

**CENTRO DE INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA Y DE EDUCACIÓN
SUPERIOR DE ENSENADA, BAJA CALIFORNIA**



**PROGRAMA DE POSGRADO EN CIENCIAS
EN Electrónica y Telecomunicaciones**

**Diseño y evaluación de un sistema de
telemetría para un nanosatélite**

Tesis

para cubrir parcialmente los requisitos necesarios para obtener el grado de
Maestro en Ciencias

Presenta:

Rogelio Ojeda Aréchiga

Ensenada, Baja California, México

2015

Tesis defendida por
Rogelio Ojeda Aréchiga

y aprobada por el siguiente Comité

Dr. Miguel Ángel Alonso Arévalo
Director del Comité

Dr. Salvador Villarreal Reyes
Miembro del Comité

Dr. José Luis Medina Monroy
Miembro del Comité

M. en C. Ramón Moraoka Espíritu
Miembro del Comité

Dr. Jorge Torres Rodríguez
Miembro del Comité

Dr. César Cruz Hernández
*Coordinador del Posgrado en
Electrónica y Telecomunicaciones*

Dr. Jesús Favela Vara
Director de Estudios de Posgrado

Febrero de 2015

Resumen de la tesis que presenta Rogelio Ojeda Aréchiga como requisito parcial para la obtención del grado de Maestro en Ciencias en Electrónica y Telecomunicaciones.

Diseño y evaluación de un sistema de telemetría para un nanosatélite

Resumen elaborado por:

Rogelio Ojeda Aréchiga

En la actualidad la tecnología espacial para satélites pequeños ha tenido un progreso significativo en el ámbito académico, por ejemplo, el estándar CubeSat fue desarrollado para instituciones académicas con el fin de promover diferentes proyectos científicos de exploración espacial.

Un módulo fundamental de cualquier satélite es el subsistema de Telemetría y Comando. Este subsistema controla la comunicación hacia la tierra por medio de circuitos electrónicos. En las misiones que usan el estándar CubeSat los módulos de telemetría son adquiridos a un alto costo (miles de dólares), de proveedores principalmente de Europa y Estados Unidos. Una nueva arquitectura basada en COTS (*Commercial Of The Shelf*, por sus siglas en inglés) para un subsistema de telemetría es propuesta en esta tesis. Esta arquitectura se basa en el estándar CubeSat y reduce significativamente los costos de desarrollo (más de la décima parte del precio industrial). Este proyecto de investigación es 100 % desarrollado en México.

La validación del desempeño de este trabajo fue realizada caracterizando los componentes que forman parte de la arquitectura propuesta, así como un trabajo de campo que fue realizado para verificar los enlaces en la comunicación.

Este trabajo sirve como base para el desarrollo de proyectos satelitales con perspectivas académicas y de investigación.

Palabras Clave: **CubeSat, subsistema telemetría, componentes COTS, bajo consumo de energía, enlace satelital, bajo costo.**

Abstract of the thesis presented by Rogelio Ojeda Aréchiga as a partial requirement to obtain the Master of Science degree in Master in Sciences in Electronics y Telecommunications.

Design and evaluation of a telemetry system for nanosatellite

Abstract by:

Rogelio Ojeda Aréchiga

Nowadays, space technology for small satellites has made a significant progress in the academic field, for example, the CubeSat standard was developed for academic institutions to promote different scientific projects for explore space.

A fundamental module of any satellite, is the Telemetry and Command Subsystem, which controls the communication to the Earth by electronic circuits. In missions where the CubeSat standard is used, the telemetry modules are purchased, but the costs of these modules, which are developed mainly in Europe and the United States, are still high (thousands of dollars). A new architecture based on COTS components for a telemetry subsystem was purposed in this thesis, supporting the standard Cubesat and significantly reducing costs (less than a tenth of the industry price). This research project was 100 % developed in Mexico.

To validate the performance of this work, components that form part of the proposed architecture were characterized. A field test was carried out to verify the communication links.

This work serves as a basis for the development of satellite projects with Academic perspectives and research.

Keywords: CubeSat, telmetry subsystem, COTS components, low energy consumption, satellital link, low cost.

Dedicatoria

***A mi hijo, Román Ojeda Monarrez;
eres mi presente, serás mi futuro y lo mejor
que me ha pasado, TE AMO.***

A mis padres Roque y Yolanda.

A mi hermano Roque.

Agradecimientos

A mi familia por su apoyo incondicional en mis proyectos personales y por siempre estar conmigo cuando más lo necesité.

A mis amigos Neto, Julio, Alfredo, Rafa y Chuy por seguir con nuestra amistad, compartir excelentes momentos desde la universidad y que se extendió en esta etapa de posgrado.

A todos mis compañeros de generación por los momentos compartidos, aprendí grandes cosas de cada uno de ellos. Agradecimiento especial a mis amigos Roy, Calixto, Sergio y Genaro por brindarme su amistad.

A mi director de tesis el Dr. Miguel Alonso por confiar en mí para desarrollar esta tesis y compartir sus conocimientos, pero sobre todo por su calidad humana.

A los miembros del comité por sus consejos y aportaciones que me ayudaron a desarrollar este trabajo.

Al Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada por darme la oportunidad alcanzar esta gran meta.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACyT) por brindarme el apoyo económico para realizar mis estudios de maestría.

Tabla de contenido

Página

Resumen en español	III
Resumen en inglés	IV
Dedicatoria	V
Agradecimientos	VI
Lista de figuras	IX
Lista de tablas	XI
1. Introducción	1
1.1. Justificación	2
1.2. Objetivo General	3
1.3. Objetivos Particulares	3
1.4. Metodología de la Investigación	3
1.5. Organización de la Tesis	4
2. Tecnología Espacial	6
2.1. Estándar CubeSat	8
2.2. Dinámica Orbital	11
2.2.1. Distancia y Elevación	11
2.3. Simulador Satellite Tool Kit (STK)	13
2.4. Presupuesto de Enlace	14
2.4.1. Cálculo de presupuesto de enlace	15
2.4.1.1. Presupuesto de enlace simulado en STK	16
2.5. Antecedentes en CubeSats	17
2.5.1. Recomendaciones	18
2.5.2. Transceptores	20
2.5.3. Modulación Digital	25
2.5.3.1. FSK	26
3. Requerimientos y decisiones del subsistema de telemetría	30
3.1. Funcionalidad del Subsistema de Telemetría	31
3.2. Protocolo de comunicación	31
3.2.1. AX.25	32
3.2.2. Código de Redundancia Cíclica (CRC)	34
3.2.3. Onda Continua o Continuous Wave (CW)	36
3.3. Características del Radio Transceptor	37
3.3.1. Bandas de frecuencias	37
3.4. Unidad de Proceso y Control	39
3.5. Arquitectura Propuesta	39
3.5.1. Microcontrolador	40
3.5.1.1. MSP430	41
3.5.2. Radio Transceptor	42
3.5.2.1. ADF7021	44

Tabla de contenido (continuación)

3.5.3.	Amplificador de potencia	45
3.5.3.1.	RF6886	46
4.	Diseño y Evaluación	48
4.1.	MSP430	48
4.2.	ADF7021	50
4.2.1.	Caracterización del espectro	50
4.2.2.	Consumo de energía	52
4.2.3.	Transmitir y recibir una señal FSK a 1200/9600 bps	53
4.2.3.1.	Transmisión	53
4.2.3.2.	Recepción	53
4.3.	RF6886	57
4.3.1.	Relación entre potencia de entrada y salida	58
4.3.2.	Consumo de energía	59
4.4.	Prototipo en tarjeta de circuito impreso (PCB)	60
4.5.	Evaluación	61
4.5.1.	Plan de prueba	65
4.5.2.	Parámetros diseño final	68
5.	Conclusiones y trabajo futuro	69
5.0.3.	Conclusiones	69
5.0.4.	Trabajo Futuro	71
	Lista de referencias	72

Lista de figuras

Figura	Página
1. Ejemplos reales para la clasificación de los satélites según su masa.	7
2. Estándar Cubesat (Tomado de Nugent <i>et al.</i> (2008)).	9
3. P-POD (Tomado de Munakata <i>et al.</i> (2009)).	10
4. Ángulo de inclinación y el plano de órbita (Tomado de NASA (2009)).	11
5. Ángulo de elevación vs distancia entre una ET y un CubeSat a 400 km (Tomado de Gonzáles (2004)).	13
6. Simulación de escenario satelital en STK.	14
7. Presupuesto del uplink simulado.	16
8. Presupuesto del downlink simulado.	16
9. IC-9100.	19
10. PC y controlador de rotor.	20
11. Antenas para UHF/VHF y el rotor.	20
12. Radio Li-1 y sus especificaciones (Tomado de AstroDev (2014a)).	21
13. Radio Hellium y especificaciones (Tomado de AstroDev (2014b)).	22
14. Radio ISIS VHF downlink / UHF uplink y especificaciones (Tomado de Cu- beSatShop (2014a)).	22
15. Radio ISIS UHF downlink / VHF uplink y especificaciones (Tomado de Cu- beSatShop (2014b)).	22
16. U482C y especificaciones (Tomado de GomeSpace (2014)).	23
17. CS-UTRX-01 y especificaciones (Tomado de ClydeSpace (2014a)).	23
18. CS-UVTRX-01 y especificaciones (Tomado de ClydeSpace (2014b)).	23
19. CS-VUTRX-01 y especificaciones (Tomado de ClydeSpace (2014c)).	24
20. PI-1310 y especificaciones (Tomado de Tyvak (2014a)).	24
21. PI-1320 y especificaciones (Tomado de Tyvak (2014b)).	24
22. Modulación FSK.	27
23. Densidad espectral de potencia de una modulación FSK.	29
24. Formato para las tramas tipo S y U (Tomado de Beech <i>et al.</i> (1998)).	34
25. Formato para la trama tipo I (Tomado de Beech <i>et al.</i> (1998)).	34
26. Asignación de frecuencias en México	38
27. Arquitectura propuesta	40
28. Diagrama de bloques MPS430F5529	42

Lista de figuras (continuación)

Figura	Página
29. Diagrama de bloques ADF	45
30. Descripción de pines y diagrama de bloques del RF6886	47
31. Arquitectura final	48
32. Interfaz con microcontrolador	49
33. El antes y el después de la configuración del ADF7021	50
34. Ejemplos de la salida del ADF7021 para una modulación FSK a 1200 bps.	51
35. Consumo de energía del ADF7021	52
36. Esquema de prueba para el ADF7021	53
37. Demosulación FSK con el software VSA 89600	54
38. Esquema de prueba para recepción FSK	54
39. Problema a la hora de la recepción	55
40. Diagrama a bloques del algoritmo de sincronización	55
41. Problema resuelto con el algoritmo de sincronización	56
42. Prueba de validación del algoritmo de sincronización	56
43. Esquema de prueba para el RF6886	57
44. Curvas características del amplificador RF6886.	58
45. Consumo de energía del RF6886	59
46. Esquema final para la interconexión entre componentes del subsistema	60
47. PCB de la cara inferior.	61
48. PCB de la cara superior.	62
49. Esquema de prueba para demodulación	63
50. Diagrama a bloques para la demodulación	63
51. Señal FSK y salida del comparador.	64
52. Salida del comparador, salida del comparador retrasada y salida del XOR	65
53. Salida del filtro y la señal demodulada.	66
54. Medición de la distancia entre los puntos de la prueba.	67
55. Curva de BER vs SNR, para 1200 (línea continua) bps y 9600 bps (línea punteada).	67

Lista de tablas

Tabla		Página
1.	Clasificación de satélites según su masa.	6
2.	Características de las órbitas.	11
3.	Estado de los satélites	17
4.	Frecuencias utilizadas en las misiones	20
5.	Estándares para Polinomios	35
6.	Ejemplo de CRC	35
7.	Características de Transceptores en el mercado	43
8.	Características de amplificadores en el mercado	46
9.	Atenuación del canal durante el enlace.	67
10.	Comparativo del subsistema propuesto contra subsistemas existentes en el mercado.	68

Capítulo 1. Introducción

Los satélites son una parte fundamental de la vida moderna y contribuyen al desarrollo tecnológico mundial. Sirven para propósitos de toda índole siendo los más comunes: monitoreo de cambio climático, agricultura, telemedicina, sistemas de posicionamiento global (GPS) y comunicaciones. Esto hace muy importante el desarrollo de esta tecnología en nuestro país.

Los satélites tradicionales tienden a ser sistemas grandes, complejos y caros. Para maximizar el valor de un satélite, múltiples cargas útiles se sitúan sobre uno mismo. Aparte los diseñadores se ven obligados a utilizar subsistemas redundantes y componentes resistentes a la radiación para garantizar la fiabilidad del satélite que a su vez aumentó el tamaño y el costo del satélite. Como las cargas útiles continuaron aumentando en número y complejidad, el satélite y los subsistemas tienen que ser re-diseñados para casi todas las misiones, esto hace que sea difícil para las instituciones académicas iniciar un programa de satélites, gracias al alto costo económico y técnico que incluso un satélite pequeño solía requerir. Son estas las razones principales por las cuales se desarrollo del estándar CubeSat. Con este estándar las instituciones académicas tienen la oportunidad de empezar proyectos de satélites pequeños que se adapte a su presupuesto (Heidt *et al.*, 2000).

Como resultado esta naturaleza de bajo costo y tiempo para el desarrollo de satélites pequeños, los lideres de estos proyectos están más dispuestos a aceptar mayores riesgos y una mayor probabilidad de fracaso en la misión. Los diseñadores de satélites pequeños están mas abiertos a usar nuevas tecnologías, aunque esto implique el uso de tecnología no probada en el espacio. Muchas de estas tecnologías no solamente reducen el tamaño, peso y costo del satélite, si no que también incrementan la funcionalidad.

Todo esto en conjunto conlleva el poder probar cargas útiles de mayor riesgo, lo que permite experimentos satelitales más interesantes. Por otra parte, como consecuencia de las limitaciones de los satélites pequeños, los desarrolladores se ven obligados a experimentar con nuevos e innovadores diseños, técnicas y procedimientos.

Una parte fundamental para el funcionamiento exitoso de cualquier satélite es el desarrollo de un subsistema de telemetría y comando que permita conocer de manera precisa y en cualquier momento el estado de operación de cada uno de los subsistemas que conforman al vehículo espacial, así como recibir e interpretar los comandos transmitidos a éste desde tierra. Específicamente, el subsistema de telemetría deberá encargarse de monitorear las operaciones de los subsistemas y de transmitir esta información de manera inalámbrica a la estación terrena (ET). Las tareas que deberá llevar a cabo el subsistema de telemetría son particulares para cada módulo, estos módulos reciben información de los distintos sensores del satélite, por ejemplo, en el caso del módulo de potencia es necesario revisar el estado de las baterías del sistema (temperatura, carga eléctrica disponible, velocidad de carga/descarga) y el de los paneles solares (carga eléctrica que están generando). En el caso de la estructura del satélite, es necesario reportar la temperatura y niveles de vibración de la misma.

Cuando el satélite se encuentra en línea de visibilidad directa con la ET, este se encuentra disponible para procesar información para la telemetría. Una comunicación satelital está basada en dos enlaces, el de subida (*uplink*) que comprende desde la ET hacia el satélite y el enlace de bajada (*downlink*) que es desde el satélite hacia la ET.

1.1. Justificación

Hoy en día los avances en las tecnologías espaciales tales como el diseño de satélites pequeños están abriendo muchas puertas para la investigación científica, esta revolución se está teniendo gracias al estándar Cubesat, el cual disminuye los costos significativamente (precios accesibles para universidades y/o centros científicos). Sin embargo compañías privadas (principalmente americanas y europeas) con gran experiencia espacial han desarrollado subsistemas para estos satélites, los precios de estas tecnologías pasan de los cientos de miles de pesos. Y aproximadamente el 60 % de las instituciones que buscan lanzar un satélite compran el subsistema de telemetría.

Esta tesis busca el desarrollo de un subsistema de telemetría que supere y/o iguale el funcionamiento de los sistemas existentes en el mercado, reduciendo así al menos a una décima parte el precio de estos, desde cientos de miles de pesos a miles de pesos.

Es por ello que se deben de diseñar subsistemas de alta calidad para la construcción de satélites pequeños en México, y así dar un paso más hacia la independencia tecnológica. La meta final en un futuro es tener satélites 100 % mexicanos.

Este trabajo de investigación se propone dentro del contexto del desarrollo de una plataforma satelital que actualmente se está llevando a cabo en el CICESE. La presente propuesta forma parte de un proyecto que tiene por finalidad el desarrollo de satélites pequeños para ser lanzados al espacio y así contribuir a la formación de recursos humanos en tecnología espacial.

1.2. Objetivo General

El objetivo general de esta tesis es diseñar, desarrollar y evaluar el desempeño de un subsistema de telemetría y comando (TC) para un nanosatélite que opere en la banda UHF¹ en el enlace de bajada y que opere en el enlace de subida en la banda VHF².

1.3. Objetivos Particulares

- Diseñar subsistema de TC enlazado a la computadora de vuelo del satélite y deberá contar con ducto de comunicación digital de velocidad media (I²C, SPI, . . .).
- Que sea compatible con el estándar CubeSat.
- Que sea de bajo costo.
- Evaluar las prestaciones del subsistema de TC mediante pruebas de campo.

1.4. Metodología de la Investigación

Se muestra la descripción de la metodología que se siguió para alcanzar los objetivos de este trabajo de investigación.

¹Banda de frecuencia comprendida entre 300 MHz y 3 GHz

²Banda de frecuencia comprendida entre 30 MHz a 300 MHz

Primeramente se definen las frecuencias de enlace de subida y enlace de bajada, debido a que las frecuencias siguen un grupo de normas, no se puede elegir cualquiera para las comunicaciones satelitales. Es por esto que conforme a la ITU (*International Telecommunication Union* por sus siglas en inglés) se definirán las frecuencias libres para esta aplicación. Enseguida se presenta una investigación minuciosa en la literatura de los diferentes componentes usados en misiones espaciales, con objeto de proponer una arquitectura final para que el subsistema sea lo más fiable posible y así cumplir con las prestaciones para el éxito de la misión.

La familiarización con las distintas piezas de la arquitectura y la realización de algoritmos para el correcto funcionamiento del subsistema de telemetría. Paralelamente una serie de simulaciones con distintos escenarios de comunicación satelital mediante software especializado. Enseguida la caracterización de componentes de radiofrecuencia. Finalmente se construye y se evalúa el prototipo del subsistema de telemetría.

1.5. Organización de la Tesis

A continuación se muestra un pequeño resumen del contenido de cada capítulo.

En el *Capítulo 2* se describen algunos conceptos básicos de la tecnología espacial enfocado al módulo de comunicación como la dinámica orbital, presupuesto de enlace satelital y estación terrena. Por otra parte se menciona el simulador STK, herramienta de software que modela, aparte de otros escenarios, sistemas satelitales. Así también se define lo que es el estándar CubeSat además de una sección del estado del arte de este estándar, principalmente del subsistema de telemetría.

El *Capítulo 3* se definen los requerimientos que un subsistema de telemetría de un CubeSat tiene por ejemplo modulaciones, frecuencias, tasas de transmisión, potencia para operar. Dados estos requerimientos se propone una arquitectura junto con sus componentes para el subsistema de telemetría.

El diseño y la evaluación del subsistema viene en el *Capítulo 4*, es en esta parte donde se caracteriza a cada elemento de la arquitectura propuesta en el Capítulo 3, para posteriormente construir un prototipo y evaluarlo mediante pruebas de campo.

Para la finalización de este trabajo se exponen la conclusiones y trabajo futuro en el *Capítulo 5*.

Capítulo 2. Tecnología Espacial

El 4 de Octubre de 1957 es el gran inicio de la era espacial, la Unión Soviética puso en órbita al primer satélite artificial llamado SPUTNIK (Von Braun *et al.*, 1985). Hace poco más de medio siglo y el crecimiento del número de satélites en órbita ha aumentado considerablemente, actualmente son más de 3,800 satélites en órbita, de los cuales aproximadamente 1,100 están en funcionamiento (Christiansen *et al.*, 2014).

Estados Unidos, Rusia, Japón y China son los principales países que desarrollan y ponen satélites en órbita, no obstante en la actualidad gracias a la estandarización del CubeSat se ha globalizado el diseño y construcción de satélites.

Hay una gran variedad de modelos de satélites que se han desarrollado a lo largo de los años, esto nos implica el poder distribuirlos en distintos grupos. Existen muchas formas distintas de clasificar a los satélites, estas pueden ser por su misión, tipo de órbita, el costo, propósito entre otras. En esta tesis el factor más relevante es la masa, la Tabla 1 ilustra un esquema de clasificación de los satélites en términos de este factor (Kramer y Cracknell, 2008).

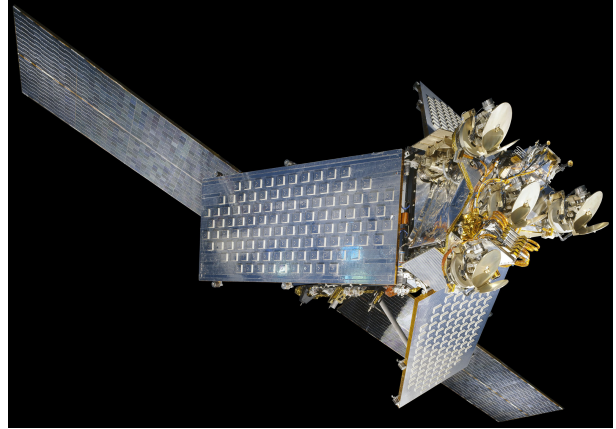
Tabla 1: Clasificación de satélites según su masa.

Nombre	Masa
Satélites grandes	>1000 kg
Satélites medianos	500-1000 kg
Mini-satélite	100-500 kg
Micro-satélite	10-100 kg
Nano-satélite	1-10 kg
Pico-satélite	0.1-1 kg
Femto-satélite	<100g

Los satélites pequeños proporcionan una gran alternativa para los satélites tradicionales. Estos proyectos son impulsados por la ideología "más rápido, más pequeño, más barato, más inteligente", lo cual permite construir y lanzar un satélite completamente funcional al espacio a sólo una fracción de tiempo y costo de un satélite tradicional.



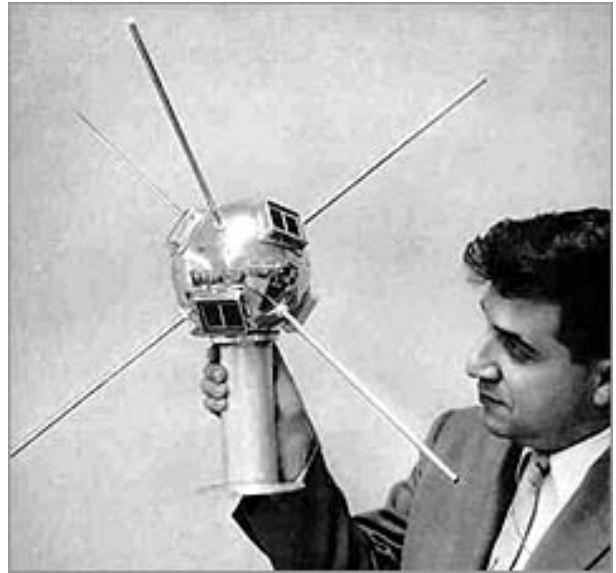
(a) Satélite grande: Telescopio hubble (Tomado de Nasa (2008)).



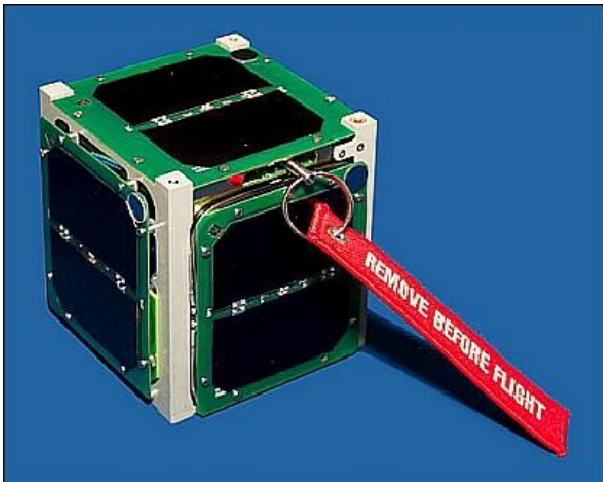
(b) Mini-satélite: Iridium (Tomado de Long (2006)).



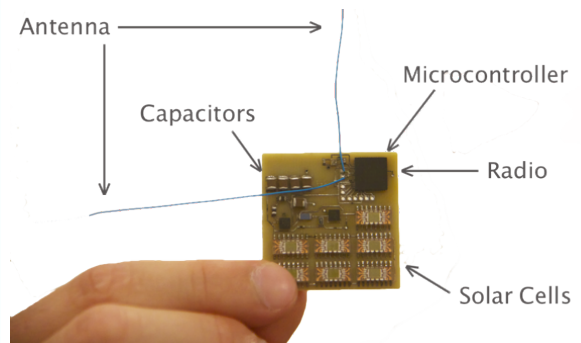
(c) Micro-satélite: Sputnik-1 (Tomado de Richards (2006)).



(d) Nano-satélite: Vanguard-1 (Tomado de Rich (2014)).



(e) Pico-satélite: SwampSat (Tomado de eoPortal (2010)).



(f) Femto-satélite: Satellite-on-a-chip (Tomado de Gilster (2014)).

Figura 1: Ejemplos reales para la clasificación de los satélites según su masa.

Una de las filosofías seguidas por los desarrolladores de satélites pequeños es la de usar componentes COTS (*Comercial Off The Shelf* por sus siglas en inglés). Este término es empleado tanto como para software como para hardware, generalmente productos tecnológicos de amplia distribución y disponible para el público en general, son vendidos y actualizados por el fabricante. La motivación para emplear componentes COTS está en que estos permiten reducir tanto los costos como el tiempo de desarrollo debido a que pueden ser comprados en el mercado en lugar de tener que diseñarlos (Ponce, 2009)(Kramer y Cracknell, 2008).

2.1. Estándar CubeSat

Hablando de satélites pequeños, el estándar CubeSat se refiere a las especificaciones físicas y mecánicas para el desarrollo de uno de ellos, principalmente esta norma tiene la filosofía de realizar experimentos y aplicaciones espaciales a un costo accesible para las universidades y que estudiantes formen parte total a la hora de construir un satélite.

El CubeSat técnicamente puede ser tanto un pico-satélite ó un nano-satélite dependiendo de su masa; se tiene su tamaño estándar de 1U (una unidad) el cual es un cubo de 10 cm de lado y con una masa no mayor a 1.33 kg. Actualmente hay mas de 100 universidades, centros de investigación, compañías privadas que están desarrollando CubeSats con distintos tipos de cargas útiles (Nugent *et al.*, 2008).

Este estándar nació en 1999 entre dos universidades de Estados Unidos, estas dos unidades académicas son la Universidad Politécnica de California (CalPoly) con el liderazgo de Jordi Puig-Suari y la Universidad de Stanford principalmente del SSDL (Space Systems Development Laboratory) bajo la dirección de Robert J. Twiggs (Kramer y Cracknell, 2008).

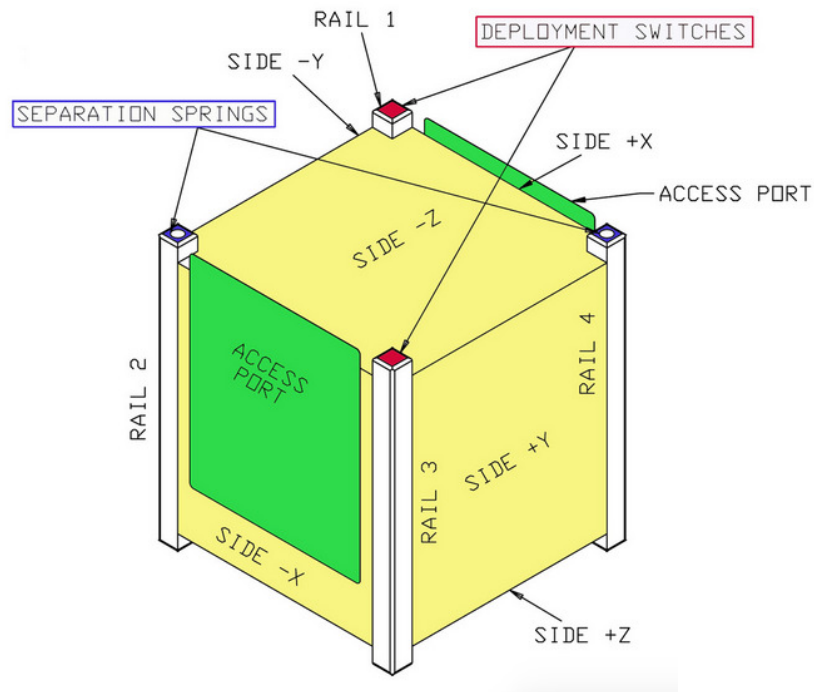


Figura 2: Estándar Cubesat (Tomado de Nugent *et al.* (2008)).

El CalPoly estandarizó un sistema de despliegue de CubeSat llamándolo P-POD (*Poly-Picosatellite Orbital Deployer* por sus siglas en inglés). Es capaz de llevar 3 CubeSat de 1U, y sirve de interfaz entre los CubeSat y el vehículo lanzador. El vehículo lanzador, que en su mayoría son cohetes, llevan como cargas secundarias a los CubeSat dentro de los P-POD, esto hace que sea más barato el financiamiento para la puesta en órbita. Algunas compañías y universidades han desarrollado sus propios POD (*Picosatellite Orbital Deployer* por sus siglas en inglés), los objetivos de los distintos POD son los de proteger al CubeSat durante el lanzamiento y también de proteger al vehículo lanzador de alguna falla del CubeSat (Nugent *et al.*, 2008).



Figura 3: P-POD (Tomado de Munakata *et al.* (2009)).

Los requerimientos técnicos se pueden obtener en (Munakata *et al.*, 2009), uno de los principales puntos que se deben de cumplir para 1U son:

- Un cubo de 10 cm por lado.
- Peso no mayor a 1.33 kg.
- La energía acumulada no debe ser mayor a 100 Watt-hora.
- El satélite debe de estar apagado mientras se encuentra dentro del P-POD.
- Los sistemas de despliegue que tenga el satélite deben de ser activados 30 minutos después del lanzamiento.

Estas limitaciones tienen un gran impacto a la hora de diseñar los CubeSat, una restricción muy delicada es la que se tiene a la hora de generar energía para poder abastecer al satélite principalmente al subsistema de comunicación (es el subsistema que consume mayor energía a la hora de transmitir), ya que se cuenta con una pequeña área para las celdas solares para poder cargar a las baterías. Otro problema que se tiene con el reducido tamaño del CubeSat es que prácticamente no se tiene redundancia en ninguno

de los subsistemas. Descrito lo anterior es que se deben de tomar las decisiones para determinar los tipos de enlaces de comunicación, capacidades de procesamiento y definir cargas útiles adecuadas para cada satélite.

2.2. Dinámica Orbital

Debemos de saber el comportamiento del satélite alrededor de la tierra, saber a que velocidad viaja, a que distancia se encuentra entre otros parámetros. Ya se clasificó a los satélites según su masa ahora vamos a clasificarlos según su altura con respecto a la tierra.

Tabla 2: Características de las órbitas.

Tipo de Órbita	Características
Órbita Geostacionaria GEO	Altitud cercana a los 36,000 km
Órbita Media MEO	Altitud entre 5,000 y 10,000 km
Órbita Baja LEO	Altitud entre 200 y 2,000 km

2.2.1. Distancia y Elevación

Para el diseño del enlace de comunicaciones es importante entender la dinámica orbital del satélite, siguiendo los datos dados en la Tabla 2 y sabiendo las características de los CubeSat, sabemos que las distancias y elevaciones durante el recorrido del satélite alrededor de la tierra estarán dadas por la órbita LEO.

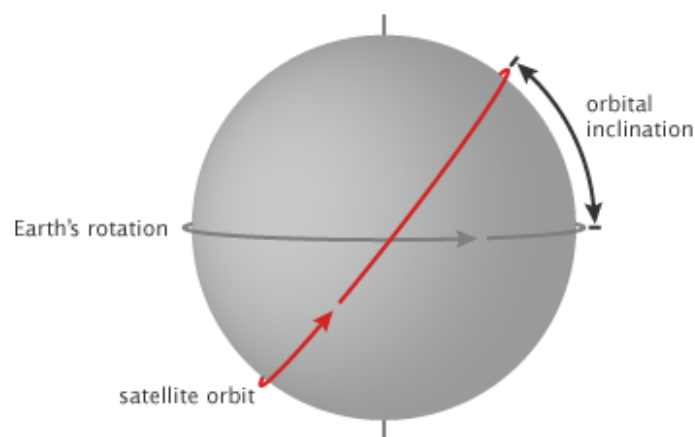


Figura 4: Ángulo de inclinación y el plano de órbita (Tomado de NASA (2009)).

Se puede observar en la Figura 5 la máxima y mínima distancia que existirá entre una ET y un CubeSat a determinada altitud, se confirma que la mínima distancia se tiene cuando el satélite pasa exactamente arriba de la ET (ángulo de elevación de 90 grados) y la máxima distancia se da cuando el satélite esta en el horizonte (ángulo de elevación de 0 grados).

El ángulo de elevación y la distancia se obtienen de la siguiente manera:

$$\cos(\Theta) = \frac{r_s \cdot \sin(\gamma)}{d} = \frac{\sin(\gamma)}{\left[1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2 \left(\frac{r_e}{r_s}\right) \cdot \cos(\gamma)\right]^{\frac{1}{2}}} \quad (1)$$

$$d = \sqrt{1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2 \left(\frac{r_e}{r_s}\right) \cdot \cos(\gamma)} \cdot r_s \quad (2)$$

Donde

- d es la distancia al satélite.
- r_e es el radio de la Tierra.
- r_s es $r_e +$ altura del satélite.
- γ es el ángulo de inclinación.

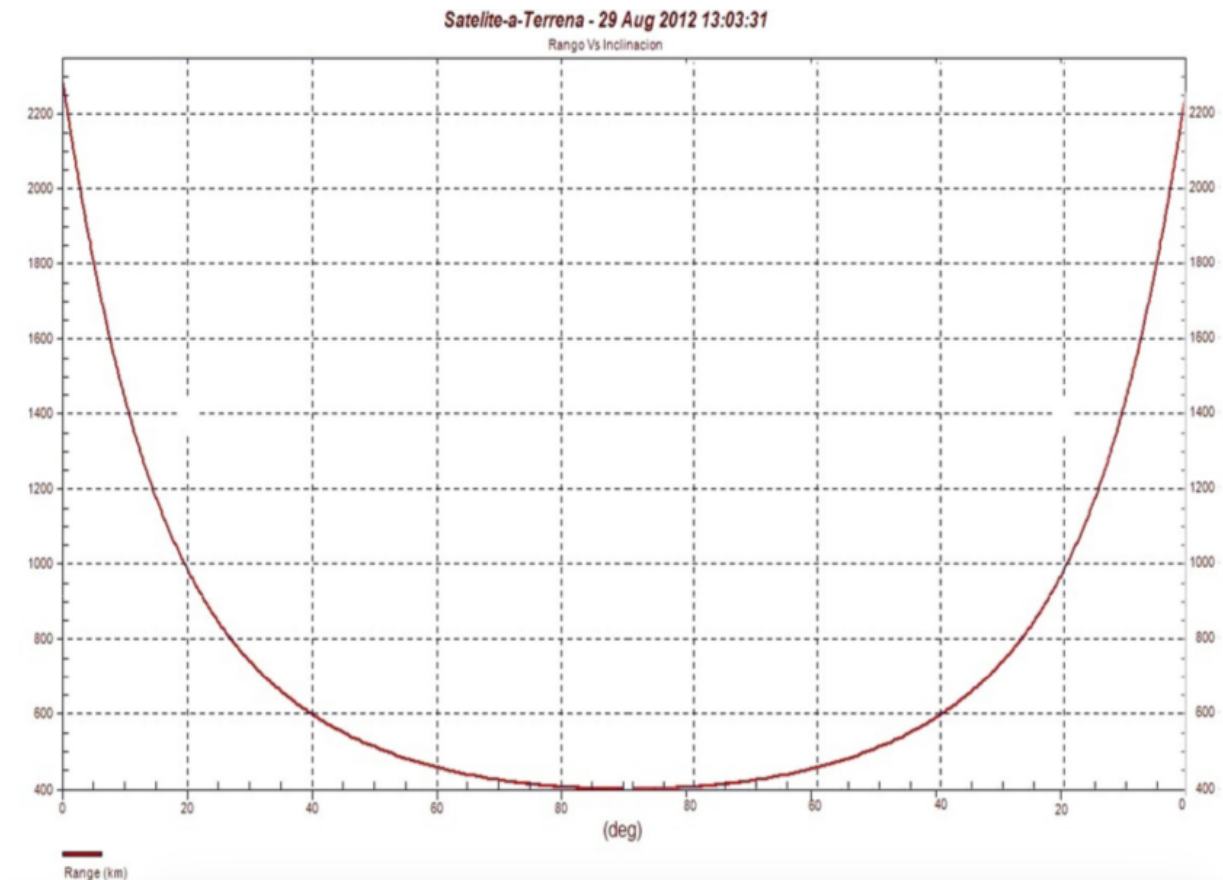


Figura 5: Ángulo de elevación vs distancia entre una ET y un CubeSat a 400 km (Tomado de Gonzáles (2004)).

Tenemos que saber de cuánto tiempo de disponibilidad para hacer el enlace de comunicación con la ET, esta ventana de tiempo disponible en las órbitas bajas son aproximadamente de 10 a 15 minutos (Simulado en STK). Se deben de tomar en cuenta estos datos para poder diseñar un subsistema de telemetría y comando (tasas de transmisión, cantidad de información, potencia de transmisión).

2.3. Simulador Satellite Tool Kit (STK)

STK (*Systems Tool Kit* por sus siglas en inglés) es un software de simulación que sirve para modelar, analizar y visualizar sistemas en el espacio, de defensa e inteligencia ofrecido por la compañía AGI.

STK no sólo se limita a satélites, estaciones terrenas y vehículos pueden agregarse a la simulación; tráfico aéreo, misiles y barcos están disponibles para el modelado de misiones. Todos estos objetos pueden ser equipados con sensores, radares, transmisores, receptores y antenas.



Figura 6: Simulación de escenario satelital en STK.

STK no es simplemente un software autónomo, ya que puede ser integrado con otras principales herramientas de programación y de ingeniería. Puede ser equipado para funcionar en conjunto con las secuencias de comandos de MATLAB, o programas en el lenguaje C.

Para esta tesis se utilizó STK para modelar el recorrido de un CubeSat en una órbita LEO, para poder observar diferentes características como por ejemplo ventana de visibilidad y enlaces de presupuesto.

2.4. Presupuesto de Enlace

Hay muchos factores que contribuyen a la calidad de la señal transmitida y recibida en las comunicaciones remotas. Un presupuesto de enlace satelital es un buen parámetro de diseño. Es la capacidad para detectar una señal en el receptor, en presencia de ruido, con una aceptable probabilidad de error (Pratt *et al.*, 2005). Se debe de tomar como una técnica de estimación ya que los parámetros que influyen en la calidad del enlace no se pueden predecir con precisión.

2.4.1. Cálculo de presupuesto de enlace

Empezamos con el cálculo de la potencia de ruido del sistema, se describe su ecuación:

$$N = kT_{sys}B_n \quad (3)$$

donde k es la constante de Boltzman, T_{sys} es la temperatura del sistema, y B_n es el ruido de ancho de banda.

Para el calculo de la SNR (relación señal a ruido por sus siglas en inglés) es fundamental calcular la potencia recibida:

$$P_r = \frac{P_t G_t G_r}{(4\pi R/\lambda)^2} \dots (W) \quad (4)$$

donde P_t es la potencia transmitida, G_t es la ganancia de la antena, el producto de estos dos términos se le conoce como la potencia isotrópica efectiva radiada (PIRE). Las pérdidas del trayecto están representadas en el denominador de la ecuación, donde R es la distancia entre el satélite y la ET, y λ^1 es la longitud de onda de la señal. El parámetro G_r , es la ganancia de la antena receptora. Para una mejor apreciación el cálculo del presupuesto de enlace es normalmente manejado en dB, así el SNR es una diferencia de potencias.

$$\frac{C}{N} = P_{r_{dB}} - N_{dBW} \dots (dB) \quad (5)$$

$$\frac{C}{N} = P_{t_{dB}} + G_{t_{dB}} + G_{r_{dB}} - 20 \log(4\pi/c) - 20 \log\left(\frac{R}{1km}\right) - 20 \log\left(\frac{f}{1MHz}\right) - N_{dBW} \dots (dB) \quad (6)$$

Se convierte la potencia de ruido a dBW para llegar a la ecuación 6.

¹ $\lambda = c/f$, donde c es la velocidad de la luz y f es la frecuencia de transmisión.

2.4.1.1. Presupuesto de enlace simulado en STK

Se utilizó la herramienta de simulación STK para calcular un presupuesto de enlace. Se generó un escenario realista de acuerdo a los planes de lanzamiento que se tienen en CICESE con un CubeSat girando sobre el eje de la Tierra en una órbita LEO de 400 km de altura. Estos son los datos que se configuraron en STK:

- Frecuencia uplink: 145 MHz, Frecuencia downlink: 433 MHz.
- Potencia Tx uplink: 100 W, Potencia TX downlink: 500 mW.
- Tasa de bits: 1200.
- Modulación: FSK.
- Antena CubeSat: Dipolo de 15 cm, Antena ET: Yagi-UDA.
- Sensibilidad CubeSat: -120 dBm.

No. de enlaces: 4
Tiempo de simulación: 24 horas
Facility-CICESE_Fisica_Aplicada-Sensor-Sensor2-Transmitter-VHF_TX-To-Satellite-3U_CubeSat-Receiver-VHF_RX

(dB)	Time (LCLG) BER	EIRP (dBm)	Rcvd. Frequency (GHz)	Rcvd. Iso. Power (dBm)	Carrier Power at Rcvr Input (dBm)	C/No (dB*MHz)	C/N (dB)	Eb/No
67.1684	1 Jan 2015 00:32:54.345	70.156	0.144	-72.966	-73.005	40.970498	64.1581	
68.8541	1 Jan 2015 00:33:54.000	70.156	0.144	-71.259	-71.319	42.656174	65.8438	
70.8524	1 Jan 2015 00:34:54.000	70.156	0.144	-69.162	-69.321	44.654550	67.8421	
73.1889	1 Jan 2015 00:35:54.000	70.156	0.144	-66.545	-66.984	46.991040	70.1786	
75.5373	1 Jan 2015 00:36:54.000	70.156	0.144	-63.391	-64.636	49.339366	72.5270	
76.4156	1 Jan 2015 00:37:54.000	70.156	0.144	-61.022	-63.757	50.217669	73.4053	

Figura 7: Presupuesto del uplink simulado.

No. de enlaces: 4
Tiempo de simulación: 24 horas
Satellite-3U_CubeSat-Transmitter-UHF_TX-To-Facility-CICESE_Fisica_Aplicada-Sensor-Sensor2-Receiver-UHF_RX

(dB)	Time (LCLG) BER	EIRP (dBm)	Rcvd. Frequency (GHz)	Rcvd. Iso. Power (dBm)	Carrier Power at Rcvr Input (dBm)	C/No (dB*MHz)	C/N (dB)	Eb/No
35.6208	1 Jan 2015 00:32:54.350	27.976	0.433	-124.708	-104.552	9.422947	32.6105	
37.3052	1 Jan 2015 00:33:54.000	27.953	0.433	-123.024	-102.868	11.107319	34.2949	
39.2983	1 Jan 2015 00:34:54.000	27.850	0.433	-121.031	-100.875	13.100376	36.2880	
41.6201	1 Jan 2015 00:35:54.000	27.555	0.433	-118.709	-98.553	15.422250	38.6098	
43.9312	1 Jan 2015 00:36:54.000	26.712	0.433	-116.398	-96.242	17.733324	40.9209	
44.7562	1 Jan 2015 00:37:54.000	25.167	0.433	-115.573	-95.417	18.558273	41.7459	

Figura 8: Presupuesto del downlink simulado.

Como se observa en la Figura 7, en el uplink tenemos una potencia recibida en el CubeSat que varía entre -63 dBm y -73 dBm. Y en la Figura 8 vemos que el nivel con que se transmite es suficiente para que la ET demodule la señal. Se nota la gran diferencia entre la potencia recibida en el CubeSat y la potencia recibida en la ET, esto es por la gran diferencia que se tiene durante la transmisión, en tierra se usa hasta 100 W de potencia y en el CubeSat mayormente son a 1 W.

Esta información en simulación como la teórica es crítica a la hora de escoger los componentes del subsistema de telemetría ya que hay ciertos niveles de potencia a los cuales se deben de transmitir para un enlace satelital fiable.

2.5. Antecedentes en CubeSats

La comunidad de los Cubesat ya es grande y va en crecimiento. Los diseñadores que construyen los CubeSat se dividen en dos grupos: equipos que son nuevos en el concepto de CubeSat y están aprendiendo cómo empezar un programa y construir su primer satélite, y los equipos establecidos que ya tienen uno o más satélites en el espacio. A continuación se discuten las configuraciones del transceptor mas comunes, incluyendo la compra de un transceptor COTS, la compra y luego modificar un transceptor COTS y transceptores a la medida (Klofas *et al.*, 2008). También algunas recomendaciones para los nuevos desarrolladores CubeSat para la construcción de un subsistema de telemetría.

Se han lanzado 186 Cubesat en un periodo entre 2003 hasta Septiembre del 2014 (Klofas, 2014). A continuación se muestra una tabla donde se presenta el estado actual de satélites restantes.

Tabla 3: Estado de los satélites

Estado	Cantidad de satélites
DOA (Dead On Arrival)	14
Desorbitado	19
Muerto	21
Vivo	39
Activo	38
sin conocimiento	33

- DOA: Estos satélites nunca fueron escuchados.
- Muerto: No se encuentra transmitiendo.
- Vivo: Sigue transmitiendo beacons, su misión ya terminó o no la logró.
- Activo: Esta llevando a cabo su misión.

2.5.1. Recomendaciones

Beacon Continuo

Todos los satélites japoneses son fáciles de seguir ya que tienen beacons que operan casi continuamente. Incluir la mayor cantidad de datos sobre el vuelo en este enlace para poder conocer del satélite, incluso si la comunicación ascendente no funciona.

Utilizar protocolos y modulaciones comunes

Este punto es importante ya que el satélite tendrá la capacidad de no solo ser escuchado si no que también entenderán lo que transmite, así estaciones terrenas en todo el mundo podrán dar información acerca del satélite. El protocolo mas común es el AX.25 a una tasa de 1200 baudios, la modulación mas utilizada es FSK (Klofas *et al.*, 2008).

Reset

Incluir un simple reset en caso de que el satélite no responda, esto se traduce a que el subsistema de telemetría tenga la capacidad de restablecer a la computadora del CubeSat.

Estación terrena

Una parte fundamental para un enlace satelital es la de contar con una ET en funcionamiento. Es la encargada de comunicarse con el satélite ya que es la que le envía los comandos y recibe la telemetría.

Muchas veces universidades quieren lanzar un satélite sin tener la ET funcionando, no hay razón para lanzar un satélite si no se puede comunicar con él. Probar la estación terrena comunicándose con otro operador mediante satélite, escuchar beacons de satélites ya conocidos, aunque este último sólo prueba la recepción en la ET no prueba la transmisión.

Uno de los objetivos mencionados en el Capítulo 1 es la de ser compatible con el estándar CubeSat. Es por eso que, de acuerdo a esta recomendación de contar con una ET funcional, durante el desarrollo de esta tesis se estuvo trabajando para el correcto funcionamiento de la ET la cual esta ubicada en CICESE (coordenadas: *Latitud* : 31,868643, *Longitud* : -116,664677).

Se tienen los siguientes elementos en la ET:

- Radio Icom IC-9100 (Tx y Rx) (Figura 9).
- Computadora con sistemas operativos de Windows/linux (Figura 10).
- Controlador de rotor (Figura 10).
- Rotor de antena EMOTATOR (Figura 11).
- Antena cross-yagi 2x8 para VHF (Figura 11).
- Antena cross-yagi 2x15 para UHF (Figura 11).



Figura 9: IC-9100.



Figura 10: PC y controlador de rotor.



Figura 11: Antenas para UHF/VHF y el rotor.

2.5.2. Transceptores

Al momento de elegir el transceptor adecuado para el subsistema de comunicación, hay tres diferentes opciones: componentes COTS, modificar componentes COTS o construir el radio a la medida. Se han lanzado 186 CubeSats, dentro de los cuales hay una gran variedad de transmisores.

Tabla 4: Frecuencias utilizadas en las misiones

Frecuencia	Número de Tx
145 MHz	14
437 MHz	101
otra frecuencia UHF	14
915 MHz	18
banda S	16
banda C	1
banda Ku	2

Dentro del diseño del subsistema de telemetría que se desarrolló en esta tesis, se eligió la opción de comprar componentes COTS. Como ya se mencionó en el Capítulo 1 hay compañías que tienen a la venta todo el subsistema de telemetría. Para el desarrollo de esta tesis se llevó a cabo una investigación sobre las opciones comerciales existentes, a continuación se presentan algunas de estas opciones de distintas compañías (AstroDev, ISIS, GomSpace, clyde, Stensat, IQ-wireless y Tyvak). Todos estos trabajan en las bandas de VHF/UHF.

Tranceptor Li-1- \$5,000 USD

Constructor/compañía: Astronautical Development.



Frecuencia: 130-450 MHz
Modulación: FSK/GMSK
Voltaje: Entrada digital 3.3 V
 Radio 5-9V
Potencia Tx: 250 mW - 4W
Consumo: Rx < 200 mW
 Tx < 10 W
Interface: UART
Tasa de transmisión: 9.6 kbps
Protocolo: AX.25
Temperatura: -30-70 °C
 Half Duplex

Figura 12: Radio Li-1 y sus especificaciones (Tomado de AstroDev (2014a)).

Tranceptor Hellium 100- \$4,900 USD

Constructor/compañía: Astronautical Development

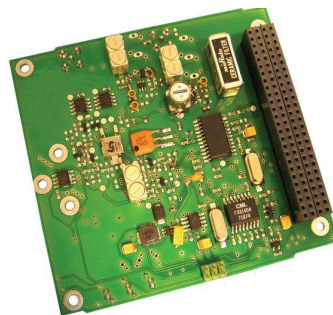


Frecuencias: 120-150 MHz, 400-450 MHz
Modulación: FSK/GMSK
Voltaje: Entrada digital 3.3 V
 Radio 5-16 V
Potencia Tx: 100mW-3W
Consumo: Rx < 200 mW
 Tx < 6 W
Interface: UART
Sensitividad: -104.7 dBm
Tasa de transmisión: 38.4 kbps
Protocolo: AX.25*
Temperatura: -30-70 °C
 Full Duplex

Figura 13: Radio Hellium y especificaciones (Tomado de AstroDev (2014b)).

Transceptor ISIS VHF downlink / UHF uplink- \$6,750 USD

Constructor/compañía: ISIS

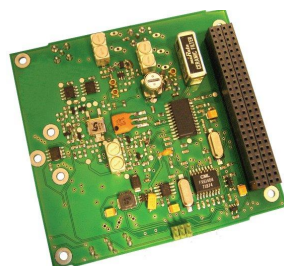


Frecuencia: 130-160 MHz (UP)
 400-450 MH(DOWN)
Modulación: Rx: AFSK,FSK
 Tx: BPSK
Voltaje: 6.5-12.5V
Potencia Tx: 160 mW
Consumo: Rx < 200 mW
 Tx < 1.55 W
Interface: I²C
Sensitividad: -104 dBm
Tasa de transmisión: 9.6 kbps
Protocolo: AX.25
Temperatura: -10-45 °C
 Full Duplex

Figura 14: Radio ISIS VHF downlink / UHF uplink y especificaciones (Tomado de CubeSatShop (2014a)).

Transceptor ISIS UHF downlink / VHF uplink- \$8,500 USD

Constructor/compañía: ISIS



Frecuencia: 400-450 MHz (UP)
 130-170 MH(DOWN)
Modulación: Rx: AFSK Tx: BPSK
Voltaje: 5-18V
Potencia Tx: 500 mW
Consumo: Rx < 350 mW
 Tx < 2 W
Interface: I²C
Sensitividad: -100 dBm
Tasa de transmisión: 9.6 kbps
Protocolo: AX.25
Temperatura: -10-45 °C
 Full Duplex

Figura 15: Radio ISIS UHF downlink / VHF uplink y especificaciones (Tomado de CubeSatShop (2014b)).

Transceptor U482C- \$8,000 €

Constructor/compañía: GomeSpace

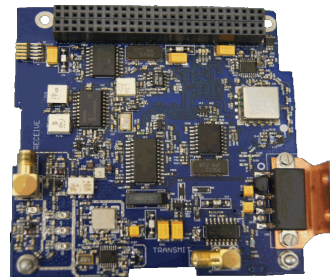


Frecuencia: 435-437 MHz
Modulación: MSK
Voltaje: 3.3V
Potencia Tx: 2.5 W
Consumo: Rx < 330 mW
 Tx < 5 W
Interface: I²C
Sensibilidad: -126 dBm
Tasa de transmisión: 9.6 kbps
Protocolo: CSP
Temperatura: -30-60 °C
 Half Duplex

Figura 16: U482C y especificaciones (Tomado de GomeSpace (2014)).

Transceptor CS-UTRX-01- \$8,600 USD

Constructor/compañía: ClydeSpace

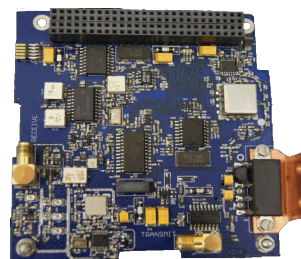


Frecuencia: 420-450 MHz
Modulación: GMSK, AFSK
Voltaje: 6-9 V
Potencia Tx: 500 mW-2 W
Consumo: Rx < 250 mW
 4 W > Tx < 10 W
Interface: I²C, UART
Sensibilidad: -120 dBm
Tasa de Transmisión: 9600 baudios
Protocolo: AX.25
Temperatura: -25-61 °C
 Half Duplex

Figura 17: CS-UTRX-01 y especificaciones (Tomado de ClydeSpace (2014a)).

Transceptor CS-UVTRX-01- \$8,600 USD

Constructor/compañía: ClydeSpace

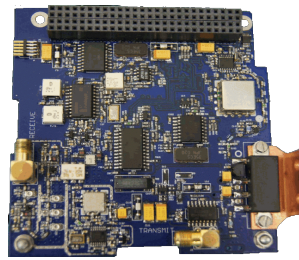


Frecuencia: 130-150 MHz (DOWN)
 420-450 MHz (UP)
Modulación: GMSK, AFSK
Voltaje: 6-9 V
Potencia Tx: 500 mW-2 W
Consumo: Rx < 250 mW
 4 W > Tx < 10 W
Interface: I²C, UART
Sensibilidad: -120 dBm
Tasa de Transmisión: 9600 baudios
Protocolo: AX.25
Temperatura: -25-61 °C
 Half Duplex

Figura 18: CS-UVTRX-01 y especificaciones (Tomado de ClydeSpace (2014b)).

Transceptor CS-VUTRX-01- \$8,600 USD

Constructor/compañía: ClydeSpace

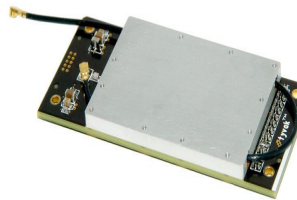


Frecuencia: 420-450 MHz (DOWN)
130-150 MHz (UP)
Modulación: GMSK, AFSK
Voltaje: 6-9 V
Potencia Tx: 500 mW-2 W
Consumo: Rx < 250 mW
4 W > Tx < 10 W
Interface: I2C, UART
Sensibilidad: -120 dBm
Tasa de Transmisión: 9600
baudios
Protocolo: AX.25
Temperatura: -25-61 °C
Half Duplex

Figura 19: CS-VUTRX-01 y especificaciones (Tomado de ClydeSpace (2014c)).

Unidad de vuelo UHF (PI-1310)- \$2,995 USD

Constructor/compañía: Tyvak

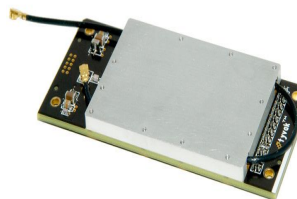


Frecuencia: 437 MHz
Modulación: FSK, MSK, GMSK,
BPSK y QPSK
Potencia Tx: 1.5 W
Tasa de Transmisión: 250 kbps
Half Duplex

Figura 20: PI-1310 y especificaciones (Tomado de Tyvak (2014a)).

Unidad de desarrollo UHF (PI-1320)- \$2,495 USD

Constructor/compañía: Tyvak



Frecuencia: 437 MHz
Modulación: FSK, MSK, GMSK,
BPSK y QPSK
Potencia Tx: 1.5 W
Tasa de Transmisión: 250 kbps
Half Duplex

Figura 21: PI-1320 y especificaciones (Tomado de Tyvak (2014b)).

Como se observa en las imágenes los precios son elevados (precios verificados en Septiembre del 2014) y aparte conllevan un gasto mayor ya que se deben de importar a México aumentando un 30 % su valor. Este es un punto importante a la hora de desarrollar esta tesis, diseñar un subsistema de iguales prestaciones pero a una fracción del costo de los módulos comerciales.

Para ver que transceptor usar en la arquitectura final, se hizo una minuciosa búsqueda para obtener una lista final de distintos transceptores tipo COTS que se poseen buenas características.

2.5.3. Modulación Digital

El término comunicaciones digitales comprende un área amplia de técnicas de comunicaciones, las cuales incluye la transmisión digital y radio digital. La transmisión digital es la transferencia de pulsos digitales, entre dos o más puntos, de un sistema de comunicación. El radio digital es la transmisión de portadoras analógicas moduladas, en forma digital, entre dos o más puntos de un sistema de comunicación. Los sistemas de transmisión digital requieren de un elemento físico, entre el transmisor y el receptor, como un par de cables metálicos, un cable coaxial, o un cable de fibra óptica. En los sistemas de radio digital, el medio de transmisión es el espacio libre o la atmósfera de la Tierra.

En un sistema de transmisión digital, la información de la fuente original puede ser en forma digital o analógica. Si está en forma analógica, tiene que convertirse a pulsos digitales, antes de la transmisión y convertirse de nuevo a la forma analógica, en el extremo de recepción. En un sistema de radio digital, la señal de entrada modulada y la señal de salida demodulada, son pulsos digitales.

Los elementos que distinguen un sistema de radio digital de un sistema de radio AM, FM, o PM, es que en un sistema de radio digital, las señales de modulación y demodulación son pulsos digitales, en lugar de formas de ondas analógicas. El radio digital utiliza portadoras analógicas, al igual que los sistemas convencionales. En esencia, hay tres factores para la modulación digital que se suelen utilizar en sistemas de radio digital: transmisión (modulación) por desplazamiento de frecuencia (FSK), modulación por

desplazamiento de fase (PSK), y modulación por desplazamiento de amplitud (ASK).

2.5.3.1. FSK

La Modulación por desplazamiento de frecuencia o FSK, (Frequency Shift Keying) es la más utilizada en misiones de CubeSats, de acuerdo con Klofas (2014). Es una técnica de transmisión digital de información binaria (ceros y unos) utilizando dos frecuencias diferentes. La señal moduladora solo varía entre dos valores de tensión discretos formando un tren de pulsos donde un valor representa un “1” y el otro representa el “0”.

En la modulación digital, a la relación de cambio a la entrada del modulador se le llama bit-rate y tiene como unidad el bit por segundo (bps). A la relación de cambio a la salida del modulador se le llama baud-rate. En esencia el baud-rate es la velocidad o cantidad de símbolos por segundo.

En FSK, el bit rate = baud rate. Así, por ejemplo, un 0 binario se puede representar con una frecuencia f_1 , y el 1 binario se representa con una frecuencia distinta f_2 .

La ecuación general de la FSK binaria dada en Tomasi (2003) es

$$v_{fsk}(t) = V_c \cos \{2\pi(f_c + v_m(t)\Delta f)\} \quad (7)$$

- $v_{fsk}(t)$ forma de onda binaria FSK.
- V_c amplitud de la portadora.
- f_c frecuencia central portadora.
- Δf desviación máxima de frecuencia.
- $v_m(t)$ señal moduladora de entrada binaria.

De acuerdo a la ecuación 7, el corrimiento máximo de frecuencia de portadora, Δf , es proporcional a la amplitud y a la polaridad de la señal binaria de entrada. La señal moduladora $[v_m(t)]$ es una forma de onda normalizada, en la que un 1 lógico = 1, y el 0 lógico = -1.

Cuando la señal binaria de entrada cambia de un cero lógico a un 1 lógico y viceversa, la frecuencia de salida se desplaza entre dos frecuencias: una frecuencia de marca o frecuencia de 1 lógico (f_m), y una frecuencia de espacio o de 0 lógico (f_s). Las frecuencias de marca y espacio están separadas de la frecuencia portadora por la desviación máxima de frecuencia, es decir, por $f_c \pm \Delta f$. Sin embargo, es importante observar que las frecuencias de marca y espacio se asignan en forma arbitraria, dependiendo del diseño del sistema.

La Figura 22 muestra una señal binaria de entrada y la forma de onda FSK de salida para un modulador FSK. Se ve en la figura que cuando la entrada binaria cambia de un 1 lógico a un 0 lógico y viceversa, la frecuencia de salida FSK cambia de frecuencia de marca a una frecuencia de espacio y viceversa.

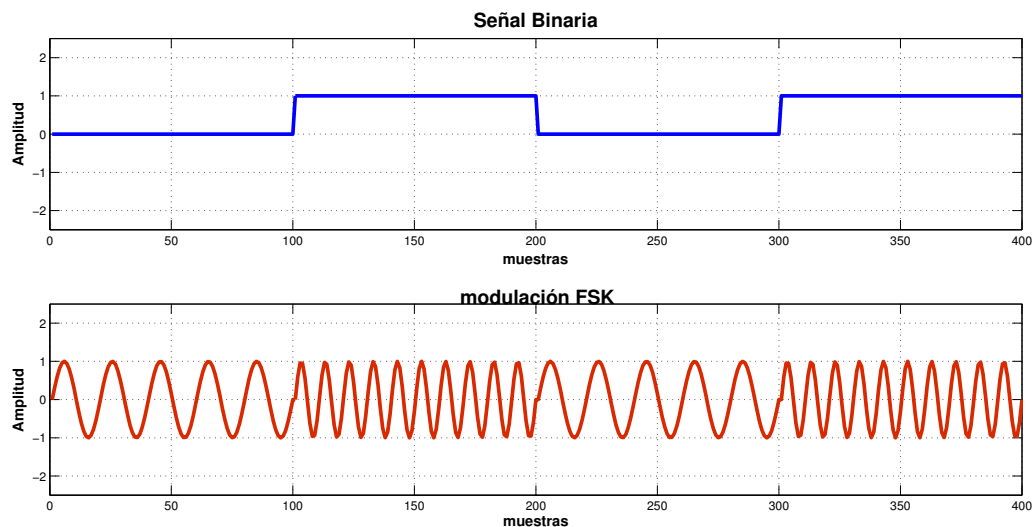


Figura 22: Modulación FSK.

La salida de un modulador FSK se relaciona con la entrada en la forma que se ve en la Figura 22, donde un 0 lógico corresponde a la frecuencia de espacio f_s , un 1 lógico corresponde a la frecuencia de marca f_m , y f_c es la frecuencia de portadora. La desviación máxima de frecuencia se denomina con

$$\Delta f = \frac{|f_m - f_s|}{2} \quad (8)$$

- Δf desviación máxima de frecuencia.
- f_m frecuencia de marca.
- f_s frecuencia de espacio.

Se puede ver en la Figura 22 consiste en dos ondas senoidales pulsadas, de frecuencia f_m y f_s . Las ondas senoidales pulsadas tienen espectros de frecuencia que son funciones $\text{sen } x/x$ (Tomasi, 2003). Por consiguiente, se puede representar el espectro de salida de una señal FSK como se ve en la Figura 23. Suponiendo que los máximos del espectro de potencia contienen la mayor parte de la energía, el ancho de banda mínimo para pasar una señal FSK se puede aproximar como sigue

$$B = |(f_s + f_b)| - |(f_m - f_b)| = (|f_s - f_m|) + 2f_b \quad (9)$$

$$B = 2\Delta f + 2f_b = 2(\Delta f + f_b) \quad (10)$$

- B ancho de banda.
- Δf desviación mínima de frecuencias máximas.
- f_s frecuencia de espacio.
- f_m frecuencia de marca.

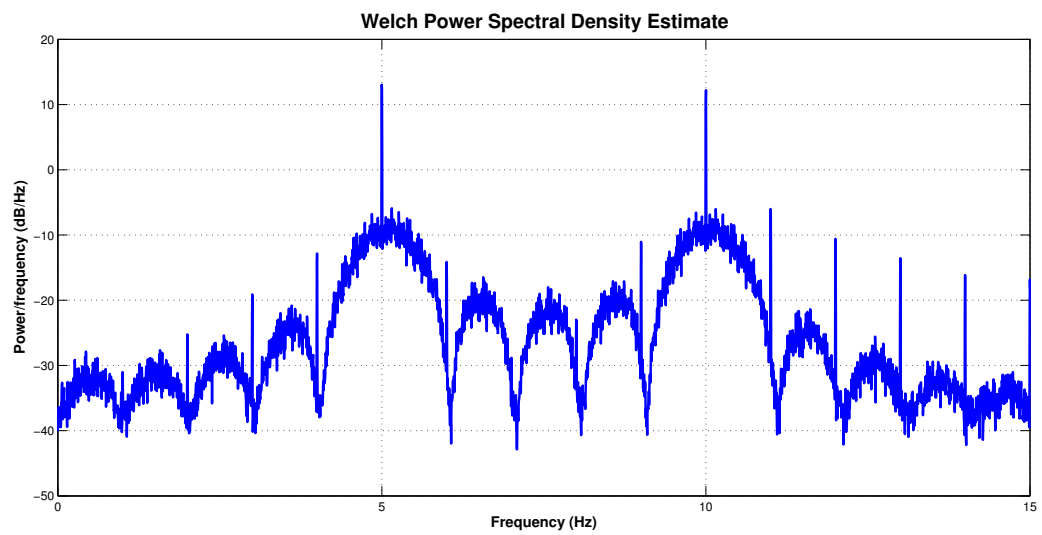


Figura 23: Densidad espectral de potencia de una modulación FSK.

Capítulo 3. **Requerimientos y decisiones del subsistema de telemetría**

En este capítulo se presenta primeramente con que limitaciones se enfrenta cualquier diseñador de satélites, especialmente en el subsistema de telemetría, al desarrollar el estándar CubeSat. Para después proponer un arquitectura junto a sus componentes que se adecuen a estos requerimientos para el correcto funcionamiento del subsistema de comunicación.

Con las especificaciones del CubeSat se está limitado en peso, volumen y potencia. Aproximadamente un tercio de la masa, volumen y potencia se designa para la carga útil. Esto hace dividir estas tres consideraciones entre todos los subsistemas.

El subsistema propuesto en esta tesis busca ser un sistema flexible, el cual no sólo sirva de plataforma de comunicación para una sola misión, si no que sea la base para futuras misiones.

Toda misión de un CubeSat (o cualquier satélite) no serviría de nada si no tiene la habilidad de comunicarse con la estación terrena (ET). Tanto el subsistema de telemetría como la ET son igual de importantes, ya que el subsistema abordo del CubeSat transmite datos e información hacia la ET y recibe comandos desde la ET.

Hay otras consideraciones que se deben de tomar en cuenta para el diseño de este tipo de susbsistemas.

- Una ventana de comunicación limitada, simulando una órbita con altura de 400 km y una inclinación de 96 grados en el software STK, se tiene una ventana de visibilidad de aproximadamente 10 minutos.
- Temperaturas que varían desde -20 hasta 40 grados Celsius (Larson y Pranke, 1999).
- El vacío en el espacio y la radiación cósmica afecta a los dispositivos electrónicos (Jacques, 2009).

- Limitado presupuesto de potencia.
- Empaquetado/desempaquetado de datos, usando protocolos de comunicación, así como la implementación de CRC para la detección de errores.
- Modulación FSK a 1200/9600 bps (siguiendo recomendaciones en el Capítulo 2) para transmisión y recepción.

3.1. Funcionalidad del Subsistema de Telemetría

Todo el subsistema de telemetría debe de garantizar tres funciones fundamentales:

- Señal de baliza (*Beacon*): Es una señal automatizada que se transmite cada determinado tiempo (configurable) para que estaciones terrenas del mundo puedan saber su ubicación. Esta señal envía información vital (limitada) de los demás subsistemas del satélite, que en caso de perder la habilidad de recibir comandos desde tierra, sigue enviando información del estado del satélite.
- Transmitir datos (codificación y modulación) de telemetría hacia la ET.
- Recibir los comandos (decodificación y demodulación) transmitidos desde la ET.

3.2. Protocolo de comunicación

El protocolo de comunicación (enlace de datos) es una parte crítica para la fiabilidad en la transmisión, este mecanismo provee un orden a la información que se desea transmitir hacia la ET, formando tramas para el control y detección de errores. La detección de errores es muy importante a la hora de implementar los protocolos de comunicación, pues con esto podemos saber si la información llegó de forma correcta. Antes sólo se utilizaban bits de paridad, los cuales detectan el error cuando un número impar de bits erróneos llegaban en un byte, pero si el número de bits erróneos es par ya no se detecta el error. Es por eso que se buscaron mecanismos matemáticos para detectar múltiples bits erróneos. El cálculo del código de redundancia cíclica (CRC) es uno de los métodos resultantes de esto, pero hay muchos más.

Como se mencionó en el capítulo 2 el uso del protocolo AX.25 es el recomendado, es globalmente usado en los usuarios de radio-aficionados por satélite y por casi todas las ET.

El uso de protocolos de comunicación es esencial a la hora de diseñar el subsistema, ya que se debe de tener en cuenta como es el funcionamiento de estos y poderlos implementar en software. A continuación se definen el protocolo AX.25 de acuerdo a las especificaciones dadas en Beech *et al.* (1998) y el CRC.

3.2.1. AX.25

El protocolo de capa de enlace AX.25 está diseñado para proporcionar el servicio antes mencionado. Este protocolo sigue, en principio, la recomendación del CCITT X.25, con la excepción de un campo de dirección extendida y la adición de la trama llamada información no numerada (UI).

Tal como se define, este protocolo funciona igual de bien en régimen de half o full-duplex en entornos de radio-aficionados. Este protocolo ha sido diseñado para funcionar igual de bien para las conexiones directas entre dos estaciones individuales o una estación individual y un controlador multipuerto.

AX.25 es un protocolo de capa de enlace de datos derivados del protocolo X.25 y diseñado para su uso por los operadores de radio aficionados. Se utiliza ampliamente en las redes de paquetes de radio aficionados.

AX.25 ocupa la primera, segunda y tercera de las capas del modelo OSI, y es responsable de la transferencia de datos (encapsulado de paquetes) entre los nodos y la detección de errores introducidos por el canal de comunicaciones.

Tradicionalmente, los radioaficionados se han conectado a las redes AX.25 a través del uso de un controlador de nodo terminal (NTC por sus siglas en ingles), que contiene un microprocesador y una implementación del protocolo en firmware. Estos dispositivos permiten que los recursos de la red accedan sólo con una terminal tonta y un transceptor. Recientemente, han aparecido implementaciones de AX.25 para las computadoras personales. Por ejemplo, el kernel de Linux incluye soporte nativo para redes AX.25.

Algunos aficionados, han argumentado que el AX.25 no se adapta bien a la operación a través de enlaces de radio ruidosos, ancho de banda limitado, citando su falta de corrección de errores (FEC) y la compresión automática de datos. Sin embargo, un sucesor viable para AX.25 todavía no ha surgido.

En las Figuras 7 y 7 se muestran los campos de los distintos tipos de trama que soporta el protocolo AX.25, los cuales son 3: tipo I (Información), tipo S (Supervisión) y tipo U (no numerada).

Una transmisión AX.25 se compone de pequeños bloques de información llamados tramas. Una trama está dividida en campos, estos campos son: bandera, direcciones, control, ID de protocolo, información, secuencia de verificación de trama (FCS) y por último, otro campo de bandera para poder distinguir entre una trama y otra.

Bandera(1 byte). Este campo se utiliza para delimitar las tramas, aparece al inicio y al fin de cada trama y tiene el valor de 7E hexadecimal o 01111110 binario.

Dirección (14 a 70 bytes). El campo de dirección de AX.25 tiene una longitud de 14 a 70 bytes, dependiendo de cuantos repetidores se requieran para llegar al destino. Si las estaciones emisoras-receptoras están en rango, sólo será necesario especificar las direcciones de las estaciones emisoras-receptoras; para esto, se requiere del uso de 7 bytes, los cuales contienen el distintivo de llamada compuesto de hasta 7 caracteres cada uno. Si una trama debe pasar por un repetidor, será agregado un subcampo adicional al final del campo de direcciones.

Control (1 byte). El campo de control es usado para identificar el tipo de trama que está siendo transmitido, por ejemplo, cuando hay una conexión en proceso el campo de control sera tipo 2.

Id de Protocolo (1 byte). Especifica el tipo de la capa de red en uso, para este caso, se usará la capa 3 del modelo OSI.

First Bit Sent				
Flag	Address	Control	FCS	Flag
01111110	112/560 Bits	8 Bits	16 Bits	01111110

Figura 24: Formato para las tramas tipo S y U (Tomado de Beech *et al.* (1998)).

First Bit Sent						
Flag	Address	Control	PID	Info.	FCS	Flag
01111110	112/560 Bits	8 Bits	8 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111110

Figura 25: Formato para la trama tipo I (Tomado de Beech *et al.* (1998)).

Información (hasta 256 bytes). El campo de información es usado para colocar la información a ser transmitida desde un punto a otro. Cualquier información que sea colocada dentro de este campo deberá pasar a través del enlace de manera transparente.

FCS (2 bytes). Se utiliza como detección de error, contiene un número de 16 bits (2 bytes) que se calcula según la Recomendación ISO 3309.

Bandera (1 byte). Es idéntica a la bandera del inicio de la trama, para indicar terminación de la trama.

3.2.2. Código de Redundancia Cíclica (CRC)

El código de redundancia cíclica (CRC) es un código de detección de errores usado frecuentemente en redes digitales y en dispositivos de almacenamiento para detectar cambios accidentales en los datos. Los bloques de datos ingresados en estos sistemas contiene un valor de verificación adjunto, basado en el residuo de una división de polinomios; el cálculo es repetido, y la acción de corrección puede tomarse en contra de los datos presuntamente corruptos en caso de que el valor de verificación no concuerde; por lo tanto se puede afirmar que este código es un tipo de función que recibe un flujo de datos de cualquier longitud como entrada y devuelve un valor de longitud fija como salida. El término suele ser usado para designar tanto a la función como a su resultado. Pueden ser usadas como suma de verificación para detectar la alteración de datos durante su transmisión o almacenamiento. Los CRC son populares porque su implementación en hardware binario es simple, son fáciles de analizar matemáticamente y son particularmen-

te efectivas para detectar errores ocasionados por ruido en los canales de transmisión. La CRC fue inventada y propuesta por Peterson y Brown (1961).

Cálculo del CRC

Para realizar un cálculo CRC, se elige un divisor. En matemáticas hablan del divisor como el "polinomio generador." simplemente el "polinomio", y es un parámetro clave de cualquier algoritmo de CRC.

Se puede elegir cualquier polinomio y generar a un algoritmo CRC. Sin embargo, algunos polinomios son mejores que otros, y por lo que es aconsejable seguir con los estándares que se muestran en la Tabla 5.

Tabla 5: Estándares para Polinomios

Protocolo	Polinomio
CRC-16	$G(x) = x^{16} + x^{15} + x^2 + 1$
CRC-CCITT	$G(x) = x^{16} + x^{12} + x^5 + 1$
CRC-32	$G(x) = x^{32} + x^{25} + x^{23} + x^{22} + x^{16} + x^{12} + x^{10} + x^8 + x^7 + x^5 + x^4 + x^2 + 1$

El grado del polinomio r es muy importante, ya que domina todo el cálculo. Típicamente, los grados de 16 o 32 se eligen de modo que se simplifique la implementación en equipos modernos. El grado de un polinomio es la posición de bit mas significativo. Por ejemplo, el grado de 10011 ($x^4 + x + 1$) es 4, no 5 que son los números de bits.

Una vez elegido un polinomio, se procede con el cálculo. Esto es simplemente una división (en modulo 2, XOR) del mensaje por el polinomio. Antes de la división se agrega al mensaje un numero de ceros dado por el grado del polinomio r . Aquí que se muestra un ejemplo:

Tabla 6: Ejemplo de CRC

mensaje original $m(x)$	1101011011
Polinomio $G(x)$	10011
mensaje después de agregar 0s $m(x)x^r$	11010110110000

Ahora simplemente se divide el mensaje aumentado entre el polinomio

$$\frac{m(x)x^r}{G(x)} = \frac{11010110110000}{10011} \quad (11)$$

De la división se obtiene un cociente, que tiramos, y un residuo, que es el CRC calculado. Con esto termina el cálculo.

Por lo general, el CRC se añade luego al mensaje y transmite el resultado $T(x)$. En este caso, el residuo fue 1110 y la transmisión sería: 11010110111110.

En el otro extremo, el receptor puede hacer una de dos cosas:

- Separa el mensaje y el CRC, calcula el CRC de la misma manera que en el transmisor y compara los dos CRC, no hay error si estos coinciden.
- Calcula toda la trama (mensaje + CRC) y verifica si el residuo es cero (no hay error).

3.2.3. Onda Continua o Continuous Wave (CW)

CW es la transmisión de mensajes a larga distancia con designación A1A, es decir, radiotelegrafía con recepción auditiva, mediante la interrupción de una onda electromagnética continua. La CW se caracteriza por ocupar un ancho de banda pequeño y por tener una alta relación señal a ruido.

La CW es un sistema binario que consiste en emitir e interrumpir la señal portadora de acuerdo al Código Morse, conformado por elementos de tiempo denominados puntos y rayas, cuya duración así como la de los espacios entre ellos, deben mantener una relación constante. El corte y la restitución de la transmisión se efectúan mediante un interruptor operado a mano o electrónicamente. Al usar un código internacional, prácticamente no existe el problema del idioma ni de la pronunciación fonética (Straw *et al.*, 1998).

La unidad base de tiempo del Código Morse es la duración de un punto. El espacio entre dos o más elementos que forman una letra, número o signo de puntuación, es

siempre un punto. El espacio entre letras es de tres puntos y el espacio entre palabras es de siete puntos.

La popularidad de la CW entre los radio-aficionados se debe principalmente al reducido ancho de banda (como máximo en bandas de HF¹ se permiten 200 Hz) que se necesita para establecer comunicación. La reducción del ancho de banda implica un mayor rendimiento de la potencia radiada, al concentrarse ésta en la señal portadora, ayudando a establecer con más facilidad contactos a larga distancia (Straw *et al.*, 1998).

3.3. Características del Radio Transceptor

Se deben de tener ciertas consideraciones a la hora de elegir que transceptor se pondrá en órbita junto con el CubeSat. Pero para poder saber que estrategia seguir a la hora de determinar este componente debemos de definir las frecuencias, el tipo de modulación, anchos de banda y condiciones en el enlace de comunicación entre otras cosas.

Una de las principales características que se busca en esta tesis es que el transceptor sea re-configurable, no estar limitados en solo una opción de velocidad, potencia o cualquier otra característica.

3.3.1. Bandas de frecuencias

El espectro es un recurso muy demandado, es por eso que está la Unión internacional de las Telecomunicaciones (*International Telecommunication Union* por sus siglas en inglés) que se encarga de coordinarlo y regularlo. La ITU divide al espectro acorde al uso y a la región geográfica (Regulations, 2008). Las frecuencias asignadas para satélites están situadas en la banda SHF², el costo es alto y el tiempo es muy largo para poder tener un permiso en esta banda.

Los CubeSat se definieron para un propósito educativo, donde el presupuesto se quiere mantener al mínimo, y el tiempo de desarrollo que sea corto. Es por esto que muchas de las misiones de CubeSat han escogido la banda de radio-aficionados.

¹Banda de frecuencia comprendida entre 2.3 MHz y 30 MHz

²Banda de frecuencia comprendida entre 3 GHz y 30 GHz

En México la institución que se encarga de regular las frecuencias es la IFETEL, en su documento (Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias) explica cuáles son los términos en el uso para los radio-aficionados:

”servicio de aficionados: Servicio de radiocomunicación que tiene por objeto la instrucción individual, la intercomunicación y los estudios técnicos, efectuado por aficionados, esto es, por personas debidamente autorizadas que se interesan en la radiotecnia con carácter exclusivamente personal y sin fines de lucro.”

”servicio de aficionados por satélite: Servicio de radiocomunicación que utiliza estaciones espaciales situadas en satélites de la Tierra para los mismos fines que el servicio de aficionados.”

5.210 5.211 5.212 5.214	Investigación espacial (espacio-Tierra)	(espacio-Tierra) 5.207 5.213	BW: 12.5 kHz	
144-146	AFICIONADOS AFICIONADOS POR SATÉLITE		144-146 AFICIONADOS AFICIONADOS POR SATÉLITE	MEX16 MEX17 MEX18
430-432 AFICIONADOS RADIOLOCALIZACIÓN	430-432 RADIOLOCALIZACIÓN Aficionados	5.271 5.272 5.273 5.274 5.275 5.276 5.277	430-440 FIJO MÓVIL Aficionados Aficionados por satélite	
432-438 AFICIONADOS RADIOLOCALIZACIÓN Exploración de la Tierra por satélite (activo) 5.279A	432-438 RADIOLOCALIZACIÓN Aficionados Exploración de la Tierra por satélite (activo) 5.279A	5.271 5.276 5.277 5.278 5.279 5.271 5.276 5.277 5.278 5.279 5.281 5.282	BW: 25 kHz	MEX16 MEX17 MEX18 MEX80
438-440 AFICIONADOS RADIOLOCALIZACIÓN	438-440 RADIOLOCALIZACIÓN Aficionados	5.271 5.273 5.274 5.275 5.276 5.277 5.283	5.279 5.282	

Figura 26: Asignación de frecuencias en México

3.4. Unidad de Proceso y Control

Hay dos estrategias a seguir para desarrollar el modulo de comunicación en cuestión de procesamiento y control de datos. Una es que la computadora de abordo (CA) se comunique directamente a los trancceptores, la segunda consiste en tener un microcontrolador en el subsistema de telemetría.

El problema de la primer propuesta es en el momento de diseñar el CubeSat los componentes entre la CA y el subsistema de telemetría deben de ser compatibles ya que se necesita configurar a los trancceptores y empaquetar los datos. Esto hace que el módulo de comunicación no sea flexible para futuras misiones, en cambio si se sigue la segunda estrategia se tiene total flexibilidad con futuras misiones ya que el microcontrolador se encargará de configurar a los trancceptores, codificar/decodificar la información y tener control de los componentes del módulo. Teniendo la CA la necesidad de comunicarse solo con el microcontrolador por un ducto de velocidad media, ya sea I²C, UART, SPI.

Teniendo en cuenta lo antes mencionado, lo que se busca esencialmente en un microcontrolador para este tipo de misiones es:

- Bajo consumo de potencia.
- Puertos suficientes, se necesita comunicar con los trancceptores (configuración y transferencia de datos), con la CA y otros componentes del subsistema.
- Empaquetar/desempaquetar protocolos de comunicación.
- Probado en el espacio.

3.5. Arquitectura Propuesta

Teniendo en cuenta las consideraciones ya mencionadas, se propone la siguiente arquitectura (Figura 27), la cual cuenta con un microcontrolador que es el que se encarga de comunicarse con la CA, y configurará (también transferir los datos) a los circuitos de transmisión y recepción. Obteniendo así un subsistema independiente.

Se ha propuesto tener los módulos de transmisión y recepción separados, ya que así se tiene una comunicación full-duplex y no se requiere de un interruptor físico o lógico para cambiar entre estados (recepción a transmisión y viceversa). La comunicación full-duplex nos ayuda a que no importa que se esté enviado el beacon continuamente, siempre se tendrá la capacidad de recibir información.

Se toma en cuenta también un amplificador de potencia en la etapa de la transmisión, pues la mayoría de los transceptores no llegan a enviar información a una potencia alta (500mW a 1W).

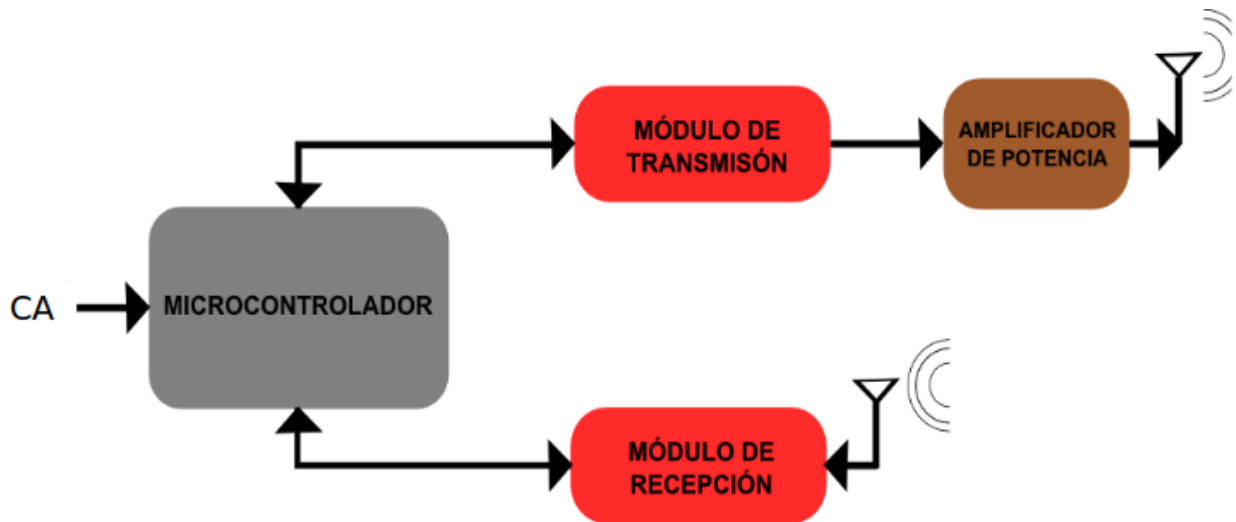


Figura 27: Arquitectura propuesta

3.5.1. Microcontrolador

En misiones de CubeSat, se han lanzado con éxito varios componentes que pueden adaptarse como el microcontrolador del subsistema. Hay desde los microcontroladores PIC del fabricante Microchip hasta procesadores ARM.

Siguiendo las especificaciones dadas en la sección 4 de este capítulo se determinó usar el microcontrolador MSP430 del fabricante Texas Instruments, el cual es uno de los que presenta menor consumo de energía en el mercado (Mahy,2009). Y que también se está utilizando dentro de un proyecto en CICESE en el cual el objetivo es el diseño completo de un CubeSat para ser lanzado próximamente.

3.5.1.1. MSP430

El MSP430 es un microcontrolador de 16 bits muy versátil, que puede realizar operaciones para 8 y 16 bits, presenta un modelo de programación fácil de aprender y un mapa de memoria que no requiere de paginación, los modos de direccionamiento que maneja permiten que se puedan usar con cualquier instrucción y en cualquier dirección de memoria. Esta familia de microcontroladores está diseñada específicamente para aplicaciones que requieran ser portátiles ya que se alimenta con 3V y tiene formas de operación de muy bajo consumo de energía (TexasInstruments, 2013).

Características del MSP430F5529

- Voltaje de alimentación en el rango de 1.8V a 3.6V.
- Bajo consumo de potencia.
 Modo Activo: 290 uA @8MHz 3.0 V.
 Modo standby: 1.9 uA.
 Modo apagado (retención de RAM): 1.1 uA.
- Despierta del modo standby en 3.5 us.
- Arquitectura RISC de 16 bits, reloj del sistema hasta 25 MHz.
- 4 Timer de 16 bit con registros de Captura/Comparación.
- Convertidor A/D 12 Bit 200 ksps, con referencia interna Muestreo y retención.
- Comparador.
- Se puede programar en PCB, no se requiere de voltajes de programación externos.
- Interrupciones.
- 2 interfaces de Comunicación serial.
 USCI-A0 y USCI-A1: ambos soportan UART y SPI.
 USCI-B0 y USCI-B1: ambos soportan I²C y SPI.

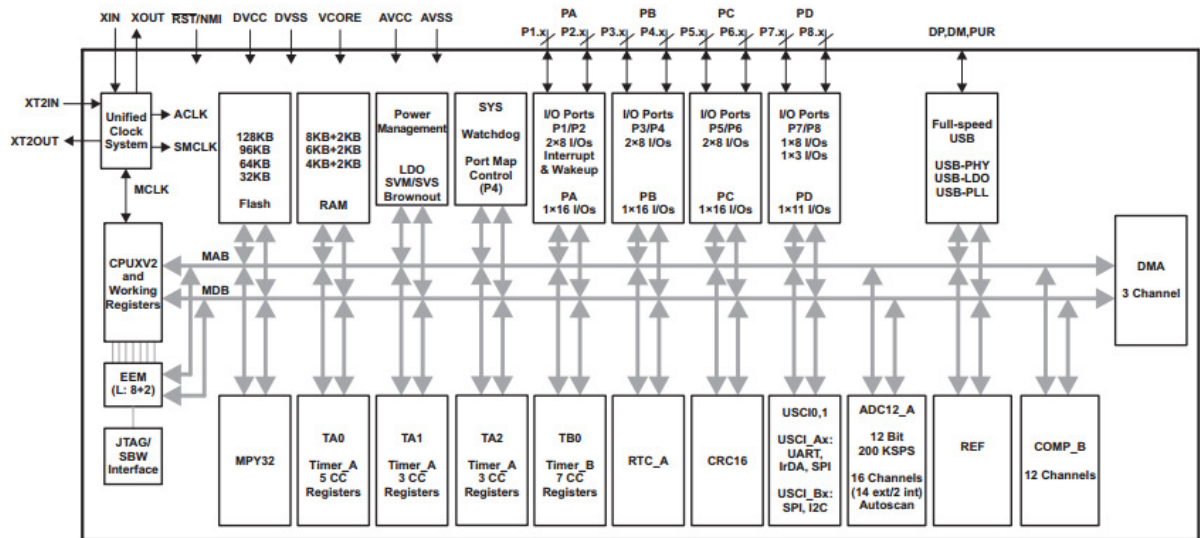


Figura 28: Diagrama de bloques MPS430F5529

3.5.2. Radio Transceptor

El radio transceptor debe de modular y demodular FSK para cumplir con el objetivo de esta tesis, pero que no se limite nada más a este tipo de modulación. El consumo de corriente se requiere que sea el mínimo, hay varios chips que se acoplan a estas y las antes mencionadas características, es por ello que se generó una tabla comparativa para poder escoger de manera adecuada los módulos de transmisión y recepción³.

³Los transceptores fueron usados en misiones con éxito de CubeSats

Tabla 7: Características de Transceptores en el mercado

	Frecuencia (Mhz)	Fabricante	Modulación	Potencia dBm	Sensibilidad dBm	Consumo Rx/Tx mA	Máxima Tasa de bit kbps	Precio USD
SX1231	290-340 424-510 862-1020	SEMTECH	FSK,GFSK,MSK GMSK,OOK	17	-120	16/95	300	3.38
ADF7021	80-650 852-950	Analogic Devices	2FSK,3FSK 4FSK,MSK	13	-130	19/23	32.8	6.64
Si4431	240-930	Silicon Labs	FSK,GFSK,OOK	13	-121	18/30	256	3.42
Si4432	240-930	Silicon Labs	FSK,GFSK,OOK	20	-121	18/85	256	3.85
Si4420	310-920	Silicon Labs	FSK	8	-109	11/21	115	3.09
Si4464	119-920	Silicon Labs	FSK,4FSK,MSK OOK	20	-126	13/75	1000	5.83
Cc1100	300-348 400-464 800-928	Texas Instruments	2FSK,GFSK, MSK	10	-111	15/28	500	5.64
Cc1120	164-192 274-320 410-480 820-960	Texas Instruments	FSK,GFSK,FSK 4GFSK,MSK OOK	16	-123	22/45	200	6.34

Como se puede ver en la tabla 7, el mejor en el factor de sensibilidad es el ADF7021, comparado con los demás, el cual según su hoja de especificaciones es de -130 dBm. El de mayor tasa de bit es un radio de Silicon Labs pero su desventaja es que el consumo de corriente es alto comparado con los de menor consumo. Aunque para el objetivo de esta tesis la velocidad es baja (1200/9600 bps). Prácticamente todos cubren las bandas de frecuencia de los radio aficionados.

El radio para el subsistema de telemetría que se escogió es el ADF7021. Se tomó en cuenta la sensibilidad (es la mejor), el segundo mejor en consumo de corriente y además es de los pocos que tienen configurable su potencia de salida. Otro punto a su favor es que es uno de los radios que ya fueron probados con éxito en misiones CubeSats y del cual se ha descargado mayor información con respecto a otros.

3.5.2.1. ADF7021

El radio a utilizar es el ADF7021 de Analog Devices, este es un transceptor de banda estrecha que puede utilizar esquemas de modulación de 2FSK/3FSK/4FSK. El rango de frecuencias operativo del ADF7021 está entre 80 MHz a 650 MHz y de 862 MHz a 950 MHz. Una gama de esquemas de modulación FSK están disponibles en el chip las cuales proporcionan al usuario flexibilidad a la hora de transmitir. Además, cuenta con un excelente rendimiento ya que tiene la más alta sensibilidad con los receptores de su clase, 6 dB mejor que su competidor mas cercano (Analog, 2013).

Características del ADF7021

- bandas de frecuencia: 80 - 950 MHz
- Esquemas de modulación: 2FSK, 3FSK, 4FSK, MSK
- Tasa de transmisión hasta 32 kbps
- Potencia de salida programable: -16 dBm a 13 dBm
- Sensibilidad de hasta -130 dBm

El radio ADF7021 cuenta con 16 registros de 32 bits cada uno para su configuración, se fijan las tasas de transmisión, potencia de transmisión, esquema de modulación, etc.

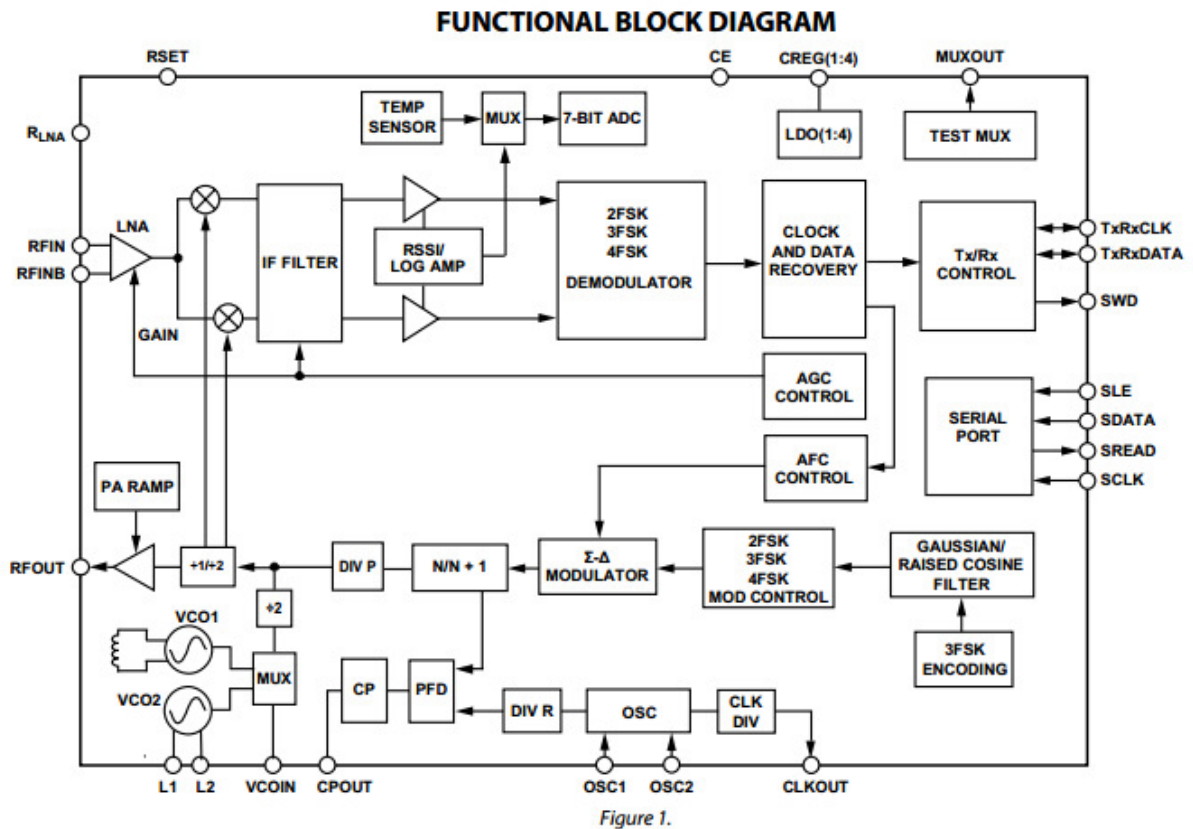


Figura 29: Diagrama de bloques ADF

Básicamente estamos dentro de un sistema de Radio Definido por Software. Para poder configurar estos parámetros dentro del radio tenemos que comunicarlo con el microcontrolador MSP430. Ya que este microcontrolador es el encargado de programar al radio para su correcto funcionamiento, además, es el encargado de suministrarle los datos a transmitir y recibir los datos que llegue al radio.

3.5.3. Amplificador de potencia

Como se muestra en las características del ADF7021, este no es posible de transmitir una señal modulada en FSK a una potencia de mínimo 27 dBm (500 mW), con esta potencia se alcanza un buen nivel de energía en la parte de recepción (Capítulo 2). Es por eso que se vio en la necesidad agregar un amplificador de potencia.

Se busca un amplificador que tenga la capacidad de aumentar la señal de salida del transceptor a 30 dBm (1 W). Hay aspectos como la eficiencia del amplificador, la cual es un parámetro para saber cuanto porcentaje de la potencia total consumida esta siendo

utilizada para amplificar, y consumo de energía que se deben de tomar en cuenta para la decisión final. De igual manera que se hizo con el ADF7021, se hizo una tabla comparativa de los mejores amplificadores para misiones de CubeSat⁴.

Tabla 8: Características de amplificadores en el mercado

	Frecuencia (Mhz)	Eficiencia %	Potencia dBm	Alimentación V
RF6886	100 - 1000	>50	34.5	3.3
AWT6388	banda de 430	38	29.5	3.4
RF2117	400 - 500	43	33	3-5.5
RF5110G	150 - 960	45	32	2.8-3.6

Se puede determinar de la Tabla 8 que el de mayor eficiencia es el RF6886 por encima del 50 %, este factor es determinante para la toma de la decisión ya que tiene relación directa con el consumo de energía. Se distinguen dos amplificadores (RF6886 y RF5110G) que cuentan con una amplia banda de frecuencias, esto también es importante para futuras modificaciones (cambios en frecuencia de transmisión) del subsistema. Son estos factores los que determinaron el uso del amplificador RF6886.

3.5.3.1. RF6886

El RF6886 es un amplificador lineal, de alta potencia y con alta eficiencia diseñado para trabajar en la etapa final de aplicaciones de transmisión. Permite su uso para la banda de frecuencias desde 100 MHz hasta 1000 MHz (Power, 2006).

- bandas de frecuencia: 100 - 1000 MHz
- Alimentación 3.6 V.
- >50 % de eficiencia.
- 34.5 dBm potencia de salida.

⁴Amplificadores usados en casos de éxito en CubeSats

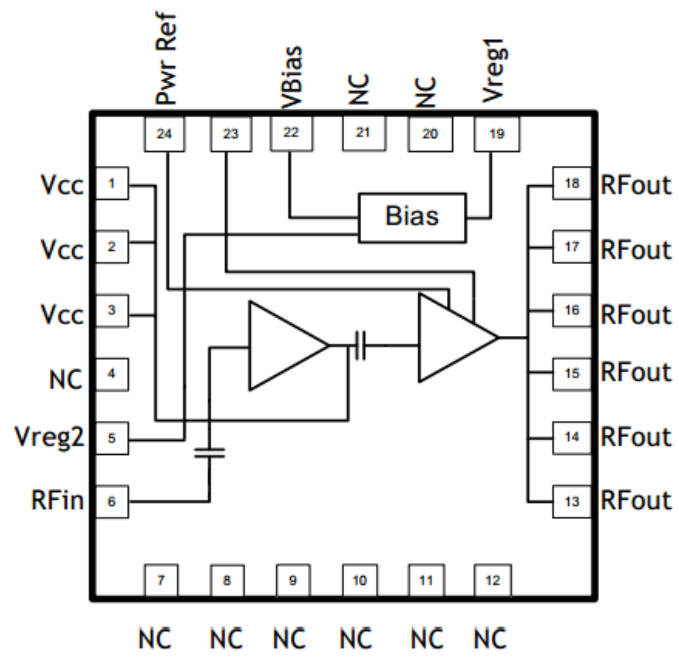


Figura 30: Descripción de pines y diagrama de bloques del RF6886

Capítulo 4. Diseño y Evaluación

Los componentes seleccionados son los adecuados para la aplicación de esta tesis, con lo cual se propone la arquitectura final que se muestra en la Figura 31, más sin embargo un punto importante es evaluar los componentes elegidos caracterizándolos y validando su funcionamiento.

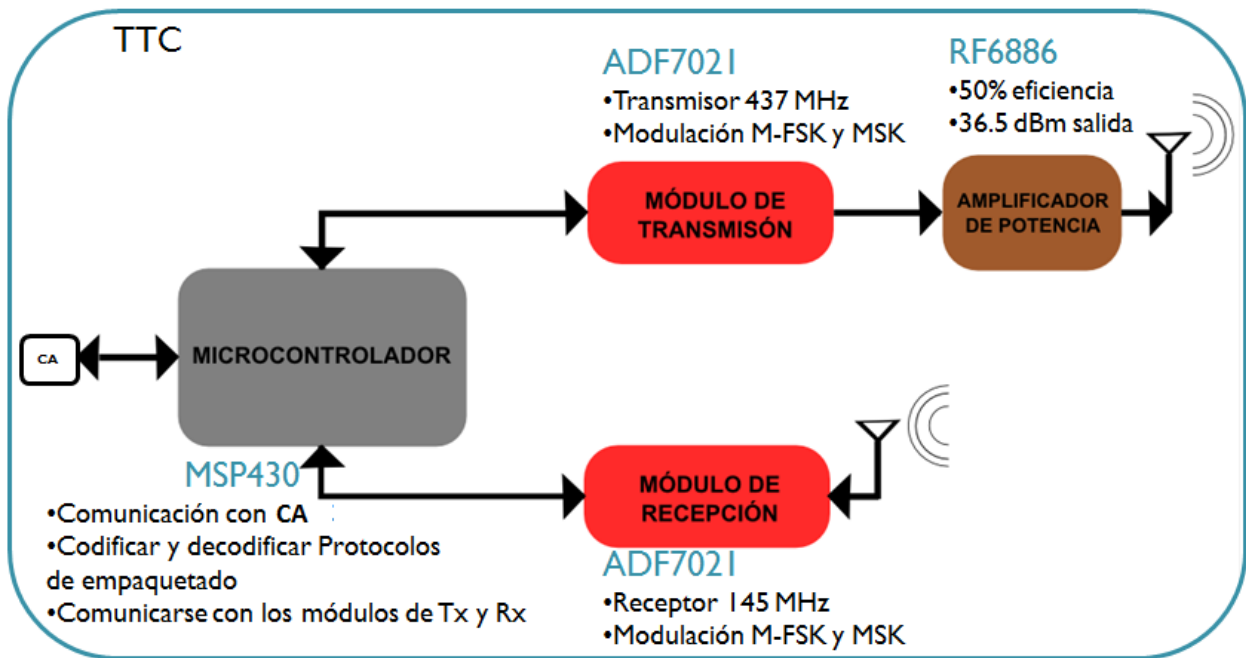


Figura 31: Arquitectura final

Todos estos elementos fueron propuestos para el objetivo de esta tesis, pero sin dejar de lado la flexibilidad para futuras misiones. Cabe mencionar que esta arquitectura no ha sido utilizada en ninguna misión de CubeSat.

4.1. MSP430

Como ya se vio en el Capítulo 3, el MSP430 tiene las prestaciones suficientes para poder trabajar de manera correcta en el subsistema de telemetría, es el encargado de configurar a los circuitos de transmisión y recepción y de comunicarse con la CA.

Se busca usar el menor numero de entradas/salidas del microcontrolador, es por esto que se usan mismas líneas de configuración para ambos transceptores (Figura 32). Esto se hace con la ayuda de la línea CE (Chip Enable por sus siglas en ingles) de cada radio, la cual dependiendo de su estado (bajo o alto) configuramos uno u otro radio.

Para la transferencia de datos a transmitir o recibir, se tiene la posibilidad de usar los estándares UART o SPI. Siguiendo con los requerimientos de que el subsistema sea flexible para futuras especificaciones se decidió usar el estándar SPI ya que la comunicación UART sólo está disponible para la modulación FSK.

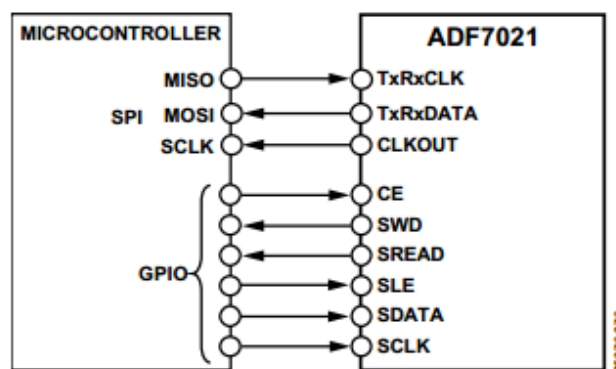
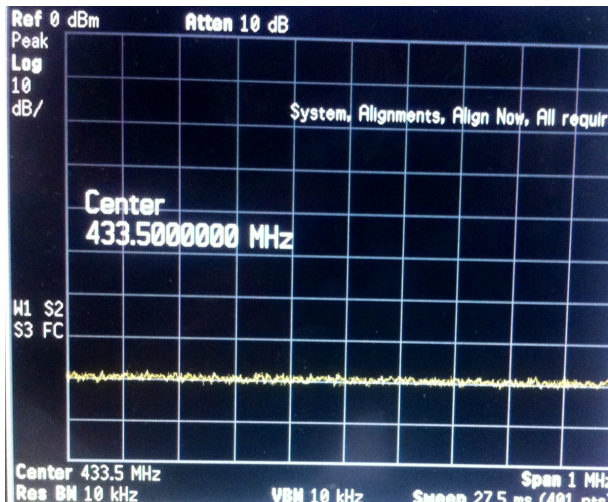


Figura 32: Interfaz con microcontrolador

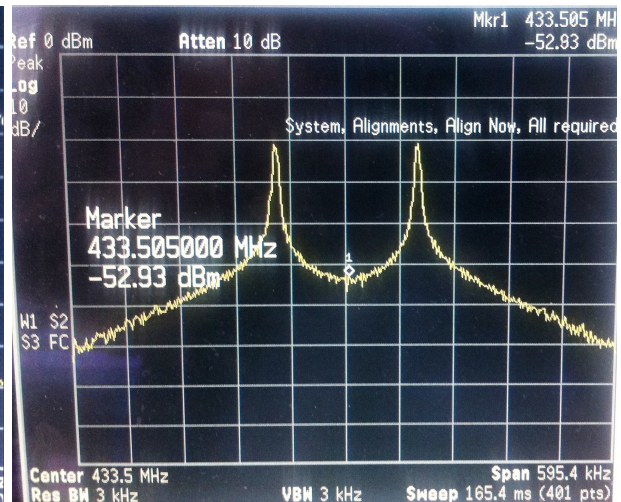
Para comprobar el buen funcionamiento del MSP430, se generó un algoritmo para configurar, enviar/recibir información desde/hacia los transceptores. Se utilizó un analizador de espectro para observar la salida de los módulos.

En la Figura 33 se comprueba la correcta configuración de los transceptores mediante el microcontrolador, se distingue el momento antes de la configuración y el momento en que se configura al radio. Se observa un espectro de una transmisión FSK con su frecuencia de espacio y de marca bien definidas.

El ADF7021 es capaz de transferir información como el RSSI (Received Signal Strength Indicator por sus siglas en ingles), voltaje de la batería y sensor de temperatura hacia el microcontrolador. Obteniendo estos datos se verifica que esta bien establecido el enlace de comunicación entre los transceptores y el microcontrolador.



(a) Espectro de la señal de salida del ADF7021



(b) Espectro de la señal de salida del ADF7021

Figura 33: El antes y el después de la configuración del ADF7021

4.2. ADF7021

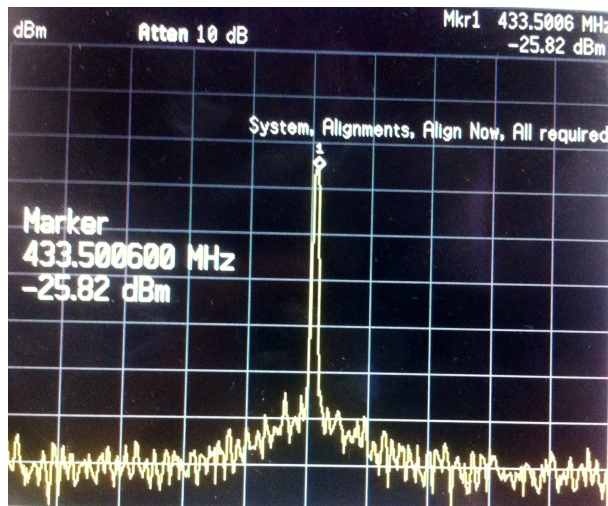
Para validar al ADF7021 debemos de considerar ciertos parámetros para tener seguridad de que funcionará para el módulo de comunicaciones. Los puntos a caracterizar son:

- Caracterización del espectro en la salida (banda de 430 MHz).
- Consumo de energía.
- Transmitir y recibir una señal FSK a 1200/9600 bps.

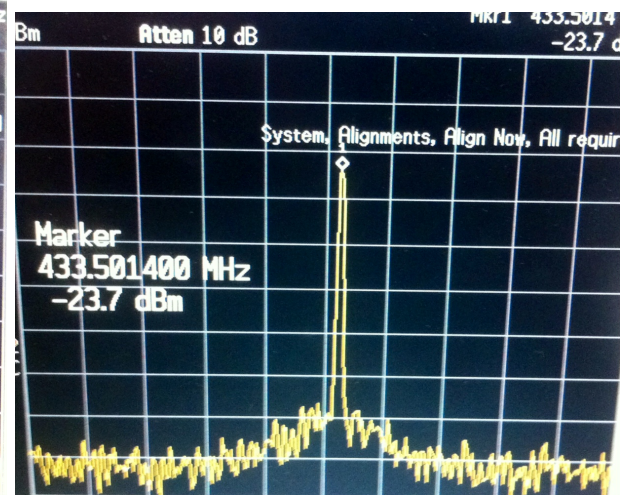
4.2.1. Caracterización del espectro

Para comprobar que la salida del transceptor es la misma con lo configurado en sus registros internos se examinó el espectro de su salida mediante un analizador de espectro.

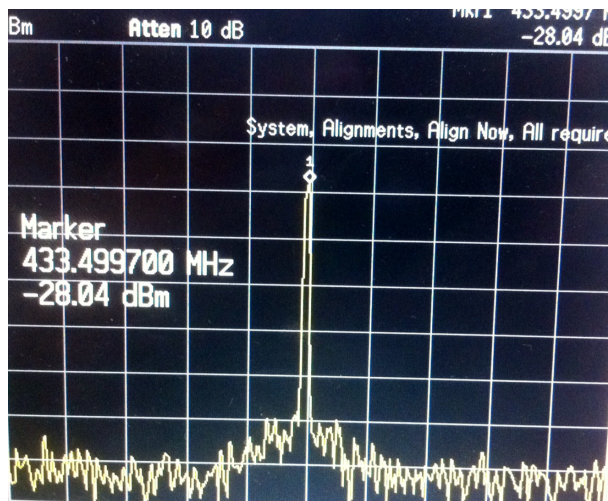
Se configuró al transceptor para que transmitiera una señal modulada en FSK a 1200 bps con una frecuencia central de 433.5 MHz ($f_m = f_c + 900\text{Hz}$ y $f_s = f_c + 900\text{Hz}$). Estos parámetros se programan de manera sencilla de acuerdo con unas operaciones definidas en la hoja de datos del ADF7021.



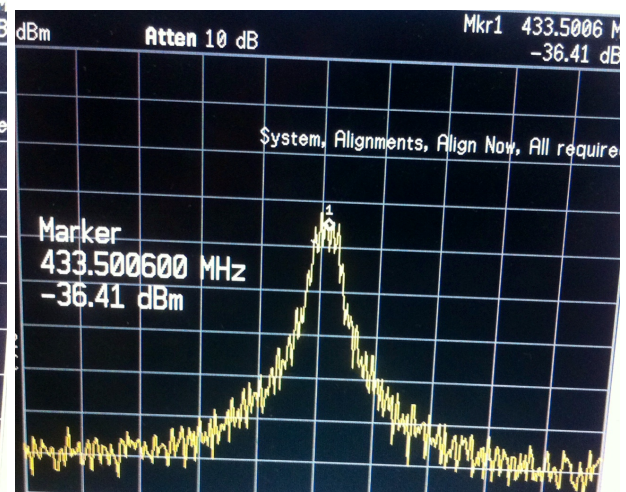
(a) Espectro de la señal portadora.



(b) Espectro para la frecuencia de espacio.



(c) Espectro para la frecuencia de marca.



(d) Espectro de una transmisión FSK.

Figura 34: Ejemplos de la salida del ADF7021 para una modulación FSK a 1200 bps.

No obstante depende de las condiciones con la que se hace la prueba, por ejemplo el cristal de cuarzo que se usa para generar las frecuencias no es exacto ni estable. Se puede observar en la Figura 34 que la frecuencia de la señal portadora no está exactamente a los 433.5 MHz, se distingue un corrimiento de aproximadamente de 600 Hz.

Las frecuencias de marca y espacio están bien definidas a 900 Hz de separación de la frecuencia central. Este hecho es muy importante que sea lo más preciso posible ya que es un factor determinante en la etapa de la demodulación.

Estas pruebas se hicieron con diferentes valores en las velocidades de transmisión, frecuencias de portadora y frecuencias de tonos con resultados positivos.

4.2.2. Consumo de energía

Una de las principales características que se busca en las aplicaciones satelitales y particularmente en los CubeSats es la de utilizar dispositivos que tengan muy bajo consumo de energía. En esta etapa se utilizó el amplificador de potencia interno del ADF7021 para observar que tanta corriente demanda durante la transmisión, el cual tiene un rango de potencia de salida desde -16 dBm hasta 13 dBm.

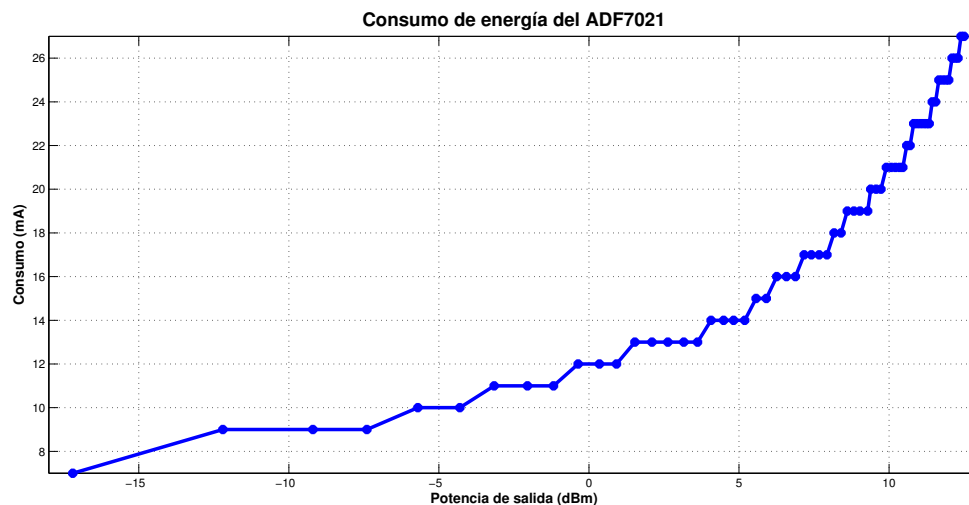


Figura 35: Consumo de energía del ADF7021

En la Figura 35 se muestra el consumo de corriente del ADF7021 para sus diferentes potencias de transmisión (63 pasos entre -16 dBm y 13 dBm). Se comprueba que su consumo de energía es bajo en comparación a los demás circuitos que se mostraron en la Tabla 7.

Mas adelante cuando se caracterice al amplificador de potencia se tomará la decisión de escoger que potencia de salida del ADF7021 es la correcta para el diseño final de acuerdo a los requerimientos del subsistema.

4.2.3. Transmitir y recibir una señal FSK a 1200/9600 bps

Finalmente para validar el correcto funcionamiento del ADF7021, la información que este transmite debe de poderse demodular por cualquier receptor con capacidad de demodular señales FSK, y tambien que el ADF7021 demodule de manera correcta una señal FSK.

4.2.3.1. Transmisión

Se utilizó el analizador de señales modelo CXA N9000A de la marca Agilent, el cual contiene el software VSA 89600 para la demodulación digital, en la Figura 36 se muestra el esquema de prueba.

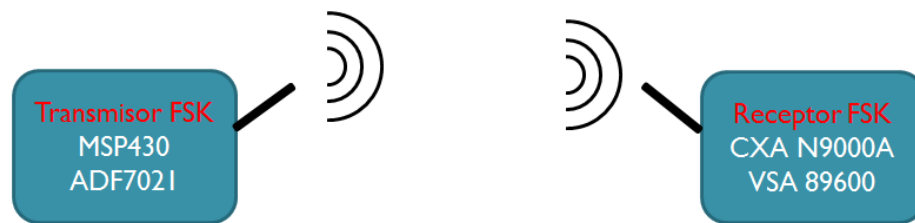


Figura 36: Esquema de prueba para el ADF7021

En la Figura 37 se muestra la correcta demodulación de la señal transmitida por el ADF7021. Se distingue en la parte izquierda la constelación de los dos símbolos de la modulación FSK y en la parte derecha los datos binarios demodulados. Los primeros 24 bits (los que resaltan con fondo blanco) se transmitieron al principio de la trama para la facilidad de distinguir los datos binarios y corroborar que la información sea la correcta.

4.2.3.2. Recepción

Gracias a la verificación en el punto anterior de poder transmitir señales FSK se podrá constatar la correcta demodulación del ADF7021. En este punto se utilizarán dos transceptores, uno para transmitir y otro para recibir.

Para comprobar los datos demodulados se analizará la información que lee el MSP430 en el puerto SPI.

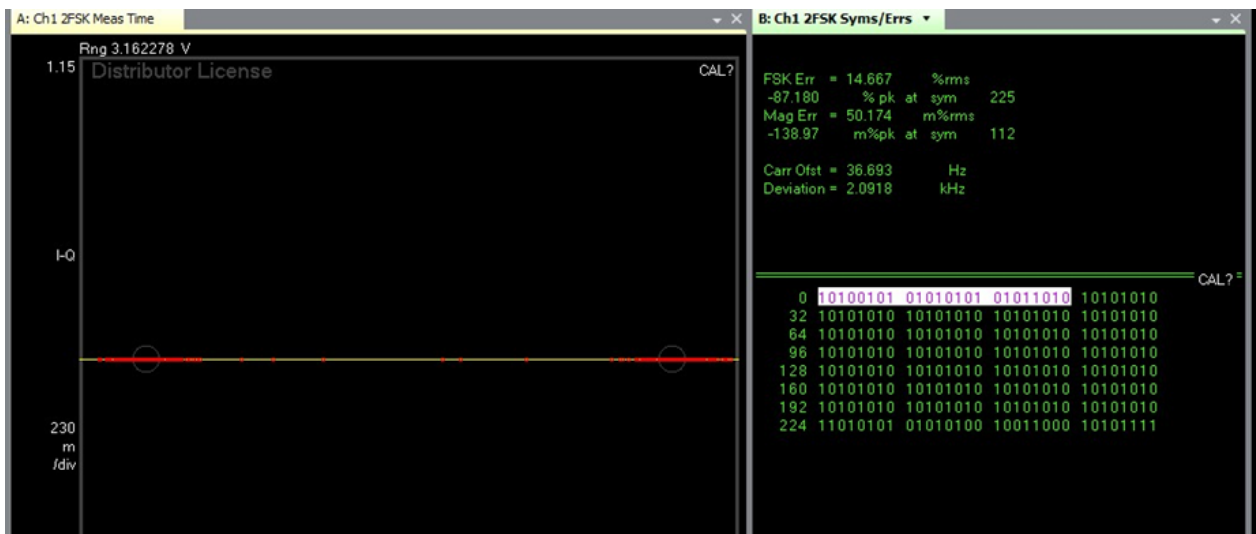


Figura 37: Demosulación FSK con el software VSA 89600

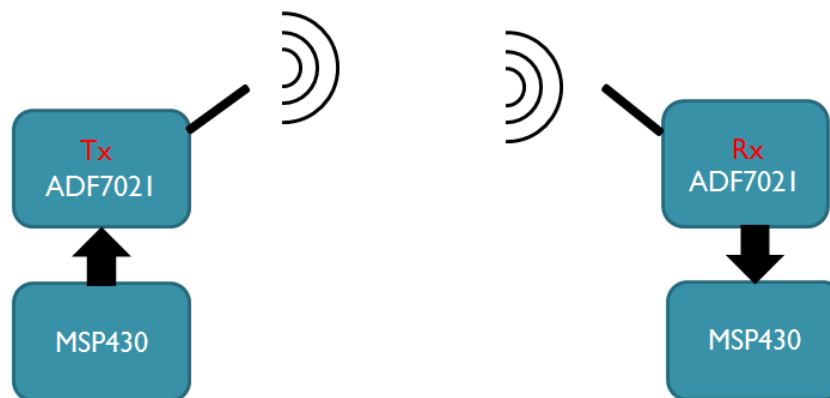


Figura 38: Esquema de prueba para recepción FSK

Algoritmo de sincronización

En esta etapa se encuentra uno de los principales problemas para cumplir el objetivo de esta tesis. El MSP430 recibe la información que demodula el ADF7021, la gran mayoría de ocasiones los datos llegan desfasados, esto se debe al hecho de que el ADF7021 en la etapa de demodulación siempre está transfiriendo información binaria hacia el microcontrolador, esto lo hace aunque no haya señal a demodular.

El presente problema se distingue mejor en la Figura 39. Se observa que se transmitió la información digital "0xA3 0x73", y en el momento de la recepción en el MSP430 se observa que los datos leídos son "0x05 0x1B 0x98" los cuales son completamente diferentes a los originales, haciendo incomprensible la información transmitida.

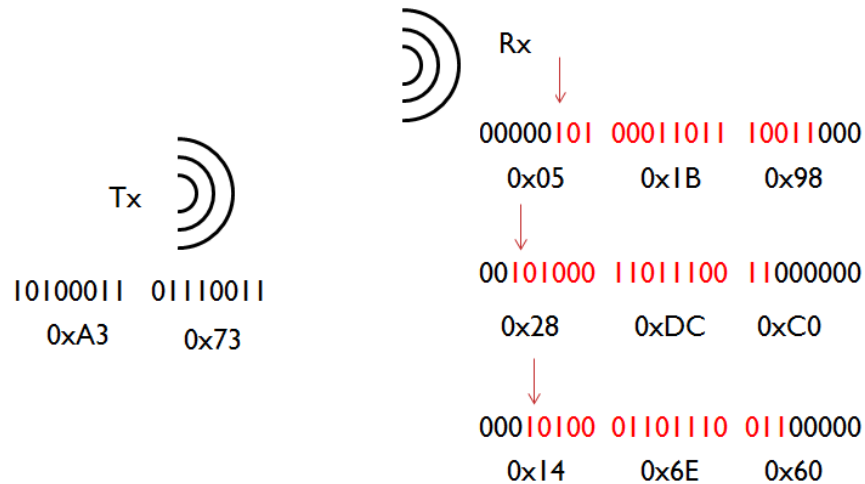


Figura 39: Problema a la hora de la recepción

Este tipo de problema esta sujeta a toda comunicación digital inalámbrica como por ejemplo WiFi, bluetooth, etc.

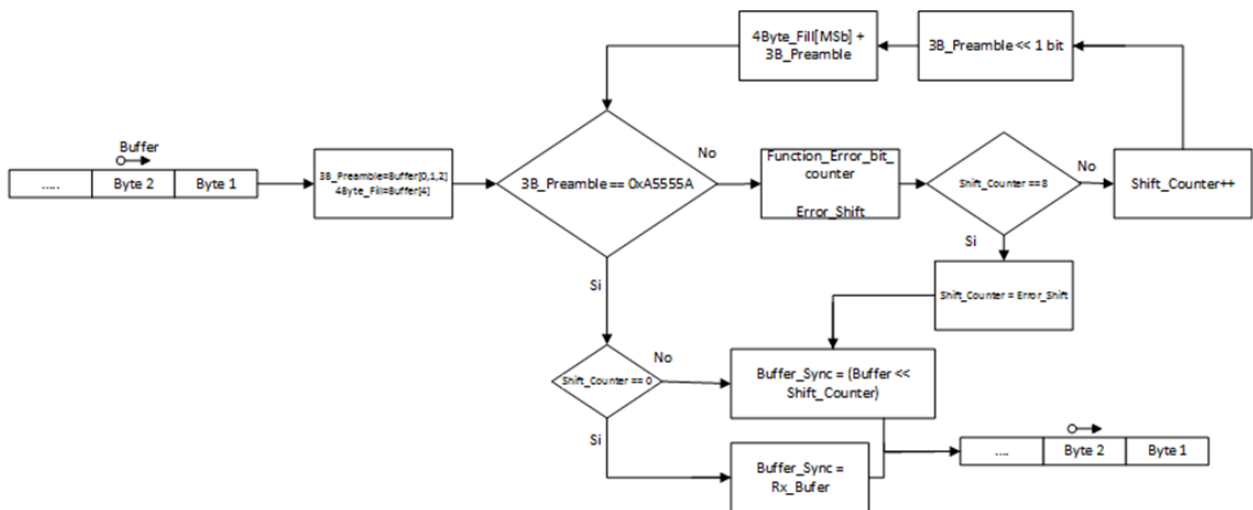


Figura 40: Diagrama a bloques del algoritmo de sincronización

Para solucionar este problema se optó por agregar una secuencia de sincronía al inicio de cada trama (sincronismo de trama), esta secuencia es "0xA5 0x55 0x5A". Teniendo en cuenta el sincronismo de trama en la transmisión, es necesario implementar un algoritmo (Figura 40) capaz de buscar la secuencia de sincronía y hacer comprensible la información recibida.

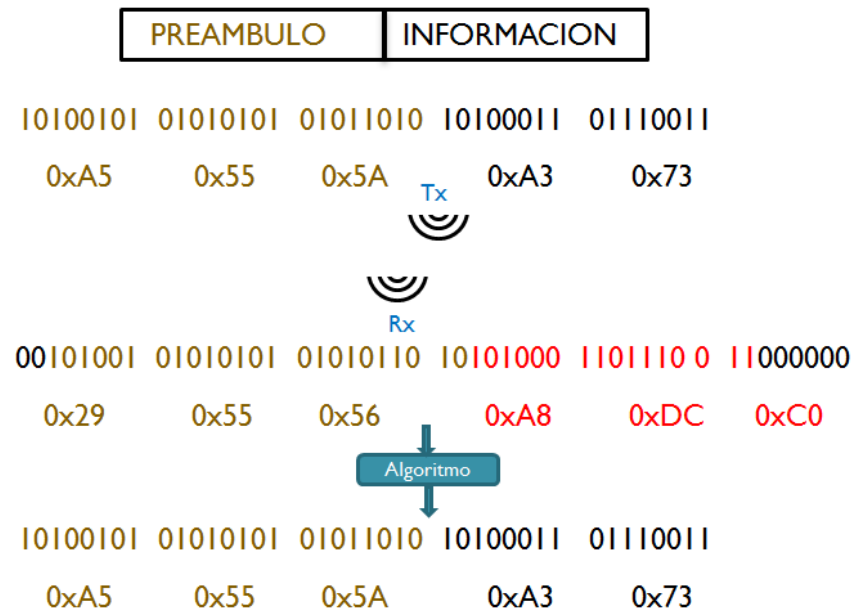


Figura 41: Problema resuelto con el algoritmo de sincronización

En la Figura 41 se puede observar el correcto funcionamiento del algoritmo. Para corroborar este algoritmo se transmitieron 50,000 tramas de 10 bytes (incluyendo la secuencia de sincronía) a una distancia de 20 cm.

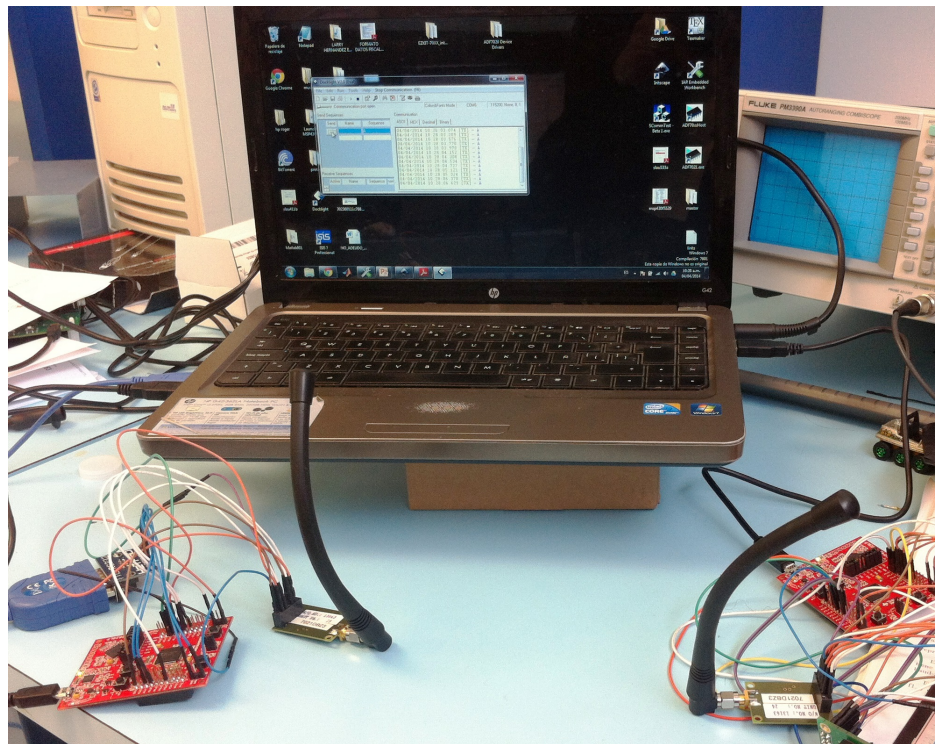


Figura 42: Prueba de validación del algoritmo de sincronización

Al terminar la prueba se comprobó que no hubo ninguna trama sin decodificar, siempre se localizó a la secuencia de sincronía y la demás información.

4.3. RF6886

En el punto 4.2.2 de este capítulo se observó que el consumo de energía del transceptor cambia dependiendo de la potencia de transmisión que se le configura. Se necesitan por lo menos 500 mW (27 dBm) de potencia de transmisión de acuerdo al presupuesto de enlace visto en el Capítulo 2.

Para validar el correcto funcionamiento del RF6886 debemos de verificar 3 puntos particularmente:

- Consumo de energía.
- Ganancia.
- Relación entre potencia de entrada y salida.

El diagrama que se usó para la caracterización del RF6886 se muestra en la Figura 43.

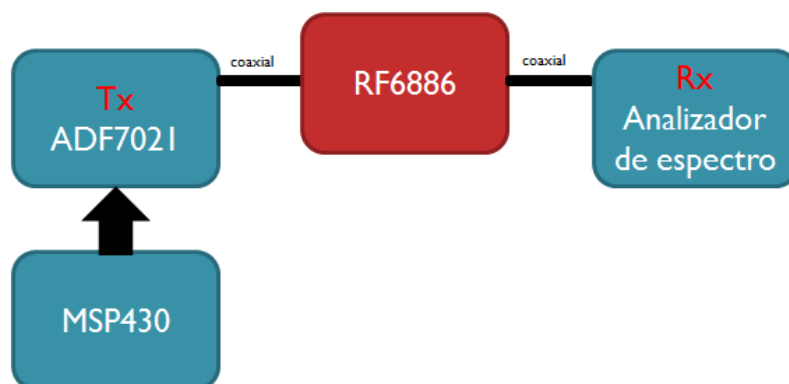
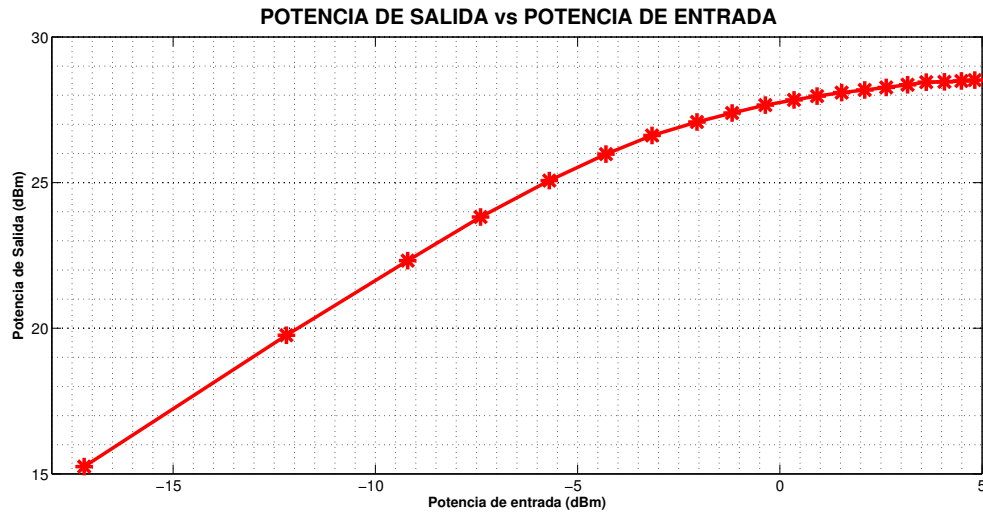


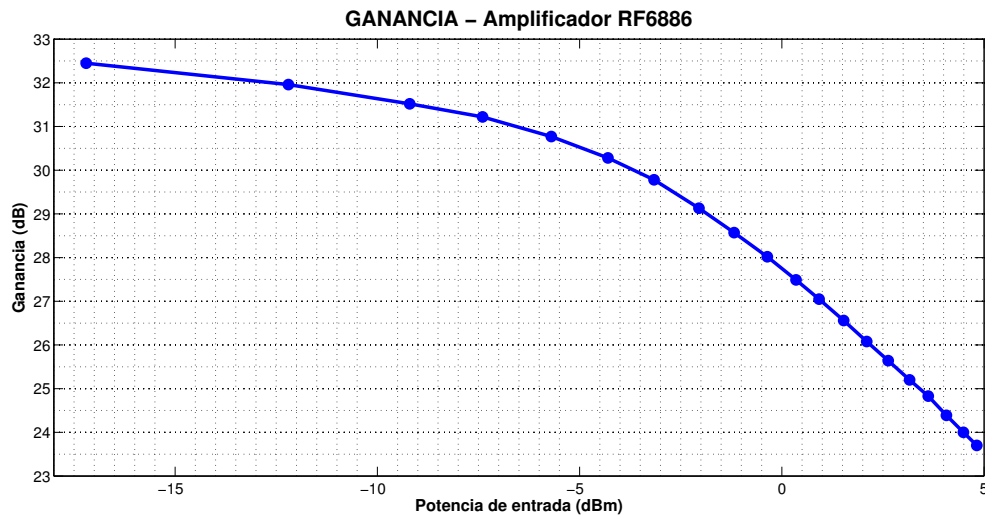
Figura 43: Esquema de prueba para el RF6886

4.3.1. Relación entre potencia de entrada y salida

Esta caracterización del amplificador nos ayuda a analizar la zona lineal del RF6886 y así poder definir un punto de operación con el cual se cumpla con los requerimientos del sistema.



(a) Relación entre potencia de entrada y salida del RF6886



(b) Ganancia del RF6886.

Figura 44: Curvas características del amplificador RF6886.

Se observa de la Figura 44 que la salida del amplificador se empieza a saturar en los 28 dBm esto es con una entrada de 3 dBm. Por lo que las potencias de salida del ADF7021 que faltan (hasta 13 dBm) no se tomaron en cuenta ya que se estaría trabajando en la zona de saturación y aparte la ganancia se ve muy degradada, por lo tanto no se

tendría un correcto funcionamiento del amplificador.

Se definió tener una potencia de salida del ADF7021 de 0 dBm para que el RF6886 con una ganancia de 27 dB obtenga a la salida una potencia de 27 dBm, que son 500 mW con los cuales se hicieron los cálculos para el presupuesto de enlace. Originalmente se buscó tener en la salida del subsistema una potencia de 30 dBm (1 W) pero analizando el funcionamiento del RF6886 esto no es posible.

4.3.2. Consumo de energía

Como ya se ha mencionado el consumo de energía es un punto muy importante de conocer ya que con el estándar CubeSat se tiene limitada la energía que se puede consumir.

El amplificador de potencia naturalmente es el componente que consume mayor energía en el subsistema de telemetría. Hay que saber como se comporta en conjunto con el ADF7021. Es por eso que se utiliza la salida del transceptor y se le conectó a la entrada del amplificador.

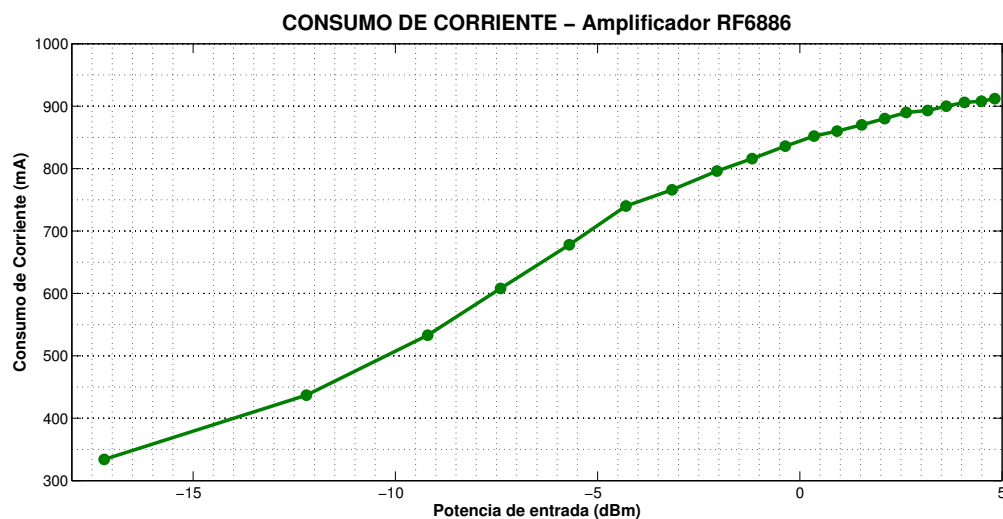


Figura 45: Consumo de energía del RF6886

Se observa en la Figura 45 que el consumo de energía es de casi un Ampere con una potencia entrada en el amplificador de 1 dBm. Este consumo de energía es el que nos interesa analizar ya que es con la potencia donde no se tiene saturación.

4.4. Prototipo en tarjeta de circuito impreso (PCB)

Validados todos los componentes del subsistema de telemetría. Primero definimos la arquitectura de interconexión final que se muestra en la figura siguiente:

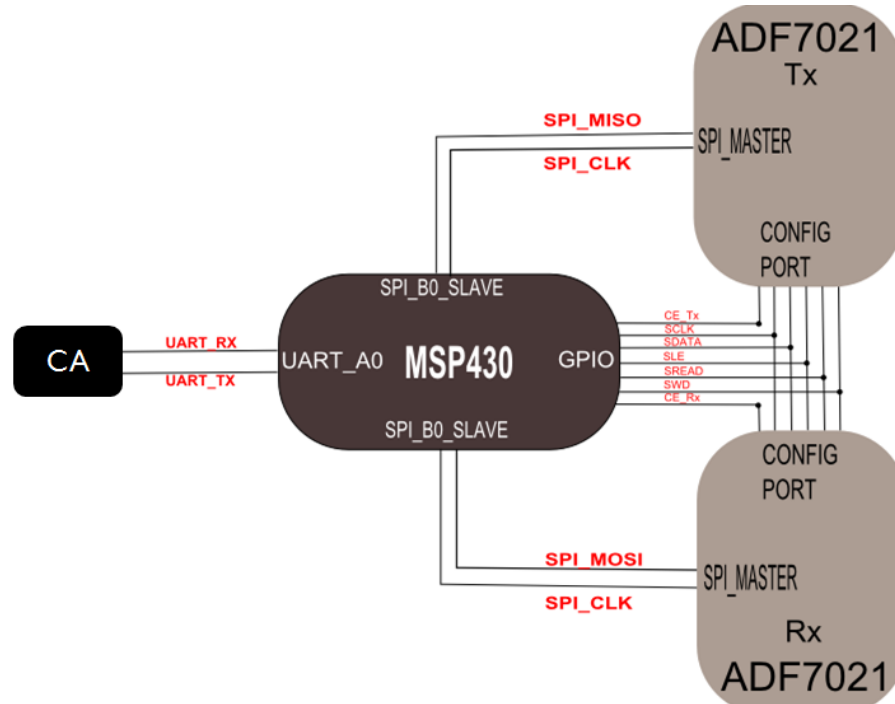


Figura 46: Esquema final para la interconexión entre componentes del subsistema

Con la ayuda del software libre Kicad se diseñó un PCB (*Printed Circuit Board* por sus siglas en inglés) en el cual se plasma la arquitectura propuesta en esta tesis para su futura prueba de campo. Cabe mencionar que para el diseño de esta tesis se tomaron las tarjetas de evaluación del transceptor, amplificador y el microcontrolador.

Se diseñó el PCB de tal manera que se adapte al estándar CubeSat, esto es que debe de entrar en un cubo de 10 cm de lado.

Se nota en las Figura 47 y 48 que el PCB que se diseñó es de 2 caras para así aprovechar al máximo toda el área de la tarjeta y separar lo más posible el amplificador de los demás componentes, ya que es el que mayor calor genera por su consumo de energía.

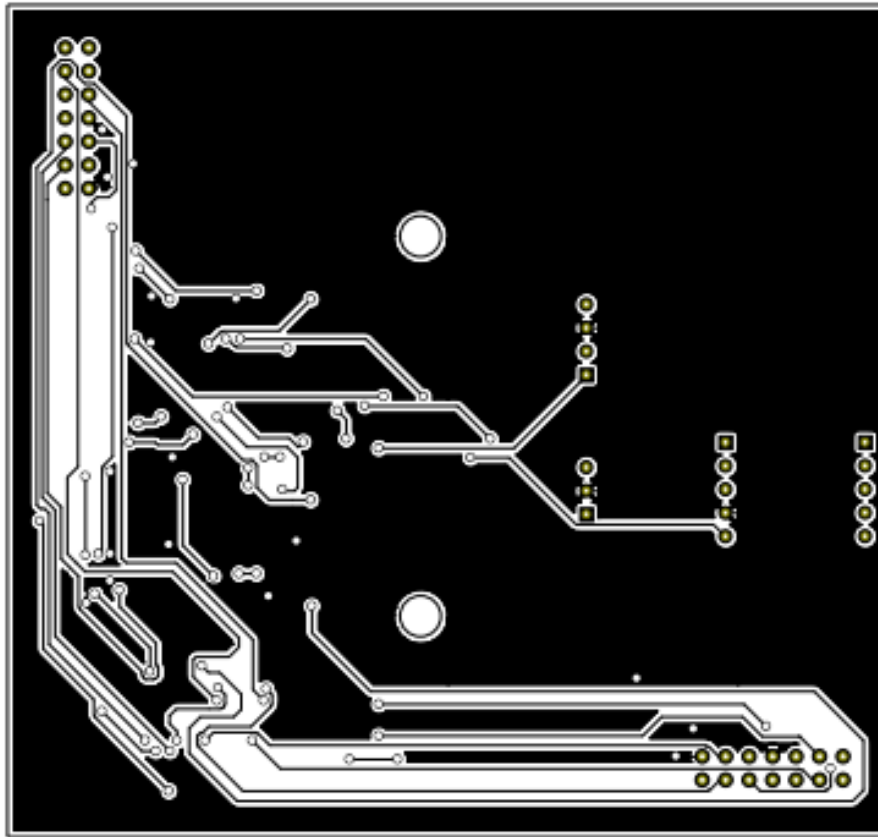


Figura 47: PCB de la cara inferior.

4.5. Evaluación

En esta sección se evalúa al subsistema de telemetría propuesto en esta tesis. Se hará un prueba de campo y se buscara analizar la tasa de bit erroneo o BER (*Bit Error Rate* por sus siglas en ingles).

Para evaluar al subsistema de telemetría es necesario poder demodular señales FSK en la ET. Como el radio de la ET no cuenta con un demodulador digital incluido es necesario implementar un demodulador digital para FSK en la ET. Con las partes ya descritas de la ET en el Capítulo 2 (ICOM 9100, antenas tipo yagui) se propone la siguiente arquitectura para la demodulación.

Como se muestra en la Figura 49, la señal de audio se tomará por medio de la tarjeta de sonido de la computadora y a partir de ahí se hará un procesamiento digital bajo la plataforma Matlab.

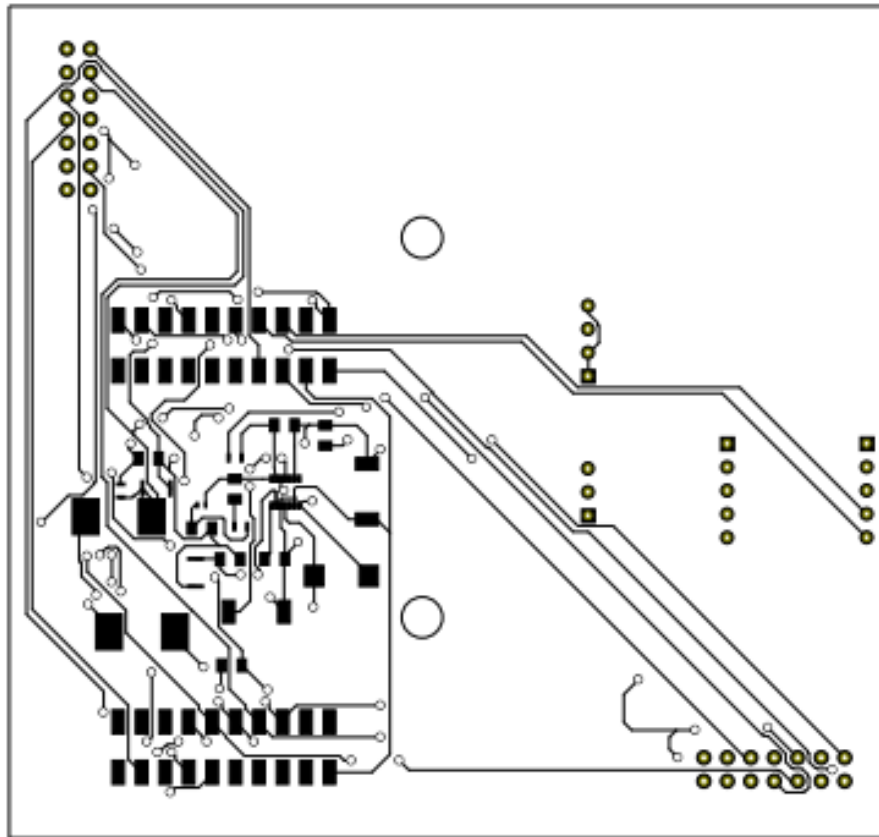


Figura 48: PCB de la cara superior.

Para el procesamiento de la señal bajo Matlab se utilizaron varios métodos de demodulación, desde el proceso de filtrar la señal con dos filtros pasa banda (uno para cada tono de la señal FSK) y después un filtro pasa bajas para comparar la señal y declarar un símbolo ganador, este método no es eficiente para implementarlo en software en un microcontrolador (Seguine,2014). Otro método que se utilizó pero que no se obtuvieron resultados positivos fue el uso del algoritmo de Goertzel; el cual consiste en evaluar la DFT (*Discrete Fourier Transform* por su siglas en inglés) para las frecuencias de interés (frecuencia de marca y frecuencia de espacio) en una ventana de la señal a demodular. Esta ventana se va recorriendo en toda la señal FSK, obteniendo las amplitudes de las frecuencias y así poder determinar a un símbolo ganador. Al final se decidió por el método descrito en Seguine (2006) de detección de una señal FSK mediante correlación. A continuación se explica este método.

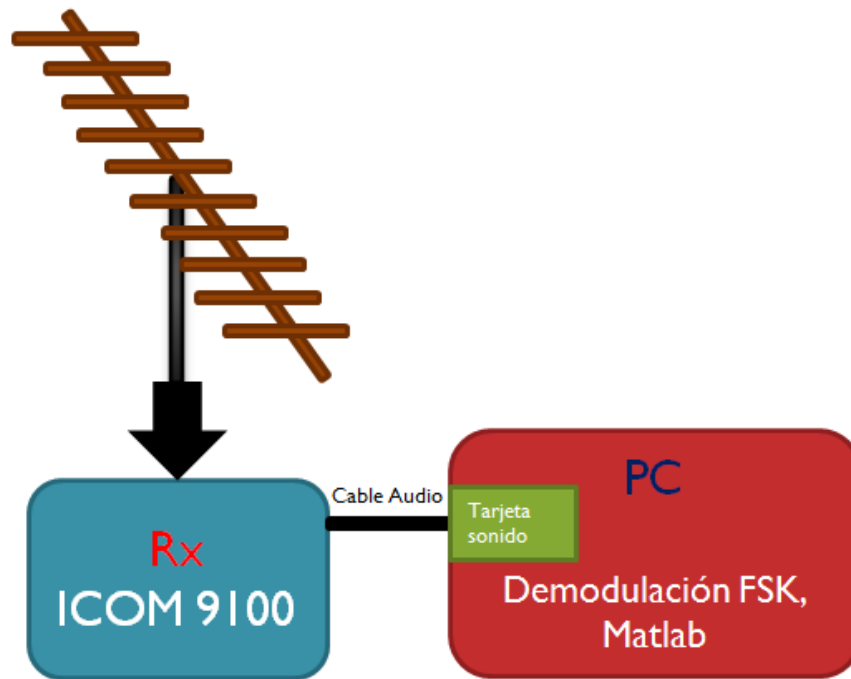


Figura 49: Esquema de prueba para demodulación

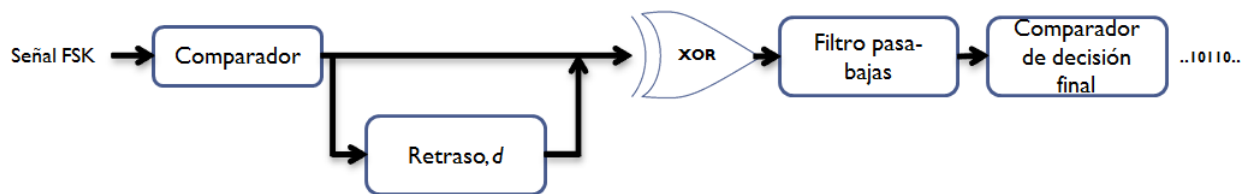


Figura 50: Diagrama a bloques para la demodulación

Primeramente se tiene que definir las características de la señal a demodular. La tarjeta de sonido utiliza una frecuencia de muestreo de 48 KHz, para la tasa de bit de 1200 bps se tienen 40 muestras por bit y para la tasa de bit de 9600 se tienen 5 muestras por bit.

Como se observa en la Figura 50 primero hay una etapa de comparador de nivel con la señal FSK, la salida del comparador generará una señal cuadrada con la misma frecuencia de la señal original, simplemente se define un nivel de comparación (en este caso el promedio de la señal) para que los valores encima de este nivel toman el valor de uno y los que están por debajo toman el valor de cero. Esto se ve más claro en la Figura 51.

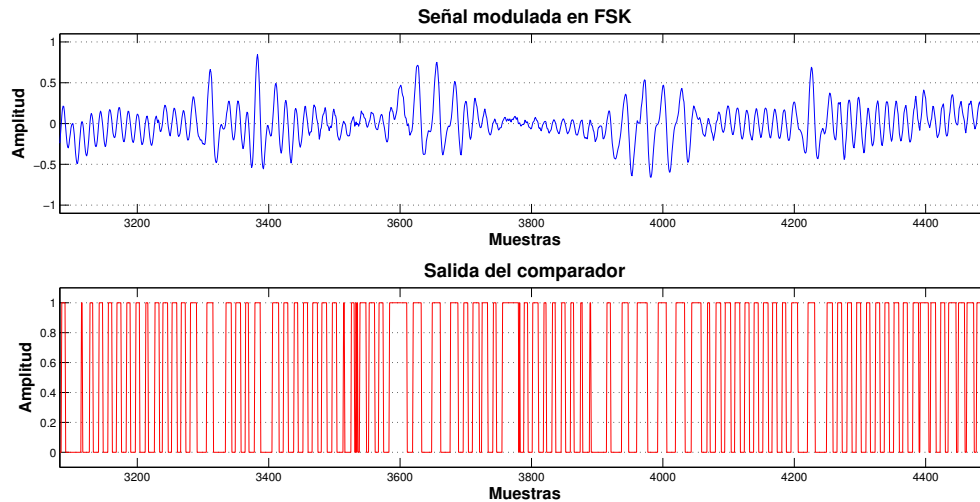


Figura 51: Señal FSK y salida del comparador.

Lo que sigue es hacer una autocorrelación de la señal que se obtuvo en el comparador, la correlación consiste en un retraso en la señal y un multiplicador. La autocorrelación de una señal discreta está definida por la siguiente expresión,

$$r_{xx} = \sum_{n=-\infty}^{\infty} x(n)x(n+d) \quad (12)$$

La autocorrelación se hace mediante un retraso de la replica de la señal que viene del comparador y después con la operación XOR de las dos señales. Con esto se obtiene como resultado una señal tipo PWM con un ciclo de trabajo que varía dependiendo de los cambios de frecuencia que vaya encontrando en el proceso.

Ahora se aplica un filtro pasa bajas tipo IIR (*Infinite Impulse Response* por sus siglas en inglés) con frecuencia de corte de 760 Hz (Seguine, 2006), gracias a las características de este tipo de filtros no se tendrá una carga computacional pesada. En la Figura 53 se puede ver el resultado de este filtro, a su salida se define un nivel para la toma de decisión para ver que símbolo es.

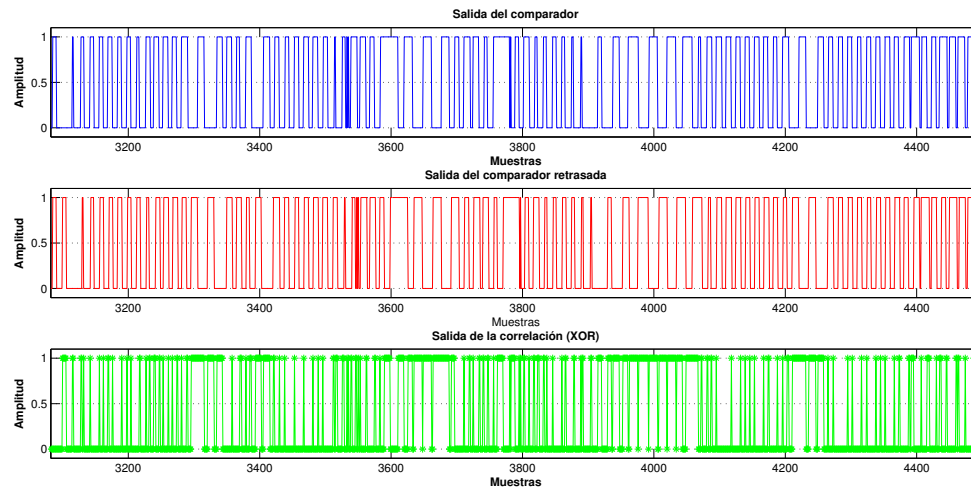


Figura 52: Salida del comparador, salida del comparador retrasada y salida del XOR

4.5.1. Plan de prueba

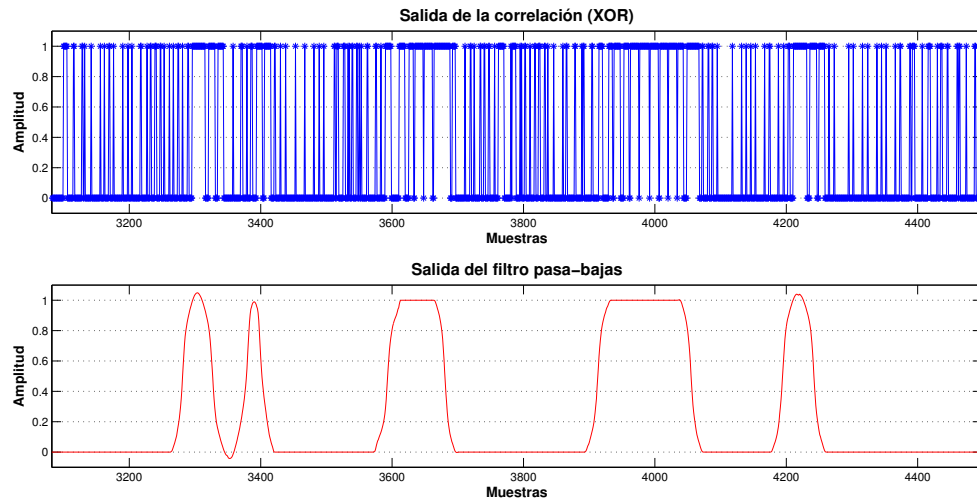
Con la mencionada implementación ya se puede demodular la señal transmitida desde el subsistema de telemetría en la ET. Para ello se define la prueba de la siguiente manera:

- Usar las tasas de transmisión de 1200 y 9600 bps.
- Usar diferentes niveles de potencia a la hora de la transmisión.
- Transmitir un millón de bits para cada tasa de transmisión y nivel de potencia.

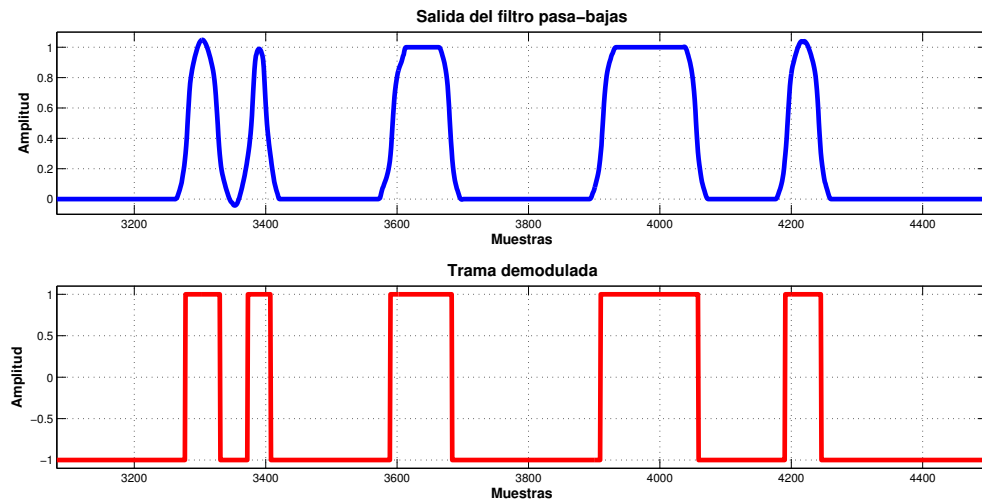
Esta prueba se hizo en la siguientes ubicaciones:

- Para las transmisiones las coordenadas son: *Latitud* : 31,728091, *Longitud* : −116,692219
- Para la recepción las coordenadas de la ET son: *Latitud* : 31,868643, *Longitud* : −116,664677

Son aproximadamente 16 Km (15.83 Km) en linea recta en el enlace de comunicaciones (entre transmisor y receptor).



(a) Salida del filtro pasa-bajas



(b) Señal demodulada

Figura 53: Salida del filtro y la señal demodulada.

La Tabla 9 muestra la potencia recibida en la ET y la potencia con la que se transmitió. Se observa que la atenuación va bajando conforme aumentamos la potencia de transmisión. También nos damos cuenta de la potencia de la señal recibida en la ET y validamos lo que se hizo en el Capítulo 2 (Presupuesto de enlace).

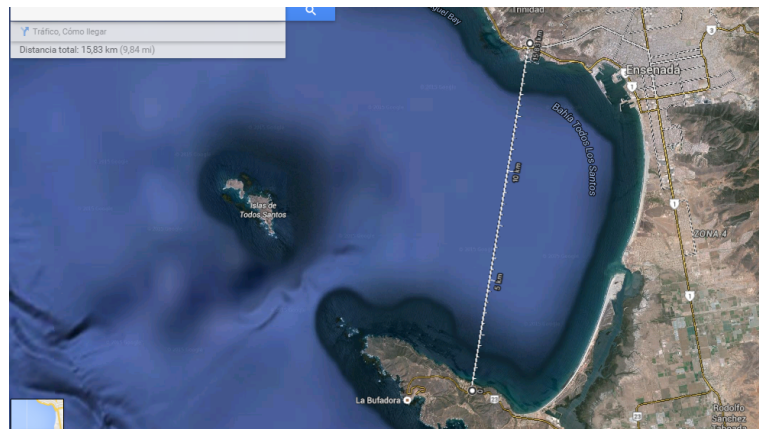


Figura 54: Medición de la distancia entre los puntos de la prueba.

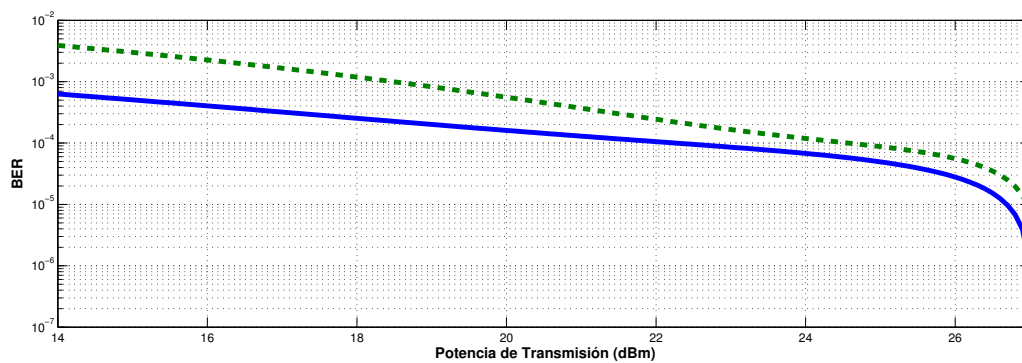


Figura 55: Curva de BER vs SNR, para 1200 (línea continua) bps y 9600 bps (línea punteada).

Tabla 9: Atenuación del canal durante el enlace.

Potencia de Tx desde el subsistema	Potencia recibida en la ET	Atenuación
15 dBm	-103 dBm	118 dB
20 dBm	-90 dBm	110 dB
25 dBm	-81	106 dB
27 dBm	-70 dBm	97 dB

Se observa claramente en la Figura 55 que tiene menor número de bits erróneos cuando se transmite a 1200 bps, en comparación con la transmisión a 9600. Esto solo sucede de una forma clara para bajos niveles del SNR, sin embargo cuando se va aumentando la potencia de transmisión las dos curvas tienden a mejorar significativamente, pero siempre con un mejor rendimiento con la tasa de transmisión de 1200 bps. Esto se debe a que la energía de bit depende de la amplitud de la señal y también de la tasa de transmisión, aumentando la potencia de la portadora o aumentando el tiempo de duración de bit mejoramos la probabilidad de error en la recepción. Todo este análisis da la opción de

poder utilizar las dos tasas de modulación en el subsistema, ya que la ET terrena, que es la que manda los comandos hacia el satélite, puede pedir una mayor tasa de transmisión dependiendo de las condiciones del canal (con que calidad llega la señal a la ET).

4.5.2. Parámetros diseño final

A continuación (Tabla 10) se muestra una comparación donde se muestra parámetros finales del subsistema de telemetría propuesto en esta tesis contra subsistemas ya probados en misiones de CubeSats que se encuentran en el mercado (mencionados en el Capítulo 2).

Tabla 10: Comparativo del subsistema propuesto contra subsistemas existentes en el mercado.

	Subsistema propuesto	U482C (GomeSpace)	UHF/VHF transceptor (ISIS)	CS-VUTRX-01 (ClydeSpace)
Frecuencia	430 MHz	430 MHz	430 MHz/140 MHz	430 MHz/140 MHz
Modulación	FSK	MSK	Rx: AFSK, Tx: BPSK	GMSK, AFSK
Potencia Tx	500 mW	2.5 W	500 mW	500 mW - 2 W
Consumo energía	Rx: 300 mW, Tx: 3.6W	Rx: 330 mW, Tx: 5 W	Rx: 350 mW, Tx: 2 W	Rx: 250 mW, Tx: 4 W - 10W
Sensibilidad	-120 dBm	-126 dBm	-100 dBm	-120 dBm
Precio	<\$900 USD	\$9,000 USD	\$8,500 USD	\$8,600 USD

La diferencia mas notable, la cual fue una de los objetivos de esta tesis, es la del precio. Básicamente la construcción de este subsistema no sobrepaso los \$900 dolares (incluyendo la importación y traslados de los componentes a México) la cual es la decima parte de los demás módulos, cuyos precios oscilan entre los \$9,000 USD. Una limitación que tiene el subsistema es que no tiene la capacidad de transmitir a mas de 500 mW. En contrario es uno de los mejores en tanto al consumo de energía y en la sensibilidad en la etapa de recepción.

Capítulo 5. Conclusiones y trabajo futuro

En este Capítulo se presentan las conclusiones correspondientes al desarrollo de esta tesis. Y también propuestas para trabajo futuro bajo esta misma línea de investigación.

5.0.3. Conclusiones

Se concluye que este trabajo de tesis propone una nueva arquitectura para el subsistema de telemetría para un Nanosatélite, el cual opera en la banda UHF, la cual es una banda de radio-aficionados por satélite. Se pretende dar una solución a corto plazo para que esta arquitectura pueda estar operando en el espacio en misiones de CubeSat.

El subsistema final de este trabajo es independiente, esto quiere decir que cuenta con un propio microcontrolador el cual es el que se encarga del tratamiento de la señal que transmite o recibe el satélite, liberando de la necesidad de realizar este proceso a la computadora principal del satélite. El subsistema simplemente cuenta con un ducto serial para la transferencia de información con la computadora principal. Esto permite que la arquitectura propuesta pueda ser implementada en distintos proyectos de CubeSats, simplemente comprometiendo a los diseñadores una comunicación serial (fácil implementación) para su correcto funcionamiento.

Se diseñó un circuito impreso para la implementación de esta propuesta, la cual es compatible con el estándar CubeSat. Con este diseño se cumple uno de los objetivos de esta tesis. Las dimensiones de esta tarjeta es menor a 10 centímetros por lado, con lo cual puede ser montada tanto de forma vertical como de forma horizontal dentro de un CubeSat con facilidad. Hay diversidad en el tamaño de un CubeSat, existe la ya mencionada 1U (10cmx10cm10cm) pero hay satélites de 2U (10cmx10cmx20cm) y 3U(10cmx10cmx30cm), el diseño de esta tarjeta fue desarrollado para un CubeSat de 1U, teniendo así compatibilidad con los diferentes tamaños.

Gracias al uso de componentes COTS, se desarrolló un subsistema de bajo costo en comparación con los productos ofrecidos en el mercado. Este bajo costo ofrece la oportunidad reducir gastos en proyectos de satélites pequeños. En lugar de gastar nueve mil dolares en un módulo de comunicación, se desembolsa novecientos dolares para

el diseño de este subsistema, teniendo así la oportunidad de aprovechar ese potencial económico en otro aspecto del proyecto. Cabe mencionar que si no se utilizan los kit de desarrollo y se diseña un circuito impreso donde se integren los puros componentes necesarios bajaría a un costo de doscientos cincuenta dolares.

Se concluye por otra parte el correcto funcionamiento del ADF7021 para modular y demodular una señal FSK a 1200 bps y 9600 bps. FSK es la modulación que más se usa para misiones de CubeSats, es por esto que era critico su correcto funcionamiento. Por otro lado se encontraron limitaciones a la hora de su configuración y modos de operación. Este transceptor no tiene la capacidad de guardar el estado de sus registros a la hora de quitarle la alimentación. Hay dos posibles soluciones dentro de esta tesis, una es la de configurarlo cada vez que se enciende(necesidad de transmitir y recibir) y la otra es, configurarlo una sola vez y tenerlo encendido durante toda la misión. La primera solución nos ocasiona el problema de que si por alguna causa las lineas para la configuración del radio fallan no se podrá configurar al ADF7021 cuando se encienda y no se tendra comunicación con la estación terrena, en cambio con la otra solución no sucederia esto. En el diseño final de esta tesis se opto por apagarlo y encenderlo para las pruebas de campo, pero ya en una misión real se tendrá que decidir como trabajar con este transceptor.

El uso del microcontrolador MSP430F5529 fue suficiente para las necesidades de la arquitectura. Tiene los suficientes puertos para conectar todos los componentes del subsistema. Tiene un bajo consumo de energía, lo cual es primordial en este tipo de misiones, ya que se cuenta con un limitado presupuesto de potencia. Como parte en el uso de este microcontrolador se verificó el correcto funcionamiento del algoritmo de sincronización, el cual es una necesidad en todo enlace inalámbrico. Teniendo así la oportunidad de decodificar de manera correcta los mensajes recibidos.

Por otra parte el amplificador RF6886 no obtuvo el rendimiento esperado, se buscaba transmitir a 30 dBm (1 W) para asegurar una buena calidad en el radioenlace. A la hora de caracterizar al amplificador es cuando se ve que su salida se empieza a saturar su salida a los 28 dBm, esto con una entrada de 3 dBm. Es por esto que se decidió tener como potencia de transmisión 27 dBm (500 mW), teniendo así un correcto desempeño del RF6886.

Un punto importante para concluir del subsistema propuesto es que es compatible con la estación terrena ubicada en CICESE, para esta compatibilidad se implementó de manera eficiente un demodulador FSK en la estación terrena.

Se observa en las pruebas de campo que se tiene mejor desempeño con una tasa de transmisión de 1200 bps en comparación a la de 9600 bps. Teniendo esto en cuenta se debe de diseñar cuantos bytes de información serán enviados hacia la estación terrena dependiendo de la ventana de visibilidad que se tenga. Se sabe que para una órbita de 400 Km con inclinación de 96 grados, se tiene en promedio una ventana de 10 minutos (simulado en STK).

5.0.4. Trabajo Futuro

Hay una gran demanda para este tipo de sistemas, es por ello que se debe de corroborar su correcto funcionamiento de forma minuciosa. Realizar para esta u otras arquitecturas pruebas certificadas que validan el correcto desempeño en el espacio, como son las pruebas de vibración, de temperatura y de vacío.

Buscar un mejor amplificador para poder alcanzar mayores potencias de transmisión. Así también como mejorar las pruebas de campo con el uso de globos meteorológicos, emulando así un enlace satelital.

El uso de codificación de canal para mejorar las tasas de bit erróneo y mejorar el desempeño del enlace para altas tasas de transmisión. También efectuar pruebas con otros esquemas de modulación como es PSK.

Buscar redundancia en los transceptores para así tener menos probabilidad de fallas con el sistema en funcionamiento.

Proponer un protocolo de enlace de datos propio, para aumentar el caudal eficaz ya que se tiene una tasa de transmisión baja.

Lista de referencias

- Addaim, A., Kherras, A., y Zantou, E.-B. (2007). Design of a telecommand and telemetry system for use on board a nanosatellite. En: *Electronics, Circuits and Systems, 2007. ICECS 2007. 14th IEEE International Conference on*. IEEE, pp. 455–458.
- Alminde, L., Bisgaard, M., Vinther, D., Viscor, T., y Ostergaard, K. (2002). Robustness of Radio Link Between AAU-Cubesat and Ground Station.
- Analog, D. (2013). High Performance Transceiver ADF7021 Datasheet.
- Angulo, M. y Turrubiartes, M. A. (2012). Implementation of computer and telemetry subsystems link, on a nano-satellite system. En: *Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science*. Vol. 2.
- AstroDev (2014a). Lithium 1 uhf/vhf radio. Retrieved February 26, 2014, from <http://www.astrodev.com>.
- AstroDev (2014b). Hellium uhf/vhf radio. Retrieved February 26, 2014, from <http://www.astrodev.com>.
- Beech, W., Nielsen, D., y Taylor, J. (1998). AX.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio.
- Bleier, T., Clarke, P., Cutler, J., DeMartini, L., Dunson, C., Flagg, S., Lorenz, A., y Tapio, E. (2004). QuakeSat Lessons Learned : Notes from the Development of a Triple CubeSat. *QuakeFinder*.
- Castello, B. R. (2012). Cubesat mission planning toolbox. *California Polytechnic State University, Master Thesis*.
- Chin, A., Coelho, R., Brooks, L., Nugent, R., y Puig-Suari, J. (2008). Standardization promotes flexibility: A review of cubesats' success. *Aerospace Engineering*, **805**: 756–5087.
- Christiansen, E., Lear, D., y Hyde, J. (2014). Recent impact damage observed on international space station. *Orbital Debris Quarterly News*, **18**: 3–12.
- Christiansen, J. D. C. (2011). Cubesat Space Protocol (CSP) Network-Layer delivery protocol for CubeSats and embedded systems.
- ClydeSpace (2014a). Transceiver cs-utrx-01. Retrieved February 26, 2014, from <http://www.clyde-space.com/>.
- ClydeSpace (2014b). Transceiver cs-uvtrx-01. Retrieved February 26, 2014, from <http://www.clyde-space.com/>.
- ClydeSpace (2014c). Transceiver cs-vutrx-01. Retrieved February 26, 2014, from <http://www.clyde-space.com/>.
- Cooper, C., Walker, C., y Patel, J. (2002). The CubeSat Ground Station at the University of Arizona. *Proceedings of the 16th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, pp. 1–9.

- CubeSatShop (2014a). Vhf downlink / uhf uplink full duplex transceiver. Retrieved February 26, 2014, from <http://www.cubesatshop.com>.
- CubeSatShop (2014b). Uhf downlink / vhf uplink full duplex transceiver. Retrieved February 26, 2014, from <http://www.cubesatshop.com>.
- Davies, J. (2008). *MSP430 Microcotroller Basics*. Newnes Elsevier. Burlington, MA.
- eoPortal (2010). Swampsat. Retrieved November 30, 2014, from <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/swampsat>.
- Gilster, P. (2014). A chip-sized spacecraft solution. Retrieved November 30, 2014, from <http://www.centauri-dreams.org/?p=31076>.
- GomeSpace (2014). Transceiver u482c. Retrieved February 26, 2014, from <http://gomspace.com/>.
- González, A. (2004). Diseño y desarrollo de un sistema de telemetría. comando y control, con velocidad de datos adaptable para un nano-satélite. Tesis de maestría, Centro de Investigación Científica y Educación Superior de Ensenada.
- Heidt, H., Puig-Suari, J., Moore, A., Nakasuka, S., y Twiggs, R. (2000). Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation.
- ISIS (2008). TRXUV VHF / UHF Transceiver Datasheet.
- Jacques, L. (2009). Thermal design of the oufti-1 nanosatellite. Master Thesis, University of Liège, Belgium.
- Kfzeo, B. K. (2011). Frequency Allocation for Government-funded CubeSats : NSF Paves the Way.
- Klofas, B. (2013). Survey of CubeSat Communication Systems : 2009-2012. (April): 2009–2012.
- Klofas, B. (2014). Update: A survey of cubesat communication systems.
- Klofas, B. y Anderson, J. (2008). A Survey of CubeSat Communication Systems. *Micro*, (September 2012): 1–25.
- Klofas, B. y Leveque, K. (2012). The Future of CubeSat Communications: Transitioning Away from Amateur Radio Frequencies for High-speed Downlinks. *AMSAT Space Symposium*, (September).
- Klofas, B., Anderson, J., y Leveque, K. (2008). A survey of cubesat communication systems. En: *5th Annual CubeSat Developers' Workshop*.
- Kramer, H. J. y Cracknell, A. P. (2008). An overview of small satellites in remote sensing*. *International journal of remote Sensing*, **29**(15): 4285–4337.
- Larson, W. J. y Pranke, L. K. (1999). *Human spaceflight: mission analysis and design*. McGraw-Hill Companies.

- Long, E. (2006). Motorola satellite for iridium. Retrieved July 14, 2014, from <http://airandspace.si.edu/explore-and-learn/multimedia/detail.cfm?id=1016>.
- Luecke, J. (2005). *Analog and Digital Circuits for Electronic Control System Applications (Using the TI MSP430 Microcontroller)*. Newnes Elsevier.
- Munakata, R. et al. (2009). Cubesat design specification rev. 12. *The CubeSat Program, California Polytechnic State University*, **1**.
- Nagy, C. (2003). *Embedded Systems Design using the TI MSP430 Series*. Newnes Elsevier.
- Nasa (2008). Hubble space telescope. Retrieved July 14, from http://www.nasa.gov/mission_pages/hubble/story/.
- NASA (2009). Catalog of earth satellite orbits. Retrieved September 15, 2014, from <http://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/>.
- Nugent, R., Munakata, R., Chin, A., Coelho, R., y Puig-Suari, J. (2008). The cubesat: The picosatellite standard for research and education. *Aerospace Engineering*, **805**: 756–5087.
- Peterson, W. W. y Brown, D. T. (1961). Cyclic codes for error detection. *Proceedings of the IRE*, pp. 228–235.
- Ponce, C. (2009). Conviviendo con la tecnología cots. **6**: 525–529.
- Power, T. O. L. (2006). RF6886 Linear Power Amplifier Datasheet.
- Pratt, T., Bostian, C., y Allnutt, J. (2005). Satellite communication (2nd press).
- Regulations, R. (2008). International telecommunication union. *Radiocommunication Sector. ITU-R. Geneva*.
- Rich, D. (2014). “futurists” and the future of solar energy. Retrieved November 30, 2014, from <http://solartribune.com/what-futurists-say-about-solar/>.
- Richards, D. (2006). Sputnik. Retrieved July 14, 2014, from <http://jasnavelickovic.com/sputnik.htm>.
- Seguine, D. (2006). Cypress application note an2336-simplified fsk detection. *Cypress Semiconductor*.
- SEMTECH (2013). SX1231 Transceiver Low Power Integrated UHF Transceiver Datasheet.
- Shirville, G. y Klofas, B. (2007). Genso: A global ground station network. *AMSAT Symposium*.
- Spacek, J. y Kasal, M. (2012). The Model of the Low Rate Telemetry Communication System for Matlab-Simulink. *Radioengineering*, **21**(2): 666–672.

- Straw, R., Kleinman, J., y Wolfgang, L. (1998). *The ARRL handbook for radio amateurs: 1999*. Newington: American Radio Relay League.
- TexasInstruments (2013). MSP430F5529 Microcontroller Datasheet.
- Tomasi, W. (2003). *Sistemas de comunicaciones electrónicas*. Pearson educación.
- Tubb, B. G. (2012). *Radio Link Analysis and Characterization of Past and Future Cal Poly Cubesats*. Bachelor, California Polytechnic State University.
- Tyvak (2014a). Transceiver pi-1310. Retrieved February 26, 2014, from <http://tyvak.com/>.
- Tyvak (2014b). Transceiver pi-1320. Retrieved Febrero 26, 2014, from <http://tyvak.com/>.
- Von Braun, W., Ordway, F. I., y Dooling, D. (1985). *Space travel: a history*. Harper & Row.