

Diseño del Subsistema de Comunicaciones para la puesta en Órbita de un CubeSat de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica de la Escuela Politécnica Nacional

Carla E. Guerrero y Luis F. Carrera

Resumen—Desde que se estableció un estándar para el desarrollo de pico satélites denominados CubeSat, numerosas universidades del mundo han implementado y lanzado sus pequeños satélites con el objetivo de acercar la investigación espacial a las aulas de clase.

En éste sentido, el presente proyecto se enfoca en el diseño del subsistema de comunicaciones para la puesta en órbita de un CubeSat por parte de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica, mediante el cual se pretende promover el desarrollo de pequeños satélites en un entorno universitario, así como actividades tecnológicas y científicas.

Se empieza con una introducción de los pequeños satélites y la tecnología CubeSat. Se realiza un análisis orbital teórico y el cálculo del tiempo de visibilidad para establecer una conexión entre la estación terrena y el CubeSat. A continuación, se realiza el diseño del subsistema de comunicaciones y el estudio del enlace para determinar la viabilidad del mismo. Se establece una configuración básica tanto del CubeSat como de la estación terrena. Finalmente se exponen y analizan los resultados obtenidos a lo largo del desarrollo del proyecto.

Términos para Indexación—CubeSat, pequeños satélites, subsistema de comunicaciones, balance de potencias, parámetros orbitales.

I. INTRODUCCIÓN

EL proyecto se enfoca en el diseño del subsistema de comunicaciones a bordo del satélite, además incluye el establecimiento de una configuración básica del CubeSat y de la estación terrena, determinando los diferentes subsistemas de estos. Este proyecto será el punto de partida para el desarrollo de actividades tecnológicas y futuros proyectos aeroespaciales con el fin de unir a estudiantes y docentes de las distintas carreras de la EPN y brindar gran experiencia y formación académica a todos sus participantes.

Documento enviado el 17 de septiembre de 2018. Este documento se realizó en la Escuela Politécnica Nacional (EPN), en la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica.

C. E. Guerrero Ingeniera graduada de la Escuela Politécnica Nacional de la carrera de Ingeniería Electrónica y Telecomunicaciones (teléfono: 2-595-970; e-mail: carlyfg_278@hotmail.es).

L. F. Carrera profesor titular en el Departamento de Electrónica Telecomunicaciones y Redes de Información de la Escuela Politécnica Nacional (teléfono: 2-976-300 ext. 2204; e-mail: fernando.carrera@epn.edu.ec).

CubeSat es un pico satélite de pequeñas dimensiones que medirá 10x10x21,3 cm y pesará alrededor de 2 Kg, en su interior irá colocado un sensor de posición para medir las variaciones en la órbita del satélite y una cámara fotográfica para capturar imágenes de la Tierra. Si en etapas posteriores se decide incrementar el tamaño del Cubesat, se pueden implementar otras cargas útiles que sean de interés para la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica. [1]

La estación terrena estará situada en el campus de la Escuela Politécnica Nacional, en la terraza del edificio de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica, donde se podrán descargar los datos enviados por el CubeSat. Además, los estudiantes podrán tener acceso a dicha estación con el fin de complementar los conocimientos obtenidos en materias afines.

II. MARCO TEÓRICO

A. Pequeños satélites

Los avances actuales en el campo de la electrónica (como la miniaturización de componentes y bajo consumo de potencia) han permitido explorar la posibilidad de desarrollar pequeños satélites de bajo costo que puedan complementar las funciones de los satélites comerciales actuales. Estos CubeSats pueden ser construidos utilizando las tarjetas electrónicas disponibles en el mercado o utilizando tarjetas diseñadas específicamente para ellos. Es posible desarrollar muy buena ciencia utilizando pequeños satélites, cuyos costos de desarrollo y lanzamiento son bajos, permitiendo de este modo, probar nuevas tecnologías más rápidamente. El ahorro que representa el desarrollo de estos proyectos en comparación con los satélites convencionales es significativo, siendo más accesibles para instituciones educativas, pequeños gobiernos, investigadores y pequeñas empresas. Todo esto ha influido para que diferentes empresas y proveedores inviertan más tecnología y tiempo en proyectos de este tipo con el fin de mejorar las alternativas de desarrollo y fabricación. [2]

Existe una variedad de alternativas tanto para la puesta en órbita de un pequeño satélite, así como en sus costos, todo depende del tipo de proyecto y los objetivos que se desean alcanzar. Para el desarrollo de proyectos con pequeños

satélites se utiliza el estándar de componentes comerciales COTS (Commercial Off-The-Shelf), que son componentes ya existentes que se pueden adquirir comercialmente, los cuales no son desarrollados para una demanda específica, sino con requerimientos y especificaciones más generales con el objetivo de ser comercializados de forma masiva para que sean usados en diferentes aplicaciones. [3]

B. Tecnología CubeSat

En 1999, el profesor Jordi Puig-Suari de la Universidad Politécnica de California y el profesor Robert 'Bob' Twiggs de la Universidad de Stanford, propusieron el diseño referencial de un satélite en miniatura, de bajo costo, que pudiera ser utilizado por universidades de todo el mundo, y público en general, para investigación espacial. A este tipo de pequeño satélite se lo llamó CubeSat y el modelo referencial de diseño se convirtió en el estándar CubeSat [4].

La tecnología CubeSat no solo se refiere a un cubo de pequeñas dimensiones, hablar de CubeSats es hablar de toda una ideología, de un estándar, de la miniaturización en el ámbito espacial. Esta tecnología fue desarrollada con el objetivo de que estudiantes sin ninguna experiencia puedan formar parte de todo el proceso para la concepción de un satélite, desde el diseño de cada uno de sus subsistemas hasta la puesta en órbita y monitorización del mismo, y así formar profesionales con conocimientos más amplios y mejor capacidad de innovación respecto de la tecnología satelital.

El Cubesat Design Specification (cds_rev13) determina un conjunto de interfaces físicas, requerimientos mecánicos, eléctricos, operacionales y pruebas de operación que debe satisfacer un pequeño satélite. Los desarrolladores de CubeSats garantizarán la seguridad y el éxito de las misiones a través de pruebas y verificación de los sistemas, ya que los fallos en CubeSats o en la interfaz P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer) pueden provocar el daño del vehículo lanzador (Launch Vehicle, LV) o incluso de la carga principal, poniendo en peligro a toda la misión. El P-POD un sistema estandarizado capaz de llevar 3 CubeSats estándar, es una caja rectangular que posee un mecanismo de resorte. El vehículo lanzador envía una señal de despliegue hacia el P-POD para que el mecanismo de liberación sea accionado [4].

Por lo regular, las configuraciones más comunes tienen un volumen de 1 litro (cubo de 10 cm de arista) y masa igual o inferior a 1,33 kg, aunque existen algunas variantes. En la Tabla 1 se muestran los diferentes tamaños de CubeSat con sus respectivas dimensiones y masa. El documento CubeSat Desing Specification se lo puede encontrar en la página CubeSat oficial (<http://www.cubesat.org>).

TABLA I
ESPECIFICACIONES FÍSICAS DE LOS CUBE SATS

Tamaño	Dimensiones [mm]	Masa [kg]
1U	100 x 100 x 100	1,33
1.5U	100 x 100 x 156,7	2
2U	100 x 100 x 213	2,66
3U	100 x 100 x 327,5	4

C. Subsistemas de la Estación Terrena

El término estación terrena hace mención al segmento del enlace de comunicaciones que está ubicado en la superficie terrestre. Las estaciones terrenas se encargan de establecer una comunicación directa con el satélite para recibir o enviar información; estas consisten en una serie de equipos interconectados entre sí, con una antena o conjunto de antenas.

La estación terrena considerada en este proyecto estará formada por los siguientes subsistemas [5]:

- 1) Antena
- 2) Amplificador de bajo ruido (LNA, Low Noise Amplifier)
- 3) Transceptor
- 4) Interfaz terrestre
- 5) Rotor
- 6) Subsistema de Potencia

La Figura 1 muestra un esquema de la estación terrena, identificando cada uno de los subsistemas.

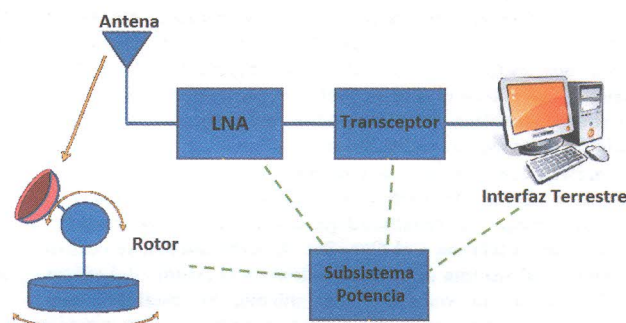


Fig. 1. Esquema de la estación terrena

D. Subsistemas del CubeSat

Muchos CubeSats pueden parecer iguales desde el exterior, pero en el interior cada uno puede ser muy diferente. Sin embargo, la mayoría de CubeSats tienen una semejanza, es el uso de componentes electrónicos comerciales COTS (Commercial off-the-shelf). Nuestro satélite constará de los siguientes subsistemas, los cuales se podrán adquirir de los diferentes distribuidores CubeSats existentes [6]:

- 1) Subsistema estructural
- 2) Subsistema de comunicaciones
- 3) Subsistema de antenas
- 4) Subsistema de control térmico
- 5) Subsistema de carga útil (Cámara y ADCS - Sistema de Control y Determinación de Posición)
- 6) Subsistema de manejo y control de datos (OBC)
- 7) Subsistema de potencia

La Figura 2 muestra un esquema del CubeSat, identificando cada uno de los subsistemas.

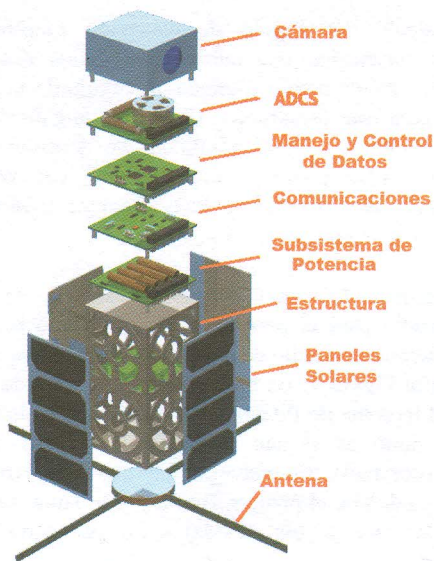


Fig. 2. Esquema del CubeSat

III. ANÁLISIS ORBITAL

Este tipo de satélites orbitan a baja altura, debido a su tamaño y peso reducidos, con frecuencia son colocados en una órbita LEO (Low Earth Orbit); por lo tanto, y tomando como referencia las alturas de otros CubeSat puestos en órbita, se decide realizar este estudio en el rango de 400 a 500 km de altura para determinar la órbita más adecuada [7]. Se intentará tener una órbita circular (excentricidad cero) para simplificar los cálculos, y a su vez que sea polar para cubrir muchos puntos de la Tierra. A continuación, se calculan todos los parámetros necesarios para determinar la altura deseada.

A. Período Orbital

El período orbital (T) de un satélite que se encuentra girando alrededor del planeta Tierra en una órbita circular, está definido por la siguiente ecuación:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} [s] \quad (1)$$

Donde:

- R_E = radio ecuatorial Terrestre = 6378 [Km]
- h = altura satelital medida desde la Tierra = 450 [Km]
- r = radio orbital = $R_E + h = 6378 + 450 = 6828$ [Km]
- μ = Constante de Kleper = 3.986×10^{14} [m³/s²]

Reemplazando valores en (1) se obtiene:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(6828 * 10^3)^3}{3,986 * 10^{14}}} [s]$$

$$T = 5615,02[s] \rightarrow 1\text{hora} - 33\text{min} - 35,02\text{seg}$$

B. Ángulo de inclinación

Para realizar el cálculo del ángulo de inclinación se considera el tipo de órbita de interés, estas son las heliosíncronas y las geosíncronas.

1) Órbita Heliosíncrona

Es un caso particular de una órbita LEO, en la cual la orientación del plano orbital se mantiene constante con referencia al Sol, al igual que el ángulo (ψ) entre el plano orbital del satélite y la dirección Tierra-Sol; los satélites que sobrevuelan en esta órbita pasan por cada latitud terrestre a la misma hora solar local [8].

Realizando el desarrollo correspondiente se determinó la ecuación para hallar el ángulo de inclinación orbital:

$$i = \arccos\left(-\frac{2r^2\tau_N}{3J_2R_E^2\tau_Y}\right) [grados] \quad (2)$$

Donde:

- r = radio orbital = 6828 [Km]
- τ_N = período orbital = 5615,02 [s]
- J_2 = segundo factor de forma dinámica = 0,00108263
- R_E = radio ecuatorial Terrestre = 6378 [Km]
- τ_Y = período de traslación = 31556926,08 [s]

Reemplazando valores en (2) se obtiene:

$$i = 97,214^\circ$$

Con el ángulo de inclinación obtenido, $90^\circ \leq i \leq 180^\circ$ se concluye que la órbita en estudio es retrógrada, es decir, el sentido de giro del satélite es contrario al de la Tierra.

2) Órbita Geosíncrona

Se trata de una órbita GEO (Geostationary Orbit) cuya inclinación es diferente de 0° , con lo que deja de ser ecuatorial. El período de una órbita Geosíncrona τ_N es múltiplo o submúltiplo del período de rotación de la Tierra τ_E , entonces se cumple que: $m\tau_N = n\tau_E$ siendo m y n números naturales.

Combinando los dos tipos de órbitas se obtiene la condición modificada de geosincronía para una órbita heliosíncrona, relacionadas por la siguiente ecuación [8]:

$$m\tau_N \left(1 - \frac{\tau_E}{\tau_Y}\right) = n\tau_E \quad (3)$$

Se procede a encontrar las alturas que cumplan con esta condición. Utilizando (3) se halla el período orbital (τ_N). Se empieza utilizando un valor de $n = 1$; para determinar m se prueba con diferentes valores, con el fin de conseguir que el período se acerque al valor anteriormente calculado. La Tabla 2 muestra el resultado de los cálculos de período, altura orbital y ángulo de inclinación, para los diferentes valores de n y m .

TABLA II
INCLINACIÓN Y PERÍODO ORBITAL PARA DIFERENTES ALTURAS

n (días)	m (órbitas)	T=TN (período orbital) [s]	i (inclinación) [°]	h (altura orbital) [km]
1	15	5760	97,401	567
2	31	5574,187	97,16,	417
3	46	5634,776	97,239	466
4	62	5574,187	97,161	417
5	77	5610,383	97,208	446
6	92	5634,776	97,239	466
7	108	5600	97,194	438
8	123	5619,506	97,219	453
9	138	5634,776	97,239	466
10	154	5610,383	97,208	446
11	169	5623,663	97,225	457
12	185	5604,318	97,200	441
13	200	5616	97,215	450
14	215	5626,040	97,228	459
15	231	5610,383	97,208	446

Con los resultados obtenidos, se concluye que, para la altura de 450 km se obtienen valores de inclinación y período orbital casi similares a los calculados teóricamente utilizando las Leyes de Kepler para dicha altura. Adicionalmente, se puede observar que para alturas de 446 Km y 453 Km, se obtienen valores muy cercanos a los de 450 km.

C. Tiempo de visibilidad

Es el tiempo que se tendrá para establecer contacto con el CubeSat y poder obtener en la estación terrena, toda la información enviada por el satélite. Si este tiempo de visibilidad es muy reducido no se podrá recuperar la información transmitida y no serviría de nada el estudio en desarrollo, por lo tanto, hay que asegurar un tiempo de contacto suficiente para lograr la transmisión de los datos desde el satélite.

En la Figura 3 se puede observar la distancia máxima del tramo en el que se tendrá visibilidad, considerando un ángulo de elevación mínimo de la antena ϵ_{min} , medido desde donde se encuentra la estación terrena (terracea del edificio de la FIEE).

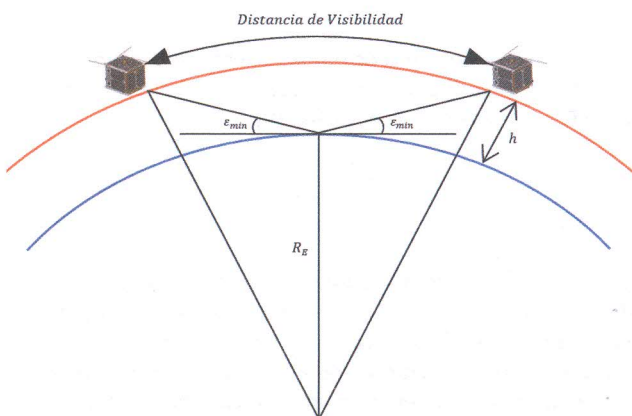


Fig. 3. Distancia de visibilidad

Para el cálculo del ángulo de elevación mínimo, se consideró los obstáculos más altos visualizados desde la estación terrena, dando como resultado un ángulo de 11,168°; por lo tanto, para este estudio se utilizará un ángulo de 20° siendo este el peor caso de visibilidad. Se considera este ángulo de visibilidad debido a que existen redes WiFi a 2,4GHz cercanas; por lo tanto, se sube el ángulo mínimo de elevación para evitar estas interferencias.

Para determinar el tiempo de visibilidad (t_v), se debe realizar el estudio para el peor caso, en el cual la estación terrena se encuentra en medio de dos órbitas adyacentes, como se observa en la Figura 4. En base a la figura se puede decir que usando el teorema de Pitágoras se encontrará la distancia máxima del tramo en el que se tendrá visibilidad (tramo señalado en color azul). Sin embargo, hay que considerar que estamos trabajando con el planeta Tierra; por lo tanto, se debe usar geometría esférica (hiperbólica) y no geometría plana (euclídeana) [8].

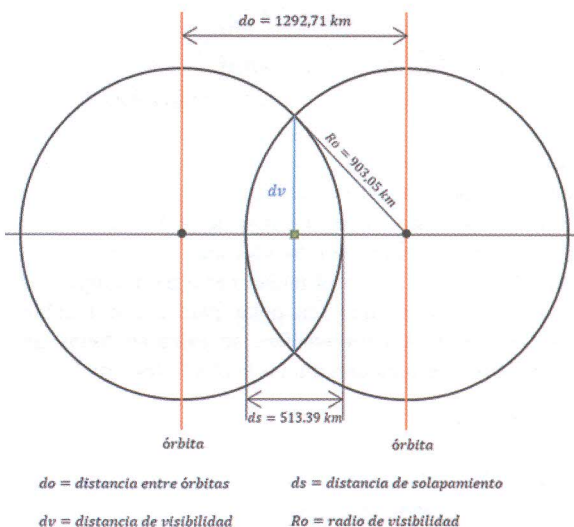


Fig. 4. Distancia máxima de visibilidad. Estación terrena situada entre dos órbitas

Una vez obtenida la distancia de visibilidad, se calcula el tiempo de visibilidad aplicando una regla de tres directa, debido a que la velocidad es constante y se recorren distancias iguales en tiempos iguales.

$$t_{\text{visibilidad}} = \frac{d_V * T_N}{L_{\text{circunferencia-orbital}}} [s] \quad (4)$$

Donde:

T_N = período orbital, calculados en la Tabla II.

$$L_{\text{circunferencia-orbital}} = 2\pi * R_E = 2\pi * 6378 = 40074,156 [km]$$

$$d_V = 2 * R_E * \arccos \left(\frac{\cos \left(\frac{R_O}{R_E} \right)}{\cos \left(\frac{d_O}{2R_E} \right)} \right) [Km]$$

En la Tabla 3 se muestran los resultados de los tiempos de visibilidad calculados para las diferentes alturas orbitales determinadas en la Tabla 2, exceptuando la de 567 km, debido a que se encuentra fuera del rango de alturas de estudio. En el capítulo IV, se determinará si estos tiempos de visibilidad son asumibles para el fin de este proyecto.

TABLA III
TIEMPOS DE VISIBILIDAD PARA LAS DIFERENTES ALTURAS

h [km]	T _N [s]	dv [km]	t _{visibilidad} [s]
417	5574,187	1261,31	175,44
438	5600	1842,04	257,41
441	5604,318	1876,60	262,44
446	5610,383	1834,46	256,83
450	5616	1909,74	267,63
453	5619,506	1902,54	266,79
457	5623,663	1930,19	270,87
459	5626,040	1942,48	272,71
466	5634,776	1772,21	249,19

IV. SISTEMA DE COMUNICACIONES

Se realiza el estudio del enlace de comunicaciones para asegurar la viabilidad de la solución escogida, la cual se basa en la utilización de un emisor y un receptor que trabajan en las bandas de interés (2,4 GHz y 5,8 GHz) y que se encuentran disponibles en el mercado a un bajo costo.

Los dispositivos a usarse son dos transceptores iguales, uno a bordo del satélite en modo transmisión, y otro en la estación terrena en modo recepción, evitando así, cualquier tipo de incompatibilidad en el enlace y facilitando la operación del mismo. Se van a seleccionar equipos en las dos bandas de frecuencia para analizar si cumplen con el enlace y escoger la mejor opción para el proyecto.

Los transceptores seleccionados para la banda de 2,4 GHz, son de la marca SYNAPSE, debido a que están compuestos de un transceptor, un amplificador de potencia y un LNA, con lo cual se podrán obtener niveles de potencia de transmisión aceptables y un mayor rango de sensibilidad en el receptor. Los transceptores para la banda de 5,8 GHz, son de la marca B+B SmartWorx, debido a que son los módulos que más se acercan a las necesidades del proyecto. Con el fin de obtener una mayor potencia de transmisión, se colocarán otros amplificadores de potencia a continuación del transceptor.

Para la frecuencia de 2,4 GHz, se tendrá 20 dBm a la salida del transceptor, que será el nivel de potencia a la entrada del amplificador. En este caso no existirá ningún problema ya que la ganancia del amplificador es suficiente para conseguir una potencia de salida de 33,3 dBm. La Figura 5 muestra un esquema del sistema transmisor para la banda de 2,4 GHz.

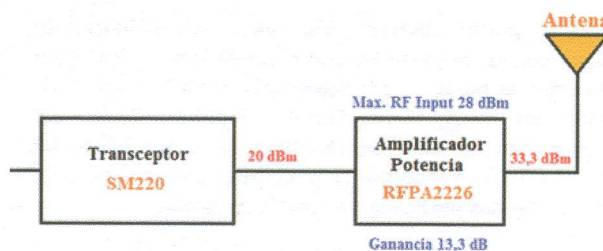


Fig. 5. Esquema del sistema transmisor para la banda de 2,4 GHz

Para la banda de 5,8 GHz se tendrá 17 dBm a la salida del transceptor; sin embargo, en este caso la ganancia del amplificador es baja, por lo que no será posible transmitir la señal con los niveles necesarios. Por lo tanto, se considera utilizar un mínimo de dos amplificadores en cascada. La Figura 6 muestra el esquema del sistema transmisor con dos amplificadores, con el cual se obtiene una potencia de 33,2 dBm.

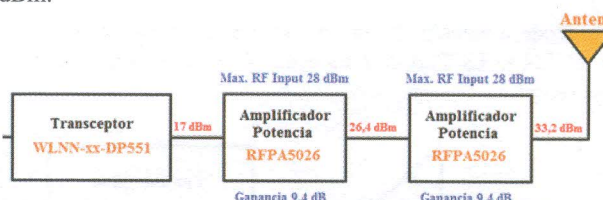


Fig. 6. Esquema del sistema transmisor para la banda de 5,8 GHz

Para realizar el balance de potencias se debe calcular la Potencia de Portadora Recibida en Tierra, usando la siguiente ecuación [9]:

$$P_r = PIRE + G_r - L [dBm] \quad (5)$$

Donde:

- PIRE = Potencia Isotrópica Radiada Equivalente
- PIRE = 10*log(Pt*Gt) [dBm]
- Pt = Potencia de transmisión
- Gt = Ganancia de la antena transmisora
- Gr = Ganancia de la antena receptora
- L = Pérdidas del enlace

Después de realizar los cálculos pertinentes se determinaron los valores de PIRE y de pérdidas del enlace para ambas frecuencias en estudio; las ganancias en recepción están definidas por las antenas que se utilizarán. Una vez obtenidos todos los valores se determina la Potencia de Portadora Recibida en Tierra utilizando (5). La Tabla 4 muestra estos valores.

TABLA IV
POTENCIA DE PORTADORA RECIBIDA

Frecuencia [GHz]		2,4	5,8
Transmisión	Pt [dBm]	33,3	33,2
	Gt [dBi]	1,482	1,482
	PIRE [dBm]	34,78	34,68
	L [dB]	166,090	178,297
Recepción	Gr [dBi]	24	34
	Pr [dBm]	-107,31	-109,62
	Sensibilidad del receptor [dBm]	-103	-90

Como se puede observar, los valores de potencia de portadora recibida no cumplen con la sensibilidad mínima del receptor; por lo tanto, se considera colocar en el sistema de recepción un LNA (Low Noise Amplifier) antes del transceptor con lo cual se modifica la sensibilidad del receptor, La Tabla 5 muestra las principales características de los LNA escogidos para cada frecuencia en estudio.

TABLA V
ESPECIFICACIONES DE LOS AMPLIFICADORES DE BAJO RUIDO

	KU LNA 2227 A	MKU LNA 572 BF
Frecuencia [MHz]	2200 - 2700	5710 - 5810
Figura de Ruido [dB]	0,9	0,7
Ganancia [dB]	25	25
Potencia de Entrada Máxima[dBm]	7	0
Potencia de Salida [dBm]	23	-

Se procede a calcular la nueva sensibilidad del receptor al añadir el LNA. La Figura 7 muestra el esquema del nuevo sistema receptor.

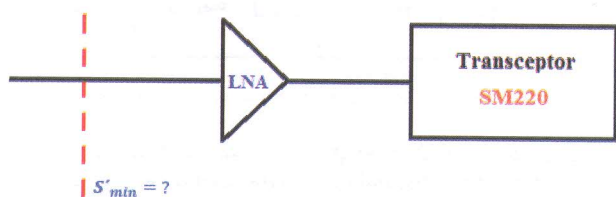


Fig. 7. Esquema del Sistema receptor al añadir un LNA

Para determinar la nueva sensibilidad del receptor para la banda de 2,4 GHz, se utiliza la ecuación de Frizz [9]:

$$S'_{min} = \frac{E_b}{N_{o_{min}}} + 10 \log(R_b) + F_{TOTAL} + 10 \log KTB [dBm] \quad (6)$$

Donde:

- Rb = Velocidad de transmisión de datos = 205 [Kbps]
- F_{TOTAL} = 0,99 [dB]
- K = constante de Boltzman = 1,38062*10⁻²³ [J/°K]
- T = To = temperatura de referencia = 290 [°K]
- B = ancho de banda = 1 [Hz]
- Eb/No = Energía de la señal por bit / Densidad de potencia de ruido por Hertz = 7,4 [dB]

Reemplazando valores en (6) se obtiene:

$$S'_{min} = 7,4dB + 10 \log(250000) + 0,99dB - 174dBm$$

$$S'_{min} = -111,63 [dBm]$$

De la misma forma, se procede a determinar la nueva sensibilidad del receptor para la banda de 5,8 GHz utilizando la ecuación (6), donde:

- Rb = Velocidad de transmisión de datos = 6 [Mbps]
- F_{TOTAL} = 0,78 [dB]

Los valores del resto de variables son los mismos usados para la banda de 2,4GHz. Reemplazando valores en la Ecuación (6) se obtiene:

$$S'_{min} = 7,4dB + 10 \log(6 * 10^6) + 0,78dB - 174dBm$$

$$S'_{min} = -98,04 [dBm]$$

En la Tabla 6 se muestran los valores de potencia de portadora recibida y las sensibilidades del receptor, para comparar y determinar si el enlace cumple con los requisitos.

TABLA VI
SENSIBILIDADES DEL SISTEMA RECEPTOR

Frecuencia [GHz]	2,4	5,8
Pr [dBm]	-107,31	-109,59
Smin [dBm]	-103	-90
S' min [dBm]	-111,63	-98,04

Como se puede observar, en la banda de 2,4 GHz se podrá cumplir la sensibilidad mínima del receptor y asegurar la viabilidad del enlace; incluso existen unos dB de holgura, para las pérdidas por cables y conectores que no se consideraron. Sin embargo, para el enlace de 5,8 GHz no se logrará cumplir con la sensibilidad mínima, debido a que no existe una gran variedad de transceptores para esta frecuencia con las condiciones que se necesita para este proyecto, el transceptor utilizado en este estudio es el mejor que se pudo hallar.

Por lo tanto, se concluye que para este proyecto se utilizará el enlace de comunicaciones en la banda de 2,4 GHz.

A. Capacidad del Canal

Con el fin de completar el estudio del enlace en la banda escogida, se calcula la Relación Señal a Ruido, para encontrar la capacidad del canal y comprobar si se podrá recibir con éxito toda la información que será enviada desde el CubeSat hacia la estación terrena.

$$SNR = 10 \log P_s - 10 \log P_n [dB] \quad (7)$$

Donde:

- P_s = Potencia de señal recibida = -82,31 [dBm]
- P_n = Potencia de ruido en el receptor = -114,05 [dBm]

Reemplazando valores en (7) se obtiene:

$$SNR = 31,74 [dB]$$

A continuación, se calcula la capacidad del canal usando el teorema de Hartley Shannon, el cual establece que la capacidad (máxima velocidad de transmisión) de un canal ruidoso depende de la relación señal a ruido S/N y el ancho de banda del canal, tal y como sigue [10]:

$$C = AB * \log_2 \left(1 + \frac{S}{N} \right) [bps] \quad (8)$$

$$C = 3\text{MHz} * \log_2 \left(1 + 10^{\frac{31,74}{10}} \right)$$

$$C = 31,64[\text{Mbps}]$$

Aunque la capacidad del canal calculado es 31,64 Mbps, el dispositivo escogido transmite solo a 250 kbps para tener una sensibilidad de -103 dBm con la cual se ha realizado el estudio de este enlace. Se puede observar que el enlace es de buena calidad y puede soportar las velocidades de transmisión necesarias para el envío de toda la información.

Para que el proyecto resulte beneficioso, la información útil que se deberá enviar a la estación terrena cada vez que el satélite establezca contacto con esta, será una fotografía y un dato de la posición del satélite.

Los datos que entrega el sensor de posición CubeSense, son vectores expresados como ángulos de acimut y elevación con respecto al agujero de la cámara. Cada ángulo tiene una longitud de 2 bytes; por lo tanto, para enviar la posición del satélite, el dispositivo utiliza 4 bytes o 32 bits [11].

La cámara SCS Gecko Imager toma fotografías con una resolución de 2,2 Megapíxeles matriz RGB, por lo tanto, la imagen tiene una profundidad de 8 bits por canal (RGB) para definir cada pixel, como se tienen tres canales, el número total de bits por pixel será [11]:

$$8\text{bits} * 3\text{canales} = 24[\text{bits} / \text{pixel}]$$

Entonces, el número total de bits que son empleados para definir la imagen son:

$$24 \frac{\text{bits}}{\text{pixel}} * 2,2 * 10^6 \text{ píxeles} = 52800000[\text{bits}]$$

Por lo tanto, el tamaño de la carga útil a enviar será:

$$32\text{bits} + 52800000\text{bits} = 52800032[\text{bits}] = 6600004[\text{bytes}]$$

Para enviar estos bits de carga útil, se utilizará el estándar IEEE 802.15.4, con el cual trabaja el transceptor escogido. Cada trama del estándar tiene una longitud máxima de 133 bytes de los cuales 118 bytes son de información y 15 bytes de sobrecarga. Por lo tanto, se transmitirán 55932 tramas completas (133 bytes), y una trama adicional cuya longitud del campo Data Payload será 28 bytes [12].

Entonces el número total de bytes a transmitir será:

$$\#total_bytes = 55932 * 133 + 1 * (28 + 15)$$

$$\#total_bytes = 7438999[\text{bytes}]$$

$$\#total_bits = 59511992[\text{bits}]$$

Una vez obtenido el número total de bits y la capacidad del canal, se determina el tiempo necesario para transmitir la

información básica necesaria (una fotografía y un dato de posición del satélite).

$$t_{\text{visibilidad}} = \frac{59511992\text{bits} * 1\text{segundo}}{250000\text{bits}} = 238,05[\text{s}]$$

Con referencia a los tiempos de visibilidad reales calculados anteriormente y que se muestran en la Tabla 3, se puede afirmar que, para todas las alturas, excepto para 417 Km, se podrá establecer comunicación y descargar los datos mínimos necesarios en cada pase. Por lo tanto, se concluye que la altura orbital a usar esta sobre los 438 Km.

V. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En el análisis orbital se determinaron los tiempos de visibilidad para diferentes alturas comprendidas entre 400 y 500 km, asumiendo el peor caso para garantizar la comunicación; la Tabla 3 muestra los valores obtenidos. Como se puede observar, mientras mayor es la altura, mayor será el tiempo de visibilidad del CubeSat, por lo tanto, convendría usar una órbita de 450 km o mayor. Para las alturas de 417 y 466 km se tienen tiempos menores, debido a que son órbitas que repiten período en menos días y con menor número de vueltas (15 y 31 vueltas, respectivamente) que las otras; por lo tanto, sus órbitas adyacentes estarán más lejanas y las distancias de solapamiento de huellas y de visibilidad serán menores.

Para el sistema de comunicaciones, se realizó el balance de potencias para dos frecuencias en bandas libres (2,4 GHz y 5,8 GHz), obteniendo los valores mostrados en la Tabla 4. Se puede observar que en ninguno de los dos casos se cumple la sensibilidad mínima requerida por los transceptores que serán utilizados en recepción. Por lo tanto, se realizó un cambio en la sensibilidad del receptor mediante el uso de un amplificador de bajo ruido entre el transceptor y la antena, obteniendo los valores mostrados en la Tabla 6. Se puede observar que, con las nuevas sensibilidades, el sistema que cumple con el balance de potencias es el de 2,4 GHz, incluso existen unos 4 dB de holgura. A la frecuencia de 5,8 GHz el sistema no cumple con la sensibilidad mínima del receptor, debido a que las pérdidas en esta banda son mayores, pero principalmente porque no se encontraron en el mercado transceptores para CubeSat a 5,8 GHz que proporcionen mejores valores de potencia de salida y sensibilidad mínima del receptor. Por lo tanto, se implementará en 2,4 GHz el enlace de comunicaciones para este proyecto.

Se calculó la capacidad de canal, cuyo valor es 31,64 Mbps. Sin embargo, el transceptor seleccionado solo transmite a 250 kbps para tener una sensibilidad de -103 dBm con la cual se ha realizado el estudio de este enlace; por lo tanto, la capacidad máxima del canal será 250 kbps. El cálculo de la capacidad sirvió para determinar que se posee un canal de muy buena calidad, el cual puede transmitir a velocidades mayores a 250 kbps.

Se determinó el tiempo necesario para transmitir una cantidad de información mínima (una fotografía de la Tierra y un dato de la posición del CubeSat), cada vez que el CubeSat es visible desde la estación terrena, con el fin de comprobar si los tiempos de visibilidad calculados en el análisis orbital cumplen con este mínimo necesario. El tiempo que se demora el CubeSat en transmitir la información mínima es 238,05 segundos. Por lo tanto, como se puede observar en la Tabla 7, para todas las alturas iguales o superiores a 438 se podrán descargar los datos necesarios en la estación terrena.

Los proveedores de lanzamiento ofrecen un rango en el cual colocar el satélite, no pueden asegurar una altura orbital exacta debido a que los CubeSats no tienen sistemas de propulsión para posicionarse en una órbita precisa; entonces el vehículo de lanzamiento expulsa los satélites cuando se encuentra en el rango previamente establecido siempre y cuando se trate de una órbita SSO y esa será la altura orbital del CubeSat. Después de realizar una investigación, se determinó que el proveedor de lanzamiento que más se acopla a las necesidades del proyecto ofrece un rango de altura entre 450 y 500 km, y de acuerdo a la Tabla 7 se puede observar que todas las alturas en este rango están por encima del tiempo de visibilidad mínimo necesario para transmitir la información; por lo tanto, nuestro CubeSat irá colocado en una de las alturas comprendidas en ese rango, obteniendo éxito en la comunicación entre el satélite y la estación terrena.

VI. CONCLUSIONES

Después de realizar el análisis orbital, se concluye que es conveniente usar una órbita circular con el fin de simplificar los cálculos, y a su vez polar para cubrir la mayoría de puntos de la Tierra, con una inclinación de 97° (órbita retrógrada). No será posible determinar con exactitud la altura orbital hasta que el CubeSat sea lanzado, pero se estableció que el rango en el que irá colocado es de 450 a 500 km.

Se determinó el tiempo necesario para transmitir la información mínima desde el CubeSat hacia la estación terrena, pudiendo concluir que este es de 238,05 segundos, y comprobando que los tiempos de visibilidad calculados para las alturas iguales o mayores a 438 km, son superiores a 238,05 segundos, con lo cual se logrará descargar en la estación terrena toda la información mínima.

Después de analizar el diseño de los dos sistemas de comunicaciones, uno para 2,4 GHz y otro para 5,8 GHz, se determinó que el sistema diseñado a 2,4 GHz cumple con el balance de potencias y comprobando teóricamente la viabilidad del mismo.

El desarrollo de este proyecto es un pequeño inicio para que la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica incursione en el campo espacial, realizando investigación y promoviendo el desarrollo de actividades tecnológicas y científicas para crear conocimiento nuevo.

REFERENCIAS

- [1] G. Krebs. (2018, Septiembre). Gunter's Space Page. Available: https://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm
- [2] M. Bertoa and A. Vallecillo, "Atributos de calidad para componentes COTS," in Proc. of IDEAS, 2002, pp. 352-363.
- [3] G. Konecny, "Small satellites—A tool for Earth observation?," in *XXth ISPRS Congress-Commission*, 2004.
- [4] CubeSat Desing Specification Rev. 13. 2014.
- [5] J. I. Rojas, "Diseño e implementación de una estación terrena en la banda de 2,4 GHz para nano-satélites tipo CubeSat de 2/3U", Ing. Tesis, Dept. Ingeniería Eléctrica, Universidad de Chile, Santiago de Chile, Chile, 2016.
- [6] F. A. Camacho, "Diseño óptimo de estructuras satelitales", M.S. tesis, Dept. Ingeniería Mecánica, Universidad Nacional Autónoma de México, México D.F., México, 2016.
- [7] A. J. Serrano, "Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario", Ing. Tesis, Dept. Ingeniería, Universidad Nacional Autónoma de México, México D.F., México, 2015.
- [8] M. Bayarri, "Diseño del subsistema de comunicaciones del satélite Politech.1", Ing. Tesis, Dept. de Comunicaciones, Universidad Politécnica de Valencia, Valencia, España, 2012.
- [9] B. Sklar. (2001). Digital Communications, Fundamentals and Applications (2nd ed.) [Online]. Disponible en: http://userspages.uob.edu.bh/mangoud/mohab/Courses_files/sklar.pdf
- [10] M. S. Jiménez, "Comunicación Digital", Quito-Ecuador, 2012.
- [11] CubeSatShop. (2018, Enero). CubeSatShop. Available: <https://www.cubesatshop.com/>
- [12] J. P. Dignani, "Análisis del protocolo Zigbee", Ing. tesis, Dept. de Informática, Universidad Nacional de la Plata, La Plata, Argentina, 2011.



Carla Estefanía Guerrero Monta, nació en Quito-Ecuador el 18 de septiembre de 1991. Realizó sus estudios secundarios en el Colegio Nacional Mixto Eloy Alfaro, donde obtuvo el título de Bachiller en Físico Matemático. Se graduó de Ingeniera en Electrónica y Telecomunicaciones en la Facultad de Ingeniería Eléctrica de la Escuela Politécnica Nacional.

Actualmente se desempeña como Asistente de Tecnologías de la Información y Comunicaciones en la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica de la Escuela Politécnica Nacional Quito-Ecuador.



Luis Fernando Carrera Suárez, nació en Quito-Ecuador el 5 de agosto de 1970. Se graduó de Ingeniero en Electrónica y Telecomunicaciones en la Facultad de Ingeniería Eléctrica de la Escuela Politécnica Nacional en 2001. Becario de la Secretaría de Educación Superior Ciencia y Tecnología e Innovación SENESCYT de Ecuador para la realización de estudios de maestría y

doctorado. Obtuvo el título de Master Universitario en Tecnologías, Sistemas y Redes de Comunicaciones en 2010 en la Universidad Politécnica de Valencia-España. En 2010 obtuvo el título de Diploma Superior en Plataformas Operativas para Inter-networking en la Escuela Politécnica Nacional. En 2015 obtuvo el título de doctor por la Universidad Politécnica de Valencia- España. Entre 2010 y el 2015 formó parte del Grupo de Radiación Electromagnética (GRE) del Instituto de Telecomunicaciones y Aplicaciones Multimedia (iTEAM) de la Universidad Politécnica de Valencia.

Actualmente se desempeña como profesor titular en el Departamento de Telecomunicaciones y Redes de Información de la Escuela Politécnica Nacional Quito-Ecuador.