IARU-R1 VHF Handbook. (2017).
- ISIS Space Group. (2023). *Small satellite solar panels*. <https://www.isispace.nl/product/isis-cubesat-solar-panels/>
- Kansakar, P., & Hossain, F. (2016). A review of applications of satellite earth observation data for global societal benefit and stewardship of planet earth. *Space Policy*, 36, 46–54. <https://doi.org/10.1016/J.SPACEPOL.2016.05.005>
- Kaslow, D., Anderson, L., Asundi, S., Ayres, B., Iwata, C., Shiotani, B., & Thompson, R. (2015). Developing a CubeSat Model-Based System Engineering (MBSE) Reference Model - Interim status. *IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2015-June*. <https://doi.org/10.1109/AERO.2015.7118965>
- Kaslow, D., Ayres, B., Cahill, P. T., Hart, L., & Yntema, R. (2017, June 7). Developing a CubeSat Model-Based System Engineering (MBSE) reference model - Interim status #3. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*. <https://doi.org/10.1109/AERO.2017.7943691>
- Kaslow, D., Levi, A., Cahill, P. T., Ayres, B., Hurst, D., & Croney, C. (2021). Mission Engineering and the CubeSat System Reference Model. *IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2021-March*. <https://doi.org/10.1109/AERO50100.2021.9438168>
- KSATlite. (2021). Ksat.no. <https://www.ksat.no/ground-network-services/ksatlite/>
- Latachi, I., Karim, M., Hanafi, A., Rachidi, T., Khalayoun, A., Assem, N., & Dahbi, S. (2017). *Link Budget Analysis for a Leo CubeSat Communication Subsystem*.
- McKinsey & Company. (2023). *A giant leap for the space industry*.
- NASA. (2007). *NASA Systems Engineering Handbook*. www.sti.nasa.gov
- NASA. (2022). *State of the Art Small Spacecraft Technology Report*. <http://www.sti.nasa.gov>
- NDIA Systems Engineering Division M&S Committee. (2011). *Final Report of the Model Based Engineering (MBE) Subcommittee*.
- Nieto-Peroy, C., & Emami, M. R. (2019). CubeSat mission: From design to operation. *Applied Sciences (Switzerland)*, 9(15). <https://doi.org/10.3390/app9153110>
- OpenApp. (2023). Open-Cosmos.com. <https://app.open-cosmos.com/msd/platform>
- Poghosyan, A., & Golkar, A. (2017). CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 88, 59–83. <https://doi.org/10.1016/J.PAEROSCI.2016.11.002>

- Quappe, M. (2021). *Evaluación de las Capacidades Operacionales de Segmentos Espaciales, en Base a CubeSats, para Misiones de Percepción Remota en Bandas Visibles e Infrarrojo Cercano en Órbita Baja (LEO) en la Última Década*. Universidad de Concepción.
- RECOMENDACIÓN UIT-R P.838-3: *Modelo de la atenuación específica debida a la lluvia para los métodos de predicción*. (1992).
- Rojas, J. P. (2021). *Modelo del Segmento Espacial para Misiones Espaciales de Observación desde Órbita Baja en Base a CubeSats*. Universidad de Concepción.
- Ryschkewitsch, M., Schaible, D., & Larson, W. (2009). THE ART AND SCIENCE OF SYSTEMS ENGINEERING. In *Systems Research Forum* (Vol. 3, Issue 2). www.worldscientific.com
- Selina Haefeli. (2012). *6U CubeSat: Australia's opportunity for a national space program*. Innovation, News, Science, Space, Technology. <https://scienceillustrated.com.au/blog/science/6u-cubesat-australias-opportunity-for-a-national-space-program/>
- Spangelo, S. C., Cutler, J., Anderson, L., Fosse, E., Cheng, L., Yntema, R., Bajaj, M., Delp, C., Cole, B., Soremekum, G., & Kaslow, D. (2013). Model based systems engineering (MBSE) applied to Radio Aurora Explorer (RAX) CubeSat mission operational scenarios. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*. <https://doi.org/10.1109/AERO.2013.6496894>
- Sumanth, R. M. (2019). Computation of eclipse time for low earth orbiting small satellites. *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, 6(5). <https://doi.org/10.15394/ijaaa.2019.1412>
- The CubeSat Program. (2022). *CubeSat Design Specification Rev. 14.1 The CubeSat Program, Cal Poly SLO CubeSat Design Specification Cal Poly-San Luis Obispo*.
- Tonnellier, E., & Terrien, O. (2012). "PBS: a major enabler for Systems Engineering" *A thematic thinking by Thales Systèmes Aéroportés*.
- Valenzuela, A. Q., & Reyes, J. C. G. (2019). Basic Spatial Resolution Metrics for Satellite Imagers. *IEEE Sensors Journal*, 19(13), 4914–4922. <https://doi.org/10.1109/JSEN.2019.2902512>
- Wertz, J. R., Everett, D. F., & Puschell, J. J. (2011). *Space Mission Engineering: The New SMAD*. Space Technology Library.
- Wertz, J. Richard., Larson, W. J., Kirkpatrick, D., & Klungle, D. (1999). *Space mission analysis and design*. Microcosm.

ANEXO B: Datasheet ISIS Space S-Band Antenna



DATASHEET

Doc ID: ISIS-QM5-TPL-0045
 Issue: 0.0
 Date: YYY-MM-DD
 Page: 3 of 4

Specification

Table 1 SSPA Specification

| Parameter | Typical Value | Units |
|--------------------------------------|--|-------------|
| Environmental Characteristics | | |
| Operational temperature | -20 ... +50 | °C |
| RF Characteristics | | |
| Frequency Range | 2200-2290 | MHz |
| Gain in boresight (centre frequency) | 6.5 | dBic |
| Half Power Beam Width | 100 | ° (degrees) |
| Return Loss (across frequency range) | > 13 | dB |
| Bandwidth: | > 100 | MHz |
| Axial Ratio | < 3 (for +-100 degrees) | dB |
| Polarization | RHCP | - |
| Power handling | 2 | W |
| Physical Characteristics | | |
| Mass | < 50 | g |
| Diameter | 80 | mm |
| Height (without connector) | 5.0 | mm |
| Connector height (straight) | 8.8 | mm |
| Interfaces | | |
| Mechanical interfaces | 4 x M2.5 | - |
| RF connector | 50Ω SMA female Orientation: straight (default), right angle (optional) | - |

RF Description

Radiation Pattern

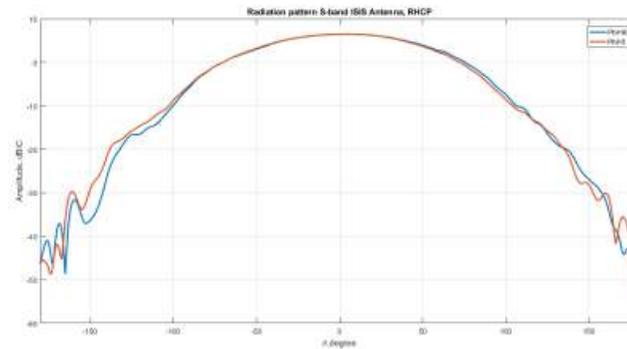


Figure 1 Typical co-polar radiation pattern at 2245 MHz

ANEXO C: Datasheet IQ Spacecom XLink-S



| | Default Configuration | Optional Configuration |
|-------------------------------------|--|---|
| Tx Frequency Band | 2.200-2.290 GHz | on request |
| Data rate (Tx Payload Data) | 500 kbps ... 100 Mbps | 2 kbps ... 200 Mbps |
| Tx RF Bandwidth | Depends on symbol rate | Maximum 56 MSymbols/s |
| RF Power Output (w/o aerial) | 2 Tx channels up to +30 dBm (combined up to +33 dBm) | |
| Tx Modulation Scheme | BPSK, QPSK, OQPSK | GMSK, 8PSK, 16APSK |
| FEC scheme | Convolutional code k = 7 | |
| RF Connector Type | SMP, 50 Ω | |
| Rx Frequency Bands | 2.025-2.110 GHz | on request |
| Data rate (Rx Payload Data) | 56 kbps | 3.5 kbps ... 896 kbps |
| Doppler shift compensation | +/-200 kHz | |
| Rx Modulation Scheme | BPSK with BCH coding | |
| RF Connector Type | SMP, 50 Ω | |
| Data Interfaces | IEEE 802.3 1000BASE-T | SPI (LVDS, RS422) |
| Connector Type | 3 x Nano-D-Sub (Power, Ethernet, I/O) | |
| Applicable CCSDS Standards | CCSDS 231.0-B, 132.0-B, 131.0-B, 401.0-B | DVB-S2 via CCSDS 131.3-B |
| DC supply | 6 – 18 V | 28 V – other on request |
| DC Power Consumption | <15 W Tx + Rx, <4 W Rx only | |
| Mechanical Dimensions | 90 x 65 x 25.3 mm ³ | High Radiation Tolerance: 96 x 71 x 32 mm ³ |
| Mass | 200 grams (incl. housing) | High Radiation Tolerance: 365 grams (incl. housing) |
| Antenna Configuration | Separate Tx & Rx antenna | Custom-specific antenna |
| Temperature Range | -30°C ... +60°C | |
| Case | Passivated aluminum | |

Optional equipment

- Tx/Rx S band patch antennas for satellite transceiver applications
- Customer-specific designs and turn-key solutions

Product specification may be subject to change without notification.



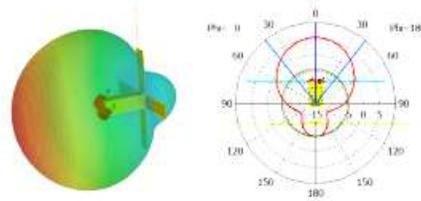
IQ Technologies for Earth and Space GmbH, Ernst-Lau-Straße 5, 12489 Berlin, Germany
 ISO 9001:2015 // +49 (0)30 86 32 30 500 // info@iq-spacecom.com // www.iq-spacecom.com



ANEXO D: ISIS Space Deployable UHF/VHF Antenna

PERFORMANCE

- Antenna main beam gain:
 - UHF: 0 dBi
 - VHF: 0 dBi
- Max RF Power: 2W
- Bandwidth:
 - UHF: >50 Mhz (-10db bandwidth)
 - VHF: >10 Mhz (-10db bandwidth)
- Antenna element deployment duration: <3s at 15°C



Radiation pattern simulation

PRODUCT PROPERTIES

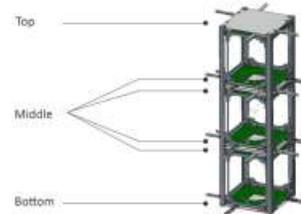
- Mass: 77-85g (depends on configuration)
- Envelope stowed (l x w x h): 98x98x7mm³
- Antenna length
 - UHF: 17cm average
 - VHF: 55cm average
- 30mm diameter through-hole for pass-through of payload or other interfaces (not available for turnstile configuration)
- Power consumption
 - Nominal: < 40 mW
 - During deployment: < 2W
- Interfaces:
 - Electrical: Miniature 9 pin OMNETICS connector
 - Power: 3.3V or 5V
 - Data: I2C
 - RF input/output: MMCX and SSMCX, female 50 ohm
- Qualified operational temperature range: -20°C to +60°C



Antenna mounted on CubeSat

CONFIGURATIONS

- RF Antenna configurations
 - Single/multiple monopoles (UHF and/or VHF)
 - Single/dual dipoles (UHF and/or VHF)
 - Combination of monopole and dipole
 - UHF or VHF turnstile
- Supply voltage 3.3V or 5V
- RF Harness length and connector type and orientation (MMCX, MCX, SMA)
- Top lid accommodation (solar panel, through hole, mounting points, sensors etc.)
- Customization and simulation on request



Antenna position configuration

DELIVERABLES

- Hardware: antenna, RF harness, refurbishment kit for flight preparation
- Documentation: user manual, test and build reports
- Services: fine tuning, functional and thermal testing

This document is subject to change without notice. Latest information is on www.isispace.nl



ISIS - Innovative Solutions In Space B.V.
 Motorenweg23, 2623CR, Delft, The Netherlands
 T: +31 152569018
 info@isispace.nl
 www.isispace.nl



ANEXO E: Datasheet del ISIS Space TRXUV – TRXVU

UHF and VHF Band

DESCRIPTION

The ISIS UHF/VHF transceivers are full duplex communication systems for CubeSat TT&C applications. The two variants of this product are TRXUV (UHF uplink/VHF downlink) and TRXVU (VHF uplink/UHF downlink). Both radios can operate in commercial and amateur bands of the VHF/UHF frequency spectrum and are low power, low mass, and highly configurable, offering the flexibility of changing data rates and frequencies in flight. These radios are tailored for CubeSat missions and cross compatible with other subsystems such as on-board computers and antenna systems. Both the TRXUV and the TRXVU are flight proven since 2012 and 2016 respectively, with over 75 units delivered.

UHF uplink/VHF downlink

VHF uplink/UHF downlink



FEATURES

- Full duplex communication
- Data rate re-configurable in flight
- Receiver feedback mode
- Safety watchdog
- Low power consumption
- Single PCB radio
- Single board Telemetry, Telecommand and Beacon capabilities

- Full duplex communication
- Data rate re-configurable in flight
- Frequency re-configurable in flight
- FM Intermodulation mode available
- Safety watchdog
- Low power consumption
- Single PCB radio
- Single board Telemetry, Telecommand and Beacon capabilities

PROPERTIES

Dimensions: 30 x 36 x 15 mm
Mass: 81g
Supply voltage range: 4.5 – 12.5 V DC
Power consumption: 0.2W (receiver only)
 1.7 W (transmitter on)
Operating temperature: -20 to +60 deg C
RF interfaces: MMIC (50 ohm)
Data interfaces: I2C

Dimensions: 30 x 36 x 15 mm
Mass: 75g
Supply voltage range: 4.5 – 20 V DC
Power consumption: 0.8W (receiver only)
 4 W (transmitter on)
Operating temperature: -20 to +60 deg C
RF interfaces: MMIC (50 ohm)
Data interfaces: I2C

UHF uplink/VHF downlink

VHF uplink/UHF downlink

PERFORMANCE

Transmitter

Frequency range: 145.8 – 346 MHz (amateur satellite VHF allocation). Other ranges available on request.
Transmit power: 23 dBm
Modulation options: Binary Phase Shift Keying (BPSK)

Data rate selectable: 1200, 2400, 4800 and 9600 bps
Data link layer protocol: AX.25

Receiver

Frequency range: 435 MHz – 438 MHz
Modulation: Audio Frequency Shift Keying (AFSK)

Data rate: 1200 bps
Sensitivity: -104 dBm Sensitivity for BER 1E-3
Data link layer protocol: AX.25

CONFIGURATION

- Receiver/Transmitter operating frequency
- Downlink data rate
- Custom beacon message (AX.25 or CW)
- SMA connector type and location
- RF connector position and orientation
- I2C watchdog implementation

- Receiver/Transmitter operating frequency
- Downlink data rate
- Custom beacon message (AX.25)
- SMA connector type and location
- RF connector position and orientation
- I2C watchdog implementation

FLIGHT HERITAGE

Since 2012

Since 2016

QUALIFICATION TESTING

| Test | QT | AT |
|---------------------|----|----|
| Functional | ✓ | ✓ |
| Vibration | ✓ | - |
| Mechanical Shock | ✓ | - |
| Thermal Cycling | ✓ | ✓ |
| Thermal Vacuum | ✓ | - |
| Total Ionizing Dose | ✓ | - |



ANEXO F: Datasheet the Alén Space S-Band Ground Station Kit



GS-Kit S-Band
Datasheet

Issue: 1.0
Date: 06/02/2023 9/13

Table 4 - SDR rack RF characteristics

| Description | Typ | Unit | Comments |
|--------------------------------|--------------|------|----------|
| Transmission frequency range | 2.025 - 2.11 | GHz | |
| Maximum transmission bandwidth | 1.7 - 2.2 | GHz | |
| Máximum output power | 44 | dBm | |
| Reception frequency range: | 1.5 - 3.6 | GHz | |
| Reception maximum bandwidth | 61.44 | MHz | |
| Máximum input power | +7 | dBm | |

ANEXO G: Datasheet the Alén Space Ground Station Kit



GS-Kit
Datasheet

Issue: 12
Date: 16/11/2022 9/14

Table 4 - SDR rack RF characteristics

| Description | Typ | Unit | Comments |
|---|---|-------------------|----------|
| Transmission frequency range: - VHF - UHF - S-Band | 140 - 180 400 - 480 1700 - 2200 | MHz MHz MHz | |
| Maximum transmission bandwidth: - VHF - UHF - S-Band | 40 61.44 61.44 | MHz MHz MHz | |
| Máximum output power: - VHF - UHF - S-Band | +47 +47 +44.7 | dBm dBm dBm | |
| Reception frequency range: - VHF - UHF - S-Band | 0.1 - 1500 0.1 - 1500 1500 - 3600 | MHz MHz MHz | |
| Reception maximum bandwidth: - VHF - UHF - S-Band | 61.44 61.44 61.44 | MHz MHz MHz | |
| Máximum input power: - VHF - UHF - S-Band | +7 +7 +7 | dBm dBm dBm | |

ANEXO H: Información Extra

El Excel con todos los cálculos e información extra se encuentra en: [2023-1 MT A Lobos.xlsx](#)

Notas Finales

-
- ¹ <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-solar-panels/1u-solar-panel-x-y>
- ² <https://www.isispace.nl/product/ieps-electrical-power-system/>
- ³ Es parte del componente 2.
- ⁴ <https://satsearch.co/products/nara-space-on-board-computer-obc>
- ⁵ <https://www.isispace.nl/product/s-band-patch-antenna/#:~:text=The%20ISIS%20S%20band%20patch,suitable%20for%20any%20CubeSat%20platform.>
- ⁶ <https://www.isispace.nl/product/cubesat-antenna-system-1u-3u/>
- ⁷ <https://www.isispace.nl/product/isis-uhf-downlink-vhf-uplink-full-duplex-transceiver/>
- ⁸ <https://satsearch.co/products/iq-xlink-s>
- ⁹ El sensor está integrado en el panel solar.
- ¹⁰ El giroscopio está integrado en el panel solar.
- ¹¹ <https://satsearch.co/products/cubespace-gen1-cubewheel-small>
- ¹² El magnetorquer está integrado en el panel solar.
- ¹³ <https://satsearch.co/products/zoppas-industries-space-flexible-heater-polymide-fep>
- ¹⁴ <https://www.isispace.nl/cubesat-information/>
- ¹⁵ Todas la notas de la Tabla 2, que no estén relacionadas a los componentes, son aplicables a la Tabla 3.
- ¹⁶ <https://www.isispace.nl/product/isis-cubesat-solar-panels/>
- ¹⁷ <https://satsearch.co/products/ibeos-14v-modular-smallsat-battery>
- ¹⁸ <https://satsearch.co/products/ibeos-14v-smallsat-electric-power-system>
- ¹⁹ <https://satsearch.co/products/isis-isis-on-board-computer>
- ²⁰ Incluye actuadores y sensores especificados en el datasheet. Link del componente: <https://satsearch.co/products/cubespace-gen1-cubeadcs-3-axis>
- ²¹ <https://www.isispace.nl/cubesat-information/>
- ²² Todas la notas al pie de la Tabla 2, que no estén relacionadas a los componentes, son aplicables a la Tabla 4.
- ²³ <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-solar-panels/3u-solar-panel-xy/>
- ²⁴ <https://www.isispace.nl/product/modular-electrical-power-system/>
- ²⁵ Incluye actuadores y sensores especificados en el datasheet. Link del componente: <https://satsearch.co/products/cubespace-gen1-cubeadcs-3-axis>
- ²⁶ <https://www.isispace.nl/cubesat-information/>