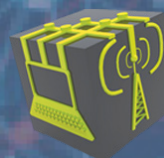


I CONGRESO INTERNACIONAL DE **TELECOMUNICACIONES** CIT 2019

26 AL 29 DE NOVIEMBRE DE 2019

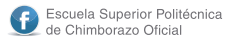


DIRECCIÓN DE
PUBLICACIONES





ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO



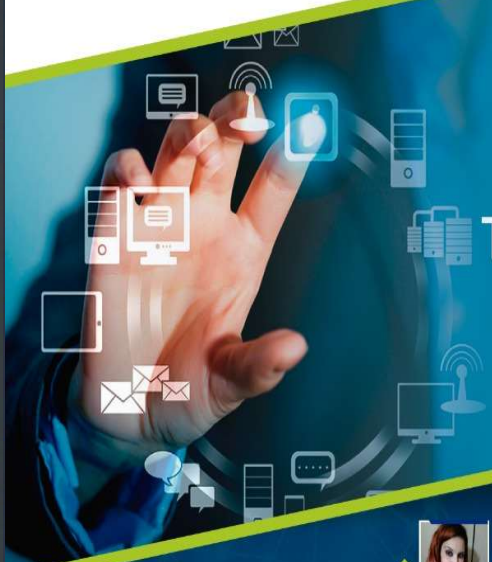
Escuela Superior Politécnica
de Chimborazo Oficial



ESPOCH Informa



@EspochRio



I CONGRESO INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES

WORKSHOP

◆ WORKSHOP
◆ CONFERENCIAS

26 27 28 29
DE NOVIEMBRE 2019

TECNOLOGÍA + INVESTIGACIÓN = CALIDAD DE LA ESPOCH



◆ **MARTES 26 de noviembre**
Reconocimiento de patrones en series temporales con Python.
Noelia Echeverría (Argentina)

◆ **MIÉRCOLES 27 de noviembre**
Caracterización de señales biomédicas
Dra. Adriana Scandurra (Argentina)

◆ **Rafael Sotelo (Uruguay)**

◆ **JUEVES 28 de noviembre**
Implementación de los modelos de la UIT para la estimación de estadísticas de atenuación debida a lluvia en enlaces satelitales: teoría y práctica.
Gustavo Siles (Bolivia)

🕒 14:00 – 18:00

📍 Laboratorios de la Facultad de Informática y Electrónica

Índice

- Autoridadespág 6
- Revisores y Expositorespág 8
- Presentaciónpág 11
- Diseño e Implementación de un Simulador para el Diagnóstico de la Unidad de Control Electrónico de Motor (Ecu) en un Vehículo Marca Hyundai Accent.....pág 12
- Mujeres en el espacio. Rol de las mujeres en las misiones espaciales NASApág 19
- Servicio de comunicaciones satelitales utilizando EUTELSAT 115 West B para las islas Galápagospág 28
- Mecánica Celeste de la Estación Espacial Internacional.....pág 33
- DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCHpág 39





Ing. Washington Luna, Ph.D

Decano de la Facultad de Informática y Electrónica



Dr. Julio Roberto Santillán

Vicedecano de la Facultad de Informática y Electrónica



Ing. Patricio Romero

Director de la Escuela de Electrónica y Telecomunicaciones

I Congreso Internacional de **Telecomunicaciones** **CIT 2019.**

Comité Organizador

- Ing. Patricio Romero
- Ing. Hugo Moreno, PhD
- Ing. Jefferson Ribadeneira, PhD
- Ing. Alberto Arellano
- Ing. Oswaldo Martínez
- Ing. Diego Veloz
- Ing. Monica Zabala
- Ing. Adriana Segura - ESPOCH
- Ing. Diego Veloz – ESPOCH
- Ing. Marco Lozano - ARCOTEL
- Ing. José Luis Tinajero - ESPOCH
- Ing. Paco Ortiz – Universidad Pontificia Católica de Quito
- Ing. Cristian Zuñiga - Director de la Secretaria Tecnica de Planificacion Estrategica del Municipio de Ambato
- Ing. Jorge Herrera - Doctor en Informática; con mención Internacional, Universidad Politécnica de Valencia, España

Comité Científico

- Victor Isaac Herrera
- Fausto Cabrera Aguayo
- Fabricio Santacruz
- Monica Zabala
- David Moreno
- José Luis Tinajero
- Diego Veloz
- Esteban Guevara -
- Diego Veloz
- Esteban Guevara
- Jefferson Alexander Ribadeneira
- Oswaldo Martinez

Nacionales (Estudiantes)

- Karen Paredes
- José Pucha
- Franklin Núñez

Diseño y Diagramación:

- Edison Javier Guamán Ortuño

Expositores Invitados

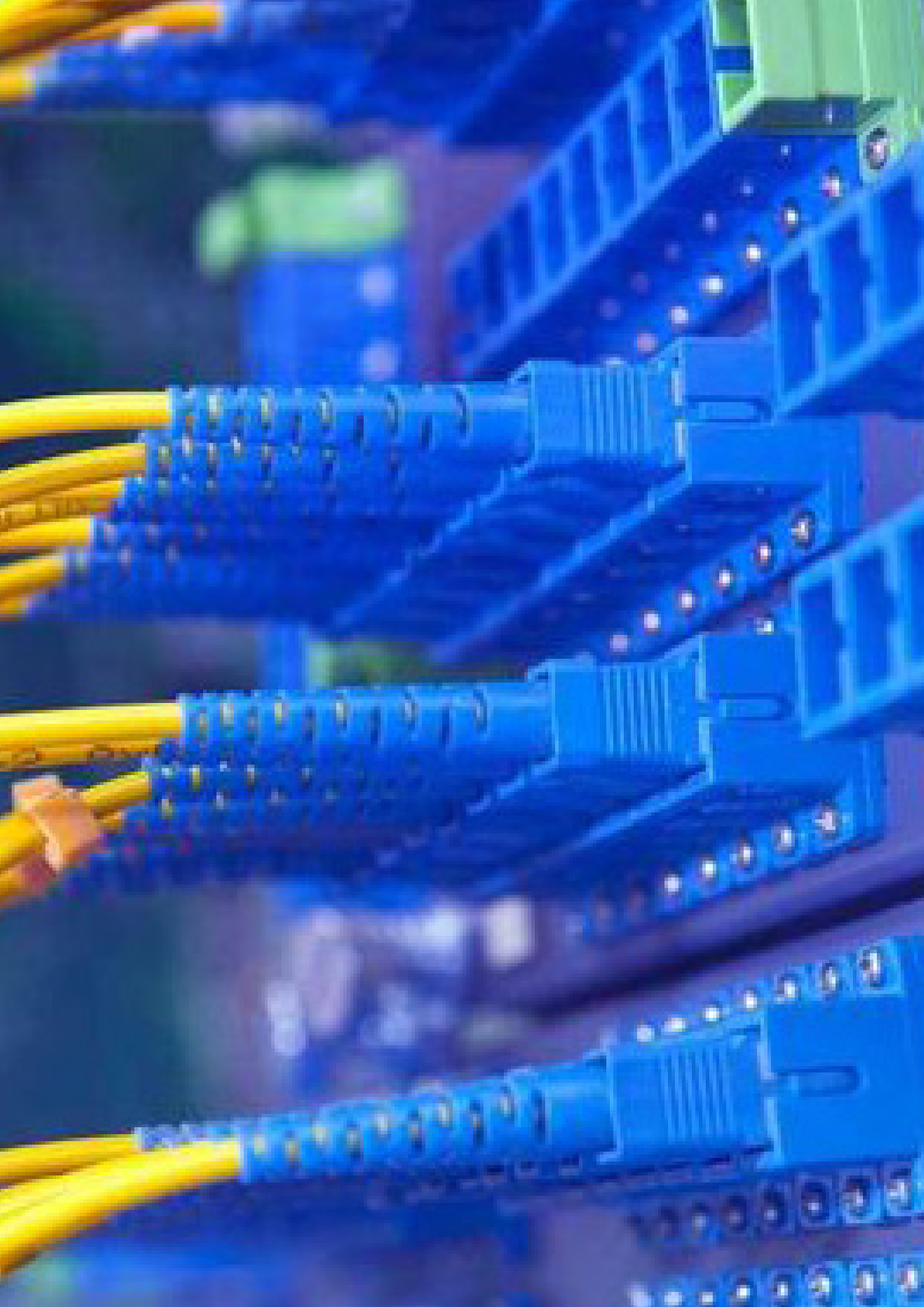
Internacionales

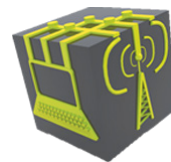
- Dra. Adriana Scandurra – Universidad de Mar del Plata. Mar del Plata - Argentina
- Dra. Ing. Noelia Echeverría - Universidad de Mar del Plata. Mar del Plata – Argentina

Nacionales (Profesionales)

- Ing. Mayra Salazar - ESPOCH
- Ing. Dennis Gusqui - ESPOCH
- Ing. Joffre Cabrera – ESPOCH
- Ing. Gabriel Parreño - ESPOCH







Presentación

El CIT-2019 surge de la necesidad de generar eventos científicos de exposición de los trabajos de investigación desarrollados por docentes y estudiantes de la carrera de Telecomunicaciones permitiendo así su difusión a través de su publicación. Este evento espera reunir a un número importante de asistentes, para dar a conocer a la comunidad y a la sociedad la existencia de un espacio de divulgación científico relacionado con las telecomunicaciones.

Diseño e Implementación de un Simulador para el Diagnóstico de la Unidad de Control Electrónico de Motor (Ecu) en un Vehículo Marca Hyundai Accent.

Design and Implementation of a Simulator for the Diagnosis of the Electronic Motor Control Unit (Ecu) in a Hyundai Accent Vehicle.

Alex Cando ¹, Mónica Zabala ², Fabricio Santacruz ³

Escuela Superior Politécnica de Chimborazo

Riobamba. Ecuador

¹ ar.cando10@gmail.com

² m_zabala@esPOCH.edu.ec

³ fabricio.santacruz@esPOCH.edu.ec

Resumen: Se desarrolló un simulador para el diagnóstico de la unidad de control electrónico de motor (ECU) en un vehículo marca Hyundai Accent. Se evaluaron las diferentes tecnologías para el diseño e implementación del mismo a través del método heurístico. El simulador se implementó en 4 etapas, la primera etapa es la generación de las señales del sensor de posición de aceleración (TPS), sensor de temperatura de refrigerante (ECT), sensor de temperatura de aire de admisión (IAT), sensor de oxígeno (O2), sensor de presión absoluta del múltiple de admisión (MAP) y sensor de flujo de masa de aire (MAF), la segunda etapa se componen de la generación de las señales del sensor de posición de cigüeñal CKP y sensor de posición de árbol de levas (CMP), utilizando tarjetas de desarrollo Arduino nano con el fin de programar y propiciar la simulación de pulsos PWM analógicos característicos emitidos por los sensores automotrices a través de la conversión digital- analógica usando amplificadores operacionales (OPAM). La conexión de la interfaz hombre máquina (HMI) se estableció como tercera etapa, el diseño e implementación se realizó mediante la interfaz gráfica desarrollada en Labview y su manejo a través del dispositivo de manipulación táctil. La cuarta etapa complementó el diagnóstico de los inyectores y bobinas utilizando transistores NPN 3904 y PNP 3906 que permiten la detección de pulsos emitidos en caso de falla o buen estado.

Palabras Clave: Tecnología y Ciencias De La Ingeniería, Ingeniería y Tecnología Electrónica, Unidad De Control Electrónica (ECU), Diagnostico, Arduino (Software-Hardware), Amplificadores Operacionales (OPAM), Interfaz Hombre Maquina (HMI), Simulación, Sensores, Monitoreo.

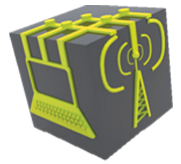
Abstract: A simulator was developed for the diagnosis of the electronic engine control unit (ECU) on a Hyundai Accent Brand vehicle. The different technologies were evaluated, for the design and implementation of the same through the heuristic method. The simulator was implemented in 4 stages. The first stage is the signal

generations of the throttle position sensor. (TPS) The engine coolant temperature sensor. (ECT) The intake air temperature sensor. (IAT) The oxygen sensor. (O2) Intake manifold absolute pressure sensor. (MAP) and Mass air flow sensor (MAF). The second stage is composed of the generation of signals from the CKP crankshaft position sensor and camshaft position sensor (CMP) by using the development card arduino Nano with the aim of programming and promoting the simulation of PWM pulses, analog characteristics emitted by the automotive sensors, through the converter digital – analog by using of operational amplifiers (OPAM). The connection of the Human Machine Interface (HMI) was established as the third stage, the design and implementation were done by using the graphical interface developed in Labview and its handling through the tactile manipulation device. The fourth stage complemented the diagnosis of the injectors and coils by using NPN 3904 and PNP 3906 transistors that allow the detection of pulses emitted in case of failure or good condition.

KeyWords: Technology and Engineering Sciences, Engineering and Electronic Technology, Electronic Control Unit (ECU), Diagnostic, Arduino (Software - Hardware), Operational Amplifiers (OPAM), Human – Machine Interface (HMI), Simulation, Sensors, Monitoring

I. INTRODUCCIÓN

Actualmente existen en otros países simuladores para la unidad de control electrónico (ECU) que no constan con los requerimientos necesarios para el usuario ya que en algunas ocasiones se necesita de funciones extras como la de una sincronización entre sensores tal sea el caso del sensor de posición cigüeñal (CKP) con el sensor de posición árbol de levas (CMP), lo cual es muy importante en el diagnóstico del vehículo. Según una investigación en los diferentes centros de diagnóstico del Ecuador no existen simuladores para el diagnóstico,



verificación y reparación de daños en ecu (unidad de control electrónico de motor).

II. METODOLOGIA

El termino ECU se refiere a la Unidad de Control de Motor del vehículo en el cual están conectados todos los sensores que existen en el interior del vehículo para poder realizar una combustión correcta.

A. Unidad e Control Electrónico de Motor (ECU)

La Unidad de Control de Motor (ECU), conocida también como módulo de control del tren de potencia, es un tipo de unidad de control donde se ajusta un número de actuadores en el motor de combustión interna para asegurar su óptimo desempeño.

B. Funcionamiento de la ECU

Las señales que recibe la ECU de los distintos sensores son evaluadas continuamente, en el caso de que falle alguna señal o sea defectuosa, la ECU adopta valores sustitutivos fijos que permitan la conducción del vehículo hasta que se puedan arreglar las averías. Si existe algunas averías en el motor esta se registrara en la memoria de la ECU, la información sobre la avería podrá leerla el mecánico en el taller conectando un aparato de diagnóstico o un simulador para ECU. Si se averían los sensores o los elementos de ajuste que podrían suponer daños en el motor o conducir a un funcionamiento fuera de control del vehículo, se desconecta entonces el sistema de inyección parándose lógicamente el vehículo.

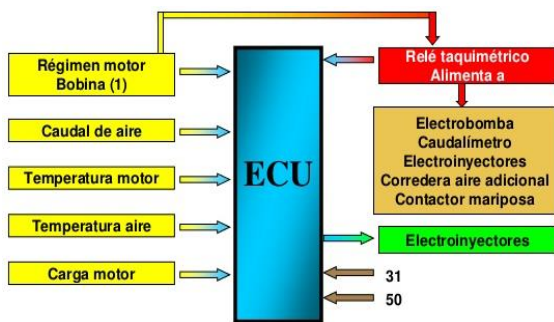


Figura 1. Unidad e Control de Motor Electrónica de Motor

C. Casos de Averías

- El motor del vehículo se vuelve inestable tiende a poseer vibraciones.
- Se mantiene en RALENTÍ, Funciona solo en un punto muerto o simplemente con el embrague pisado a fondo.
- El vehículo comienza a consumir más combustible de lo normal.
- Emisión de humo negro, provocando contaminación en el medio ambiente.
- Falta de potencia en el vehículo.
- El vehículo reacciona de forma lenta al momento de la aceleración.

D. Señales de entrada y salida de la ECU

Tabla I

Señales de entrada y salida de la ECU.

| Entradas Sensores | Salidas |
|-------------------------------------------------|-------------------------|
| Temperatura de refrigerante (ECT) | Inyectores |
| Oxígeno (O2) | Relés de mando |
| Posición de cigüeñal (CKP) | Válvula IAC |
| Posición de árbol de levas (CMP) | Mariposa de aceleración |
| Posición de papalote aceleración (TPS) | Válvula de canister |
| Presión absoluta del múltiple de admisión (MAP) | Bomba de combustible |
| Temperatura de aire de admisión (IAT) | Ventilador del radiador |
| Flujo de masa de aire (MAF) | Control del A/C |

E. Diseño del prototipo Simulador V1.0

El procedimiento que se realizara durante el diseño e implementación de un simulador para el diagnóstico de la unidad de control electrónico de motor (ecu) de un vehículo marca Hyundai Accent, dentro de la cual se evaluó las diferentes tecnologías para la construcción del mismo. En la Figura 2 se detalla la estructura del proceso basada en diseño electrónico, control y programación.

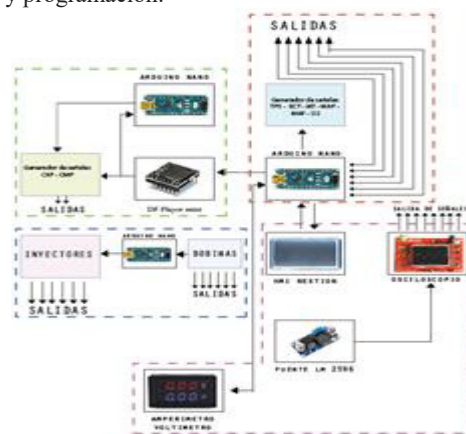


Fig. 2. Estructura de Diseño e Implementación.

F. Generación de Señales

Para el diseño de la señal o forma de onda del Sensores del vehículo, teniendo en cuenta que las señales que emiten algunos sensores son señales analógicas, se procede a realizar un diseño basado en un PWM (Modulación por ancho de pulso).

G. Generación de Señal PWM

Existen 2 frecuencias predeterminadas en una tarjeta de desarrollo Arduino. La primera frecuencia es de 980 Hz y la segunda es de 490Hz, en este caso ocupamos la segunda frecuencia. Para calcular el tiempo en que tarda en completar un ciclo la señal ocupamos la siguiente formula:

$$Tiempo_en_Segundos = \frac{1}{Frecuencia_en_Hertz} \quad (1)$$

$$t = \frac{1}{f}$$

$$t = \frac{1}{490}$$

$$t = 2[ms]$$

H. Conversión de señales PWM digital a señal analógica

Para convertir una señal PWM digital a una señal PWM analógica se realiza el diseño electrónico de un circuito conversor que consta principalmente de un Amplificador Operacional LM358, basándonos en el circuito como se describe en la Figura 3. Para esta conversión se debe tener en cuenta algunas características, las cuales son:

- El periodo de la señal.
- La amplitud de la señal.
- El tiempo en que la señal esta activada

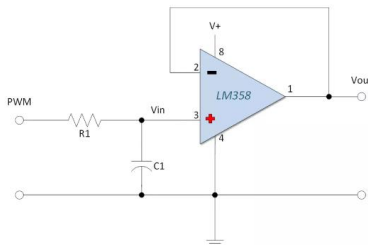


Fig. 3 Circuito para conversión de señal Digital – Analógica

I. Constante de tiempo de carga del conversor PWM digital a PWM analógico

Para el tiempo de carga del conversor PWM digital a PWM analógico, del diseño de la Figura 3, se utiliza una resistencia de 4700 ohmios y un capacitor de 10uF. Mediante la siguiente formula se determina el tiempo de carga del conversor:

$$TIEMPO_DE_CARGA = resistencia \times condensador$$

$$t = R \times C \tag{2}$$

$$t = 4700 \times 0.000010$$

$$t = 0.047[s]$$

El diseño de la Figura 3 se utiliza para obtener la señal analógica con diferente programación para cada una de las señales de los siguientes sensores del vehículo:

- Sensor de posición de aceleración (TPS)
- Sensor de temperatura de refrigerante (ECT)
- Sensor de temperatura de aire de admisión (IAT)
- Sensor de oxígeno (O2)
- Sensor de presión absoluta del múltiple de admisión (MAP)
- Sensor de flujo de masa de aire (MAF)

La ventaja de usar un amplificador operacional es que tiene una buena impedancia de salida y ofrece un alto grado de protección al usar una tarjeta de desarrollo arduino.

J. Diseño del circuito para la Señal Sensor de posición de aceleración (TPS)

Este sensor consiste en un potenciómetro de 3 polos y su función es traducir el Angulo de la posición de la mariposa en una señal eléctrica que es enviada a la (ECU), donde se obtiene la información de aceleraciones o desaceleraciones deseadas por el conductor.

La unidad de control alimenta el sensor con un voltaje de referencia de 5 voltios y la respuesta del sensor varía entre 0.25 y 4.8 voltios

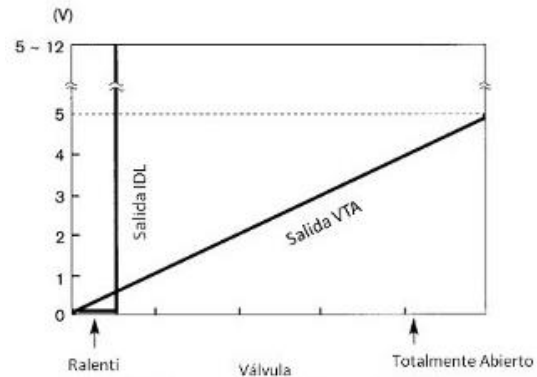


Fig.4. Forma de onda del sensor TPS

El circuito de diseñado está equipado por un amplificador operacional LM358N para convertir una señal PWM digital en una salida de señal analógica. El voltaje que maneja el sensor TPS es 5 voltios, para mantener los cinco voltios constantes a la salida de voltaje del circuito se agregó un diodo zener 1N4733A.

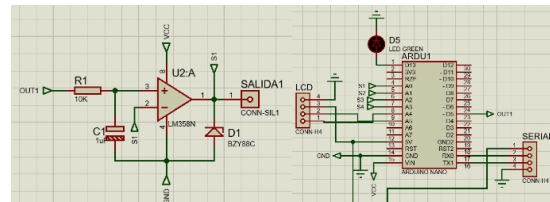


Fig. 5. Diseño Circuito de Señal del Sensor TPS

K. Diseño del circuito para la Señal Temperatura de Refrigerante (ECT)

Al ser un sensor se constituye de un termistor el cual es sensible a la temperatura, esto quiere decir que la resistencia eléctrica cambia de acuerdo con la variación de temperatura del líquido refrigerante del motor. Este sensor devuelve al ECU una señal que cambia entre 4.0 y 4.5 voltios en una temperatura normal de funcionamiento del motor.

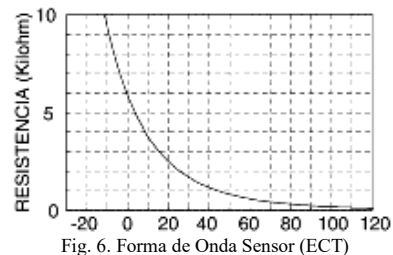
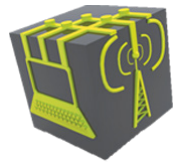


Fig. 6. Forma de Onda Sensor (ECT)



Teniendo en cuenta la señal que emite el sensor de Temperatura de refrigerante (ECT) es una señal analógica, se procede a realizar un diseño basado en una señal PWM que emite la tarjeta de desarrollo Arduino, para luego cambiar a una señal analógica utilizando el circuito diseñado en la Figura 7.

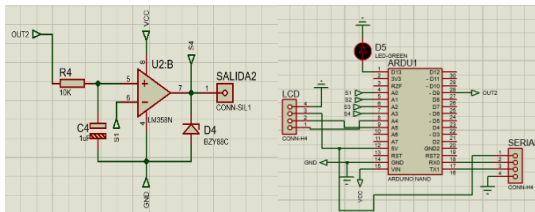


Fig. 7. Diseño Circuito de Señal del Sensor ECT

L. Diseño del circuito para la Señal Sensor de Temperatura de Aire de Admisión (IAT)

Permite a la ECU corregir el tiempo de inyección en base a la densidad el aire que ingresa a las cámaras de combustión del vehículo. Dependiendo la temperatura de aire emitida será la cantidad de oxígeno que ingresa, entonces ECU tiene que regular la cantidad de gasolina para corregir el punto estequiométrico.

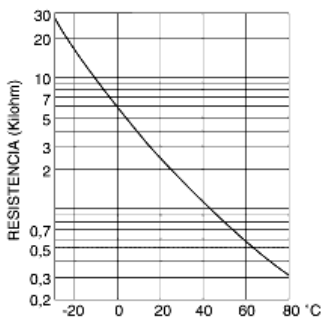


Fig. 8. Forma de Onda Sensor (IAT)

El voltaje del sensor de temperatura de aire de admisión trabaja máximo con 5V, por lo cual el voltaje varía según el comportamiento de la resistencia térmica.

Como la señal emitida por el sensor de temperatura de aire de admisión está constituida en un termistor y es parecida a la señal que emite el sensor de temperatura del refrigerante (ECT), se procede a realizar el circuito de la Figura 9.

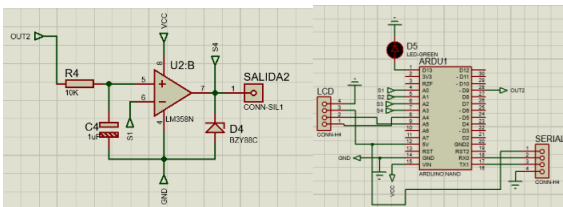


Fig.9. Diseño Circuito de Señal del Sensor IAT

M. Diseño del circuito para la Señal Sensor de Presión Absoluta del múltiple de Admisión (MAP)

Este sensor se encarga de controlar la distribución de combustible hacia el motor dependiendo a carga y la aceleración

del vehículo. El voltaje de señal del sensor de presión Absoluta del Múltiple puede variar de 0.2V a 4.8VDC.

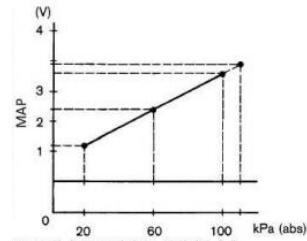


Fig. 10. Forma de Onda Sensor (MAP)

Un dato importante es que la condición de la mariposa de aceleración abierta genera una salida alta. El voltaje que proporciona la ECU es 5V aproximadamente, por lo cual para mantener el voltaje en el diseño del circuito se añade un diodo zener D3.

La señal emitida por el sensor MAP es una señal analógica, entonces el procedimiento para generar dicha señal se basa en la Figura 11.

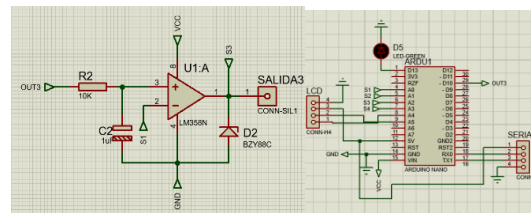


Fig. 11. Diseño Circuito de Señal del Sensor MAP

N. Diseño del circuito para la Señal Sensor de Flujo de Masa de Aire (MAF)

Este sensor trabaja con 5V, dicho sensor lee la cantidad de aire que está ingresando al motor y envía la información a la unidad electrónica de control (ECU) para que envíe la cantidad exacta de combustible hacia el motor del vehículo de acuerdo a la cantidad de aire que ingresa.

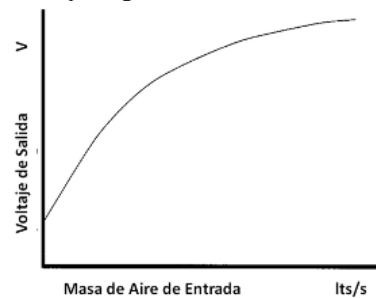


Fig. 12. Forma de Onda Sensor (MAF)

Para poder simular la señal emitida del sensor MAF, se debe tener en cuenta que la señal del sensor es una señal analógica, basado en el diseño de un circuito transformador de señales digitales – analógicas como se muestra en la Figura 13.

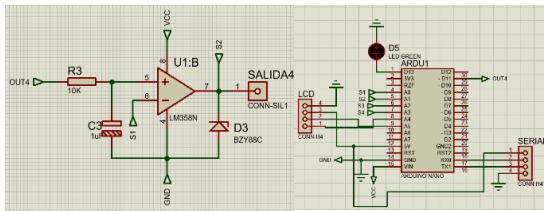


Fig. 13 Diseño Circuito de Señal del Sensor MAF

O. Diseño del circuito para la Señal Sensor de Presión Absoluta del múltiple de Admisión (MAP)

Es un dispositivo que genera una reacción química, la misma que informa a ECU la calidad de los gases de escape, unidad de control utiliza esa información para ajustar la mezcla aire – combustible. Si existiese demasiado oxígeno a la salida de los gases del escape del vehículo emitirá voltaje de 0.65V 0.9V, si existiese poco oxígeno a la salida de los gases del escape del vehículo emitirá voltaje de 0.1V 0.45V

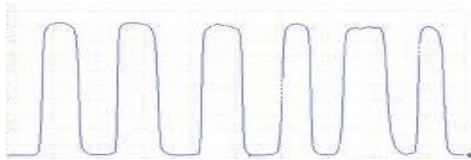


Fig. 14. Forma de Onda Sensor (O2)

Para poder simular la señal emitida del sensor O2, se debe tener en cuenta que la señal del sensor es una señal analógica, para lo cual se usa el diseño de un circuito como se muestra en la Figura 15.

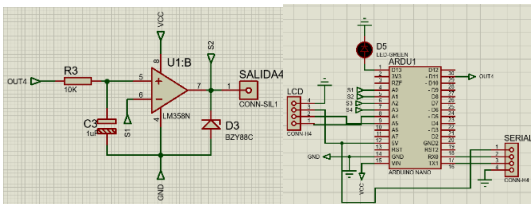


Fig. 15 Diseño Circuito de Señal del Sensor O2

Finalizado el diseño de cada uno de los circuitos simuladores de las señales de los sensores del vehículo, procedemos a unir todo en el entorno ISIS logrando optimizar el diseño en una sola ventana de diseño como se muestra en la Figura 16.

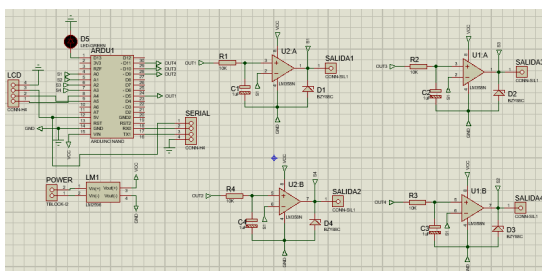


Fig. 16 Diseño esquemático completo

P. Diseño de señales de los sensores CKP y CMP

Para realizar la simulación de las señales emitidas por el sensor de posición de cigüeñal (CKP) y del sensor de posición de árbol de levas (CMP), se toma en cuenta que dichos sensores trabajan con 5 Voltios, son señales cuya amplitud y frecuencia aumenta dependiendo las revoluciones del motor.

Se diseña el circuito para emitir dos señales de los sensores CKP y CMP, el circuito consta de una comunicación entre 2 tarjeta de desarrollo arduino nano para que no exista saturación al momento de ejecutar las funciones designadas a las tarjetas de desarrollo.

La tarjeta de desarrollo AR1 está conectada a un módulo shield DF player mini, que reproduce audio grabado en una tarjeta micro SD, los audios son revoluciones emitidas por motores de diferentes marcas, estos audios conjuntamente con una programación emitida por la tarjeta Arduino convierte el audio en forma de onda que pueden ser visualizadas mediante un osciloscopio, por medio de este dispositivo se emite una primera señal CKP.

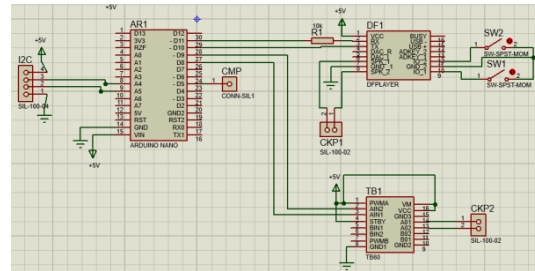


Fig. 17 Diseño Circuito de Señal del Sensor CKP y CMP

Q. Comunicación entre tarjetas de desarrollo arduino nano

El objetivo de la comunicación entre dos tarjetas es no saturar la tarjeta arduino AR1 es por eso que se añade una tarjeta arduino AR2, la misma que tiene como función establecer comunicación con la pantalla HMI y el serial de la placa generadora de señales de los sensores TPS, ECT, IAT, O2, MAP, MAF.

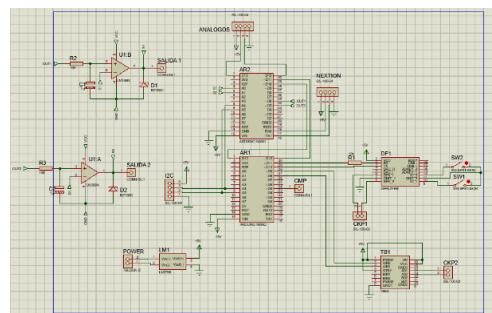


Fig. 18 Conexión entre tarjetas

R. Diseño de Probador de Inyectores y Bobinas

Teniendo en cuenta que las señales emitidas por los inyectores del vehículo son negativas, se procede a realizar el diseño de un circuito que simule un inyector. La señal negativa ingresa al cátodo del diodo led, el mismo que esta alimentado a 5 voltios, produciendo que el led se encienda. En la Figura 19 se muestra el diseño esquemático del probador para inyectores.

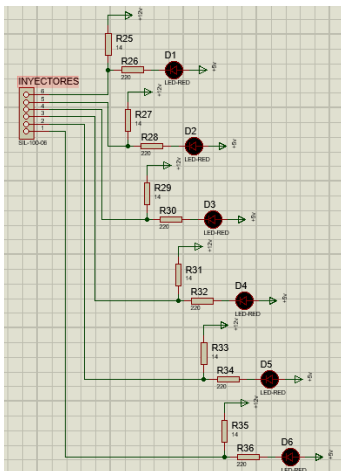
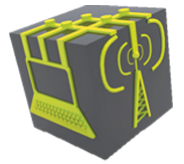


Fig. 19 Diseño de Probador de inyectores

Tomando en cuenta que las señales emitidas por las bobinas del vehículo tienen lógica positiva y negativa, se toma en cuenta la utilización de 2 tipos de transistores de tipo NPN 3904 y PNP 3906, los cuales conjuntamente con un interruptor de 3 tiempos me permiten controlar ambas lógicas.

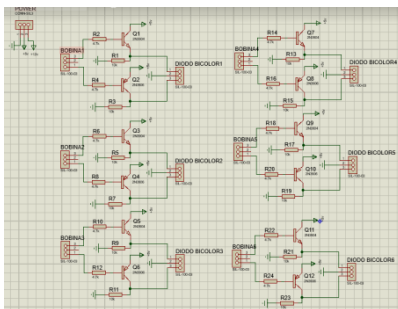


Fig. 20 Diseño de Probador de bobinas

S. Pantalla HMI

Para tener una comunicación hombre- máquina y facilitar el manejo de manera táctil y tecnológica, Se implementa al diseño del simulador una pantalla HMI.

La interfaz gráfica para la pantalla HMI, se diseñó el software Labview en el cual se desarrolla una interfaz que contiene 8 sliders con los nombres de los sensores del vehículo a ser diagnosticados, es decir, CKP, CMP, TPS, ECT, IAT, MAP, MAF, O2, dichos slider varían los voltajes en los sensores de manera táctil.

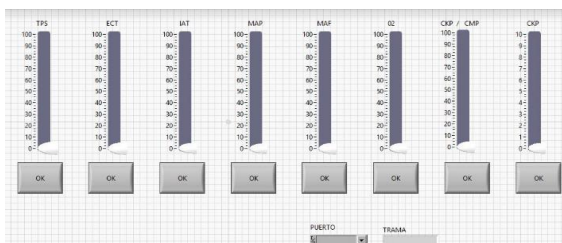


Fig. 21 Diseño de la interfaz de la HMI

T. Diseño de la Carcasa

El diseño de la carcasa del prototipo se lo realizo en el software Solidwork, que permite diseñar de manera exacta diferentes tipos de piezas.



Fig. 22 Simulador V1.0

III. RESULTADOS

Se realizó un análisis tiempos para probar la efectividad del dispositivo denominado Simulador V1.0, las pruebas de tiempo de detección de errores en las unidades de control electrónicas (ECU) se las realizo en el centro de diagnóstico “COP” ubicado en la ciudad de Santo Domingo provincia Santo Domingo de los Tsáchilas. Se realizó dichas pruebas utilizando 2 métodos, el método manual y el método con el simulador V1.0, obteniendo los siguientes resultados en la tabla II.

Tabla 2.

Tiempos de diagnóstico manual y con el método simulador V1.0

| METODO | ECU | FALLO | TIEMPO ESTIMADO DE DIAGNOSTICO |
|-----------|-------|-----------------|--------------------------------|
| MANUAL | ECU 1 | In 2 Inyectores | 3 horas |
| | ECU 2 | In sensor TPS | 1 hora |
| | ECU 3 | In sensor MAP | 2 horas |
| | ECU 4 | Fallo total | 5 horas |
| | ECU 5 | ECT / 2 bobinas | 3 horas |
| | ECU 6 | In sensor CKP | 2 horas |
| SIMULADOR | ECU 1 | In 2 Inyectores | 1 hora |
| | ECU 2 | In sensor TPS | 30 minutos |
| | ECU 3 | In sensor MAP | 30 minutos |
| | ECU 4 | Fallo total | 45 minutos |
| | ECU 5 | ECT / 2 bobinas | 20 minutos |
| | ECU 6 | In sensor CKP | 30 minutos |

Para realizar una prueba de efectividad del dispositivo denominado Simulador V1.0 se realizó una media con los resultados arrojados en porcentajes del ahorro promedio de tiempo utilizado al diagnosticar y encontrar el fallo en una unidad de control electrónica (ECU).

Encontrando que el ahorro de tiempo empleado en diagnosticar y encontrar la falla en la ECU – 1 fue del 50%, en la ECU – 2 un 34 %, en la ECU -3 un 60 %, en la ECU – 4 un 74 %, en la ECU – 5 un 80% y finalmente en la ECU – 6 un ahorro de tiempo del 60%, para el porcentaje total se realizó la siguiente ecuación:

$$\%TOTAL = \frac{\%(1) + \%(2) + \%(3) + \%(4) + \%(5) + \%(6)}{NUMERO_DE_PORCENTAJES} \quad (3)$$

$$\%TOTAL = \frac{67 + 50 + 75 + 85 + 89 + 75}{6}$$

$$\%TOTAL = \frac{441}{6}$$

$$TOTAL = 73.5\% \text{ EFECTIVIDAD}$$

Se observa que el prototipo Simulador V1.0 tiene una efectividad de ahorro en el tiempo de diagnóstico y detección de fallas de una unidad de control electrónico (ECU) del 73.5%, lo cual hace que el prototipo sea eficiente a comparación del método de diagnóstico manual.

IV. CONCLUSIONES

La unidad de control electrónica de motor (ECU) es la parte más importante dentro del funcionamiento del vehículo, este dispositivo electrónico recibe y emite señales a los diferentes sensores del vehículo para su correcto funcionamiento y desempeño, este el caso de los sensores CKP, CMP, TPS, ECT, IAT, MAP, MAF, O2. Las cuales han sido evaluados a través del simulador V1.0

La implementación de tarjetas de desarrollo arduino nano dentro del diseño de un simulador para el diagnóstico de la unidad de control electrónico de motor (ECU) en un vehículo marca Hyundai Accent ha sido de vital importancia, es decir, se puede programar y reprogramar el equipo según los requerimientos del usuario, ya que el software que utilizan las tarjetas de desarrollo arduino nano son de uso libre y de fácil acceso.

Se observa que el prototipo denominado simulador V1.0 representa una diferencia y ahorro de tiempo del 75 % equivalente a 60 minutos, al momento del diagnóstico de fallo y monitoreo en la entrada de 2 inyectores en una unidad de control electrónica (ECU - 1), lo cual hace que el simulador sea fiable.

Se observa que el prototipo denominado simulador V1.0 representa una diferencia y ahorro de tiempo del 75 % equivalente a 30 minutos, al momento del diagnóstico de fallo y monitoreo de 1 entrada del sensor TPS en una unidad de control electrónica (ECU - 2), lo cual hace que el simulador sea fiable.

Se observa que el prototipo denominado simulador V1.0 representa una diferencia y ahorro de tiempo del 75 % equivalente a 30 minutos, al momento del diagnóstico de fallo y monitoreo de 1 entrada del sensor MAP en la unidad de control electrónica (ECU - 3), lo cual hace que el simulador sea fiable.

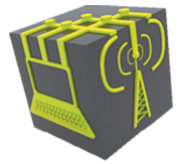
Se observa que el prototipo denominado simulador V1.0 representa una diferencia y ahorro de tiempo del 75 % equivalente a 45 minutos, al momento del diagnóstico del fallo total en una unidad de control electrónica (ECU - 4), lo cual hace que el simulador sea fiable.

Se observa que el prototipo denominado simulador V1.0 representa una diferencia y ahorro de tiempo del 75 % equivalente a 20 minutos, al momento del diagnóstico de fallo y monitoreo de 1 entrada del sensor ECT y 2 entradas de bobinas en una unidad de control electrónica (ECU - 5), lo cual hace que el simulador sea fiable.

Se observa que el prototipo denominado simulador V1.0 representa una diferencia y ahorro de tiempo del 75 % equivalente a 30 minutos, al momento del diagnóstico de fallo y monitoreo de 1 entrada del sensor CKP en una unidad de control electrónica (ECU - 6), lo cual hace que el simulador sea fiable. Se realizó una media con todos los porcentajes adquiridos en las pruebas de las 6 unidades de control electrónica (ECU), el ahorro de tiempo que el simulador V1.0 aporta en el diagnóstico y monitoreo de fallos es del 73.5 %.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1]. ROSHFRANS. 2015. Que es la unidad de control de motor. [En línea] 04 de Septiembre de 2015. [Citado el: 17 de Octubre de 2017.] <http://www.roshfrans.com/que-es-la-unidad-de-control-de-motor-ecu/>. 1.
- [2]. ALANIZ, Fabián. 2017. Unidad de Control Electrónico ECU. [En línea] 24 de Agosto de 2017. <https://es.scribd.com/document/263824859/Unidad-de-Control-Electronica-ECU-pdf>.
- [3]. HERNANDEZ, JAIR. 2017. Casos de Fallas de las ECU. [En línea] 2017. [Citado el: 24 de Agosto de 2017.] <https://es.scribd.com/document/186787004/Casos-Fallas-de-La-ECU>
- [4]. CONEVYT. 2017. Sistemas de control de emisiones. [En línea] 2017. [Citado el: 27 de Agosto de 2017.] http://www.conevyt.org.mx/educhamba/guias_emprendizaje/sensor1.pdf
- [5]. Auto DAewoo Spark. 2017. Mantenimiento automotriz. Sensor MAP. [En línea] 2017. [Citado el: 28 de Agosto de 2017.] <http://www.autodaewoospark.com/sensor-MAP.php>.



Mujeres en el espacio

Rol de las mujeres en las misiones espaciales NASA

José Pucha, Franklin Núñez, Karen Paredes

Facultad de Informática y Electrónica/Escuela de Ingeniería en Electrónica, Telecomunicaciones y Redes,
Escuela Superior Politécnica de Chimborazo

Riobamba - Ecuador

k_paredes@esPOCH.edu.ec

fnunez@esPOCH.edu.ec

j_pucha@esPOCH.edu.ec

Resumen-- La mujer ha empezado a tomar mayor protagonismo en el campo espacial. En los últimos años han sido tomadas en cuenta para la realización de estudios y ser parte de la tripulación de astronautas que viajan al espacio. En el presente documento se detalla el protagonismo y trayectoria adquirida de cada una de ellas en este campo, la cual las llevo a ser parte de la NASA siendo las más importantes 13. Las primeras mujeres que aportaron en los estudios para que sea posible que el hombre llegue a la luna fueron afroamericanas que rompieron todo tipo barreras que existían en contra de las mujeres y más si eran de color.

Palabras Claves— NASA, ISS, Aporte, Apolo, Misión

Abstract- *The woman has begun to take a greater role in the space field. In recent years they have been taken into account to conduct studies and be part of the crew of astronauts traveling to space. This document details the prominence and acquired trajectory of each one of them in this field, which led them to be part of NASA being the most important 13. The first women who contributed in the studies so that it is possible that the Man arrived at the moon were African Americans who broke all kinds of barriers that existed against women and more if they were colored.*

Keywords- NASA, ISS, Contribution, Apollo, Mission

I. INTRODUCCIÓN

En sus inicios el comité asesor nacional para aeronáutica (NACA), luego transformado en la administración nacional de la aeronáutica y del espacio (NASA), ubicaba al género femenino únicamente en cargos específicos tales como administrativos, mientras que el trabajo de tripulación aeroespacial lo efectuaban solamente el género masculino.

Con el paso de los años este género fue ganando territorio dentro de la carrera espacial, siendo las primeras mujeres de etnia afrodescendientes especializadas en el área de matemáticas e ingeniería, las cuales ayudaron a la agencia espacial de Estados Unidos en la misión Apolo.

En la actualidad las mujeres han alcanzado reconocimiento propio dentro de la NASA, ya que no solo son consideradas únicamente en el ámbito de ingeniería, sino también ser parte de la tripulación de naves espaciales con los mismos derechos que el género masculino.[1]

II. MÉTODO

A. Primeras mujeres en la NASA

El género femenino dentro de la NASA ocupa únicamente el 10 % de la totalidad de trabajadores relacionados a la carrera espacial. Según estudios del propio organismo de la NASA explico que el umbral de exposición a la radiación espacial de las mujeres es inferior al de los hombres, indicando que es más una cuestión de salud la que limita la aparición de las mujeres en el espacio.

Es por ello que la intervención femenina fue directamente en ámbito de ingeniería donde las primeras en sobresalir fueron afroamericanas, que con sus algoritmos ayudaron hacer posible los primeros lanzamientos de la NASA.



Fig. 1. Primeras mujeres en aportar a la NASA

Katherine Johnson, Dorothy Vaughan y Mary Jackson Fig. 1, fueron las mujeres afroamericanas encargadas de calcular las ecuaciones que permitieron realizar los primeros lanzamientos al espacio. [2]

B. Aporte de la mujer en la NASA

A partir de los avances de las primeras mujeres, existieron 5 mujeres que cambiaron la historia de la NASA, desempeñando papeles muy importantes en la historia de agencia espacial, a pesar de no tener el mismo reconocimiento de los hombres. Estas mujeres son:

Katherine Johnson

Es una científica matemática que fue la responsable de calcular trayectorias, ventanas de lanzamientos y regreso de emergencia en varias de las misiones del proyecto Mercuri y Apolo 11 que fue la primera misión permitió viajar al hombre a la luna.

Todo esto se efectuaba mientras luchaba contra la discriminación y la desigualdad de género. A sus 97 años recibió la medalla de La Libertad de manos de presidente Obama, Fig.2. [3]



Fig. 2. Katherine Johnson

Mercury 13

Entre 1959 y 1962 se dio a conocer un grupo secreto conformado únicamente por mujeres que probaron los límites de la sociedad de la época en cuanto igualdad de derechos. Jerrie Cobb era la espina dorsal del Mercury 13 ya que era una piloto muy experimentada, Fig.3. [4]



Fig. 3. Jerrie Cobb

Este grupo de mujeres pertenecieron a un pequeño programa militar de la USAF llamado WISE que no tuvo relación con la NASA quienes no les extendieron los permisos necesarios para realizar las pruebas. En la Fig.4 se muestra las integrantes del proyecto Mercury 13.

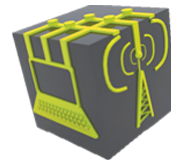


Fig. 4. Integrantes del Mercury 13

Valentina Tereshkova

El 16 de julio de 1963 Valentina Tereshkova Fig.5, hizo historia al ser la primera mujer astronauta en viajar al espacio a bordo de la nave Vostok 6. El objetivo de esta misión era determinar si las mujeres tenían la misma resistencia física y psicológica que los hombres en el espacio, lo cual fue confirmado sin duda alguna. [5]



Fig. 5 Valentina Tereshkova, primera mujer viajar al espacio

Sally Ride

Sally Ride fue física y astronauta Estadounidense, se convirtió en la primera mujer americana en volar al espacio, además de ayudar a desarrollar el brazo robótico del transbordador Canadarm, el cual fue llevado al espacio para atrapar un satélite que se encontraba orbitando.

Fue parte esencial de la investigación de la explosión de los transbordadores Challenger y Columbia.



Fig. 6. Sally Ride, primera mujer astronauta

Christa McAuliffe

En 1985 Christa McAuliffe fue seleccionada para convertirse en astronauta siendo así la primera persona civil estadounidense en viajar al espacio formando parte de un programa que tenía el objetivo de incentivar el interés sobre la ciencia espacial.

El 28 de enero de 1986 estaba planificado el despegue del transbordador Challenger, pero unos minutos después de que este emprendió vuelo este explotó en los aires donde no hubo sobrevivientes y Christa fue parte de esta tripulación. [5]



Fig. 7. Christa McAuliffe primer civil en viajar al espacio

Ellen Ochoa

Fue la primera mujer de origen hispano científica y física, en viajar al espacio acumulando más de mil horas fuera de la tierra, ha participado en 4 misiones del espacio tales como el transbordador STS-56 en 1993, la del STS-66 en 1994, la de STS-96 en 1999 y la del STS-110 en 2002. [6]

Ellen Ochoa Fig.8, supervisó a 35 ingenieros y científicos en la investigación y desarrollo de las misiones Aero espaciales. En enero del 2013 fue nombrada directora del Centro Espacial Lydon B Johnson, siendo la segunda mujer que se desempeña en ese cargo. [3]



Fig. 8. Ellen Ochoa, primera mujer latina en viajar al espacio



Fig. 10. Mae Jemison, primera astronauta afroamericana

Dorothy Vaughan

Matemática afroamericana, fue clave en las primeras misiones espaciales de la NASA, ya que estaba especializada en resolver cálculos matemáticos complejos para las rutas de vuelo.

Dorothy Vaughan Fig.9, desarrollo este programa mediante el lenguaje de programación FORTRAN, el cual hizo historia al convertirse en la primera mujer afroamericana en ocupar el cargo de supervisora en el Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica, que se transformaría en la NASA. [3]



Fig. 9. Dorothy Vaughan

Mae Jemison

Es una ingeniera, médico y astronauta de la NASA. Fue la primera mujer de origen afroamericano en viajar al espacio en 1992, cuando formo parte de la misión STS47 a bordo del transbordador Endeavour en el cual se efectuaron varios experimentos sobre ingravidez y cinetosis. [7]

C. Intervención de mujeres en la misión Apolo 11

Las mujeres eran consideradas como computadoras ya que gracias a sus diseños e intervenciones se hizo posible el lanzamiento del Apolo 11, la más representativa fueron 2.

Margaret Hamilton

Es una ingeniera de sistemas y matemática, quien estuvo al frente del equipo MT que fue el encargado de desarrollar el software que utilizó la computadora de Apolo 11. Este software realizaba cálculos durante la misión, adicional contaba con un sistema de detección de errores, donde si se registraba alguna anomalía este sistema tenía la capacidad de alertar a los astronautas.

El diseño que había realizado se lo conoce como un sistema asíncrono, permite planificar en función de prioridades. En una carta enviada a la revista de computación Datamation habló de las alarmas 1201/1202 del aterrizaje del Apolo 11 y cómo el modo en que estaba programada la computadora ayudó a evitar una tragedia.

El 22 de noviembre del 2016 recibió la Medalla Presidencial de la Libertad de manos del expresidente Obama, por su trabajo en la NASA en la misión Apolo. [8]

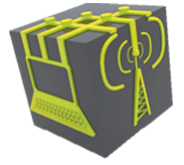


Fig. 11. Margaret Hamilton junto al programa desarrollado para Apolo 11

Joann Morgan

Fue la única mujer que estuvo dentro del centro de control de lanzamiento del Centro Espacial Kennedy el 16 de julio de 1969. Estuvo durante el despegue del Apolo 11. Joann Morgan, Fig. 12, era la encargada de controlar los sistemas en la plataforma de lanzamiento, es decir debía verificar que los sistemas de televisión y comunicación con la nave para que esta no sufrieran interferencia para que esta comunicación no tuviera alteraciones.



Fig. 12. Joann Morgan, única mujer en el Centro Espacial Kennedy

D. Primera tripulación formada únicamente por mujeres

La primera caminata en el que van a participar astronautas mujeres fue programada inicialmente para el mes de mayo de presente año, pero este lanzamiento fue re-planificado debido a que la NASA no contaba con trajes espaciales con las tallas adecuadas para las mujeres que participarían en esta misión.

Este viaje es histórico, ya que anteriormente las mujeres si han viajado al espacio, pero siempre en compañía de un hombre por lo menos, pero en este caso atravesaría el espacio solo. La misión de estas astronautas es el de remplazar un sistema de carga de batería eléctricas que falló en la Estación Espacial Internacional (ISS). [9]

Esta tripulación estaba conformada principalmente por 4 mujeres, las cuales fueron:

Nicole Aunapu Mann

Nicole Aunapu Mann es una teniente coronel del Cuerpo de Marines de los Estados Unidos y a partir del 2013 paso a ser astronauta de la NASA. En la Escuela de Pilotos Navales de Prueba de los Estados Unidos se formó como piloto, lo cual le permitió capacitarse en el 2015 como astronauta.

Actualmente Nicole Aunapu Fig.13, se está entrenando para la prueba de vuelo de la tripulación de la nave espacial Starliner de Boeing, el primer vuelo tripulado para ese vehículo. [10]



Fig. 13. Nicole Aunapu Mann, piloto de tripulación

Anne McClain

Anne McClain es una ingeniera aeroespacial. En el 2013 fue seleccionada por la NASA convirtiéndose así en la astronauta más joven. Tiene formación intensiva en los sistemas de la Estación Espacial Internacional, actividad extra vehicular (EVA), robótica.

En agosto de 2019 la Nasa investiga lo que sería el primer delito cometido en el espacio. La astronauta Anne McClain está acusada de usurpación de identidad y de acceso irregular a los registros financieros de su ex esposa desde la Estación Espacial Internacional. [10]



Fig. 14. Anne McClain, ingeniera aeroespacial

Jessica Meir

Jessica Meir es una bióloga marina y exploradora que fue seleccionada por la NASA en el 2013.

De 2000 a 2003, trabajó para el Centro de Investigación Humana de Lockheed Martin, apoyando la investigación en fisiología humana. Durante este tiempo, también participó en vuelos de investigación en el avión de gravedad reducida de la NASA y sirvió como un acuanauta en un hábitat submarino para las Operaciones de Misión de Medio Ambiente Extremo de la NASA (NEEMO).

Actualmente está trabajando a bordo de la Estación Espacial Internacional en su primer vuelo espacial como parte de las Expediciones 61 y 62.

Meir Fig.15, tiene una amplia experiencia en el Comunicador de Cápsulas de Control de Misión (CapCom), que incluye servir como CapCom Principal para la Expedición 47, la misión BEAM. [11]



Fig. 15. Jessica Meir, bióloga marina

Christina Koch

Christina Koch es una ingeniera eléctrica que fue seleccionada en el 2013 como astronauta de la NASA, como Ingeniera Eléctrica en el Laboratorio del Centro de Vuelo Espacial Goddard de la NASA para Astrofísica de Alta Energía, donde contribuyó con instrumentos científicos en varias misiones de la NASA que estudian cosmología y astrofísica

Trabajó como ingeniera eléctrica en el Laboratorio de Astrofísica de Alta Energía en el GSFC de 2002 a 2004. Actualmente forma parte de tres expediciones, la Expedición 59, 60 y 61, la cual fue realizada recientemente. Mientras está a bordo, participa en investigaciones científicas, mantenimiento de estaciones, actividades de extensión, visitas a operaciones de vehículos y paseos espaciales.



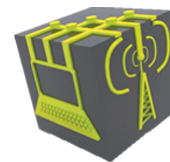
Fig. 16. Christina Koch, Ingeniería eléctrica

E. Paseo espacial de Jessica Meir y Christina Koch

Las astronautas Jessica Meir y Christina Koch, realizaron la primera caminata espacial femenina en la Estación Espacial Internacional de la NASA.

Repararon una unidad de energía en la Estación Espacial Internacional. Esta primera caminata espacial femenina se la realizó a 254 millas sobre la tierra mientras reparaban una unidad de control de energía que se rompió recientemente.

Estas dos astronautas usaron trajes espaciales de 300 libras. Más de 225 personas han realizado caminatas espaciales desde que la primera fue efectuada por un ruso en 1965. Pero hasta el 18 de octubre que se realizó por un equipo de mujeres, donde las cuales deben tener mucho cuidado en no tropezar entre ellas.



Muchos científicos y entendidos en la materia espacial aseguraron que este paseo espacial protagonizado por mujeres pasara a la historia por ser el primero, pero están seguros de que no será el último. [12]

F. Resumen de la participación de las mujeres en la NASA

En la Tabla 1 se detalla el nombre cada una de las mujeres que tuvieron un aporte importante dentro del área espacial, lo cual permitió romper mitos donde se creía que la mujer no podría participar en actividades dentro de la NASA.

Tabla 1. Principales mujeres que participaron en la NASA

| NOMBRE | MISION | AÑO | APORTE |
|-----------------------------|------------------------------------|------|------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <i>KATHERINE JOHNSON</i> | Apolo 11 Proyecto Mercury | 1953 | Calculo de la trayectoria para Apolo 11 |
| <i>MARY JACKSON</i> | Túnel de Presión Supersónico | 1951 | Calculista en la división de Cálculo del Área Oeste |
| <i>DOROTHY VAUGHAN</i> | West Computing Proyecto SCOUT | 1959 | Supervisora de West Computing Proyecto SCOUT |
| <i>VALENTINA TERESHKOVA</i> | Vostok 6 | 1963 | Demostró si las mujeres tenían la misma resistencia física y psicológica que un hombre en el espacio |
| <i>SALLY RIDE</i> | STS-2 | 1978 | Desarrolló de funcionalidades del brazo robot (Canadarm). |
| <i>EILEEN COLLINS</i> | STS-63 | 1990 | Pilotar un transbordador espacial. |
| <i>ANOUSHEH ANSARI</i> | Soyuz TMA-8, Soyuz TMA-9 | 2006 | Turista espacial |
| <i>PEGGY WHITSON</i> | Soyuz MS-03, Soyuz TMA-11, STS-111 | 2017 | Realizó los preparativos para un nuevo puerto de atraque en la estación |

Dentro de la NASA únicamente el 10% de los participantes han sido mujeres lo que significa que a al género femenino ha sido difícil ingresar al área espacial, ya que años atrás se creía que las mujeres no contaban con las mismas capacidades físicas, psicológicas e intelectuales que un hombre por lo que no aguantaría un permanencia en el espacio.

III. TIMELINE

Katherine Johnson
 Dorothy Vaughan
 Mary Jackson
 Llamadas también como calculadoras Humanas



Fig. 17. Programa Mercury (1961-1963)



Fig. 18. Proyecto Sage Philco-Ford 1964-1965



Fig. 19. Sally Kristen Ride primera mujer estadounidense en el espacio en 1983



Fig. 20. Mae Jemison 1992 participo en la misión STS 47 Ingravidéz y Cinetosis



Fig. 21. Mujeres Astronautas en la Actualidad 2013-2019

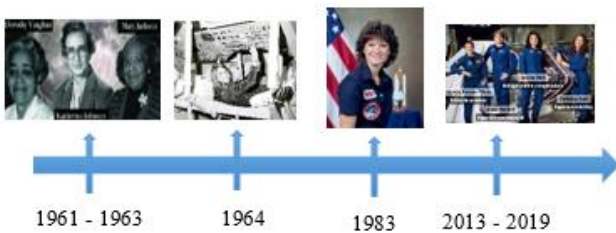


Fig. 22. TimeLine Mujeres en el Espacio NASA

IV. RESULTADOS

Con la intervención de las mujeres afroamericanas durante el diseño para el lanzamiento de transbordador Apolo 11, el cual fue exitoso permitiendo así que por primera vez en la historia un hombre viaje al espacio y las mujeres alcancen un reconocimiento por su aporte.

La especialista Sally Ride y sus 4 compañeros estuvieron 6 días circunnavegando la Tierra a unos 300 km de distancia, También fue la primera vez que se utilizó el brazo robot para atrapar un satélite con resultados de funcionamiento satisfactorio.

La ejecución de la misión Vostok 6 demostró que las mujeres tienen la misma resistencia física y psicológica que un hombre en el espacio.

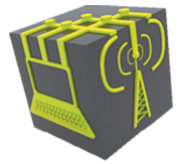
El último viaje realizado el 18 de octubre se encuentra en la mira de todos los espectadores ya que es el primer viaje realizado por mujeres únicamente, en el cual estas 2 mujeres tienen que realizar el cambio de un banco de baterías en la Estación Espacial Internacional.

V. CONCLUSIONES

En sus inicios la NASA únicamente el sexo masculino era tomado en cuenta ya que se tenía la creencia de que era un trabajo pesado el cual no podía ser realizado por una mujer, este mito fue descartado cuando tres mujeres afroamericanas cambiaron esta mentalidad con sus aportes para llevar a cabo la misión Apolo. Al pasar el del tiempo las mujeres obtuvieron protagonismo en misiones espaciales, científicas y es así como en el año 2013 se incorporó la primera promoción de astronautas certificados y capacitados en distintas áreas para poder ser tripulantes de estas naves, donde el 50% eran mujeres. Desde entonces con su intervención se demostró mediante los viajes programados que las mujeres tienden a ser físicamente más pequeñas por ende utilizan menos recursos y el cuerpo de una mujer parece tolerar mejor las consecuencias físicas que provoca un vuelo espacial, contrario los hombres sufren menos mareos por el movimiento de la nave, también tienden a experimentar más a menudo un mayor deterioro físico, por otra parte las mujeres intervienen directamente con el desarrollo tecnológico del área Eléctrica y electrónica al cumplir grandes misiones espaciales y científicas como es el desarrollo del brazo robótico del transbordador Canadarm. En la actualidad la NASA está formando una tripulación espacial caminatas espaciales, así como para los próximos viajes a la Luna en el 2024, la NASA planea incluir por primera vez a una mujer entre la tripulación que caminará sobre el suelo lunar.

VI. BIBLIOGRAFÍA

- [1] URGENTE24. (20 de Julio de 2019). *Mujeres que rompieron el molde en la NASA*. Obtenido de <https://urgente24.com/omni/ciencia/mujeres-que-rompieron-el-molde-en-la-nasa>
- [2] ALMAZAR, L. (10 de ENERO de 2018). *Machismo, la causa por la que no hay mujeres en la NASA*. Obtenido de <https://news.culturacolectiva.com/ciencia/porque-no-hay-mujeres-en-la-nasa/>
- [3] MILENIUM. (8 de Marzo de 2019). *Cinco mujeres de la NASA que cambiaron la historia*. Obtenido de <https://www.milenio.com/ciencia-y->



salud/internacional-mujer-mujeres-nasa-cambiaron-historia

durante-la-primera-caminata-espacial-femenina-de-la-nasa

- [4] MARIN, DANIEL. (11 de Junio de 2018). *Las mujeres del Mercury 13 y los peligros de reinventar la historia*. Obtenido de <http://danielmarin.naukas.com/2018/06/11/mercury-13-luces-y-sombras-de-un-documental-necesario/>
- [5] TITANIA. (15 de Agosto de 2019). *Ocho mujeres que protagonizaron la conquista del espacio*. Obtenido de https://www.elconfidencial.com/tecnologia/2015-04-14/mujeres-astronautas-espacio_758597/
- [6] NASA. (17 de Abril de 1993). Obtenido de https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/shuttlemissions/archives/sts-56.html
Carlisle, D. (April de 2010). *graphicx: Enhanced support for graphics*. Obtenido de <http://www.ctan.org/tex-archive/help/Catalogue/entries/graphicx.html>
- [7] NASA.(20 de Septiembre de 1992). Obtenido de https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/shuttlemissions/archives/sts-47.html
- [8] Jaimovich, D. (19 de Julio de 2019). *La historia de las mujeres que participaron en la misión Apolo 11*. Obtenido de <https://www.infobae.com/america/50-anios-del-hombre-en-la-luna/2019/07/19/llamadas-obscenas-y-cameras-para-espiarlas-la-historia-de-las-mujeres-que-participaron-en-la-mision-apollo-11/>
- [9] NATIONAL GEOGRAPHIC. (12 de Octubre de 2019). *El Espacio*. Obtenido de *La primera caminata espacial con solo mujeres será el jueves o viernes*: <https://www.ngenespanol.com/el-espacio/primera-caminata-espacial-con-mujeres-jueves-o-viernes-octubre/>
- [10] NASA. (3 de Agosto de 2018). *Nicole A. Mann (LtCol, US Marine Corps) Astronauta de la NASA*. Obtenido de <https://www.nasa.gov/astronauts/biographies/nicole-a-mann/biography>
- [11] NASA. (25 de Septiembre de 2019). *Jessica U. Meir (PH.D.) Astronauta de la NASA*. Obtenido de <https://www.nasa.gov/astronauts/biographies/jessica-u-meir/biography>
- [12] LOS ANGELES TIME. (20 de Octubre de 2019). *Jessica Meir de UCSD 'fuera de este mundo' durante la primera caminata espacial femenina de la NASA*. Obtenido de <https://www.latimes.com/espanol/eeuu/articulo/2019-10-22/jessica-meir-de-ucsd-fuera-de-este-mundo->

Servicio de comunicaciones satelitales utilizando EUTELSAT 115 West B para las islas Galápagos

Satellite communications service using EUTELSAT 115 West B for the Galapagos Islands

Karina Tamayo*, Marcelo Altafuya†, Steven Garces‡,

Escuela Superior Politécnica de Chimborazo, 060155, Riobamba, Ecuador

Email: *karina.tamayo@esepoch.edu.ec, †marcelo.altafuya@esepoch.edu.ec, ‡Steven.garces@esepoch.edu.ec

Resumen— Este documento trata acerca del satélite de comunicaciones geoestacionario EUTELSAT 115 West B el cual tiene cobertura para brindar servicios de comunicaciones a las islas galápagos, que está compuesto de 13 islas con una población total 2600 personas y miles de turistas al año, en este paper se pretende hacer una sugerencia al ISP que provee servicios de comunicaciones actualmente en las islas para que utilice el satélite descrito aquí ya que tiene varias ventajas técnicas y de cobertura entre ellas es totalmente eléctrico lo que significa que es más rentable al no usar combustibles fósiles, con esto se pretende mejorar y ampliar los servicios de comunicaciones en esta zona.

Palabras Clave— Satélite, Geoestacionario, Combustibles Fósiles, ISP.

Abstract— This document is about the geostationary communications satellite EUTELSAT 115 West B which has coverage to provide communications services to the Galapagos Islands, which is composed of 13 islands with a total population 2600 people and thousands of tourists a year, in this paper It intends to make a suggestion to the ISP that currently provides communications services on the islands to use the satellite described here since it has several technical advantages and coverage among them is fully electric which means that it is more profitable to not use fossil fuels, with This is intended to improve and expand communications services in this area.

Keywords— satellite, geostationary, fossils Fuels, ISP.

I. INTRODUCCIÓN

Las telecomunicaciones han ido evolucionando de manera acelerada y buscando formas de transmitir más información a velocidades cada vez más grandes, en la actualidad se usan varios medios para transmitir señales de telecomunicaciones, ya sea por cables de cobre, cables coaxiales o a través del aire como medio inalámbrico[1]. El desarrollo apresurado de las telecomunicaciones ha ocasionado que la demanda de capacidad para acceso a redes internacionales crezca aceleradamente. Tomando en cuenta las condiciones naturales de las Islas Galápagos y su aislamiento geográfico del territorio continental, el mismo que ha representado un limitante para las comunicaciones entre las islas y el continente, los sistemas de conexión inalámbrica implementados para establecer comunicación internacional pueden ser mejorado por servicio de

comunicación de mejor calidad. La eficiencia de la tecnología instalada se va quedando atrás al ser comparada con nuevos sistemas que garantizan un mejor desempeño en el enlace, capaz de satisfacer el mercado de servicios de telecomunicaciones que demandan una alta tasa de transmisión de datos[2]-[3].

La provincia insular de Galápagos también forma parte del territorio ecuatoriano pero debido a la distancia que existe entre las islas y el continente, se utilizan sistemas inalámbricos para los enlaces con las demás partes del Ecuador[4]. Este proyecto promueve la utilización de un satélite más eficiente en beneficio de los habitantes de las Islas, se puedan aprovechar los avances en telecomunicaciones que se han venido ejecutando, adicionalmente se reconoce que, para poder atender la demanda creciente de servicios de telecomunicaciones en las islas, se necesita contar con nuevas tecnologías que garanticen servicios de primera calidad, aportando una mayor tasa de transmisión de datos, mayor acceso a banda ancha y mejor conectividad[5].

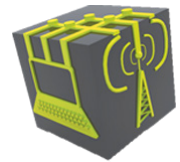
Con más de 30 años de servicio desde el espacio, Eutelsat es el operador satelital más antiguo de Europa, Creada como una organización internacional en 1977[6]. Eutelsat tomó forma para operar la primera generación de satélites de comunicaciones ordenados por la Agencia Espacial Europea (ESA) y para reflejar la ambición de Europa de Desarrollar una industria capaz de construir, lanzar y operar satélites[7].

Los datos de rendimiento han mostrado resultados satisfactorios actualizados con respecto a los requisitos de Eutelsat. Además, en algunos casos, el rendimiento del vuelo ha sido incluso mejor que el esperado. Con el lanzamiento de EUTELSAT 115 West B en marzo de 2015, Eutelsat abrió la puerta a una nueva era. Eutelsat es, de hecho, el primer operador que ha lanzado Una plataforma de telecomunicaciones totalmente eléctrica que realiza una elevación de órbita eléctrica (EOR) completa[8].

II. METODOLOGÍA

A. Definición

Los satélites geoestacionarios son satélites artificiales que se encuentran en la órbita GEO esta tiene la característica de que



se encuentra sobre la línea ecuatorial, el satélite mantiene la misma velocidad angular que la tierra es decir $w=1.27 \times 10^{-6}$ rad/s, por lo tanto al ubicar el satélite sobre un punto este parece que permanece inmóvil. El satélite geoestacionario se encuentra a una gran altitud por lo que puede ofrecer cobertura al 40% de la superficie del planeta, por ello es muy utilizado para estudiar el clima y fenómenos atmosféricos tales como tormentas y ciclones[9]. Estos satélites al no moverse permiten el uso de antenas fijas en las estaciones terrenas, esto es muy importante ya que permite que un servicio esté disponible durante la mayor cantidad de tiempo posible e incluso que los proveedores de servicios de telecomunicaciones ubiquen las antenas en los hogares de sus abonados y ofrecerles el servicio sin grandes impedimentos.

B. EUTELSAT 115 West B

Fabricado por Boeing Defence and Space y basado en 702SP EUTELSAT 115 West B Figura 1 (anteriormente Satmex 7) es parte de un innovador acuerdo de adquisición que involucra la fabricación y entrega de cuatro satélites totalmente eléctricos con un diseño revolucionario que reduce significativamente la masa de lanzamiento mientras se mantiene el rendimiento de la carga útil[10]. El satélite está ubicado en los 114.9° Oeste, inclinación de 0.05° cuenta con 12 transpondedores en banda C con un ancho de banda de 72 MHz y 34 transpondedores en banda Ku con un ancho de banda que varía de 11 MHz a 54 MHz. El satélite tiene las siguientes dimensiones:

Tabla I
DIMENSIONES DEL SATÉLITE.

| Dimensiones | Medidas |
|-------------------------------------|-------------------|
| Longitud | 32,6 m |
| Altura | 4.8 m |
| Anchura | 8.3 m |
| paneles solares plegados superficie | 51.7 $\times m^2$ |
| vida útil | 30 años |

C. Órbita geoestacionaria (GEO)

La Órbita geoestacionaria Figura 2 es aquella orbita en la que el satélite mantiene la misma ubicación con respecto al planeta. Esta orbita se encuentra a una altura aproximada de 37590 Km, esto hace que la duración de la órbita sea igual al periodo de rotación de la Tierra es decir un tiempo de 23h-56m-4.09s, ya que el satélite orbita a la misma velocidad y dirección que la Tierra, el satélite esta estacionario de allí su nombre[12].

Órbita geosíncrona Es una órbita donde el satélite tiene un periodo igual al período de rotación de la tierra y en la misma dirección. Un cuerpo en una órbita síncrona no ecuatorial aparecerá oscilante de norte en sur en torno a un punto sobre el ecuador del planeta, mientras que un cuerpo en una órbita elíptica parecerá que oscila de este en oeste. Para un observador situado en el cuerpo orbitado o central, la combinación de estos dos movimientos produce una figura

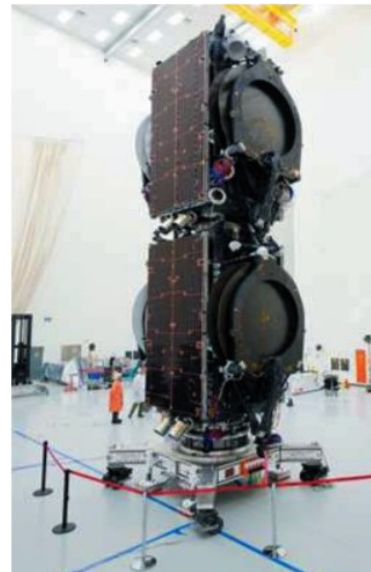


Figura 1. Satélite EUTELSAT 115 West B

en forma de ocho. Si, además, ésta es ecuatorial y circular se llama órbita geoestacionaria[13].

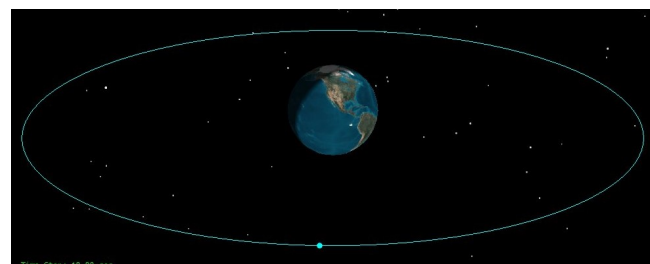


Figura 2. Órbita Geoestacionaria

D. Servicios

Servicios DTH.- Es la transmisión de audio y video mediante codificación digital a través de una red de transmisores en la tierra por lo general se utiliza los estándares DVB-S o DVB-S2, el acceso para el servicio de DTH (Direct to Home) es por suscripción es decir que hay que contratar el servicio con un proveedor, el cliente obtiene el servicio utilizando equipo de telecomunicación como por ejemplo una antena parabólica tipo OFFSET, un LNB y un decodificador, permitiendo que haya servicio en lugares remotos de forma inalámbrica.

Servicios TDT. - Es parecida a la transmisión analógica de televisión abierta pero la diferencia es que al ser digital podemos multiplexar varios canales dependientes del nivel de compresión, esto nos ayuda a aprovechar de manera óptima el espectro radioeléctrico pudiendo así aprovechar las frecuencias sobrantes para otro servicio, tiene las características que son más económicas, se obtiene mejor calidad en audio y video. En el Ecuador adoptamos el estándar ISDB-Tb japonés con variación brasileña lo que significa que cualquier dispositivo con un estándar diferente no va a funcionar de manera correcta en el país.

El estándar ISDB-Tb.- Utiliza la compresión H.264/MPEG-4 con una velocidad de 30FPS permitiéndonos obtener una buena calidad en audio y video además que este sistema es utilizado para televisión abierta en muchos países con este sistema.

Servicios de banda ancha.- Este término se refiere al servicio de internet este servicio depende mucho del proveedor ISP, el servicio se puede proveer a través de fibra óptica que apercha la luz para llevar la información, cable paralelo que utiliza las ondas electromagnéticas para este fin e incluso se utiliza las antenas parabólicas para obtener internet satelital pero el costo si se es un usuario hogareño es costoso, pero los proveedores suelen de ISP suelen realizar convenios para con empresas proveedoras de este servicio y contratan paquetes de alta velocidad para luego revender el servicio en lugares remotos.

Backhaul celular. - Se refiere a la conexión a otros terminales para proveer el servicio de telefonía, esto lo hace interconectando los dispositivos de los diferentes proveedores, logrando con ello que los costos sean mínimos comparados con otros sistemas.

Direct Broadcast Satellite (DBS) .- Es el servicio que distribuye audio, video dato por diversos nodos, utilizando sistemas especialmente destinados para ello por este motivo siempre y cuando un usuario cuente con terminales adecuados permite una conexión instantánea en un área extensa un ejemplo de ello son los servicios que ofrecen DirecTV, CNT TV, Claro TV.

Varios. - Adicional ofrecen servicios gubernamentales, proyectos sociales.

E. Cobertura

En la Figura 3 se muestra una cobertura única del satélite EUTELSAT 115 West B limitada por la zona de color Celeste, comprendiendo las regiones de Sudamérica, las islas Galápagos y la isla de pascua. En la simulación Figura 4 se aprecia las áreas de cobertura marcadas con los sensores del satélite, que son similares a lo visto en el datasheet del satélite.



Figura 3. Área de cobertura de Satélite obtenida del Datasheet.



Figura 4. Área de cobertura de Satélite obtenida de la simulación.

F. Diseño

El servicio de comunicaciones propuesto a realizarse utilizará tres antenas parabólicas de apertura no mayor a 3 m de radio; ubicadas en las estaciones: San Cristóbal de la isla Puerto Baquerizo Moreno, Santa Clara en la isla Santa Cruz y Isabela en la isla Galápagos. Dichas antenas transmiten y reciben datos desde el satélite hacia la estación terrena para luego llegar al HUB el cual optimiza el acceso a la capacidad del satélite para que este puede prestar servicios a los usuarios. Las condiciones climáticas en las Galápagos es uno de los factores analizar en el enlace. En las islas Galápagos existen dos estaciones, invierno y verano, donde el clima se ve afectado por las corrientes oceánicas y por los vientos que empujan las mismas. El clima de Galápagos es inusualmente seco para los trópicos. La temperatura del mar en las Islas Galápagos va desde un mínimo de 16°C hasta un máximo de 28°C, dependiendo de la temporada y el sitio. El clima en diferentes partes del archipiélago también es variado, pese a esto no existen lluvias predominantes sino más bien garuas. La atenuación por lluvia al utilizar comunicaciones satelitales no causa ningún inconveniente ya que la atenuación por factores climáticos se nota al superar los 10 GHz y nuestro satélite utiliza bandas con frecuencias inferiores a las mencionadas.

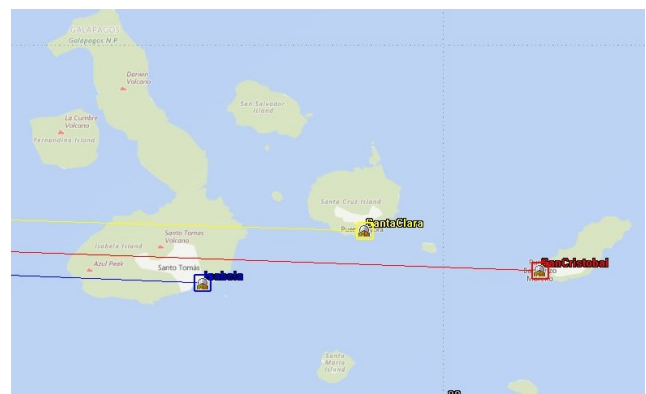


Figura 5. Islas con sus respectivas antenas

G. Simulación

En la simulación en el programa STK 11.2 se colocaron los parámetros como: La altitud, posición orbital, gados de inclinación y ángulos de azimut y elevación en la Tabla I.

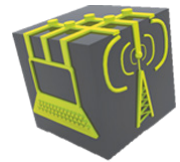


Tabla II
PARAMETROS DEL SATÉLITE.

| Características | Medidas |
|-----------------|-------------|
| Inclinación | 0.02° |
| Altitud | 35786.54 Km |
| Velocidad | 3.07 Km/s |
| Periodo | 1436.18 min |
| RAAN | 114.9° |

En la Figura 6 se muestra en 3D el satélite EUTELSAT 115 West B diseñado bajo los parámetros previamente descritos, en la órbita geostacionario controlado desde la estación terrena para su correcto funcionamiento.

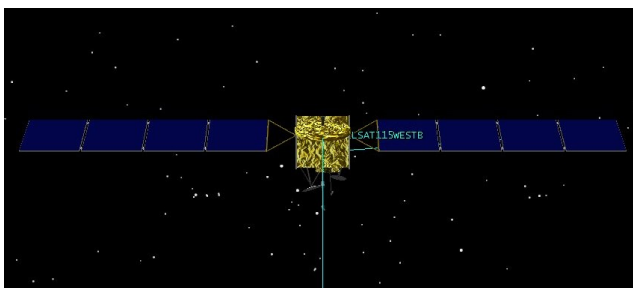


Figura 6. EUTELSAT 115 West B en 3D.

En la Figura 7 se observa que los sensores del satélite irradian a sus zonas de cobertura en la tierra dando disponibilidad de 24 horas, las islas galápagos tienen la cobertura suficiente e igual disponibilidad de tiempo resultando muy ventajoso para brindar los servicios de telefonía y datos en sus bandas asignadas en el plan nacional de frecuencias del Ecuador.

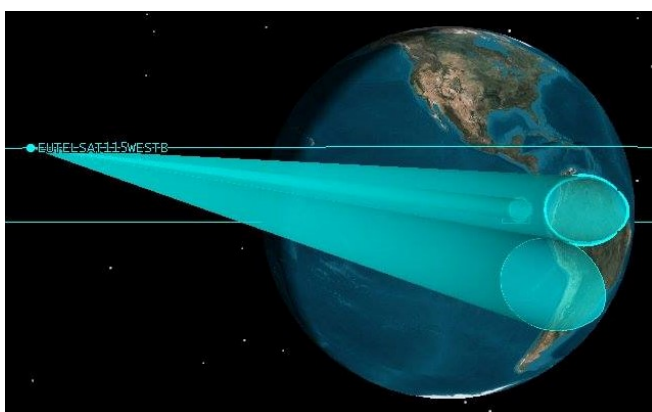


Figura 7. Conos de radiación del satélite EUTELSAT 115 West B en 3D.

III. RESULTADOS

En este reporte Figura 8 se observa el tiempo de cobertura en el transcurso de nueve días, con su duración de tiempo de conexión de 777600 s.

| Access | Start Time (UTCG) | | Stop Time (UTCG) | | Duration (sec) | |
|--------------------------|--------------------------|-------------------------|---------------------|-------------------|---------------------|-------------------|
| | Start Constraint | Stop Constraint | From Start Alt (km) | To Start Alt (km) | From Stop Lat (deg) | To Stop Lat (deg) |
| 1 | 28 Oct 2019 17:00:00.000 | 6 Nov 2019 17:00:00.000 | 0.001163 | 35788.121669 | -0.955 | 0.003 |
| Object Availability Time | -0.955 | -90.965 | | | | |
| | 0.000 | -114.900 | | | | |

Figura 8. Reporte de conexión.

El siguiente reporte Figura 9 es la relación entre el transmisor del satélite y el receptor de una de las estaciones terrenas, se aprecia el ángulo de Azimut de 272,175° y un ángulo de elevación de 62° se nota que hay una variación mínima de la antena que es de 0.09 Km pero se mantiene dentro del margen por lo que se determina que la variación es tan pequeña que no afecta a la conexión.

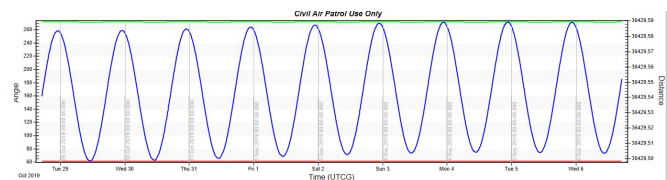


Figura 9. Reporte de enlace entre satélite y antena receptora.

Una de las mayores **ventajas** de usar un enlace satelital con este tipo de satélite es que las redes privadas son diseñadas a la medida de las necesidades de las compañías. La red puede tener gran densidad entre 1000 - 2500 estaciones satelitales de terminales de apertura pequeña y está controlada por una estación central llamada HUB que organiza el tráfico entre terminales, y optimiza el acceso a la capacidad del satélite. Los enlaces son asimétricos y las bandas de funcionamiento suelen ser K o C, donde se da alta potencia en transmisión y buena sensibilidad en recepción. Debido a la eficiencia que tiene puede competir con otras redes de servicio como las Redes Digitales de Servicios Integrados y la Red Pública de Transmisión de Paquetes. Cabe destacar su rápida y masiva implantación en Europa, Asia y USA, lo que está facilitando un acercamiento sin precedentes de las ventajas del satélite al usuario de servicios de telecomunicación. La conveniencia de las ventajas del satélite para el usuario de servicios de telecomunicación son la fácil instalación y paga económica por el servicio. Las velocidades disponibles suelen ser del orden de 56 a 64 kbps; permitiendo así la transferencia de datos, voz y video. Dentro de las **desventajas** de realizar un contrato con EUTELSAT, se tiene que es bien sabido que solo permite topología de red en estrella, así como también la potencia de emisión del satélite se limita a algunos watts. Debido a que las antenas receptoras tienen sensibilidad limitada, los enlaces directos entre comunicaciones satelitales de terminales de apertura pequeña no cumplen unos mínimos requisitos de calidad por lo que se necesita una estación terrena que actúe de retransmisor.

IV. CONCLUSIONES

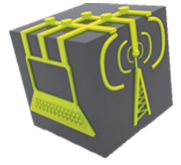
- Una opción de conexión para que los ISP de Ecuador brinden servicios de comunicación en lugares remotos

como las islas Galápagos es arrendar el satélite EUTEL-SAT.

- Es mucho más económico usar un satélite electrónico como el EUTELSAT.
- Usar el Satélite EUTELSAT permite un diseño flexible, con pocos elementos que se ajusta a las necesidades de los ISP.
- La red generada por este tipo de conexión (punto a punto o punto a punto multipunto) puede tener un gran número de estaciones secundarias y ser controlada solo por una.
- El enlace con un satélite MEO brinda mayor velocidad que con un satélite GEO en ciertos servicios sin embargo la velocidad no es suficiente para un servicio de calidad en las Galápagos.
- Las condiciones ambientales no representan un obstáculo para la transmisión de datos usando el satélite EUTEL-SAT dado que la banda de frecuencias de operación es adecuada para no causar atenuación.

REFERENCES

- [1] Ministerio de Telecomunicaciones y Sociedad de la Información, Septiembre 2016. *Sector de las telecomunicaciones sigue creciendo en el país. [En Línea]. Disponible en: <https://www.telecomunicaciones.gob.ec/sector-de-lastelecomunicaciones-continuan-creciendo-en-el-pais/>*
- [2] Unión Internacional de Telecomunicaciones, Junio 2004. *UIT-T G.769/Y.1242. [En Línea]. Disponible en: [https://www.itu.int-rec-dologin-pub.asplang-sid-T-REC-G.769-200406-IPDF-Stype-items](https://www.itu.int/rec-dologin-pub.asplang-sid-T-REC-G.769-200406-IPDF-Stype-items)*
- [3] Unión Internacional de Telecomunicaciones, Noviembre 2016. *UIT-T G.972. [En Línea]. Disponible en: <https://www.itu.int/rec/T-RECG.972/recommendation.asplang=es&parent=T-REC-G.972-201611-1>*
- [4] Unión Internacional de Telecomunicaciones, Noviembre 2016. *UIT-T G.652. [En Línea]. Disponible en: <https://www.itu.int/rec/T-RECG.652/recommendation.asplang=es&parent=T-REC-G.652-201611-1>*
- [5] Unión Internacional de Telecomunicaciones, Julio 2016. *UIT-T G.653. [En Línea]. Disponible en: <https://www.itu.int/rec/T-RECG.653/recommendation.asplang=es&parent=T-REC-G.653-201007-1>*
- [6] K.-R. Chien, S. L. Hart, W. G. Tighe, M. K De Pano, T. A. Bond and R Spears. *L-3 Communications ETI Electric Propulsion Overview. IEPC-2005-315, 29th International Electric Propulsion Conference, Princeton, New Jersey, 2005.*
- [7] Rathsmann P., et al. *Electra-The Implementation of All-Electric Propulsion on a Geostationary Satellite. IAC-13-CI-7.4, 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, 2013.*
- [8] Letizia F., et al. *Optimisation Tool for Low Thrust Orbit Raising Based on the Sequential Gradient Restoration Algorithm. IAC-17-CI-6.8, 64th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia, 2017.*
- [9] Orbits 'R' Us | NASA Space Place – NASA Science for Kids, Nasa.gov 2015. [En Línea]. Disponible en: <https://spaceplace.nasa.gov/orbits/sp/>
- [0] Luebberstedt H., et al. *Electric Propulsion Applications in the SmallGEO product line. Deutscher Luit-Und Raumfahrtkongress, Augsburg, Germany, October 2002.*
- [1] Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, Naciones Unidas. Agosto 2015. [En Línea]. Disponible en: http://www.unoosa.org/res/osoindex/data/documents/mx/st/stsgser_e744_html/ser744s.pdf
- [2] Órbitas de Satélites. Nasa.gov 2015. [En Línea]. Disponible en: <https://scool.larc.nasa.gov/Spanish/orbits-sp.html>
- [3] Ramírez del Valle, Bernardo. *La órbita sincrónica geoestacionaria: tercera dimensión de la soberanía nacional.* Cartagena: Centro de Investigaciones Jurídicas Unicartagena, 1985.



Mecánica Celeste de la Estación Espacial Internacional

Celestial Mechanics of the International Space Station

Marlon Aguirre, Joao Pillapa, Pablo Luna

Facultad de Informática y electrónica.
Escuela Superior Politécnica de Chimborazo
Riobamba, Ecuador.

marlon.aguirre@esepoch.edu.ec, joao.pillapa@esepoch.edu.ec, pablo.luna@esepoch.edu.ec.

Resumen- Este documento presentara la información básica del movimiento orbital de la estación espacial internacional para lo cual se hará una introducción a que es la estación espacial internacional, su historia y misión además se revisara las leyes del movimiento orbital a la que están sujetos todos los satélites artificiales y los parámetros de los que están regidos, haciéndose un enfoque especial a los datos de orbita de la estación espacial internacional.

Palabras Clave- Estación espacial internacional, Kepler, Newton

Abstract- This document presents the basic information of the orbital movement of the international space station for that it will be an introduction to the international space station, it's history and mission will also be reviewed, the laws of the orbital movement to which all artificial satellites are subject and the parameters of which they are governed, making a special approach to the orbit data of the international space station.

Keywords- International space station, Kepler, Newton

I. INTRODUCCIÓN

La estación espacial internacional o conocida en inglés como *International Space Station* (ISS) es la plataforma en órbita más grande y compleja para la utilización de la ciencia espacial en órbita terrestre baja, La ISS además es un laboratorio de investigación ubicado aproximadamente a 248 millas o 400 Km sobre la Tierra [1], lo que permite a los científicos de todo el mundo realizar experimentos que les proporcionarán datos diferentes a todo lo que han visto antes, la ISS se mueve en una órbita circular en la cual progresivamente recorre toda la tierra, esta da vueltas alrededor del globo cada 90 minutos a una velocidad de aproximadamente a 28,000 km / h [1]. En un día, la estación viaja alrededor de la distancia que tomaría ir desde la Tierra hasta la luna y viceversa, la mecánica celeste puede ser perfectamente aplicada para calcular el movimiento de la ISS ya que como cualquier otro satélite está sujeta a las leyes gravitatorias y orbitales de la física.

II. ESTACIÓN ESPACIAL INTERNACIONAL

A. Antecedentes

La ISS es un proyecto de construcción multinacional que es la estructura individual más grande que los humanos jamás

hayan puesto en el espacio. Su construcción principal se completó entre 1998 y 2011, aunque la estación evoluciona continuamente para incluir nuevas misiones y experimentos. Ha estado continuamente ocupado desde el 2 de noviembre de 2000 [1].



Fig. 1 Estación Espacial Internacional Orbitando la Tierra

B. Misión de la ISS

Los objetivos de hoy para la ISS han evolucionado durante su fase de diseño y montaje, y se centran en proporcionar beneficios a los que están en la Tierra, avanzar en la exploración del espacio más allá de la órbita terrestre baja o en inglés *Lower Earth Orbit* (LEO), desarrollar y mantener asociaciones internacionales y permitir un mercado comercial impulsado por la demanda en LEO [3]. Las actividades de utilización que están en curso en la ISS hoy son mantener ocupados a los astronautas de la ISS y a los investigadores de la Tierra, mientras que la asociación de la ISS desarrolla continuamente estrategias continuas que maximizan todos los recursos disponibles.

C. Estructura de la ISS

La ISS, que incluye sus grandes paneles solares, abarca el área de un campo de fútbol de EE. UU., Incluidas las zonas finales, y pesa 391,000 kilogramos, sin incluir vehículos de visita [1].

La ISS fue llevada al espacio pieza por pieza y gradualmente construida en órbita usando astronautas y robótica. La mayoría de las misiones utilizaron el transbordador espacial de la NASA para transportar las piezas más pesadas, aunque algunos módulos individuales se lanzaron en cohetes de un solo uso.

La ISS incluye módulos y nodos de conexión que contienen viviendas y laboratorios, así como armazones exteriores que brindan soporte estructural y paneles solares que brindan energía.

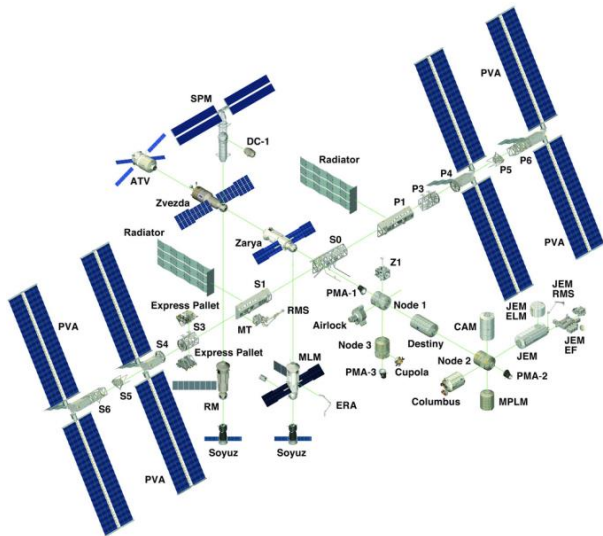


Fig. 2 Estructura de la Estación Espacial internacional

III. METODOLOGÍA

A. Mecánica Celeste

La mecánica celeste es la rama de la astronomía que se ocupa de los movimientos de los objetos celestes, en particular, los objetos que componen el Sistema Solar. El objetivo principal de la mecánica celeste es conciliar estos movimientos con las predicciones de la mecánica newtoniana. Hasta principios del siglo XX, se pensaba que la mecánica newtoniana constituía una descripción completa de todos los tipos de movimiento que ocurren en el Universo. Ahora sabemos que este no es el caso. La visión moderna es que el modelo de Newton es solo una aproximación que es válida bajo ciertas circunstancias. El modelo se descompone cuando las velocidades de los objetos investigados se acercan a la velocidad de la luz en el vacío y deben modificarse de acuerdo con la teoría especial de la relatividad de Einstein.

El modelo también falla en regiones del espacio que están suficientemente curvadas para que las proposiciones de la geometría euclidiana no se mantengan en una buena aproximación, y deben ser aumentadas por la teoría general de la relatividad de Einstein. Finalmente, el modelo se descompone en escalas de longitud atómica y subatómica, y debe ser reemplazado por mecánica cuántica [6].

B. Leyes de Newton

Las leyes del movimiento de Newton, en el lenguaje bastante oscuro de los Principia, toman la siguiente forma:

1. Todo cuerpo continúa en su estado de reposo, o movimiento uniforme en línea recta, a menos que se vea obligado a cambiar ese estado por las fuerzas impresas sobre él, es decir la sumatoria de todas las fuerzas en un objeto inerte o en movimiento rectilíneo uniforme siempre será igual a cero.

$$\sum \vec{F} = 0 \Rightarrow \frac{d\vec{v}}{dt} = 0 \quad (\text{Ecuación I})$$

2. El cambio de movimiento es decir el impulso de un objeto es proporcional a la fuerza impresa sobre él, y se realiza en la dirección de la línea recta en la que se imprime la fuerza.

$$\vec{F} = m\vec{a} \quad (\text{Ecuación II})$$

$$\vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{v}) \quad (\text{Ecuación III})$$

3. A cada acción siempre se opone una reacción igual o las acciones mutuas de dos cuerpos uno sobre el otro siempre es iguales y se dirigen a partes contrarias, es decir la fuerza de un cuerpo uno hacia un cuerpo dos tendrá una fuerza de reacción igual en sentido contrario.

$$\vec{F}_{12} = \vec{F}_{21} \quad (\text{Ecuación IV})$$

C. Gravitación Universal

1. Fuerza Gravitacional

La gravedad clásica, que es invariablemente la fuerza dominante en los sistemas dinámicos celestes, se describió por primera vez correctamente en los Principia de Newton. Según Newton, cualesquiera dos objetos puntuales ejercen una fuerza de atracción gravitacional entre sí. Esta fuerza apunta a lo largo de la línea que une los objetos, es directamente proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre ellos. Considere dos objetos puntuales de masa m_1 y m_2 que se encuentran en los vectores de posición r_1 y r_2 , respectivamente. Se escribe la fuerza f_{12} que la masa m_2 ejerce sobre la masa m_1 .

$$f_{12} = Gm_1m_2 \frac{r_2 - r_1}{|r_2 - r_1|^3} \vec{u}_{12} \quad (\text{Ecuación V})$$

La fuerza f_{21} que la masa m_1 ejerce sobre la masa m_2 es igual y opuesta: es decir, $f_{21} = -f_{12}$. Aquí, la constante de proporcionalidad G se llama constante gravitacional universal, y toma el valor $G = 6.67300 \times 10^{-11} \text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}$.

La ecuación más simple es para masa m_1 y m_2 alineadas es:

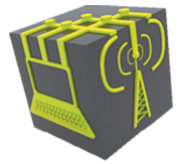
$$F = -\frac{Gm_1m_2}{r^2} \quad (\text{Ecuación VI})$$

2. Potencial Gravitacional y Energía Potencial Gravitatoria

Considere dos masas de puntos, m y m' , ubicadas en los vectores de posición r y r' , respectivamente.

Según el análisis anterior, la aceleración g de masa m debido a la fuerza gravitacional ejercida sobre ella por la masa m' toma la forma

$$g = Gm' \frac{(r' - r)}{|r' - r|^3} \quad (\text{Ecuación VI I})$$



Para la ecuación siendo M una masa considerablemente grande conviene definir el potencial en aquella masa.

$$g = -\frac{GM}{r^2} \vec{r} \quad \text{(Ecuación VIII)}$$

donde g es la aceleración sufrida. Es decir, dicha aceleración es independiente de la masa que presente nuestro objeto, únicamente depende de la masa del cuerpo que ejerce la fuerza y de su distancia. Por ello, si se tienen dos cuerpos de diferente masa (por ejemplo, la Luna y un satélite artificial, que únicamente tenga una masa de unos pocos kilogramos) a la misma distancia de la Tierra, la aceleración que produce esta sobre ambos es exactamente la misma. Como esta aceleración tiene la misma dirección que la de la fuerza, es decir en la dirección que une ambos cuerpos, esto produce que si sobre ambos cuerpos no se ejerce ninguna otra fuerza externa, estos se moverán describiendo órbitas entre sí, lo cual describe perfectamente el movimiento planetario (o del sistema Tierra-Luna), o de caída libre aproximándose un cuerpo hacia el otro, como ocurre con cualquier objeto que soltemos en el aire y que cae irremediamente hacia el suelo, en la dirección del centro de la Tierra.

Con esta ley se puede determinar la aceleración de la gravedad que produce un cuerpo cualquiera situado a una distancia dada. Por ejemplo, se deduce que la aceleración de la gravedad que nos encontramos en la superficie terrestre debido a la masa de la Tierra es de $g=9.81\text{m/s}^2$, que es la aceleración sufrida por un objeto al caer.

La energía potencial gravitacional es la energía que posee un objeto, debido a su posición en un campo gravitacional. El uso más común de la energía potencial gravitacional, se da en los objetos cercanos a la superficie de la Tierra donde la aceleración gravitacional, la energía potencial a una altura h por encima de ese punto es igual al trabajo que sería requerido para elevar el objeto a esa altura sin cambio neto en su energía cinética. Puesto que la fuerza requerida para elevar un objeto es igual a su peso, se sigue que la energía potencial gravitacional es igual a su peso multiplicado por la altura a la que se eleva.

La expresión general para la energía potencial gravitacional, surge de la ley de la gravedad, y es igual al trabajo realizado contra la gravedad, para llevar una masa a un punto determinado del espacio. Como consecuencia de la naturaleza de la fuerza de gravedad dependiente del inverso del cuadrado, la fuerza se acerca a cero para grandes distancia

Finalmente el potencial gravitacional generado por un punto de masa m_1 a una masa m_2 es:

$$E_p = -\frac{Gm_1m_2}{|r_1 - r_2|} \quad \text{(Ecuación IX)}$$

O simplemente teniendo dos masas una M masa más grande que otra m se tiene.

$$E_p = -\frac{GMm}{r} \quad \text{(Ecuación X)}$$

D. Leyes de Kepler

Como es bien sabido, Johannes Kepler fue el primer astrónomo en describir correctamente el movimiento de los planetas en el Sistema Solar (en trabajos publicados entre 1609 y 1619). El movimiento de los planetas se resume en tres leyes simples:

Primera Ley: Las órbitas planetarias son todas elipses que

están en foco con el sol, es decir, el sol se encuentra en uno de los focos de cada elipse.

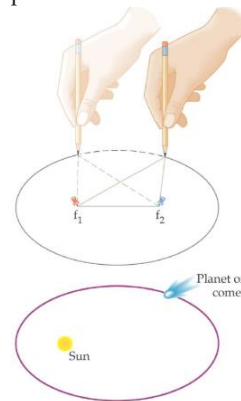


Fig. 3 Representación Gráfica de la Primera Ley de Kepler

Segunda Ley: Los vectores de radio que conectan cada planeta con el Sol barren áreas iguales en intervalos de tiempo iguales representados en la Fig. 4.

La ley de las áreas es equivalente a la constancia del momento angular, es decir, cuando el planeta está más alejado del Sol (afelio) su velocidad es menor que cuando está más cercano al Sol (perihelio). En el afelio y en el perihelio, el momento angular L es el producto de la masa del planeta, su velocidad y su distancia al centro del Sol.

$$L = mr_1v_1 = mr_2v_2 \quad \text{(Ecuación XI)}$$

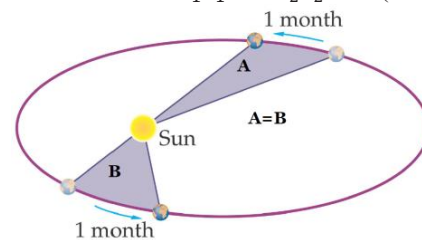


Fig. 4 Representación Gráfica de la Segunda Ley de Kepler

Se puede demostrar que el momento angular es constante lo que nos lleva a las siguientes conclusiones:

Las órbitas son planas y estables.

Se recorren siempre en el mismo sentido.

La fuerza que mueve los planetas es central.

Tercera Ley: Los cuadrados de los periodos orbitales de los planetas son proporcionales a los cubos de sus radios mayores orbitales como se observa en la Fig.5.

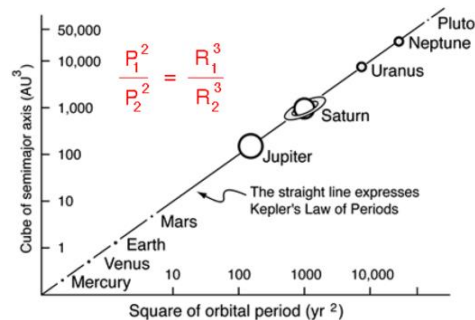


Fig. 5 Representación Gráfica de la Tercera Ley de Kepler

$$\frac{T^2}{r^3} = k \quad \text{(Ecuación XII)}$$

Donde, T es el periodo orbital (tiempo que tarda en dar una vuelta alrededor del Sol), r la distancia media del planeta con el Sol y k la constante de proporcionalidad con valor $1,3 \times 10^{11}$. Esta ley se aplica a otros cuerpos astronómicos que se encuentran en mutua influencia gravitatoria, como el sistema formado por la Tierra y la Luna.

El estudio de Newton de las leyes de Kepler condujo a su formulación de la ley de la gravitación universal.

La formulación matemática de Newton de la tercera ley de Kepler para órbitas circulares es:

La fuerza gravitacional crea la aceleración centrípeta necesaria para el movimiento circular:

$$\frac{GMm}{r^2} = m \frac{v^2}{r} \quad \text{(Ecuación XIII)}$$

Sabiendo que la velocidad angular es:

$$\omega = \frac{2\pi}{T} = \frac{v}{r} \quad \text{(Ecuación XIV)}$$

El cuadrado del tiempo de una órbita completa o periodo es:

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{GM} r^3 \quad \text{(Ecuación XV)}$$

Y despejando de la ecuación XIV y XV:

$$\frac{T^2}{r^3} = \frac{4\pi^2}{GM} = k \quad \text{(Ecuación XVI)}$$

Valor donde k es la constante de Kepler, donde T es el periodo orbital, r el semieje mayor de la órbita, M es la masa del cuerpo central y G la constante de gravitación universal cuyo valor marca la intensidad de la interacción gravitatoria y el sistema de unidades a utilizar para las otras variables de esta expresión.

E. Características de la Órbita de la ISS

La estación estará en una órbita inclinada de 51.6 grados y a una altitud de 400 kilómetros [5]. Esta órbita permite que los vehículos de lanzamiento de todos los socios internacionales lleguen a la estación para proporcionar una capacidad robusta para la entrega de tripulaciones y suministros. La órbita también proporciona excelentes observaciones de la Tierra, con una cobertura del 85 por ciento del globo y del 95 por ciento de la masa terrestre poblada del mundo cada uno o tres días, a finales del año 2006, alrededor de 227,273 kilogramos (500,000 libras) [5] de componentes de la Estación estaban en órbita.

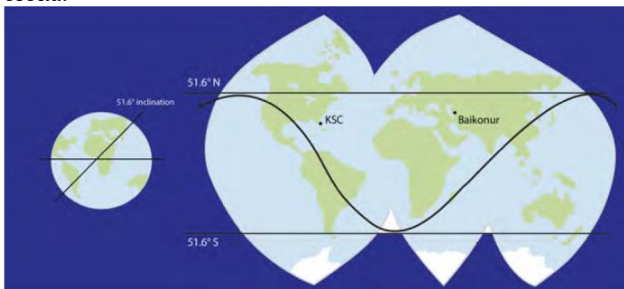


Fig. 6 Órbita Circular de la Estación Espacial Internacional

En el transcurso de 72 horas y si las condiciones del clima terrestre lo permiten, se pueden observar todas las ubicaciones geográficas entre 51.6 latitud norte y sur [5].

La altitud de la estación generalmente varía con el ciclo solar, y la altitud se mantiene más alta durante el máximo solar. La excentricidad de la órbita de la estación se mantiene en <0.003 [5]. En apoyo de los vehículos visitantes, la altitud se ajusta para acomodar los parámetros de rendimiento de los

vehículos visitantes. En general, la altitud de la estación espacial se mantendrá dentro de 395-417 km [5].

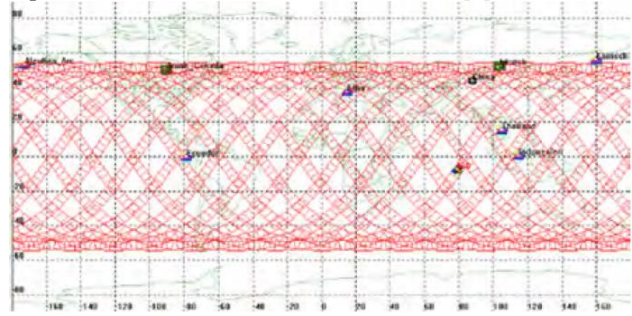


Fig. 7 Cobertura de la Superficie de la Tierra de la Estación Espacial Internacional

F. Fundamento matemático

Utilizando la ecuación XII, para el cálculo de la velocidad y el periodo, partiendo de las leyes de Kepler y en complemento de las leyes de gravitación universal expuestas por Newton. Es bien sabido que el cuadrado del periodo orbital de un satélite es directamente proporcional al cubo de la distancia del satélite desde el centro de gravedad de la Tierra. Esta es una de las leyes del movimiento planetario descubierta por Johannes Kepler a través de la observación empírica a principios del siglo XVII [8].

Ahora bien, para hallar T en la ecuación I, necesitamos conocer r que es la altitud total del satélite desde el centro de la tierra, para ello aplicamos lo siguiente:

$$r = Rt + hs \quad \text{(Ecuación XVII)}$$

Donde:

$$\begin{aligned} Rt &= 6371Km \\ hs &= 402Km \end{aligned}$$

Resolviendo la ecuación II tenemos:

$$r = 6773Km$$

Ahora calcular el periodo orbital para la Estación Espacial Internacional despejando T de la ecuación XII y reemplazamos el valor de r calculado:

$$T = \sqrt{\frac{r^3}{k}} = \sqrt{\frac{6773^3}{1,3 \times 10^{11}}} = 1,55 \text{ horas}$$

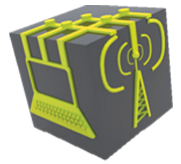
Para el cálculo de la velocidad partimos de las leyes de Kepler y las leyes de gravitación universal de Newton.

La ley de gravitación universal de Newton establece que la magnitud de la fuerza de gravedad F ejercida entre dos objetos de masas M (masa de la tierra) y m (masa del satélite) es directamente proporcional a cada una de las masas, e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia r entre los centros de gravedad de los dos objetos.

Utilizando la ecuación VI, para el cálculo de la fuerza.

Donde:

$$\begin{aligned} G &= 6.67 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2} \\ m_1 &= 5972 \times 10^{24} \text{ kg} \\ m_2 &= 391 \times 10^3 \text{ kg} \end{aligned}$$



Y con la segunda ley de Newton donde que la fuerza F es proporcional a la masa m y a la aceleración a (Ecuación II), pero la aceleración se convierte en aceleración instantánea que es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad e inversamente proporcional a la distancia entre los centros de gravedad de los dos objetos dando la ecuación VI.

$$F = m \frac{v^2}{r} \quad \text{(Ecuación XIX)}$$

Igualando la ecuación VI y ecuación XIX:

$$G \frac{M m}{r^2} = m \frac{v^2}{r} \quad \text{(Ecuación XX)}$$

las masas del satélite se cancelan en la ecuación XXII y despejando la velocidad, dando como resultado:

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad \text{(Ecuación XXI)}$$

Supongamos que el período orbital del satélite es T . Como la circunferencia de la órbita es $2\pi r$, tenemos:

$$v = \frac{2\pi r}{T} \quad \text{(Ecuación XXII)}$$

Finalmente reemplazamos el T y r en la ecuación IX:

$$v = 27455.49 \text{ km/h}$$

| | Velocidad | Periodo |
|--------------------|---------------|---------|
| Valores reales | 27580 km/h | 1.30 h |
| Valores Simulados | 28000 km/h | 0.7 h |
| Valores Calculados | 27455.49 km/h | 1.55 h |
| AMSAT Journal | 27455.49km/h | 1.55h |

Tabla 1. Análisis de resultados

Los valores obtenidos matemáticamente se basaron en la revista de la NASA por ende los valores serán similares. En la simulación estos valores de velocidad se aplican directamente por ende el cálculo de la misma no se puede desarrollar, pero para el cálculo del periodo orbital se llegó a la deducción de que el satélite gira solo 6 veces alrededor de la tierra tomando como referencia la ciudad de guayaquil. El tiempo total de duración de una órbita en la simulación a pesar de haber puesto la misma velocidad varia demasiado en los demás valores, pero en el mismo reporte están todos los enlaces que el mismo satélite realiza.

En la fig. 9 se puede ver todos los puntos de enlace que ha realizado el satélite, pero aun así estos no concuerdan con las 15 vueltas que daría el satélite si su periodo orbital fuera igual al calculado.

Se desprecian estos valores ya que, en la simulación, todos los valores son ideales y si se puede llegar a dar esta relación.

En la vida real el satélite se enfrenta a muchas más adversidades las cuales se ven reflejadas en los cálculos reales lanzados por la revista *AMSAT Journal*.



Fig. 8 ISS sobre Ecuador simulación en STK ToolKits

En la Fig. 8 se observa la ISS sobre el Ecuador, específicamente sobre la ciudad de Guayaquil.

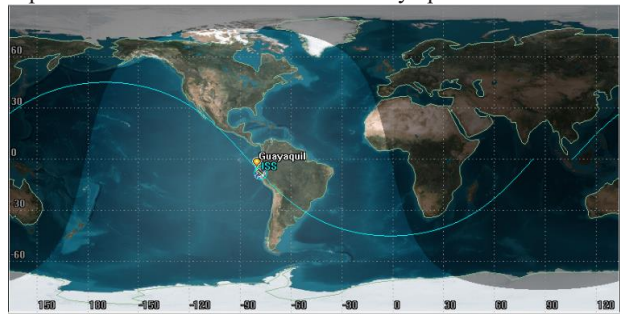


Fig. 9 Trayectoria de la ISS

En la Fig.9 se observa uno de los caminos, proyectados sobre la superficie de la Tierra.

Civil Air Patrol Use Only
Satellite-ISS-To-Place-Guayaquil: Access Summary Report

| Access | Start Time (UTCG) | Stop Time (UTCG) | Duration (sec) |
|--------|--------------------------|--------------------------|----------------|
| 1 | 28 Oct 2019 17:42:23.427 | 28 Oct 2019 17:52:56.163 | 632.736 |
| 2 | 28 Oct 2019 19:23:44.935 | 28 Oct 2019 19:25:31.553 | 106.617 |
| 3 | 29 Oct 2019 03:38:48.013 | 29 Oct 2019 03:46:20.877 | 452.864 |
| 4 | 29 Oct 2019 05:14:07.016 | 29 Oct 2019 05:24:38.044 | 631.028 |
| 5 | 29 Oct 2019 15:15:21.274 | 29 Oct 2019 15:16:33.839 | 72.564 |
| 6 | 29 Oct 2019 16:47:32.006 | 29 Oct 2019 16:58:05.548 | 633.542 |

| Global Statistics | | | | |
|-------------------|---|--------------------------|--------------------------|----------|
| Min Duration | 5 | 29 Oct 2019 15:15:21.274 | 29 Oct 2019 15:16:33.839 | 72.564 |
| Max Duration | 6 | 29 Oct 2019 16:47:32.006 | 29 Oct 2019 16:58:05.548 | 633.542 |
| Mean Duration | | | | 421.559 |
| Total Duration | | | | 2529.352 |

Fig. 10 Reporte de la trayectoria de la ISS

En la Fig. 10 se observa el reporte de las veces que la estación a pasado sobre el punto de referencia.

IV. CONCLUSIONES

Al realizar el análisis matemático obviamos ciertos parámetros como que la tierra no es una esfera perfecta, por ende, la órbita no es del todo circular, así mismo el satélite intenta corregir su curso constantemente por las diferentes fuerzas que intervienen hacia el mismo, estos pequeños errores sumados producen un pequeño desfase entre ambos análisis, tenemos una diferencia en el periodo de 15 minutos, y una diferencia en la velocidad de 124,51 km/h.

En la simulación no se puede ver los valores de errores, ya que tampoco considera estos parámetros

El cálculo de este satélite es fundamental para poder desarrollar el cálculo en otros, se podría decir que el ISS en un

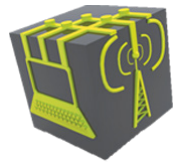
punto de referencia para calcular velocidades y orbital de otros satélites con similares características.

En la simulación se obtienen valores fuera de los normal con respecto a los demás, pero esto está bien, no puede una simulación ser igual a la realidad, ya que está dentro de un entorno controlado.

En el espacio existen otras variables muy importantes que no se toma en cuenta en la simulación ni en los cálculos realizados a mano.

V. REFERENCIAS

- [1] Elizabeth Howell. (2018, February 08). International Space Station: Facts, History & Tracking [Online]. Available: <https://www.space.com/16748-international-space-station.html>
- [2] Julie A. Robinson, Jennifer L. Rhatigan, and David K. Baumann, "International Space Station Research Summary Through Expedition 10", Office of the International Space Station Program Scientist NASA Johnson Space Center, Houston, Texas, 2006.
- [3] Tara Ruttley, Julie Ann Robins, "The International Space Station: Collaboration, Utilization, and Commercialization", NASA, Houston, Texas, 2018.
- [4] Anngienetta R. Johnson, "International Space Station Educational Plan", NASA, Houston, Texas, 2006.
- [5] David. M. Hornyak, "International Space Station (ISS) Researcher's Guide", NASA, Houston, Texas, 2012.
- [6] Richard Fitzpatrick, "An Introduction to Celestial Mechanics", Mechanics University of Texas, Austin, 2005
- [7] Jaan Praks, Hannu Koskinen, Zainab Saleem, "Celestial Mechanics and Satellite Orbits", Aalto University, School of Electrical Engineering Greater Helsinki, Finland, 2017.
- [8] The AMSAT Journal, "Calculating the Orbital Period of Satellites", 2018.
- [9] Sergei A. Klioner, "Lecture Notes On Basic Celestial Mechanics", 2011.
- [10] Richard Fitzpatrick, "An Introduction to Celestial Mechanics", Texas.
- [11] Alessandro Morbedilli, "Aspects of Solar System Dynamics", 2011.
- [12] An Elementary Treatise on the Lunar Theory, H. Godfray (Macmillan, London UK, 1853).
- [13] An Introductory Treatise on the Lunar Theory, E.W. Brown (Cambridge University Press, Cambridge UK, 1896).



DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH

Design and Implementation of a Set of High-Frequency Baluns Using Microstrip and MMIC Technologies for the Communications and Microwave Laboratory at the FIE-ESPOCH

Parreño M. Gabriel, Moreno A. Hugo, Infante M. Pedro
gabriel.parreno@outlook.com, h_moreno@esPOCH.edu.ec, pedro.infante@esPOCH.edu.ec

Ingeniería en Electrónica Telecomunicaciones y Redes

RESUMEN— El objetivo fue diseñar e implementar un set de baluns de altas frecuencias utilizando tecnologías Microstrip y Circuitos Integrados Monolíticos de Microondas (MMIC). Previa investigación se realizó dos diseños de Baluns con tecnología Microstrip y la simulación a 2,4 GHz con el software Ansoft Designer, implementándose así cinco dispositivos de este tipo. Con el mismo software se realizó el diseño de las pistas y la implementación de cinco baluns de (2 a 7) GHz y cinco baluns de (5.5 a 13.5) GHz, con tecnología MMIC. Se eligió el material de Rogers RO4003C para el diseño e implementación, por su alta eficiencia eléctrica y gran desempeño en altas frecuencias. Las mediciones fueron realizadas con el analizador de espectros Anritsu MS2724C, inyectando la señal a la entrada de los baluns con el generador de señales Anritsu MG3692C, datos que fueron procesados con el software Matlab. Los dispositivos trabajaron a las frecuencias propuestas, se obtuvo la variación de fase requerida en la salida, bajas pérdidas de inserción y bajo desbalance de amplitud. En conclusión, los resultados fueron los esperados. Se recomienda utilizar el material adecuado para la implementación de dispositivos de alta frecuencia y diferentes técnicas de revelado para circuitos impresos.

Palabras Clave— Tecnología y Ciencias de la Ingeniería, Telecomunicaciones, Simetrizador de Señales, Alta Frecuencia, Balun, Microstrip, Circuitos Integrados Monolíticos de Microondas (MMIC).

ABSTRACT— The objective was to design and implement a set of high-frequency baluns using Microstrip technologies and Microwave Monolithic Integrated Circuits (MMIC). After research two baluns designs were made with Microstrip technology and 2.4 GHz simulation with Ansoft Designer software, thus implementing five such devices. The same software carried out the design of the tracks and the implementation of five baluns of (2 to 7) GHz and five baluns of (5.5 to 13.5) GHz, with MMIC technology. Rogers RO4003C material was chosen for design and implementation, for its high electrical efficiency and high frequency performance. Measurements were performed with the Anritsu MS3692C spectrum analyzer, injecting the signal into the baluns input with the Anritsu MS3692C signal generator, data that was processed with Matlab Software. The devices worked at the proposed frequencies, obtained the required phase variation in the output, low insertion losses and low amplitude imbalance. In conclusion, the results were as expected. It is recommended to use the right material for the implementation of high frequency devices and different disclosure techniques for printed circuits.

Keywords— Technology and Sciences of Engineering, Telecommunications, Signal Simetrizer, High Frequency, Balun, Microstrip, Microwave Monolithic Integrated Circuits (MMIC).

> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH < 2

I. INTRODUCCIÓN

En los sistemas de telecomunicaciones los dispositivos utilizados para las transmisiones inalámbricas como Filtros, Mezcladores, Atenuadores, Antenas, Baluns, entre otros, se han visto en la necesidad de estar en continua mejora tecnológica. La utilización de la tecnología Microstrip en los dispositivos de alta frecuencia ha venido tomando fuerza en los últimos años, ya que el tamaño reducido es un factor primordial en áreas como la aeronáutica, satélites, comunicaciones móviles y en general para aplicaciones de frecuencias en rangos de las microondas y ondas milimétricas, con la principal ventaja de que no cuesta mucho su fabricación [1], [2], [3].

Balun es una combinación de palabras entre (Balanced) y (Unbalanced). La naturaleza de una antena dipolo es la de ser balanceada, esto quiere decir que las corrientes que circulan a través de sus brazos son equivalentes en amplitud, pero opuestas en fase, el inconveniente se da al momento de alimentar la antena con un cable coaxial ya que se estaría desadaptando el balance del sistema [4],[5]. Esto se debe a que el un lado de la antena está conectado al conductor central del coaxial y el otro lado a la malla. La malla normalmente está conectada a tierra en el otro lado al transmisor, haciéndola una línea desbalanceada. Esta configuración desbalanceada puede hacer que alguna corriente regrese por la malla desde la antena ocasionando pérdidas en la potencia de transmisión [6]. Para evitar este problema se utiliza el Balun, dispositivo que adapta la línea de alimentación desbalanceada del coaxial a la antena balanceada. Los Baluns con tecnología MMIC ocasionalmente son utilizados para alimentar antenas, pero su función primordial es proporcionar señales equilibradas para ayudar a cancelar señales no deseadas provenientes de mezcladores en los sistemas de comunicaciones inalámbricas [7],[8].

El presente trabajo busca diseñar e implementar un set de baluns con tecnologías Microstrip y MMIC utilizando materiales específicos para trabajar en altas frecuencias, ya que actualmente en el laboratorio de comunicaciones y microondas de la FIE-ESPOCH no se dispone de este tipo de dispositivos. La investigación y construcción de estas unidades será objeto de estudio y práctica en el laboratorio para las futuras generaciones de maestros y estudiantes gracias a la implementación en dicho lugar y así fomentar el desarrollo de este tipo de tecnologías en el país.

La sección I detalla la introducción. En la sección II se detallan los métodos utilizados, así como las técnicas que se llevaron a cabo para realizar el proyecto. En la sección III se detallan los resultados de la simulación y el diseño del set de Baluns de alta frecuencia.

II. METODOLOGÍA

A. Selección del Material

En el material Roger RO4003C los niveles bajos de constante dieléctrica en el diseño junto con los niveles bajos de constante dieléctrica del proceso de fabricación del material y

con un nivel de factor de disipación tangencial más bajos que el material Roger RO4350B, provocan que las pérdidas dieléctricas sean menores, por lo que el coeficiente térmico también es menor, optimizando así el rendimiento eléctrico de los dispositivos de alta frecuencia como se observa en [9],[10].

B. Diseño de Baluns de alta frecuencia con tecnología Microstrip

Para el diseño de Baluns con tecnología Microstrip se ha escogido la frecuencia de 2,4 GHz por el motivo de ser una banda libre, lo cual no se necesita tener ninguna licencia para transmitir, siendo así una frecuencia muy utilizada por algunas de las tecnologías inalámbricas de hoy en día como son Wifi, Bluetooth, Zigbee, RFID, por mencionar algunas de las más importantes [11], [12]; otra razón es el tamaño, ya que mientras más alta es la frecuencia más se reducen las líneas de transmisión y en el país actualmente aún no se cuenta con la tecnología necesaria para la implementación de pistas tan reducidas. Se propone dos diseños a la misma frecuencia para poder realizar una comparación de resultados.

1) *Diseño 1 de Balun a 2,4 GHz:* En el artículo [13] se encuentra el proceso de diseño para la implementación de un balun microstrip de impedancia compleja. En el presente trabajo se propone una impedancia real de acople a 50 Ω tanto en la entrada como en la salida, una frecuencia central de 2,4 GHz y una diferencia de fase en la salida de 180° como se muestra en la Tabla 1.

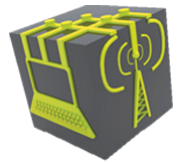
Tabla 1. Especificaciones Diseño 1 de Balun Microstrip a 2,4 GHz.

| Diseño 1 de Balun Microstrip a 2,4 GHz | |
|----------------------------------------|-------------|
| Tipo | Pasivo |
| Frecuencia central | 2,4 GHz |
| Ancho de banda / -10 dB | 0.33 GHz |
| Impedancia de E/S | 50 Ω |
| Relación de impedancias n:m | 1:1 |
| Desfase en la salida | 180° |

Para realizar la configuración en microstrip la longitud de la línea de retardo es $\lambda_{ef}/4$. Las líneas de transmisión están diseñadas sobre el material de Roger RO4003C, por lo que la constante dieléctrica ϵ ya no es 1 (ϵ del aire), en este momento la ϵ tiene un valor medio entre la ϵ del aire y la ϵ del sustrato del diseño, a la cual se denomina constante dieléctrica efectiva ϵ_{ef} [14]. La longitud de onda efectiva cumple la siguiente relación:

$$\lambda_{ef} = \frac{c}{f_{0\sqrt{\epsilon_{ef}}}} \quad (1)$$

Mediante la herramienta Ansoft Designer se puede determinar una constante dieléctrica efectiva $\epsilon_{ef} = 2.781$ por lo que la longitud de onda efectiva será $\lambda_{ef} = 74.96 \text{ mm}$, de igual forma se puede determinar el ancho de la pista para conseguir una impedancia de 50 Ω . En este caso ese valor es



> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH < 3

de $W_0 = 3.388 \text{ mm}$.

En la Tabla 2 se da un listado de las especificaciones técnicas del material RO4003C el cual cumple con las características necesarias para la implementación de baluns de alta frecuencia propuestas en el presente trabajo.

Tabla 2. Especificaciones técnicas del material Roger RO4003C

| Roger RO4003C | |
|----------------------------|---------------|
| Dimensión | 152x228 mm |
| Constante dieléctrica | 3.38 |
| Factor de disipación tan/F | 0.0027/10 GHz |
| Espesor | 1.524mm |

En la Fig. 1 se muestra el esquemático del Diseño 1 de balun microstrip. Está conformado por tres pares de líneas de impedancia ($Z_1, Z_2, Z_3, Z_4, Z_5, Z_6$) con sus respectivas longitudes eléctricas ($\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4, \theta_5, \theta_6$) y un par de stubs para el cortocircuito ($Z_7, \theta_7; Z_8, \theta_8$). El puerto de entrada Port1 y los Puertos de salida Port2 y Port 3, deben tener un acople de 50Ω .

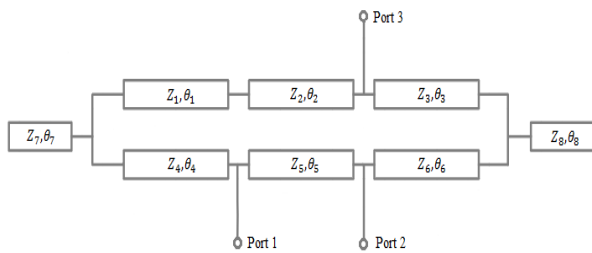


Fig. 1. Esquemático del circuito para el Diseño 1 de Balun Microstrip a 2,4 GHz.

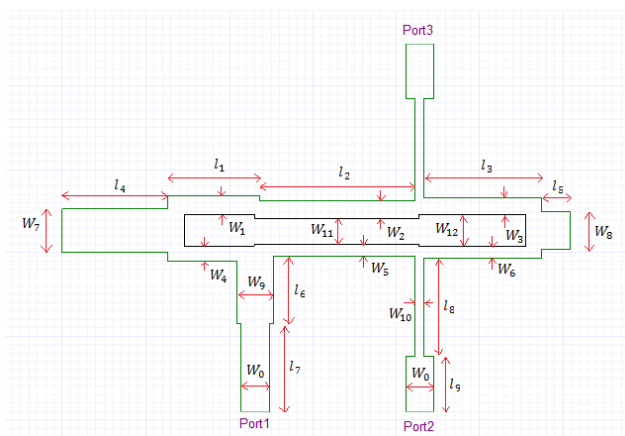


Fig. 2. Esquemático del circuito para el Diseño 1 de Balun Microstrip a 2,4 GHz.

El balun se diseña para una frecuencia central de 2.4 GHz, en el material que posteriormente será implementado Roger RO4003C el cual tiene una constante dieléctrica de 3.38 con

un espesor de 1.524mm como se ve en la Tabla 2. Las longitudes eléctricas $\theta_1 = \theta_4, \theta_3 = \theta_6$ se deben elegir entre 0° y 90° , tomando en cuenta que $\theta_2 = \theta_5 = 90^\circ$, para provocar el desfase de 180° requerido a la salida. Las impedancias para este material en específico deben ser elegidas entre 15Ω y 125Ω puesto que una impedancia fuera de este rango sería físicamente imposible de implementar.

Utilizando la herramienta Ansoft Designer se procede a calcular los parámetros mostrados en la Fig. 2, tales que satisfagan las necesidades planteadas. Los cuales finalmente quedarían de la siguiente manera expresados en milímetros (mm): $W_1 = 2.203, l_1 = 11, W_2 = 2.144, l_2 = 18.74, W_3 = 2.051, l_3 = 14, W_4 = 5.341, l_4 = 12.58, W_5 = 4.687, l_5 = 3.41, W_6 = 4.36, l_6 = 8.042, W_7 = 3.388, l_7 = 10.5, W_8 = 1.1, l_8 = 11.7, l_9 = 6.59, W_9 = 1.707, W_{10} = 1.478, W_{11} = 1.426, W_{12} = 3.198, W_{13} = 3.949$.

Se sabe que longitud eléctrica es:

$$\theta = \beta \cdot l = \frac{2\pi \cdot f \cdot 360^\circ}{\lambda_{ef}} \cdot l \tag{2}$$

donde β es la constante de fase de la onda y l es la distancia a la que están separados de la carga [15]. Por otro lado, la herramienta Estimate de Ansoft Designer permite calcular la impedancia que se tiene en un ancho de línea de transmisión determinado para un material específico. Por lo que, los valores para los parámetros de la Fig. 1, serían los siguientes: $Z_1 = 64.59\Omega, Z_4 = 73.83\Omega, \theta_1 = \theta_4 = 52.83^\circ, Z_2 = 65.55\Omega, Z_5 = 79.2\Omega, \theta_2 = \theta_5 = 90^\circ, Z_3 = 67.14\Omega, Z_6 = 80.55\Omega, \theta_3 = \theta_6 = 67.24^\circ, Z_7 = 36.91\Omega, \theta_7 = 60.42^\circ, Z_8 = 40.72\Omega, \theta_8 = 16.38^\circ$. La impedancia entre el puerto 1 y el balun es 42.70Ω con una longitud eléctrica de 38.62° . La impedancia entre el puerto 2,3 y el balun es de 90.45Ω con una longitud eléctrica de 56.19° .

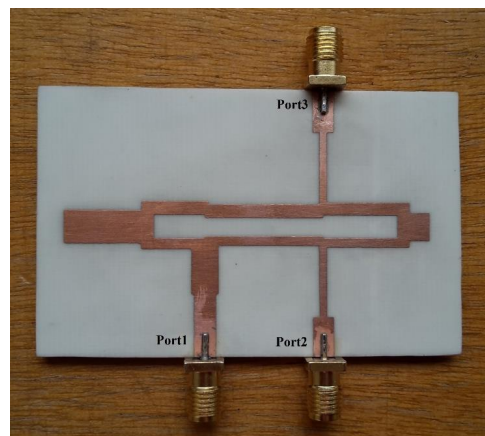


Fig. 3. Implementación del diseño 1 de Balun microstrip a 2,4 GHz.

En la práctica el prototipo se implementa con el proceso de foto transferencia al material de Roger RO4003C y utilizando una mezcla de Ácido Clorhídrico con Agua Oxigenada para el

> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH <

revelado de la placa. Otro de los componentes que se ha mencionado en el apartado teórico es el conector de tramo final SMA hembra con una impedancia de 50Ω [16], el cual deberá ser soldado en los puertos de entrada y salida como se muestra en la Fig. 3. Finalmente se obtiene el balun microstrip 1 que opera a una frecuencia central de 2,4 GHz.

2) *Diseño 2 de Balun a 2,4 GHz:* Aquí se procederá a realizar un diseño diferente para realizar una comparación entre los dos diseños. En el proyecto de fin de carrera [6] se encuentra un modelo de balun más convencional a 2 GHz. Se propone realizar el presente diseño con una frecuencia central a 2.4 GHz, una impedancia real tanto en la entrada como en la salida de 50Ω y un desfase en la salida de 180° como se ve en la Tabla 3.

Tabla 3. Especificaciones Diseño 2 de Balun Microstrip a 2,4 GHz

| Diseño 2 de Balun Microstrip a 2,4 GHz | |
|----------------------------------------|-------------|
| Tipo | Pasivo |
| Frecuencia central | 2,4 GHz |
| Ancho de banda / -20db | 0.36 GHz |
| Impedancia de E/S | 50Ω |
| Relación de impedancias n:m | 1:1 |
| Desfase en la salida | 180° |

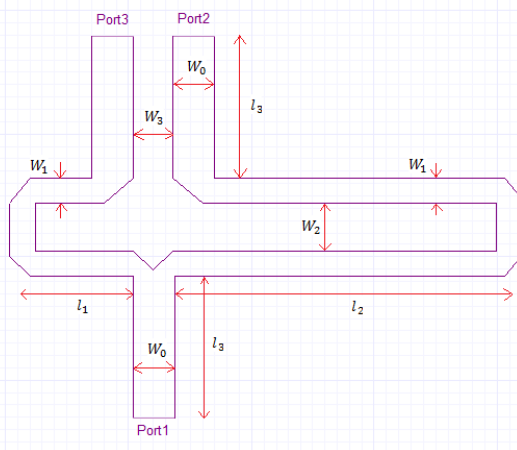


Fig. 4. Vista superior del Diseño 2 de balun microstrip a 2,4 GHz.

Como la teoría lo indica, para que la señal de entrada se transforme en un par de señales diferenciales a la salida es decir con igual magnitud, pero con una diferencia de fase de 180° . La diferencia de longitud entre los brazos del balun en el cortocircuito debe ser $\lambda_{ef}/4$ o escrito de otra forma $\theta=90^\circ$, esto es importante ya que el desfase de la señal depende de la longitud recorrida. Por otro lado para que la magnitud de la señal que ingresa sea la misma en la salida los parámetros del coeficiente de transmisión $S(1,2)$ y $S(1,3)$ deben ser de -3 dB, es decir que se deben repartir de mitad a mitad por los puertos

de salida. Además de esto, el parámetro del coeficiente de reflexión $S(1,1)$ será calculado para 2,4 GHz y con una impedancia de acople de 50Ω . El material en el que será implementado y para el cual se realizarán los cálculos es Roger RO4003C el cual se encuentra detallado en la Tabla 2.

Para calcular los parámetros mostrados en la Fig. 4 se ha utilizado la herramienta Ansoft Designer los cuales deberán satisfacer las características planteadas en la Tabla 3, a continuación, los valores expresados en milímetros (mm): $W_0 = 3.388$, $l_3 = 11.5$, $W_1 = 2$, $l_1 = 9.388$, $l_2 = 28.128$, $W_2 = 3.999$, $W_3 = 3.224$. Utilizando (2) y la herramienta de Ansoft Designer *Estimate* podemos expresarlo en términos de impedancias y longitudes de onda de la siguiente manera: $Z_0 = 50.18\Omega$, $\theta_2 = 55.22^\circ$, $Z_1 = 68.04\Omega$, $\theta_1 = 45.08^\circ$, $\theta_3 = 135.08^\circ$.

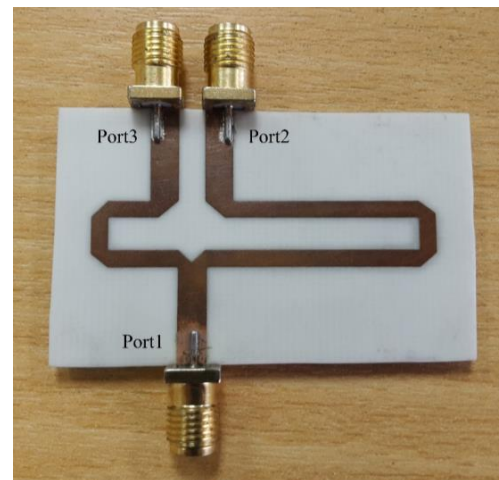


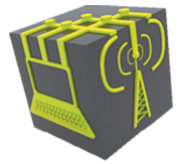
Fig.5. Implementación del diseño 2 de Balun microstrip a 2,4 GHz.

Nótese que como se dijo anteriormente la diferencia entre las longitudes de los brazos del balun a partir del cortocircuito debe ser $\theta=90^\circ$, es por esto por lo que $\theta_3 = \theta_1 + \theta = 135^\circ$, para provocar el desfase de 180° requerido en la salida.

Por último, en la Fig. 5 se muestra el diseño 2 de balun implementado con tecnología microstrip para trabajar en la frecuencia central de 2,4 GHz, con un acople de impedancia a 50Ω tanto en la entrada como en la salida y un ancho de banda de 0.36 GHz.

C. Diseño de pistas para implementar Baluns con tecnología MMIC

Utilizando la herramienta Ansoft Designer se procede a realizar el diseño de las pistas las cuales son mostradas como sugerencia en el datasheet de los modelos MTX2-73+ y MTX2-143+, las cuales han sido adaptadas al material Roger RO4003C. Los diseños han sido modificados en los puntos a tierra para una mejor manipulación del dispositivo en la implementación también el ancho de las pistas de los puertos de entrada y salida están modificados para acoplarlos a 50Ω de acuerdo con las características del material utilizado para la implementación.



> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH < 5

1) *Balun de 2 a 7 GHz (MTX2-73+)*: Es un balun transformador MMIC (Ver Fig. 6) de banda ancha con una relación de impedancia de 2:1 que cubre una amplia gama de frecuencias desde 2 hasta 7 GHz.

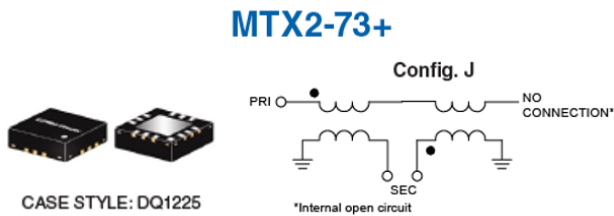


Fig.6. (a) Balun Transformador MMIC MTX2-73+ (b) Circuito abierto interno.

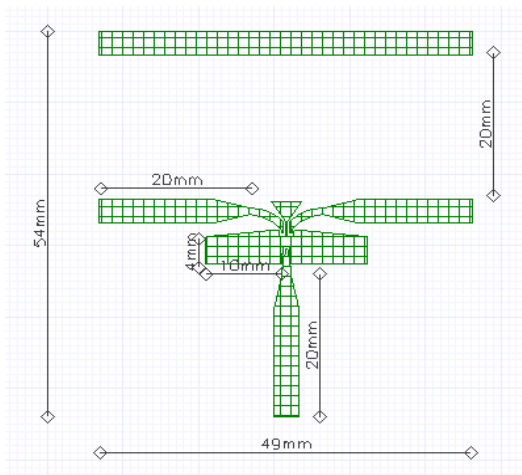


Fig.7. Diseño de pistas de balun MMIC MTX2-73+ a frecuencias de 2 a 7 GHz.

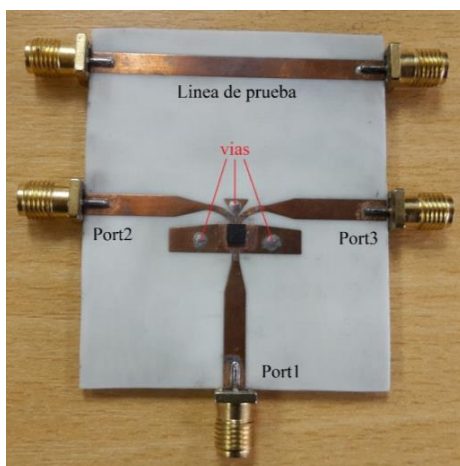


Fig.8. Implementación de Balun MMIC MTX2-73+ para trabajar de 2 a 7 GHz.

En la Fig. 7 se puede ver un acercamiento de la vista superior del diseño de las pistas para Balun MMIC de 2 a 7 GHz. Nótese que los puertos de excitación no son añadidos ya

que no se procederá a realizar una simulación del dispositivo [17]. Los resultados de las mediciones serán analizados en la sección siguiente.

Finalmente, en la Fig. 8 se puede ver implementado el Balun MMIC MTX2-73+ que opera en el rango de frecuencias de 2 a 7 GHz, en el cual además de soldar el circuito integrado se sueldan conectores de tramo final SMA hembra a 50Ω y las vías las cuales conectan los puntos de tierra frontales con el plano de tierra posterior.

2) *Balun de 5.5 a 13.5 GHz (MTX2-143+)*: Es un transformador balun MMIC (Ver Fig. 9) de banda ancha con una relación de impedancia de 2:1 que cubre una amplia gama de aplicaciones de 5.5 a 13.5 GHz. Este modelo proporciona similares características físicas y de temperatura que el modelo presentado anteriormente.

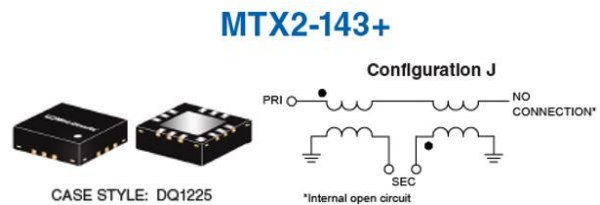


Fig.9. (a) Balun Transformador MMIC MTX2-143+ (b) Circuito abierto interno.

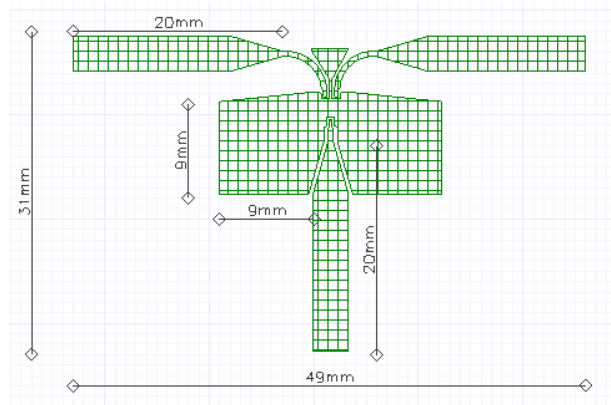


Fig.10. Diseño de pistas de balun MMIC MTX2-143+ a frecuencias de 5.5 a 13.5 GHz.

En la Fig. 11 se muestra una vista frontal del diseño de las pistas para Balun de 5.5 a 13.5 GHz, consta de tres puertos de entrada y salida Port1, Port2, y Port3 respectivamente los cuales están acoplados a 50Ω, los puertos de excitación no se añaden ya que no será simulado. El diseño es bastante compacto por lo que permite una manipulación fluida.

Una vez la foto transferencia se ha completado se procede al revelado de la placa y la implementación final del dispositivo soldando el circuito integrado, los conectores SMA hembra y las vías las cuales conectan el plano frontal de tierra con el plano posterior de tierra como se muestra en la Fig. 11.

> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH < 6



Fig.11. Implementación de Balun MMIC MTX2-143+ para trabajar de 5.5 a 13.5 GHz. a) Vista frontal b) Vista posterior.

III. ANÁLISIS Y RESULTADOS

A. Resultados de la simulación e implementación

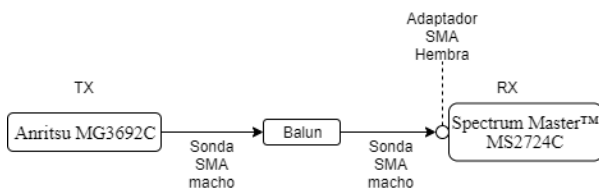


Fig.12. Diagrama de conexión para mediciones de los Balun de alta frecuencia.

En el presente apartado se muestra la manera de conectar los dispositivos implementados con los equipos de TX y RX (Ver Fig. 12), así como también los resultados obtenidos en la simulación del diseño de los Baluns con tecnología Microstrip con el Software Ansoft Designer y el resultado de las mediciones en el laboratorio para todos los dispositivos procesando los datos con el Software Matlab.

1) Resultado del Diseño 1 de Balun a 2,4 GHz: El Gráfico 1 muestra los resultados de la simulación con un barrido desde 2 GHz hasta 2,8 GHz con 101 cuentas lineales para el coeficiente de reflexión S(1,1) y los demás parámetros S, con una permitividad relativa de 3.55 en el diseño el cual se encuentra adaptado a una frecuencia central de 2,4 GHz con una ganancia de -53 dB el cual nos da un ancho de banda de 0,33 GHz cubriendo una banda desde los 2,21 hasta 2,54 GHz medido en -10 dB (o puede ser también medido por debajo de los -10 dB el cual cumple con el criterio de funcionamiento para baluns).

En el Gráfico 2 se muestra la simulación de las pérdidas por inserción las cuales deben ser -3dB idealmente como se lo indica en la fase de diseño por lo que los valores de -2,66 dB para el coeficiente de transmisión S(1,2) y -3.86 dB para S(1,3) son bastante acertados. En la medición lo cual se puede ver en el Gráfico 3 el parámetro S(1,2) es de -3,27 dB y el parámetro S(1,3) es -4,42 dB por lo cual es bastante bueno considerando las pérdidas externas. Cabe mencionar que en

los gráficos de las mediciones se realiza un ajuste en las curvas con regresión polinomial utilizando la función interna de Matlab Polyfit.

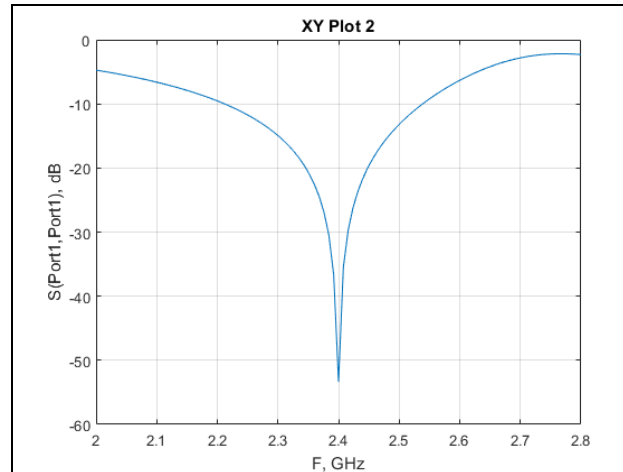


Gráfico 1. Simulación del coeficiente de reflexión S(1,1) para diseño 1 de balun microstrip a 2,4 GHz.

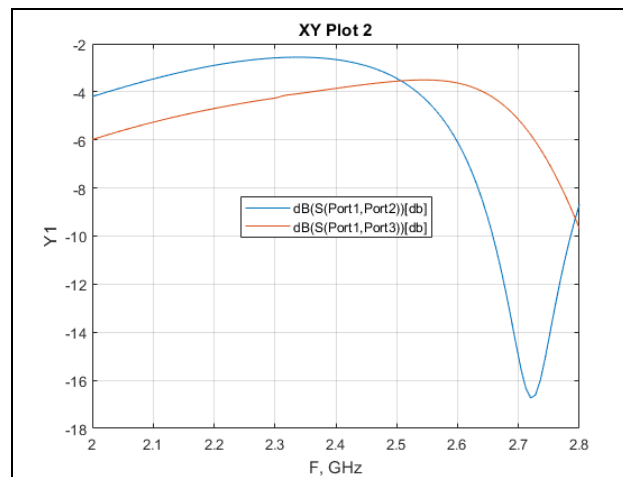
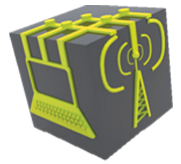


Gráfico 2: Simulación del coeficiente de transmisión S(1,2) y S(1,3).

En el Gráfico 4 se muestra la simulación del parámetro S(2,3) el cual debe ser -6 dB, puesto que la magnitud de la señal que ingresa debe ser la misma en la salida y los parámetros del coeficiente de transmisión S(1,2) y S(1,3) deben ser de -3 dB, es decir que se deben repartir de mitad a mitad por los puertos de salida, en este caso es -6,37 dB lo cual está bastante bien. En el Gráfico 5 se muestra la medición del parámetro S(2,3) del balun implementado el cual es de -7,23 dB por lo que si cumple con los criterios de diseño.

En el Gráfico 6 se puede ver la simulación de la diferencia de fase entre los parámetros S(1,2) y S(1,3) el cual debe ser 180° como requisito primordial de funcionamiento como se lo ha descrito en la sección anterior, siendo en este caso de 182° lo cual cumple con su cometido.



> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH <

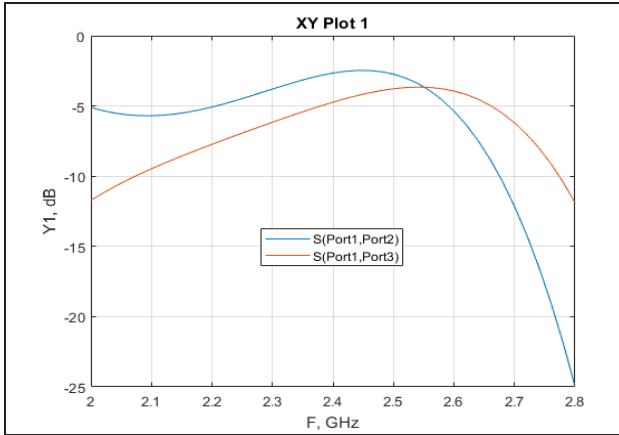


Gráfico 3. Medición del coeficiente de transmisión S(1,2) y S(1,3).

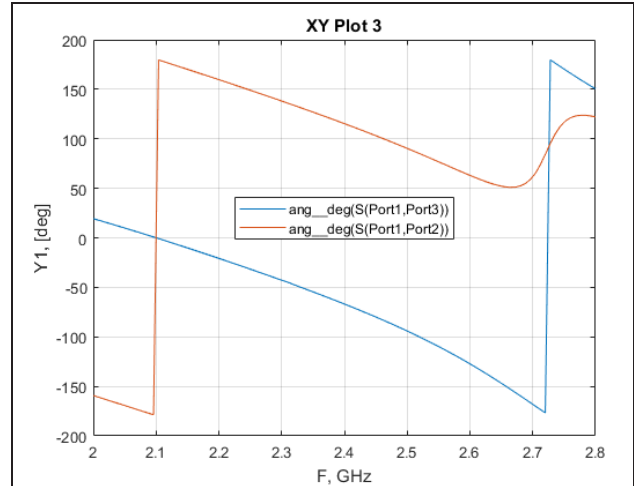


Gráfico 6. Simulación de desfase entre los parámetros S(1,2) y S(1,3) en el diseño 1 de balun microstrip.

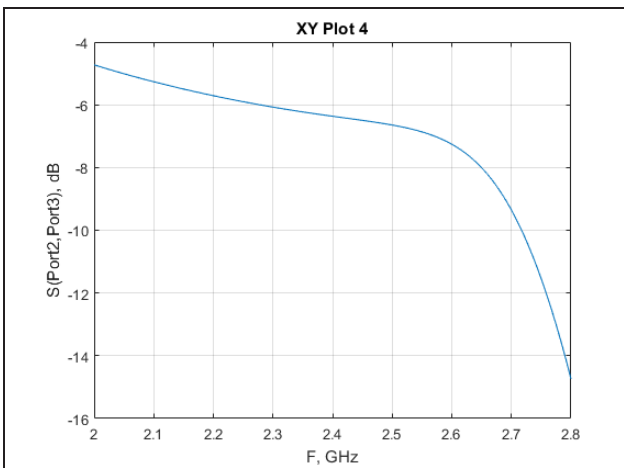


Gráfico 4. Simulación del parámetro S(2,3) para el diseño 1 de balun microstrip a 2,4 GHz.

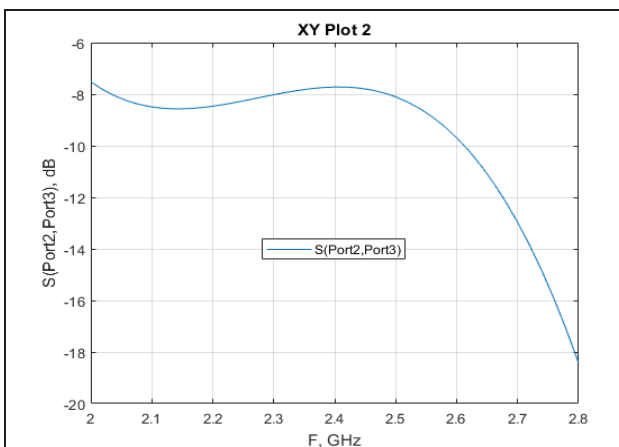


Gráfico 5. Medición del parámetro S(2,3) para el diseño 1 de balun microstrip.

2) *Resultado del Diseño 2 de Balun a 2,4 GHz:* En el Gráfico 7 se puede ver la simulación en Ansoft Designer para el coeficiente de reflexión S(1,1) el cual cuenta con una ganancia de -45,74 dB y un ancho de banda de 0,36 GHz medido en -20 dB para una frecuencia central de 2,4 GHz cubriendo la banda desde los 2,22 hasta 2,58 GHz.

En el Gráfico 8 se observa la simulación para los coeficientes de transmisión S(1,2) y S(1,3) los cuales deben ser de -3 dB para que la magnitud de la señal que ingresa sea la misma en la salida repartiéndose en partes iguales, siendo en este caso para S(1,2) de -4,47dB y S(1,3) -2,17 por lo que está bastante bien y cumplirá su cometido.

En la práctica, luego de realizar las mediciones y procesar los datos con el software Matlab, se observa en el Gráfico 9 que los parámetros del coeficiente de transmisión S(1,2) es -4,5dB y para S(1,3) -2,7dB, tomando en cuenta las pérdidas externas y la corrección de curvas con la función Polyfit.

En el Gráfico 10 se muestra la simulación del parámetro S(2,3) el cual debe ser -6dB como la teoría lo indica, puesto que la magnitud de la señal debe ser repartida en partes iguales en la salida siendo S(1,2) -3dB y S(1,3) -3dB, en este caso el parámetro S(2,3) resulta de -6,71dB medido en 2,4 GHz, siendo un buen diseño, coherente con los resultados del Gráfico 8.

En la práctica, los resultados de las mediciones para el parámetro S(2,3) se muestra en el Gráfico 11, el cual es de -8dB medido en 2,4 GHz, siendo bastante coherente con los resultados del Gráfico 9 por lo que los resultados de las pruebas son las esperadas.

En el Gráfico 12 se muestra la simulación de la diferencia de fase entre los parámetros S(1,2) y S(1,3), el cual debería ser de 180° para que el balun transforme una señal de entrada en un par de señales diferenciales, lo cual en este caso es de 173°, suficiente para que se anulen las corrientes que regresan por tierra a frecuencias de 2,4 GHz.

> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH <

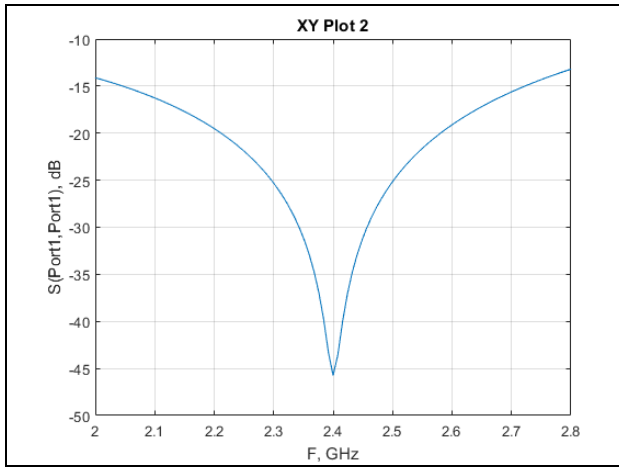


Gráfico 7. Simulación para el coeficiente de reflexión S(1,1) del diseño 2 de balun microstrip a 2,4 GHz.

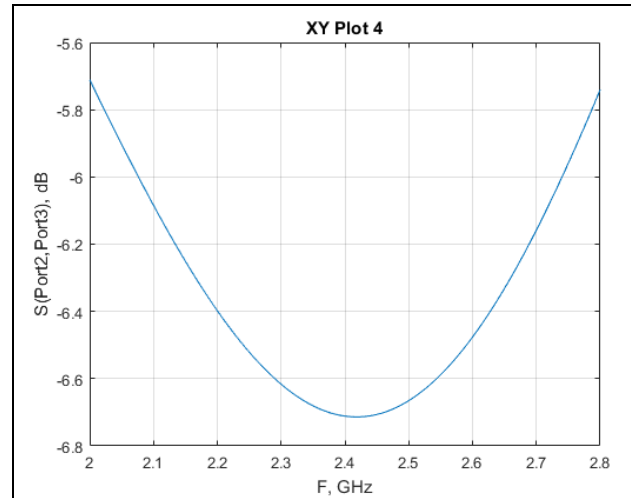


Gráfico 10. Simulación del parámetro S(2,3) para el diseño 2 de balun microstrip a 2,4 GHz.

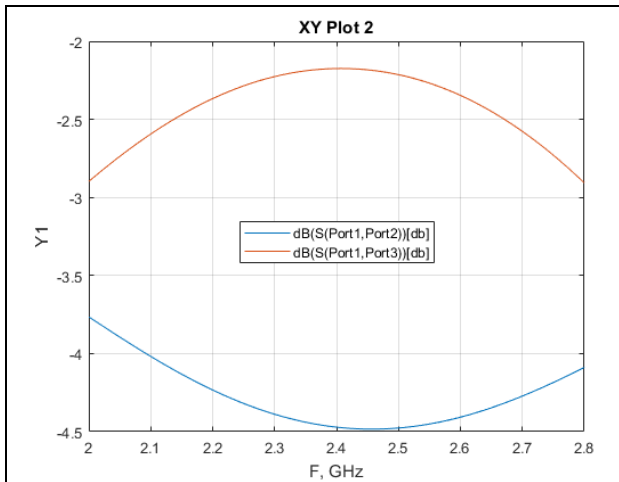


Gráfico 8. Simulación de parámetros del coeficiente de transmisión S(1,2) y S(1,3) para el diseño 2 de balun microstrip a 2,4 GHz.

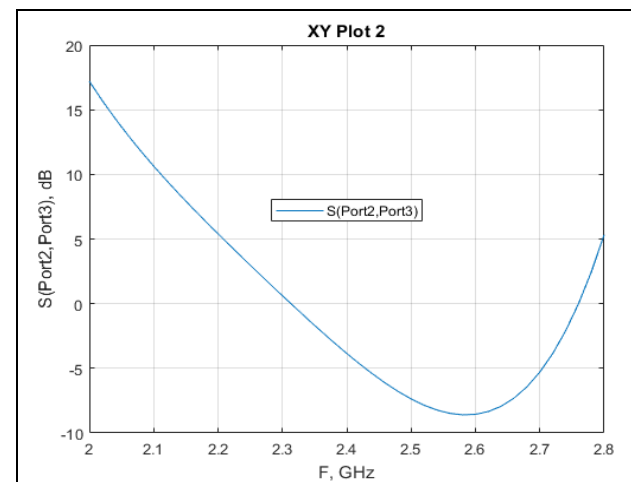


Gráfico 11. Medición del parámetro S(2,3) del diseño 2 de balun microstrip.

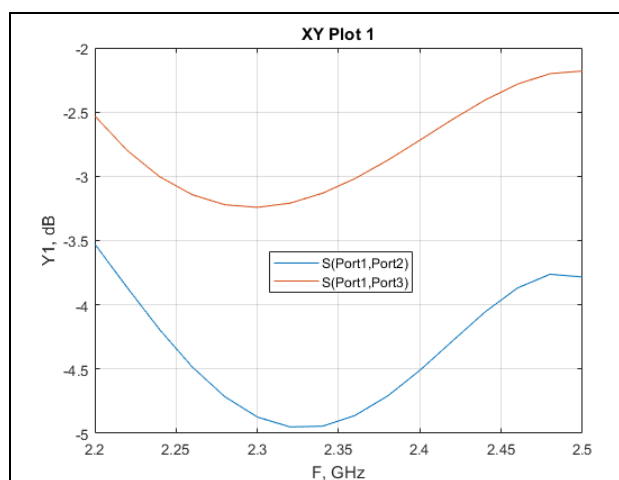


Gráfico 9. Medición de los coeficientes de transmisión S(1,2) y S(1,3) para el diseño 2 de balun microstrip a 2,4 GHz.

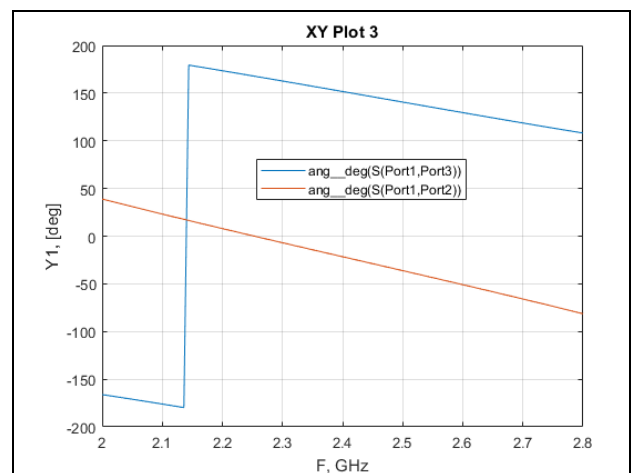
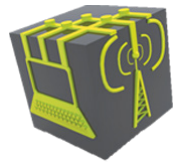


Gráfico 12. Simulación del desfase entre los parámetros S(1,2) y S(1,3) del diseño 2 de balun microstrip para frecuencias de 2,4 GHz.



> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH < 9

3) Resultado del Balun MMIC MTX2-73+ de 2 a 7 GHz: El Gráfico 13 corresponde a la respuesta de pérdidas por inserción con los valores mostrados en el datasheet del balun MMIC, en el cual se puede ver un barrido desde 1 GHz hasta 8 GHz que evidencia la baja pérdida de inserción característica del modelo MTX2-73+.

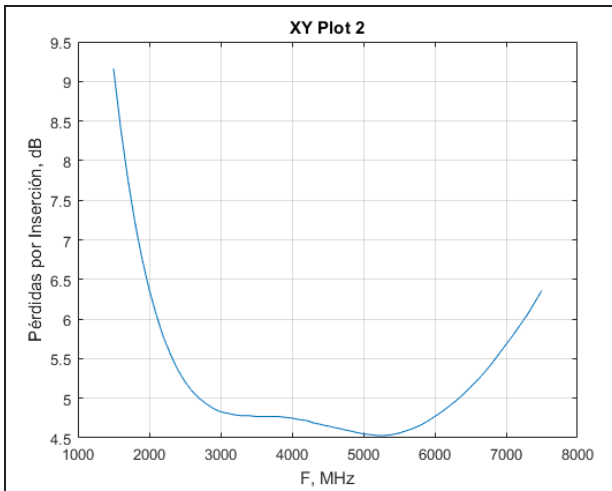


Gráfico 13. Perdidas por inserción de balun MMIC MTX2-73+ de 2 a 7 GHz.

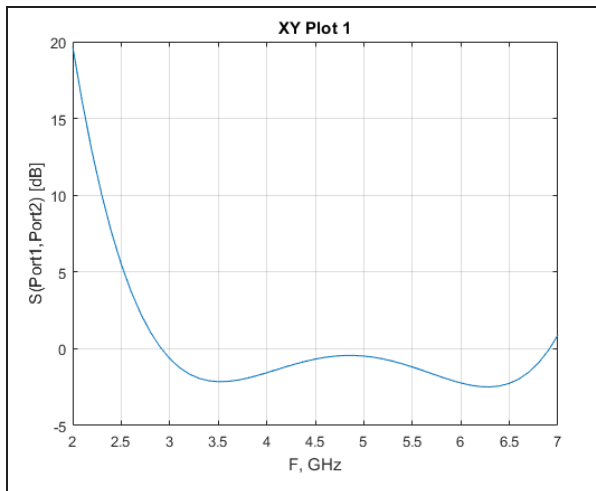


Gráfico 14. Medición de perdidas por inserción S(1,2) en Balun MMIC MTX2-73+ de 2 a 7 GHz.

En la práctica, En el Gráfico 14 muestra los resultados de la medición de las perdidas por inserción S(1,2) así como también el Grafico 15 muestra los resultados de S(1,3) del balun MMIC con un barrido de frecuencias de 2 a 7 GHz el cual evidencia las bajas perdidas por inserción coherentes con los datos característicos mostrados en el Gráfico 13 en especial desde la frecuencia de 2,5 a 7 GHz incluyendo las perdidas externas los cuales se encuentran entre 5 y -5dB para las perdidas por inserción S(1,2) y valores de entre 2 y -2 dB para las perdidas por inserción de S(1,3) entre las frecuencias

de 2,5 a 6.5 GHz.

En el Gráfico 16 se muestra el desbalance de amplitud especificado en el datasheet del balun MMIC MTX2-73+ el cual como se puede observar es menor a 1dB en todo el barrido de frecuencias desde 1 a 8 GHz. Por otro lado, en la práctica como evidencia el Grafico 17 con un barrido de frecuencias de 2 a 7 GHz con saltos de 0,1 GHz se puede notar que el desbalance de amplitud varía entre los 2 y -2 dB entre las frecuencias de 2,6 y 6,4 GHz incluyendo perdidas externas. Este gráfico se consigue con la formula S(1,2)-S(1,3) en dB.

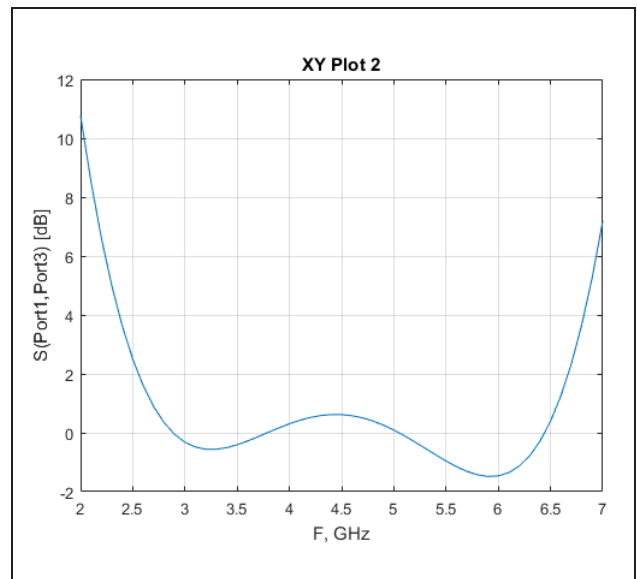


Gráfico 15. Medición de perdidas por inserción S(1,3) en Balun MMIC MTX2-73+ de 2 a 7 GHz.

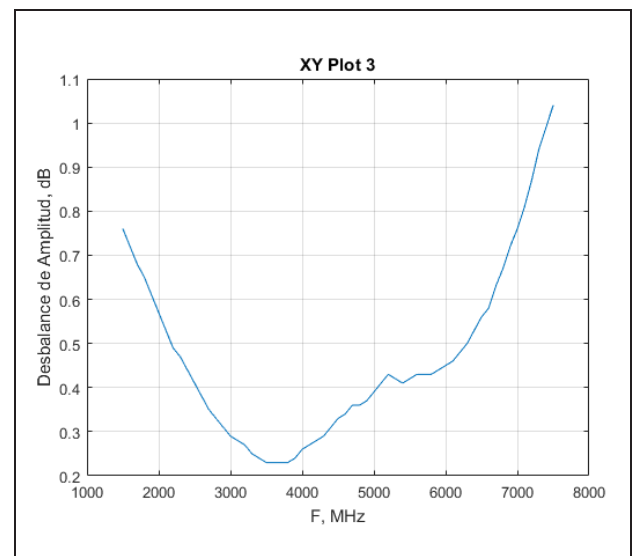


Gráfico 16. Desbalance de amplitud para balun MMIC MTX2-73+ de 2 a 7 GHz.

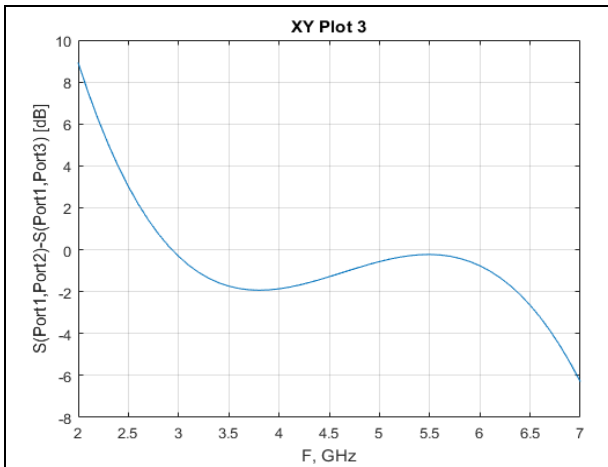


Gráfico 17. Medición del desbalance de amplitud para balun MMIC MTX2-73+ de 2 a 7 GHz.

3) *Resultado del Balun MMIC MTX2-143+ de 5.5 a 13.5 GHz:* En el Gráfico 17 se puede ver los valores típicos de trabajo del balun MMIC con un barrido de 4 a 14 GHz, el mismo que demuestra las bajas pérdidas de inserción características de este modelo de balun de alta frecuencia mostradas en su respectivo datasheet siendo este de 0 a 1.8 dB. En la práctica, el Gráfico 18 muestra los resultados de las pérdidas por inserción $S(1,2)$ los cuales en un barrido de 5.5 a 13.5 GHz con saltos de 0,1 GHz evidencian valores de entre -1 y 2.5 dB entre las frecuencias de 6 a 13 GHz. Las pérdidas por inserción de $S(1,3)$ se dan a conocer en el Gráfico 19 el cual muestra valores de entre 5 y -2 dB incluyendo pérdidas externas para frecuencias de 6 a 13.5 GHz siendo el pico más alto en 12 GHz.

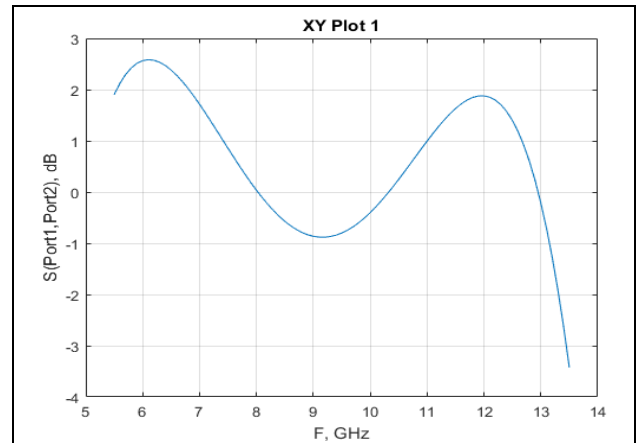


Gráfico 18. Medición de las pérdidas por inserción $S(1,2)$ de balun MMIC MTX2-143+ de 5.5 a 13.5 GHz.

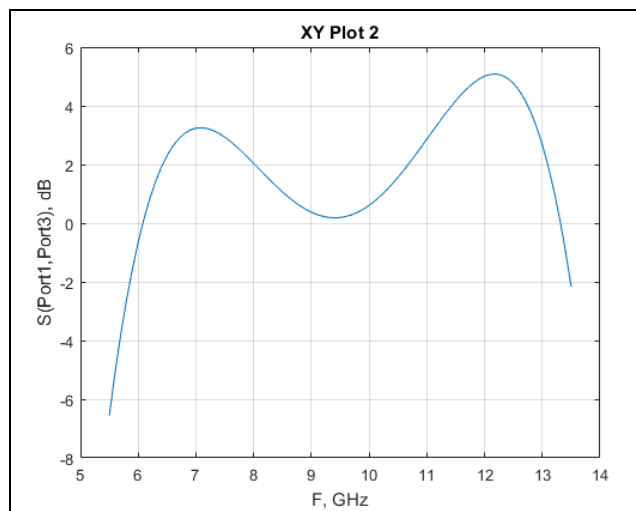


Gráfico 19. Medición de las pérdidas por inserción $S(1,3)$ de balun MMIC MTX2-143+ de 5.5 a 13.5 GHz.

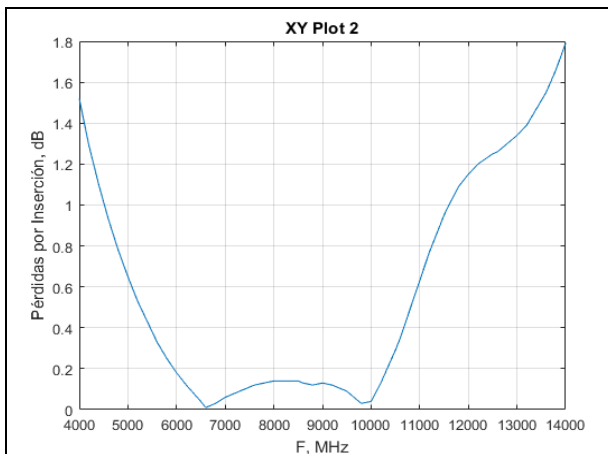


Gráfico 17. Pérdidas por inserción de balun MMIC MTX2-143+ de 4 a 14 GHz.

En el Gráfico 20 se muestran los valores para el desbalance de amplitud del balun MMIC MTX2-143+ con un barrido de 4 a 14 GHz, el cual evidencia los picos más bajos en 9 y 14 GHz siendo de casi 0 dB, pero en general el desbalance de amplitud es bajo, característica del modelo mostrado en su datasheet.

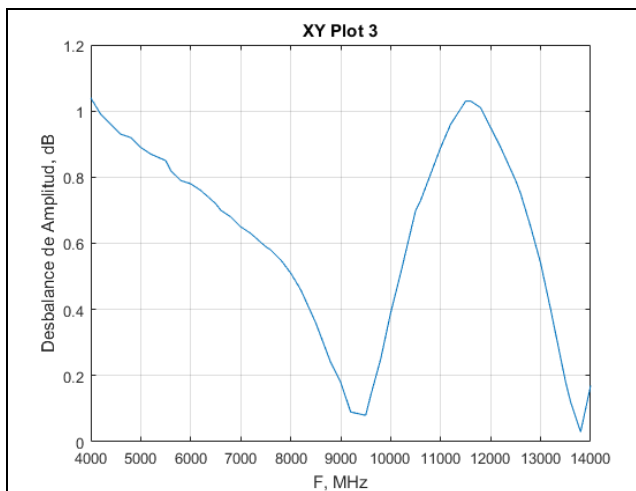
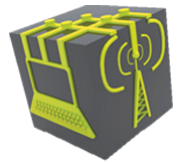


Gráfico 20. Desbalance de amplitud de balun MMIC MTX2-143+ de 4 a 14 GHz.



> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH < 11

Finalmente, el Gráfico 21 muestra la medición para el desbalance de amplitud del balun implementado con tecnología MMIC modelo MTX2-143+, con un barrido de 5.5 a 13.5 GHz, en el cual se evidencian valores de 3 y -2 dB en frecuencias de entre 6 y 13 GHz, siendo un desbalance de amplitud bastante bajo considerando las pérdidas externas. Cabe mencionar que el gráfico se consigue mediante la fórmula $S(1,2)-S(1,3)$ expresado en dB.

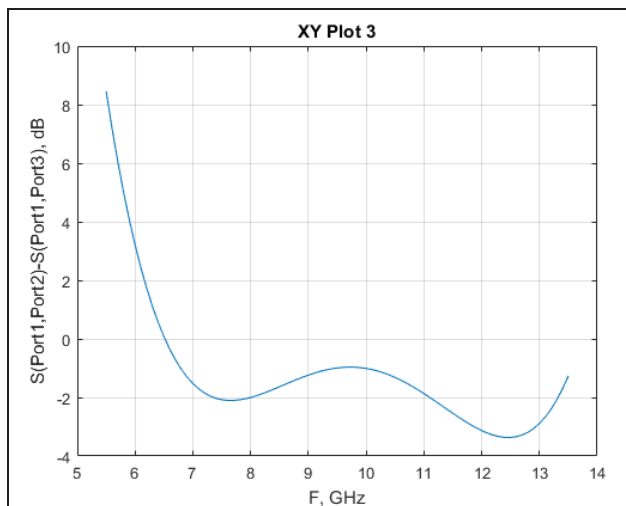


Gráfico 21. Medición de desbalance de amplitud para balun MMIC MTX2-143+ de 13.5 a 12.5 GHz.

IV. CONCLUSIONES

Luego de haber realizado la debida investigación, se diseñó y posteriormente se implementó un set de baluns de altas frecuencias utilizando tecnologías Microstrip y MMIC, el cual estará disponible en el laboratorio de comunicaciones y microondas de la Facultad de Informática y Electrónica (FIE) en la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo (ESPOCH).

Al realizar un análisis estadístico sobre el efecto del rendimiento eléctrico de los materiales de Roger RO4350B y RO4003C, se decidió utilizar el Roger RO4003C ya que este material presentaba niveles más bajos de constante dieléctrica en su fabricación, un nivel de factor de disipación tangencial más bajos que el material RO4350B, provocando que las pérdidas dieléctricas sean menores y por ende el coeficiente térmico de la constante dieléctrica también viene a ser más baja, por lo que ofrece una mejor estabilidad a lo largo de sus medidas.

El Software Ansoft Designer juega un papel muy importante al momento de realizar los baluns de alta frecuencia ya que ofrece un entorno bastante completo y amigable para el diseño y simulación de estructuras electromagnéticas, el cual permite al diseñador dar rienda suelta a su creatividad y habilidad para desarrollar este tipo de dispositivos con la calidad y el rendimiento exigidos en el proyecto.

El set de baluns de alta frecuencia diseñado e implementado está compuesto de: cinco baluns con tecnología Microstrip de

los cuales se ha realizado dos diseños diferentes a 2,4 GHz; cinco baluns con tecnología MMIC modelo MTX2-73+ de 2 a 7 GHz; y, cinco baluns con tecnología MMIC modelo MTX2-143+ de 5.5 a 13.5 GHz. Siendo un total de quince dispositivos en el set.

Luego de haber realizado las pruebas correspondientes de los baluns de alta frecuencia con tecnologías Microstrip y MMIC se pudo determinar que se encuentran funcionando correctamente. Como era de esperar, los resultados de las mediciones en la práctica difieren de los resultados en la simulación de los Microstrip y de los valores típicos de trabajo en los datasheet de los MMIC, no obstante, se mantienen fieles al diseño considerando pérdidas externas por equipos de TX y RX, conectores y sondas SMA.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Balanis, C.A., *Antenna Theory: Analysis and Design*. 4. John Wiley & Sons, Incorporated, ISBN 9781119178989, 2016. Disponible en: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/epoch/detail.action?docID=4205879>.
- [2] G. Bianchi, & R., Sorrentino, *Microwave and RF Engineering*. John Wiley & Sons, Incorporated, 2010. Disponible en: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/epoch/detail.action?docID=533997>.
- [3] D.M., Pozar, *Microwave engineering*. 4. Jensen Beach, Florida: John Wiley & Sons, Inc., Hamilton Printing. ISBN 978-0-470-63155-3, 2012.
- [4] Federachi., *Para que sirve el balun en La antena y como se utiliza*, 2018. Disponible en: http://www.ce3rkw.cl/Para_que_sirve_el_Balun_en_la_antena.htm.
- [5] J. Verdú, *Diseño y Fabricación de una Antena con Diversidad en Polarización para Redes WIFI a 2,4 GHz*, Universitat Autònoma de Barcelona (ets), 2006. Disponible en: https://ddd.uab.cat/pub/trerepro/2006/hdl_2072_4513/Memoria_TFC.pdf.
- [6] R. Viedma, *Aplicación de los planos de masa artificiales al diseño de un dipolo de bajo perfil impreso con balun*, Universidad Carlos III de Madrid, 2012. Disponible en: <http://hdl.handle.net/10016/16677>.
- [7] R.C. Li, *RF Circuit Design*. 2. John Wiley & Sons, Incorporated., ISBN 9781118309902, 2012. Disponible en: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/epoch/detail.action?docID=843665>.
- [8] N. Kinayman, *Modern Microwave Circuits*. Artech House., ISBN 9781580537261, 2005. Disponible en: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/epoch/detail.action?docID=231628>.
- [9] C. Rogers, *RO4003C TM High Frequency Material Insertion Loss Comparison With Other Material Types*, 2015b. pp. 3-5. Disponible en: <https://www.rf-microwave.com/app/resources/uploads/laminates/RO4003-application-note.pdf>.
- [10] C. Rogers, *RO4000 ® Series High Frequency Circuit Materials Some Typical Applications*, 2015a. pp. 1-4. Disponible en: <https://www.rogerscorp.com/documents/726/acs/RO4000-LaminatesData-Sheet.pdf>.
- [11] M.N. Hoyos, *Novel metamaterial filters using HTS materia for radio astronomy (Implementation in microstrip technology)*, 2009. Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE). Disponible en: <https://docplayer.es/68289282-Nov-el-metamaterial-filters-using-hts-materials-for-radio-astronomy-implementation-in-microstrip-technology.html>.
- [12] J. Wells, *Multi-Gigabit Microwave and Millimeter-Wave Wireless Communications*. 1. Artech House., ISBN 9781608070831, 2010. Disponible en: <http://books.google.com/books?id=0nwriteAjSc0C&pgis=1>.
- [13] W. Zhang, Y. Liu, Y. Wu, W. Wang, M. Su, y, J. Gao, *A complex impedance-transforming coupled-line balun*. Progress in Electromagnetics Research Letters. vol. 48, no. June, pp. 1-6. ISSN

> DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SET DE BALUNS DE ALTAS FRECUENCIAS UTILIZANDO TECNOLOGÍAS MICROSTRIP Y MMIC PARA EL LABORATORIO DE COMUNICACIONES Y MICROONDAS EN LA FIE-ESPOCH <

12

19376480, DOI 10.2528/PIERL14062402, 2014. Disponible en:
https://www.researchgate.net/publication/275878800_A_complex_impedance-transforming_coupled-line_balun.

- [14] I. Malo, J.D. Gallego, M. Diez, I. López, y R. García, *Medida de la Permitividad a temperaturas criogénica y ambiente con el método de Perturbación de Cavidad*, 2010. pp. 18. Disponible en:
www1.oan.es/reports/doc/IT-OAN-2010-9.pdf.
- [15] F. Gustrau, *RF and Microwave Engineering : Fundamentals of Wireless Communications*. 2. John Wiley & Sons, Incorporated, 2012. Disponible en:
<https://ebookcentral.proquest.com/lib/epoch/detail.action?docID=915754>
- [16] C. Johnson, *SMA - 50 Ohm Connectors*, 2016. pp. 1-7. Disponible en:
https://www.egr.msu.edu/eceshop/Parts_Inventory/datasheets/sma_female_straight_pcb_mount.pdf.
- [17] S. Marsh, *Practical MMIC design / Steve Marsh*. Artech House., ISBN 9781596930377, 2006. Disponible en:
<https://ebookcentral.proquest.com/lib/epoch/detail.action?docID=338738>



Gabriel E. Parreño Merino, El bachillerato lo realizó en el Instituto Tecnológico Superior “Carlos Cisneros” donde obtuvo el título de Bachiller Técnico Industrial Especialización: Electrónica, para luego continuar con sus estudios superiores en la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo en la Facultad de Informática y Electrónica, Se capacitó en CCNA Routing and Switching e Introduction to Cybersecurity en la Academia Local de Redes CISCO-ESPOCH, sus prácticas profesionales las realizó en la Corporación Nacional de Telecomunicaciones en las áreas de

O&M Redes Inalámbricas, Distribuidor Principal, Soluciones Corporativas y Accesos & Servicios. Se graduó en la Escuela de Ingeniería Electrónica en Telecomunicaciones y Redes en el año 2019.



Hugo O. Moreno Avilés, se graduó en Ingeniería Electrónica por la Escuela Politécnica del Ejército (ESPE) en 1999, y posteriormente en 2001 se especializó en Radio, Microondas y Comunicación Óptica en la Universidad de Bucarest (UPB). Obtuvo el doctorado (Dottorato di Ricerca in Ingegneria dei Sistemi ed Informatica) en Ingeniería Informática en la Universidad de Calabria (UNICAL). Actualmente es Profesor Titular en la Universidad ESPOCH (Escuela Superior Politécnica de Chimborazo),

Ecuador, donde imparte los cursos de propagación y diseño de antenas. Es Director del Instituto de Investigación IDI de ESPOCH. Su interés en la investigación se centra en los sistemas de microondas, reflectores y procesamiento de señales.



Pedro S. Infante Moreira, Ingeniero en Electricidad Especialización Electrónica. Diplomado Superior en Pedagogía Universitaria. Magíster en Gestión Académica Universitaria. Magíster en Administración de Empresas. Candidato al “Doctorado en Ciencias Técnicas”. Capacitación docente de la reforma curricular basada en competencias profesionales. Mejoramiento del ejercicio docente en pedagogía y didáctica. Curso para Instructores Fundamentos de Cableado de voz y datos de CISCO NETWORKING ACADEMY (Panduit Network

Infraestructura Essentials). Docente de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo. Publicación de 5 libros en el área de electromagnetismo y circuitos eléctricos, con un total de 14 temas.



FIE



JUNPER
ESPOCH



I CONGRESO INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES

FIE





 FIE Espoch - Oficial




Panamericana Sur km 1 1/2, Riobamba - Ecuador
+593 (03) 2995-200 Ext. 1040 (03) 2317 - 001
Codigo Postal: EC060155

www.espoch.edu.ec

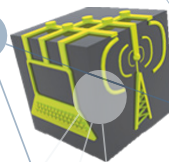
 Escuela Superior Politécnica
de Chimborazo Oficial

 ESPOCH Informa

 @Espoch Rio









ISBN: 978-9942-801-22-7



9 789942 801227