



UNIVERSIDAD UTE

**FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERÍA E
INDUSTRIAS**

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

**DESARROLLO DE UN SISTEMA DE DETECCIÓN DE CO₂ POR
MEDIO DE UN ESPECTRÓMETRO ÓPTICO**

**TRABAJO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO
DE INGENIERA EN MECATRÓNICA**

CADENA YANEZ PAMELA MISHHELL

DIRECTOR: ING. FAUSTO FREIRE

Quito, julio 2019

© Universidad UTE 2019.

Reservados todos los derechos de reproducción

FORMULARIO DE REGISTRO BIBLIOGRÁFICO

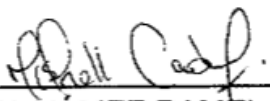
PROYECTO DE TITULACIÓN

DATOS DE CONTACTO	
CÉDULA DE IDENTIDAD:	1724165640
APELLIDO Y NOMBRES:	Cadena Yánez Pamela Mishell
DIRECCIÓN:	Guayllabamba/ Doña Ana
EMAIL:	Mishu.cadena@hotmail.com
TELÉFONO FIJO:	-
TELÉFONO MOVIL:	0996698081
DATOS DE LA OBRA	
TÍTULO:	DESARROLLO DE UN SISTEMA DE DETECCIÓN DE CO ₂ POR MEDIO DE UN ESPECTRÓMETRO ÓPTICO
AUTOR O AUTORES:	Cadena Yánez Pamela Mishell
FECHA DE ENTREGA DEL PROYECTO DE TITULACIÓN:	17/06/19
DIRECTOR DEL PROYECTO DE TITULACIÓN:	Ing. Fausto Freire
PROGRAMA	PREGRADO <input checked="" type="checkbox"/> POSGRADO <input type="checkbox"/>
TÍTULO POR EL QUE OPTA:	Ingeniería en Mecatrónica
RESUMEN: Mínimo 250 palabras	<p>Se propone el proceso para la implementación de un sistema capaz de medir el dióxido de carbono remotamente desde el nanosatélite de la universidad UTE. En el trabajo de titulación se ha usado el espectrómetro Argus 2000 que opera en el rango del infrarrojo cercano. Para determinar el buen funcionamiento entre el sistema y el nanosatélite se realizaron simulaciones de análisis por elementos finitos en el programa SolidWorks, además de una simulación electrónica para el acople de voltajes mediante el programa Altium. Los datos del sistema de medición de CO₂ se enviaron por protocolo de comunicación RS-232 a la tarjeta principal del nanosatélite, los que se pueden descargar a una base terrestre, mediante el dispositivo SDR (software definida por radio), en conjunto con la página web SatNogs. Los datos recolectados son tratados para obtener la cantidad de CO₂ en la atmosfera, medida en ppm (partes por millón) a partir de la radiancia solar adquirida por el sistema. El método usado fue DOAS-like, una simplificación del método de espectroscopia de absorción diferencial</p>

	<p>obteniendo resultados de 222,0952 ppm a 777,3332 ppm datos aceptables en mediciones de calidad del aire. Una de las entradas para el método DOAS-like se deriva de la posición que tiene el sistema sobre la tierra, por tanto, se desarrolló un predictor de órbita para el nanosatélite mediante el software Matlab. Las entradas de absorción de CO₂ para el método DOAS-like fueron generadas mediante la herramienta web HITRAN obteniendo resultados de 222,0952 ppm a 703,3808 ppm en presencia de luz solar. El algoritmo de simulación desarrollado tiene como salidas: coordenadas geodésicas y ppm, cada 60 s. Los resultados del algoritmo de geolocalización se compararon con datos tomados del programa Orbitron obteniendo un error $83218,87 \times 10^{-6}$ grados en la décima órbita de la longitud y de $714,72 \times 10^{-5}$ grados en latitud.</p>
<p>PALABRAS CLAVES:</p>	<p>nanosatélite, espectrómetro, base terrestre, protocolo de comunicación RS-232, método DOAS-like</p>
<p>ABSTRACT:</p>	<p>The process is proposed for the implementation of a system capable of measuring carbon dioxide remotely from the nanosatellite at UTE university. The Argus 2000 spectrometer operating in the near-infrared range has been used in the titling work. To determine the proper functioning between the system and the satellite, finite analysis simulations were performed in the SolidWorks program, as well as an electronic simulation for the coupling of voltages using the Altium program. The CO₂ measurement system data was sent by RS-232 communication protocol to the satellite's main card, which can be downloaded to a terrestrial base, using the SDR (radio-defined software) device, in conjunction with the SatNogs website. The collected data are processed to obtain the amount of CO₂ in the atmosphere, measured in ppm (parts per million) from the solar radiance acquired by the system. The method used was DOAS-like, a simplification of the differential absorption spectroscopy method obtaining results from 222.0952 ppm to 703,3808 ppm acceptable data in air quality measurements. One of the inputs for the DOAS-like method is derived from the system's position on earth, therefore an orbit predictor was developed for the satellite using</p>

	<p>Matlab software. The CO₂ absorption inputs for the DOAS-like method were generated by the HITRAN web tool obtaining results from 222.0952 ppm to 703,3808 ppm in the presence of sunlight. The simulation algorithm developed has as outputs: geodesic coordinates and ppm, every 60 s. The results of the algorithm were compared with data taken from the Orbit program getting an error 83218.87×10^{-6} degrees in the tenth orbit of the longitude and 714.72×10^{-5} degrees in latitude.</p>
<p>KEYWORDS</p>	<p>nanosatellite, spectrometer, ground base, communication protocol RS-232, DOAS-like method</p>

Se autoriza la publicación de este Proyecto de Titulación en el Repositorio Digital de la Institución.

f: 

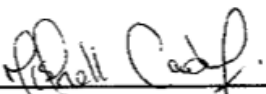
CADENA YÁMEZ PAMELA MISHELL
 1724165640

DECLARACIÓN Y AUTORIZACIÓN

Yo, **Cadena Yánez Pamela Mishell**, CI **1724165640** autora del proyecto titulado: **Desarrollo de un Sistema de Detección de CO₂ por Medio de un Espectrómetro Óptico** previo a la obtención del título de Ingeniera en Mecatrónica en la Universidad UTE.

1. Declaro tener pleno conocimiento de la obligación que tienen las Instituciones de Educación Superior, de conformidad con el Artículo 144 de la Ley Orgánica de Educación Superior, de entregar a la SENESCYT en formato digital una copia del referido trabajo de graduación para que sea integrado al Sistema Nacional de información de la Educación Superior del Ecuador para su difusión pública respetando los derechos de autor.
2. Autorizo a la BIBLIOTECA de la Universidad UTE a tener una copia del referido trabajo de graduación con el propósito de generar un Repositorio que democratice la información, respetando las políticas de propiedad intelectual vigentes.

Quito, 22 de julio del 2019

f: 


CADENA YÁMEZ PAMELA MISHELL
1724165640

DECLARACIÓN

Yo, **Pamela Mishell Cadena Yáñez**, declaro que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

La Universidad UTE puede hacer uso de los derechos correspondientes a este trabajo, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.

f:




CADENA YÁMEZ PAMELA MISHELL

1724165640

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo que lleva por título “**Desarrollo de un Sistema de Detección de CO₂ por Medio de un Espectrómetro Óptico**”, que, para aspirar al título de **Ingeniera en Mecatrónica** fue desarrollado por **Pamela Mishell Cadena Yánez**, bajo mi dirección y supervisión, en la Facultad de Ciencias de la Ingeniería e Industrias; y cumple con las condiciones requeridas por el reglamento de Trabajos de Titulación artículos 19, 27 y 28.



Fausto Freire

DIRECTOR DEL TRABAJO

C.I.1802424737

ÍNDICE DE CONTENIDO

	PÁGINA
RESUMEN	1
ABSTRACT	2
1. INTRODUCCIÓN	3
2. METODOLOGÍA	8
2.1. REQUERIMIENTOS	8
2.1.1. FUNCIONAMIENTO DEL SENSOR	9
2.1.2. ÁREA DE MEDICIÓN DEL SENSOR EN LA TIERRA	11
2.2. DISEÑO DEL SISTEMA	12
2.2.1. DISEÑO MECÁNICO	12
2.2.2. DISEÑO ELECTRÓNICO	15
2.2.2.1. Cálculo de potencia para el sistema	16
2.2.2.2. Cálculo de la fotocorriente	18
2.3. CONFIGURACIÓN DEL SENSOR	20
2.4. PAQUETE DE DATOS DEL SENSOR	22
2.4.1. PROGRAMACIÓN DEL SENSOR EN LA TARJETA PRINCIPAL DEL NANOSATÉLITE.	23
2.5. RECEPCIÓN DE DATOS	24
2.5.1. CÁLCULO DE TIEMPO PARA RECEPCIÓN DE DATOS	26
2.6. MODELACIÓN Y SIMULACIÓN DE CO ₂ EN LA ATMÓSFERA	27
2.6.1. CÁLCULO DE ÓRBITA	29
2.6.1.1. Predicción de órbita del nanosatélite	31
2.6.2. MÉTODO DOAS-LIKE PARA MEDIR EL CO ₂ EN LA ATMÓSFERA	33
2.6.2.1. Parámetros del método DOAS-LIKE	34
3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN	39
3.1. RESULTADOS DEL ALGORITMO PARA SIMULACIÓN DE MEDICIÓN DE CO ₂ EN LA ATMÓSFERA A PARTIR DE MEDIDAS DE RADIANCIA	39
3.2. RESULTADOS DE LA GEOLOCALIZACIÓN DEL SISTEMA	40
3.2.1. CORRECCIÓN DE LONGITUD	40
3.2.2. CORRECCIÓN DE LA LATITUD	41
3.3. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN DE MEDIDAS DE CO ₂	44
4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	47
BIBLIOGRAFÍA	48

ÍNDICE DE TABLAS

	PÁGINA
Tabla 1. Comparación de espectrómetros en satélites	7
Tabla 2. Longitud de onda en gases de efecto invernadero	9
Tabla 3. Características principales del sensor argus 2000	10
Tabla 4. Área en la tierra que argus 2000 detecta según altura del nanosatélite	11
Tabla 5. Pines para conexión del sensor (Thoth Technology, 2018)	17
Tabla 6. Fotocorriente en diferentes longitudes de onda	19
Tabla 7. Configuración de argus 2000(Thoth Technology, 2018)	20
Tabla 8. Formato para la configuración de argus 2000.	21
Tabla 9. Paquete de datos enviado por argus 2000	22
Tabla 10. Comandos de configuración de base terrestre	25
Tabla 11. Descripción de parámetros del tle	28
Tabla 12. Resultados de simulación	39
Tabla 13. Comparación del error rms con corrección	41
Tabla 14. Error RMS de latitud	43
Tabla 15. Datos simulación para medición de CO ₂ en la atmósfera	44

ÍNDICE DE FIGURAS

	PÁGINA
Figura 1. Niveles de CO ₂ 2019-05-11	3
Figura 2. Espectro electromagnético	4
Figura 3. Energía absorbida por espectroscopia ir	4
Figura 4. Radiancia solar receptada por el nanosatélite	5
Figura 5. Operación carga útil sentinel-5	6
Figura 6. Acoples de nanosatélite	6
Figura 7. Requerimientos del sistema de detección de CO ₂	9
Figura 8. Esquema del funcionamiento del sensor argus 2000	10
Figura 9. Área en la tierra detectado por el sensor	11
Figura 10. Diagrama de la estructura del sistema para medición de CO ₂	12
Figura 11. Carcasa del sensor argus 2000	13
Figura 12. Montaje de la carcasa del sensor argus 2000 sobre la placa de aluminio.	13
Figura 13. Diagrama de esfuerzo cortante y momento flector de la placa de aluminio	14
Figura 14. Deformaciones unitarias en la placa	15
Figura 15. Esfuerzo de von mises	15
Figura 16. Potencia consumida por el sistema de medición de CO ₂	17
Figura 17. Conexión sensor y placas funcionales del nanosatélite	18
Figura 18. Representación del funcionamiento electrónico del sensor	18
Figura 19. Eficiencia cuántica vs longitud de onda del sensor	19
Figura 20. Flujograma para encendido de argus 2000	23
Figura 21. Flujograma del proceso de configuración estación terrestre	24
Figura 22. Programa orbitron	25
Figura 23. Satnogs programación de nueva observación	26
Figura 24. Parámetros de un TLE	27
Figura 25. Elementos orbitales	28
Figura 26. Diagrama de actividades para la geolocalización de sistema de medición de CO ₂	29
Figura 27. Anomalía excéntrica	29
Figura 28. Sistemas de coordenadas de la tierra	32
Figura 29. Función eci2lla matlab	33
Figura 30. Flujograma del programa de simulación para la medición de CO ₂	33
Figura 31. Dispersión de fotones en la atmósfera	34
Figura 32. Radiancia vs longitud de onda obtenida por argus 1000.	36
Figura 33. Irradiación solar extraterrestre (astm g173-03,2012)	36
Figura 34. Herramienta hitran web para simulación de absorción.	37
Figura 35. Cantidad de la columna vertical GOME	38

Figura 36. Simulación para el sistema de medidas de CO ₂ en la atmósfera	39
Figura 37. Error rms por órbita	40
Figura 38. Error de longitud entre orbitron y algoritmo de matlab	41
Figura 39. Error entre latitud de Orbitron y Matlab	42
Figura 40. Error de latitud en la órbita 1	42
Figura 41. Error rms de la latitud por número de órbita	43

RESUMEN

Se propone el proceso para la implementación de un sistema capaz de medir el dióxido de carbono remotamente desde el nanosatélite de la universidad UTE. En el trabajo de titulación se ha usado el espectrómetro Argus 2000 que opera en el rango del infrarrojo cercano. Para determinar el buen funcionamiento entre el sistema y el nanosatélite se realizaron simulaciones de análisis por elementos finitos en el programa SolidWorks, además de una simulación electrónica para el acople de voltajes mediante el programa Altium. Los datos del sistema de medición de CO₂ se enviaron por protocolo de comunicación RS-232 a la tarjeta principal del nanosatélite, los que se pueden descargar a una base terrestre, mediante el dispositivo SDR (software definida por radio), en conjunto con la página web SatNogs. Los datos recolectados son tratados para obtener la cantidad de CO₂ en la atmosfera, medida en ppm (partes por millón) a partir de la radiación solar adquirida por el sistema. El método usado fue DOAS-like, una simplificación del método de espectroscopia de absorción diferencial obteniendo resultados de 222,0952 ppm a 777,3332 ppm datos aceptables en mediciones de calidad del aire. Una de las entradas para el método DOAS-like se deriva de la posición que tiene el sistema sobre la tierra, por tanto, se desarrolló un predictor de órbita para el nanosatélite mediante el software Matlab. Las entradas de absorción de CO₂ para el método DOAS-like fueron generadas mediante la herramienta web HITRAN obteniendo resultados de 222,0952 ppm a 703,3808 ppm en presencia de luz solar. El algoritmo de simulación desarrollado tiene como salidas: coordenadas geodésicas y ppm, cada 60 s. Los resultados del algoritmo de geolocalización se compararon con datos tomados del programa Orbitron obteniendo un error $83218,87 \times 10^{-6}$ grados en la décima órbita de la longitud y de $714,72 \times 10^{-5}$ grados en latitud.

Palabras clave: nanosatélite, espectrómetro, base terrestre, protocolo de comunicación RS-232, método DOAS-like.

ABSTRACT

The process is proposed for the implementation of a system capable of measuring carbon dioxide remotely from the nanosatellite at UTE university. The Argus 2000 spectrometer operating in the near-infrared range has been used in the titling work. To determine the proper functioning between the system and the satellite, finite analysis simulations were performed in the SolidWorks program, as well as an electronic simulation for the coupling of voltages using the Altium program. The CO₂ measurement system data was sent by RS-232 communication protocol to the satellite's main card, which can be downloaded to a terrestrial base, using the SDR (radio-defined software) device, in conjunction with the SatNogs website. The collected data are processed to obtain the amount of CO₂ in the atmosphere, measured in ppm (parts per million) from the solar radiance acquired by the system. The method used was DOAS-like, a simplification of the differential absorption spectroscopy method obtaining results from 222.0952 ppm to 777,3332 ppm acceptable data in air quality measurements. One of the inputs for the DOAS-like method is derived from the system's position on earth, therefore an orbit predictor was developed for the satellite using Matlab software. The CO₂ absorption inputs for the DOAS-like method were generated by the HITRAN web tool obtaining results from 222.0952 ppm to 777,3332 ppm in the presence of sunlight. The simulation algorithm developed has as outputs: geodesic coordinates and ppm, every 60 s. The results of the algorithm were compared with data taken from the Orbit program getting an error 83218.87×10^{-6} degrees in the tenth orbit of the longitude and 714.72×10^{-5} degrees in latitude.

Keywords: nanosatellite, spectrometer, ground base, communication protocol, DOAS-like method

1. INTRODUCCIÓN

Parte de la radiación emitida por el sol es absorbida por la tierra, los rayos solares revotan en la tierra y parte de ellos se quedan en la atmósfera proporcionando la temperatura adecuada para el desarrollo de la vida, pero debido al aumento de gases de efecto invernadero la energía del sol se queda en la atmósfera produciendo alteraciones en el clima. “Los aumentos en la concentración de gases interrumpen el equilibrio radiactivo natural y hacen que el sistema climático retenga el exceso de energía solar en la tierra, induciendo el fenómeno del calentamiento global”(Chesser et al., 2012). Entre los gases que contribuyen al cambio climático está el CO₂, que es emitido tanto natural como artificialmente esto en consecuencia de la combustión de madera petróleo y desechos que se usan en procesos industriales. El CO₂ ha aumentado en un 46% desde la revolución industrial. Scripps Institution of Oceanography, registró el 11 de mayo del 2019 el máximo contenido de CO₂ equivalente 415 ppm en aire limpio, mientras que en las ciudades este valor asciende a 700 ppm como indica la Figura 1. Los niveles de CO₂ aumentan junto con la temperatura de la tierra, en consecuencia, los glaciales se derriten y aumenta el nivel del mar.

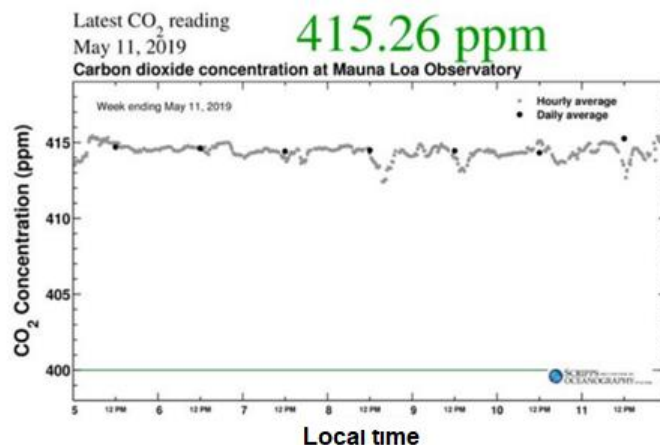


Figura 1. Niveles de CO₂ 2019-05-11
(Scripps Institution of Oceanography, 2019)

Para la medición de gases de efecto invernadero se usan estaciones terrestres de investigación con instrumentos de espectrometría. Estas mediciones son puntuales lo que significa que solo se realizan en una determinada zona, por tanto, no es posible obtener un mapa global con las emisiones de CO₂. Dichas estaciones usan la luz solar que es una onda formada por una parte eléctrica y otra magnética, que transmite energía por radiación electromagnética, como se observa en la Figura 2, la distancia entre dos picos de onda se denomina longitud de onda medida en m o nm, al conjunto de todas las longitudes de onda se le denomina espectro electromagnético.

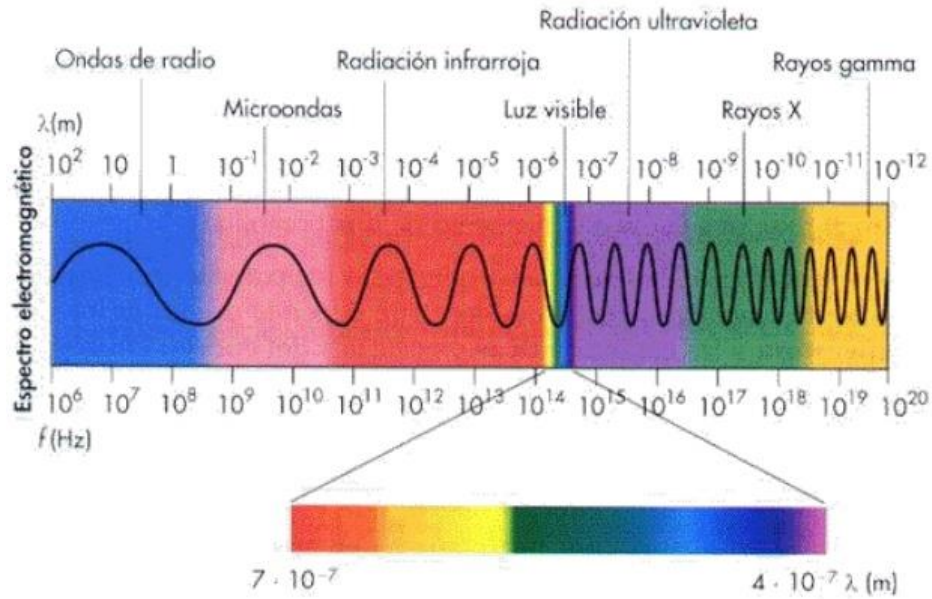


Figura 2. Espectro electromagnético (McMurry,2012)

A nivel molecular en el espectro electromagnético IR cercano que con rango entre 0.7 a 2.5 μm la luz es absorbida por una molécula de gas que se encuentra vibrando a la misma longitud de onda que la radiación infrarroja incidente, provocando con ello un cambio en la intensidad de la luz (Mondrag, 2000). Los fotones son absorbidos por la molécula lo que produce una disminución de radiación electromagnética. En la Figura 3, los picos hacia abajo indican que hubo absorción de energía por parte de la molécula de gas en esa longitud de onda.

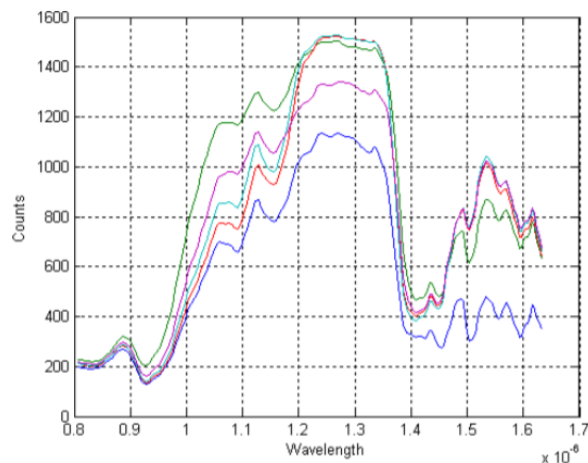


Figura 3. Energía absorbida por espectroscopia IR (Jagpal, 2011)

Los espectrómetros infrarrojos son usados en laboratorios para identificar diferentes tipos de gases. Estos dispositivos usan luz infrarroja con todas sus

propiedades conocidas para incidir sobre el elemento, este elemento absorbe la radiancia. Dependiendo de la cantidad absorbida de energía se determina la cantidad del elemento. Cada elemento posee una banda vibratoria diferente, así, es posible detectar el tipo de muestra que se tiene. El CO₂ posee una absorción de longitud de onda de 1570 a 1580 nm y 1600 a 1620 nm. (Jagpal, Quine, Chesser, & Abrarov, 2014). Los sistemas ópticos de detección de gases de efecto invernadero en lugar de la luz infrarroja, usan irradiación, que se define por la energía del sol que llega desde el espacio y es transmitida a la tierra por unidad de tiempo y superficie en determinada longitud de onda, sus unidades son $Wm^{-2} nm^{-1}$. En cuanto esta energía atraviesa la atmósfera y rebota en la tierra se convierte en radiancia, que se define como el flujo de energía que abandona un área con un ángulo en particular y sus unidades son $Wm^{-2} sr^{-1} cm^{-1}$. En la Figura 4 se puede apreciar que los sensores para detección de CO₂ de forma remota toman valores de radiación reflejada por la tierra.

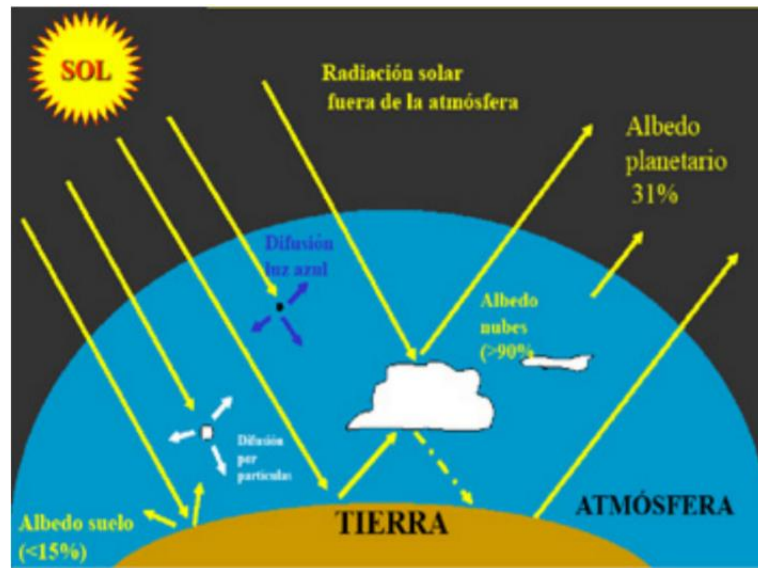


Figura 4. Radiancia solar receptada por el nanosatélite (Lorente,2010)

Potencias mundiales han lanzado dispositivos que permiten determinar condiciones atmosféricas de la tierra y se les denomina satélites meteorológicos. El Sentinel-5, posee un espectrómetro (TROMOPI) proporciona información global diaria sobre concentraciones de gases en la atmósfera, que son importantes para la calidad del aire (Veefkind et al., 2012) este espectrómetro realiza sus mediciones en la parte iluminada de la tierra, cuando se encuentra en ausencia de luz emplea un sistema para auto calibración, como muestra la Figura 5, TROMOPI cubre un amplio rango espectral de UV-VIS-NIR-SWIR es decir de 270 a 2385 nm.

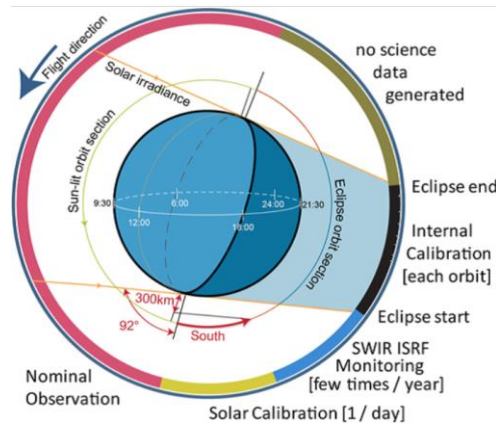


Figura 5. Operación carga útil SENTINEL-5 (Veeffkind et al., 2012)

El OCO-2 (*Orbiting Carbon Observatory 2*) es un satélite desarrollado por la NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) lanzado en el 2015 con la misión exclusiva del mapeo de CO₂ alrededor de la tierra, para lo cual emplea predicciones por interpolación espacial entre datos de zonas donde la presencia de nubes dificulta la medición este gas.

El GOSAT (*The Greenhouse Gases Observing Satellite*), un satélite estadounidense (Yoshida et al., 2019) cuya misión fue medir concentraciones de CO₂ usando un sensor de infrarrojo cercano y otro térmico para el TANSO-FTS (espectrómetro de transformada de Fourier). Para mejorar mediciones este satélite lleva consigo un sensor de nubes y aerosoles como carga útil, éste identifica los lugares óptimos donde se puedan realizar mediciones.

La elección entre un satélite y un nanosatélite depende del objetivo de la misión, siendo los nanosatélites menos costosos debido a su tamaño. El tamaño estándar que debe tener los nanosatélites es de 10*10*10 cm³, esto está determinado por el espacio que ocuparán, en los cohetes para su lanzamiento. Como se muestra en la Figura 6 éstos pueden acoplarse, siendo el nanosatélite de 10*10*30 cm³ un 3U.

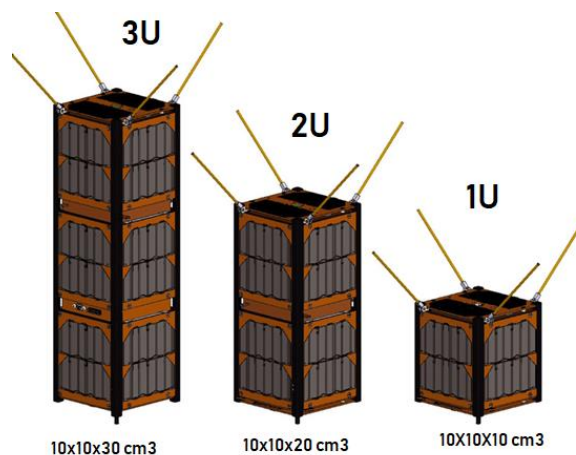


Figura 6. Acoples de Nanosatélite

El CANX-2 es un nanosatélite canadiense lanzado en el 2008 con tres cargas útiles: sistema de propulsión que garantiza la estabilización del nanosatélite, dispositivo para captura de imágenes CMOS y un espectrómetro para medir gases de efecto invernadero, el Argus 1000 (Siddiqui & Quine, 2016). Por la limitante de energía en el nanosatélite el espectrómetro solo funciona durante dos meses y entra en descanso para dar lugar a los demás experimentos. En la Tabla 1 se muestra un resumen de las características más importantes de los sensores de gases de efecto invernadero implementados en algunos satélites.

Tabla 1. Comparación de espectrómetros en satélites

Sensor	Satélite	Tamaño(m ³)	Masa (kg)	Consumo energético (W)	Rango Espectral (um)
OCO	OCO-2	1,6x0,4x0,6	150	165	0,76-2,06
TANSOF TS	GOSAT	1,2x1,1x0,7	250	310	0,758-14,3
ARGUS 1000	CANX-2	0,05x0,006x0,08	0,230	1,6	0,9-1,7

El uso de nanosatélites es cada vez más frecuente y como se puede apreciar en la Tabla 1, el nanosatélite CAN-X es el primero en incorporar un espectrómetro en un nanosatélite, gracias al tamaño que posee Argus 1000. Entre las principales ventajas del uso de nanosatélites esta: la factibilidad de construcción y el costo económico frente a satélites por lo cual se planteó como objetivo principal el diseño de un sistema para la detección de CO₂ desde la órbita LEO por medio de un espectrómetro óptico colocado en un nanosatélite. Para cumplir con este objetivo es necesario:

- Analizar los requerimientos del diseño del sistema
- Diseñar los sistemas electrónicos y mecánicos Implementar un protocolo de comunicación del sensor con el nanosatélite.
- Validar los diseños mediante simulación de mediciones.

2. METODOLOGÍA

Para el presente trabajo se usó la metodología en V. Por su empleo estructurado disminuye la cantidad de errores que pueden ocurrir en el proceso y contempla todos los escenarios para el desarrollo del proyecto. La verificación y validación en todas sus etapas le brinda al modelo retroalimentación, en el caso de existir problemas en una etapa estos se corrijan inmediatamente para proseguir con las siguientes etapas.

2.1. REQUERIMIENTOS

Como primera fase del modelo en V se determinaron los requerimientos del sistema. Los parámetros para el desarrollo del sistema se condicionan a las características del nanosatélite: tamaño, peso, aceleración máxima entre otros. El nanosatélite desarrollado por la universidad UTE es un 3U(10x10x30) cm con paneles solares a su alrededor formando una carcasa que cubre los sistemas de alimentación, comunicación, la computadora a bordo del nanosatélite y el experimento para el cual el espacio establecido esta es de $8x8x8\text{ cm}^3$ o menor. El nanosatélite posee un AVR, y su programación está desarrollada en lenguaje C por lo que cualquier experimento lanzado debe programarse en este lenguaje.

Es importante tomar en cuenta el consumo energético del sistema ya que está limitado por la energía que puede entregar el nanosatélite, este no puede sobrepasar los 7W. Para la detección de CO₂ es necesario un rango de funcionamiento del sensor en la banda del infrarrojo donde se encuentra las longitudes de onda para absorción del CO₂, de 1240 a 1620 nm. Considerando que las mediciones deben ser exactas y precisas el sistema debe contar con enfriamiento para evitar medidas erróneas.

La Figura 7 muestra los requerimientos principales para el sistema de detección del CO₂. Uno de los requerimientos es del protocolo de comunicación, es importante que el sistema implementado cuente con comunicación RS-232 para comunicarse con la tarjeta principal del nanosatélite. En la etapa de lanzamiento el nanosatélite se somete a vibraciones de hasta 2000 Hz (Alva R, 2017) y gravedades de hasta 20 veces la gravedad de la tierra (Duarte, 2015) por lo que estos parámetros se tomaron en cuenta para la implementación del sistema.

Por su tamaño, peso y bajo consumo energético se ha escogido el sensor Argus 2000 puesto a la venta por Thoth Technology en el 2018. El espectrómetro es la nueva versión del dispositivo Argus 1000 que fue lanzado en el nanosatélite CAN-X. Argus 2000 es un dispositivo híbrido compuesto por una serie de espejos ópticos y rejillas para discriminar entre las longitudes de onda y otra parte electrónica encargada de transformar la absorción de los espectros a señales eléctricas mediante un arreglo de 1x256 fotodiodos.

<p>«Requirement» <small>REQ</small> Vibración del sistema</p> <p>id=012 text=El sistema debe superar las pruebas de vibración junto con el nanosatélite.</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Gravedad máxima</p> <p>id=013 text=El sistema debe soportar al menos 20 veces la aceleración de la gravedad.</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Lenguaje de programación...</p> <p>id=014 text=Los algoritmos para el funcionamiento del sistema con el satélite deben estar en lenguaje C.</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Longitud de onda</p> <p>id=006 text= longitud de onda de 1240 nm a 1620 nm.</p>
<p>«Requirement» <small>REQ</small> Temperatura de trabajo</p> <p>id=001 text=el sistema debe ser capaz de resistir temperaturas externas de -25 C a +50 C</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Consumo energético</p> <p>id=002 text=Potencia menor a 7 W</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Protocolo de comunicación</p> <p>id=003 text=El protocolo de comunicación debe ser R232</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Dimensiones</p> <p>id=004 text=Dimensión menor a 8*8*8 cm 3</p>
<p>«Requirement» <small>REQ</small> Órbita de trabajo</p> <p>id=005 text=Debe trabajar en la orbita LEO</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Superficie de recolección...</p> <p>id=007 text=debe tomar datos en un área de por lo menos 1.5 km 2</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> Configuración remota</p> <p>id=008 text=Su configuración puede cambiarse cuando este en orbita</p>	<p>«Requirement» <small>REQ</small> autoenfriamiento</p> <p>id=009 text=Sistema de enfriamiento para evitar ruido</p>

Figura 7. Requerimientos del sistema de detección de CO₂

2.1.1. FUNCIONAMIENTO DEL SENSOR

Los rayos del sol son reflejados por la superficie de la tierra, produciendo albedo solar. El sensor Argus 2000 es capaz de receptar radiancia en el rango de espectro infrarrojo; debido a que cada elemento en la atmósfera se asocia a un rango de longitud de onda es posible determinar la cantidad de moléculas por la energía que han absorbido.

El cambio en la radiancia según determinada longitud de onda representa la existencia de CO₂ u otro elemento en el rango de 1000 a 1700 nm. El espectrómetro se encarga de medir la mayoría de los gases de efecto invernadero y vapor de agua, posee una óptica de rejilla que no permite el ingreso de longitudes de onda por debajo de los 1000 nm. La Tabla 2 indica la absorción de gases según longitudes de onda.

Tabla 2. Longitud de onda en gases de efecto invernadero

Elemento	Absorción de la longitud de onda
Dióxido de carbono	1240 nm, 1420 nm, 1570 nm, 1600 nm
Vapor de agua	900nm, 1200 nm, 1400 nm
Monóxido de carbono	1630 nm
Metano	1660 nm
Oxígeno	1260 nm

(Jagpal, Quine, Chesser, & Abrarov, 2018).

El funcionamiento del espectrómetro se muestra en la Figura 8. El dispositivo Argus 2000 recibe la radiación solar reflejada de la tierra, esta entra por una rejilla de 300 groovers/mm y un colimador que se encarga de que todos los rayos recibidos entren al arreglo de diodos p-i-n. Cada elemento del arreglo se define como un pixel. El sensor cuenta con tecnología CMOS para el circuito integrado, es decir, en estado de reposo no se consume más que la energía de corrientes parasitas. La composición de InGaAs (indio, galio, arsénico) absorbe la luz en longitudes de onda de 1000 a 1650 nm en su versión estándar.

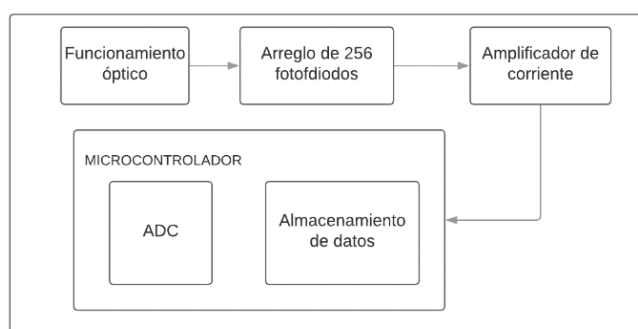


Figura 8. Esquema del funcionamiento del Sensor Argus 2000

Los fotodiodos reciben estos rayos y los transforman a corriente, ésta es amplificada y convertida a radiancia por medio de funciones integradas en el microcontrolador del sensor. Las características principales del espectrómetro se encuentran en la Tabla 3. Estas características pertenecen al sensor Argus 2000 de grado espacial versión estándar.

Tabla 3. Características principales del sensor Argus 2000

Características	
Tipo	Espectrómetro de rejilla 300 groovers/mm
Resolución espectral	2,53 nm
Ángulo de campo de visión IFOV	0,15 grados
Rango espectral	1000- 1650 nm
Masa	280g
Dimensiones	46mm*80mm*80mm
Temperatura de Trabajo	-20°C a +40°C
Microprocesador	10 bits ADC
Voltaje	3,2V a 4,2 V
Corriente	250 mA a 1500 mA (funcionamiento normal 375 mA)
Protocolo de comunicación	RS232, compatible con la tarjeta principal del nanosatélite
Tiempo de integración	500 µs a 4,09 s
Detector	Arreglo de 256 fotodiodos de InGaAs

2.1.2. ÁREA DE MEDICIÓN DEL SENSOR EN LA TIERRA

Para el mapeo del CO₂ en la tierra se calculó el área que el sensor Argus 2000 mide en la tierra Figura 9. La ecuación 1 muestra la relación entre el ángulo de campo de visión del sensor de 0,15° (según características del sensor) y la tierra, los resultados se muestran en Tabla 4 para las posibles alturas a las que se encuentre el nanosatélite.



Figura 9. Área en la tierra detectado por el sensor

$$\text{Horizontal FOV} = 2 * \text{WD} * \tan\left(\frac{\text{FOV}}{2}\right) \quad [1]$$

Donde:

Horizontal FOV: campo de visión horizontal(km²)

WD: distancia de trabajo(km)

FOV: ángulo del campo de visión (0.15°)

Tabla 4. Área en la tierra que Argus 2000 detecta según altura del nanosatélite
WD(KM) HORIZONTAL FOV(Km²)

400	0,872
410	0,894
420	0,916
430	0,937
440	0,959
450	0,981
460	1,003
470	1,025
480	1,046
490	1,068
500	1,090
510	1,112
520	1,134
530	1,155
540	1,177
550	1,199

Continúa...

Continuación...

560	1,221
570	1,243
580	1,264
590	1,286
600	1,308

2.2. DISEÑO DEL SISTEMA

El nanosatélite de la universidad UTE se encuentra en la órbita LEO. Para su funcionamiento el nanosatélite posee sistemas de alimentación, comunicación y una computadora a bordo denominada tarjeta principal. La tarjeta se encarga de procesar y controlar todas las actividades del nanosatélite, se conecta al sistema de adquisición de datos de CO₂ como indica la Figura 10. En cuanto el nanosatélite órbita sobre la base terrestre los datos son descargados para un análisis de espectroscopia. Con el fin de evitar pérdidas de datos debido a la velocidad de desplazamiento del nanosatélite se configura el tiempo de integración del sensor y el periodo en el que se envían los datos espectrales.

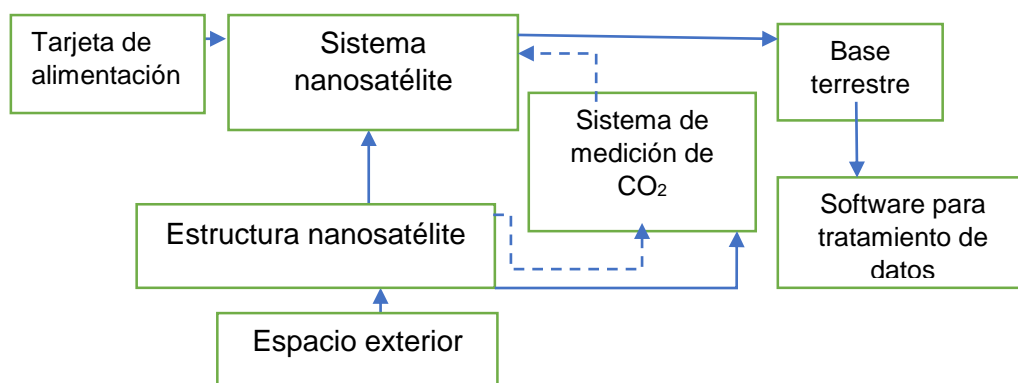


Figura 10. Diagrama de la estructura del sistema para medición de CO₂

2.2.1. DISEÑO MECÁNICO

Para el lanzamiento del nanosatélite es necesario que el nanosatélite pase por pruebas de vibración, temperatura, presión entre otras. Para comprobar la factibilidad del sensor para ser adaptado al nanosatélite se han realizado pruebas para el diseño de la placa de aluminio 6061-O donde se ubicará el sensor, además de un análisis de elementos finitos en cuanto a fuerzas que actúan en el nanosatélite.

A continuación, se realiza el análisis de la placa donde está colocado el sensor que posee una estructura como indica la Figura 11 con 8 agujeros de rosca ANSI/ASME 4-40 y una abertura para el ingreso de la luz de 15 mm. Para el

análisis se tomó al sensor como una fuerza puntual de 2.744 N correspondiente al peso del sensor, en la placa de 95.8 mm x 95.8 mm como se muestra en la Figura 12

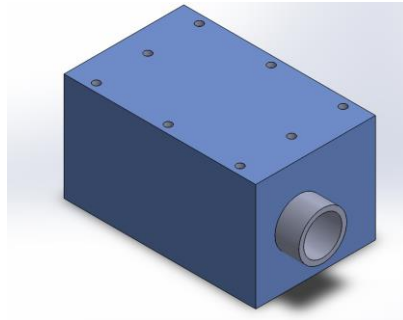


Figura 11. Carcasa del sensor Argus 2000

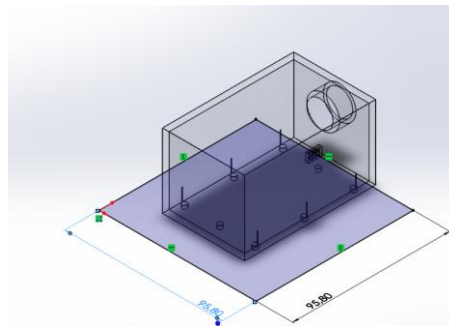


Figura 12. Montaje de la carcasa del sensor Argus 2000 sobre la placa de aluminio.

En este contexto para realizar el cálculo de los esfuerzos, se aplicó el método de esfuerzos cortantes (ecuación 2).

$$\sigma_{\max} < \sigma = \frac{S_y}{N} \quad [2]$$

Donde:

σ_{\max} : esfuerzo máximo

σ : esfuerzo del momento flexionante

S_y : esfuerzo a la fluencia

N : factor de seguridad

La Figura 13 muestra el diagrama de esfuerzo cortante y momento flector como se puede observar el momento flector máximo es de 67,57 N.mm

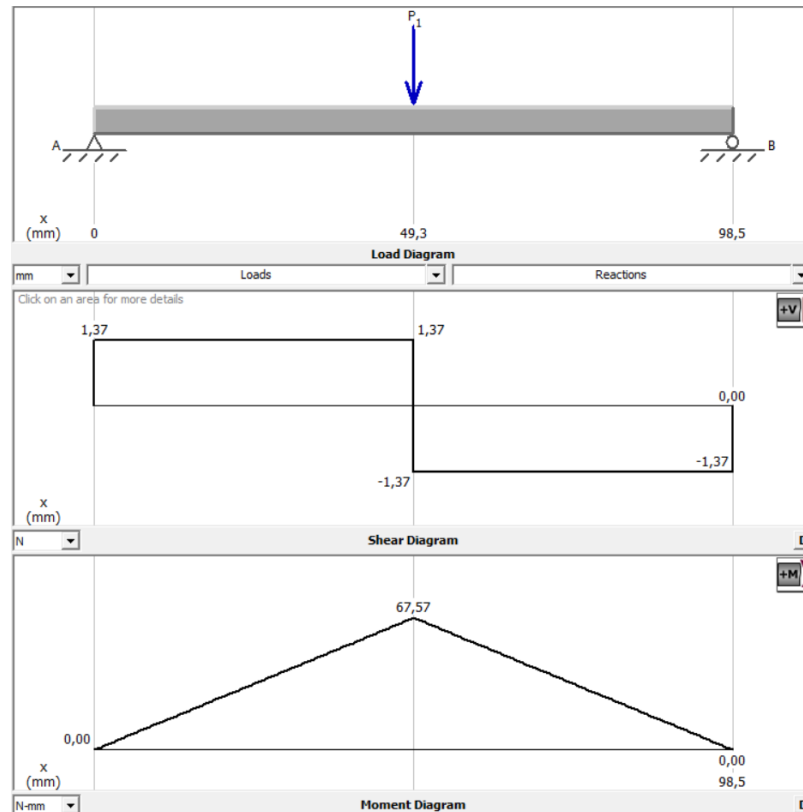


Figura 13. Diagrama de esfuerzo cortante y momento flector de la placa de aluminio

La ecuación 3 calcula el esfuerzo máximo en la placa de aluminio

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{S} = \frac{M}{\frac{H^2 * B}{6}} \quad [3]$$

Donde:

S: módulo de la sección

H: alto de la sección transversal

B: largo de la sección transversal

$$\sigma_{\max} = \frac{67.57}{\frac{2^2 * 95.8}{6}} = 1.06 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{\max} < \frac{55}{2} = 27.5 \text{ MPa}$$

El esfuerzo de momento flector es menor al esfuerzo máximo al que va a estar sometida la placa, por tanto, se garantiza que la placa no sufrirá deformaciones.

Como se observa en la Figura 14, la deformación máxima de la placa es de 5.17×10^{-6} mm siendo casi despreciable. La Figura 15, indica la simulación realizada por el programa Solidworks en la cual se puede apreciar que los

esfuerzos en la placa no superan el límite elástico siendo $1,926 \times 10^6$ Pa el esfuerzo máximo de Von Mises mientras que $0,627 \times 10^2$ el mínimo.

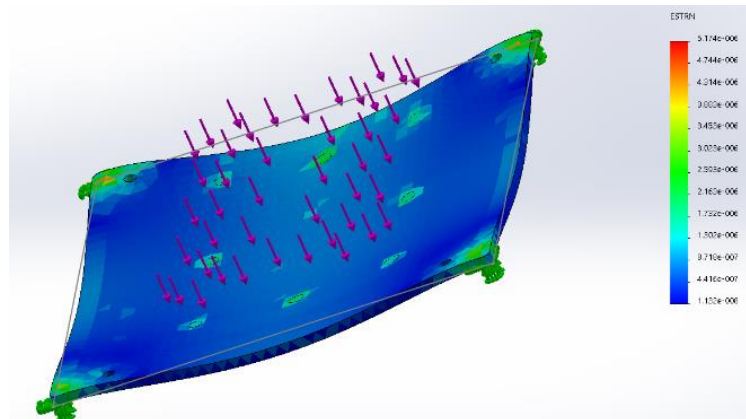


Figura 14. Deformaciones unitarias en la placa

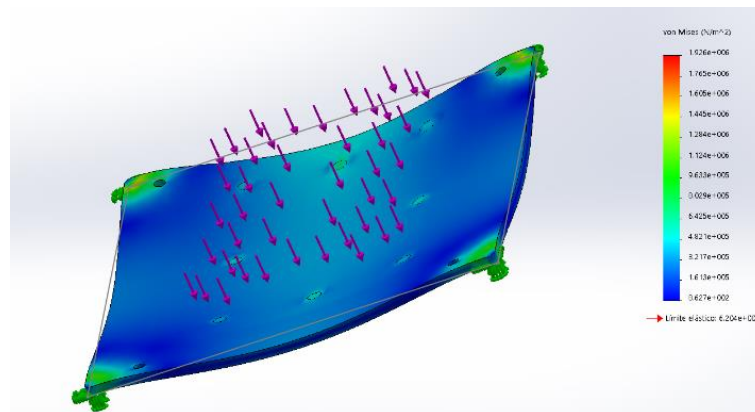


Figura 15. Esfuerzo de Von Mises

El nanosatélite estará expuesto a temperaturas de -80 a 100 °C, pero el sensor va a estar colocado internamente con una pequeña abertura para permitir que el lente reciba la radiancia. Las temperaturas internas del nanosatélite son de 5 a 30 °C, el análisis de los componentes internos del sensor no se realiza debido a que cuenta con una celda de Peltier que permite el acondicionamiento de la temperatura en el sensor. Se determina que el sensor resistirá estas temperaturas internas, la zona de trabajo del sensor se encuentra entre -20 a 40 °C por tanto se asegura un funcionamiento correcto.

2.2.2. DISEÑO ELECTRÓNICO

Como se menciona en la Tabla 3 el voltaje de trabajo del sensor Argus 2000 es de 3.2 a 4.2 en estos rangos el sensor posee regulación de corriente (Thoth Technology, 2018). El voltaje que proporciona el sensor es de 3 V, 5 V y $7,2$ V y 18 V, aunque el sistema puede soportar voltaje de 5 V no es recomendable que trabaje con este, un tiempo prolongado, por consiguiente, se realizó un divisor de voltaje de 5 a $4,2$ V como muestra la ecuación 4.

$$V_{out} = \frac{R_2}{R_2 + R_1} V_{in} \quad [4]$$

$$R_2 = \frac{\frac{V_{out}}{V_{in}} * (R_1)}{1 - \frac{V_{out}}{V_{in}}}$$

$$R_2 = \frac{\frac{4.2}{5} * (27.4 + 1)}{1 - \frac{4.2}{5}}$$

$$R_2 = 150 \text{ kOhm}$$

Los valores de resistencia se escogieron según las existentes en componentes SMD en consecuencia, la resistencia R1, es la suma de dos resistencias de 27.4 y 1 ohm. Después del acople de voltajes se simuló la conexión del sistema y el nanosatélite mediante el programa Altium.

2.2.2.1. Cálculo de potencia para el sistema

Para el encendido del sistema, el sensor Argus 2000 necesita 1500 mA, esta corriente permite cargar los capacitores. La potencia máxima que ocupa el sistema ocurre en el arranque con una duración de 10 ms. Durante el funcionamiento el sistema consume una corriente de 375 mA, y puede subir hasta 575 mA por cambios bruscos de temperatura o pérdidas de voltaje.

La ecuación 5 muestra el cálculo de la potencia necesaria para el sistema de medición de CO₂ con un voltaje de 4,2 V, en el tiempo de arranque, funcionamiento y de condiciones extremas

$$P = V * I \quad [5]$$

$$P_a = 6300 \text{ mW}$$

Donde:

P_a: potencia de arranque

$$P_f = 1575 \text{ mW}$$

Donde:

P_f: potencia de funcionamiento

$$P_e = 2315 \text{ mW}$$

Donde:

P_e: potencia en condiciones extremas

La Figura 16 muestra la potencia de arranque requerida de 0 a 10 ms comparada con la potencia de funcionamiento a partir de los 10 ms y la

potencia empleada en condiciones extremas de voltaje o alto cambio de temperatura.

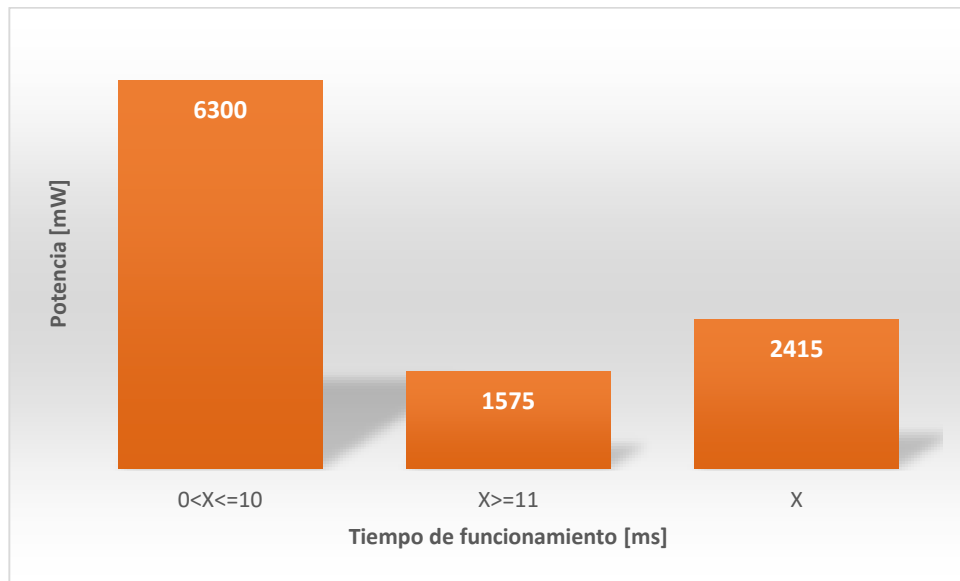


Figura 16. Potencia consumida por el Sistema de medición de CO₂

El sensor Argus 2000 posee pines distribuidos como se aprecia en la Tabla 5, como se puede ver en esta tabla existen dos pines para recepción y 2 dos para envío de datos, en el puerto A y puerto B.

Tabla 5. Pines para conexión del sensor

Número de pin	Descripción
1	Recepción de datos serial por el puerto A
2	Voltaje positivo
3	Recepción de datos serial por el puerto B
4	Transmisión de datos seriales por el puerto A
5	Tierra
6	Transmisión de datos seriales por el puerto B

(Thoth Technology, 2018)

El puerto B es redundante este envía los mismos datos que el puerto A, pero se ha configurado en el caso de falla del puerto principal A. Como se muestra a continuación en el diseño de la tarjeta electrónica principal solo cuenta con un pin TX y un RX libre por lo que se optó por no conectar los pines 3 y 6 descritos en la Tabla 5, que cumplían la misma función que los pines del puerto A.

La Figura 17 muestra la conexión electrónica del sensor en el nanosatélite. En el lado derecho de la figura se puede ver al sensor Argus 2000 conectado al circuito de radio comunicación que envía y recibe información de la tierra,

conectado a este sistema se encuentra la tarjeta principal del nanosatélite aquí se ejecutan las instrucciones para el funcionamiento del nanosatélite y finalmente se encuentra la tarjeta de poder del nanosatélite la cual es alimentada por los paneles solares que se encuentran alrededor del nanosatélite.

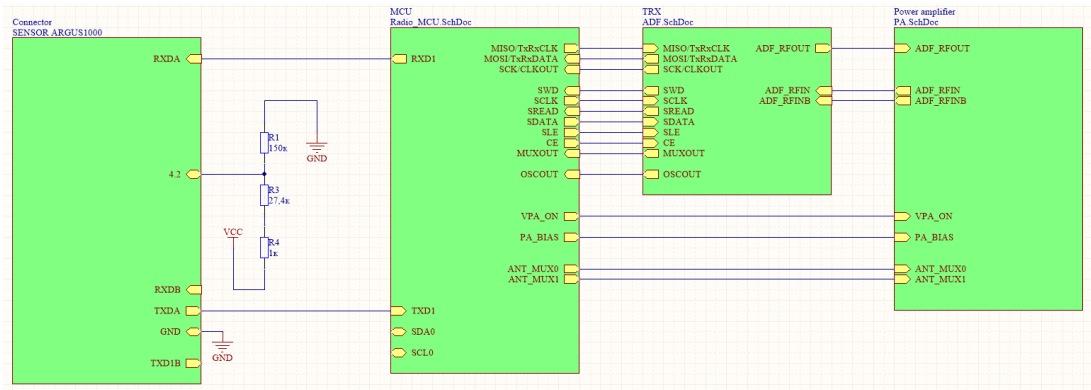


Figura 17. Conexión sensor y placas funcionales del nanosatélite

2.2.2.2. Cálculo de la fotocorriente

La electrónica del sensor posee una matriz de diodos de InGaAs con tecnología CMOS de 1x256, cada elemento del arreglo se define como un pixel y posee la estructura de la en la Figura 18, la radiancia después de pasar por los elementos ópticos del sensor ingresa por cada fotodiodo, y se transforma a corriente que posteriormente es amplificada con una retroalimentación del capacitor de 0,4 pF (mejora la sensibilidad) o 10 pF (mejora el rango dinámico). Las señales se muestrean dos veces, la primera en un voltaje igual a 0 en SH1, este valor se resta de la segunda señal SH2 para evitar valores offset, esta configuración se realiza mediante VSS y RESET. Los valores ingresan a un microcontrolador con 10 bits ADC, que se encarga de transformar valores de corriente a radiancia con una función específica para cada diodo.

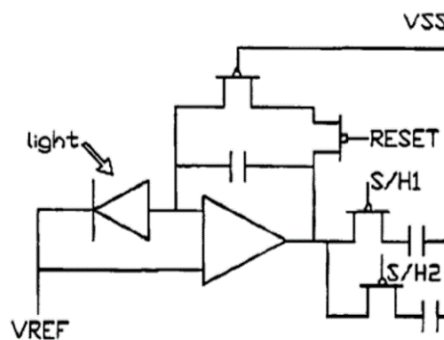


Figura 18. Representación del funcionamiento electrónico del sensor (Thoth Technology, 2018)

Los fotodiodos usados en el dispositivo Argus poseen una eficiencia cuántica en función de la longitud de onda como indica en la Figura 19, aquí se puede apreciar que en el intervalo de 1400 nm a 2000 nm el sensor posee una eficiencia cuántica de aproximadamente 70%, lo que resulta útil pues la mayor parte de longitudes de absorción de CO₂ se encuentra en este rango. A continuación, se realiza el cálculo de la fotocorriente mediante la ecuación 6 en el diodo según la eficiencia cuántica.

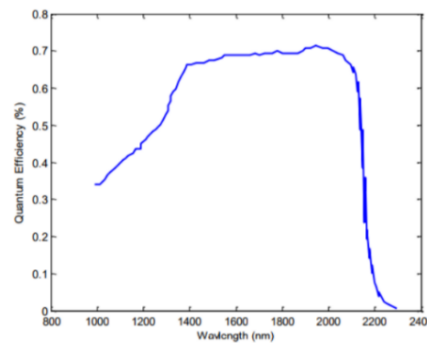


Figura 19. Eficiencia cuántica vs longitud de onda del sensor (Salem & Quine, 2015)

$$I = \frac{\eta * q * \rho_{\lambda}}{h\nu} \quad [6]$$

Donde:

- η: eficiencia cuántica
- q: carga de un electrón [J/s] 1.6x10-19
- ρλ: potencia óptica incidente, para fotodiodo de InGaAs 10 mW.
- h: constante de Planck 6.626070150x10-34 [J*s]
- c: velocidad de la luz 299792458 [m/s]
- ν: frecuencia óptica. ν=c/λ

La eficiencia cuántica se obtiene mediante la Figura 19. La tabla 6 muestra los resultados de corriente, según el elemento y su longitud de onda.

Tabla 6. Fotocorriente en diferentes longitudes de onda

Elemento	Longitud de onda[nm]	V [Hz]	H [J*s]	I [a]	I [mA]
H ₂ O	900	3,3E+14	0,4	0,00289768	2,89767582
	925	3,2E+14	0,53	0,00394607	3,94607103
H ₂ O	1200	2,5E+14	0,83	0,0080169	8,01690311
	1225	2,4E+14	0,835	0,00823322	8,23322266

Continúa...

Continuación...

CO ₂	1240	2,4E+14	0,84	0,00838394	8,38394205
	1250	2,4E+14	0,85	0,00855217	8,55216823
O ₂	1260	2,4E+14	0,859	0,00871186	8,71186236
H ₂ O	1400	2,1E+14	0,875	0,00986015	9,8601469
CO ₂	1420	2,1E+14	0,86	0,00982956	9,82956032
CO ₂	1570	1,9E+14	0,81	0,01023604	10,2360398
	1575	1,9E+14	0,805	0,01020525	10,205252
CO ₂	1600	1,9E+14	80	1,03028474	1030,28474
	1625	1,8E+14	78	1,02022336	1020,22336
CO	1630	1,8E+14	74	0,97088238	970,882383
	1650	1,8E+14	70	0,92967099	929,670993
CH ₄	1660	1,8E+14	42,5	0,56786397	567,86397
	1675	1,8E+14	15	0,20223363	202,233625

2.3. CONFIGURACIÓN DEL SENSOR

Para mejorar mediciones se pueden configurar los parámetros descritos en la Tabla 7 junto con la mejor opción según (Jagpal et al., 2011), en esta tabla se puede elegir el tiempo de respuesta del sensor según el tiempo de exposición y el número de muestras tomadas en un mismo sitio. Las configuraciones del sensor también permiten tener mayor sensibilidad en las medidas o alto rango dinámico según la elección del capacitor. La opción de carga de configuración por defecto se basa en pruebas realizadas por la compañía Thoth Thecnology (Thoth Technology, 2018).

Esta configuración se realiza antes de que el nanosatélite sea enviado a la atmósfera.

Tabla 7. Configuración de Argus 2000

Parámetros de configuración	
Tiempo de exposición: Tiempo que el sensor está expuesto a la luz, estrechamente relacionado con la cantidad de luz que llega al sensor	
‘X’	‘1’ 1.0ms
	‘2’ 2.0ms
	‘3’ 4.0ms
	‘4’ 8.0ms
	‘5’ 16.0ms
	‘6’ 32ms
	‘7’ 64ms
	‘8’ 128ms
	Muestra más absorción de la luz según pruebas de calibración espaciales

Continúa...

Continuación...

'X'	'9'	256ms	
	'.'	512ms	
	'.'	1024ms	
	'<'	2048ms	
	'='	4096ms	
Selección del capacitor			
'c'	'0'	alta sensibilidad	0,4 pF mayor sensibilidad
	'1'	alto rango dinámico	10 pF, rango dinámico mejorado; es decir la señal máxima entre el ruido medida en oscuridad.
Selección de temperatura			
't'	'0'	temperatura alta	Le proporciona 100 mA la celda Peltier, para mayor enfriamiento. Evita que las señales se afecten por calentamiento del sistema.
	'1'	baja temperatura	Asigna 30 m A la celda Peltier
Número de espectros coadicionados antes de la transmisión			
's'	'1-9'		Para mejorar la precisión se han diferentes medidas sacando un valor promedio entre estas
Cargar configuración por defecto			
'i'	0		Carga valores establecidos de fábrica
Modo de exposición adaptativa			
a	'0'	apagado	
	'1'	prendido	

(Thoth Technology, 2018)

A continuación, se muestran las configuraciones que garantizan un funcionamiento óptimo en el sensor Argus 2000. La configuración del sensor se realiza en un arreglo de 5 bytes distribuidos como indica la Tabla 8, los bits 1, 2 indican que el sensor va a recibir parámetros de configuración, el bit 3 el parámetro para la configuración según la Tabla 7 y el cuarto bit indica el valor en la configuración.

Tabla 8. Formato para la configuración de Argus 2000.

Bit 1	Bit 2	Bit 3	Bit 4	Bit 5	Configuración
()	x	8	bit paridad	Tiempo de exposición de 128 ms
()	c	1	bit paridad	Capacitor de 10 pF
()	t	0	bit paridad	Celda de Peltier con 100 m A
()	s	1	bit paridad	1 medición
()	i	0	bit paridad	Configuración por defecto.

2.4. PAQUETE DE DATOS DEL SENSOR

La computadora a bordo del nanosatélite recibe datos del sensor mediante el protocolo RS-232. Los datos son enviados por el pin 4 del sensor a una velocidad de 115,200 Bd. El paquete de datos enviados por el sensor se distribuye de la siguiente manera (Tabla 9).

Tabla 9. Paquete de datos enviado por Argus 2000

Word	
1-2	Indica que el paquete está listo (11111111)
3	Identificación del instrumento
4-5	Último comando recibido
6-7	Indica los errores en el caso de existir
8-11	Contador de paquetes calculado como $[8] \times (256^3) + [9] \times (256^2) + [10] \times (256) + [11]$.
12	Tiempo de integración en segundos $2^9 \times 0.0001$.
13	Numero de escaneos antes de la transmisión, configurado parámetro 's' Tabla 7
14	[14 bit 1] 0 temperatura alta, 1 baja [14 bit 2] 0, configurado parámetro 't' Tabla 7 alta sensibilidad 1 alto rango dinámico [14 bit 3], configurado parámetro 'c' Tabla 7 auto esposare time 0: off 1: On, configurado como el parámetro 'a' Tabla 7
15-16	Cálculo de temperatura del sensor $V0=3.25 \times ([15] \times 256 + [16]) / 1023$; $Rt=26.7e3 \times (3.22-V0) / (V0+1.78)$; $DT=1 / (1.289e-3 + 2.3561e-4 \times \ln(Rt) + 9.4272e-8 \times (\ln(Rt))^3)$; en Celsius
17-18	Tiempo prendido del sensor calculado en segundos
19-531	Datos espectrales
532	Palabra de paridad

Los datos se envían cíclicamente a la tarjeta principal en un tiempo determinado por la ecuación 7.

$$ct = 55 \text{ ms} + T * \text{number of scans} = 183 \text{ ms} \quad [7]$$

Donde:

Ct: tiempo de envío de datos ms

T= Tiempo de integración (128ms)

Number scans: número de muestras que el sensor toma de un mismo lugar

$$ct = 55\text{ms} + 128\text{ms} * 1 = 183 \text{ ms}$$

Los 55 ms, se refieren al tiempo de respuesta del sensor y empaquetamiento de datos. A este tiempo se le adiciona el tiempo de integración que se refiere al tiempo en que la respuesta del sensor se mantiene estable. Para el desarrollo de este proyecto se ha escogido un tiempo de integración de 128 ms, como indica la Tabla 7 la configuración de este tiempo da como resultado mejores valores de radiancia. Se ha establecido el número de escaneos en 1 en consecuencia el tiempo de envío de datos será 183 ms, en los que el sensor estará activo en cada periodo de 10 segundos.

2.4.1. PROGRAMACIÓN DEL SENSOR EN LA TARJETA PRINCIPAL DEL NANOSATÉLITE.

La rutina de funcionamiento se detalla en la Figura 20, se describe la condición de voltajes. Cuando la tarjeta principal no entrega el voltaje adecuado, el nanosatélite solo suministrará energía para actividades que garanticen el buen funcionamiento del nanosatélite. Para la programación de la rutina en la tarjeta principal se utilizó lenguaje C. El sistema funciona con una velocidad de 115200 bps. Los 183 ms corresponden al tiempo de envío de datos estimado anteriormente.

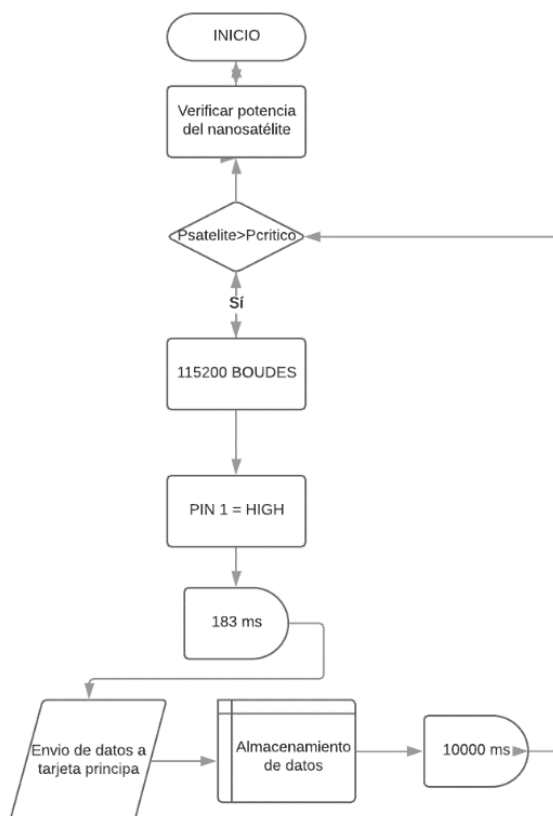


Figura 20. Flujograma para encendido de Argus 2000

2.5. RECEPCIÓN DE DATOS

La recepción de datos se realizó por medio de una base terrestre que incluye una SDR (Software Definido por Radio), este dispositivo se encarga de recibir las señales de radiofrecuencia de nanosatélites cuando orbiten cerca de la base terrestre. La página web SatNogs permite la creación de estaciones terrestres para recepción de señales de nanosatélites que emiten en frecuencias de radio aficionados (430 MHz).

Además, en esta página se puede descargar archivos de audio captados por otras estaciones de los diferentes nanosatélites en órbita. La ventaja de usar SatNogs para obtener las señales del nanosatélite, es ser de código abierto y brinda la posibilidad de crear una estación terrestre con un SDR y Raspberry pi. Para la configuración de la estación se realizaron los siguientes pasos que indica la Figura 21.

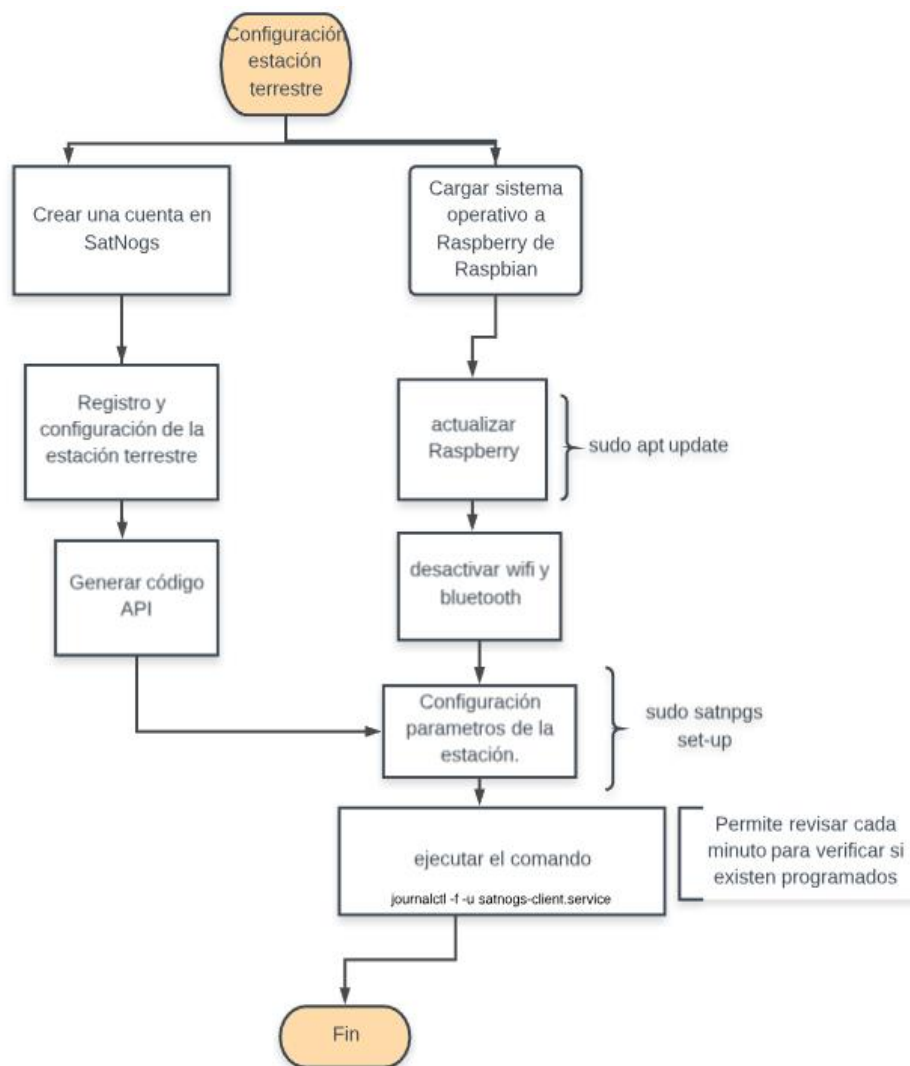


Figura 21. Flujograma del proceso de configuración estación terrestre

Para la configuración de la estación en tierra se deben tomar en cuenta las características de la antena y la localización de la estación, estos parámetros son configurados en Rabian:

Nombre de la estación: Universidad UTE

Tabla 10. Comandos de configuración de base terrestre

Comando	Observación	Configuración
SATNOGS_API_TOKEN	Clave para comunicar Raspberry con página de SatNogs	73c5a9866e4639 3648919d4af2c05 11e574aa58d
SATNOGS_STATION_ELEV	Elevación de la estación en metros	2850 m
SATNOGS_STATION_ID	Identificación de la estación obtenida al crear la estación en la página principal de SatNogs	462
SATNOGS_STATION_LAT y LON	Latitud y longitud de la estación en grados decimales	-0.183 °, -78.493 °
HAMLIB_UTILS_ROT_ENABLED	La antena principal posee un rotador conectado al programa Orbitron, desde aquí la antena se mueve para realizar el seguimiento a nanosatélites por lo que no será configurado en la Raspberry	False

Orbitron es un programa que muestra la posición de los nanosatélites en tiempo real y permite la simulación (Figura 22). La aplicación de Orbitron tiene como entrada archivos TLE que contienen parámetros de ubicación del nanosatélite. Los archivos TLE del nanosatélite se obtuvieron de la página SatNogs.

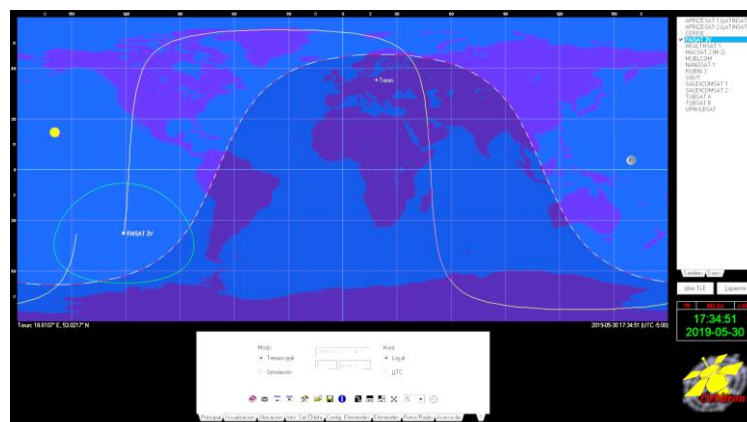


Figura 22. Programa Orbitron

Orbitron se conecta al rotor de la antena. En cuanto la antena capta la primera señal del nanosatélite cambia a la posición más próxima a él, para obtener mejores señales y captarlas durante más tiempo.

La programación de una nueva observación se realiza en la página SatNogs Network con el identificador NANO-UTE. En la página de la estación terrestre se realiza una nueva observación posteriormente, en predicciones se seleccionó el nanosatélite que se desea observar y la hora planificada. La estación terrestre creada se encargó de recibir estos datos que después fueron publicados en la página para conocimiento de todos los usuarios.

Observaciones

Estado:

Resultados:

Satélite:

Observador:

Estación:

Hora de inicio:

Hora de finalización:

CARNÉ DE IDENTIDAD	Satélite	Frecuencia	Codificación	Periodo de tiempo	Resultados	Observador	Estación
692096	Tanusha-3	437.050 MHz	FSK9k6	2019-05-24 08:48:18 2019-05-24 08:56:02		fuego	462 - Universidad UTE
692095	Tanusha-3	437.050 MHz	FSK9k6	2019-05-23 21:18:21 2019-05-23 21:25:05		fuego	462 - Universidad UTE
692094	Tanusha-3	437.050 MHz	FSK9k6	2019-05-23 19:43:09 2019-05-23 19:48:41		fuego	462 - Universidad UTE

Figura 23. SatNogs programación de nueva observación

Aquí se obtiene el archivo de audio, pero este se procesa por medio del programa GQRX de software libre que es un receptor de radio definido por software, este permite demodular las señales enviadas por el nanosatélite.

2.5.1. CÁLCULO DE TIEMPO PARA RECEPCIÓN DE DATOS

El nanosatélite órbita la tierra n veces al día. Las muestras se toman cada diez segundos y cada muestra pesa 534 words. Se realizó un cálculo para determinar la cantidad de veces que el nanosatélite puede tomar datos hasta llegar a su máxima capacidad de memoria.

Para este cálculo se toma en cuenta la capacidad de memoria de la tarjeta principal del nanosatélite, y cantidad de datos que el nanosatélite puede enviar, para el experimento se dispone de una memoria de 50 Mb. El cálculo se realiza sin tomar en cuenta el tiempo de envío de datos, con el objetivo de agregar robustez a la estimación. La ecuación 9 muestra el total de veces que el sensor tomara datos en el día siendo 86400 los segundos transcurridos en un día y 10 el periodo de tiempo entre las mediciones con este dato se calcula los datos totales por día. La ecuación 11 muestra el tiempo máximo antes de

que la memoria del nanosatélite se llene; es decir el tiempo máximo para descargar un paquete en la base terrestre.

$$\text{total memoria} = 50 \text{ Mb} * 1024 \text{ Kb} * 1024 \text{ b} * 8 \text{ bit} = 4,19 \times 10^8 \text{ bits} \quad [8]$$

$$\text{muestras/día} = \frac{86400 \text{ s}}{10 \text{ s}} = 8640 \quad [9]$$

$$8640 \frac{\text{muestras}}{\text{día}} * 534 * 16 \frac{\text{bits}}{\text{muestra}} = 7,38 \times 10^7 \frac{\text{bits}}{\text{día}} \quad [10]$$

$$\# \text{día} = \frac{4,19 \times 10^8}{7,38 \times 10^7} = 5,67 \text{ días} \quad [11]$$

Los datos deberán ser descargados cada 5 días para evitar pérdidas de información.

2.6. MODELACIÓN Y SIMULACIÓN DE CO₂ EN LA ATMÓSFERA

TLE (*two line elements*) son archivos que se generan al momento de lanzar un nanosatélite estos archivos de dos líneas poseen características de identificación y elementos de órbita del nanosatélite (Kauderer, 2011) distribuidos como se muestra en la Figura 24. Los elementos orbitales ubicados en la segunda línea de los archivos TLE permiten calcular y predecir la órbita del nanosatélite, los parámetros usados se detallan en la Tabla 11, junto con su representación gráfica en la Figura 25.

Mediante el software Matlab se simuló la trayectoria de medición de CO₂ en la atmósfera con datos TLE del nanosatélite Tanusha 4.

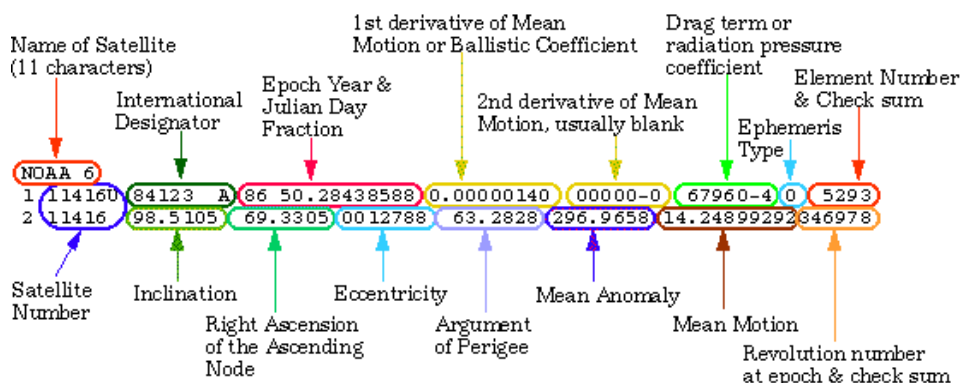


Figura 24. Parámetros de un TLE (Kauderer, 2011)

Tabla 11. Descripción de parámetros del TLE

Símbolo	Posición	Parámetro	Designación en el programa	Descripción	Unidad
Línea 1					
fecha	19-32	Fecha		Fecha de datos del TLE	
Línea 2					
i	9-15	Inclinación	inc	La inclinación del plano ecuatorial de la tierra respecto a la órbita del nanosatélite	$^{\circ}$
Ω	18-25	RAAN(right ascension of ascending node)	RAAN	Ángulo formado desde la línea del equinoccio vernal y el punto de intersección del plano ecuatorial y el plano de órbita	$^{\circ}$
e	27-33	Excentricidad	e	Define la forma de la órbita, puede tomar valores de 0 a 1 siendo 0 una órbita circular	-
ω	35-42	Argumento del perigeo	w	Ángulo formado desde el punto de intersección del plano ecuatorial y el plano de órbita hasta el perigeo	$^{\circ}$
M	44-51	Anomalía media	Md	Arco que recorrería el nanosatélite si la excentricidad fuera 0 y tuviera movimiento circular uniforme	$^{\circ}$
opd	53-63	Número de órbitas por día	n	Las veces que el nanosatélite dio la vuelta a la tierra	Rev/día
a		Semieje mayor	a	La mitad del eje mayor de la órbita del nanosatélite	m

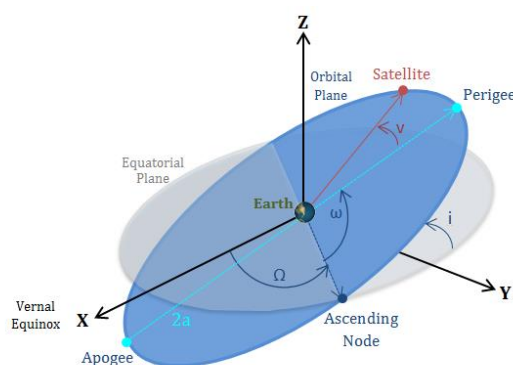


Figura 25. Elementos orbitales

En la Figura 26 se indica los datos usados para obtener las coordenadas de medición del CO₂, estos datos deben ser ingresados por el usuario. El archivo de TLE debe ser actualizados cada semana para lograr datos precisos.

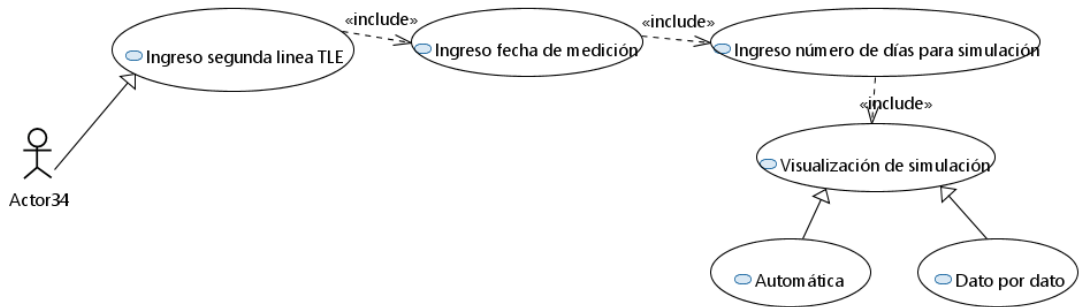


Figura 26. Diagrama de actividades para la geocalización de sistema de medición de CO₂

2.6.1. CÁLCULO DE ÓRBITA

El semieje mayor está relacionado con la tercera ley de Kepler (Mishne, 2004) “El cuadrado del período de cualquier planeta es proporcional al cubo del eje semieje mayor de su órbita.”

$$a = \sqrt[3]{\frac{\mu}{4\pi^2} * \frac{1}{\left(\frac{\text{opd}}{86400}\right)^2}} \quad [12]$$

Donde:

a: semieje mayor

mu: Parámetro gravitacional estándar G*M: 3.986 044 418×10¹⁴ m³/s²

opd: número de órbitas por día

Para el análisis se usaron ecuaciones de Kepler, la segunda ley de Kepler describe como la velocidad varía dependiendo si el nanosatélite está cerca de su perigeo, en este caso la velocidad aumenta. Con una excentricidad igual a 0 el nanosatélite posee un movimiento circular uniforme y su movimiento quedaría descrito por la anomalía media. Como este no es el caso el movimiento del nanosatélite queda definido por su anomalía verdadera, para calcular el ángulo verdadero entre el centro de la tierra y el nanosatélite se usa una órbita con excentricidad 0, en esta nueva órbita la velocidad sería constante.

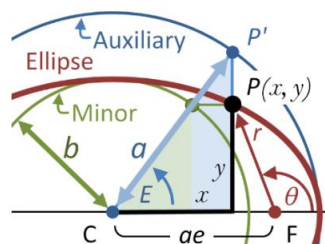


Figura 27. Anomalía excéntrica

Como se muestra en la Figura 27 se crea un ángulo E_1 , que tiene como origen el centro del círculo creado y viene dado por la ecuación 13

$$E_1 = M + e \sin E_0 \quad [13]$$

Donde:

- E_1 : anomalía excéntrica
- E_0 : anomalía excéntrica inicial
- M : anomalía media
- e : excentricidad

La ecuación 13 es una ecuación trascendental y no se puede resolver analíticamente por la presencia de la anomalía excéntrica E (Eberhardt, 2012), que se encuentra tanto en el resultado como la función. El valor de excentricidad, e , es insignificante en relación con los valores de M y E por lo tanto se hace una aproximación de $e=0$ como indica la ecuación 14. El valor de E se iguala al de la anomalía media obtenida del TLE.

$$E_0 = M \quad [14]$$

Una vez obtenido este valor se reemplaza en la ecuación 12, se calcula un nuevo valor de E_1

$$E_1 = M - e \sin E_0$$

Esta iteración se debe realizar hasta que $E_1 - E_0 = 0$ e inmediatamente se calcula la anomalía verdadera (ecuación 15)

$$T_{\text{anomaly}} = 2 * \text{tg}^{-1} \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} * \text{tg} \left(\frac{EA}{2} \right) \right) \quad [15]$$

Donde:

- T_{anomaly} : anomalía verdadera, ángulo del perigeo hasta el lugar donde se encuentra el nanosatélite (°)
- EA : nuevo valor de la anomalía excéntrica (°)

Con el dato de la anomalía verdadera, se define la magnitud para obtener un vector con coordenadas polares mediante la ecuación 16 y 17.

$$r_{\text{mag}} = \frac{a * (1 - e^2)}{1 + (e * \cos(T_{\text{anomaly}}))} \quad [16]$$

Donde:

- r_{mag} : magnitud de la posición (m)

$$r_{PQW} = r_{mag} * [\cos d(T_{anomaly}) \quad \sin d(T_{anomaly}) \quad 0] \quad [17]$$

Donde:

r_{PQW} : vector posición en coordenadas orbitales.

El vector posición y la anomalía verdadera definen la ubicación del nanosatélite en la órbita, pero es necesario poner este punto con respecto a la tierra por esta razón se realiza un cambio de coordenadas del nanosatélite a coordenadas fijas con el centro en la tierra (). A este se le denomina sistema de coordenadas ecuatorial geocéntrico donde X en dirección al equinoccio vernal y Z en el eje de rotación de la tierra y Y perpendicular a los mismos este sistema se define ECI (ecuación 18).

$$\begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) \cos(\omega) - \sin(\Omega) \cos(\omega) \sin(i) & -\cos(\Omega) \sin(\omega) - \sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \sin(\Omega) \sin(\omega) \\ \sin(\Omega) \cos(\omega) + \cos(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\sin(\Omega) \sin(\omega) + \sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ \sin(i) \sin(\omega) & \sin(i) \cos(\omega) & \cos(i) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} \quad [18]$$

:

Donde:

X_i, Y_i, Z_i : coordenadas sistema satelital

X_0, Y_0, Z_0 : coordenadas en el sistema orbital

Ω : RAANd

ω : AOP

i : inclinación

2.6.1.1. Predicción de órbita del nanosatélite.

Para calcular la segunda posición del nanosatélite se tomaron en cuenta las perturbaciones ocasionadas por la no esfericidad de la tierra, aquí se aumenta el parámetro J_2 (Stengel, 2016), que afecta a la anomalía media y corresponde al achatamiento de la tierra en los polos como indica la ecuación 19. La perturbación de J_2 (Mishne, 2004) no solo afecta a la anomalía media sino también a la anomalía verdadera y el argumento del perigeo ecuación 20 y ecuación 21.

$$M_2 = M_d + \left[n_i + 0.75 * n_i * \left(\frac{\text{earth}_{rad}}{a * (1 - e^2)} \right)^2 * J_2 * (2 - 3 * \sin^2(i)) * \sqrt{1 - e^2} \right] \Delta t \quad [19]$$

Donde:

M_2 : anomalía media para la siguiente iteración (°)

n_i : grados por segundo que recorre el nanosatélite

earth_{rad} : radio de la tierra (m)

J2: anomalía por irregularidad en forma de la tierra 0.00108263

Δt : variación del tiempo entre mediciones.

$$w = w_0 + \left[1.5 * ni * \left(\frac{\text{earth}_{\text{rad}}}{a * (1 - e^2)} \right)^2 * j2 * \cos(\text{inc}) * \Delta t \right] \quad [20]$$

Donde:

w: argumento del perigeo

$$T_{\text{anomaly}} = T_{\text{anomaly}_0} + (0.75 * ni * \left(\frac{\text{earth}_{\text{rad}}}{a * (1 - e^2)} \right)^2 * j2 * 5 * \cos^2(\text{inc}) * \Delta t \quad [21]$$

Para el nanosatélite la tierra está en movimiento por lo que es necesario cambiar el sistema de coordenadas como podemos ver en la Figura 28, Z ECI y Z ECEF posee la misma dirección de rotación de la tierra, X ECEF se encuentra fijo de Greenwich coordenada 0 así este punto gira igual que en la tierra a este sistema se le denomina ECEF. Como el objetivo en este programa es observar la cantidad de CO₂ es necesario hacer otro ajuste de coordenadas de latitud y longitud.

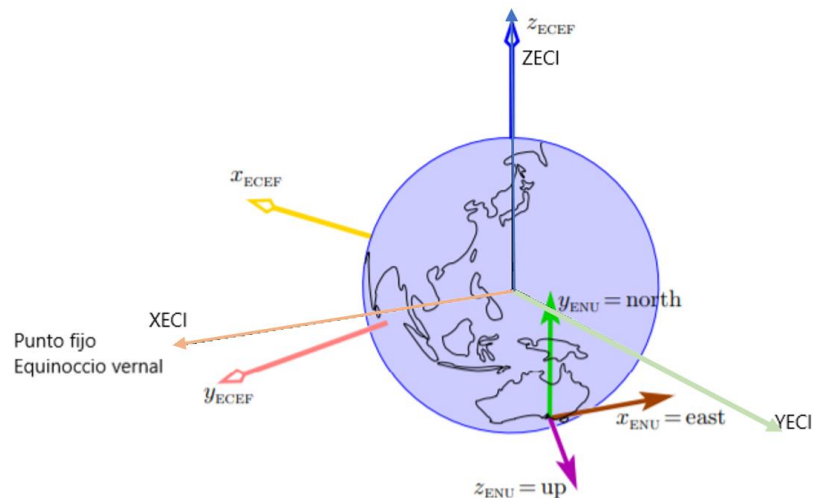


Figura 28. Sistemas de coordenadas de la tierra

Para el cambio de ECI a latitud y longitud se usó la función en Matlab `eci2lla`. Esta función se encarga del cambio de coordenadas ECI a ECEF, y de ECEF a coordenadas geodésicas de latitud y longitud. La Figura 29 sus entradas y salidas.

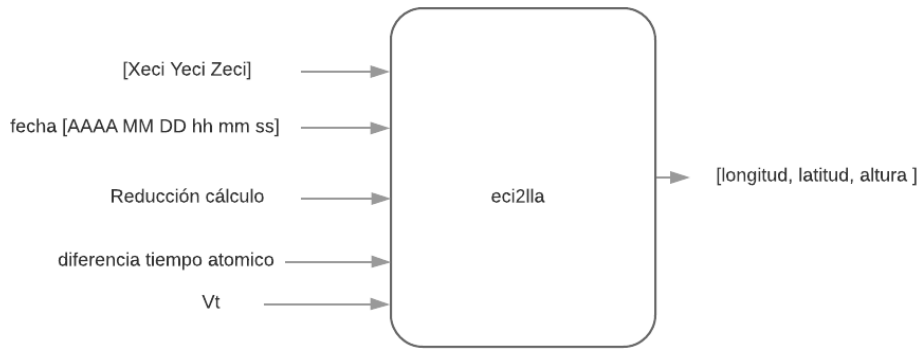


Figura 29. Función eci2lla Matlab

Donde:

Reducción del cálculo: reduce el cálculo usando el sistema de regencia de la unión astronómica 'IAU-76/FK5' o 'IAU-2000/2006'

Fecha: fecha de cada medición

Diferencia de tiempo atómico: diferencia en el tiempo medido atómicamente con el tiempo UTC, la diferencia es de 32 segundos.

Vt: para propagación de órbitas, el tiempo entre cada cálculo 60.

La Figura 30 muestra la lógica de programación para la posición y obtención de ppm de CO₂ en la atmósfera.

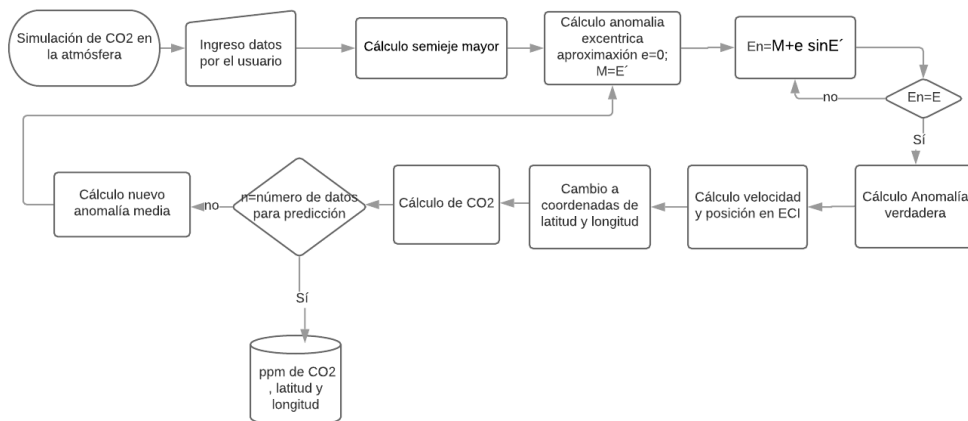


Figura 30. Flujograma del programa de simulación para la medición de CO₂

2.6.2. MÉTODO DOAS-LIKE PARA MEDIR EL CO₂ EN LA ATMÓSFERA

En la actualidad los nanosatélites usan el metodo DOAS para la medición remota del CO₂ a partir de la radiancia solar. La irradiación del sol o espectro solar extraterrestre (I_0) atraviesa la atmósfera y los fotones son absorbidos por moléculas en diferentes longitudes de onda este fenómeno es descrito por “La Ley de Beer Lambert”, que describe la dispersión de Raleigh y dispersión de Mie Figura 31. El objetivo principal del método DOAS es determinar la cantidad de estos elementos absorbedores.

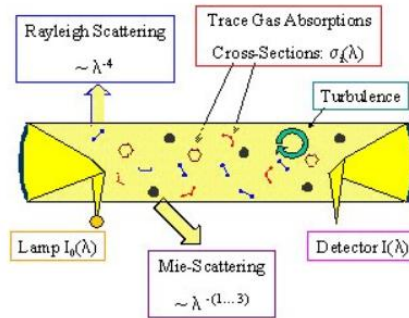


Figura 31. Dispersión de fotones en la atmósfera
(Olmo R,2017)

Para el desarrollo de esta tesis se ha usado el método DOAS-like (Yanfeng & Tian, 2014) que es una variación del método DOAS, el cual no toma en cuenta la presencia de aerosoles en la atmósfera. Éste fue comparado con el algoritmo usado en el nanosatélite GOSAT. De acuerdo con el estudio de Y. F. Huo el algoritmo DOAS-like en sus mediciones obtuvo promedio de 391.1 ppm con una desviación estándar de 3.7 ppm mientras que GOSAT está cerca de 392.2 ppm con una desviación estándar de 2.7 ppm.

A continuación, se muestra la ecuación 22 para derivar la cantidad de CO₂ en la atmósfera en ppm.

$$X_{CO_2} = \mu_0 * (\ln(r) - \ln(r_0)) * f(P_s, T) + g(P_s, T) * VCA_{H_2O} \quad [22]$$

Donde:

X_{CO2}: cantidad de CO₂ ppm

μ₀: coseno de ángulo cenital solar

r: relación entre la radiancia λ₁, λ₂ [Wm⁻²sr⁻¹ nm⁻¹]

λ₁: absorción fuerte

λ₂: absorción débil

r₀: relación entre la irradiación solar extraterrestre λ₁, λ₂ [Wm⁻²nm⁻¹]

f (P_s, T): absorción del CO₂ en función de la presión y la temperatura [cm²/moléculas]

g (P_s, T): absorción del H₂O en función de la presión y la temperatura [cm²/moléculas]

VCA_{H2O}: columna vertical de H₂O [moléculas/ cm²]

2.6.2.1. Parámetros del método DOAS-LIKE

Ángulo cenital

El ángulo cenital se refiere a la ubicación del sol respecto a una línea vertical del punto donde se encuentra el observador, y su coseno viene dado por la ecuación 23.

Este dato se calculó en el programa de geolocalización con parámetros de entrada de longitud, fecha y hora.

$$\cos(\theta_z) = \cos(\delta) \cos(\omega) \cos(\varphi) + \sin(\delta) \sin(\varphi) \quad [23]$$

Donde:

$\cos(\theta_z)$: coseno del ángulo cenital

δ : ángulo de declinación

ω : ángulo de la hora solar

φ : longitud terrestre

El ángulo de inclinación se refiere al ángulo que forman los rayos del sol respecto al centro de la tierra y se calcula por la ecuación 24

$$\delta = 23,45^\circ \cdot \sin \left[360 \cdot \frac{(dn + 284)}{365} \right] \quad [24]$$

Donde:

dn: número de día en el año

Ángulo de la hora solar: ángulo entre la longitud del meridiano local y la posición del sol, definido por la ecuación 25

$$\omega = 15 \cdot (hl - 12) \quad [25]$$

Donde:

hl: hora local

El programa de simulación de posición entrega la hora UTC, para cambiar esta hora el signo depende si la longitud esta al este u oeste. Si en las coordenadas geodésicas del nanosatélite la longitud posee un valor negativo significa que dicha posición esta al oeste y por tanto se resta de la hora UTC y por el contrario se suma como indica la ecuación 26. La longitud debe estar en un rango de -180 a 180 grados.

$$hl: hUTC \pm \left(\frac{\varphi}{15} \right) \quad [26]$$

Donde:

hUTC: hora UTC

Radiancia

Este dato es enviado por el sistema colocado en el nanosatélite, el dispositivo envía estos valores a la tarjeta principal. El análisis de espectroscopia se realiza graficando los datos como indica la Figura 32 de datos obtenidos por el nanosatélite CAN-X en Ontario, Canadá. En esta grafica se puede observar que en 1500 nm en la longitud de onda de CO₂, la radiancia es menor. Esto significa que el CO₂ ha absorbido mayor energía a esto se le denomina absorción fuerte. Los valores en los que el CO₂ absorbe radiancia se muestran en la Tabla 2.

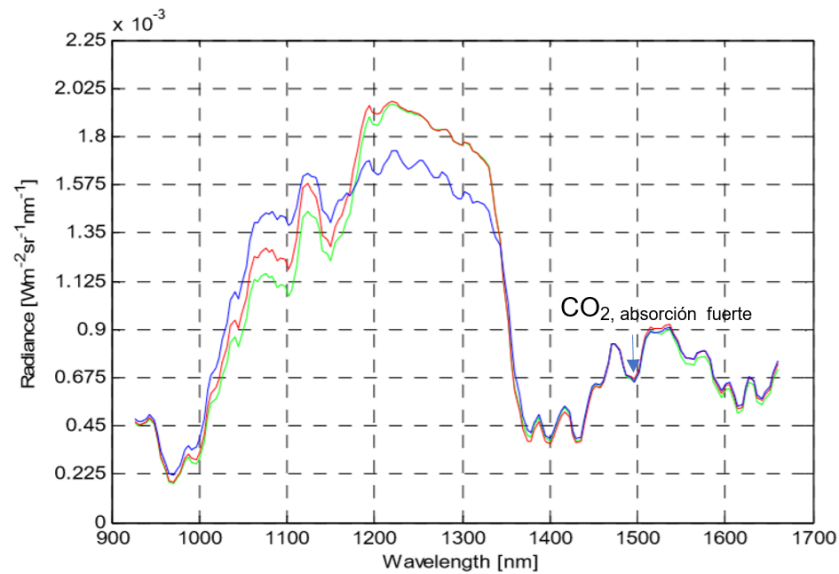


Figura 32. Radiancia vs longitud de onda obtenida por Argus 1000.

Irradiación solar extraterrestre

La irradiación solar extraterrestre se refiere a la cantidad de energía que recibe la capa superior de la atmósfera por el sol, este parámetro es estándar en el desarrollo del trabajo se hace uso de las tablas estándar de la Sociedad Americana para Pruebas y Materiales (ASTM). La Figura 33 los espectros terrestres para cada longitud de onda, en color negro se encuentra la gráfica de irradiación solar extraterrestre.

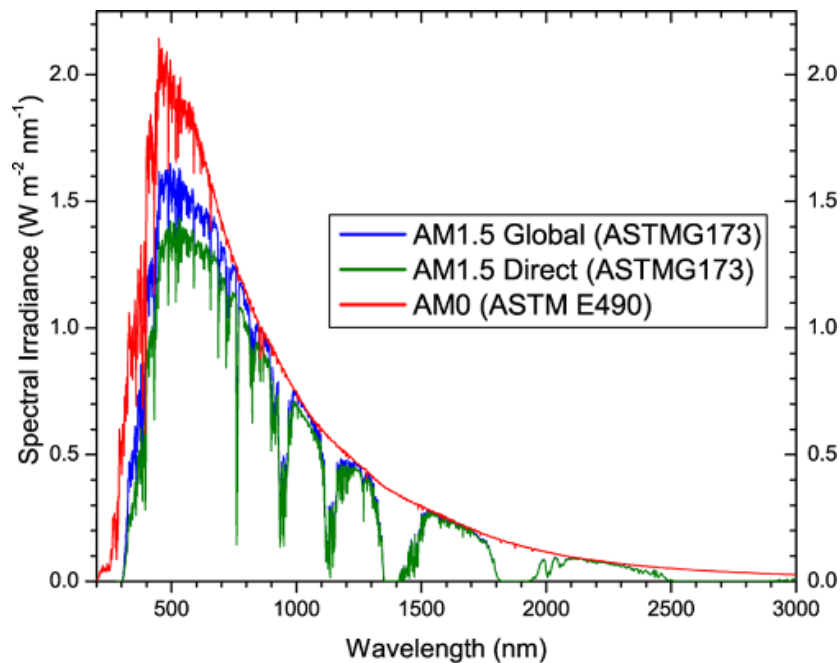


Figura 33. Irradiación solar extraterrestre (ASTM G173-03,2012)

Absorción de CO₂ y H₂O

Estos datos son obtenidos con la calibración del espectrómetro. Para este análisis se usa la absorción de CO₂ y H₂O debido a que las longitudes de absorción se encuentran muy cercanas. Los valores de absorción se obtienen por medio de calibración, en la cual pasa un haz de luz conocido, generalmente un láser por una cámara de gas con presión y temperatura controladas. El haz de luz entra por el sensor y se obtiene la cantidad de luz que la molécula ha absorbido, este proceso se detalla en (Jagpal et al., 2011). Para el desarrollo de la simulación estos valores se obtuvieron mediante el programa de simulación HITRAN web, que se muestra en la Figura 34, y que posee como parámetros de entrada, la molécula, el rango espectral medido en número de onda que es el inverso de la longitud de onda, la temperatura y presión del lugar.

Con el programa HITRAN para la absorción de CO₂, se obtuvieron los siguientes valores, mínimo de 1.1544546335E-29 y máximo de 6.9834449600E-25 mientras que los datos de H₂O un valor máximo de 3.9656438545E-21 y mínimo de 6.3291818869E-27 (cm²/ moléculas).

En el programa de simulación de mediciones CO₂ en la atmósfera, los datos de absorción de CO₂ y H₂O estos fueron generados randómicamente en los intervalos mencionados.

The screenshot shows the HITRAN web interface for simulating absorption. The molecule selected is Dioxido de carbono (CO₂). The simulation parameters are: L_{env} = 0.0700 cm⁻¹, L_{auto} = 0.1000 cm⁻¹, and N_t = 0.76. The interface includes a table of spectral lines with columns for Carr, AFGL n, Fórmula, Misa, au, Abundancia natural, Q (296K), T_{min}, K, T_{max}, K, N_{bandas}, N_{líneas}, WN_{min}, cm⁻¹, WN_{max}, cm⁻¹, S_{min}, cm / mol, and S_{max}, cm / mol. Below the table, there are input fields for selecting spectral lines, defining intensity cut-offs, and setting environmental parameters like temperature (296 K) and pressure (1 atm).

Carr	AFGL n	Fórmula	Misa, au	Abundancia natural	Q (296K)	T _{min} , K	T _{max} , K	N _{bandas}	N _{líneas}	WN _{min} , cm ⁻¹	WN _{max} , cm ⁻¹	S _{min} , cm / mol	S _{max} , cm / mol
1	626	¹⁶ O ¹² C ¹⁸ O	43.989830	0.984204	286.094	1	5000	1921	173024	158.301811	14075.298241	1.000e-30	3.542e-18
2	636	¹⁶ O ¹³ C ¹⁶ O	44.993185	0.0110574	576.644	1	5000	823	70577	332.649788	13734.963032	1.000e-30	3.730e-20
3	628	¹⁶ O ¹² C ¹⁸ O	45.994076	0.00394707	607.808	1	3500	831	127850	1.472734	12677.181338	1.002e-33	6.778e-21
4	627	¹⁶ O ¹² C ¹⁷ O	44.994045	0.000733989	3542.612	1	3500	494	77941	0.757206	12726.561843	3.934e-35	1.289e-21
5	638	¹⁶ O ¹³ C ¹⁸ O	46.997431	0.000443446	1225.462	1	3500	296	43782	2.945424	9212.608647	1.014e-33	7.135e-23
6	637	¹⁶ O ¹³ C ¹⁷ O	45.997400	0.0000824623	7141.320	1	3500	167	25175	9.086146	8061.740848	1.156e-33	1.358e-23
7	828	¹⁸ O ¹² C ¹⁸ O	47.998322	0.00000395734	323.424	1	5000	128	10522	482.819154	8162.742864	1.000e-30	1.290e-23
8	728	¹⁷ O ¹² C ¹⁸ O	46.998291	0.0000014718	3766.577	1	3500	104	15878	491.181282	8193.172140	2.227e-31	2.464e-24
9	727	¹⁷ O ¹² C ¹⁷ O	45.998262	0.00000136847	10971.567	1	5000	51	6518	535.383923	6932.693000	1.000e-30	2.730e-25
10	838	¹⁸ O ¹³ C ¹⁸ O	49.001675	0.0000004446	652.241	1	5000	40	2916	539.626449	6686.982863	1.000e-30	1.360e-25
11	738	¹⁷ O ¹³ C ¹⁸ O	48.001646	0.000000165354	7595.036	1	3500	32	4190	549.472745	4914.495996	2.397e-31	2.592e-26
12	737	¹⁷ O ¹³ C ¹⁷ O	46.998291	0.0000000155375	22129.961	296	296	13	1501	575.852870	3614.084415	1.000e-30	2.870e-27
					Total:	296	296	4900	559874	0.757206	14075.298241	3.934e-35	3.542e-18

Figura 34. Herramienta HITRAN WEB para simulación de absorción.

Columna vertical de vapor de H₂O

La columna vertical H₂O se obtiene de datos tomados por el nanosatélite GOME con un rango de [0.6-2.05]x10²³ moléculas /cm² como indica la Figura 35, la columna de vapor de agua muestra las moléculas de este elemento que se encuentran en la atmósfera por cm².

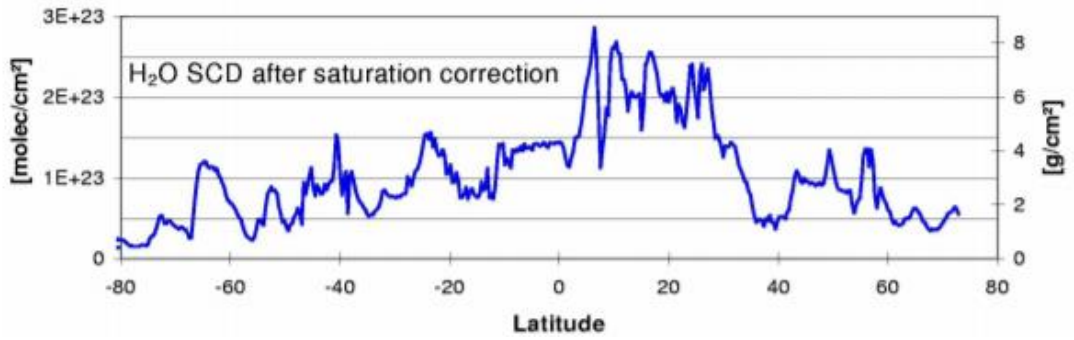


Figura 35. Cantidad de la columna vertical GOME
(Wagner,2010)

Los datos de la columna vertical de vapor de agua corresponden al año 2010, como se puede apreciar la zona con mayor cantidad de vapor de agua se encuentra desde 0 hasta los 30 grados de latitud

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1. RESULTADOS DEL ALGORITMO PARA SIMULACIÓN DE MEDICIÓN DE CO₂ EN LA ATMÓSFERA A PARTIR DE MEDIDAS DE RADIANCIA

Se generó un programa que proporciona la posición del nanosatélite respecto de la tierra además del ángulo cenital necesario para calcular la cantidad de CO₂ a partir de la radiancia mediante el método DOAS-like. El algoritmo de geolocalización tiene como entrada el archivo TLE del nanosatélite Tanusha-4, los datos se simulan en un intervalo de 1 minuto.

Tabla 12. Resultados de simulación

Hora	Longitud	Latitud	Ppm CO ₂
4:22:47	-86,0908239	0,07353758	65,171619
4:23:47	-83,9198598	3,12286756	28,39518
4:24:47	-81,7348105	6,16653045	67,171619
4:25:47	-79,5216634	9,1989255	176,131727
4:26:47	-77,2659738	12,2142159	58,105756
4:27:47	-74,9526491	15,2062025	74,526907
4:28:47	-72,5657342	18,1681874	235,816332
4:29:47	-70,0882015	21,0928216	422,816332
4:30:47	-67,5017558	23,9719369	400,592771
4:31:47	-64,7866712	26,7963554	440,461044
4:32:47	-61,9216862	29,5556783	122,526907
4:33:47	-58,884001	32,2380531	322,908166
4:34:47	-55,6494402	34,8299265	763,237483
4:35:47	-52,1928698	37,3157947	205,487015
4:36:47	-48,4889884	39,6779768	176,131727
4:37:47	-44,5136324	41,8964508	557,750468
4:38:47	-40,2457427	43,9488166	322,908166
4:39:47	-35,6700917	45,8104687	440,329317
4:40:47	-30,7807411	47,4550845	205,487015
4:41:47	-25,5849493	48,8555302	322,908166

La Figura 36 ilustra las partes por millón de CO₂ junto con la localización del nanosatélite. El resultado indica la primera órbita del nanosatélite y sus medidas de CO₂ en partes por millón con un intervalo de 10 segundos entre cada toma de datos.

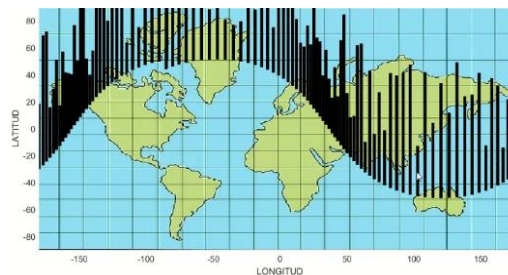


Figura 36. Simulación para el sistema de medidas de CO₂ en la atmósfera

3.2. RESULTADOS DE LA GEOLOCALIZACIÓN DEL SISTEMA

Los resultados de la predicción de órbita se compararon con datos de latitud y longitud del software Orbitron en un intervalo de 60 segundos. Para la corrección del error se generaron 930 datos de geolocalización correspondientes a 10 órbitas del nanosatélite en la tierra. Se calculó el error medio cuadrático entre los datos derivados del algoritmo de geolocalización y datos del software Orbitron, obteniendo los valores de la Figura 37, como se puede apreciar el error medio cuadrático de la longitud aumenta en relación al número de datos generados, llegando a un error RMS de 3.24 grados, por otro lado el error de la latitud aunque es menor también aumenta en el tiempo siendo el error RMS 0.13 grados su punto máximo.

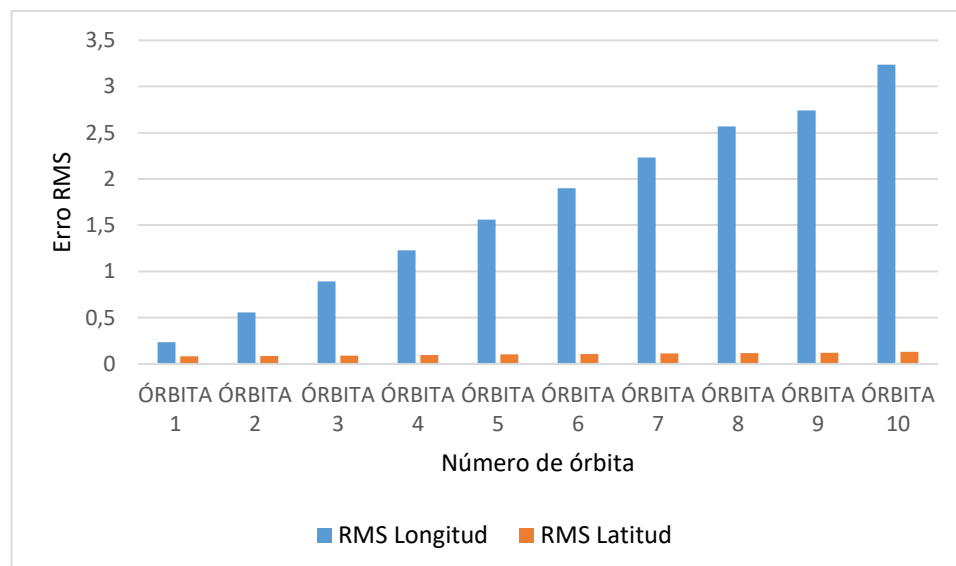


Figura 37. Error RMS por órbita

Se determinó el error medio cuadrático, RMS para las primeras 10 órbitas del nanosatélite. Para realizar la simulación Matlab se tomaron datos del TLE del nanosatélite TANUSHA 4, originado el 2019-01-06 a las 4:22:47.

3.2.1. CORRECCIÓN DE LONGITUD

Para la corrección del error en primer lugar, a la longitud obtenida por Orbitron se le resta la longitud obtenida en el algoritmo Matlab, dando como resultado la Figura 38, la figura muestra un cambio casi lineal del error (función color azul) en el eje y en función del número de datos en el x en consecuencia de esta generó una línea de tendencia descrita por la función y representada por la línea color negro y definida por la ecuación 27.

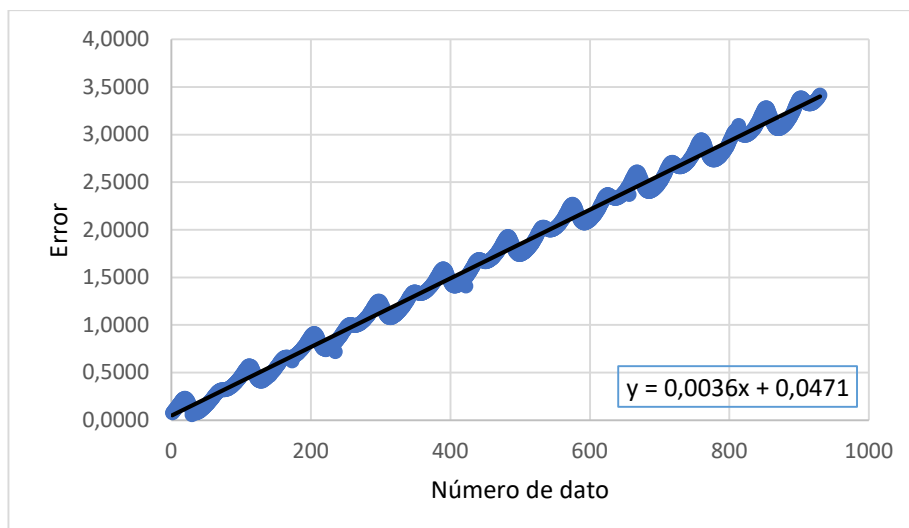


Figura 38. Error de longitud entre Orbitron y Algoritmo de Matlab

$$y = 0,0036x + 0,0471 \quad [27]$$

Una vez aplicada la ecuación 26, el error RMS mejoró considerablemente. La Tabla 13 muestra el cambio entre el error RMS antes de la corrección mediante la fórmula de linealidad y el error después de haberse aplicado dicha fórmula, como se puede apreciar el error en la órbita 10 es de 0,08321887 incluso menor que el calculado para la órbita 1 sin corrección.

Tabla 13. Comparación del error RMS con corrección

	Sin corrección	Con corrección
Órbita 1	0,23332024	0,06322281
Órbita 2	0,55786175	0,06461158
Órbita 3	0,89109067	0,06871105
Órbita 4	1,22771477	0,06826512
Órbita 5	1,56216094	0,07235564
Órbita 6	1,89842511	0,07324127
Órbita 7	2,23353868	0,07571807
Órbita 8	2,56742839	0,07807107
Órbita 9	2,74234127	0,07999075
Órbita 10	3,23722963	0,08321887

3.2.2. CORRECCIÓN DE LA LATITUD

Aunque los errores de la latitud son mucho menores que los de la longitud estos se propagan en el tiempo como indica la Figura 37 por lo que se realizó una corrección de este parámetro al igual que la longitud.

De manera similar a la longitud el error fue calculado como una resta entre el valor de Orbitron y el valor del algoritmo Matlab. A diferencia del error

calculado en la longitud la Figura 39 indica que no es lineal. La diferencia entre valor deseado de Orbitron y el experimental del algoritmo de Matlab se propaga de manera lineal, pero por órbita. En la figura 39 se puede notar que estas ondas aumentan sus dimensiones conforme el número de órbita.

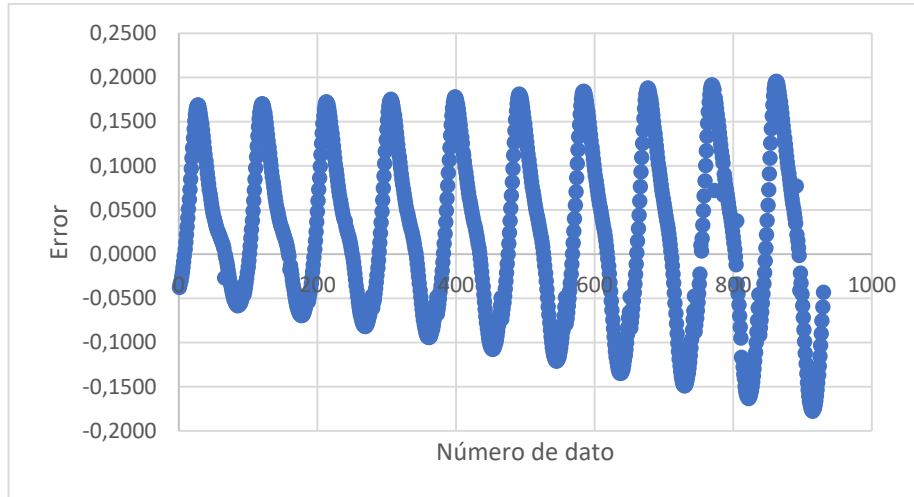


Figura 39. Error entre latitud de Orbitron y Matlab

Para la corrección se tomaron los datos de la primera órbita del nanosatélite, después se obtuvo una función polinomial de grado 6 cuyos valores eran muy cercanos a los de la primera onda. La Figura 40 el error de la latitud en el eje x y numero de datos en el eje Y. La función en color azul indica los datos de error para la órbita 1, mientras que la función color naranja es la aproximación polinómica definida por la ecuación 28.

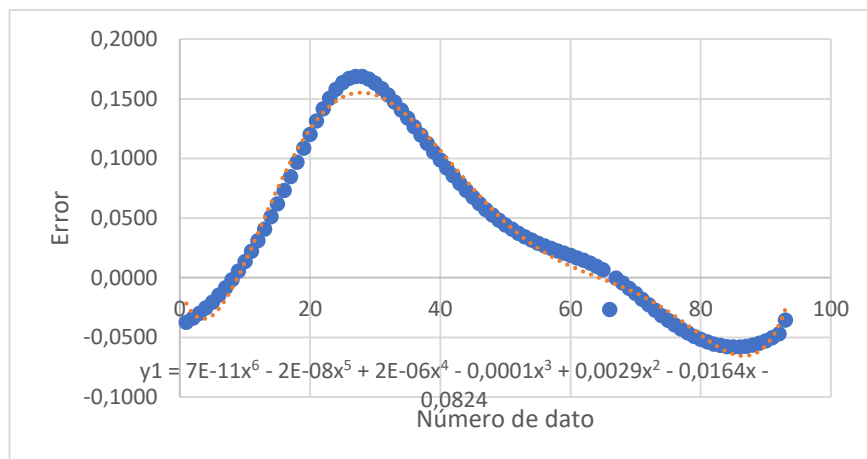


Figura 40. Error de latitud en la órbita 1

$$y_1 = 7E-11x^6 - 2E-08x^5 + 2E-06x^4 - 0,0001x^3 + 0,0029x^2 - 0,0164x - 0,0824 \quad [28]$$

Como se mencionó estas ondas se propagan según el número de órbita por lo que a la ecuación 28 se debe multiplicar por un factor de linealidad en

función del número de órbita. Este valor fue obtenido del error RMS de latitud. La Figura 41 muestra en el eje de las x el número de órbita y en el eje, y el error RMS, estos datos se linealizaron obteniendo la ecuación 29. Una vez obtenida esta ecuación de linealidad por órbita se multiplica por la ecuación 28 que determina la onda en cada órbita, dando la ecuación 30 que describe el cambio de la latitud a través del tiempo.

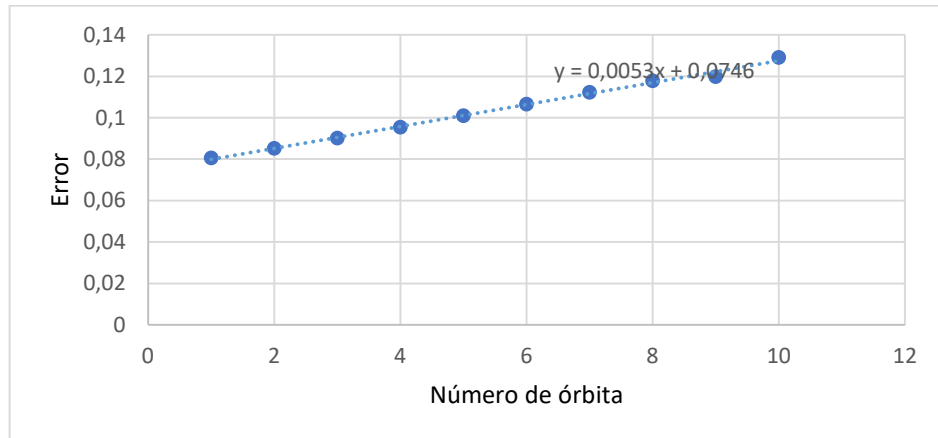


Figura 41. Error RMS de la latitud por número de órbita

$$y_2 = 0,0053x - 0,0746 \quad [29]$$

$$y_3 = y_2 * y_1 \quad [30]$$

La Tabla 14 indica los resultados del error RMS sin corrección y con corrección de latitud el error RMS con corrección no mejoró significativamente en relación al error de la latitud sin corrección.

Tabla 14. Error RMS de latitud

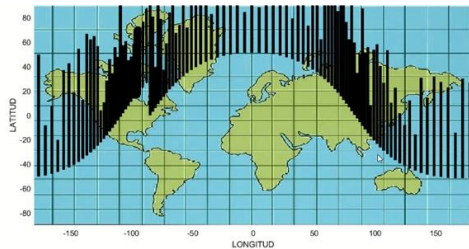
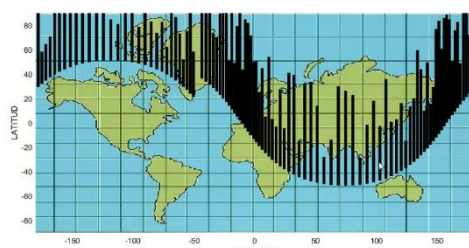
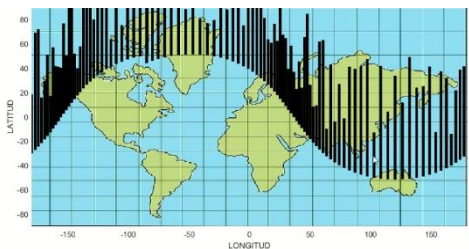
NÚMERO DE ÓRBITA	RMS latitud sin corrección	latitud con corrección
1	0,08059939	0,07991294
2	0,08512841	0,08270345
3	0,09008777	0,08610356
4	0,09539112	0,09001003
5	0,10091691	0,09438728
6	0,10651151	0,09922344
7	0,1122116	0,10440306
8	0,11777928	0,10985229
9	0,11982461	0,11215278
10	0,12899987	0,12185267

Se puede apreciar que para la órbita número 10 la diferencia entre los errores de latitud es de $7,1472 \times 10^{-3}$. Estos valores permiten determinar con mayor precisión las zonas donde exista mayor concentración de CO₂.

3.3. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN DE MEDIDAS DE CO₂

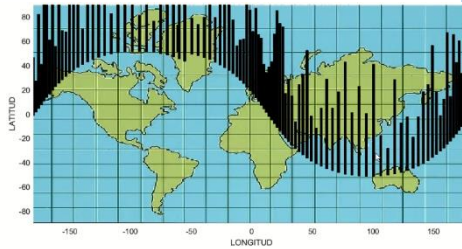
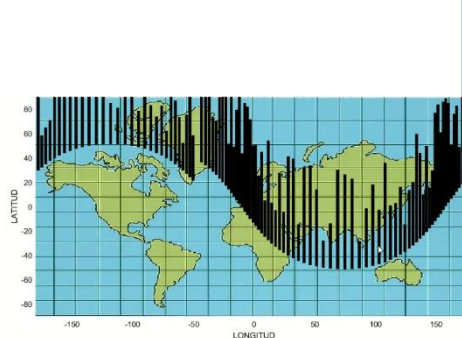
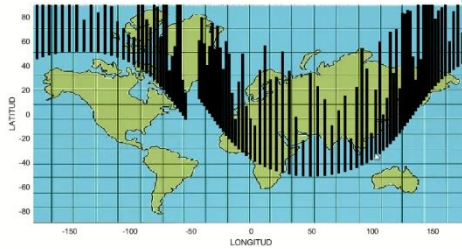
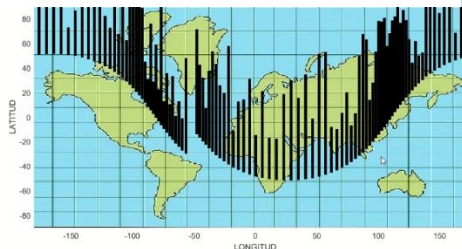
Una vez corregido los errores de localización en el algoritmo de Matlab se generaron los datos de CO₂ mediante el método DOAS-like. Los parámetros de entrada para este método se generaron de forma aleatoria en el algoritmo Matlab dentro de sus intervalos mínimos y máximos. La Tabla 15 indica los resultados de obtención de datos de CO₂ de manera gráfica junto con los lugares donde se registró los máximos y mínimos valores de ppm por cada órbita, hasta la órbita 10 del nanosatélite.

Tabla 15. Datos simulación para medición de CO₂ en la atmósfera

	Grafico		UTC	Localización
1		Valor Máximo 703,3015	4:45:47	Latitud: 51,6349 Longitud: -2,5427
		Valor Mínimo 296,1295	5:48:47	Latitud: -19,3530 Longitud: -124,0930
2		Valor Máximo 703,3332	7:36:47	Latitud: 27,4999 Longitud: -111,1786
		Valor Mínimo 222,0952	6:14:47	Latitud: 49,6870 Longitud: -45,7852
3		Valor Máximo 696,17	8:48:47	Latitud: -32,7691 Longitud: 175,7072
		Valor Mínimo 222,0952	8:20:47	Latitud: -21,3572 Longitud: 51,2110

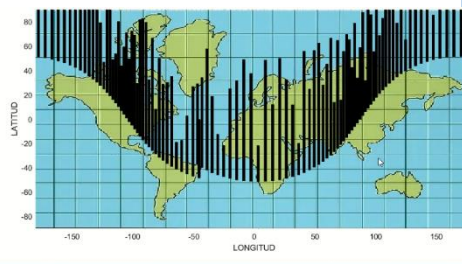
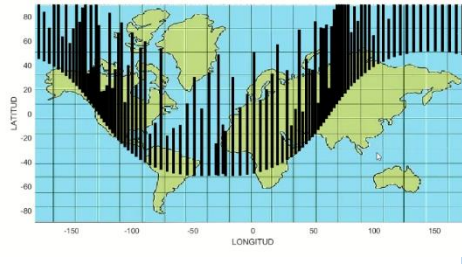
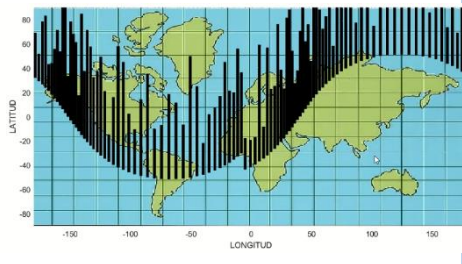
Continúa...

Continuación...

4		Valor Máximo 703,3808	9:11:47	Latitud: 34,5145 Longitud: -126,7004
		Valor Mínimo 296,1280	10:24:47	Latitud: -22,7378 Longitud: 162,5019
5		Valor Máximo 703,3015	12:19:47	Latitud: 42,1427 Longitud: -161,7427
		Valor Mínimo 370,1586	11:51:47	Latitud: -37,2713 Longitud: 122,7855
6		Valor Máximo 696,3491	13:34:47	Latitud: -7,1241 Longitud: 127,8447
		Valor Mínimo 407,1745	13:04:47	Latitud: -39,5966 Longitud: 1,7789
7		Valor Máximo 703,3332	14:36:47	Latitud: -38,5684 Longitud: -23,1658
		Valor Mínimo 407,1745	14:15:47	Latitud: 13,6779 Longitud: -68,8659

Continúa...

Continuación...

8		Valor Máximo 629,3173	16:14:47	Latitud: -49,0620 Longitud: -21,0130
		Valor Mínimo 333,1428	15:43:47	Latitud: 34,6027 Longitud: -112,4394
9		Valor Máximo 703,3015	17:05:47	Latitud: 51,5312 Longitud: 174,9474
		Valor Mínimo 222,0952	17:42:47	Latitud: -41,4673 Longitud: -65,4083
10		Valor Máximo 587,6772 4	19:51:47	Latitud: 15,5535 Longitud: 50,3868
		Valor Mínimo 289,4710	19:40:47	Latitud: -2,6745 Longitud: 37,0520

Como se puede apreciar en la Tabla 15 el nivel más alto de CO₂ es de 703,3808 ppm, con coordenadas de latitud: 34,5145° y longitud de -126,7004°. Este valor es aproximado al valor de 700 ppm que se encuentra en lugares de alta contaminación, como lo son las ciudades. El valor mínimo de CO₂ encontrado es de 222,0952° ppm con coordenadas de latitud de -41,4673 y longitud de -65,4083°, estos valores se pueden encontrar en espacios con aire limpio. Los valores máximos y mínimos se encuentran en los rangos para la calidad del aire. Aunque la hora UTC de ciertas mediciones nos indican la ausencia de luz solar, estos datos son válidos debido a que en simulación las medidas de radiancia se establecieron en un rango con presencia de luz.

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

CONCLUSIONES

Se determinaron los requerimientos necesarios para la implementación de un sistema capaz de medir el CO₂ en la atmósfera. El sensor implementado cuenta con la ventaja de certificado espacial, así se garantiza el cumplimiento de requerimientos relacionados con el lanzamiento del nanosatélite.

Los requerimientos propuestos para la implementación del sistema de medición de CO₂ se relacionan en gran parte con los requerimientos para el funcionamiento del nanosatélite, estos parámetros se escogieron tomando en cuenta cada etapa del nanosatélite, desde pruebas y simulaciones terrestres hasta que el dispositivo se encuentre en órbita.

Los parámetros de temperatura, presión, y ángulo cenital varían según el lugar de medición, por tanto, el análisis de espectroscopia debe realizarse por ubicación del sistema.

Se desarrolló la rutina de programación que será implementada en la tarjeta principal del nanosatélite para el encendido, envío de datos y apagado del sistema.

El tiempo de respuesta del sensor se configuro en 183 ms, debido a las altas velocidades del nanosatélite es conveniente que este tiempo sea mínimo, y los datos se guardan cada 10 segundos.

Se obtuvo la cantidad de datos del sistema de medición de CO₂ que almacenará la computadora a bordo del nanosatélite, aproximadamente $7,38 \times 10^7$ bits por día. Los datos se deben descargar en la base terrestre cada 5 días o menos, para evitar pérdidas de información del nanosatélite por memoria llena.

Los errores de latitud y longitud se propagan en el tiempo por la cantidad de datos generados, decimales de precisión y debido a que no se tomó en cuenta la fuerza de arrastre. Con la corrección de datos el error en la longitud disminuyó de 3,24 grados a 0,08321887 grados mientras que en la latitud disminuyo de 0,12899987 grados a 0,12185267 grados permitiendo determinar con mayor precisión lugares donde existe mayor concentración de CO₂.

Mediante la simulación se determinó que el método DOAS-like puede ser aplicado para mediciones remotas en nanosatélites. Los resultados obtenidos del método están en el rango de 222,0952 ppm a 703,3808 ppm para mediciones en presencia de luz solar.

RECOMENDACIONES

Se recomienda implementar un sistema que permita al sensor tomar medidas solamente en presencia del sol, y permanezca pagado en ausencia de él, para evitar mediciones erróneas y gasto energético.

BIBLIOGRAFÍA

- ASTM G173-03 (2012), Tablas estándar para irradiancias espectrales solares de referencia: normal directa y hemisférica en superficies inclinadas a 37 °, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2012, www.astm.org
- Duarte Muñoz, C. (2015). *SISTEMAS DE PRUEBAS ESPACIALES*. [online] Hacia el espacio. Available at: <https://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=177>
- Kanniah, K. D., Kaskaoutis, D. G., San Lim, H., Latif, M. T., Zaman, N. A. F. K., & Liew, J. (2016). Overview of atmospheric aerosol studies in Malaysia: Known and unknown. *Atmospheric research*, 182, 302-318..
- Mohi, A. N., Aziz, J. S., & Salman, L. A. (2015). CubeSat Communication System, a New Design Approach. *International Journal of Science, Engineering and Computer Technology*, 5(12), 417.
- Stewart, R. W., Crockett, L., Atkinson, D., Barlee, K., Crawford, D., Chalmers, I., ... & Sozer, E. (2015). A low-cost desktop software defined radio design environment using MATLAB, simulink, and the RTL-SDR. *IEEE Communications Magazine*, 53(9), 64-71.
- Lorente, J. (2010). La radiación Solar. [online] Consejo General de Colegios de Farmacéuticos. Available at: <https://www.portalfarma.com/Profesionales/campanaspf/categorias/Documents/MAQUETACION%20MATERIAL%20FORMATIVO%20fotoproteccionfotproc2010.pdf>
- Gordon, I. E., Rothman, L. S., Hill, C., Kochanov, R. V., Tan, Y., Bernath, P. F., ... & Drouin, B. J. (2017). The HITRAN2016 molecular spectroscopic database. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 203, 3-69.
- Jagpal, R., Quine, B. M., & Sanjar, M. (2014). Carbon dioxide retrieval of Argus 1000 space data by using GENSPECT line-by-line radiative transfer model, . <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.24811.54560>
- Jagpal, R. K. (2011). Calibration and Validation of Argus 1000 Spectrometer – A Canadian Pollution Monitor, (June).
- Harris, A. (2015). Thermal Remote Sensing of Active Volcanoes Appendix F, 666–668.
- Mishne, D. (2004). Formation Control of Satellites Subject to Drag Variations and J 2 Perturbations, 27(4).
- McMurry, J. (2012). *Química orgánica*, 434
- Eberhardt, B. (2012). *Órbital Mechanics*, 89–114.
- Kauderer, A. (2011). Human Space Flight (HSF) - Realtime Data. Retrieved from https://spaceflight.nasa.gov/realdata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/SSOP_Help/tle_def.html

- Garcia, A. (2016). Órbita celeste, Solución numérica de las ecuaciones del movimiento, http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica3/celeste/ecuacion_1/ecuacion_1.html.
- Federic, C. (2000). Earth-Centered, Earth-Fixed Coordinate System 4.1, 54–72.
- Chobotov, V. A. (2002). *Orbital mechanics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Wang, R., Xie, P., Xu, J., Li, A., & Sun, Y. (2019). Observation of CO₂ Regional Distribution Using an Airborne Infrared Remote Sensing Spectrometer (Air-IRSS) in the North China Plain. *Remote Sensing*, 11(2), 123.
- Wagner, T., Heland, J., Zöger, M., Platt, U., Wagner, T., Heland, J., ... Platt, U. A. (2010). A fast H₂O total column density product from GOME ? Validation with in-situ aircraft measurements To cite this version : HAL Id : hal-00295268 and Physics A fast H₂O total column density product from GOME – Validation with in-situ aircraft measurements.
- Yanfeng, H., & Tian, W. (2014). A DOAS-like method for total column of CO₂ from ground-based FTS measurements of the direct solar beam, (February). <https://doi.org/10.5194/amtd-7-2405-2014>
- Wagner, T., & Heland, J. (2003). and Physics A fast H₂O total column density product from GOME – Validation with in-situ aircraft measurements, 651–663.
- Mondrag, P. (2000). *Espectroscopia de infrarrojo para todos*, 15.
- Tsouvaltsidis, C., Salem, N. Z. Al, Benari, G., Vrekalic, D., Quine, B., Science, S., & Toronto, D. (2015). REMOTE SPECTRAL IMAGING USING A LOW COST UAV SYSTEM, XL, 25–31. <https://doi.org/10.5194/isprsarchives-XL-1-W4-25-2015>
- Yoshida, Y., Oshio, H., Someya, Y., Ohyama, H., Kamei, A., Morino, I., ... & Matsunaga, T. (2019, June). Atmospheric Carbon Dioxide and Methane Observations by GOSAT and GOSAT-2. In *Fourier Transform Spectroscopy* (pp. FTu2B-4). Optical Society of America. Salem, N. Al, & Quine, B. M. (2015). Classification of cloud scenes by Argus spectral data Rehan Siddiqui *, Rajinder Jagpal and, 3(4), 295–311.
- Chesser, H., Lee, R., Benari, G., Jagpal, R., Lam, K., & Quine, B. (2012). Geolocation of Argus Flight Data, 50(2), 357–361.
- Thoth Technology, (2018). Argus 2000 IR Spectrometer Owner ' s Manual, (1), 1–30.
- Edberg, S. J., Evans, D. L., Graf, J. E., Hyon, J. J., Rosen, P. A., & Waliser, D. E. (2016). Studying Earth in the New Millennium: NASA Jet Propulsion Laboratory's Contributions to Earth Science and Applications Space Agencies. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*, 4(1), 26-39.
- Kaufmann, M., Olschewski, F., Mantel, K., Solheim, B., Shepherd, G., Deiml, M., ... Riese, M. (2018). A highly miniaturized satellite payload based on a spatial heterodyne spectrometer for atmospheric temperature measurements in the mesosphere and lower thermosphere. *Atmospheric*

Measurement Techniques, 11(7), 3861–3870.
<https://doi.org/10.5194/amt-11-3861-2018>

- Woods, T. N. (2017, December). Advanced Technology in Small Packages Enables Space Science Research Nanosatellites: Examples from the NASA Miniature X-ray Solar Spectrometer CubeSat. In *AGU Fall Meeting Abstracts*. Kuze, A., Suto, H., Nakajima, M., & Hamazaki, T. (2009). Thermal and near infrared sensor for carbon observation Fourier-transform spectrometer on the Greenhouse Gases Observing Satellite for greenhouse gases monitoring. *Applied Optics*, 48(35), 6716. <https://doi.org/10.1364/AO.48.006716>
- Heidt, H., Puig-Suari, J., Moore, A. S., Nakasuka, S., & Twiggs, R. J. (n.d.). *Heidt SSC00-V-5 CubeSat: A new Generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation*. Retrieved from <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2069&context=smallsat>
- Pagano, T., Rider, D., Teixeira, J., Aumann, H., Rud, M., Lane, M., ... & Ting, D. (2016). The CubeSat Infrared Atmospheric Sounder (CIRAS), Pathfinder for the Earth Observing Nanosatellite-Infrared (EON-IR).
- Veefkind, J. P., Aben, I., McMullan, K., Förster, H., de Vries, J., Otter, G., ... Levelt, P. F. (2012). TROPOMI on the ESA Sentinel-5 Precursor: A GMES mission for global observations of the atmospheric composition for climate, air quality and ozone layer applications. *Remote Sensing of Environment*, 120, 70–83. <https://doi.org/10.1016/j.rse.2011.09.027>
- Arroyo, F., & Miguel, L. (2019). Análisis de la variación de las emisiones de CO₂ y posibles escenarios al 2030 en Ecuador.
- Chuvieco, E. (2017). *V COLOQUIO DE GEOGRAFIA CUANTITATIVA 33 TELEDETECCION, S.I.G. Y CAMBIO GLOBAL*. Retrieved from <https://ifc.dpz.es/recursos/publicaciones/15/48/05chuvieco.pdf>
- Cao, C., Wang, W., Blonski, S., & Zhang, B. (2017). Radiometric traceability diagnosis and bias correction for the Suomi NPP VIIRS long-wave infrared channels during blackbody unsteady states. *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, 122(10), 5285–5297. <https://doi.org/10.1002/2017JD026590>
- Ogunniyi, J., Sivakumar, V., Ogunniyi, J., & Sivakumar, V. (2018). Ozone climatology and its variability from ground based and satellite observations over Irene, South Africa (25.5° S; 28.1° E)-Part 2: Total column ozone variations. *Atmósfera*, 31(1), 11–24. <https://doi.org/10.20937/ATM.2018.31.01.02>
- Marchetti, F., Esteve, A. R., Siani, A. M., Martínez-Lozano, J. A., & Utrillas, M. P. (2016). Validación de los datos de radiación solar UV del Ozone Monitoring Instrument (OMI) a partir de medidas con base en tierra en la costa mediterránea. *Revista de Teledetección*, (47), 13. <https://doi.org/10.4995/raet.2016.5679>

Martínez-Lüschera, J., Torres, N., Hilbert, G., Morales Iribas, F., Delrot, S., Sánchez-Díaz, M., ... Pascual, I. (2015). Efecto de la radiación UV-B sobre la variedad Tempranillo. Retrieved from <http://digital.csic.es/handle/10261/1368>

Stengel, R. (2016). Órbital Mechanics 1-13