



Carrera
Ingeniería Civil Aeroespacial
Universidad de Concepción

Dimensionamiento conceptual y paramétrico de CubeSat Bus y payload para percepción remota óptica en VIS y NIR

María Teresa Garcés Letelier

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

Profesor guía:
Dr.- Ing. Alejandro López T.

Agosto 2025
Concepción, Chile

©2025 María Teresa Garcés Letelier.
Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento,
incluyendo la cita bibliográfica del documento

Agradecimientos

Agradezco profundamente al profesor Dr. Alejandro López por su paciencia y orientación durante el desarrollo de esta memoria. De igual forma, expreso mi gratitud a Nicolás Sepúlveda por su disposición y templanza en ayudar.

Resumen

La creciente disponibilidad de tecnologías espaciales comerciales (COTS) junto con los enfoques de Model Based System Engineering (MBSE), ha abierto nuevos conocimientos para el diseño, modelado y simulación de misiones CubeSats. En este contexto, el objetivo general de esta Memoria es desarrollar un modelo paramétrico conceptual actualizado que permita estimar el desempeño y los requisitos de diseño de payload ópticos para Cubesats ($\geq 3U$), considerando restricciones físicas, tecnológicas desde 2020 en adelante.

La metodología empleada integra la revisión del estado del arte en percepción remota y sistemas satelitales miniaturizados, análisis de componentes COTS a partir de bases de datos abiertas como Satsearch, implementación de ecuaciones de dimensionamiento en Python, siguiendo la estructura del CubeSat System Reference Model (CSRSM).

Los resultados permitieron estimar la configuración mínima de payload óptico con resolución entre 3 y 5 metros a 600 km de altitud, considerando una distancia focal equivalente a tres veces el largo del satélite y una apertura de 9 cm. Esto fue posible mediante una simulación en FreeFlyer, en dos planos SSO de igual altitud e inclinación, pero con RAAN desfasados, usando tres estaciones terrestres (Santiago, Punta Arenas y Svalbard).

Se evaluaron escenarios variando el número de satélites y GSD de 25 y 50 m. Se selecciona 6 satélites por ser el menor tamaño de constelación que cumple con 2,07 pases/día mediante figuras de mérito como el Mean Coverage Gap y el Maximum Average Time Gap. Para comunicaciones se dimensionó el downlink en banda X (8,2 GHz) usando la empresa KSAT Lite, permitiendo tener como base de referencia una antena de 13 m para luego usar datos que nos lleven a identificar variables en la ecuación de enlace. Con una tasa de 12,5 Mbit/s se obtiene $E_b/N_0 \sim 11.15$ dB, demostrando la factibilidad del enlace para el caso base.

Finalmente se concluye que la calidad de la imagen depende principalmente del diámetro de apertura del instrumento óptico del CubeSat, además, si se requiere mejor resolución espacial hay que considerar un satélite de mayores dimensiones. La comunicación en banda X (enlace descendente) permite una generación rápida de datos, pero todo dependerá de la capacidad de las estaciones terrestres para descargar datos. Aun así, el futuro es prometedor para este tipo de satélite.

Palabras clave: CubeSat, Payload óptico, resolución espacial, MBSE, Banda VIS/NIR.

Abstract

The increasing availability of commercial (COTS) space technologies, along with Model Based System Engineering (MBSE) approaches, has opened up new insights for the design, modeling, and simulation of CubeSat missions. In this context, the overall objective of this paper is to develop an updated conceptual parametric model that allows estimating the performance and optical payload design requirements for CubeSats ($\geq 3U$), considering physical and technological constraints from 2020 onward.

The methodology employed integrates a review of the state-of-the-art in remote sensing and miniaturized satellite systems, analysis of COTS components from open databases such as Satsearch, and implementation of sizing equations in Python, following the structure of the CubeSat System Reference Model (CSRM).

The results allowed estimating the minimum optical payload configuration with a resolution between 3 and 5 meters at an altitude of 600 km, considering a focal length equivalent to three times the satellite length and an aperture of 9 cm. This was achieved through a FreeFlyer simulation in two SSO planes of equal altitude and inclination, but with phase-shifted RAANs, using three ground stations (Santiago, Punta Arenas, and Svalbard).

Scenarios were evaluated varying the number of satellites and GSDs of 25 and 50 m. Six satellites were selected as the smallest constellation size that meets 2.07 passes/day using figures of merit such as the Average Coverage Gap and the Maximum Average Time Gap. For communications, the X-band (8.2 GHz) downlink was sized using KSAT Lite, allowing a 13 m antenna to be used as a reference base and then using data to identify variables in the link equation. With a rate of 12.5 Mbit/s, the E_b/N_0 obtained was ~ 11.15 dB, demonstrating the feasibility of the link for the base case.

Finally, it is concluded that image quality depends primarily on the aperture diameter of the CubeSat's optical instrument. Furthermore, if higher spatial resolution is required, a larger satellite should be considered. X-band communication (downlink) allows for rapid data generation, but this will depend on the capacity of ground stations to download data. Even so, the future is promising for this type of satellite.

Keywords: CubeSat, Optical payload, spatial resolution, MBSE, VIS/NIR band.

Contenidos

<i>Lista de Figuras</i>	v
<i>Lista de Tablas</i>	vi
<i>Nomenclatura</i>	vii
1 <i>Introducción</i>	1
1.1 Contexto.....	1
1.1.1 CubeSats: definición y características generales.....	2
1.1.2 Órbitas de los satélites	4
1.1.3 Constelación Dove de Planet Labs	5
1.2 Motivación y alcance	7
1.3 Objetivos	7
1.3.1 Objetivo general.....	7
1.3.2 Objetivos específicos.....	7
1.4 Metodología.....	8
2 <i>Marco teórico</i>	9
2.1 Percepción remota óptica en bandas VIS y NIR	9
2.2 Model-Based System Engineering.....	11
2.2.1 MBSE definición y beneficios	11
2.2.2 CubeSat System Reference Model	12
2.3 Figuras de Mérito para evaluación de cobertura orbital.....	14
2.3.1 Principales figuras de mérito	14
2.4 Parámetros orbitales	15
3 <i>Estado del arte</i>	17
3.1.1 Space Mission Analysis and Design. (Wertz & Larson, 2010)	17
3.1.2 Basic Spatial Resolution Metrics for Satellite Imagers (Valenzuela & Reyes, 2019a).....	17
3.1.3 Comparative Study of the Different Versions of the General Image Quality Equation. (Valenzuela & Reyes, 2019)	18
3.1.4 A Novel Approach for Mapping Earth Observation Needs into Prospective Nanosatellite Mision Concepts. (López Telgie, 2024).....	19
3.1.5 State of the Art Small Spacecraft Technology.(Weston et al., 2025)	20
3.1.6 A Technical Review of Planet Smallsat Data: Practical Considerations for Processing and Using PlanetScope Imagery. (Frazier & Hemingway, 2021).....	20
3.2 Discusion	22
4 <i>Dimensionamiento del payload de observación</i>	24
4.1 Relaciones fundamentales.....	24

5	<i>Caso de prueba: misión CubeSats para la observación terrestre de Chile continental.</i>	27
5.1	Definición de la misión	27
5.1.1	Justificación de requisitos	27
5.1.2	Estimación de parámetros	28
5.2	Simulación orbital en FreeFlyer	29
5.2.1	Catálogo de componentes en SatSearch	33
5.3	Comunicación	34
5.3.1	Arquitectura de comunicaciones	34
5.3.2	Ecuaciones fundamentales	36
5.3.3	Resultados comunicación	37
6	<i>Conclusiones</i>	40
	<i>Referencias</i>	41
	<i>Anexo: 6 satélites con GSD 50m a 600km.</i>	43
	<i>Anexo: 4 satélites con GSD de 25m a 600 km.</i>	51
	<i>Anexo: 8 satélites GSD 25m a 600km.</i>	56

Lista de Figuras

Figura 1. Constelaciones por aplicación. (Kulu, 2024)	1
Figura 2. Estructura estándar para 1U CubeSat.	2
Figura 3. La familia actual CubeSats (1U-12U).....	3
Figura 4. Lanzamientos de nanosatélites por tipo.(Kulu, 2025)	3
Figura 5. Constelaciones por tipo de órbita.	4
Figura 6. Línea de tiempo de constelación Dove.(Harrison, 2022).....	5
Figura 7. Diagrama de bloques del sistema de estación terrestre de Planet.(Devaraj et al., n.d.).....	6
Figura 8. Curvas de radiación de cuerpo negro según Planck en función de la longitud de onda y la frecuencia.(Wertz & Larson, 1999).....	9
Figura 9. Características espectrales de (a) fuente de energía, (b) transmitancia atmosférica y (c) sistemas comunes de teledetección.(Lillisand et al., n.d.)	10
Figura 10. Beneficios de Model-Based Systems Engineering.(Henderson & Salado, 2021)	12
Figura 11. Arquitectura lógica de alto nivel de CSRM para el segmento espacial.(Kaslow et al., 2016).....	13
Figura 12. Ilustración del diseño del subsistema del CubeSat UPSat.(Bouzoukis et al., 2025)	14
Figura 13. Elementos orbitales.(Narayanan et al., 2025).....	16
Figura 16. Ground Resolution Distance (GSD) de imágenes satelital.	18
Figura 17. Espectros de respuesta de los sensores PlanetScope: (a) Dove Classic 'PS2', (b) Dove-R 'PS2.SD' y (c) SuperDove 'PSB.SD'.(Frazier & Hemingway, 2021).....	22
Figura 15. Nomenclatura del campo de visión del sensor y parámetros a calcular.....	26
Figura 19. Estaciones terrestres: Santiago, Punta Arenas y Salvard en FreeFlyer.	30
Figura 20. Datos generados por el satélite Walker 01 y descargados por la estación Santiago.....	31
Figura 21. Datos generados por satélite Walker 01 y descargados por estaciones Santiago y Punta Arenas.	32
Figura 22. Datos generados por satélite Walker 01 y datos descargados por estaciones Santiago, Punta Arenas y Svalbard.	32
Figura 23. Tiempo de contacto por estaciones terrestre por día.....	33
Figura 24. Datos totales generados y descargados por día.....	33
Figura 25. Estaciones terrestres de KSAT.	37
Figura 26. Ficha técnica de antena Orión 1300.....	38
Figura 27. Razón de error por cada bit vs energía bit por densidad de ruido.(Forney, 2005)	39

Lista de Tablas

Tabla 1. Especificación de masa en CubeSats.....	3
Tabla 2. CubeSats detectados según rango de altitud.(Lopez- Telgie et al., 2024).....	5
Tabla 3. Frecuencia y ancho de banda de Dove.(Safyan, 2015)	7
Tabla 4. Comparación entre los límites de longitud de onda de las distintas regiones de las bandas visible, infrarrojo (IR) y de microondas del espectro electromagnético. (Bouzoukis et al., 2025).....	11
Tabla 5. Métricas básicas de resolución espacial para imágenes satelital.	18
Tabla 6. Características del sensor de PlanetScope.	21
Tabla 7. Requisitos de la misión.....	27
Tabla 8. Valores de parámetros iniciales.	28
Tabla 11. Estaciones terrestres	30
Tabla 12. Resumen de cobertura para diversos escenarios, la fila en amarillo corresponde al caso seleccionado.	30
Tabla 13. Características de sensores ópticos	34
Tabla 15. Frecuencias de Dove.....	36
Tabla 16. Datos utilizados en la resolución de la ecuación de enlace, incluye resultados. 37	

Nomenclatura

b	: bits
c	: Velocidad de la luz en el vacío [m/s]
D	: Diámetro de apertura del instrumento óptico [m]
D_{DL}	: Tasa de descarga [bits/s]
\dot{D}_{DL}	: Volumen de datos descargados [$\frac{bit}{s}$]
\dot{D}_{gen}	: Tasa de generación de datos [$\frac{bit}{s}$]
D_{gen}	: Volumen de datos generados [Mbit]
f	: Distancia focal [m]
F	: Frecuencia [Hz]
H	: Altitud orbital [km]
p	: Tamaño del píxel del detector [nm]
Q	: Factor Óptico [-]
R_E	: Radio de la Tierra [km]
S_W	: Ancho de barrido [m]
t_{AOI}	: Tiempo promedio de observación sobre el área de interés
t_{GS}	: Tiempo de contacto
U	: Unidad
V_g	: Velocidad terrestre [m/s]
T_s	: Temperatura del sistema [K]
DR	: Data Rate [Mbit/s]
L_l	: Pérdida de línea (Line Loss) [dB]
P	: Potencia transmisora [dBW]
G_t	: Ganancia transmisora [dB]
$EIRP$: Effective isotropic radiated [dBW]
L_{pr}	: Receive Antenna Pointing Loss [dB]
L_s	: Space Loss [dB]
L_a	: Propagation & Polarization Loss [dB]
G_r	: Ganancia receptora yaggi [dB]

E_b/N_0 : Razón entre la energía bit y la densidad de ruido [dB]

Símbolos griegos

λ : Longitud de onda [m]

θ_r : Resolución angular [°]

μ_E : Parámetro gravitacional de la Tierra [$\frac{km^3}{s^2}$]

Acrónimos

ADCS : Attitude Determination and Control System

INCOSE : International Council on Systems Engineering

CSRM : CubeSat System Reference Model

COTS : Commercial off the Shelf

EPS : Electrical Power System

GNC : Guidance, Navigation, and Control

GSD : Ground Sample Distance

GSS : Ground Spot Size

LEO : Low Earth Orbit

MBSE : Model Based System Engineering

ISS : International Space Station

NASA : National Aeronautics and Space Administration

NIR : Infrarrojo cercano

RDL : Rayleigh Diffraction Limit

RGB : Red, Green, Blue

SE : System Engineering

SSO : Sun Synchronous Orbit

TRL : Technology Readiness Level

VIS : Visible

1 Introducción

1.1 Contexto

Las constelaciones de satélites representan la mayor parte de los satélites lanzados, por lo que su evolución es clave para el ecosistema NewSpace¹. Se estima un promedio de > 2800 satélites/año entre 2023 y 2032 equivalente a ~4 toneladas por día de masa lanzadas. Las mayores constelaciones actuales son Starlink de SpaceX, OneWeb, Planet y Spire, destacando Planet por ofrecer imágenes terrestres de alta frecuencia temporal. (Kulu, 2024)

Por otro lado, las aplicaciones de las constelaciones de satélites son diversas como se observa en la Figura 1, IoT/M2M² es la aplicación más popular, seguida por Internet de Banda Ancha, Observación Óptica de la Tierra, Relevo de Datos Orbital, SAR, etc.

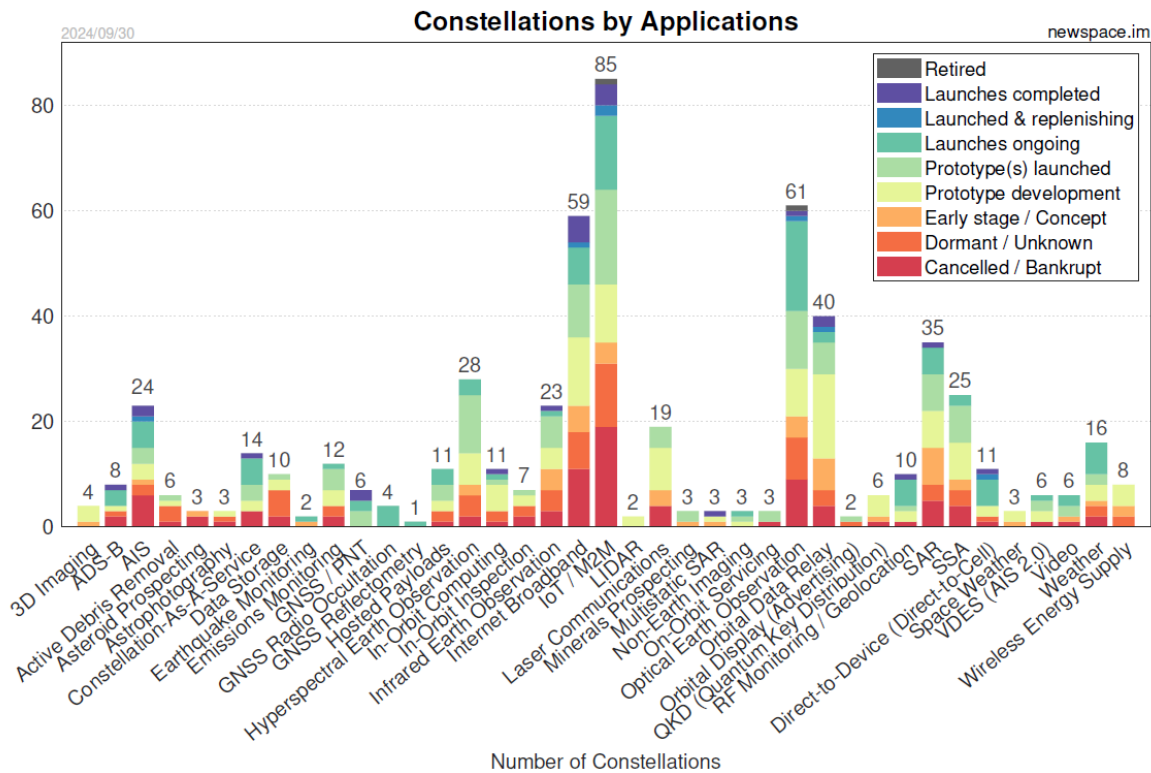


Figura 1. Constelaciones por aplicación. (Kulu, 2024)

Dado que Chile es un país extenso con una superficie 756.945 km² (Oficina de Información Diplomática, 2025) y con diversa geografía, los CubeSats se presentan como una opción para la observación terrestre debido a la simpleza de su Concepto de Operaciones (ConOps) y su capacidad de ofrecer una resolución espacial (GSD) de 3 a 5 metros con

¹ Se refiere a un espacio alternativo utilizado para describir enfoques de desarrollo espacial diferentes a los adoptados por la NASA y la industria aeroespacial convencional. (Martin, n.d.)

² IoT/M2M son sistemas basados en dispositivos que recopilan, almacenan e intercambian datos entre sí, sin intervención humana.

alta frecuencia de revisita. El auge de los CubeSats representa un cambio importante en la forma de realizar las misiones espaciales, convirtiéndolos en un elemento clave para el futuro de la tecnología espacial.

1.1.1 CubeSats: definición y características generales.

Los CubeSats son una clase de nanosatélites con forma y tamaño estandarizado. Su unidad base, conocida como 1U corresponde a un cubo de 10x10x10 cm como se muestra en la Figura 2.

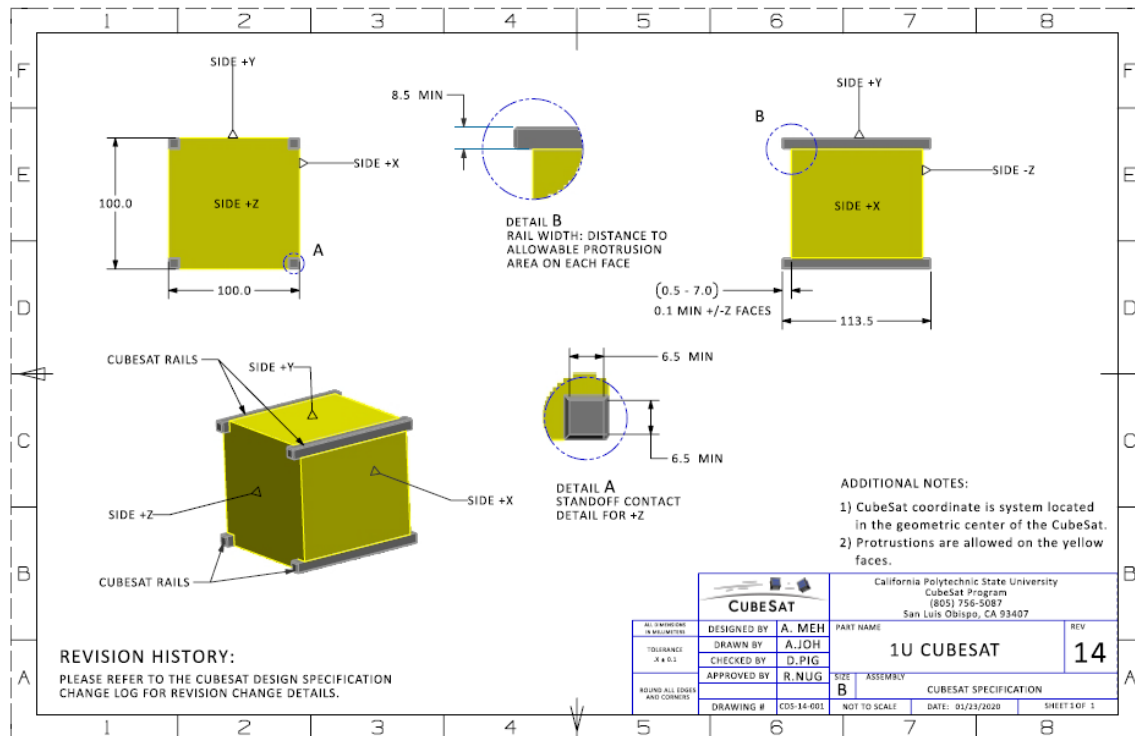


Figura 2. Estructura estándar para 1U CubeSat.

Surgieron en 1999 por la Universidad Politécnica Estatal de California (CalPoly) y la Universidad de Stanford, con el objetivo de proporcionar una plataforma para la educación y la exploración espacial. Con el transcurso de los años, los CubeSats evolucionaron tanto en capacidad como en tamaño, siendo ahora comunes variantes más grandes como 3U, 6U y 12U (ver Figure 3 y Tabla 1), esto ha permitido ampliar sus aplicaciones más allá del ámbito académico, convirtiéndose en una herramienta versátil y de bajo costo.

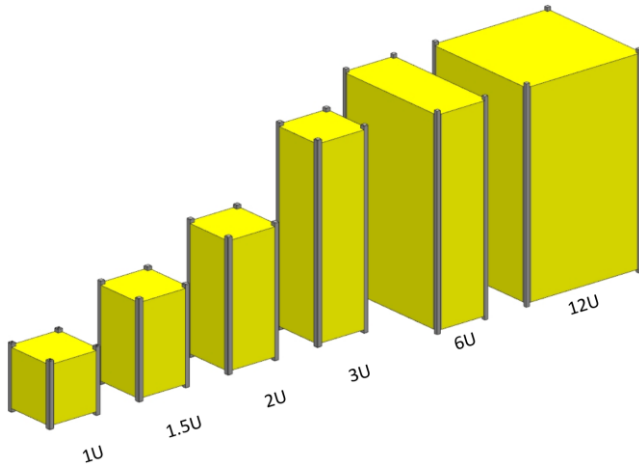


Figura 3. La familia actual CubeSats (1U-12U).

Tabla 1. Especificación de masa en CubeSats.

Configuración	Masa [kg]
1U	2
1.5U	3
2U	4
3U	6
6U	12
12U	24

La Figura 4 muestra los lanzamientos de nanosatélites hasta 2025, donde los CubeSats representan la gran mayoría, liderando las configuraciones 3U y 6U.

La estandarización, los menores costos de lanzamiento y la disponibilidad de componentes comerciales listos para usar (COTS) han impulsado el desarrollo de una industria en torno a los CubeSats, permitiendo llevar a cabo misiones cada vez más complejas en plataformas de reducido tamaño.

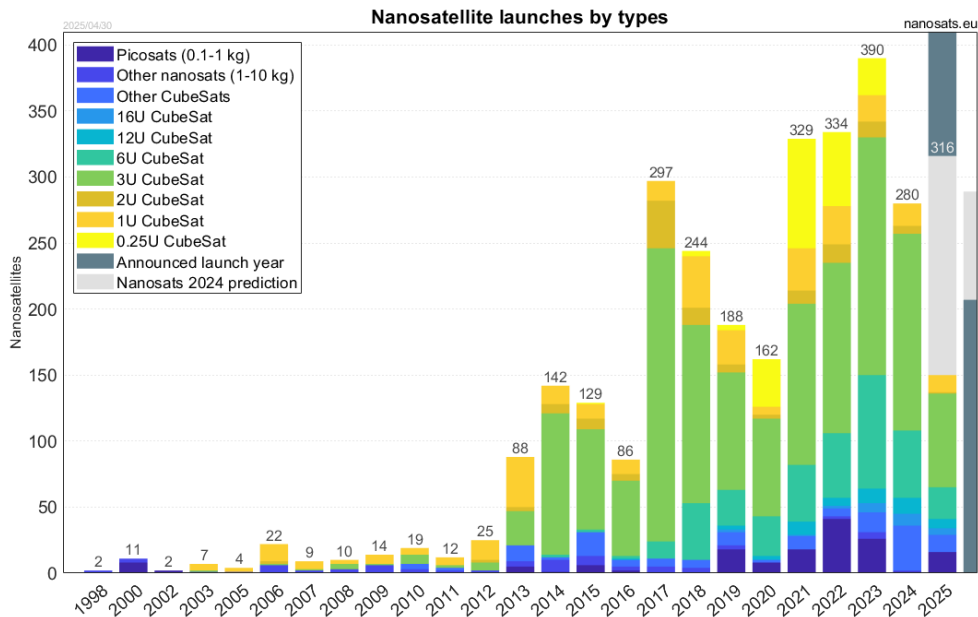


Figura 4. Lanzamientos de nanosatélites por tipo. (Kulu, 2025)

1.1.2 Órbitas de los satélites

La órbita es la trayectoria de la nave espacial alrededor de un cuerpo producto del efecto de la gravedad. La selección de la órbita es un proceso que implica evaluar distintos parámetros y, por tanto:

The orbit selection process is complex, involving trades between a number of different parameters. The orbit typically defines the space mission lifetime, cost, environment, viewing geometry, and, frequently, the payload performance. Most commonly, we must trade the velocity required to achieve the orbit as measure of cost vs. Coverage performance. (Wertz & Larson, 2010)

La Figura 5 clasifica las constelaciones de NewSpace por tipo de órbita. LEO (Low Earth Orbit) es, por amplio margen, la más utilizada (374 de 411 constelaciones).

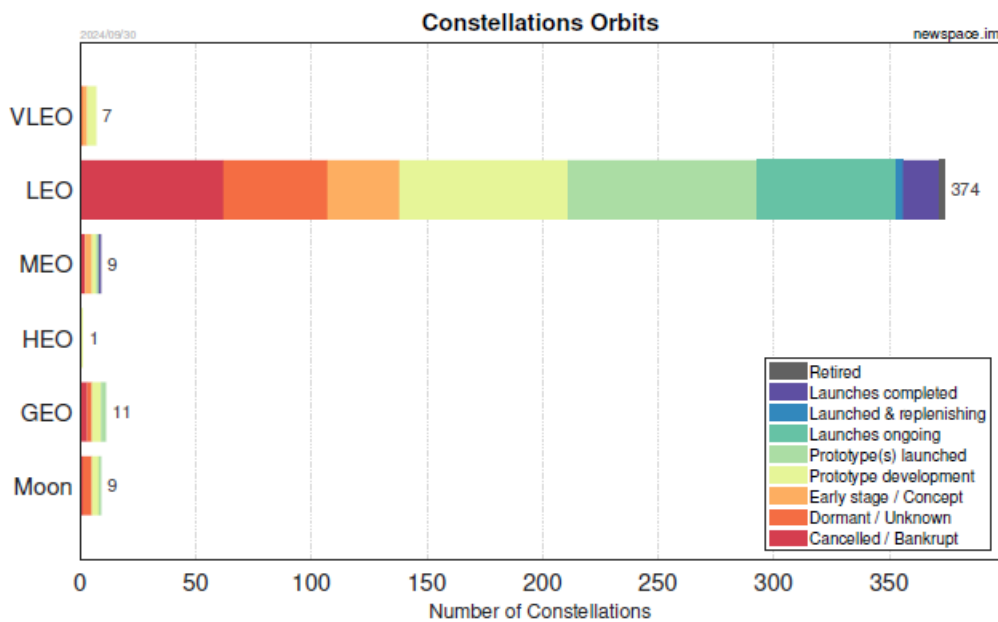


Figura 5. Constelaciones por tipo de órbita.

Cerca del 80% de los CubeSats (ver Tabla 2) se despliegan en dos sub-regiones de LEO:

- Sun Synchronous Orbit (SSO $\approx 98^\circ \pm 2$): destaca por presentar una orientación constante respecto al Sol, es decir, garantiza iluminación uniforme. Esto es posible porque la tasa de precesión nodal de 0.9856 grados/día coincide con la velocidad media de rotación de la Tierra alrededor del Sol.
- International Space Station (ISS $\approx 51,6^\circ \pm 2$): órbita a una altitud de entre 370 y 460 [km] y gracias a su inclinación permite sobrevolar el 90% de la Tierra habitada. Para alturas inferiores a los 450 km los satélites decaen debido a la atmósfera residual. (NASA, n.d.)

Tabla 2. CubeSats detectados según rango de altitud. (Lopez- Telgie et al., 2024)

Altitud orbital [km]	Número de CubeSats	Porcentaje del total [%]
≤ 500	647	60,4
Entre 500 y 800	389	36,3
≥ 800	27	2,5
Datos no disponibles	8	0,7
Total	1071	

1.1.3 Constelación Dove de Planet Labs

Planet Labs Inc, es una compañía fundada en 2011 cuya misión es proporcionar imágenes diarias de toda la Tierra. Para lograr este objetivo, Planet gestiona todos los aspectos de su negocio, es decir, diseña, construye y opera una constelación de satélites de observación basados en el estándar CubeSat 3U, denominados Dove. Desde su primer lanzamiento, Planet ha puesto en órbita más de 250 satélites, convirtiéndose en una de las mayores constelaciones de satélites comerciales.

Lo más destacado de Planet es su capacidad de operar de manera simultánea más de 100 satélites, distribuidos en SSO a una altitud de 500 km, con resolución entre 3 y 5 metros sobre el suelo.

Evolución tecnológica de Dove

Desde 2015, Planet ha impulsado una evolución tecnológica continua en sus CubeSats, tanto en los sensores ópticos, la capacidad de procesamiento a bordo y, en los sistemas de transmisión de datos. Tal como muestra la Figura 6 se han desarrollado distintas generaciones: Dove Pilot, Dove Classic, Dove-R y SuperDove, cada una incorporando avances en el rango espectral, la resolución, el ancho de barrido y la eficiencia del enlace descendente.

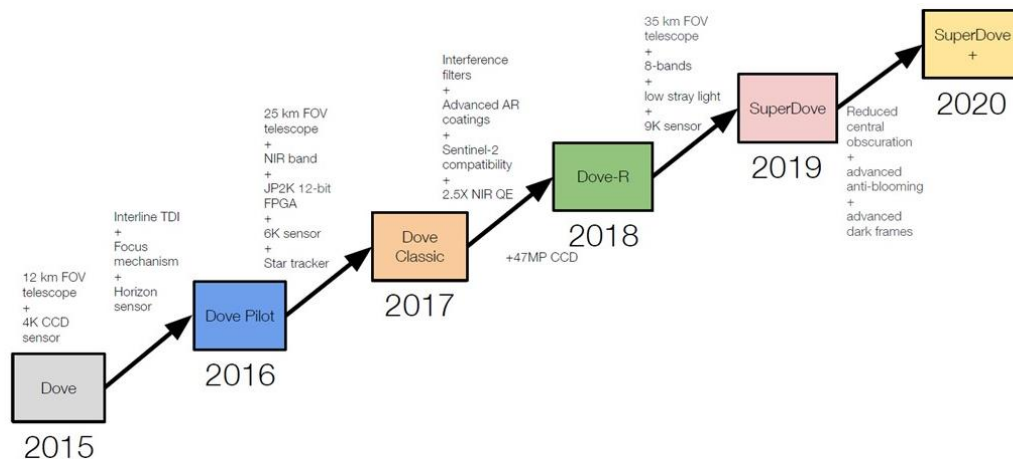


Figura 6. Línea de tiempo de constelación Dove. (Harrison, 2022)

1.1.3.1 Enlace descendente de alta velocidad en banda X

Un factor clave para el éxito operacional de la constelación Dove ha sido el desarrollo de un sistema de enlace descendente de alta velocidad en banda X. Históricamente, los CubeSats han estado limitados en su capacidad de enlace descendente debido a restricciones de tamaño, peso y potencia de sus radios. Planet ha superado esta barrera a través de la optimización de cada componente de su sistema de comunicaciones: los datos de la carga útil se transmiten desde el satélite en banda X, luego se convierten a banda L utilizando un convertidor descendente de bajo ruido (LNB) y se demodulan con receptores DVB-S2 comerciales. Posteriormente estos datos se envían por Ethernet gigabit al servidor de la estación terrestre, donde se monitorea el estado del enlace (SNR, margen de enlace, nivel de RF recibido y tasa de error de bits), se reensamblan las imágenes y se suben a la nube para su procesamiento. Esto se puede observar en la Figura 7 que representa un diagrama de bloques del sistema de estación terrestre empleado por Planet para la recepción y procesamiento de datos en banda X.

Este sistema promedia tasas de descarga de 160 Mbps con volúmenes de datos de 12 a 15 GB por cada pase de estación terrestre de 7 a 10 minutos, lo que lo convierte en un sistema eficiente operativamente, logrando enlace descendente récords.

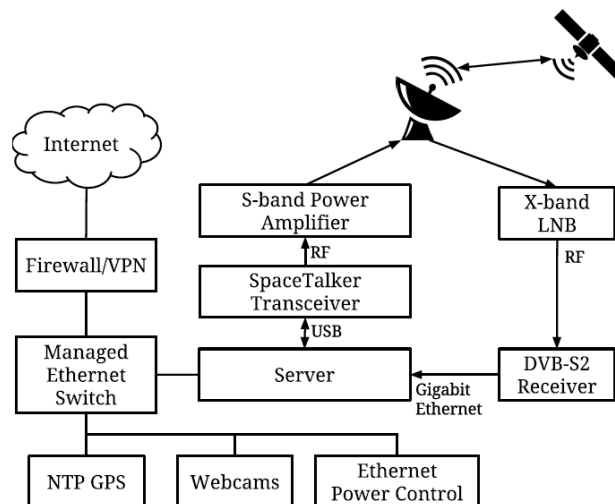


Figura 7. Diagrama de bloques del sistema de estación terrestre de Planet. (Devaraj et al., n.d.)

La Tabla 3 resume las frecuencias y anchos de bandas utilizados por la constelación Dove. Se usa como referencia realista de operación en bandas S y X.

Tabla 3. Frecuencia y ancho de banda de Dove. (Safyan, 2015)

Banda	Función	Frecuencia de banda [GHz]	Ancho de bandas [MHz]
S	Enlace ascendente de alta velocidad	2.00	1.31
X	Enlace descendente de alta velocidad	8.20	66.8
UHF	Enlace ascendente de TT&C de alta velocidad	0.40	0.07
UHF	Enlace descendente de TT&C de alta velocidad	0.45	0.07

1.2 Motivación y alcance

La creciente demanda por monitoreo satelital exige nuevas soluciones en el diseño preliminar de misiones con CubeSat. En particular, alcanzar una cobertura óptica dos veces al día sobre el territorio continental chileno, que presenta una extensa longitud, requiere de enfoques de dimensionamiento más a la vanguardia. Esta memoria propone un modelo paramétrico que permita evaluar arquitecturas en etapas de diseño tempranas, considerando restricciones de masa, volumen, potencia y generación de datos.

Se asume una constelación de CubeSats de al menos 3U operando en SSO, con cargas útiles en bandas VIS y NIR. Se emplean datos actualizados de los componentes (2020 en adelante) y una comparación con un caso de estudio representativo para validar el modelo. La arquitectura será evaluada en función de su capacidad para cumplir con los requisitos de cobertura dentro de limitaciones tecnológicas, físicas y operaciones.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo general

Evaluar arquitectura para el dimensionamiento preliminar de CubeSats con payloads ópticos en las bandas VIS/NIR, basada en modelos paramétricos actualizados, que permita mapear Chile continental dos veces al día.

1.3.2 Objetivos específicos

Se utiliza el criterio SMART³ para definir los objetivos específicos.

³ Specific, Measurable, Achievable, Relevant, Time- bound.

- 1.3.2.1 *Caracterizar el estado actual de la práctica (2020+) en CubeSats con payload ópticos en bandas VIS/NIR, identificando parámetros constantes y variables críticas para el dimensionamiento preliminar de la misión.*
- 1.3.2.2 *Validar un modelo paramétrico para el dimensionamiento preliminar del payload óptico en términos de masa, volumen y potencia, utilizando como referencia comparativa un caso de estudio conocido (por ejemplo, satélite Dove) para garantizar su aplicabilidad.*
- 1.3.2.3 *Determinar mediante simulación orbital el número mínimo necesario de CubeSats para lograr una cobertura de Chile continental dos veces diarias, considerando parámetros orbitales y operaciones importantes.*

1.4 Metodología

La metodología que se utiliza para el desarrollo de esta memoria se estructura en etapas secuenciales e iterativas, combinando revisión bibliográfica, modelamiento paramétrico y simulación orbital.

En primer lugar, se aborda la comprensión del estado actual del uso de CubeSats en percepción remota óptica, identificando las preguntas claves de investigación que permiten guiar el estudio. Luego, se realiza una revisión del estado del arte, incluyendo fuentes como Nasa SmallSat State of the Art Report, bases abiertas como satsearch.co y CubeSatShop, con el propósito de identificar tendencias tecnológicas y parámetros actualizados (masa, volumen, potencia, TRL⁴, data rate, entre otros).

A partir de esta revisión, se construye una base de datos técnicos que permite identificar que parámetros han cambiado en los últimos tiempos y cuales permanecen estables, teniendo en cuenta payloads ópticos VIS/NIR.

Posteriormente, se utilizará Valispace como herramienta de modelado basado en ingeniería de sistemas (MBSE) para relacionar parámetros y facilitar iteraciones de diseño. Se usa CubeSat System Reference Model (CSRSM) como base. Se construye un modelo del subsistema óptico basado en criterios del estado del arte: apertura de 9 cm, largo focal igual a 3 veces el largo del satélite, estimación de GSD (Ground Sample Distance).

Se utiliza FreeFlyer para realizar simulaciones del desempeño orbital. Se evaluarán distintos escenarios para determinar el número mínimo de CubeSats necesarios para cubrir Chile continental 2 veces al día desde orbitas heliosincrónicas.

Finalmente, se lleva a cabo un proceso de Trade Space Exploration⁵, evaluando configuraciones alternativas en función de criterios como número y tamaño de CubeSats, características del payload, frecuencia de revisita y limitaciones. Este análisis permite comparar alternativas y justificar la solución seleccionada.

⁴ TRL: evaluation of technology readiness levels, design maturity, and domain applicability. (International Council on Systems Engineering (INCOSE), 2015)

⁵ Es un componente de Systems Engineering que identifica diseños óptimos en sistemas a través del análisis de diversas compensaciones entre objetivos y limitaciones.

2 Marco teórico

Este capítulo establece los fundamentos conceptuales necesarios para el desarrollo de esta investigación. En particular, se busca responder las siguientes preguntas:

1. ¿Cuáles son los conceptos que se deben comprender?
2. ¿Qué fundamentos justifican el uso de las bandas VIS y NIR?
3. ¿Qué es MBSE?

2.1 Percepción remota óptica en bandas VIS y NIR

Toda materia emite radiación electromagnética a cualquier temperatura por encima del cero absoluto (0 K), esto se denomina radiación de cuerpo negro. Donde, su distribución espectral de energía radiada en función de la longitud de onda y temperatura está dada por la Ley de Planck.

En la Figura 8 cada curva indica la radiancia espectral de un cuerpo negro a diferente temperatura, ya sea 100 K, 1000 K y 6000 K. Por tanto, se infiere que el área bajo la curva que es proporcional a la energía total emitida aumenta con la temperatura según la Ley de Stefan- Boltzmann, y el máximo de radiancia se desplaza hacia longitudes de onda más cortas a medida que aumenta la temperatura, siendo descrito por la Ley de Desplazamiento de Wien.(Wertz & Larson, 1999)

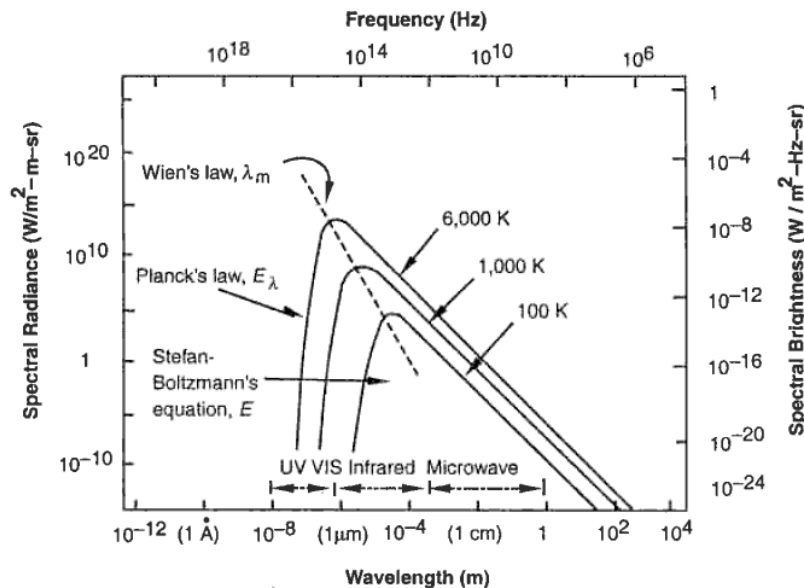


Figura 8. Curvas de radiación de cuerpo negro según Planck en función de la longitud de onda y la frecuencia. (Wertz & Larson, 1999)

En la teledetección espacial es fundamental identificar las regiones del espectro electromagnético más apropiadas para la observación. Como se muestra en la Figura 9(a) el Sol tiene una temperatura superficial de aproximadamente 6000 K, presenta un peak de emisión en la región del espectro visible (0.4-0.7 μ m), mientras que la Tierra, con una

temperatura cercana a los 300 K, emite principalmente en el infrarrojo térmico con un peak de alrededor de 10 μm .

Sin embargo, no toda la energía emitida por la superficie terrestre alcanza los sensores satelitales. La atmosfera actúa como un filtro espectral, absorbiendo energía en ciertas longitudes de onda debido a la presencia de gases como el vapor de agua, dióxido de carbono y el ozono. Como se observa en la Figura 9(b), solo en ciertos rangos denominados ventanas atmosféricas, se logra la radiación hacia el espacio, haciendo posible su detección por instrumentos satelitales.

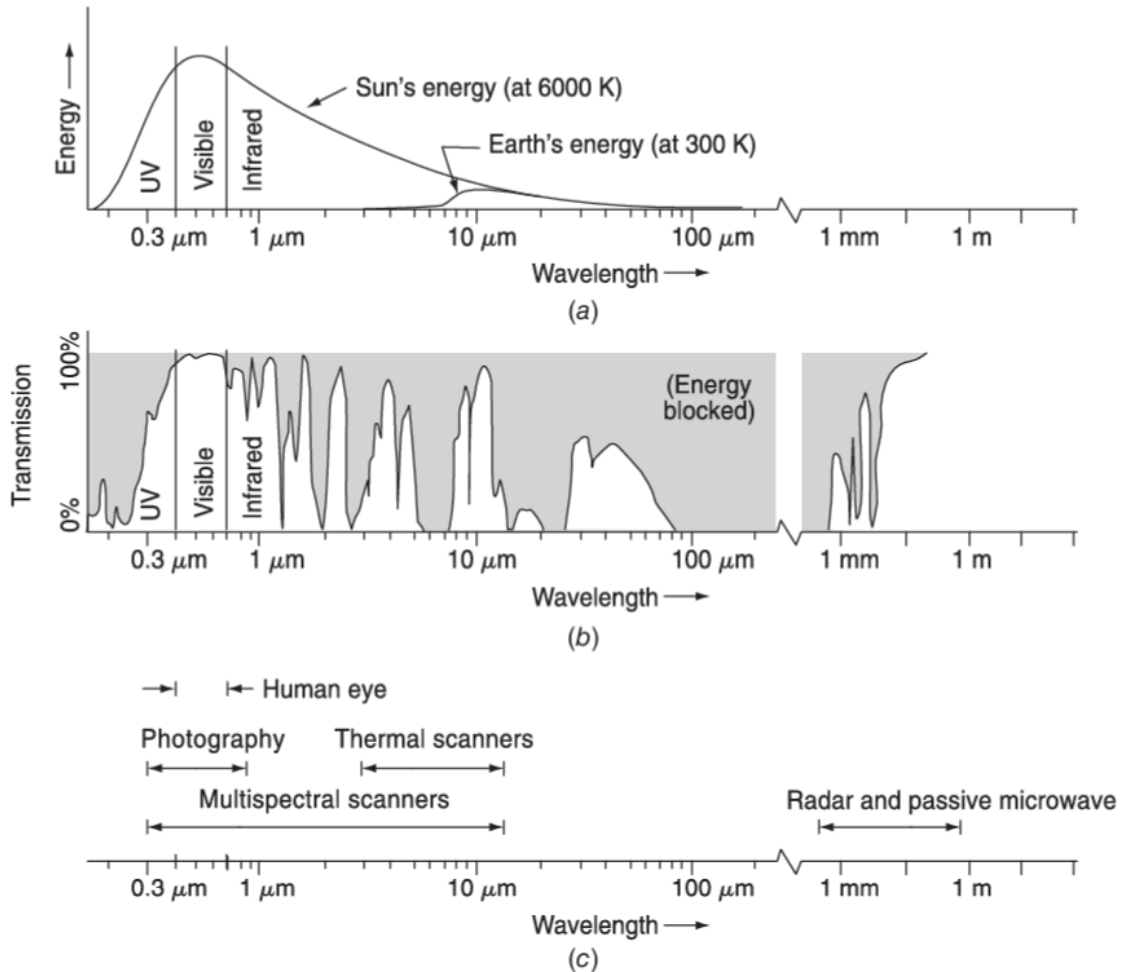


Figura 9. Características espectrales de (a) fuente de energía, (b) transmitancia atmosférica y (c) sistemas comunes de teledetección. (Lillisand et al., n.d.)

En este contexto, trabajar con las bandas VIS y NIR (ver Tabla 4) es ventajoso, ya que coinciden con ventanas atmosféricas y las imágenes satelitales se obtienen a partir de la energía solar reflejada desde la superficie terrestre. La Figura 9(c) complementa el análisis mostrando las regiones espectrales donde operan distintos sensores, desde escáneres térmicos, multispectrales y de microonda pasiva. Por lo tanto, la selección del sensor debe considerar la sensibilidad espectral, es decir, qué se desea observar, de cómo interactúa la

energía con el objeto de interés y de la capacidad del sensor para capturar dicha información.

Tabla 4. Comparación entre los límites de longitud de onda de las distintas regiones de las bandas visible, infrarrojo (IR) y de microondas del espectro electromagnético. (Bouzoukis et al., 2025)

Definición de banda	Límites de longitud de onda [μm]
Visible	0.38-0.75
NIR	0.75-1.40
SWIR	1.40-3.00
MWIR	3.00-8.00
LWIR	8.00-15.00
FIR	15.-1000
MicroWave	1000- 1×10^6

2.2 Model-Based System Engineering

2.2.1 MBSE definición y beneficios

La Ingeniería de Sistemas Basada en Modelos (MBSE) ha sido impulsada por El Consejo Internacional de Ingeniería de Sistemas (INCOSE) que la define como:

‘Formalized application of modeling to support system requirements, design, análisis, verification and validation activities beginning in the conceptual design pase and continuing throughout development and later life cycle phases.’ (Technical Operations International Council on Systems Engineering (INCOSE), 2007)

Los beneficios más comunes, divididos en: referenciados, percibidos, observados y medidos se muestran en la Figura 10. Entre los principales beneficios del enfoque MBSE se encuentran:

- Comunicación y productividad: la naturaleza visual y dinámica de los modelos hace que los sistemas sean más comprensibles, mejorando así los esfuerzos colaborativos,
- Mayor eficiencia y calidad: al centralizar la información del sistema en un modelo coherente y reduce inconsistencias típicas de los documentos, favoreciendo un flujo de trabajo más eficiente.
- Gestión eficaz de la complejidad: la MBSE ofrece una perspectiva holística de los sistemas, permitiendo a los ingenieros entender y gestionar mejor las interacciones y complejidades.
- Promoción de la reutilización e integración fluida: MBSE permite el diseño de componentes y subsistemas reutilizables. Además, facilita la integración más sencilla de nuevos elementos en sistemas existentes, mejorando la adaptabilidad y escalabilidad.

Este enfoque se alinea con el uso de herramientas como Valispace y arquitecturas de referencia como el CubeSat System Reference Model (CSRМ), que permite estructurar misiones satelitales complejas de forma parametrizada, iterativa y trazable.

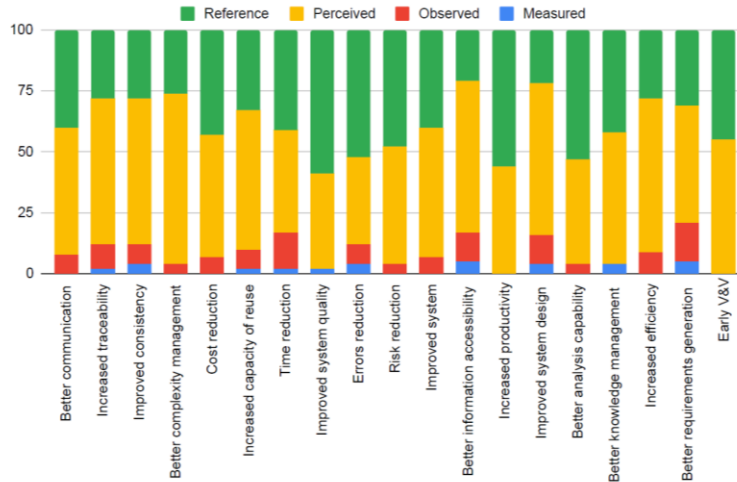


Figura 10. Beneficios de Model-Based Systems Engineering. (Henderson & Salado, 2021)

2.2.2 CubeSat System Reference Model

CubeSat System Reference Model (CSRМ) es una representación de la arquitectura lógica de una misión CubeSat, CSRМ se desarrolla bajo principios de MBSE y es compatible con el lenguaje SysML (System Modeling Language). CSRМ organiza los distintos subsistemas del satélite mediante bloques funcionales que pueden ser adaptados y reutilizados para distintos tipos de misiones. Tiene como propósito reducir los tiempos de desarrollo, mejorar la calidad del diseño y fomentar la reutilización de componentes de arquitectura. (Kaslow, Cahill, Ayres, 2020)

La Figura 11 representa la arquitectura lógica del segmento espacial según CSRМ. Se puede observar bloques que describen los principales subsistemas de un CubeSat como: comunicaciones, manejo y procesamiento de datos (Command and Data Handling), determinación y control de actitud, navegación y guiado, potencia, térmico, estructuras y mecanismo y propulsión, todos estos subsistemas forman parte del bus del satélite (Spacecraft Bus) mientras que la carga útil (Mission Payload) se presenta como un bloque separado. A continuación, se describe cada subsistema:

Mission Payload: consiste en hardware y software que interactúan con equipos en tierra. El payload se compone de sensores y cuya selección y configuración determinan en gran medida el costo y complejidad de la misión.

Spacecraft Bus: corresponde al conjunto de subsistemas que proporciona servicios esenciales al payload para el funcionamiento del CubeSat. Los principales subsistemas del bus, según el modelo CSRМ son:

- **Power:** el sistema de energía eléctrica (EPS) es un subsistema fundamental que abarca la generación, almacenamiento y distribución de energía eléctrica a los distintos componentes del satélite. El volumen del EPS es un factor limitante, por ende, se busca una alta potencia específica y mínima masa del sistema.
- **Propulsion:** subsistema importante para la realización de maniobras orbitales. La selección del tipo de propulsión ya sea, química, eléctrica o sin propelente, depende de factores como volumen, masa, potencia disponible y los objetivos de la misión.

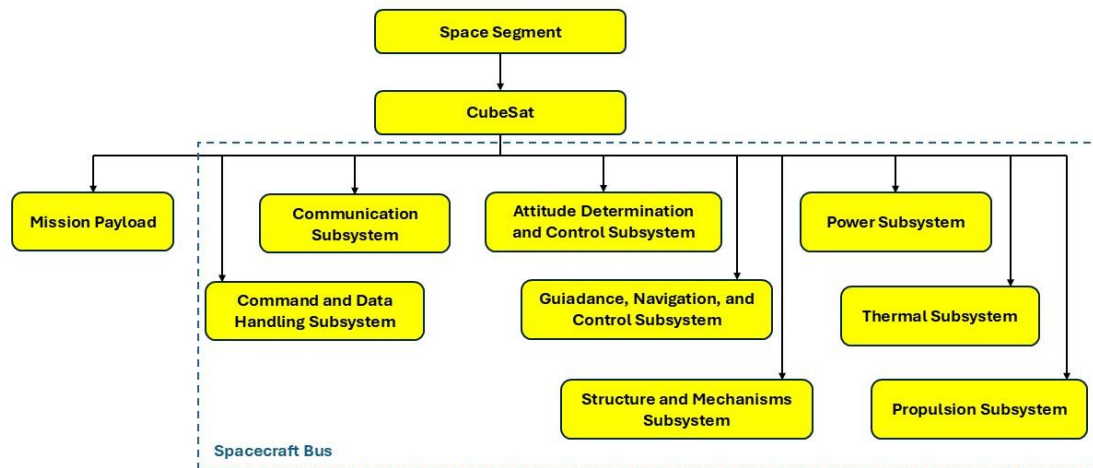


Figura 11. Arquitectura lógica de alto nivel de CSRM para el segmento espacial. (Kaslow et al., 2016)

- **Guidance, Navigation, and Control (GNC):** este subsistema incluye los componentes de Attitude Determination and Control System (ADCS). La determinación de la posición se logra mediante GPS, sensores de horizonte, magnetómetros y giróscopos, mientras que la orientación se controla con actuadores como ruedas de reacción, magneto toquers y propulsores. Maniobras de corrección de órbita o actitud son realizadas por GNC.
- **Structure Mechanisms and Materials:** este subsistema se encarga de proporcionar soporte estructural y protección a todos los componentes del satélite. Implica la selección de materiales considerando propiedades físicas y mecánicas.
- **Thermal:** subsistema encargado de mantener la temperatura del SmallSat dentro de los rangos operativos durante las fases de la misión.
- **Command and Data Handling (CDH):** gestiona el procesamiento, almacenamiento y distribución de la información y los comandos para todos los subsistemas. CDH debe ser compacto integrando interfaces eléctricas, memoria, procesadores, y mitigación a la radiación.
- **Communication:** el subsistema de comunicaciones permite al satélite transmitir datos y telemetría hacia la Tierra (enlace descendente), recibir comandos desde estaciones terrestres (enlace ascendente) e intercambiar información con otros satélites (enlace cruzado). La comunicación es clave para garantizar el flujo de información entre el segmento espacial y el segmento terrestre.

A modo ilustrativo, la Figura 12 muestra un diseño de CubeSat 2U, donde se visualiza los principales subsistemas internos y su disposición física.

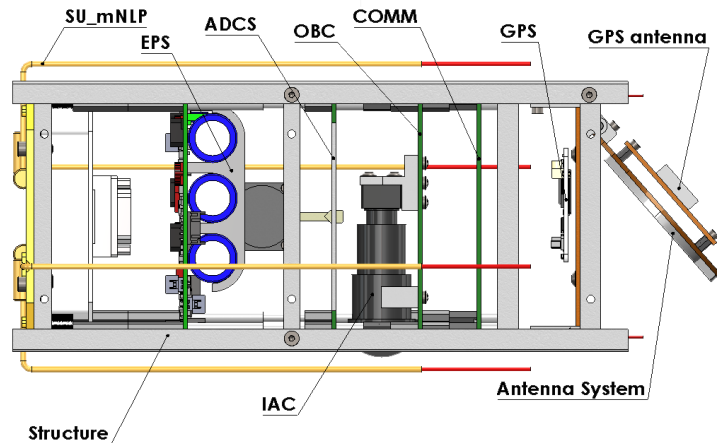


Figura 12. Ilustración del diseño del subsistema del CubeSat UPSat. (Bouzoukis et al., 2025)

2.3 Figuras de Mérito para evaluación de cobertura orbital

Al analizar la cobertura de CubeSats, es fundamental evaluar la calidad de la misión mediante figuras de mérito que permitan comparar distintas configuraciones orbitales en función de su capacidad de cubrir un área objetivo. Las figuras de mérito cuantifican parámetros críticos como la frecuencia de observación, la homogeneidad de la cobertura y la existencia y duración de brechas (gaps) en los datos obtenidos.

2.3.1 Principales figuras de mérito

Porcentaje de cobertura: corresponde al porcentaje de tiempo durante el cual un punto o región de interés está cubierto por uno o más satélites. Se calcula como el número de veces que un punto es cubierto dividido por el número total de pasos de tiempo de simulación. La ventaja es que muestra directamente cuanto tiempo está cubierto un determinado punto. Sin embargo, no proporciona ninguna información sobre la distribución de intervalos sin cobertura (gaps).

- Mean Coverage Gap: es la longitud promedio de las interrupciones en la cobertura para un punto dado en la malla de la simulación. Se calcula dividiendo la longitud total de los intervalos para cada punto entre el número de intervalos (gaps). Este indicador es útil cuando se requiere asegurar una frecuencia mínima de observación.
- Maximun Coverage Gap (=Maximun Response Time): corresponde al mayor intervalo de tiempo sin cobertura que ocurre en toda la simulación para un punto o región. Este indicador transmite información del peor de los casos de inobservabilidad.
- Time Average Gap: es el valor promedio de los intervalos de cobertura, pero ponderado por su duración, y representa el gap medio si se selecciona un instante

aleatorio durante la simulación. Se calcula dividiendo la suma de los cuadrados de los gaps entre la duración de la simulación.

- Mean Response Time: es el tiempo promedio que transcurre desde que se realiza una solicitud de observación hasta que el punto es cubierto por un satélite. Este indicador combina información de cobertura y de gaps, siendo la figura de mérito más representativa para evaluar la capacidad de respuesta del sistema.

Tener en cuenta que, ninguna figura de mérito por sí sola describe completamente la calidad de la cobertura orbital. Por eso, la literatura recomienda emplear varias figuras de mérito al momento de evaluar la misión.(Wertz & Larson, 2010)

2.4 Parámetros orbitales

Cada órbita en el espacio se define de forma única por un conjunto de elementos orbitales keplerianos clásicos. Estos parámetros describen el tamaño, la forma, y la orientación de la órbita, así como la posición del satélite a lo largo de la órbita en un momento dado. La Figura 13 muestra cada uno de estos elementos. A continuación, se describen:

- Semieje mayor (a): define el tamaño de la órbita elíptica. Corresponde a la mitad del eje mayor de la elipse y determina el periodo orbital. En Low Earth Orbit (LEO) suele oscilar entre 6700 y 7500 km, lo que corresponde a altitudes entre 300 y 1200 km sobre la superficie terrestre.
- Excentricidad (e): medida de la desviación de una curva de respecto a un círculo perfecto, con valores entre 0 y 1. Las misiones en LEO suelen utilizar orbitas casi circulares ($e \approx 0 - 0.05$) de forma de garantizar una cobertura estable y minimizar variaciones en la altitud.
- Inclinação (i): es el ángulo entre el plano orbital y el plano ecuatorial de la Tierra, con valores entre valores 0° y 180° . La inclinación determina la cobertura latitudinal, permitiendo que órbitas polares ($i \approx 90^\circ$) proporcionen cobertura global, mientras que en órbitas ecuatoriales ($i \approx 0^\circ$) limitan la cobertura a bajas latitudes.
- Ascensión recta del nodo ascendente (RAAN, Ω): se define como el ángulo medido en el plano ecuatorial desde la dirección de referencia (equinoccio vernal) hasta el nodo ascendente, que corresponde al punto donde el satélite cruza el plano ecuatorial desde el hemisferio sur hacia el hemisferio norte. Este parámetro determina la orientación del plano orbital en el espacio inercial.
- Argumento del perigeo (ω): es el ángulo entre el nodo ascendente y el punto de la órbita más cercano a la Tierra (perigeo), medido dentro del plano orbital.
- Anomalía verdadera (v): es el ángulo entre el nodo ascendente y el punto más cercano a la Tierra (perigeo), medido dentro del plano orbital.(Narayanan et al., 2025)

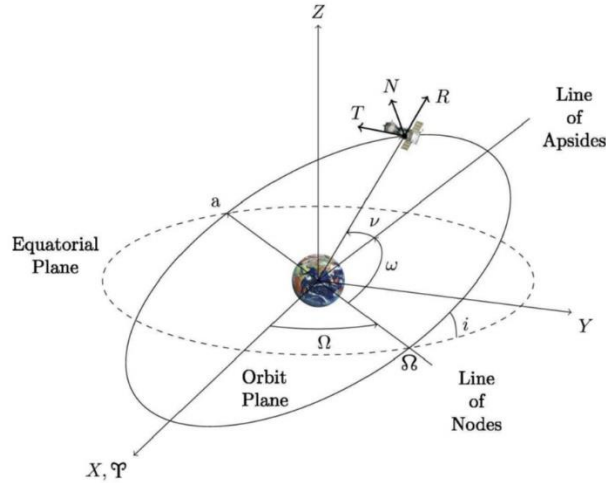


Figura 13. Elementos orbitales. (Narayanan et al., 2025)

Los elementos orbitales impactan en el diseño de la misión. En este caso, se asume que la excentricidad es nula ($e = 0$), es decir, la órbita es circular. Parámetros como la inclinación (i) se determinan a partir de la siguiente relación:

$$\cos i \approx -\frac{2\rho}{3J_2 \cdot R_E^2 \sqrt{\mu_E}} a^{\frac{7}{2}} [-] \quad (1)$$

donde a corresponde al semi eje mayor y se define como la suma del radio medio terrestre y la altitud orbital:

$$a = R_E + H \quad (2)$$

el Semilato recto de la órbita (ρ) representa la tasa de precesión del satélite en órbita alrededor de la Tierra. Para una órbita SSO, este coincide con el movimiento medio de la Tierra alrededor del Sol, que es de 360° por año sideral.

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{2\pi}{31558150[s]} = 1.99 \cdot 10^{-7} \left[\frac{rad}{s} \right] \quad (3)$$

Los valores utilizados en estas expresiones se consideran constantes: J_2 es el Segundo Término Zonal relacionado con la oblicuidad de la Tierra de $1.02 \cdot 10^{-3} [-]$. El radio de la Tierra (R_E) equivale a 6378 km y el parámetro gravitacional de la Tierra (μ_E) tiene un valor de $398600.44 \left[\frac{km^3}{s^2} \right]$.

Por otro lado, la velocidad terrestre (V_g) corresponde a la rapidez con que el satélite se desplaza sobre la superficie de la Tierra durante su órbita. V_g depende de parámetro gravitacional de la Tierra (μ_E), radio de la Tierra (R_E) y altitud orbital (H). Así, la velocidad terrestre se calcula como:

$$V_g = \sqrt{\frac{\mu_E}{R_E + H}} \left[\frac{m}{s} \right] \quad (4)$$

3 Estado del arte

Las siguientes preguntas sirven como guía al lector para entender que temas serán abordados en este capítulo y que interrogantes serán resultas:

1. ¿Cómo iniciar con el dimensionamiento preliminar de esta memoria?
2. ¿Qué parámetros se consideran clave en el dimensionamiento de cargas útiles?
3. ¿Cuáles son las limitantes en el diseño preliminar de CubeSats?

3.1.1 Space Mission Analysis and Design. (Wertz & Larson, 2010)

El objetivo de este libro es ser una guía práctica para el diseño y análisis de misiones espaciales. Se plantea un proceso iterativo y sistemático que comienza con objetivos de alto nivel y restricciones iniciales para luego cuantificar los objetivos iniciales considerando la tecnología disponible, limitaciones presupuestarias, plazos del proyecto y el entorno operacional. A continuación, se exploran arquitecturas alternativas, se evalúan conceptos ya sea análisis de utilidad y medidas de efectividad para finalizar con la formalización y documentación de requisitos del sistema.

Este libro desarrolla el diseño preliminar de todos los subsistemas que conforman la misión, incluyendo payload óptico, estructuras y mecanismos, ADCS, potencia, sistemas de comunicaciones, propulsión y térmico. Cada subsistema se analiza con metodologías de dimensionamiento. Además, en las secciones 3.2 y 3.4 del libro, se promueve realizar *trade offs*, buscando el mejor equilibrio entre masa, potencia, volumen, costo y otros factores claves, al comparar opciones en función del cumplimiento de objetivos frente a los costos asociados.

3.1.2 Basic Spatial Resolution Metrics for Satellite Imagers (Valenzuela & Reyes, 2019a)

La Figura 13 de este artículo introduce el concepto de Ground Resolution Distance (GRD) definido como la distancia mínima en la superficie terrestre a la que un sensor es capaz de distinguir dos objetos puntuales como entidades separadas bajo un determinado criterio de resolución. Este parámetro resulta fundamental en el diseño de payload ópticos para teledetección, particularmente cuando se necesita una resolución espacial determinada desde orbitas bajas.

Por otro lado, la Tabla 5 clasifica seis métricas empleadas para estimar la GRD, siendo Ground Sample Distance (GSD), Rayleigh Diffraction Limit (RDL), Ground Spot Size (GSS), Rayleigh Resolution Criterion (RRC), Sparrow Limit y Full Width at Half Maximum (FWHM) de la función de dispersión lineal (LSF). Cada una de estas métricas se asocia a distintos niveles ya sea, detector, óptica o sistema, y presenta ventajas y desventajas según su uso.

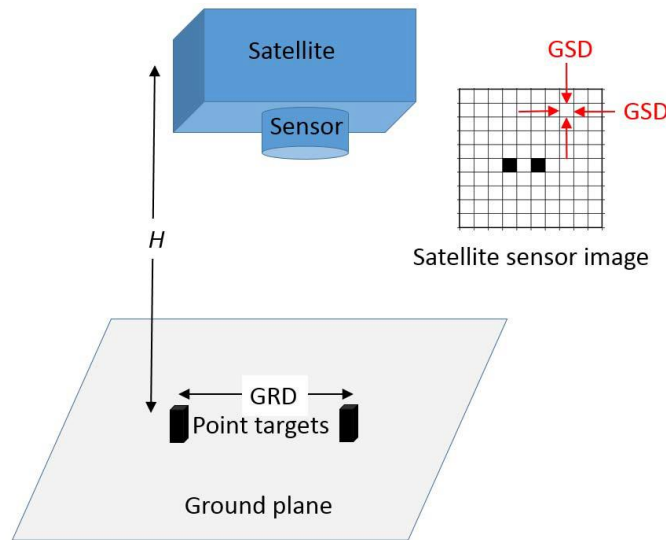


Figura 14. Ground Resolution Distance (GSD) de imágenes satelital.

Se realizan mediciones de LSF FWHM en órbita, cuyo valor depende del satélite, del sensor, del objetivo, del modo y los parámetros de adquisición de imagen, del procesamiento de medición, de la forma en que se procesan los datos medidos, de la técnica de remuestreo de datos y, de las condiciones atmosféricas. Siendo un área de investigación activa debido a los procedimientos de medición y las técnicas de procesamiento de datos. Los resultados del estudio muestran que el LSF FWHM presenta una mejor métrica de resolución en comparación con GSD o RDL, pero con algunas limitaciones que se continúan investigando.

Tabla 5. Métricas básicas de resolución espacial para imágenes satelital.

Métrica	Nivel	Ventaja	Desventaja
GSD	Detector	Fórmula Simple	Uso limitado
RDL	Óptico	Fórmula Simple	Uso limitado
GSS	Óptico	Fórmula Simple	Uso limitado
RRC	Sistema	Métrica general	Poco utilizada
Sparrow	Sistema	Límite ultimo	Poco Utilizada
LSF FWHM	Sistema	Fácil de medir	No general

3.1.3 Comparative Study of the Different Versions of the General Image Quality Equation. (Valenzuela & Reyes, 2019)

Este trabajo presenta un estudio comparativo de las distintas versiones de la Ecuación General de Calidad de Imagen (GIQE), que es una herramienta analítica que evalúa la interpretabilidad de imágenes sin procesar y procesadas mediante la Escala Nacional de Calificación de Interpretabilidad de Imágenes (NIIRS).

El objetivo de este estudio es identificar las fuentes típicas de confusión de GIQUE, sugerir soluciones a los principales problemas detectados y presentar una forma continua de GIQUE 4 a GIQUE 4C, que corrige discontinuidades e incongruencias y mejora la calidad de la imagen respecto a GIQUE 5, la versión más reciente. Notar que GIQUE 5 presenta un cambio de paradigma importante al basarse en parámetros de la imagen sin procesar para evaluar la calidad de una imagen bien procesada.

Cabe señalar que las versiones GIQUE 3, 4 y 5 se modelan en función de parámetros tales como; distancia de muestro en tierra (GSD), respuesta relativa de borde (RER), relación entre la diferencia señal-ruido (SDNR), ganancia del filtro de nitidez (G) y el sobreimpulso de altura (H) siendo estos relevantes para la clasificación NIIRS del sensor electroóptico.

3.1.4 A Novel Approach for Mapping Earth Observation Needs into Prospective Nanosatellite Mission Concepts. (López Telgie, 2024)

Esta tesis presenta un enfoque integrador de las necesidades de observación de la Tierra, a través del concepto de misiones espaciales distribuidas basadas en CubeSats en órbita baja, operando en el espectro visible e infrarrojo cercano (VIS/NIR).

En particular, se propone un enfoque heurístico para el diseño conceptual, integrando modelos de dimensionamiento paramétrico de orden aproximado de magnitud (RoM) para evaluar la viabilidad en etapas tempranas de diseño. Como caso de estudio, se desarrolla la arquitectura de la misión FireSat-II, orientada al monitoreo de incendios forestales en Brasil. Esta misión se diseña con el objetivo de lograr una cobertura doble diaria durante ocho años, recomendando utilizar inicialmente satélites de configuración 3U, pero pasar a 6U con el tiempo.

La metodología permite evaluar de manera iterativa la relación entre los parámetros ópticos como la apertura efectiva, la distancia focal y la altitud orbital, y métricas clave como la resolución espacial (GSD), el ancho de barrido (swath) y la tasa de datos generados, tal como se indica en las secciones 2.7.1 y 5.5, mediante un conjunto de relaciones matemáticas implementadas en Python y simulaciones orbitales en FreeFlyer.

En las secciones 3.2.1 y 3.2.1.2 de esta tesis, el modelo del segmento espacial fue implementado en Valispace, permitiendo proporcionar *envelopes* de system engineering (SE) como masa, volumen, cronograma y costo para distintas configuraciones satelitales (1U a 6 U), a partir de componentes COTS. Este modelado permite evaluar de forma estructurada los límites de desempeño esperados, integrando restricciones funcionales y físicas dentro de una arquitectura MBSE trazable.

En consecuencia, la heurística de diseño, modelos paramétricos complementarios y un conjunto de restricciones que delimitan el espacio de búsqueda de soluciones, basados en el análisis de misiones anteriores, entrevistas con desarrolladores y análisis de la misión, resulta relevante para esta presente memoria de título, orientada al diseño preliminar del payload óptico para la observación terrestre.

3.1.5 State of the Art Small Spacecraft Technology.(Weston et al., 2025)

El informe anual de la NASA recopila información actualizada y el estado de desarrollo sobre sistemas de naves espaciales pequeñas, revisando subsistemas claves como potencia, propulsión, ADCS, estructuras, control térmico, comunicaciones, y plataformas comerciales. Este informe es útil para identificar rangos y capacidades actuales de COTS que pueden emplearse en etapas tempranas del diseño paramétrico de la misión. Por ejemplo, la empresa EnduroSat ofrece potencias de 80 y 112 W para configuraciones de 3U y 6U respectivamente, mientras que Blue Canyon Technologies y Hex20 prometen precisión de apuntamiento de 0.003° para 3U, además de tasas de datos compatibles con sensores multiespectrales.

Si bien existen limitaciones físicas de apertura óptica impuestas por el volumen de los SmallSats, el desarrollo de sensores miniaturizados ha permitido mantener configuraciones viables dentro del estándar CubeSat. En cuanto a la selección del bus satelital, este informe clasifica proveedores según el tamaño (3U, 6U, 12U y 16U+), el entorno operacional (LEO, MEO, Lunar, Deep Space) y el nivel de madurez tecnológica (TRL). Esta clasificación es fundamental para acotar el *trade space* del diseño preliminar, ya que permite acotar *envelopes* asociados a masa, potencia, volumen, potencia, capacidades de ADCS y enlaces de telecomunicación.

Finalmente, este informe reafirma que el uso de tecnologías COTS con $TRL \geq 5$, es decir, con validación previa en entornos relevantes, ha consolidado su viabilidad de SmallSats. Esta evolución tecnológica ha permitido que tanto instituciones como operadores comerciales estén interesados en los SmallSats para diversas aplicaciones. Aunque los CubeSats no están destinados a reemplazar a los satélites de gran escala, su versatilidad, bajo costo relativo y rápidos desarrollos tecnológicos los posicionan como naves altamente competitivas.

3.1.6 A Technical Review of Planet Smallsat Data: Practical Considerations for Processing and Using PlanetScope Imagery. (Frazier & Hemingway, 2021)

La constelación PlanetScope opera CubeSats para la captura de imágenes multiespectrales de la Tierra desde 2016, innovando en el campo de la teledetección que durante décadas ha estado controlado por agencias gubernamentales. Sin embargo, la proliferación de CubeSats conlleva desafíos técnicos y de procesamiento que requieren ser analizados.

Este artículo presenta una visión comparativa de las diferentes generaciones de sensores Dove (Dove Classic, Dove-R, SuperDove), sus características (ver Tabla 6) y las implicancias para el uso de sus imágenes en la percepción remota. La rápida evolución tecnológica conlleva diferencias entre generaciones, tanto en la respuesta espectral como en la calidad geométrica y radiométrica de los datos. Por ejemplo, los sensores de la primera generación (Dove Classic) presentan menor separación en las bandas RGB, lo que limita los análisis multiespectrales avanzados, mientras que las generaciones más recientes como Dove-R y SuperDove, han mejorado la resolución espectral y han incorporado nuevas bandas, pero complicando la integración directa entre productos de distintas generaciones.

Debido a que PlanetScope obtiene imágenes a través de una constelación de CubeSats en lugar de un único satélite grande, es común que para un área de estudio se requiera 'fotografiar' varias escenas capturadas en distintos momentos, condiciones de iluminación y con diferentes sensores. Esto genera variaciones escena a escena en la reflectancia y en la calidad geométrica, que suelen demandar un preprocesamiento adicional por parte del usuario antes de que los datos sean 'analysis ready' e integrables en flujos de análisis automatizados.

El artículo también enfatiza que, aunque Planet ha avanzado en los procesos de calibración radiométrica y geométrica, la corrección y normalización posterior sigue siendo una tarea para los usuarios que buscan integrar series temporales largas o combinar productos de diferentes generaciones.

Tabla 6. Características del sensor de PlanetScope.

Sensor	Instrumento	Número de satélites	Época de lanzamiento	Tamaño [km]	GSD [m]	Resolución espacial [m]
Dove Classic	PS2	~36	2016-2017	24x8	3.7	3.9
Dove-R	PS2.SD	~150	2017-2018	24 x 16	3.7	3.7
SuperDove	PSB.SD	~36	2018-	32.5 x 19.6	3.7	3-12

La Figura 17 muestra los espectros de respuesta característicos de los sensores de las distintas generaciones de satélites PlanetScope (Dove Classic, Dove-R y SuperDove), lo que permite comparar las diferencias en el rango y la separación de bandas disponibles, información fundamental para la planificación de misiones ópticas multispectrales.

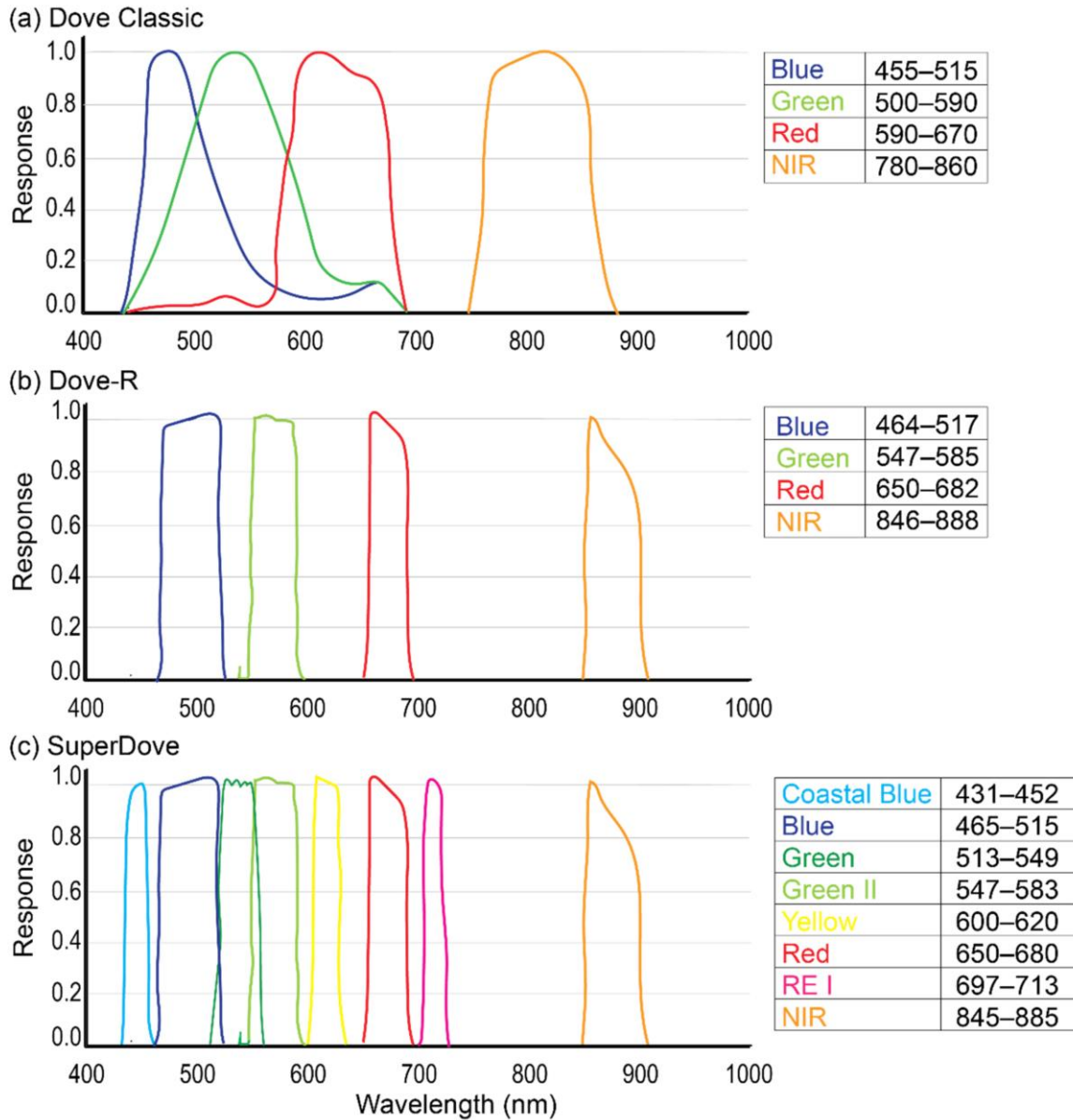


Figura 15. Espectros de respuesta de los sensores PlanetScope: (a) Dove Classic 'PS2', (b) Dove-R 'PS2.SD' y (c) SuperDove 'PSB.SD'. (Frazier & Hemingway, 2021)

3.2 Discussion

A continuación, a partir de los trabajos revisados en este capítulo se señala de qué forma contribuyeron en la presente Memoria de Título.

Dimensionamiento de subsistemas óptico y comunicación:

El libro SMAD es fundamental, ya que proporciona la base metodológica para el diseño y aplicación de una misión espacial, en este caso se analiza la misión FireSat-II. De igual

manera que la tesis de (López Telgie, 2024), que aporta un enfoque heurístico y paramétrico que se replica en este trabajo.

Métricas de resolución espacial y payload óptico:

Los artículos de (Valenzuela & Reyes, 2019a), introducen en como emplear las métricas de resolución espacial y a partir de estas comenzar con el desarrollo de este trabajo.

Capacidades actuales de la industria:

El informe State of the Art permite acotar el espacio de diseño de la misión mostrando componentes y proveedores para diferentes subsistemas de nanosatélites.

Misión de referencia:

El artículo de (Frazier & Hemingway, 2021) sobre PlanetScope permite contrastar los valores obtenidos en el modelo paramétrico con una constelación real y válida.

4 Dimensionamiento del payload de observación

Este capítulo tiene como finalidad establecer el dimensionamiento del payload óptico de observación, a partir de las relaciones físicas y geométricas. A través de este capítulo se busca responder las siguientes preguntas:

1. ¿Cómo se dimensiona el payload óptico?
2. ¿Qué factores limitan la resolución espacial?
3. ¿Cuál es la calidad del sistema óptico en relación con sus limitaciones físicas?

El proceso de Observación de la Tierra (OE) se logra a través de datos adquiridos en forma de imágenes satelitales que dependen de parámetros como resolución espacial, tamaño de la escena y el tiempo de revisión.

4.1 Relaciones fundamentales

La resolución espacial se relaciona con el nivel de detalle que se puede obtener de una escena, depende del rango entre el sensor y el objetivo, de la apertura y la distancia del lente y de la longitud de onda (Wertz & Larson, 1999). Las imágenes de alta resolución son más caras y producen archivos de gran tamaño. Cabe señalar que la resolución espacial no siempre coincide con el Ground Sample Distance (GSD), que es la distancia entre los centros de píxeles adyacentes medida en el terreno. Cuanto menor es el valor del GSD, mayor es la precisión en la interpretación de los detalles de la imagen. El tamaño de escena se refiere al ancho de barrido y depende de las características del sensor óptico y de su órbita. A mayor resolución espacial menor es el barrido del instrumento. Con respecto al tiempo de revisión, este se relaciona al tipo de órbita. En la órbita SSO el tiempo de revisita de un satélite es mayor en las zonas ecuatoriales que en las polares. Para reducir el tiempo de revisita se usan constelaciones, es decir, aumentar el número de satélites en órbita reduce el tiempo de espera entre observaciones de una misma escena. (European Space Agency, 2020). En síntesis, los parámetros anteriormente señalados constituyen la base para el diseño del payload óptico, permitiendo relacionar las necesidades de observación con las características físicas del sensor.

En este contexto, Space Mission Analysis and Design (Wertz & Larson, 1999) proporciona las relaciones fundamentales para establecer el desempeño de los sensores ópticos, mientras que trabajos más recientes, como el de (Valenzuela & Reyes, 2019a) han profundizado en métricas específicas relacionadas a la resolución espacial. A continuación, se presentan las ecuaciones que permiten abordar el dimensionamiento del payload óptico.

C corresponde a la velocidad de la luz en el vacío y, relaciona la longitud de onda (λ) con la frecuencia de onda (F).

$$C = \lambda \cdot F \quad (5)$$

Por otro lado, la resolución angular (θ_r) mínima alcanzable por un instrumento óptico, según el criterio de difracción de Rayleigh se expresa como:

$$\theta_r = 1.22 \cdot \frac{\lambda}{D} \quad (6)$$

GRD_{RDL} es la resolución mínima que puede tener un instrumento óptico considerando los efectos de la difracción de luz (Rayleigh Diffraction Limit), se determina mediante la siguiente ecuación:

$$GRD_{RDL} = 1.22 \cdot \frac{\lambda}{D} \cdot H \quad (7)$$

la ecuación (7) se aplica estrictamente a una apertura circular sin obstrucciones de diámetro (D) que detecta la radiación de dos fuentes puntuales a una longitud de onda promedio (λ) y altura (H) del satélite.

GSS (Ground Spot Size) se define como la longitud de onda (λ) del detector, D es el diámetro de apertura óptica y H es la altitud orbital.

$$GRD_{GSS} = GSS = \frac{\lambda}{D} \cdot H = \frac{GRD_{RDL}}{1.22} \quad (8)$$

GSD (Ground Sample Distance) depende del tamaño del píxel del detector (p), la altura orbital del satélite (H) y la distancia focal del instrumento (f).

$$GSD = \frac{p}{f} \cdot H [m] \quad (9)$$

Q (Factor Óptico) representa la calidad del instrumento óptico y depende del detector empleado. Sus valores oscilan entre 0.5 y 2. Q se calcula en función del GSS y GSD .

$$Q = \frac{GSS}{GSD} = \frac{\lambda}{D} \cdot \frac{f}{p} \quad (10)$$

Para la percepción remota, el parámetro que más limita a los CubeSats es el diámetro de apertura del instrumento óptico (ver ecuación 8), el cual debe ser maximizado para disminuir el valor de GSD . No obstante, un requisito de resolución submétrica resulta inviable en un CubeSat, ya que implicaría aperturas ópticas y distancias focales superiores a las permitidas por las restricciones de volumen, masa y potencia del bus. (López Telgíe, 2024)

La tasa de generación de datos (\dot{D}_{gen}) depende del ancho de barrido (S_w) la velocidad terrestre (V_g) y la tasa de bits por píxel (b):

$$\dot{D}_{gen} = \frac{S_w \cdot V_g}{b} \left[\frac{bit}{s} \right] \quad (11)$$

el volumen de datos generados (D_{gen}) por pasada se calcula como:

$$D_{gen} = \dot{D}_{gen} \cdot t_{AOL} [Mbit] \quad (12)$$

donde t_{AOL} corresponde al tiempo promedio de observación sobre el área de interés (se estima con FreeFlye).

Volumen total de datos descargados (D_{DL}) se estima como se indica en la siguiente ecuación:

$$D_{DL} = 0.8 \cdot \dot{D}_{DL} \cdot t_{GS} [Mbit] \quad (13)$$

donde \dot{D}_{DL} es la tasa de descarga [bits/s], t_{GS} es el tiempo de contacto medio y el factor 0.8 corresponde a una estimación deseada.

Por otro lado, el Campo de Vision (FOV) de un sensor de imagen define el ángulo dentro del cual el detector es sensible a la radiación. Para un detector angular, el FOV se relaciona con la geometría del plano focal y con la distancia focal del sistema. Para calcular el ancho de barrido (S_w) y los ángulos correspondientes al ancho y alto medidos desde las líneas centrales respectivas de acuerdo a la Figura 15, se utiliza las siguientes ecuaciones:

$$S_w = 2H \cdot \tan(\alpha_a) \quad (14)$$

$$\alpha_a = \tan^{-1}\left(\frac{x_a}{f}\right) \quad (15)$$

$$\alpha_b = \tan^{-1}\left(\frac{x_b}{f}\right) \quad (16)$$

donde x_a, x_b son la mitad del ancho y la mitad de la altura del sensor en píxeles, f es la distancia focal del sistema óptico, H la altitud orbital y α_a, α_b son los ángulos semi-apertura del FOV. Con la resolución espacial GSD obtenida de la ecuación (9) se puede calcular el ancho de barrido multiplicando por el tamaño del detector de 6600x 4400 [px] (Dove-R).

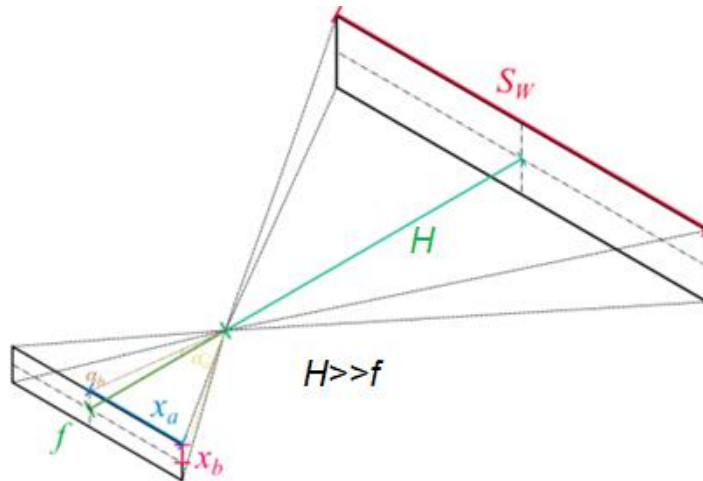


Figura 16. Nomenclatura del campo de visión del sensor y parámetros a calcular.

En el dimensionamiento del payload óptico se utilizan relaciones físicas con el propósito de determinar la resolución espacial alcanzable. Este procedimiento se complementa mediante analogía con misiones ya documentadas. Se ha demostrado que los CubeSats logran una resolución espacial (GSD) 3 a 5 m, lo cual valida la factibilidad de alcanzar ese orden de magnitud dentro de las limitaciones de un bus reducido (34 cm en su eje mayor).

5 Caso de prueba: misión CubeSats para la observación terrestre de Chile continental.

5.1 Definición de la misión

Como parte de la metodología se define un caso de prueba. La misión propuesta consiste en la observación terrestre en las bandas VIS y NIR, con el objetivo principal de mapear Chile continental dos veces por día. Este propósito responde a la necesidad de contar con información actualizada para aplicaciones de monitoreo terrestre. Para ello, se consideran tanto los requisitos funcionales como las restricciones normativas y técnicas, estas se presentan en la Tabla 7.

Tabla 7. Requisitos de la misión.

ID del requisito	Requisitos	Tipo
R-01	El sistema debe permitir observar Chile continental 2 veces por día.	Funcional
R-02	El sistema debe tener una altitud de al menos 600 km	Funcional
R-03	Resolución de 50 m	Funcional
R-04	La tasa de datos del payload debe considerarse de al menos 100 Mbps. [TBC]	Restricción
R-05	El tiempo de vida útil orbital después de finalizadas las operaciones en órbita baja debe ser menor a 25 años para cumplir con la regulación de desorbita. (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, 2025)	Restricción

Para el desarrollo de esta misión se considera como referencia al satélite Dove-R perteneciente a la constelación Dove de Planet. Esta elección se justifica en que Dove-R presenta la mayor cantidad de CubeSats en órbita, esto permite disponer de datos para establecer una comparación con respecto a su desempeño.

En los análisis posteriores se emplearán datos técnicos indicados en la Tabla 3, correspondiente a las frecuencias de enlace y la Tabla 6, que resume las principales características del sensor. Estos parámetros sirven como punto de partida para la evaluación del payload óptico y la simulación orbital.

5.1.1 Justificación de requisitos

Los requisitos definidos en la Tabla 7 se establecieron de acuerdo con diferentes misiones analizadas, a continuación, se procede su justificación:

Cobertura de Chile continental (R-01): el número de pasadas diarias se basa en la necesidad de alta frecuencia temporal y puede cumplirse mediante una constelación de CubeSats. Esto se evalúa con el software FreeFlyer.

Altitud orbital (R-02): como se aprecia en la Tabla 2, entre los 500 y 800 km se encuentra alrededor del 40% de los CubeSats, por tanto, se justifica adoptar como referencia un valor de 600 km de altitud.

Resolución espacial (R-03): aunque CubeSats comerciales alcanzan 3-5 m de GSD, este trabajo adopta un valor de 50 m como diseño, dado que la apertura de 9 cm limita el desempeño óptico y un GSD muy bajo incrementaría la generación de datos por sobre la capacidad de descarga. Esta resolución más gruesa será relevante al dimensionar la franja del instrumento y se analiza con detalle en el análisis orbital.

Tasa de datos (R-04): esta restricción surge de un trade off entre la generación de datos del sensor y la capacidad realista de enlaces en banda X. Si bien este valor es inferior al que puede alcanzar Dove-R, se adopta como referencia conservadora para evitar bottleneck en la descarga de datos.

Regulaciones (R-05): el Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) establecen que cualquier satélite en órbita baja LEO debe reentrar de manera pasiva en menos de 25 años tras el fin de su misión.

5.1.2 Estimación de parámetros

En el capítulo 4 se presentaron las ecuaciones utilizadas para estimar las métricas de resolución espacial. A continuación, en la Tabla 8 se muestran los resultados preliminares, estos valores son obtenidos a partir de un código en Python.

Tabla 8. Valores de parámetros iniciales.

Parámetros	Nomenclatura	Valor
Tamaño del píxel	$p [\mu m]$	5.50
Altura del satélite	$H [km]$	600
Longitud de onda	$\lambda [nm]$	550
Diámetro de apertura	$D [m]$	0.09
Distancia focal	$f [m]$	0.90
Ground Sample Distance	$GSD [m]$	3.67
Rayleigh Diffraction Limit	$GRD_{RDL} [m]$	4.47
Ground Spot Size	$GSS [m]$	3.67
Factor de calidad	$Q [-]$	1.00
Inclinación	$i [^\circ]$	97.59

5.2 Simulación orbital en FreeFlyer

Para evaluar la cobertura orbital y la frecuencia de observación, se utiliza el software FreeFlyer (a.i. solutions, versión 7.9.1), el cual permite analizar, diseñar misiones y simular misiones espaciales con visualización 3D.(FreeFlyer, n.d.)

El objetivo de la simulación es modelar una constelación de CubeSats 3U utilizando parámetros realistas de Dove-R de la constelación PlanetScope, permitiendo así, asegurar la validez y aplicabilidad de los resultados obtenidos. Para esto, se define los siguientes parámetros de entrada en la Tabla 11.

Tabla 11. Parámetros de entrada utilizados en FreeFlyer.

Parámetro	Valor
Tipo de orbita	SSO
Inclinación	97.59°
Número de satélites	6
Número de planos	2
Ángulo Half Width (°)	15.07
GSD [m]	50
Duración de la simulación (días)	30

La constelación se modela en dos planos SSO de igual altitud e inclinación, pero diferente en el RAAN. Manipular el RAAN equivale a desplazar la posición del plano orbital respecto a la Tierra, permitiendo distribuir varios satélites en distintas posiciones de RAAN para incrementar la cobertura global en menor tiempo (ai solutions, n.d.). Además, se definen tres estaciones terrestres siendo referenciadas geográficamente en la Tabla 11.

Para el análisis de la misión, se considera dos figuras de mérito: el Mean Coverage gap y Maximun Average Time Gap⁶. Estos indicadores permiten cuantificar la frecuencia de la cobertura, en línea con el objetivo de asegurar que Chile sea observado al menos dos veces al día (es decir, lograr un Mean Coverage Gap ≤ 0.5 días).

Se procede con la simulación por 30 días, para tener una estimación más precisa de la cobertura. La Figura 19 representa el escenario en FreeFlyer y las estaciones terrestres consideradas.

⁶ *Maximum Average Time Gap es una métrica adicional implementada por la herramienta FreeFlyer (a.i. solutions, Inc.), que permite identificar el punto más desfavorecido en cuanto a cobertura promedio dentro de la región de interés. Aunque no está descrita explícitamente en referencias clásicas como SMAD complementa las figuras demérito tradicionales al ofrecer una visión más detallada de la heterogeneidad de la cobertura.

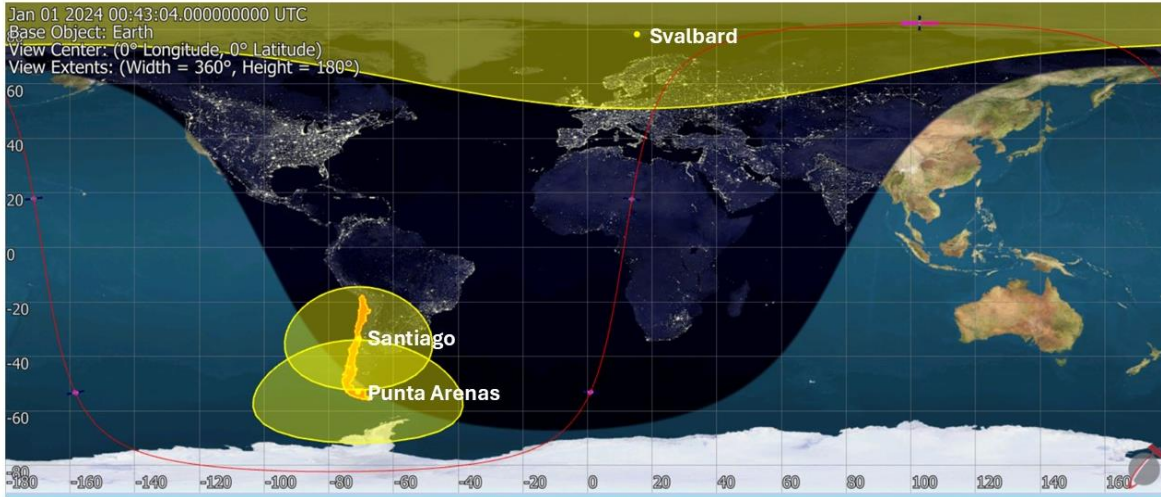


Figura 17. Estaciones terrestres: Santiago, Punta Arenas y Salvard en FreeFlyer.

Tabla 9. Estaciones terrestres

Estación terrestre	País	Latitud	Longitud
Santiago	Chile	-33.45°	-70.66°
Punta Arenas	Chile	-52.93°	-70.85°
Svalbard	Noruega	78.23°	15.35°

La Tabla 12 resume los escenarios evaluados variando el número de satélites de 4, 6, 8 y 10 y con GSD de 25 y 50 m. Se decide elegir el escenario con 6 satélites y con GSD de 50 m para los análisis posteriores, ya que cumple frecuencia de visita de 2 veces por Chile, teniendo en cuenta que una constelación de menor tamaño implica menor costo.

Tabla 10. Resumen de cobertura para diversos escenarios, la fila en amarillo corresponde al caso seleccionado.

Número de satélites	Cobertura [pases/día]	GSD [m]
4	0.72	25
6	2.07	50
6	1.058	25
8	1.39	25
8	2.74	50
10	1.73	25

Por razones de espacio no se incluyen todos los satélites *Walker* (denominación a satélites de la constelación), se muestra Walker_01 como representativo⁷. En la Figura 20 los datos generados superan a los datos descargados, situación similar ocurre en la Figura 21 con 2 estaciones, Santiago y Punta Arenas. En cambio, en la Figura 22, la descarga total aumenta considerablemente y Svalbard aporta la mayor fracción.

Svalbard es una estación de alta latitud (78°) obteniendo más pases por día, esto permite tener tiempo de contacto con los satélites superior a Santiago y Punta Arenas. Por tanto, el sistema deja de estar limitado por el enlace de baja y se alcanza el objetivo de cobertura con el menor tamaño de constelación que cumple los requisitos.

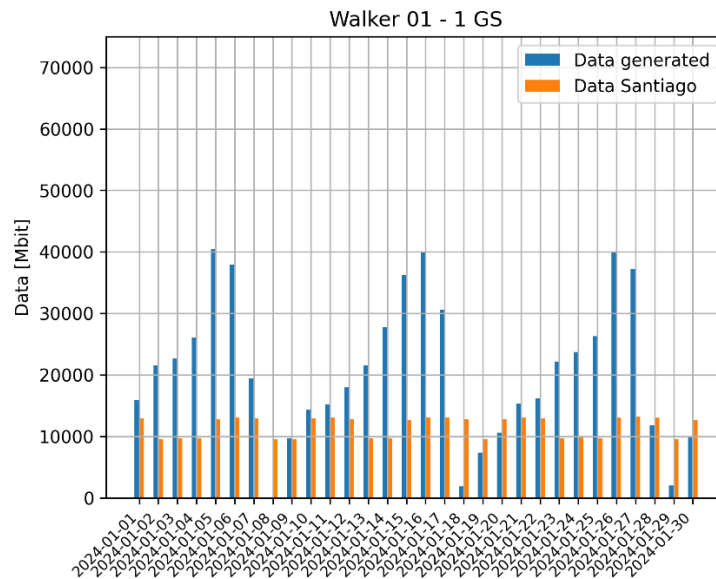


Figura 18. Datos generados por el satélite Walker 01 y descargados por la estación Santiago.

⁷ En Anexo se encuentra los graficas para los diferentes escenarios. Los códigos utilizados para las simulaciones y análisis de esta memoria se encuentran disponibles en (Garcés, n.d.)

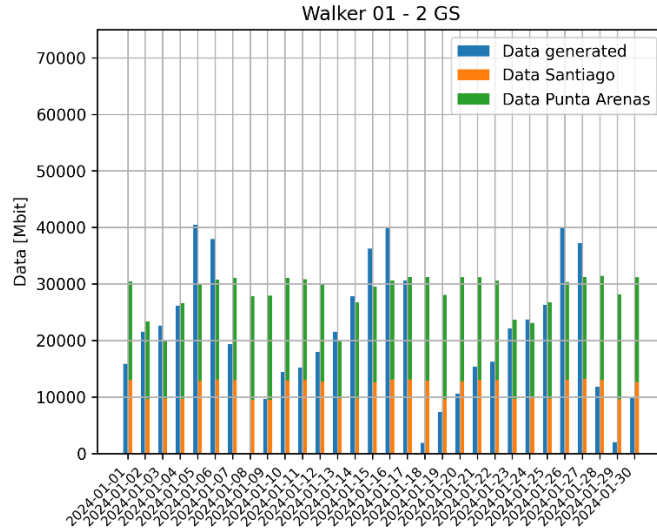


Figura 19. Datos generados por satélite Walker 01 y descargados por estaciones Santiago y Punta Arenas.

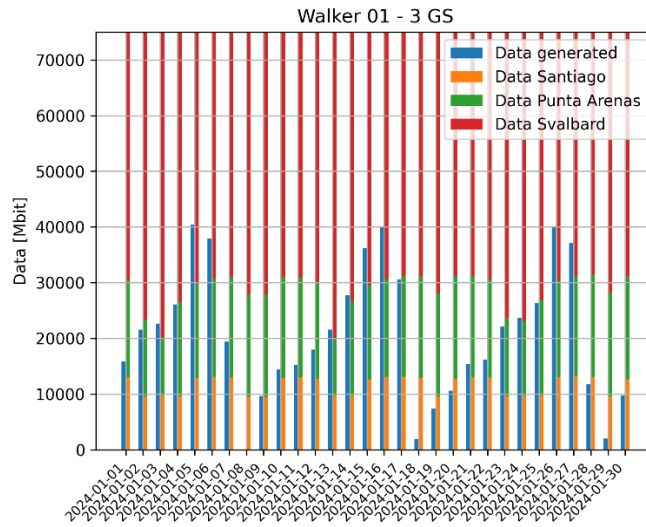


Figura 20. Datos generados por satélite Walker 01 y datos descargados por estaciones Santiago, Punta Arenas y Svalbard.

La Figura 23 muestra el tiempo de contacto por estación de los 6 CubeSats y la Figura 24 muestra los datos totales generados y descargados por día.

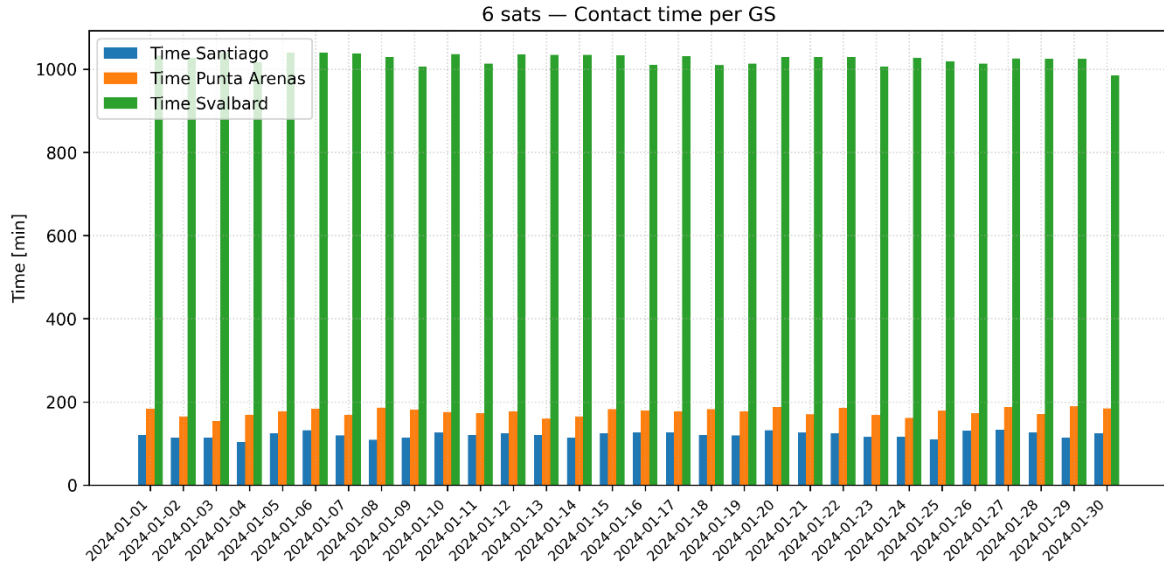


Figura 21. Tiempo de contacto por estaciones terrestre por día.

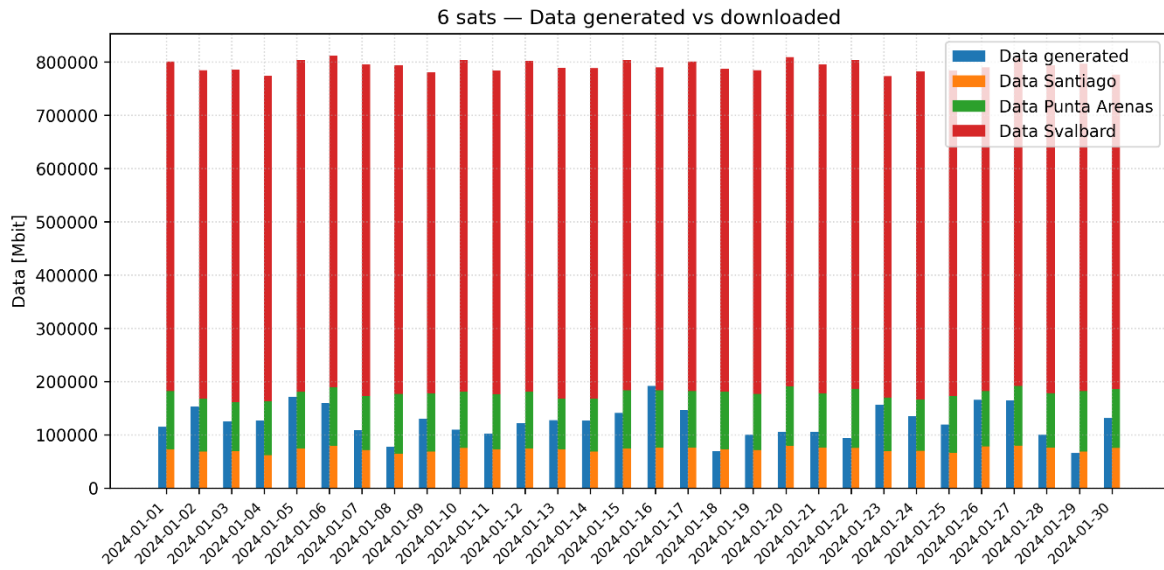


Figura 22. Datos totales generados y descargados por día.

5.2.1 Catálogo de componentes en SatSearch

Los sensores 90 mm Camera y MultiScape100 resultan aptos como referencias COTS: cumplen VIS/NIR, GSD objetivo (5 m a 400–500 km) y restricciones de masa y potencia para 3U; se adoptan como base para el trade-off óptico.

Tabla 11. Características de sensores ópticos

Parametros	Sensores	
	90 mm Camara	MultiScape100
Dimensiones	Ø 51 ± 1 mm, L = 142.9 ± 2 mm	98 x 98 x 176 mm
Masa	250 ± 10 g	1.1 kg
Banda espectral	400~900 nm	VNIR
FOV	12°	2.22°
Largo focal	92 mm	580 mm
Potencia	4.2 W	5.8 W
GSD	5 m at 400 km	4.75 m at 500km

5.3 Comunicación

El subsistema de comunicaciones constituye un elemento crítico en el diseño del CubeSat ya que asegura la transmisión de telemetría, seguimiento y control (TT&C) y el envío de datos hacia el segmento terrestre. En el proceso de diseño y dimensionamiento del payload de comunicaciones se sigue los siguientes pasos (Wertz & Larson, 2010):

1. Definir los requisitos de la misión.
2. Definir la configuración de los elementos del payload.
3. Definir el diseño del payload de comunicaciones.
4. Estimar masa y potencia eléctrica.
5. Documentar e iterar.

5.3.1 Arquitectura de comunicaciones

Una arquitectura de comunicaciones es una red de satélites y estaciones terrestres interconectadas por enlaces de comunicación. El término *ground station* se refiere a: la antena, el transmisor, el receptor y el equipo de control necesarios para comunicarse con el satélite. Los enlaces de comunicación permiten que un sistema satelital funcione transportando, seguimiento, telemetría y datos de comando (TT&C).

Los factores que afectan los criterios para seleccionar la arquitectura de comunicaciones se explican a continuación:

Orbita: la altitud del satélite determina la cobertura terrestre, y la órbita del satélite determina el retardo entre pasadas sobre una estación terrestre. Tanto la órbita como la altitud determinan el número de satélites necesarios para una continuidad de cobertura específica. La potencia del transmisor y el tamaño de la antena dependen de la distancia entre los satélites y las estaciones terrestres. El tiempo de visibilidad del satélite determina la complejidad de adquisición de señal y control de misión.

Espectro RF: la frecuencia portadora RF afecta la potencia del transmisor del satélite y de la estación terrestre, el tamaño y ancho de haz de la antena, y los requisitos para la estabilización del satélite.

Tasa de datos: la tasa de datos es proporcional a la cantidad de información por unidad de tiempo transferida entre el satélite y la estación terrestre. A mayor tasa de datos, mayor potencia del transmisor y mayor tamaño de antena requeridos.

Disponibilidad del enlace: es el tiempo que el enlace está disponible para el usuario dividido por el tiempo total en que teóricamente podría estar disponible. Depende de la confiabilidad del equipo, del uso de equipos redundantes, del tiempo requerido para reparar el equipo, de los cortes causados por la lluvia y del uso de enlaces alternativos.

Tiempo de acceso al enlace: El tiempo máximo permitido de acceso al enlace, depende de la misión y de la órbita, que determina cuando un satélite está a la vista de la estación terrestre.

Con el propósito de determinar las capacidades máximas alcanzables por un CubeSat en el contexto de esta misión, se considera el satélite Dove-R (PS2.SD) de Planet como parámetros de referencia. El enlace ascendente en banda S y enlace descendente en banda X, para mayores tasas de datos mejorando la calidad del enlace y la capacidad global del sistema(Altunc et al., n.d.).

Los parámetros que influyen en la selección de una antena están determinados por la frecuencia de operación (f). Otro aspecto clave es la razón entre la energía por bit y densidad de ruido (E_b/N_0), que determina la calidad de la señal: mientras mayor sea este valor, más fuerte y confiable será la comunicación. Asimismo, la distancia entre transmisor y receptor es crítica, ya que la energía recibida decae proporcionalmente al cuadrado de la distancia, debilitando la señal.

El diseño del enlace de comunicaciones consiste en una evaluación detallada del balance de enlace, donde se unen las características de los terminales terrestres y satelitales, junto con los efectos de propagación, para garantizar un resultado positivo con un margen adecuado de desempeño. En teoría sería posible utilizar amplificadores y antenas similares en satélites y estaciones terrestres, sin embargo, en la práctica esto no ocurre, La razón principal radica en que las restricciones de lanzamiento en masa, volumen y potencia obligan a minimizar los recursos asignados al payload de comunicaciones del satélite. Por el contrario, las estaciones terrestres y terminales de usuario cuentan con mayor flexibilidad en tamaño, potencia y capacidad de antena, lo que permite compensar parte de las limitaciones del segmento espacial.

5.3.2 Ecuaciones fundamentales

En comunicaciones se utiliza el decibelio (dB) para representar los valores de distintos parámetros. El decibelio es una unidad logarítmica en base diez que describe la razón entre una magnitud física (como la potencia de una onda electromagnética) y una referencia especificada o implícita. El valor en decibelios de una cantidad X se calcula como:

$$X(dB) = 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{X}{X_{ref}} \right) \quad (10)$$

la antena receptora tiene ganancia G_r dependiendo de su diámetro (D) y eficiencia (k).

$$G_r = 10 \log_{10} k \cdot \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad (11)$$

L_s es la pérdida debido a la distancia del transmisor-receptor, intrínseco en la comunicación.

$$L_s = 10 \log_{10} \left(\frac{4\pi r}{\lambda} \right)^2 = 147.55 - 20 \cdot \log(h) - 20 \cdot \log(f) \quad (12)$$

la *Ecuación de Enlace* o *Link Budget* es la razón entre la energía bit y la densidad del ruido (E_b/N_0) y se obtiene como:

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{P L_l G_t L_s L_g G_r}{k T_s R} \quad (13)$$

la potencia del transmisor (P) depende de la velocidad de datos que se envíe.

$$P(dB) = 10 \log_{10}(DR) \quad (14)$$

Effective isotropic radiated (EIRP) es igual a la potencia (P) del transmisor menos las pérdidas asociadas a las líneas de transmisión de salida (L_l) y otros elementos entre el transmisor y las antenas, más la ganancia de la antena transmisor (G_t).

$$EIRP = P + L_l + G_t \quad (15)$$

Utilizando la propiedad de los logaritmos, se obtiene finalmente la ecuación de enlace en términos logarítmicos.

$$\frac{E_b}{N_0} = EIRO + L_{pr} + L_s + L_a + G_r + 10 \log k - 10 \log T_s - 10 \log DR \quad (16)$$

La Tabla 15 resume las frecuencias y anchos de bandas utilizados por el satélite Dove-R. Se usa como referencia realista de operación en bandas S y X.

Tabla 12. Frecuencias de Dove.

Banda	Función	Frecuencia de banda [GHz]	Ancho de bandas
S Uplink	Tierra al espacio	2	1.31
X Downlink	Espacio a la Tierra	8.2	66.8

La empresa KSAT Lite se usa como referencia operativa, dado que ofrece redes globales en bandas S/X/Ka. Para dimensionar el enlace de bajada se modela la antena de diametro 13 m (utilizada en Svalbard)



Figura 23. Estaciones terrestres de KSAT.

5.3.3 Resultados comunicación

La Tabla 16 muestra los datos usados en la resolución de la ecuación de enlace, incluye resultados.

Tabla 13. Datos utilizados en la resolución de la ecuación de enlace, incluye resultados.

Parámetro	Nomenclatura	Unidad	Valor	Valores incluidos en $\sum \frac{E_b}{N_o}$
Distancia	R	Km	6978	
Frecuencia (X-band)	f	GHz	8.2	
Longitud de onda	λ	m	0.036	
Temperatura del sistema	T_s	K	150	
Data Rate	DR	Mbit/s	12.5	
Perdida de línea (Line Loss)	L_l	dB	-15	
Potencia transmisora	P	dBW	3.01	
Ganancia transmisora	G_t	dB	11.5	
Effective isotropic radiated	EIRP	dBW	-10	
Receive Antenna Pointing Loss	L_{pr}	dB	-0.10	

Space Loss	L_s	dB	-	-166.29
Propagation & Polarization Loss	L_a	dB	-	0.90
Ganancia receptora yaggi	G_r	dB	-	58.26
Valor debido a constante de Boltzmann	$10 \cdot \log k$	dBW / (Hz K)	-	-228.60
Valor debido a temperatura sistema	$10 \cdot \log T_s$	dBK	-	-21.76
Valor debido a Data Rate	$10 \cdot \log R$	dB	-	-71
Razón entre la energía bit y la densidad de ruido	E_b/N_0	dB	-	11.15

Estos valores se obtuvieron usando datos de la antena orion 1300 (Figura 26) en banda X.

	MODEL	ORION 730	ORION 930	ORION 1100	ORION 1300
	DIAMETER	7.3m (24 ft)	9.3m (30.5 ft)	11.5m (37.7 ft)	13.5m (44.3 ft)
	CONFIGURATION	Mono, Bi or Tri-Band X or S+X or S+Ka or S+X+Ka			
S-Band Rx [2.200 – 2.300 GHz] Tx [2.025 – 2.120 GHz]	G/T Mid-Band, 5° Elevation, Clear Sky, +20°C, Continental	>19.5 dB/K	>21.5 dB/K	>23.5 dB/K	>25 dB/K
	Rx Polarization	LHCP and RHCP (Simultaneous)			
	EIRP @ Psat	58 dBW Option: 63 dBW	60 dBW Option: 65 dBW	61.5 dBW Option: 66.5 dBW	62.5 dBW Option: 67.5 dBW
	Tx Polarization	LHCP or RHCP (Switchable)			
X-Band Rx [7.900 – 8.500 GHz]	G/T Mid-Band, 5° Elevation, Clear Sky, +20°C, Continental	>33.0 dB/K (Bi-Band) >31.5 dB/K (Tri-Band)	>35 dB/K (Bi-Band) >33.5 dB/K (Tri-Band)	>37 dB/K (Bi-Band) >35.5 dB/K (Tri-Band)	>38.5 dB/K (Bi-Band) >37 dB/K (Tri-Band)
	Rx Polarization	LHCP + RHCP			
	Specific Filtering	Included – Radar Low Pass Filter			
Ka-Band Rx [25.500 – 27.000 GHz]	G/T Mid-Band, 5° Elevation, Clear Sky, +20°C, Continental	>37.5 dB/K	>39.5 dB/K	>41.5 dB/K	N/A
	Rx Polarization	LHCP and RHCP (Simultaneous)			
Operational Modes	Auto-Track Mode	Single Channel Monopulse – Triband/Polarization Switchable in each band (Safran Data Systems Patented)			
Accuracy	Pointing Accuracy	0.045°rms	0.040°rms	0.034°rms	0.034°rms
	Tracking Accuracy	0.015°rms	0.015°rms	0.010°rms	0.010°rms
Environmental Conditions	Operating Wind	110 km/h (69 mi/h) gust	80 km/h (50 mi/h) gust	Under Radome	Under Radome
	Operating Temperature	-20° C to +50° C (-4° F to +122° F) • -40° C to +50° C (-40° F to +122° F) with Available Options: Winter Package, Deicing, Radome			

Figura 24. Ficha técnica de antena Orión 1300.

El valor E_b/N_0 se mide en la entrada del receptor y es usado para determinar qué tan fuerte. La Figura 17 se observa que mientras mayor sea su valor, menor es la probabilidad de error por cada bit.

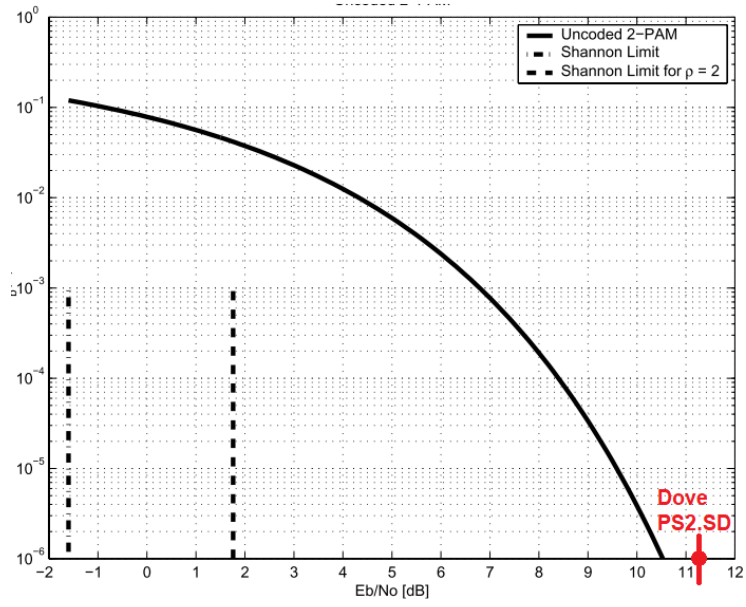


Figura 25. Razón de error por cada bit vs energía bit por densidad de ruido. (Forney, 2005)

6 Conclusiones

El desarrollo de esta memoria permitió comprobar la factibilidad del dimensionamiento preliminar de CubeSats de observación en bandas VIS/NIR, evidenciando que, aunque los CubeSats se perciben como 'simples' su diseño requiere integrar múltiples factores técnicos y mantener la coherencia de datos entre diferentes modelos y herramientas.

A pesar de que exista la miniaturización en la tecnología, siempre mayor tamaño conlleva mayor capacidad, sin embargo, la masa de un satélite es un parámetro crítico ya que es directamente proporcional al costo de la misión y en esto, los CubeSats tienen ventajas.

Para la percepción remota, el parámetro que más limita a los CubeSats es el diámetro de apertura del instrumento óptico (sensor). Ya que la resolución GSD depende de este factor.

La inclusión de Svalbard incrementa significativamente el tiempo de contacto y la descarga total. Utilizar antenas que funcionen con Banda X permite que no se genere el cuello de botella.

El diseño del sensor con GSD de 3-5 y el escenario llevado a la práctica permite concluir que, para resoluciones más finas, es necesario contar con más estaciones terrestres como sucede con la constelación Dove.

El enlace de comunicaciones se ve condicionado por la tasa de datos del sistema, el tipo de antena y la relación energía bit y densidad de ruido, definiendo los requerimientos mínimos del link budget.

Finalmente, el consumo energético del sistema depende de los requisitos del payload e impacta en la masa y volumen estructural del satélite.

Trabajos futuros:

Se propone aplicar Ingeniería de Diseño Concurrente al diseño preliminar de la misión, de esta manera se facilitaría el proceso de diseño en los subsistemas involucrados en los CubeSats. Con un enfoque MBSE en programas como Valispace, Violet Labs y Nanospace, se simplifican las interacciones entre subsistemas, existe más trazabilidad y el diseño converge más rápido, esto conlleva a garantizar la viabilidad de la misión.

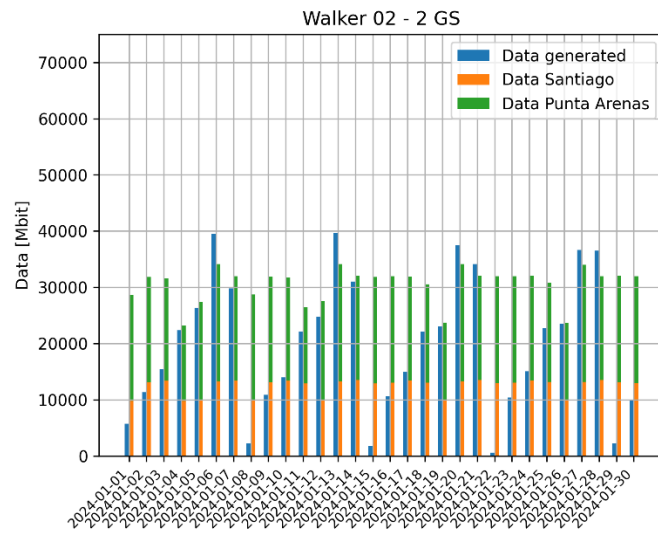
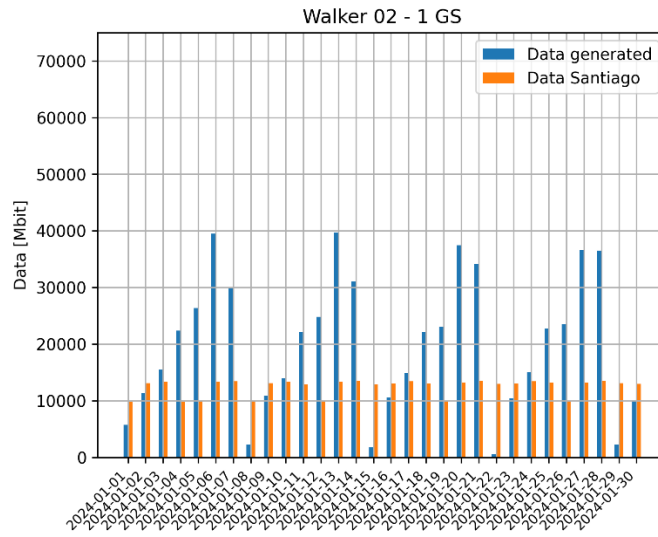
La potencia es un factor limitante en los CubeSats, en este trabajo se abordó principalmente la potencia transmisora. Como línea futura, se recomienda estimar el consumo energético total y realizar el dimensionamiento de paneles solares y baterías.

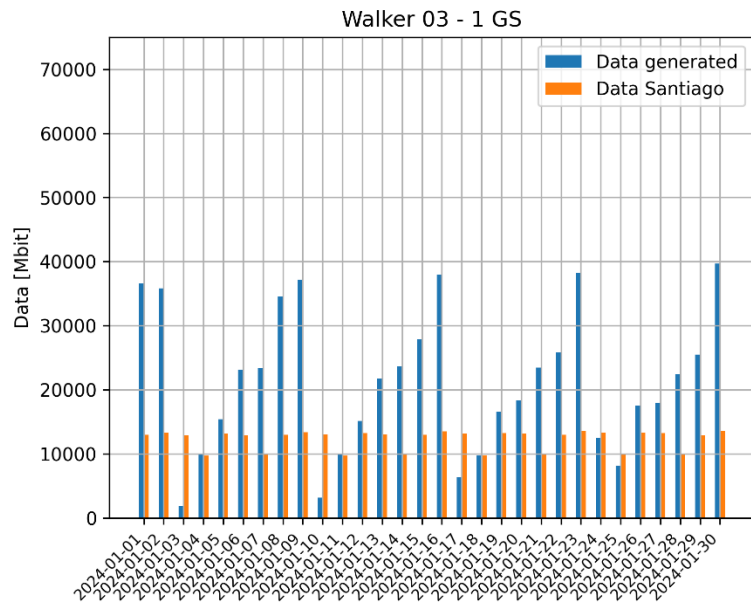
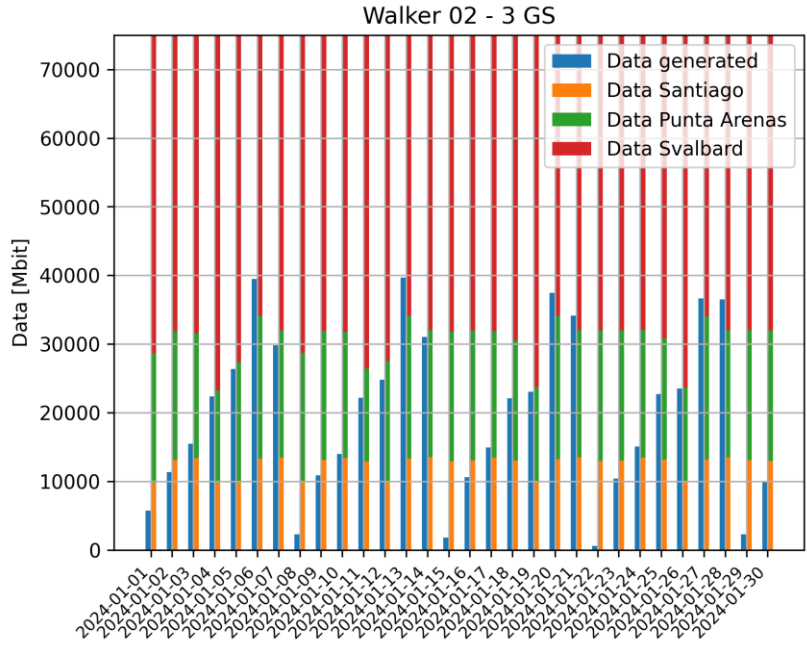
Referencias

- ai solutions. (n.d.). *Orbit Orientation*.
- Altunc, S., Kegege, O., Bundick, S., Shaw, H., Schaire, S., Bussey, G., Crum, G., Burke, J. C., Palo, S., & O'conor, D. (n.d.). *X-band CubeSat Communication System Demonstration*.
- Bouzoukis, K.-P., Moraitis, G., Kostopoulos, V., & Lappas, V. (2025). An Overview of CubeSat Missions and Applications. *Aerospace*, 12(6), 550. <https://doi.org/10.3390/aerospace12060550>
- Devaraj, K., Kingsbury, R., Ligon, M., Breu, J., Vittaldev, V., & Klofas, B. (n.d.). *Dove High Speed Downlink System*.
- European Space Agency. (2020, August 11). *Newcomers Earth Observation Guide*.
- Forney, D. (2005). *The Gap Between Uncoded Performance and the Shannon Limit 4*.
- Frazier, A. E., & Hemingway, B. L. (2021). A technical review of planet smallsat data: Practical considerations for processing and using planetscope imagery. *Remote Sensing*, 13(19). <https://doi.org/10.3390/rs13193930>
- FreeFlyer*. (n.d.).
- Garcés, M. T. (n.d.). *Memoria de Titulo- Códigos de Simulación*.
- Harrison, T. N. (2022). *Introduction to Planet's New 8-Band Data and Access via NASA's Commercial SmallSat Data Acquisition (CSDA) Program*.
- Henderson, K., & Salado, A. (2021). Value and benefits of model-based systems engineering (MBSE): Evidence from the literature. In *Systems Engineering* (Vol. 24, Issue 1, pp. 51–66). John Wiley and Sons Inc. <https://doi.org/10.1002/sys.21566>
- Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. (2025). *IADC Space Debris Mitigation Guidelines*. [chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcgclefindmkaj/https://www.unoosa.org/res/oosadoc/data/documents/2025/aac_105c_12025crp/aac_105c_12025crp_9_0_html/AC105_C1_2025_CRP09E.pdf](https://www.unoosa.org/res/oosadoc/data/documents/2025/aac_105c_12025crp/aac_105c_12025crp_9_0_html/AC105_C1_2025_CRP09E.pdf)
- International Council on Systems Engineering (INCOSE). (2015). *Systems Engineering Handbook* (4th ed.).
- Kaslow, D., Ayres, B., Chonoles, M. J., Gasster, S. D., Hart, L., Levi, A. G., Massa, C., Intercax, R. Y., & Shiotani, B. (2016). *Developing and Distributing a CubeSat Model-Based Systems Engineering (MBSE) Reference Model-Estatus*.
- Kulu, E. (2024). Satellite Constellations - 2024 Survey, Trends and Economic Sustainability. *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*, 54–83. <https://doi.org/10.52202/078383-0004>
- Kulu, E. (2025). *Nanosats Database*.

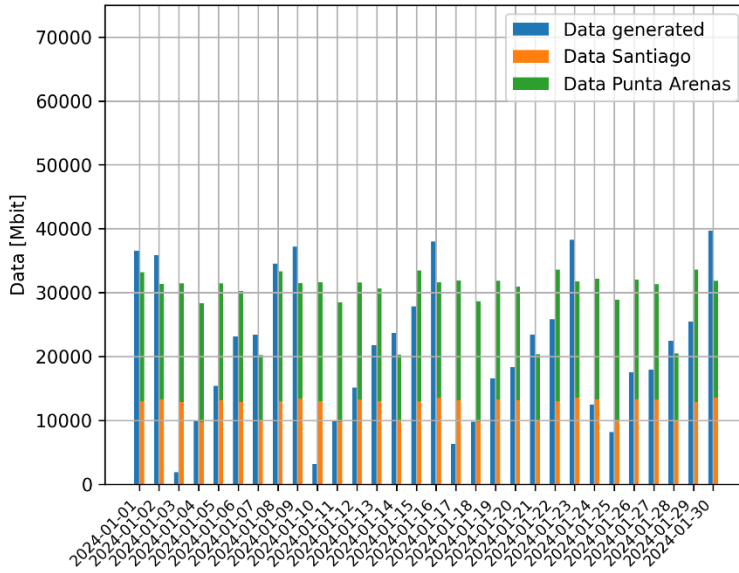
- Lillisand, T. M., Kiefer, R. W., & Chipman, J. W. (n.d.). *Remote Sensing and Image Interpretation*.
- López Telgíe, A. I. (2024). *A Novel Approach for Mapping Earth Observation Needs Into Prospective Nanosatellite Mission Concepts*. <http://urlib.net/xx/yy>
- Lopez- Telgíe, A. I., Quappe-Gutiérrez, M., & dos Santos, W. A. (2024). *An Automated Data-Gathering Tool for Earth Observation CubeSat Classification* (Vol. 22, Issue 6). <https://latamt.ieeer9.org/index.php/transactions/article/view/8620>
- Martin, G. (n.d.). *NewSpace: The Emerging Commercial Space Industry*.
- Narayanan, A., Teja, B. B., & Mishra, P. (2025). *TLE-Based A2C Agent for Terrestrial Coverage Orbital Path Planning*. <http://arxiv.org/abs/2508.10872>
- NASA. (n.d.). *International Space Station*.
- Oficina de Informacion Diplomática. (2025). *Chile*.
- Safyan, M. (2015). *Overview of the Planet Labs Constellation of Earth Imaging Satellites*.
- Technical Operations International Council on Systems Engineering (INCOSE)*. (2007).
- Valenzuela, A. Q., & Reyes, J. C. G. (2019a). Basic Spatial Resolution Metrics for Satellite Imagers. *IEEE Sensors Journal*, 19(13), 4914–4922. <https://doi.org/10.1109/JSEN.2019.2902512>
- Valenzuela, A. Q., & Reyes, J. C. G. (2019b). Comparative Study of the Different Versions of the General Image Quality Equation. *ISPRS Annals of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 4(2/W5), 493–500. <https://doi.org/10.5194/isprs-annals-IV-2-W5-493-2019>
- Wertz, J. Richard., & Larson, W. J. . (1999). *Space Mission Analysis and Design*. Microcosm ; Springer.
- Wertz, J. Richard., & Larson, W. J. . (2010). *Space mission analysis and design*. Microcosm ; Springer.
- Weston, S. V, Burkhard, C. D., Stupl, J. M., Ticknor, R. L., Yost, B. D., Austin, R. A., Galchenko, P., Newman, L. K., & Santos Soto, L. (2025). *State-of-the-Art Small Spacecraft Technology*. <http://www.sti.nasa.gov>

Anexo: 6 satélites con GSD 50m a 600km.

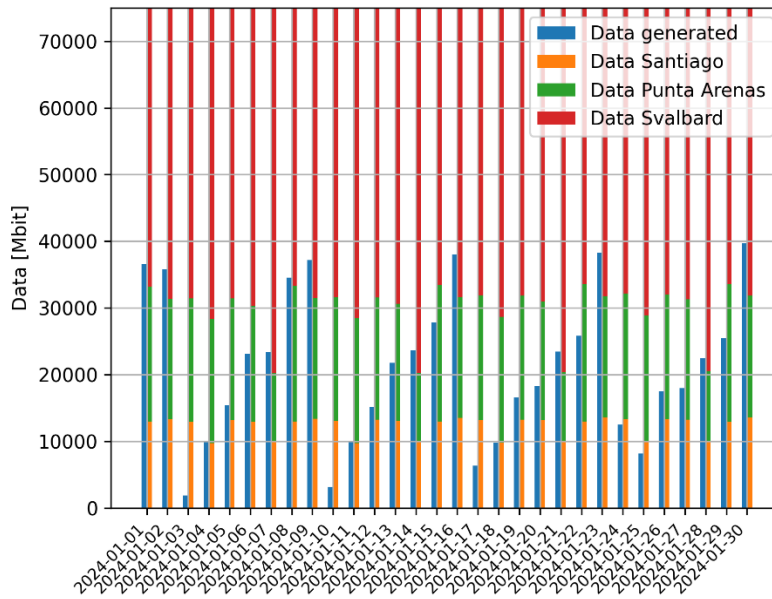




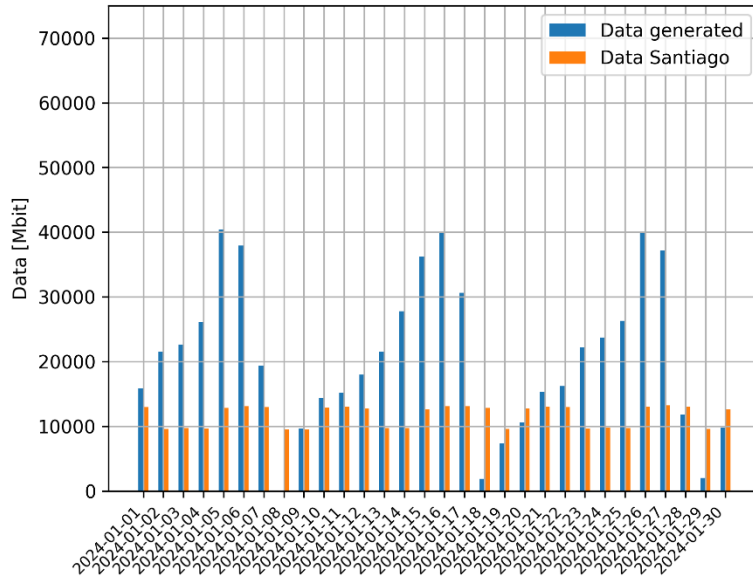
Walker 03 - 2 GS



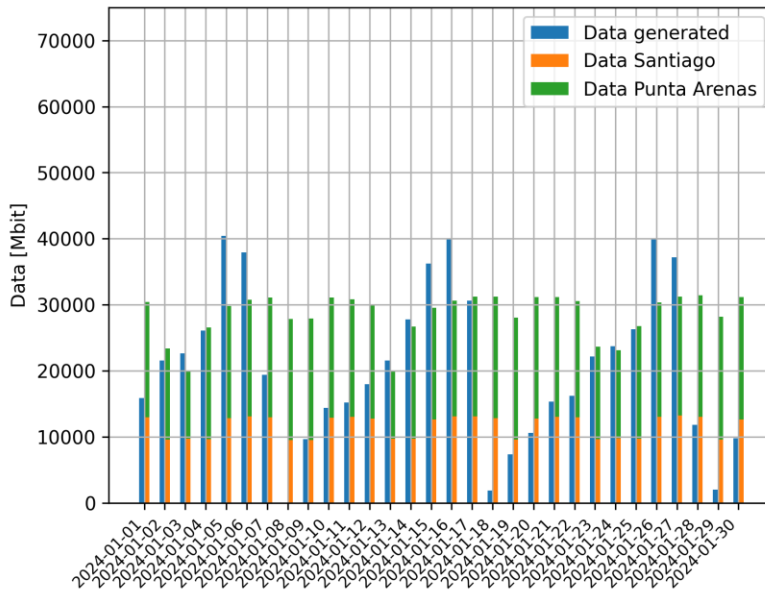
Walker 03 - 3 GS

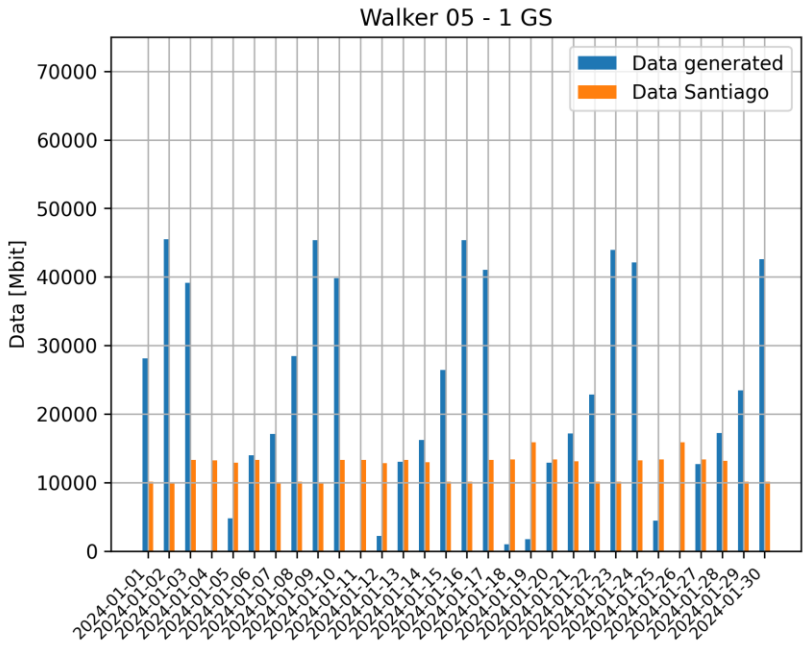
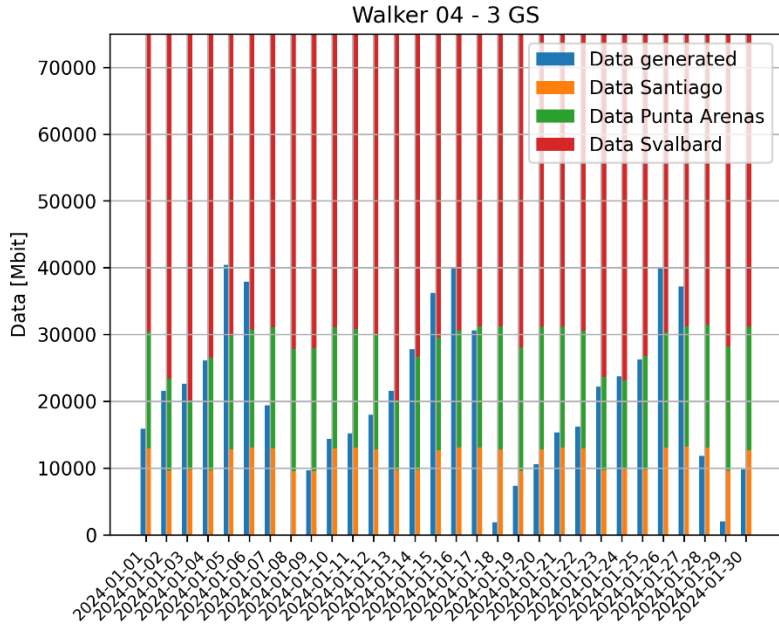


Walker 04 - 1 GS

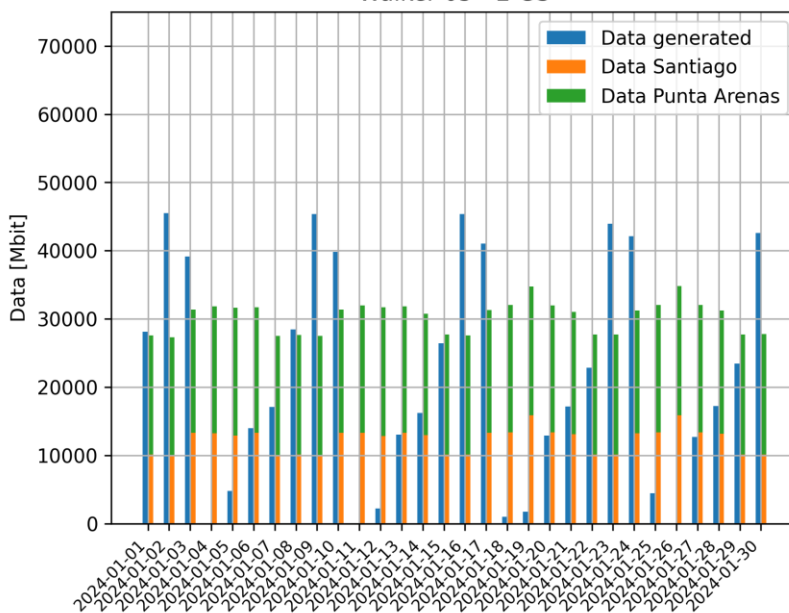


Walker 04 - 2 GS

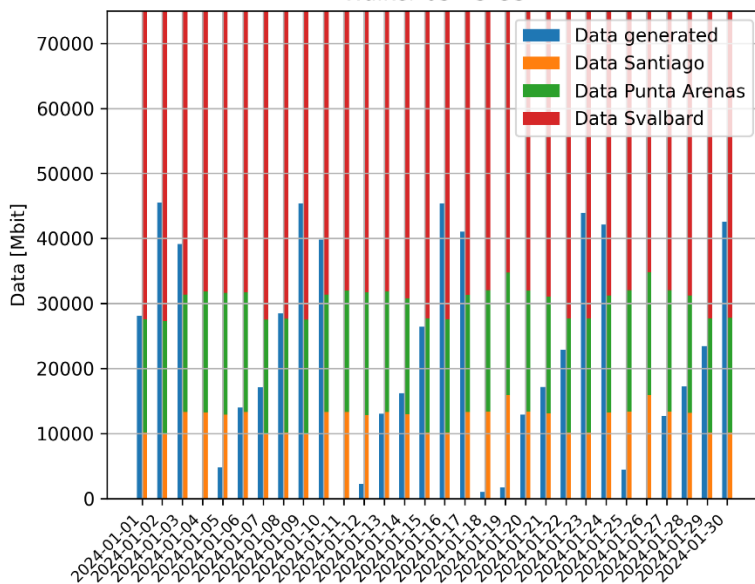




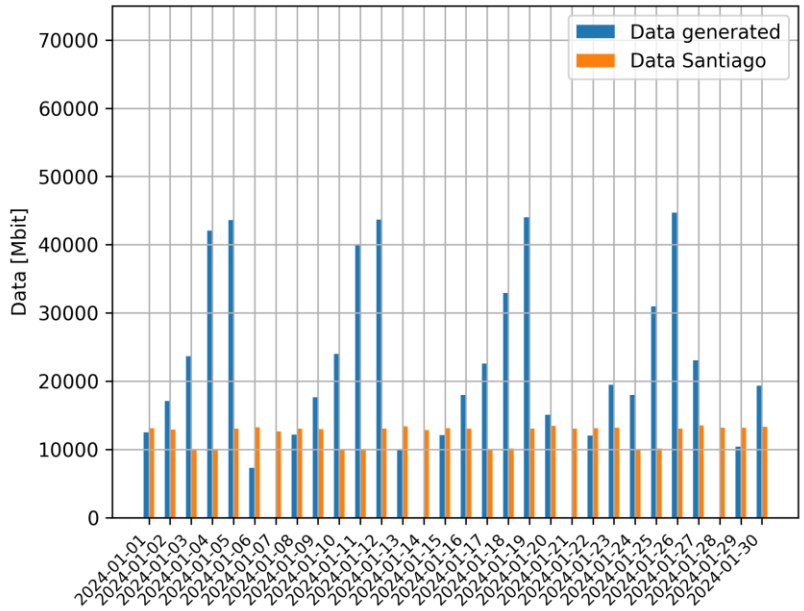
Walker 05 - 2 GS



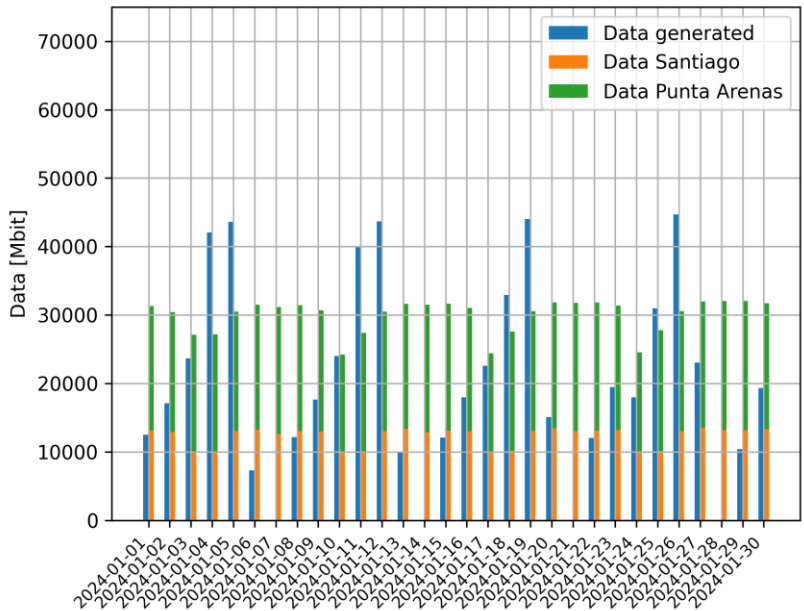
Walker 05 - 3 GS

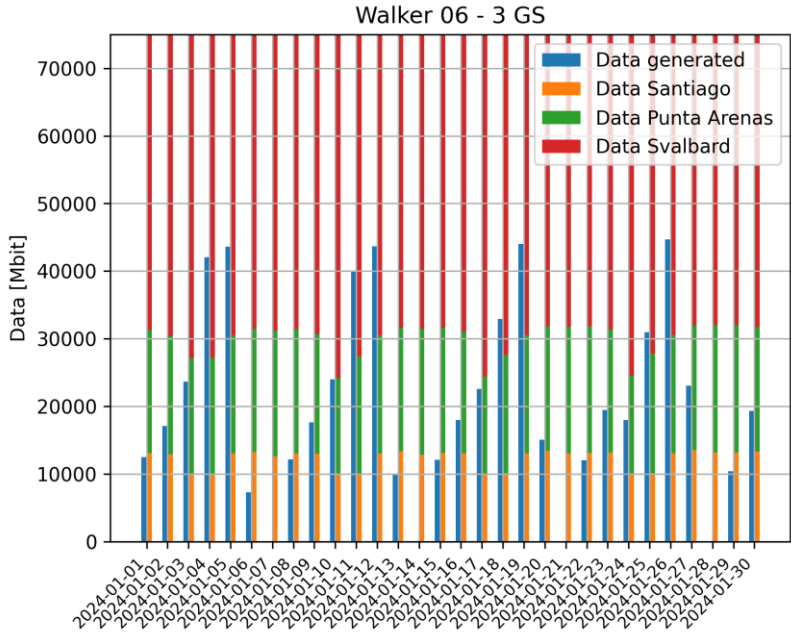


Walker 06 - 1 GS

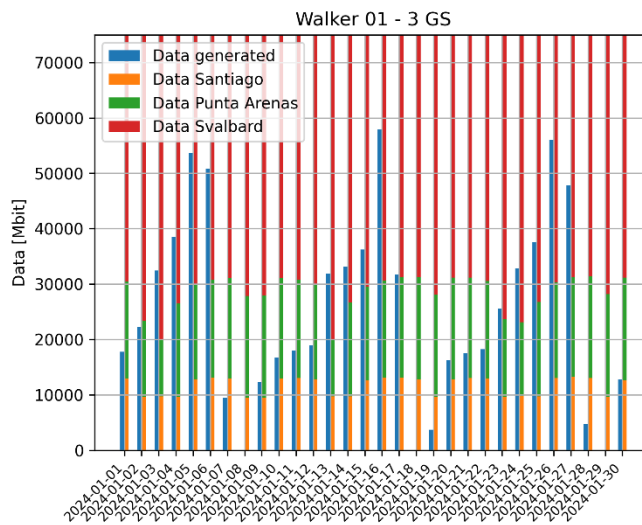
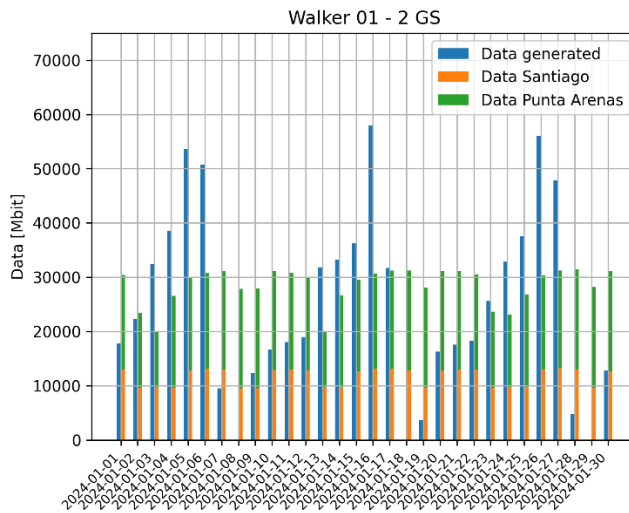
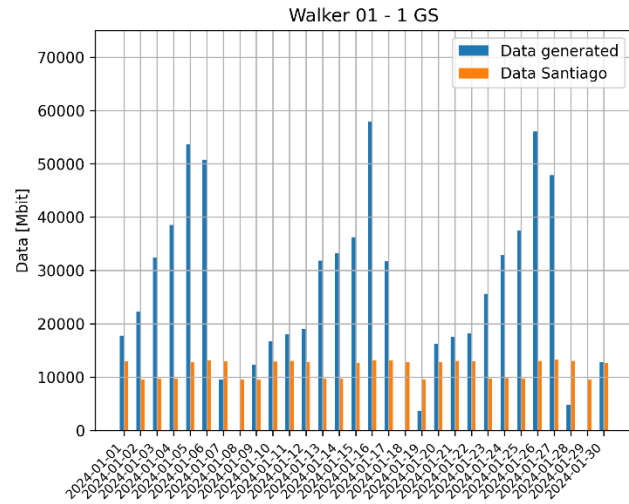


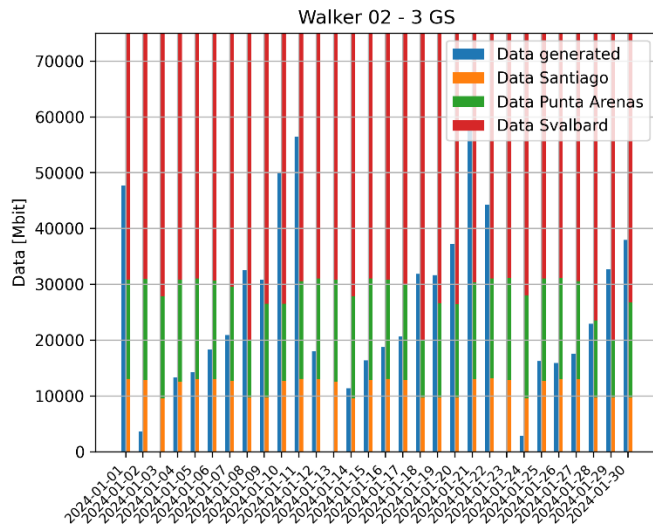
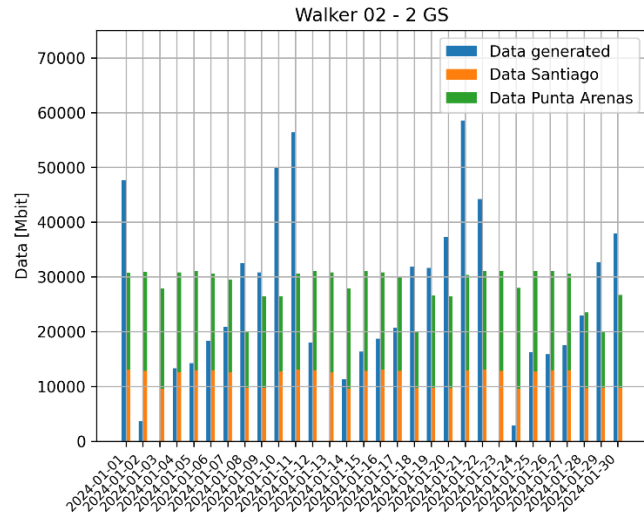
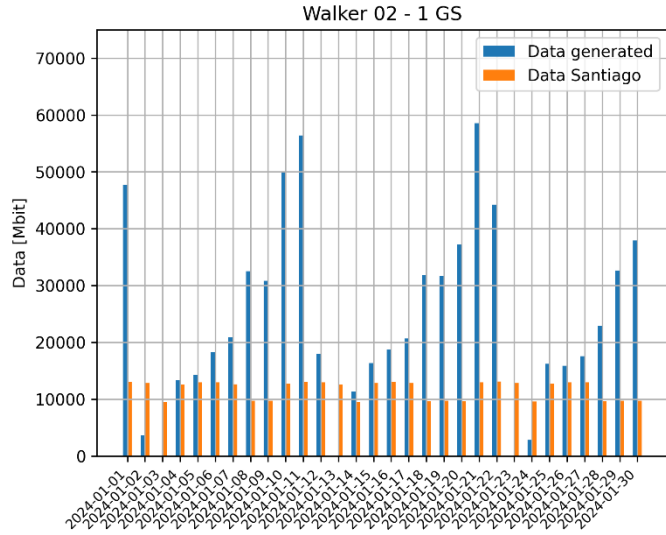
Walker 06 - 2 GS

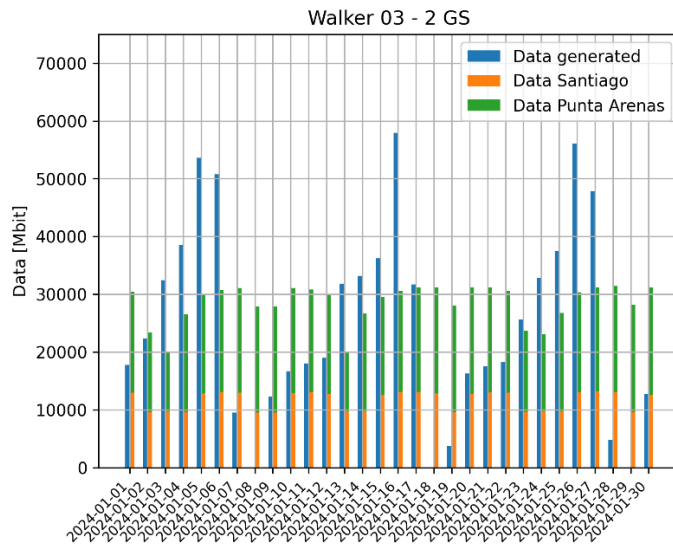
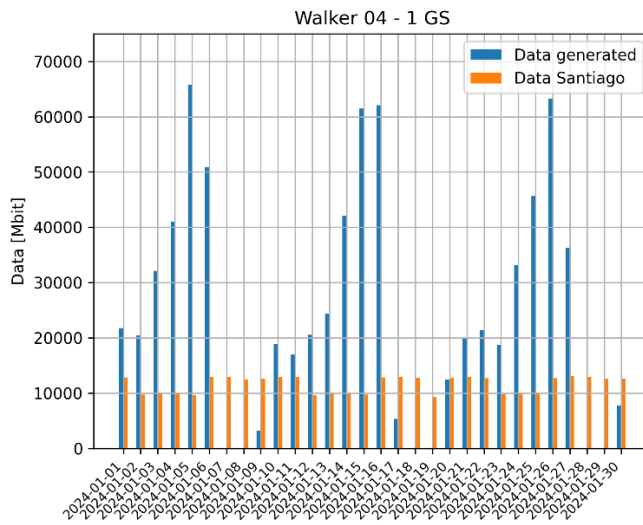
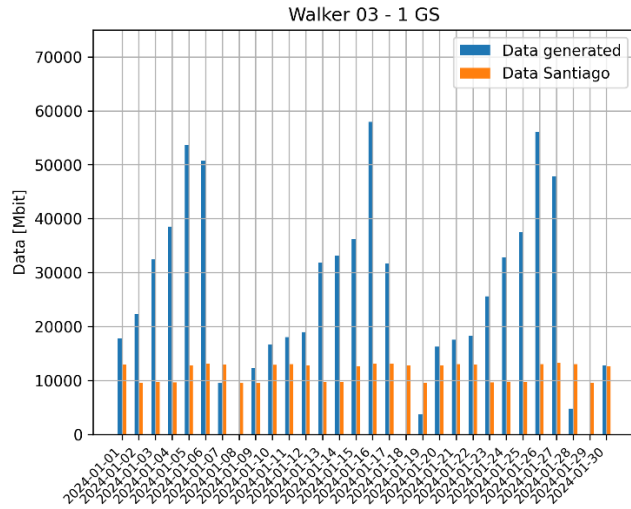


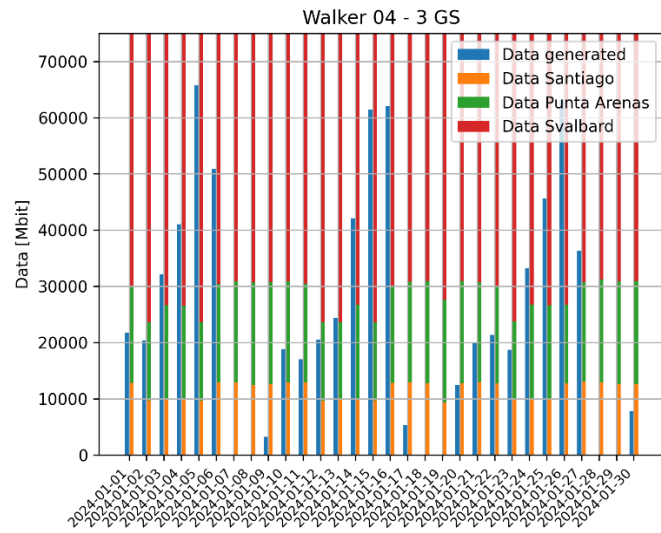
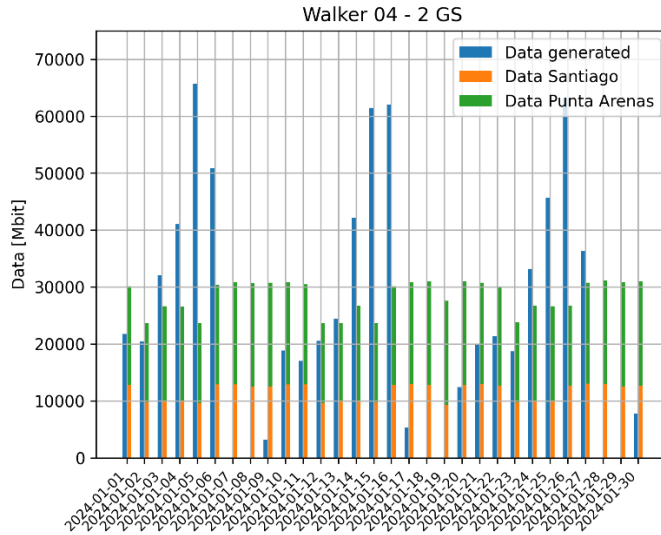
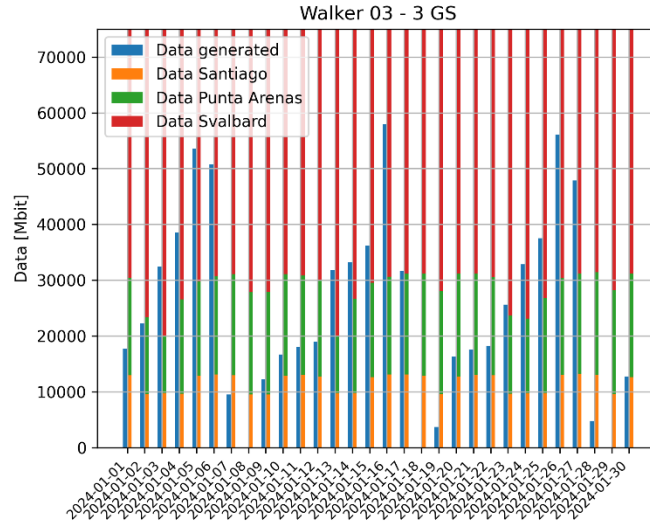


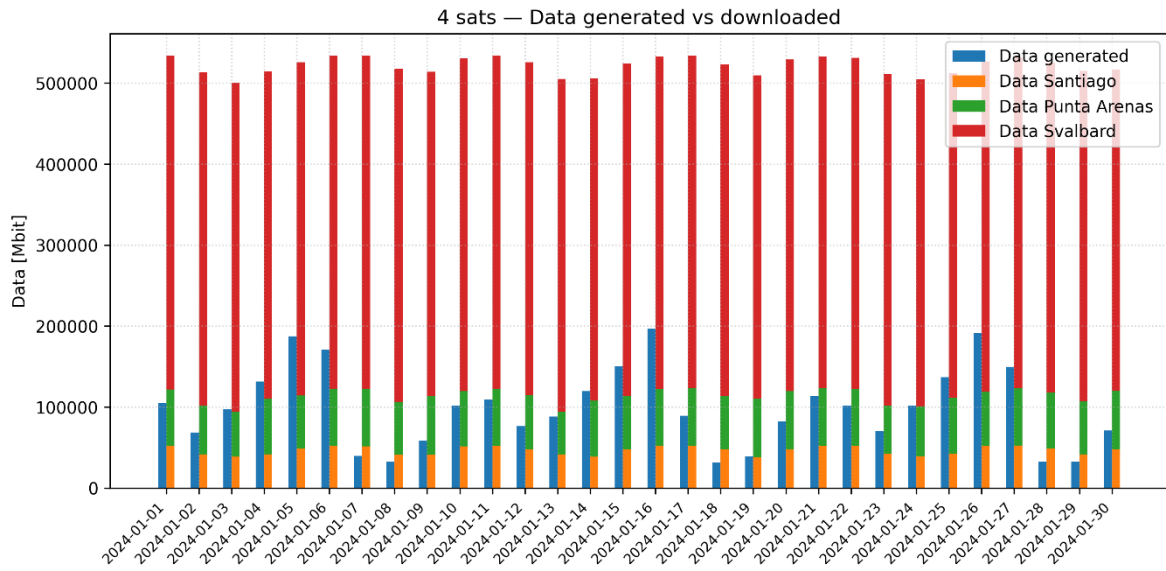
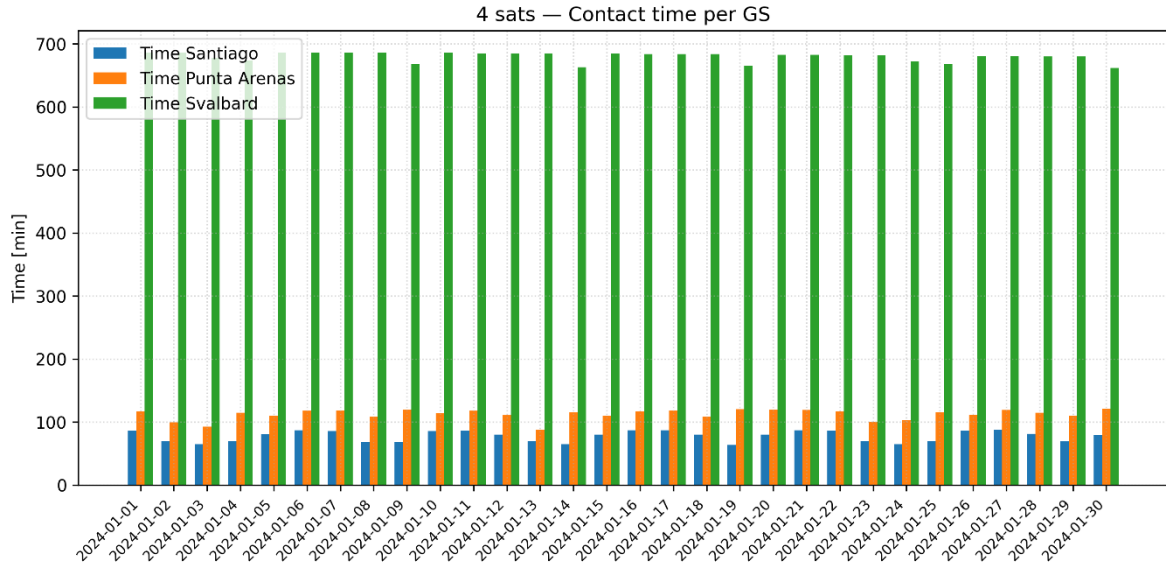
Anexo: 4 satélites con GSD de 25m a 600 km.



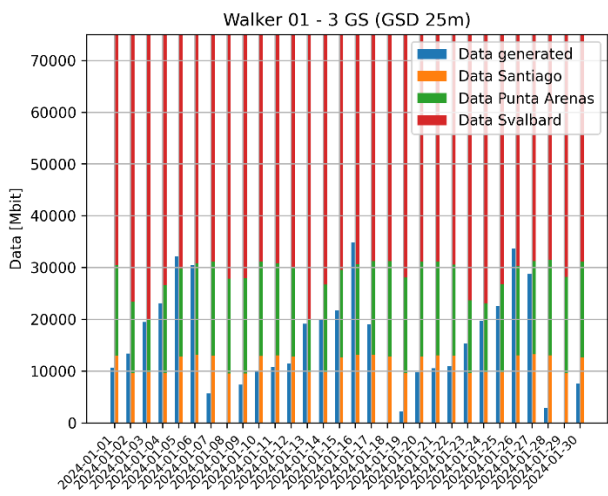
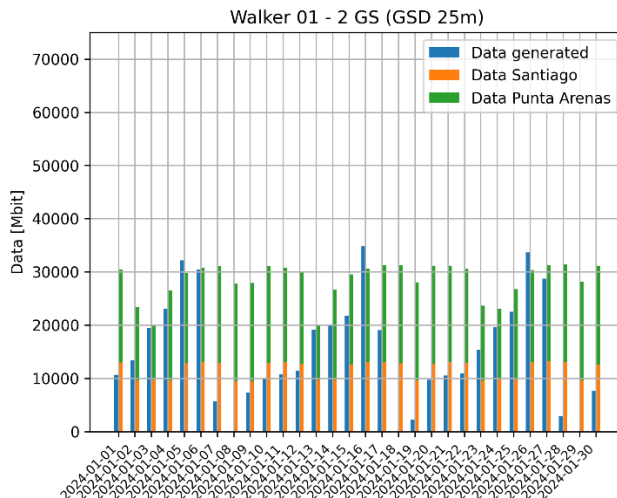
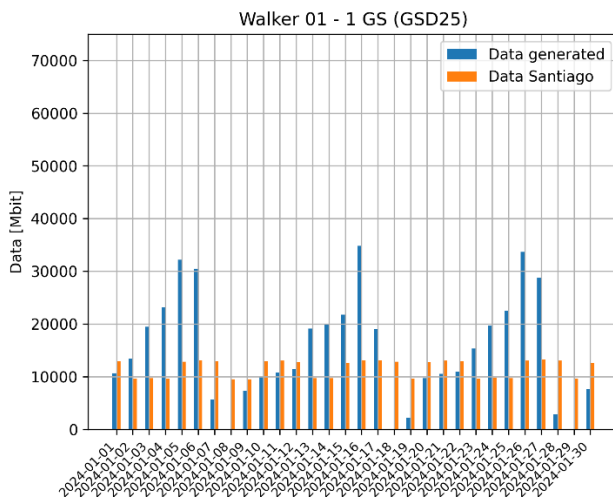


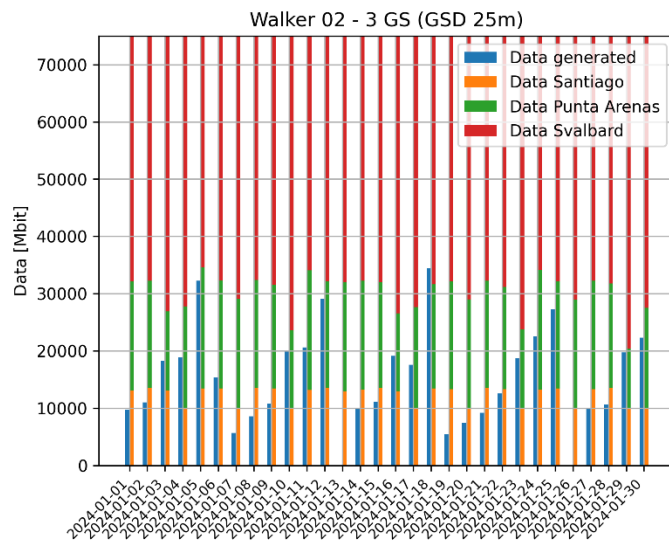
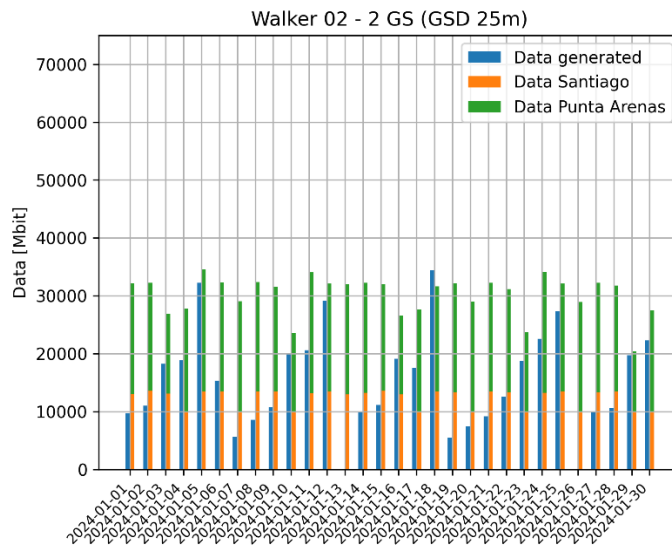
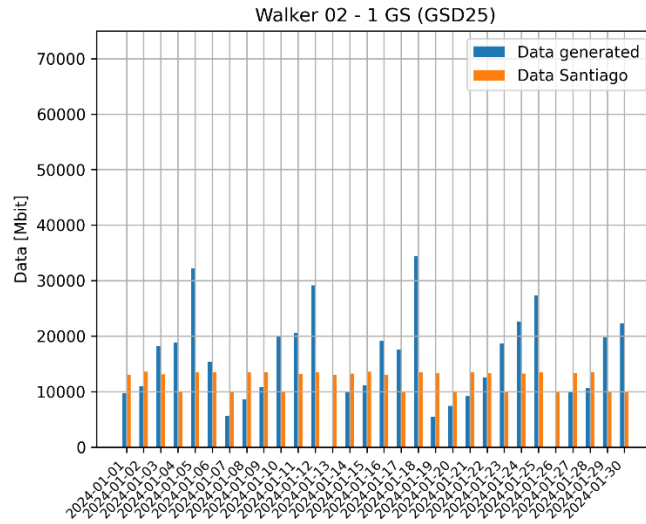




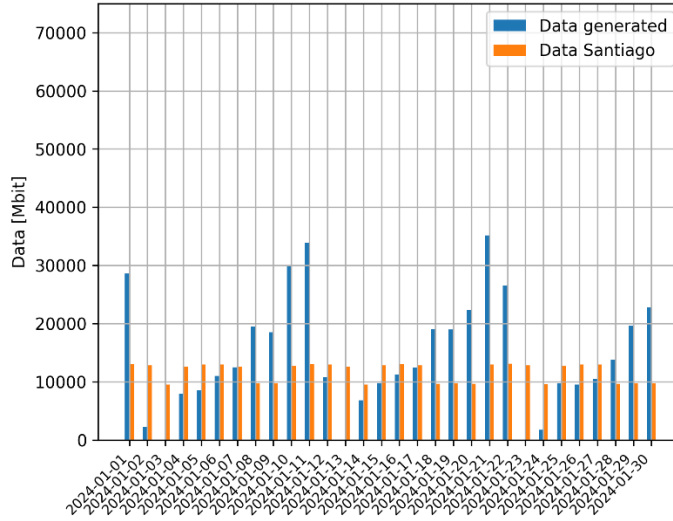


Anexo: 8 satélites GSD 25m a 600km.

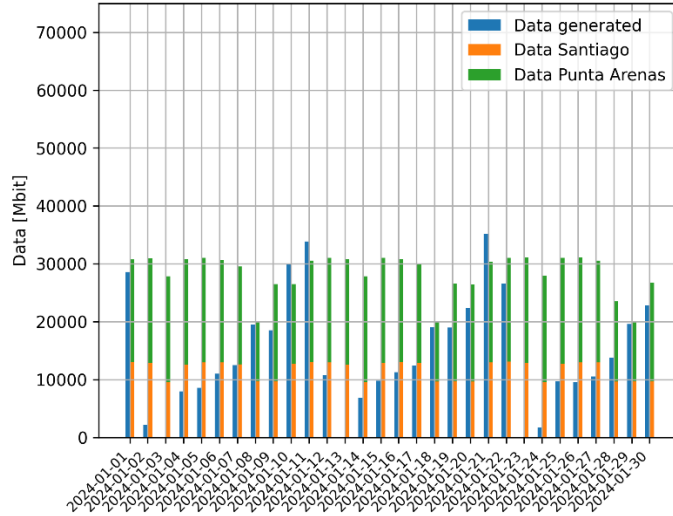




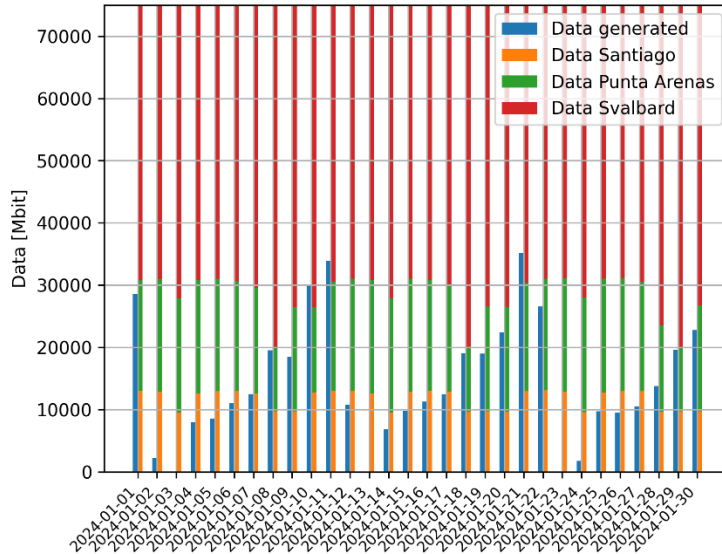
Walker 03 - 1 GS (GSD25)



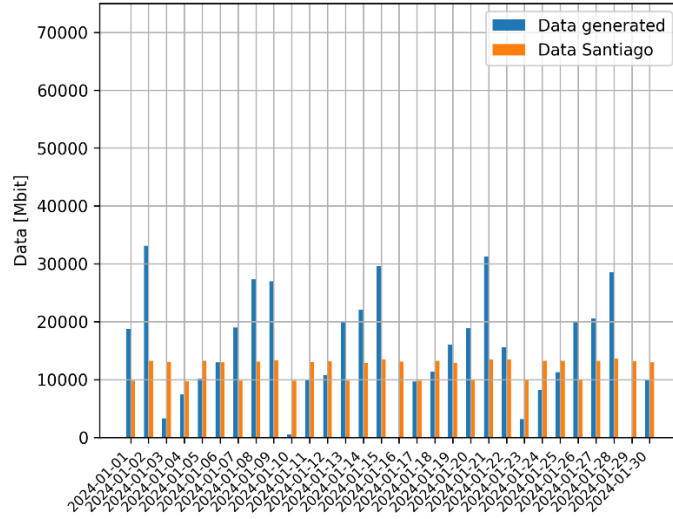
Walker 03 - 2 GS (GSD 25m)



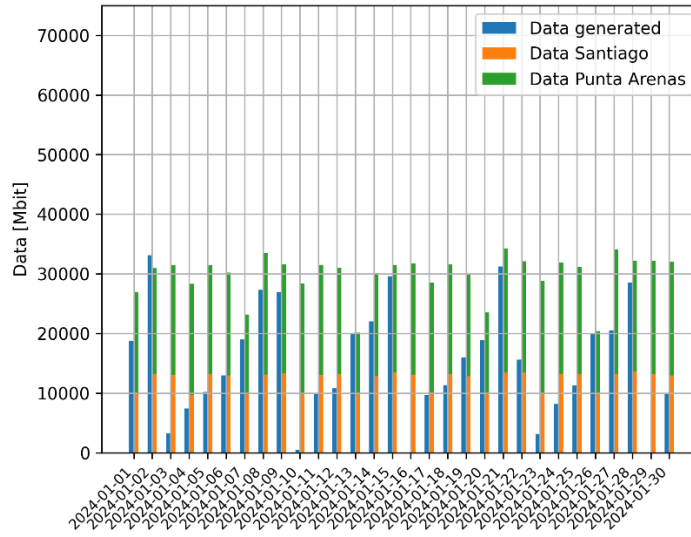
Walker 03 - 3 GS (GSD 25m)



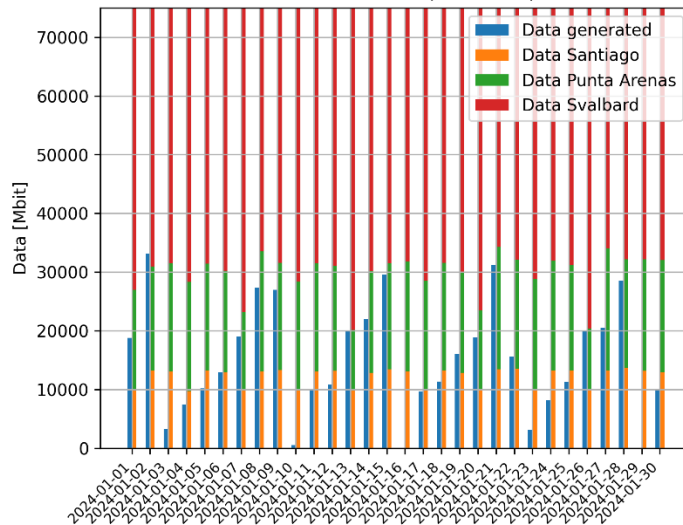
Walker 04 - 1 GS (GSD25)

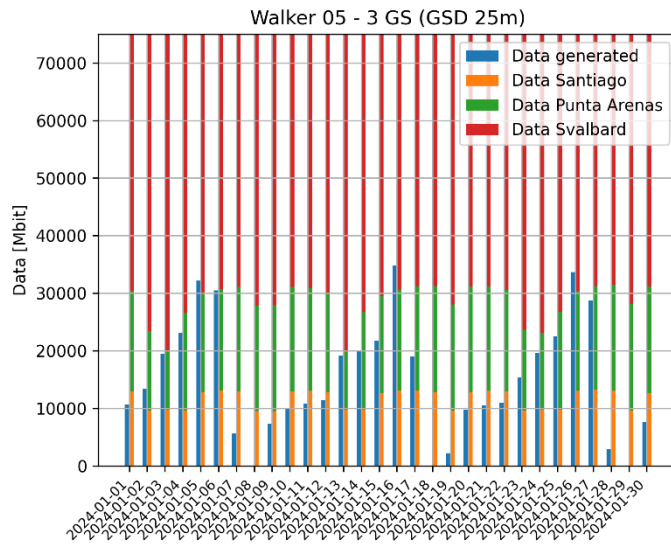
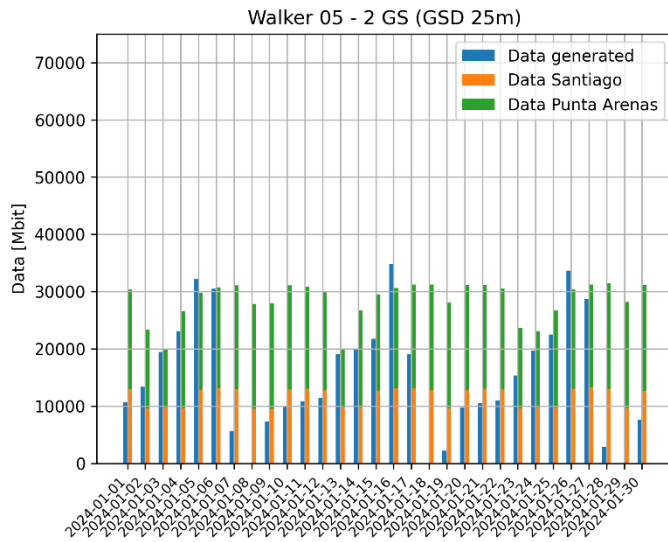
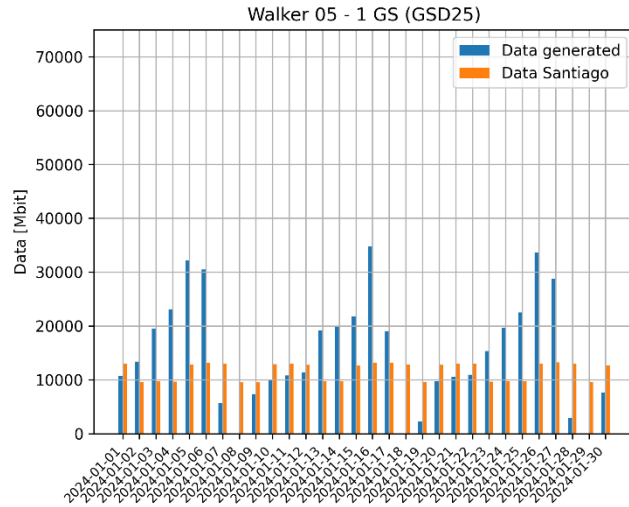


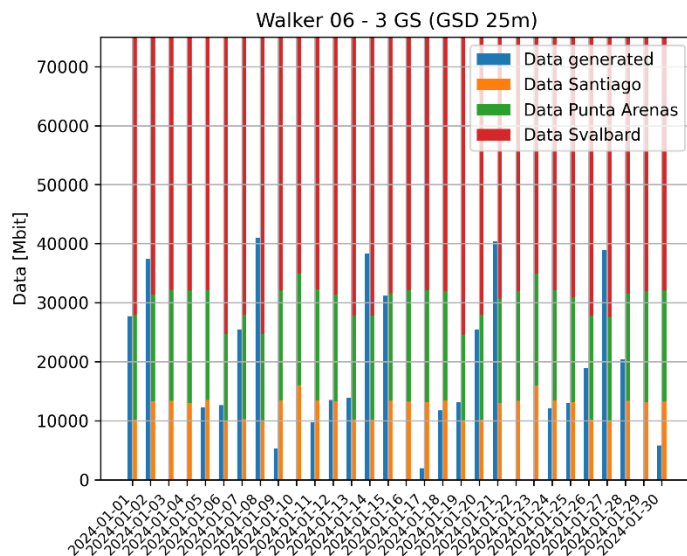
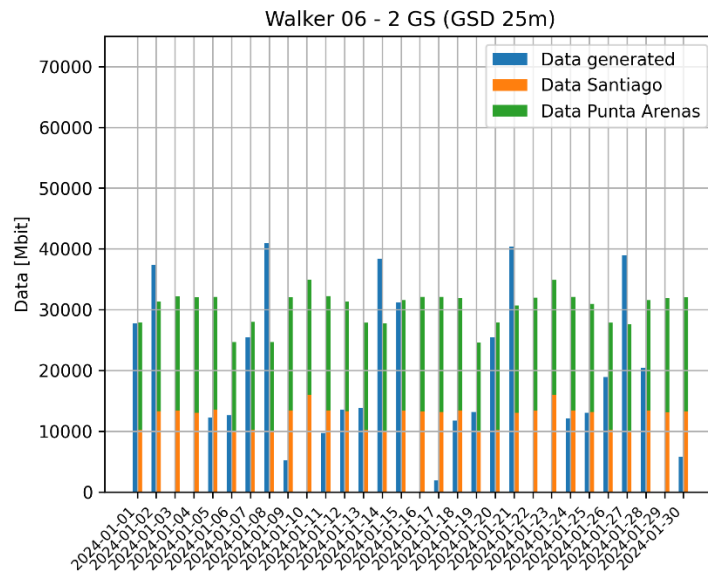
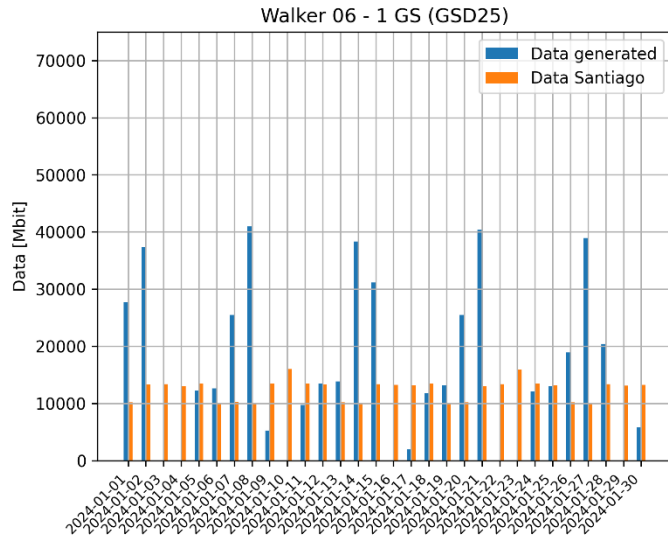
Walker 04 - 2 GS (GSD 25m)



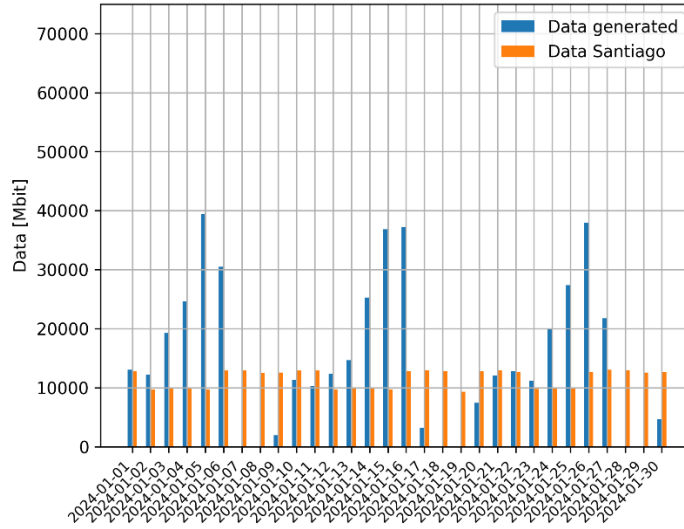
Walker 04 - 3 GS (GSD 25m)



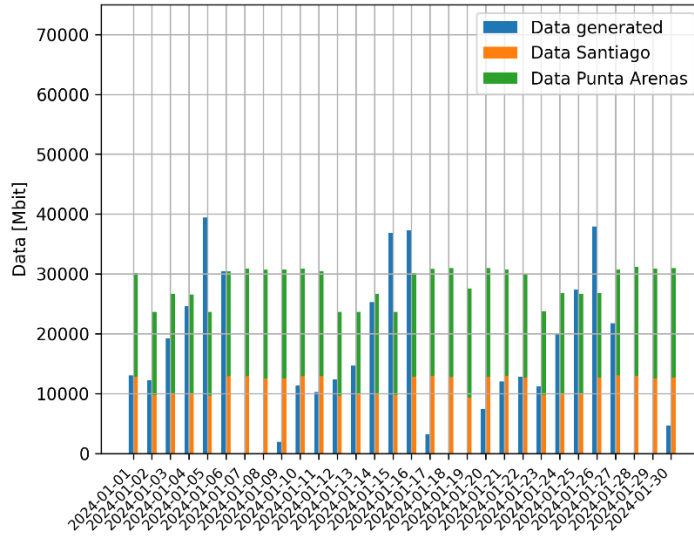




Walker 07 - 1 GS (GSD25)



Walker 07 - 2 GS (GSD 25m)



Walker 07 - 3 GS (GSD 25m)

