



Revisión del contexto operacional del software de monitoreo y control en tierra de un nanosatélite

Review of the operational context of monitoring software and ground control of a nano-satellite

Pablo Roberto Pinzón Cabrera¹, Freddy Alexander Díaz González²

ARTÍCULO DE INVESTIGACIÓN

Fecha de recepción:
25-05-2015

Fecha de aceptación:
11-05-2016

ISSN: 2344-8288

Vol. 4 No. 1

Enero - Junio 2016

Bogotá-Colombia

Para citar este artículo: Pinzón, P. R.; Díaz, F. A. (2016). Revisión del contexto operacional del software de monitoreo y control en tierra de un nanosatélite, 4(1), 56-72.

Resumen

El software de monitoreo y control en tierra es el sistema que permite controlar el funcionamiento del payload de un satélite de tipo académico. Debido a los requerimientos específicos de cada misión y su funcionalidad, este software debe ser desarrollado a la medida. En este documento se presenta una descripción general de las características que definen el funcionamiento de un sistema nanosatelital, de manera que permitan estructurar el contexto operacional del software de monitoreo y control en tierra como etapa inicial de su proceso de desarrollo.

Palabras clave: nanosatélite, estación terrena, software, monitoreo y control.

Abstract

The monitoring and ground control software is the system that allows controlling operation of an academic nature satellite payload. Due to specific requirements of each mission and its functionality, this software should be developed to measure. This paper provides an overview of the characteristics that define operation of a nanosatellite system, so that these can structure the operational context of monitoring and ground control software as initial stage of its development process.

Keywords: nano-satellite, earth station, software, monitoring and control.

¹Ingeniero de Sistemas y Telecomunicaciones, Universidad Sergio Arboleda. Correo electrónico: pablor.pinzon@correo.usa.edu.co

²Magíster en Ingeniería Electrónica, Universidad Sergio Arboleda. Correo electrónico: freddy.diaz@correo.usa.edu.co

INTRODUCCIÓN

Actualmente la Universidad Sergio Arboleda se encuentra en proceso de desarrollo de un nanosatélite de aproximadamente 4,5 Kg, que tendrá como propósito realizar la captura de imágenes de la superficie terrestre, mediante la implementación de un *payload* con sensores ópticos.

La necesidad de controlar las operaciones del satélite para gestionar la captura de fotografías, hace necesario que la misión deba contemplar el desarrollo de un software a la medida que permita telecomandar el comportamiento general del satélite desde la estación terrena; sin embargo, antes de iniciar con el proceso de desarrollo y de manera que se pueda estructurar un proceso de captura de requerimientos como etapa inicial del desarrollo, es necesario hacer una revisión de las principales características relacionadas con el funcionamiento del sistema satelital en su totalidad. Esta etapa de análisis, permite definir el contexto operacional del software de control en tierra y permitirá llevar a cabo las fases siguientes del ciclo de vida.

En este artículo se realiza la descripción del funcionamiento general del sistema satelital y las características de los diferentes elementos que lo componen. Se explica el origen de las misiones nanosatelitales, se describen los componentes del *spacecraft*, las características de las órbitas en las que se puede desplegar y se definen las tareas y operaciones estándar que deben ser ejecutadas por el sistema de control en tierra, en el cual el software de monitoreo y control es el elemento principal.

SATÉLITES ACADÉMICOS

Los satélites desempeñan un papel esencial en los servicios de telecomunicaciones, sistemas de posicionamiento global y sistemas de percepción remota. A través de esta tecnología se tiene

televisión de alta definición, telefonía e Internet, en casi cualquier lugar del planeta. Así mismo, los satélites permiten realizar tareas de observación de la Tierra, de forma que es factible obtener información de la superficie terrestre, de los fenómenos climáticos y de la población[1].

Un satélite (*spacecraft*) es un dispositivo complejo, compuesto por sistemas electrónicos, físicos, mecánicos y aplicaciones software, entre otros, que interoperan de modo preciso. Su construcción requiere de un gran potencial industrial y convoca un desenvolvimiento integral de diferentes áreas del conocimiento; por este motivo, solo algunos países en el mundo tienen la capacidad económica y tecnológica de desarrollar e implementar satélites de gran volumen; sin embargo, en la actualidad es posible que países en vía de desarrollo puedan construir sus propios satélites con fines académicos, en un corto tiempo y a solo una fracción del costo, mediante la utilización de un estándar denominado *CubeSat*.

Satélites tipo CubeSat

CubeSat es un estándar para el desarrollo de satélites con fines académicos y científicos, establecido en conjunto por la Universidad de Stanford y la Universidad Politécnica de California (CalPoly) en el año 1993. El término *CubeSat* hace referencia a la forma en la que el estándar define la construcción del satélite; un cubo de 10 cm de arista con una masa de hasta 1,33 kg, también denominado pico satélite o satélite de una unidad (1U) —sin embargo, el estándar habilita configuraciones de satélites en arreglos de hasta 6 unidades (6U)[2]. La disminución de los costos en el desarrollo de este tipo de satélites se da en parte por la utilización de componentes tipo *commercial off-the-shelf* (COTS) para la construcción de sus elementos electrónicos[3]. La Figura 1 muestra el aspecto de un nanosatélite *CubeSat* de 2U.

Aunque la estandarización en las características de los componentes que se deben utilizar en la construcción del satélite disminuye notablemente

los costos de implementación, es el lanzamiento y el despliegue lo que resulta más costoso en la puesta en marcha de una misión satelital, pues se debe contar con un sistema cuya su naturaleza es más compleja que el desarrollo del satélite en sí: una plataforma para el lanzamiento de cohetes[4]. Teniendo en cuenta este factor, *CubeSat* también define un mecanismo que permite aprovechar los lanzadores de cohetes que prestan servicios de mensajería espacial para desplegar varios pequeños satélites al mismo tiempo, denominado *Poli Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD), un mecanismo tubular capaz de contener 3 unidades *CubeSat* (1U+1U+1U), (1U+2U) o (3U), que puede ser integrado a cualquier vehículo de lanzamiento y libera en órbita los satélites de manera segura, sin ocasionar daño en sus componentes[5]. De esta manera, utilizando el P-POD y los vehículos lanzadores disponibles, varios satélites *CubeSat* pueden ser puestos en órbita al mismo tiempo, lo que reduce los costos de lanzamiento y, por ende, los costos en el desarrollo de la misión satelital.

Aprovechando las características del estándar *CubeSat* se ha viabilizado la posibilidad de que países en desarrollo como Colombia puedan

incursionar en el campo de la ingeniería aeroespacial y fortalezcan la formación de estudiantes, profesionales en ingeniería e investigadores, a través de la puesta en marcha de misiones pico/nanosatelitales.

Características de un sistema nanosatelital

El principal objetivo de los sistemas satelitales en general es aprovechar la altura del *spacecraft* en el espacio para retransmitir señales de comunicación entre dos puntos alejados de la Tierra y/o para realizar observación de la superficie del planeta por medio de la captura de imágenes o video. Para cumplir con estos propósitos los sistemas satelitales dependen de la comunicación básica entre una estación en tierra y el satélite en el espacio, también denominados segmento terrestre y segmento espacial respectivamente[6]. Estos dos componentes envían y reciben datos entre sí por medio de un enlace de comunicaciones específico, llamado segmento de enlace. La Figura 2 muestra el concepto de los tres segmentos como elementos principales de un sistema satelital.

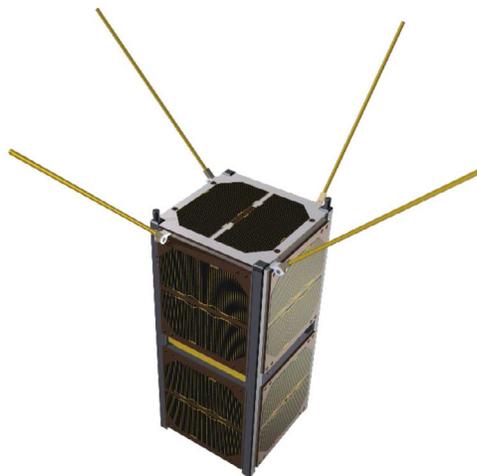


Figura 1. Satélite tipo *CubeSat* de 2U
Fuente: (GomSpace, 2015)

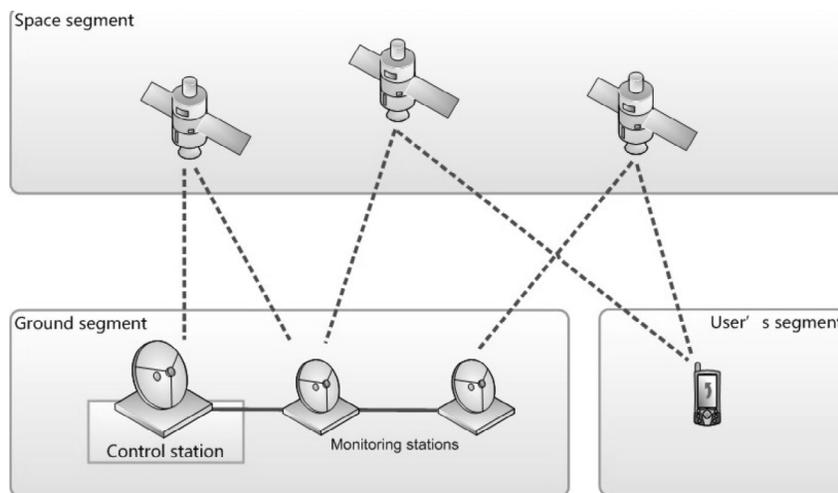


Figura 2. Elementos de un sistema satelital

Fuente: (AccessFeld, 2015)

El segmento espacial del sistema satelital puede estar compuesto por un *spacecraft* o varios que se comunican entre sí mediante estaciones en tierra. El segmento espacial está definido por dos elementos, el *spacecraft* y las órbitas en las que este se puede ubicar.

Subsistemas de un nanosatélite

La arquitectura estándar de un satélite académico tipo *CubeSat* se compone de dos grandes módulos: el BUS y la carga útil (*payload*), cada uno integrado por una serie de elementos específicos. El BUS contiene todos los subsistemas necesarios para el funcionamiento del satélite y puede tener dos tipos de topologías para interactuar con sus componentes; la primera, *maestro-esclavo*, en la que el subsistema *Command and Data Handling* (C&DH) actúa como maestro de la red, distribuyendo la información a los demás subsistemas que actúan como esclavos; la segunda denominada *distribuida*, en la cual cada subsistema tiene control de sus acciones[7]. Por su parte el *payload* hace referencia al subsistema que da origen a la funcionalidad principal del satélite[8]. La Figura 3 muestra un ejemplo de la disposición espacial de los subsistemas del

BUS y el *payload* dentro de la estructura de un nanosatélite tipo *CubeSat* de tres unidades.

A cada uno de los subsistemas del satélite se le asigna mayor o menor prioridad dependiendo de los objetivos y complejidad de la misión satelital. A continuación se presenta una breve explicación de cada uno de ellos[9].

1) **Command & Data Handling (C&DH):** El C&DH es el sistema software principal del satélite, encargado de administrar, procesar y almacenar los datos que obtiene de los demás subsistemas del BUS. El software C&DH se implementa sobre un sistema operativo en tiempo real (RTOS), el cual a su vez se ejecuta sobre el OnBoard Computer (OBC), un sistema embebido que actúa como pequeño procesador. Las tareas principales del C&DH son activar los modos de operación del satélite, consultar el estado de operación de los demás subsistemas y gestionar los comandos enviados desde la estación terrena. El C&DH es el maestro de la red de subsistemas.

2) **Electrical Power System (EPS):** El EPS es el subsistema que se encarga de manera eficiente de la recolección, el almacenamiento y la distribución de la energía a los subsistemas del satélite, además de protegerlos de la sobrecarga de voltaje y corriente.

3) Communications System (COMM): El COMM es el subsistema responsable de gestionar y administrar la comunicación entre el satélite y la estación terrena, para la transmisión y la recepción de los datos a través de diferentes bandas de frecuencia (UHF, VHF, S, K). Para ello, el COMM provee un enlace para la descarga de la telemetría y otro para realizar la carga de telecomandos[10]. Generalmente el COMM está compuesto de un radio transceptor, antenas monopolo y una antena MicroStrip.

4) Thermal Control System (TC): El TC es el subsistema que controla y monitorea la temperatura interna del satélite, para mitigar los efectos del estrés térmico en los subsistemas con componentes sensibles a los cambios súbitos de temperatura. Para el TC se usan recubrimientos de aluminio armonizado y calefactores resistivos.

5) Attitude Determination and Control System (ADCS): El ADCS es el subsistema que se encarga de la orientación y rotación del satélite en el espacio. Permite realizar el apuntamiento para establecer enlaces de comunicación, capturar imágenes de la

superficie terrestre y exponer los paneles solares. Como actuadores, el ADCS utiliza ruedas de reacción y magneto-torques. Sus sensores se basan en giroscopios y magnetómetros.

6) Payload: El módulo payload desarrolla el experimento, la funcionalidad principal o si se quiere, el propósito mismo de la misión satelital. Por ejemplo, para un satélite con el cual se pretenda realizar observación de la Tierra, el payload sería el sistema de captura de imágenes. En satélites académicos el payload puede ser la validación de un prototipo de uno de los subsistemas del BUS; o en misiones de mayor complejidad, puede ser un módulo que por ejemplo registre variables del crecimiento de bacterias en condiciones de gravedad cero[11]. El payload representa un desafío para el equipo de desarrollo, no solo para la construcción del spacecraft, sino también para el acoplamiento de todo el sistema satelital, puesto que es en torno a su funcionalidad que se origina la mayoría de operaciones específicas en el enlace de comunicaciones y el segmento terrestre.

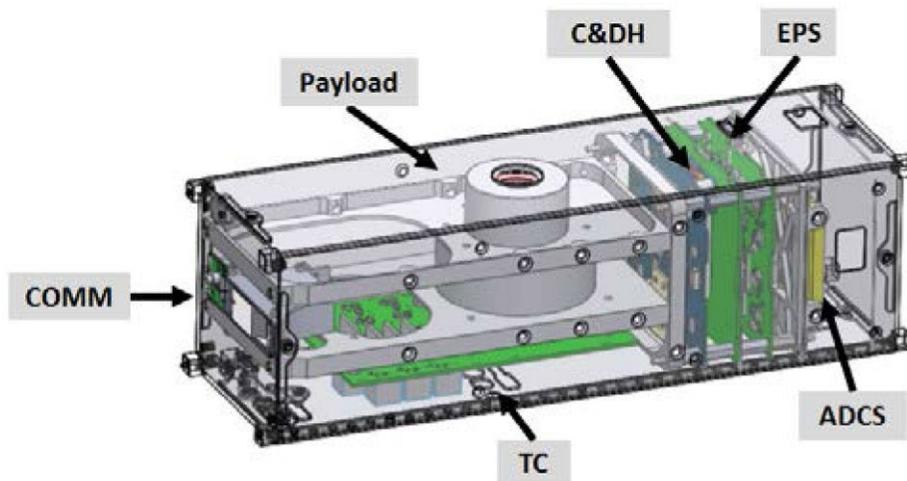


Figura 3. Subsistemas y componentes internos de un satélite académico

Fuente: Adaptado de (CubeSatKit, 2015)

Órbitas terrestres para un nanosatélite

Se llama órbita a la trayectoria que traza un objeto en torno a otro, debido a la influencia de una fuerza interna del sistema como por ejemplo la gravitacional. La órbita hace que el objeto orbitador trace un movimiento circular, elíptico, parabólico o hiperbólico alrededor del objeto orbitado, que para el caso más simple serían la luna y la Tierra. Una de las principales características de las órbitas es que su excentricidad varía a lo largo del tiempo por perturbaciones gravitatorias entre ambos cuerpos; esto hace que los valores de *foco* y *directriz* cambien notablemente, afectando la trayectoria del elemento. Entre mayor sea el valor de la excentricidad, mayor será la curvatura de la órbita.

Las órbitas se pueden clasificar de acuerdo con su grado de inclinación, la dirección del movimiento del objeto sobre ellas, la interacción entre los elementos del sistema y finalmente, de acuerdo con su altura respecto al objeto orbitado. Los tipos de órbitas terrestres según su grado de inclinación son: *órbita ecuatorial*, cuando la inclinación es de aproximadamente 0° y traza el movimiento sobre la línea ecuatorial del planeta; u *órbita polar*, con cerca de 90° de inclinación. Si la inclinación de la órbita está entre 90° y 270° la dirección de su movimiento cambia de oeste a este. En este caso las órbitas se denominan *órbitas retrógradas*. Para inclinación entre 270° y 90° las órbitas se nombran *órbitas directas* y la dirección de su movimiento es de este

a oeste[12]. Sin embargo, si las órbitas se clasifican según la interacción que se da entre los elementos del sistema, aquellas que tienen mayor relevancia se denominan *órbitas geocéntricas*. Estas se generan de acuerdo con la fuerza gravitacional que ejerce el objeto orbitado sobre los cuerpos orbitadores.

Las órbitas geocéntricas se catalogan en cuatro clases primordiales, dependiendo de la altura que existe con respecto a la superficie del objeto central, como se observa en la Figura 4. El tiempo que toma realizar la transmisión y recepción de señales de comunicación, varía como consecuencia de la altura de la órbita[12].

Las órbitas terrestres tienen tres principales características: el rango de altura dentro del cual la órbita se puede encontrar, el retardo aproximado que tienen las señales de comunicación en ser recibidas y transmitidas con respecto a la Tierra, y el periodo orbital aproximado, es decir el tiempo que demora un elemento sobre la órbita en dar una vuelta completa a la Tierra. Por lo general los satélites académicos se despliegan en LEO (Low Earth Orbit, órbitas baja terrestre) y la mayoría de las operaciones necesarias para coordinar la comunicación con la estación terrena se origina debido a la trayectoria que marca el *spacecraft* sobre el cielo. Los sobrevuelos de la nave sobre la estación terrena originan la *ventana de visibilidad*, que se convierte en el único momento en el que la estación terrena puede establecer comunicación directa con el satélite[12].

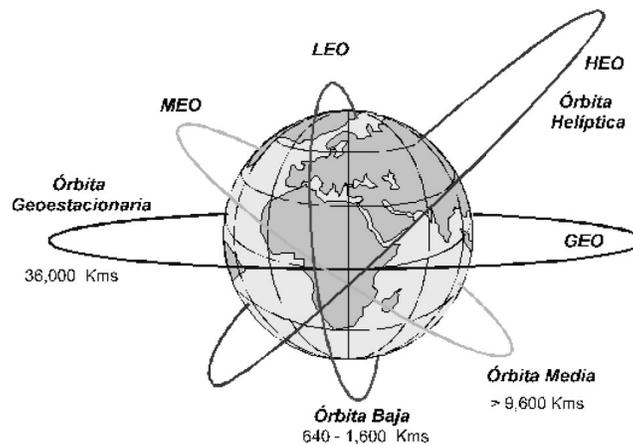


Figura 4. Órbitas terrestres para un sistema satelital

Fuente: (Aulasat Wikispaces, 2015)

El enlace de comunicaciones

El principal objetivo de las misiones satelitales es descargar a la estación terrena del sistema los datos que produce el *spacecraft* en el espacio, razón por la cual el segmento de comunicaciones es vital. El sistema de comunicaciones, también llamado segmento de enlace, es el mecanismo que permite la comunicación entre el satélite y la estación terrena de la misión. El enlace posibilita a las dos terminales enviar y recibir datos a través de ondas de radio que viajan por el espacio mediante el uso de una serie de dispositivos situados en los nodos. En la Figura 5 se muestra el modelo básico del sistema de comunicaciones para una misión satelital de tipo académico.

La estación terrena debe ser capaz de recibir datos enviados por el satélite —que se relacionan con sus parámetros de operación— y también debe transmitir telecomandos con el fin de poder controlar el comportamiento del *spacecraft*. Para ejecutar estas tareas es necesario utilizar dos enlaces diferentes, o dos canales de datos individuales, uno para la subida de datos (*uplink*) y otro para la bajada (*downlink*). Esto se debe a que en el nivel

físico de la comunicación no es viable emplear un mismo canal de transporte para transmitir y recibir señales, por esto generalmente se manejan las bandas UHF/VHF para el segmento de enlace de satélites académicos. Algunas misiones satelitales en las que se necesita la descarga de una gran cantidad de datos, se utiliza un enlace *downlink* adicional, por lo general en Banda-S[13].

El satélite emite dos señales de datos *downlink*, una denominada *Beacon* y otra para datos de telemetría. El *Beacon* se transmite con una periodicidad determinada y es la manera de notificar a las estaciones terrenas la ubicación del *spacecraft* dentro de la trayectoria orbital. Esta señal es transferida no solo por satélites sino también por diferentes vehículos aéreos, e incluso por dispositivos terrestres. La información que se transmite por *Beacon* usualmente contiene datos estratégicos que denotan la identificación de la nave y datos de operación básica de los módulos del satélite como corriente, voltaje y temperatura. La telemetría son datos del funcionamiento del satélite que se envían a solicitud de la estación terrena. Estos datos pueden ser señales de sensores

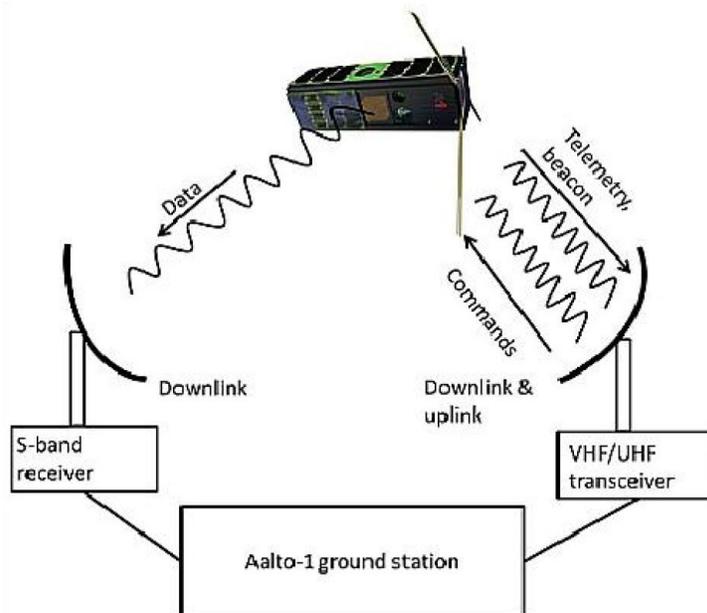


Figura 5. Enlaces de comunicación entre el satélite y la estación terrena

Fuente: (Sharing Earth Observation Resources, 2015)

o datos de configuración del satélite que no son transmitidos en la información del *Beacon*[14]. Para emitir las señales de *Beacon* y telemetría por demanda generalmente se aprovechan frecuencias en la banda VHF. Para transmitir datos de *payload* con un mayor ancho de banda y velocidad se utilizan frecuencias en Banda-S.

La señal de *uplink* es el canal por el cual se envían los telecomandos desde la estación terrena hacia el satélite, para poder controlar su comportamiento en el espacio. Los telecomandos corresponden a órdenes que se transmiten por medio de códigos específicos. El C&DH debe poder entender estos códigos como peticiones para ejecutar ciertas acciones en el satélite[14]. Las frecuencias para transmitir las señales de *uplink* generalmente son en la banda UHF.

Los terminales del segmento de enlace son el conjunto de antenas que hace posible la transmisión y recepción de las señales de radio a través del espacio libre. Una antena es un elemento que opera en la capa física de la comunicación, permitiendo la traducción de energía eléctrica en ondas electromagnéticas para el caso de una antena transmisora y viceversa, en el caso de una antena receptora. Las principales características de las antenas son: frecuencia de operación, ancho de banda, patrón de radiación, directividad, ganancia, eficiencia, impedancia de entrada y tipo de polarización. Todas estas determinan la efectividad de la antena de acuerdo con las necesidades del sistema de enlace satelital. Las misiones satelitales académicas emplean en su mayoría un juego particular de antenas que se localiza en ambas terminales del enlace. En el satélite se usan *antenas de hilo*, también llamadas *antenas de cinta*, para la comunicación en UHF/VHF; y *antenas planas*, como las *MicroStrip*, para la transmisión en Banda-S. En la estación terrena se usan *antenas Yagi* o *antenas helicoidales*, para la transmisión y recepción en UHF/VHF, y *antenas plato*, para la recepción en Banda-S. Estas últimas pueden ser antenas de *foco primario*, *offset* o *Cassegrain*[15].

Para poder establecer enlaces de comunicación en las bandas de frecuencias específicas es necesario utilizar juegos de radios de ambas terminales. Para el enlace UHF/VHF se utilizan radios transceptores y para el enlace Banda-S se utilizan un radio transmisor en el *spacecraft* y un radio receptor en la estación terrena.

Los radios UHF/VHF emplean bandas del espectro electromagnético que ocupan frecuencias entre 30 MHz y 300 MHz; sin embargo, para el uso en misiones satelitales de tipo académico, generalmente se utilizan frecuencias designadas para radioaficionados, las cuales se hallan entre 145,940 MHz y 145,990 MHz[16][17]. El radio Banda-S, por su parte, usa un rango del espectro electromagnético que ocupa frecuencias entre 2,0 GHz y 4,0 GHz según el estándar 521-1984 del Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE). Para aplicaciones satelitales, estos radios actúan en un rango de frecuencias entre 2,0 GHz y 2,48 GHz, y tienen una velocidad de aproximadamente 1 Mbit por segundo.

Para que el satélite y la estación terrena puedan establecer una comunicación efectiva, se deben definir unas reglas que permitan administrar los tiempos de transmisión, recepción, formato de las tramas de datos, etc.; a esto se le denomina protocolo de comunicaciones. Mediante este protocolo es posible gestionar la comunicación del sistema utilizando dispositivos transceptores y receptores.

Uno de los protocolos de mayor uso en frecuencias UHF/VHF para aplicaciones satelitales académicas es AX.25, que funciona en la capa de enlace del modelo *Open System Interconnection* (OSI) y transporta las tramas de datos desde la capa de aplicación hasta la capa física. En el proceso, AX.25 añade información a las cabeceras de los paquetes, de forma que detecta y corrige errores en los datos. La Figura 6 muestra el rol del protocolo AX.25 en el tratamiento de los datos del sistema satelital, actuando como enlace entre el dispositivo en el espacio y la estación terrena[18].

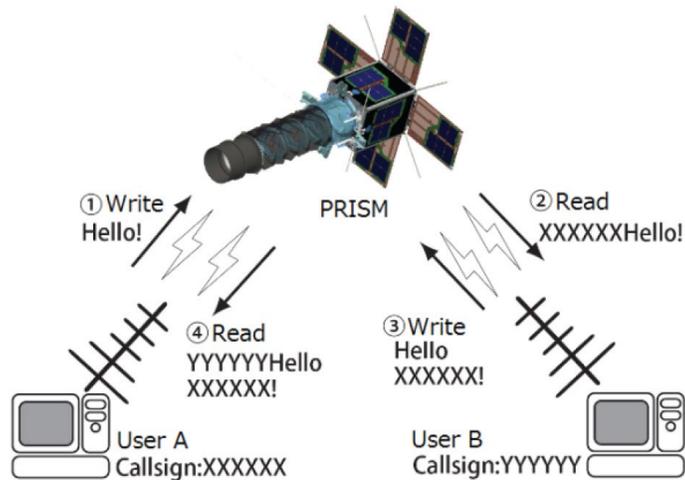


Figura 6. Protocolo AX.25 como enlace del sistema satelital

Fuente: (Amsat UK, 2015)

La estación terrena

La estación terrena es un conjunto de elementos de hardware y software que integrados ayudan a establecer comunicación con un satélite determinado, por medio de antenas, transmitiendo y recibiendo datos en una frecuencia determinada[19]. Algunos de sus componentes incluyen antenas receptoras y transmisoras, un servidor con un software de predicción y rastreo compatible con el satélite específico, y un transceptor con el que se pueden enviar y recibir señales de radio entre el satélite y el segmento en tierra[20]. Asegurar, en parte, el éxito de la misión depende de la estación terrena del sistema satelital, ya que esta actúa como etapa inicial y final del enlace de comunicación con el satélite en órbita.

La cantidad, los tipos de elementos y dispositivos que se deben utilizar para implementar una estación terrena varían de acuerdo con los requerimientos de administración y control específicos de cada misión; sin embargo, los siguientes elementos son esenciales[21]: un transceptor UHF/ VHF y un receptor Banda-S que tienen como labor principal modular y demodular las tramas de información recibidas desde el satélite o transmitidas desde la estación en tierra; una antena Yagi tipo hélice para el transceptor y una antena tipo plato para el receptor; un computador tipo servidor en el

que se deben ejecutar diferentes aplicaciones de software para llevar a cabo el conjunto de tareas de la estación terrena y en el cual se deben levantar servicios de conexión a Internet, bases de datos para la telemetría y ejecutar las interfaces hacia los radios de comunicación, y finalmente un mecanismo de rotores compuesto por actuadores de dos grados de libertad, mediante los cuales es posible realizar el apuntamiento automático de las antenas directamente al satélite, mientras este vuela sobre la línea de vista de la estación terrena. Esto es posible mediante la utilización de un software de auto-rastreo (*auto-tracking*) que entrega al sistema de rotores las coordenadas en *azimut* y *elevación* mediante uno o varios puertos de conexión del servidor. Los movimientos de las antenas en *azimut* y *elevación* se observan en la Figura 7.

Los elementos de hardware de la estación terrena pueden estar dispuestos de distintas formas, de acuerdo a las necesidades de la misión y con el modo de funcionamiento requerido. Esto es lo que se denomina arquitectura. Con una definición de arquitectura es posible caracterizar lógicamente las capas o los niveles en los que se ubica cada uno de los dispositivos de acuerdo con sus funciones o tareas, y además establecer una forma de comunicación entre ellos.

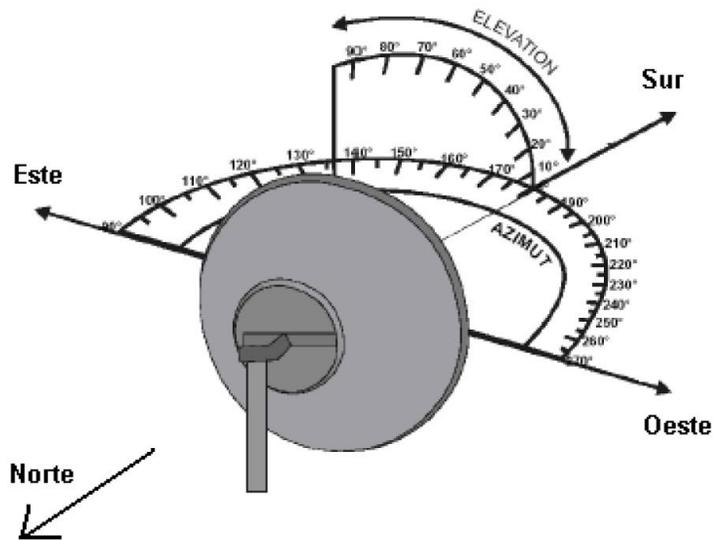


Figura 7. Rotación de las antenas de la estación terrena en *azimut* y elevación

Fuente: (ViaSatelital, 2011)

Control del nanosatélite

Los elementos de software de la estación terrena de una misión de tipo académico se asemejan, aunque a menor escala, a lo que se conoce como el *Houston* de las grandes misiones espaciales de la National Aeronautics and Space Administrativos (NASA). Para el caso de misiones pico nanosatelitales es tarea del software de la estación permitir el control y monitoreo de toda la misión, de la misma manera

que ocurre con el *Houston*. Esta se convierte en el único modo de poder conocer de forma verídica el estado de operación del *spacecraft* y, por ende, el estado de la misión. *Mission Control Center* (MCC) es el nombre que recibe el conjunto de aplicaciones de software que permite al segmento en tierra tener el dominio total de la misión y el control del comportamiento del satélite en el espacio[22]. La Figura 8 muestra el centro de control de una misión de un satélite académico.



Figura 8. MCC de una misión *CubeSat*

Fuente: (Naval Postgraduate School, 2015)

Tareas estándar del software en tierra

Las tareas de las cuales debe ser responsable el MCC se originan por el movimiento que hace el satélite sobre LEO y por la posición relativa de la estación terrena ante dicho movimiento. Dado que un satélite en órbita baja tarda aproximadamente 90 minutos en hacer un ciclo orbital —el periodo de la *ventana de visibilidad*— la estación terrena solo es capaz de hacer contacto con el satélite de tres a cinco veces al día, con una duración aproximada entre ocho y doce minutos cada vez[23] y no todos los días. Por esta razón, cada una de las ventanas que se establezcan debe aprovecharse al máximo por el MCC para recibir y enviar datos.

Para cumplir con las tareas de comunicación, el MCC requiere ejecutar una serie de operaciones específicas que se agrupan de acuerdo a las tres fases de paso del satélite y que se originan debido a su posición con respecto a la *ventana de visibilidad*: (1) *pre-paso*, (2) *tiempo real* y (3) *pos-paso*, como se observa en la Figura 9[24]. La fase de *pre-paso* agrupa tres tareas que se deben ejecutar previamente a la ventana de comunicación de la estación terrena con el satélite: predicción de la órbita, programación de la observación y generación de la lista de comandos.

Fase de pre-pasada

La predicción de la órbita permite obtener la localización exacta del satélite dentro de su órbita.

Las técnicas radiométricas escanean las órbitas y calculan su ubicación por medio de la combinación de tres mediciones: el tiempo que tardan las señales de radio (RF) en el trayecto de ida y vuelta (*estación terrena – satélite - estación terrena*), el cambio de frecuencia debido a la velocidad del satélite y por último, la relación entre la orientación de la antena, el *azimut* y la *elevación*. Debido al tiempo, los costos y la complejidad de esta actividad es necesario extraer de la página web del *Comando de Defensa Aeroespacial Norteamericano* (NORAD), los datos de posición y velocidad del satélite de interés, entregados en un formato denominado *Two Line Element* (TLE).

Para programar la comunicación entre la estación terrena y el satélite se tiene que conocer con antelación la posición y la velocidad del *spacecraft* con la intención de que el software de control de los rotores de las antenas de la estación terrena envíe los datos de apuntamiento hacia la dirección donde se realizará el primer contacto con el satélite. Previo al paso del satélite sobre la estación terrena, se debe preparar el envío de instrucciones y telecomandos que definen el comportamiento del satélite. Esta lista se genera a través de un software de control y debe ser configurado por un operador. Por ejemplo, para misiones con *payload* óptico los principales comandos que se pueden configurar son la captura de una foto y la orientación del ADCS.



Figura 9. Ventana de comunicación entre el satélite y la estación terrena

Fuente: Adaptado de (Intelsat, 2015)

Fase de tiempo real

La fase de tiempo real contempla cinco tareas a ejecutar dentro de la *ventana de visibilidad* de la estación terrena con el satélite: la rotación de las antenas, la transmisión de telecomandos y su verificación, la recepción de telemetría, la comprobación de los datos de operación y finalmente la recepción de los datos del *payload*.

Al iniciar el paso del satélite dentro de la ventana de comunicación, el software de control debe activar el rotor de las antenas y debe apuntarlas hacia el satélite. El sistema de rotación se debe controlar en tiempo real, al igual que la posición de *azimut* y la *elevación* de las antenas. Después se debe transmitir la lista de telecomandos generada en la fase de pre-pasada y verificar que haya sido recibida satisfactoriamente. Los comandos son recibidos en el satélite y almacenados en el OBC. Inmediatamente después de recibir los comandos, el satélite debe empezar a transmitir los datos solicitados. La estación terrena toma los datos, los desempaqueta, los guarda en una base de datos y los muestra en el software de control de la misión, para que los operadores del satélite analicen la información y programen la lista de nuevos comandos. Los datos que se obtienen pueden incluir valores de corriente, voltaje y temperatura de los subsistemas, entre otros. Luego de recibir la telemetría los datos deben compararse con respecto a rangos estándar de operación, se debe realizar la evaluación de su estado y los resultados deben

mostrarse en pantalla. Finalmente, si la misión contempla un enlace de bajada de datos adicional, como el de Banda-S, se deben recibir los datos del *payload*.

Fase de pos-pasada

La fase de pos-paso agrupa tres tareas que se deben llevar a cabo en la estación terrena al terminar la comunicación con el satélite: la valoración del estado del satélite, el procesamiento de los datos y el análisis de la información.

La estación terrena procesa la información recibida con el objetivo de analizar los datos del *payload* y telemetría. y para monitorear el estado del satélite. El software genera reportes para que los supervisores de la misión puedan planificar los diferentes comandos que se enviarán al satélite en la siguiente ventana de comunicación. El procesamiento de los datos se realiza de acuerdo con la información recibida, la cual se almacena en una base de datos; los datos del *payload* se guardan en una entidad específica del mismo esquema, para su posterior tratamiento. Por último, el análisis de la información lo efectúan los operadores de la estación terrena a través de la interfaz gráfica del software de control, realizando simulaciones, control de dispositivos de la estación terrena, gráficas de monitoreo de los subsistemas y demás acciones que requiera la misión satelital. La Figura 10 muestra los estados de operación del software de control en tierra.

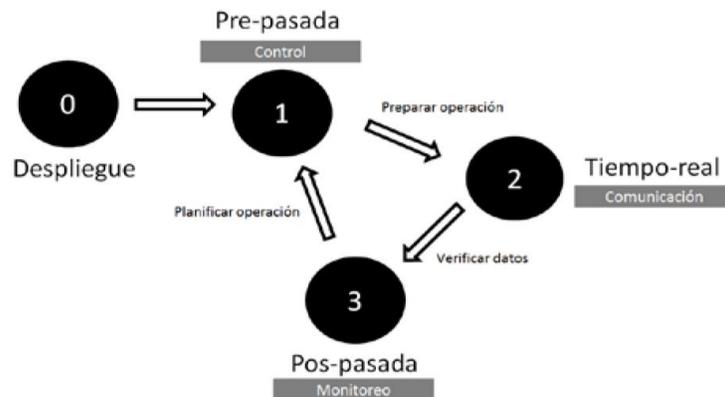


Figura 10. Estados de operación del software en tierra

Fuente: Elaboración propia

De acuerdo a los diferentes tipos de tareas que se deben ejecutar en la estación terrena —e independientemente de la arquitectura seleccionada— se pueden tener los siguientes tipos de aplicaciones software: un programa para la predicción de la trayectoria del satélite, un programa para la rotación automática de las antenas, un programa para el control de los radios transceptor y receptor, y un software de monitoreo y control del *spacecraft*[25]. Además, si la misión lo requiere, se debe tener un software para el procesamiento de los datos específicos del *payload*, que para el caso de un sistema de adquisición de imágenes puede ser utilizado para reconstruir las fotografías con base en los datos RAW recibidos[26].

Software de predicción de trayectoria

En la actualidad existen varias aplicaciones comerciales que permiten ejecutar algunas de las tareas del MCC. Por ejemplo, para realizar tareas puntuales como el *tracking* del satélite, en el que se integra la predicción de la trayectoria y la rotación de las antenas, existen programas como *Nova*, *Mercury*, *Orbitron*, *HummingBird*, *JSatTrack*, *J-Station* y *WXtrack*; sin embargo, una de las aplicaciones con

mejores características para hacer la predicción de la trayectoria es el software *Systems Tool Kit* (STK).

El STK es una aplicación de software desarrollada por la empresa *Analytical Graphics Incorporated* (AGI) que permite modelar diferentes tipos de sistemas complejos en tierra, agua y aire. En sus inicios se diseñó para modelar misiones satelitales; sin embargo, posteriormente empezó a usarse en el campo militar y para comunicaciones. Su principal singularidad es la visualización del rendimiento y la operación de dichos sistemas en 2D y 3D. El STK trabaja con un complejo motor geométrico que determina la dinámica de tiempo y espacio de objetos específicos, tomando en cuenta relaciones físicas de toda naturaleza. También es posible agregar sensores al modelo, de manera que se pueda obtener una visión clara y precisa del rendimiento del sistema. Mediante el STK se puede predecir la trayectoria del pico/nanosatélite sobre LEO con alta precisión. Esto se debe a que el software emplea una serie de avanzados algoritmos que consideran efectos de propagaciones y perturbaciones que no se tienen en cuenta con otras aplicaciones. En la Figura 11 se observa la representación de la trayectoria de un satélite sobre LEO.

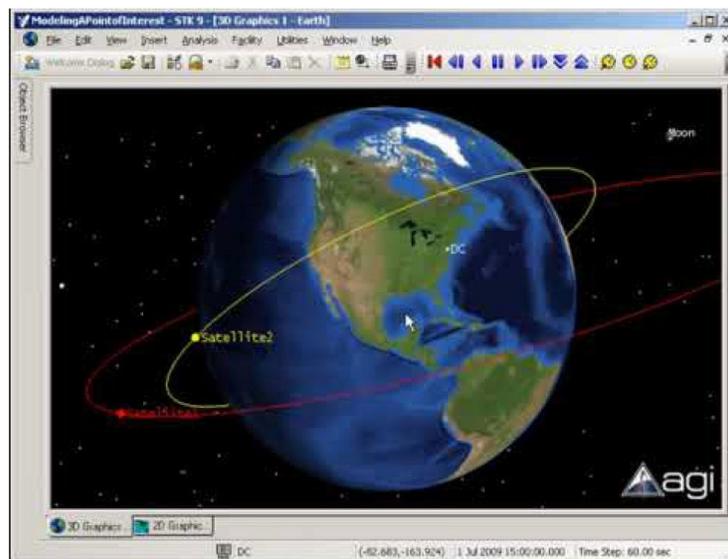


Figura 11. Predicción de trayectoria de un satélite sobre LEO

Fuente: (Kelso, 2015)

El STK es capaz de calcular con precisión los tiempos de inicio y fin de cada sobrevuelo del satélite sobre una estación terrena, además de los valores del movimiento en *azimut* y *elevación* de las antenas, con el objetivo de establecer línea de vista con el satélite. Con esta información es posible controlar con exactitud las tareas de comunicación y rotación de las antenas.

Otra de las aplicaciones software importantes del MCC de una misión satelital de tipo académico es el software de procesamiento de datos específicos del *payload*. Para el caso de los *payloads* ópticos es común que el procesamiento de las imágenes se realice en tierra, utilizando un software de procesamiento de imágenes (IRS) [27]. Por lo general, el tratamiento de las imágenes en tierra se realiza mediante la codificación de algoritmos especializados en MATLAB, un lenguaje de alto nivel con un entorno interactivo para cálculo numérico, visualización y programación, en el que es posible analizar datos, crear modelos y aplicaciones [28]. Sus herramientas y funciones matemáticas integradas permiten llegar a una solución más rápida en relación con lenguajes de programación tradicionales como C / C + + o Java.

Software de monitoreo y control

El software de monitoreo y control en tierra de una misión satelital de tipo académico (SM&C) es el sistema que permite a los operadores del MCC monitorear el funcionamiento del *spacecraft* en el espacio, controlar su comportamiento, gestionar la información de la misión y recibir y enviar datos a través del sistema de comunicaciones[29]. Una de las tareas principales del SM&C es gestionar todo el proceso de comunicación con el satélite mediante un módulo específico del programa denominado protocolo de enlace, con el que se asegura la descarga de datos de la carga útil, como por ejemplo las imágenes en satélites con *payload* óptico. Además, el SM&C debe proveer al usuario una interfaz gráfica dinámica que le facilite al operador monitorear el estado del satélite y controlar su comportamiento en el espacio [30][31]. En este orden, el software SM&C se convierte en el programa principal dentro del conjunto de aplicaciones que debe soportar el MCC de la estación terrena, ya que representa el *front-end* de toda la misión. La Figura 12 muestra el contexto operacional del software de control para una misión pico/nanosatelital.

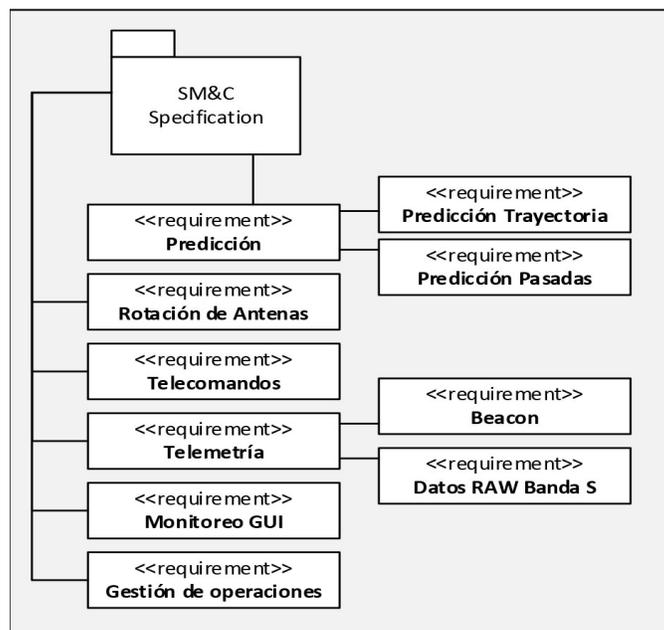


Figura 12. Contexto operacional del SM&C

Fuente: Elaboración propia

Como se observa en la Figura 12, se pueden determinar seis grupos de operaciones para el SM&C relacionadas con el funcionamiento y dinámica del sistema pico/nanosatelital. Estos grupos son: las tareas de predicción de trayectoria y pasadas del satélite sobre la estación terrena, la rotación en tiempo real de las antenas *Yagi* y de plato, el envío de telecomandos para controlar el comportamiento del satélite, la recepción del *Beacon* y los datos de telemetría que informan del estado de operación de los componentes del *spacecraft*, la recepción de los datos de las imágenes capturadas por el *payload* óptico, la visualización del monitoreo general de la misión y la gestión de operaciones generales, que tienen que ver con el negocio del sistema.

La Figura 13 muestra el ejemplo de una ventana de monitoreo de datos de un *CubeSat* de 1U desarrollado en Java.

De manera que no existan errores en el control del satélite que puedan ocasionar fallas irreparables y causen el fracaso de la misión, el diseño y desarrollo de todos los subsistemas del satélite —incluyendo el SM&C— deben cumplir con parámetros de robustez, fiabilidad, eficiencia, calidad y tolerancia a fallos, que den una respuesta óptima al ciclo de vida de las operaciones de la misión. Teniendo esto en cuenta y habiendo hecho el análisis del contexto operacional del SM&C, es posible iniciar con el proceso de desarrollo de software y la definición de una línea de requerimientos que sirvan como base a la elaboración de un diseño detallado de la lógica del negocio.

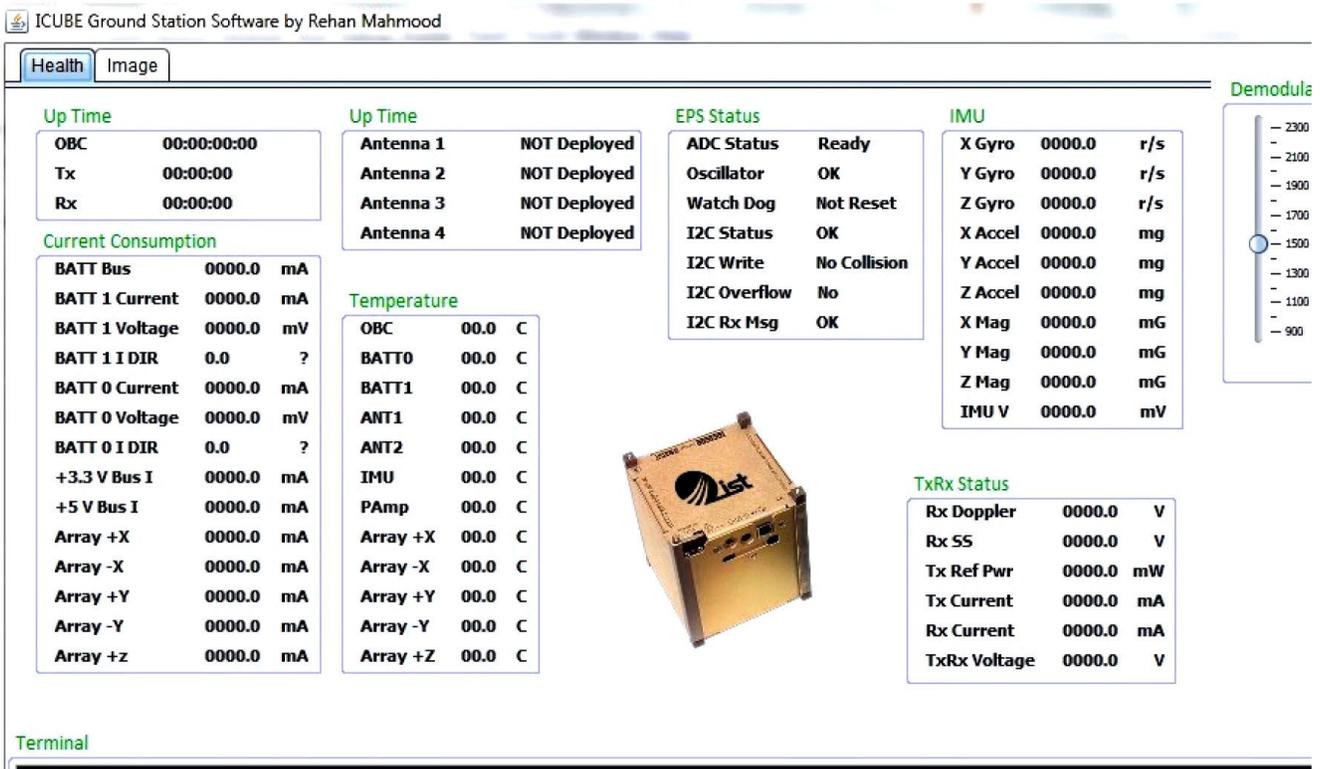


Figura 13. Ventana de monitoreo de datos del SM&C para una misión *CubeSat*
Fuente: (Alishan, 2015)

CONCLUSIONES

El software de monitoreo y control en tierra de una misión pico/nanosatelital debe contemplar para su operación y lógica de negocio las características de funcionamiento de cada uno de los elementos que componen el sistema satelital. El software debe: (1) utilizar los datos del STK para gestionar tiempos de comunicación con el satélite, transmisión de telecomandos, recepción de *Beacon* y datos de *payload*, (2) comunicarse programáticamente con los radios para recibir y enviar datos utilizando un protocolo específico, (3) realizar la rotación de las antenas en tiempo real, (4) entregar los datos RAW a un software de procesamiento de imágenes, (5) presentar una GUI que permita a los operadores de la misión visualizar de manera clara todos los datos y las operaciones del ciclo de vida de la misión, y finalmente, (6) guardar toda la información.

RECONOCIMIENTOS

Este trabajo de investigación se realizó dentro del marco del desarrollo de la misión satelital Libertad-2 de la Universidad Sergio Arboleda.

REFERENCIAS

- [1] DePasquale, D.; Bradford, J. (2013). *Nano/Microsatellite Market Assessment*. SpaceWorks Enterprises, Inc. (SEI).
- [2] Puig-Suari, J.; Turner, C.; Ahlgren, W. (2001). Development of the standard CubeSat deployer and a CubeSat class PicoSatellite. *Aerospace Conference, 2001, IEEE Proceedings, 1*: 347-353.
- [3] Triana, J. S.; Bautista, S.; Díaz, F. A. (2015). Identification of design considerations for small satellite remote sensing systems in low earth orbit. *Journal of Aerospace Technology and Management JATM, 7*(1): 121-134.
- [4] Lu, W.; Tan, Y.-P. (2003). Color filter array demosaicking: New method and performance measures. *Image Processing, IEEE Transactions on, 12*(10), 1194-1210.
- [5] Woellert, K.; Ehrenfreund, P.; Ricco, A. J.; Hertzfeld, H. (2011). CubeSats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. *Advances in Space Research, 47*(4), 663-684.
- [6] Ippolito Jr., L. J. (2008). *Satellite Communications Systems Engineering: Atmospheric Effects, Satellite Link Design and System Performance*. New York: John Wiley & Sons.
- [7] Addaim, A.; Kherras, A.; Zantou, B. (2007). Design of store and forward data collection low-cost nanosatellite. *Aerospace Conference, IEEE: 1-10*.
- [8] Fortescue, P.; Swinerd, G.; Stark, J. (Eds.). (2011). *Spacecraft Systems Engineering*. 4th Ed. New York: John Wiley & Sons.
- [9] Schor, D.; Kinsner, W.; Thoren, A. (2009). Satellite ground station emulator: An architecture and implementation proposal. *Electrical and Computer Engineering, CCECE '09, IEEE: 868-873*.
- [10] Ubbels, W. J. et al. (2005). Delfi-C3: A student nanosatellite as a test-bed for thin film solar cells and wireless onboard communication. *Recent Advances in Space Technologies, RAST. Proceedings of 2nd International Conference, IEEE: 167-172*.
- [11] Simms, L. M. et al. (2011). *Optical payload for the STARE mission. Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) 8044*.
- [12] Montenbruck, O.; Gill, E. (2012). *Satellite Orbits: Models, Methods and Applications*. Berlin: Springer Science & Business Media.
- [13] Cristea, O.; Dolea, P.; Dascăl, P. V. (2009). S-band ground station prototype for low-earth orbit nanosatellite missions. *Telecomunicații, LII*(1): 64-71.
- [14] Jussila, J. (2013). *S-Band Transmitter for Aalto-1 Nanosatellite* (Master's thesis). Helsinki: School of Electrical Engineering, Aalto University.
- [15] Fischer, M.; Scholtz, A. L. (2010). Design of a multi-mission satellite ground station for education and research. *Advances in Satellite and Space Communications (SPACOMM), Second International Conference, IEEE: 58-63*.

- [16] Aslan, A. R. et al. (2013). Development of a LEO communication CubeSat. *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 6th International Conference, IEEE*: 637-641.
- [17] Kasser, J. E. (1995). Amateur radio: Past, present and future. *IEE*, 41(1): 120-127.
- [18] Alminde, L.; Bisgaard, M.; Vinther, D.; Viscor, T.; Ostergaard, K. (2002). *Robustness of Radio Link between AAU-CubeSat and Ground Station*. Aalborg (Denmark): Department of Control Engineering, Aalborg University.
- [19] Nonsoque, C. A.; Molano, J. D.; Espíndola, J. E. (2012). *Montaje e implementación de una estación terrena satelital para el seguimiento de satélites de órbita baja*. Panamá: 10th LACCEI Latin American and Caribbean Conference.
- [20] Ichikawa, D. (2006). *CubeSat-to-Ground Communication and Mobile Modular Ground-Station Development*. Honolulu: Department of Electrical Engineering, University of Hawaii at Manoa.
- [21] Damerow, H.; Schwarz, J. (2003). Satellite data reception system at multimissin ground station. *Acta Astronautica*, 52(9): 753-756.
- [22] Kristensen, J., Winther, B. (2009). *Mission Control Center* (Doctoral dissertation). Kongens Lyngby (Denmark): Danmarks Tekniske Universitet, DTU.
- [23] Gilmore, J. S.; Wolhuter, R. (2009). Predicting low earth orbit satellite communications quality and visibility over time. *Southern Africa Telecommunication Networks and Applications Conference (SATNAC)*.
- [24] Kim, K.; Bang, H.; Chae, J.-S.; Park, H.-Y.; Lee, S.-H. (2011). Ground station design for ST- SAT-3. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 12(3), 283-287.
- [25] Vangli, H. (2010). *Construction of a Remotely Operated Satellite Ground Station for Low Earth Orbit Communication* (Master's thesis). Oslo: Department of Physics, University of Oslo.
- [26] Cutler, J. W.; Kitts, C. A. (1999). Mercury: A satellite ground station control system. *Aerospace Conference, IEEE*, 2: 51-58.
- [27] Lu, W.; Tan, Y.-P. (2003). Color filter array demosaicking: New method and performance measures. *Image Processing, IEEE*, 12(10): 1194-1210.
- [28] Ingle, V.; Proakis, J. (2011). *Digital Signal Processing Using MATLAB*. Boston: Cengage Learning.
- [29] Hermansen, B. S. (2006). *A Satellite Mission Control System* (Doctoral dissertation). Kongens Lyngby (Denmark): Danmarks Tekniske Universitet, DTU.
- [30] Du, Y. (2005). *A Satellite Ground Station* (Informatics and Mathematical Modelling thesis). Kongens Lyngby (Denmark): Danmarks Tekniske Universitet, DTU.
- [31] Choi, J. H. (2013). *Ground Segment Software Design and Development for Nanosatellite Space Missions* (Doctoral dissertation). Toronto: University of Toronto.