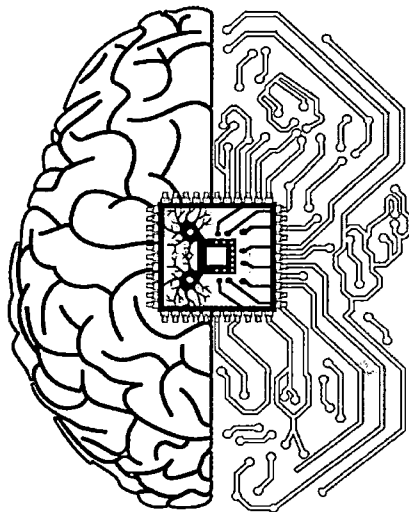


**UNIVERSIDAD NACIONAL DE SAN
ANTONIO ABAD DEL CUSCO**

**ESCUELA PROFESIONAL
DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA**



**INGENIERIA
ELECTRONICA
UNSAAC**

**ANÁLISIS, DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN
PROTOTIPO DEL MÓDULO DEL SISTEMA DE
POTENCIA PARA EL NANO-SATÉLITE DE LA
UNIVERSIDAD NACIONAL DE SAN ANTONIO ABAD
DEL CUSCO**

**Tesis para optar el Título Profesional de Ingeniero
Electrónico**

Bachiller: JAROL RAÚL ALVAREZ ALVARO

Asesor: ING. ALEX JHON QUISPE MESCCO

Cusco - 2016

AGRADECIMIENTOS

Ha llegado a nosotros la época en la que una investigación diligente y prolongada está sacando a la luz cosas que antes estaban ocultas. La vida de una sola persona sería insuficiente para conocer una materia tan vasta como la Ingeniería Electrónica, pero esto es posible, gracias al apoyo de personas como mis profesores de la Escuela Profesional donde terminé mis estudios universitarios, para ellos todo mi agradecimiento y respeto. Finalmente quiero agradecer a todas las personas que me ayudaron a realizar este trabajo, principalmente a los integrantes del proyecto que están haciendo posible la construcción de un Nano-Satélite en nuestra universidad.

INTRODUCCIÓN

En el presente trabajo de tesis se analiza, diseña e implementa el primer prototipo operativo del módulo del sistema de potencia para el Nano-Satélite que la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco. Este trabajo de tesis es parte del proyecto de investigación Diseño y Construcción de Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara de Resolución Media para el Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco, dicho proyecto tiene el propósito de desarrollar y lanzar un Nano-Satélite del tipo CubeSat 3U. El desarrollo de la presente tesis comprende realizar estudios preliminares del Nano-Satélite de la UNSAAC con el propósito de diseñar e implementar el primer módulo operativo de potencia que se encarga de energizar al Nano-Satélite. Para este efecto se aplica técnicas y conocimientos científicos en el área de la Ingeniería Electrónica, Ingeniería Aeroespacial y tecnología satelital. Esta tesis encabeza a un grupo de trabajos que se vienen desarrollándose con el mismo propósito de implementar un Nano-Satélite. Este trabajo se desarrolla en coordinación con los demás módulos y otros proyectos que también están desarrollando tecnología aeroespacial (Proyecto que está construyendo la estación terrena para el mismo Nano-Satélite).

RESUMEN

En el presente volumen de tesis se detalla el análisis, diseño e implementación de un prototipo del módulo del sistema de potencia para el Nano-Satélite de la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco, que corresponde al proyecto: Diseño y construcción de un nano-satélite conteniendo una cámara de resolución media para el estudio óptico de cobertura de nubes sobre la región Cusco.

El volumen de esta tesis está compuesto de 5 capítulos, en el primer capítulo se da alcances de antecedentes y planteamiento del problema a resolver, justificación por que se ha desarrollado la presente tesis, objetivos propuestos, planteamiento de la pregunta a responder, alcances y limitaciones. En el segundo capítulo se detalla el marco teórico para el diseño del indicado módulo y consideraciones que se debe tomar en cuenta para este tipo de proyectos. En el tercer capítulo se encuentra consideraciones de diseño, características e implementación, el tipo y enfoque de investigación, el estudio del comportamiento que va tener el Nano-Satélite de la UNSAAC y el diseño e implementación del prototipo del módulo de potencia, además todos los cálculos y ecuaciones debidamente sustentadas que se ha utilizado para el diseño. En el cuarto capítulo se analiza y se muestra los resultados, desde la potencia estimada hasta el comportamiento de los componentes que conforman el prototipo del módulo diseñado. En capítulo cinco se incluye el costo gastado en el desarrollo de la presente tesis. Finalmente se da a conocer las conclusiones, recomendaciones, comentarios y anexos.

Por ultimo conjuntamente en este volumen se adjunta un CD que contiene el software para los microcontroladores, simulaciones, diseños de las de las tarjetas electrónicas, diseño del Nano-Satélite en software gráficos y los cálculos realizados en Matlab & Simulink, la documentación bibliográfica e instaladores de programas que se ha utilizado en esta tesis.

ÍNDICE

AGRADECIMIENTOS.....	I
INTRODUCCIÓN	II
RESUMEN	III
ÍNDICE	IV
CAPÍTULO I.....	7
GENERALIDADES.....	7
1.1. Antecedentes y planteamiento del problema.	7
1.2. Justificación.....	7
1.3. Objetivos:	8
1.3.1. Objetivo general:	8
1.3.2. Objetivos específicos:	8
1.4. Hipótesis	8
1.5. Alcances y limitaciones.....	8
CAPÍTULO II	9
MARCO TEÓRICO	9
2.1. Desarrollo de tecnología aeroespacial por la UNSAAC.....	9
2.2. Satélite.	9
2.2.1. CubeSat.	10
2.3. Órbita de los satélites.	10
2.4. Factores ambientales de la órbita terrestre baja (LEO).....	11
2.4.1. Campo Magnético.....	12
2.4.2. Meteoritos y desechos.....	12
2.4.3. Oxígeno atómico.	12
2.4.4. Partículas cargadas.	12
2.4.5. Cinturón de Van Allen.	12
2.4.6. Falta de gravedad y de la atmosfera.	13
2.4.7. Temperatura en órbita LEO.	14
2.5. Nano-Satélite de la UNSAAC	14
2.5.1. Módulo computadora de abordó (OBC).	15
2.5.2. Módulo de control térmico.	15
2.5.3. Módulo de comunicaciones (COMM).....	15
2.5.4. Módulo de actitud.....	16
2.5.5. Estructura mecánica.	16
2.5.6. Carga útil.....	16
2.5.7. Módulo del sistema de potencia (EPS) Electric Power System.	20

CAPÍTULO III	38
CONSIDERACIONES DE DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN	38
3.1. Estudio del comportamiento del Nano-Satélite de la UNSAAC	38
3.1.1. Tipo de satélite.	38
3.1.2. Aproximación de potencia de consumo para cada módulo del Nano-Satélite	38
3.1.3. Órbita del satélite de la UNSAAC.....	40
3.1.4. Ubicación de la estación terrena para el Nano-Satélite de la UNSAAC.....	43
3.1.5. Elección del generador más adecuado para el Nano-Satélite de la UNSAAC.	44
3.1.7. Numero de celdas para el Nano-Satélite de la UNSAAC.	46
3.1.8. Posición del Nano-Satélite cuando recorre su órbita.	49
3.1.9. Estimación de la cantidad de potencia que va generar el Nano-Satélite:.....	52
3.2. Implementación del prototipo del módulo del sistema de potencia	57
3.2.1. Subsistema de conversión o generación de energía.	59
3.2.2. Subsistema de Acondicionamiento de la potencia generada	66
3.2.3. Subsistema baipás y cargador de baterías.	72
3.2.4. Subsistema distribución.	86
3.2.6. Subsistema de supervisión y control.	107
CAPÍTULO IV	108
RESULTADOS	108
4.1. Resultados de la estimación de la cantidad de energía	108
4.1.1. Temperatura en órbita del Nano-Satélite de la UNSAAC.....	120
4.1.2. Irradiancia solar incidente al Nano-Satélite de la UNSAAC en órbita.	122
4.1.3. Potencia generada.....	122
4.1.4. Voltaje de salida por cada cara.	125
4.1.5. Corriente entregada por el generador.	126
4.2. Resultados de las características de los buses diseñados del módulo de potencia	129
4.2.1. Resultados del bus 3.3V	129
4.2.2. Resultados del bus 5V.	132
4.2.3. Resultados del bus 12V.	135
4.2.4. Resultados del bus -5V.	138
4.2.5. Resultados del bus 2.5V.	141
4.3. Resultados de la protección sobre voltaje, bajo voltaje y corto circuito	142
4.3.1. Sobre voltaje, bajo voltaje y corto circuito.....	142
4.4. Resultados del proceso de carga de baterías	150
4.4.1. Resultados de la prueba térmica del cargador y batería.	151
4.5. Resultados del proceso de energización del Nano-Satélite de la UNSAAC	152
4.6. Resultados del emulador del generador del Nano-Satélite de la UNSAAC	153

4.7.2. Energía del Nano-Satélite de la UNSAAC.....	155
CAPÍTULO V	156
5.1 COSTO DE IMPLEMENTACIÓN	157
CONCLUSIONES	158
RECOMENDACIONES Y COMENTARIOS	160
BIBLIOGRAFÍA	162
ANEXOS A.....	165
ANEXOS B	181
ANEXOS C	184
ANEXOS D.....	194
ANEXOS E	209

CAPÍTULO I

GENERALIDADES

En este capítulo se desarrolla los antecedentes y el planteamiento del problema que dan origen al estudio que se presenta en esta tesis. También se detallan la justificación, objetivos, hipótesis, alcances y limitaciones que soportan la realización del presente estudio.

1.1. Antecedentes y planteamiento del problema.

Uno de los retos de la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco es desarrollar nuevas tecnologías para el estudio en diversas áreas, una de éstas es la tecnología aeroespacial, exactamente el desarrollo de Nano-Satélites. Nuestra universidad todavía no tiene experiencia en esta tecnología mientras que varias universidades peruanas vienen desarrollando desde hace varios años este tipo de proyectos, esto ha llevado a la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco llevar a cabo el proyecto de investigación con financiamiento con fondo del canon “Diseño Y Construcción De Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara De Resolución Media Para El Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco”, pero, al no tener nuestra universidad experiencia ni antecedentes en el desarrollo de tecnología aeroespacial, surge el problema de realizar investigaciones en diseño e implementación de Nano-Satélites ya que éstos están compuestos con los mismos módulos que un satélite de gran tamaño. Uno de estos módulos es el Módulo del Sistema de Potencia (Electric Power System EPS) que su principal función es energizar en forma supervisada y controlada a todos los módulos del Nano-Satélite. Este módulo es único para cada Nano-Satélite, debido a que cada Nano-Satélite tiene un hardware único y realiza tareas distintas (Carga útil distinta).

Por tanto, lo anteriormente expuesto y el contexto planteado constituyen una oportunidad para el estudio, diseño e implementación de un Prototipo del Módulo del Sistema de Potencia para el Nano-Satélite del proyecto “Diseño Y Construcción De Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara De Resolución Media Para El Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco”.

1.2. Justificación.

Debido que el proyecto Diseño Y Construcción De Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara De Resolución Media Para El Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco todavía no cuenta con el diseño e implementación de los módulos que conforman el Nano-Satélite esto justifica el estudio, diseño e implementación del Módulo de Potencia para este Nano-Satélite en particular. La necesidad de potencia eléctrica en los Nano-Satélites, son elevados mientras que los generadores de estos Nano-Satélites producen una limitada cantidad de energía, por esto, es necesario realizar el estudio, diseño e implementación muy ponderado de éste módulo para garantizar su eficiente funcionamiento, además cabe señalar que una vez lanzado el Nano-Satélite no se podrá hacer mantenimiento ni reparaciones motivo por el cual este módulo debe funcionar correctamente. El diseño e implementación de un prototipo del módulo de potencia que se ha desarrollado no solo soluciona parte del problema de falta de experiencia en

tecnología aeroespacial de la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco, sino también, este módulo va ser usado en el Nano-Satélite del proyecto Diseño Y Construcción De Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara De Resolución Media Para El Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco, razón por la cual esta tesis se ha realizado en forma coordinada con el proyecto antes indicado.

1.3. Objetivos:

1.3.1. Objetivo general:

Diseñar e implementar un prototipo del módulo del sistema de alimentación de energía eléctrica para el Nano-Satélite de la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco.

1.3.2. Objetivos específicos:

- Analizar y calcular la potencia de generación y consumo del Nano-Satélite, utilizando la más apropiada metodología para este tipo de proyectos.
- Diseñar e implementar los subsistemas: carga de los acumuladores de energía eléctrica, regulación de la tensión, distribución de potencia, control y supervisión del módulo de energía eléctrica.
- Implementar un módulo de pruebas para el módulo de potencia y verificar el funcionamiento del módulo en tierra.
- Realizar el algoritmo del sistema de control y comunicación con la Computadora de abordaje (OBC) del Nano-Satélite.

1.4. Hipótesis

Los Amperios-Hora entregado por el prototipo del módulo del sistema de potencia son suficiente para cubrir los Amperios-Hora requeridos por el Nano-Satélite para su correcto funcionamiento.

Con el estudio e implementación del módulo de potencia, esta hipótesis es respondida en esta tesis.

1.5. Alcances y limitaciones.

- Los interruptores del módulo de potencia serán de estado sólido para poder controlar la alimentación de los diversos voltajes.
- Las acciones y tareas que se desarrollan en el módulo del sistema de potencia van estar controladas y supervisadas en todo momento; esta información va ser comunicada a la computadora de abordaje.
- Los generadores y acumuladores que se utilizaran en este trabajo no serán los mismos que llevará el Nano-Satélite del proyecto. Estos generadores y acumuladores solo servirán para realizar las pruebas del Módulo del Sistema de Potencia en tierra.
- Este trabajo no contempla el diseño de la computadora de abordaje, por este motivo la comunicación del Módulo de Potencia con la computadora de abordaje se va probar con un microcontrolador con conexión a una computadora personal (PC).
- La implementación del módulo de pruebas, solo va generar potencia mediante paneles solares (modificada por una fuente continua controlada), esta potencia va ser parecida a la potencia que va generar el Nano-Satélite cuando este fuera de la tierra.
- Este trabajo no contempla la parte mecánica del Módulo de Potencia, como son anclajes, soportes, análisis de vibración y análisis térmico.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

El marco teórico constituye el sustento teórico de este estudio e implementación, donde se expone las teorías de tecnología aeroespacial, los enfoques teóricos a considerar para implementar dispositivos que trabajen en el espacio exterior, investigaciones que ayuden a cumplir lo que se propone realizar. En primera instancia se expone el contexto de la inmersión de la UNSAAC en tecnología aeroespacial, asimismo se han revisados conceptos de generadores y acumuladores eléctricos, dispositivos electrónicos, protocolos de comunicación, sistemas de protección y condiciones del estándar CubeSat. Finalmente todos estos marcos teóricos serán combinados para apoyar el sustento del estudio e implementación. Además, otro propósito es contribuir a la literatura existente conceptos en tecnología aeroespacial para sistemas de potencia.

2.1. Desarrollo de tecnología aeroespacial por la UNSAAC.

La universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco, al igual que otras universidades del Perú y del mundo, asume el reto de desarrollar un Nano-Satélite para fines de investigación, además, este tipo de proyectos induce a la adquisición y desarrollo de nuevas tecnologías, esto es el inicio de entrar a la ingeniería aeroespacial. Todo esto mediante el desarrollo de una nueva generación de satélites denominados CubeSat, que al ser cada vez más pequeños, de reducido costo económico y de rápida implementación hace posible el desarrollo en nuestra casa de estudios. El tipo de satélite que está desarrollándose pertenece al estándar CubeSat. Este estándar fue creado por el Ingeniero Aeroespacial Robert Twiggs, profesor de la Universidad de Stanford, quien dio origen a este movimiento intelectual al crear este nuevo estándar de satélites CubeSat. Su principal propósito al introducir este concepto en el ámbito de las instituciones educativas es motivar a estudiantes a desarrollarse en tecnología satelitales.

2.2. Satélite.

Es un elemento que ha sido lanzado al espacio y que orbita de manera natural o artificial alrededor de un cuerpo celeste y que puede tener distintas funciones u objetivos. Todo satélite está compuesto de distintos módulos para su correcta operación o funcionamiento.

La clasificación de los satélites de acuerdo a su peso:

Tipo	Peso
Satélites medianos y grandes	superior a los 500 Kg
Mini-satélites	de 100 Kg a 500 Kg
Micro-satélites	de 10 Kg a 100 Kg
Nano-satélite	de 1 Kg a 10 Kg
Pico-satélites	hasta 1 Kg

Cuadro 2.1: Clasificación de satélites según su peso.

2.2.1. CubeSat.

Los CubeSats son un tipo de naves aeroespaciales que pertenecen al grupo de los nanos satélites. El estándar CubeSat especifica las dimensiones y forma de este satélite que es un cubo de 10cm de lado con un peso aproximado de 1Kg llamado 1U (una unidad CubeSat), también establece que es posible juntar varias unidades para formar CubeSat más grandes (2U, 3U hasta 6U). Las especificaciones del estándar CubeSat se obtuvieron a partir de cuatro fuentes básicas: (CubeSat Design Specification)

- El costo y tamaños de los componentes comerciales de estos Satélites.
- Las dimensiones del desplegador (CubeSat Design Specification)(Pág. 7).
- Las características y requisitos del vehículo lanzador (cohete).
- Normas de seguridad propias de los proyectos satelitales.

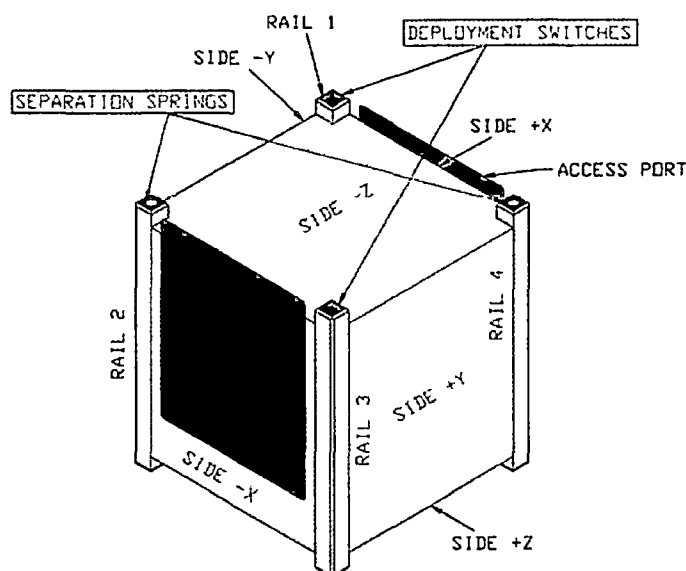


Figura 2.1: Esquemático de un estándar CubeSat de 1U. (CubeSat Design Specification).

2.3. Órbita de los satélites.

Los satélites pueden ubicarse y describir distintas órbitas. Según el periodo de orbita (tiempo en que el satélite realiza una vuelta completa alrededor de un cuerpo, en este caso la tierra) las órbitas pueden ser: Órbita sincrónica, es una órbita en la que el periodo orbital del cuerpo orbitando (satélite) es igual al periodo de rotación del cuerpo en el cual orbita (normalmente un planeta), además, orbita en el mismo sentido que este cuerpo; una órbita sincrónica alrededor de la tierra se llama órbita geoestacionaria. Si el periodo orbital del satélite es distinto al periodo de rotación del cuerpo en la cual orbita (tierra), entonces la órbita es asíncrona. Consecuentemente los satélites asíncronos están alejándose o cayendo continuamente a tierra, este tipo de satélites necesitan mayor control (propulsores) para mantenerse fijos en una órbita determinada.

Según la dirección de rotación tenemos: Si el satélite está girando en la misma dirección que la rotación de la Tierra a una velocidad angular superior que a la de la Tierra, la órbita se llama órbita prógrada. Si el satélite está girando en la dirección opuesta a la rotación de la Tierra, pero a una velocidad angular menor a la de la Tierra, la órbita se llama órbita retrógrada.

Un satélite puede tomar tres trayectorias conforme gira alrededor de la Tierra. Cuando el satélite gira en una órbita encima del ecuador, se le llama órbita ecuatorial. Cuando el satélite gira en una órbita que lo lleva encima de los polos norte y sur, se llama órbita polar. Cualquier otro trayecto orbital se llama órbita inclinada.

Por su excentricidad de la órbita que puede describir se tiene: Órbita circular, una órbita cuya excentricidad es cero y su trayectoria es un círculo. Órbita elíptica, una órbita cuya excentricidad es mayor que cero pero menor que uno y su trayectoria tiene forma de elipse. Órbita hiperbólica: una órbita cuya excentricidad es mayor que uno, en tales órbitas, la nave escapa de la atracción gravitacional y continúa su vuelo indefinidamente. Órbita parabólica: una órbita cuya excentricidad es igual a uno, en estas órbitas, la velocidad es igual a la velocidad de escape.

Otra forma de diferenciar los sistemas de satélites, es por la altura a la que se encuentra la órbita por la que circulan. Esta clasificación es importante para el sistema de potencia de los satélites, debido que la cantidad de potencia requerida y generada por el satélite varía según en qué órbita se encuentre. Razón por la cual los satélites del estándar CubeSat se ubican en orbitas bajas para que la potencia de transmisión de datos sea lo menor posible.

Se puede diferenciar tres tipos de orbitas según la altitud.

GEO: Órbitas Terrestres Geosíncronas, también conocida como órbita de Clarke, en honor al escritor Arthur Clarke. La órbita GEO está situada aproximadamente a 35848 Km de altura. Los satélites geoestacionario (satélites que viajan en órbitas GEO) precisan menos cantidad de ellos para cubrir la totalidad de la superficie terrestre.

MEO: Órbita Terrestre Media. Se encuentran a una altura de entre 10075 y 20150 Km. A diferencia de los GEO su posición relativa respecto a la Tierra no es fija. Debido a su menor altitud se necesita más satélites para cubrir la superficie terrestre.

LEO: Órbita terrestre baja, LEO, son órbitas típicamente circulares, cuya altitud varía entre 600 y 2000 Km. Su órbita es generalmente de tipo circular y su periodo varía entre 90 minutos y 2 horas. La puesta en órbita de satélites en LEO presenta problemas tales como:

- Saturación de la órbita: elevada cantidad de satélites y elevado número de proyectos de lanzamientos de satélites de este tipo.
- Chatarra espacial: dificultadas para la buena circulación debido a restos de otros satélites en la zona.
- Pérdida y sustitución de satélites: cabe la posibilidad de que estos satélites caigan en la atmósfera al terminar su vida útil y se desintegren en la misma. Además habrá que tener en cuenta una política de sustitución de este tipo de satélites pues están expuestos a múltiples peligros.
- Visibilidad del satélite: dificultades en seguir la pista a estos satélites que viajan a gran velocidad, este tipo de satélites sólo será visible 10 a 20 minutos desde un punto en la tierra.

2.4. Factores ambientales de la órbita terrestre baja (LEO).

El diseño del sistema de potencia está influenciado principalmente por los siguientes factores ambientales en órbita LEO:

2.4.1. Campo Magnético.

La interacción del campo magnético y el momento dipolar de la tierra, producen un torque en los satélites.

El módulo del sistema de potencia contribuye con el momento magnético gracias a la circulación de corriente de las celdas fotovoltaicas, baterías, tarjeta electrónica y cables de conexión con los demás módulos del Nano-Satélite. Todas estas características se debe considerar al ensamblar el Nano-Satélite (anclaje del módulo de potencia al Nano-Satélite, no comprende este desarrollo en esta tesis). El momento magnético puede ser minimizado y compensado según la ubicación y dirección de cada módulo del Nano-Satélite.(Patel, 2004)(Pág. 27).

2.4.2. Meteoritos y desechos.

El impacto del Nano-Satélite con algún objeto solido puede causar daños principalmente con las celdas fotovoltaicas, una partícula pequeñísima puede causar inmediatamente un fractura y posteriormente causa una degradación que se expande con el tiempo, para este tipo de inconveniente el módulo de potencia debe ser capaz de aislar el elemento dañado. (Patel, 2004)(Pág.28).

2.4.3. Oxígeno atómico.

El oxígeno atómico está presente en LEO, justamente donde se va ubicar el Nano-Satélite de la UNSAAC. Este oxígeno atómico erosiona gravemente algunos materiales, como la plata, que se usa ampliamente en la fabricación de las celdas fotovoltaicas, por tanto no se usa celdas de este material aunque pueden tener una muy alta eficiencia. Similares erosiones se observan en algunos aisladores eléctricos como el Kapton y en la silicona. Esta erosión no solo viene dada por una reacción química, sino también por las altas velocidades de traslación del Nano-Satélite que está en el orden de los Km/s. (Patel, 2004)(Pág. 29).

2.4.4. Partículas cargadas.

El sol irradia continuamente energía en varias formas de luz visible e invisible (infrarrojo, ultravioleta, rayos gamma y rayos X), ondas de radio, electrones, protones y el plasma (gas caliente con carga eléctrica). Esta gran cantidad de partículas cargadas que vienen con la radiación solar hacen que el espacio sea un ambiente hostil. Estas partículas son capaces de introducir uno o varios bits a las memorias como también estas partículas cargadas generan el fenómeno llamado Latch-up, que luego alteran gravemente el funcionamiento del Nano-Satélite. (Patel, 2004)(Pág. 30).

2.4.5. Cinturón de Van Allen.

Son ciertas zonas de la magnetosfera terrestre donde se concentran las partículas cargadas. En el caso de las celdas fotovoltaicas, requieren una protección contra el daño por radiación y más aún cuando el satélite está en LEO donde la radiación es mucho mayor por el efecto de la Anomalía del Atlántico Sur, esta condiciones es considerada en la fabricación de celdas fotovoltaicas para satélites y en la estructura externa de los satélites. Para esta investigación no se hace un análisis minucioso de los efectos del Cinturón de Van Allen, porque, la estructura y las celdas fotovoltaicas que se van adquirir son especialmente para este tipo de proyectos satelitales, son diseñados tomando en consideración las condiciones ambientales espaciales.(Patel, 2004)(Pág. 31)

2.4.6. Falta de gravedad y de la atmosfera.

La falta de la atmosfera en el espacio tiene efectos en el diseño del sistema de potencia y los otros módulos de los satélites. El principal efecto que se presenta en la electrónica por falta de la atmosfera son las referentes a la evacuación de calor por efecto Joule. Mientras que en condiciones normales (presencia de la atmosfera), el calor se propaga por tres tipos: radiación, conducción, convección. (Figura 2.1)

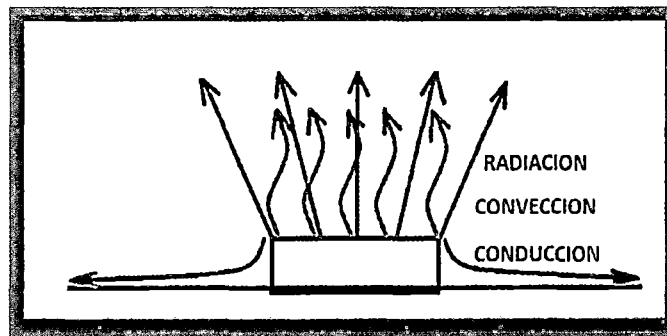


Figura 2.2: Propagación de calor con atmosfera.(Frisancho, 2012).

Pero a falta de la atmosfera solo ocurre transferencia de calor por dos tipos: Radiación y conducción (Figura 2.3), ya que la transferencia de calor por convección se da en un medio portador de partículas con menor energía (aire) que en el espacio no se encuentra.

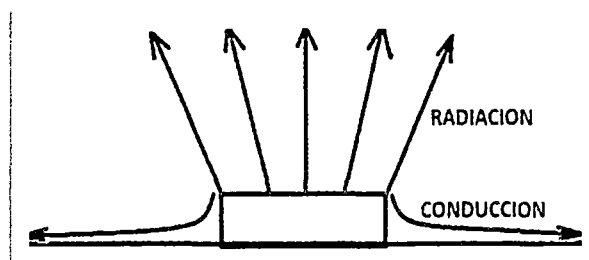


Figura 2.3: Propagación de calor sin atmosfera.(Frisancho, 2012).

Estas características provocan la difícil disipación de temperatura, provocando fallas si no se toma las precauciones necesarias, motivo por el cual los componentes del módulo del sistema de potencia tienen que soportar variaciones bruscas de temperaturas.

También el vacío causa sublimación y desgasificación, más en algunos materiales que en otros. La posterior condensación del vapor sublimado, en las superficies frías puede

causar fallas de corto circuito para tal razón el módulo de potencia debe contar con protección de corto circuitos. El Zinc tiene alta tasa de sublimación y algunos polímeros tienen una alta tasa de gasificación, estos materiales no son recomendables usar en Satélites. También debemos tener en cuenta que la corrosión en el espacio no se da como en la superficie de la tierra, en donde prima la oxidación del metal, en el espacio la corrosión es por abrasión por el medio, es decir, que partículas muy pequeñas de polvo chocan con el Nano-Satélite esto provoca un desgaste significativo, este último afecta principalmente a las celdas fotovoltaicas que recubren el Nano-Satélite, las celdas fotovoltaicas a usar deben ser diseñadas para soportar estos fenómenos.

2.4.7. Temperatura en órbita LEO.

En cuanto a la temperatura un resultado importante son los datos obtenidos por el CubeSat CP3 del Cal Poly con una órbita de 99.14 minutos (Friedel and McKibbin, 2011), la cual indica que no hay diferencia significativa entre la temperatura de los distintos lados del CubeSat. Otro resultado es la investigación de Daniel Martin Erb, donde modela el comportamiento térmico de un Nano-Satélite con una órbita de 97.73 minutos (Erb, 2011) (Págs. 21 al 23). Tomando como base estas última investigaciones surge otra investigación de Jesús D, Gonzales y Gustavo Puerto (Llorente and Leguizamón, 2014) donde realizan una representación matemática de la variación de la temperatura en órbita terrestre baja (LEO) (Demostración con una órbita de 96,6 minutos), cuya ecuación matemática se muestra en la ecuación 2.1.

$$T = 74 \times \left(1 - e^{-\frac{t}{0.194}}\right) - 32 \quad \text{Ecuación 2.1}$$

Donde “ T ” es la temperatura en el Nano-Satélite en el instante “ t ”. Cabe señalar que el rango de análisis debe ser menor igual que la mitad del periodo orbital es decir: $0 \leq t \leq \frac{T^*}{2}$, T^* es el periodo orbital del Nano-Satélite.

Para este método debemos saber a qué altura se va ubicar el Satélite y así determinar el periodo de orbita y tener la variación de “ t ”.

Para el diseño e implementación del prototipo del módulo de potencia que se realiza en esta tesis se considera este último modelo térmico (Llorente and Leguizamón, 2014) para determinar la variación de la temperatura.

2.5. Nano-Satélite de la UNSAAC

El satélite que está realizando la UNSAAC es del estándar CubeSat de 3U, el prototipo del módulo de potencia que se plantea esta tesis debe cumplir con las características propias de este estándar.

El Nano-Satélite va estar compuesto de los siguientes módulos: (Figura 2.4).

- Módulo Computadora de Abordo.
- Módulo de Control Térmico.
- Módulo de Comunicaciones.
- Módulo de Actitud.
- Estructura Mecánica.
- Módulo de Carga Útil.
- Módulo de Energía o Potencia.

Módulos de un Nano - Satélite

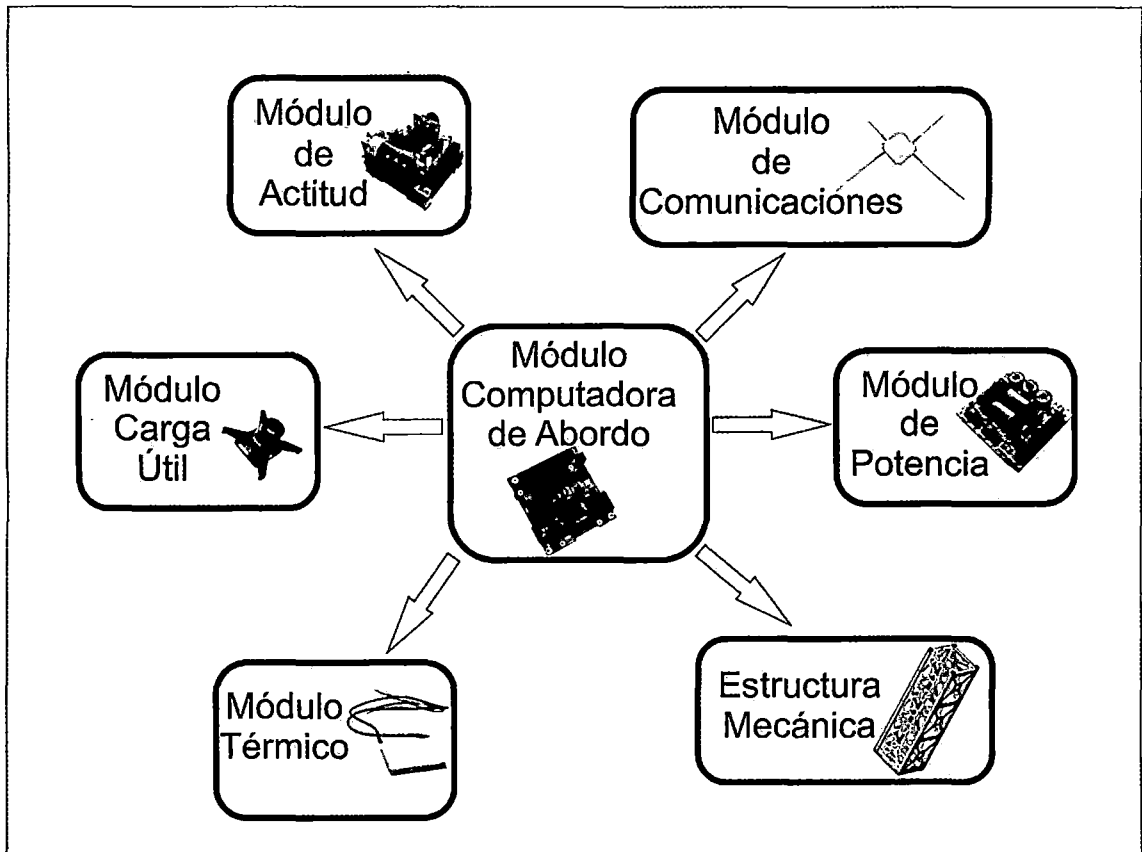


Figura 2.4: Módulos del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

2.5.1. Módulo computadora de abordo (OBC).

Este módulo es el cerebro del satélite, ya que se encarga de todas o de la mayor cantidad de tareas que se ejecutan a bordo. La capacidad de cálculo depende también de la necesidad de todo el sistema. Este módulo se encarga también de generar información sobre el estado del satélite, el cual será enviado a tierra para poder ser analizado. Este módulo coordina con todos los demás módulos para gestionar todo el funcionamiento.

2.5.2. Módulo de control térmico.

El módulo térmico, tiene la tarea de mantener a las partes (componentes) críticas en un rango adecuado de temperatura para garantizar su funcionamiento adecuado. En caso de bajas temperaturas, los componentes críticos llevan instalados calentadores, que elevan la temperatura del componente y lo mantienen de esa manera en el rango normal de trabajo. En caso de altas temperaturas se pueden usar disipadores térmicos. Muchas veces este módulo suele ser pasivo.

La elección si el módulo térmico en el Nano-Satélite de la UNSAAC va ser activo o pasivo se va decidir una vez culminado el estudio de potencia que se realiza en esta tesis.

2.5.3. Módulo de comunicaciones (COMM).

Este módulo tiene la función de conectar el segmento espacial (satélite) con el segmento de tierra (estación terrena). Este módulo recibe la información de la computadora de

abordo para transmitirla a tierra, así como envía a la computadora de abordó la información recibida de tierra. Esto quiere decir que el módulo de comunicación es un modem que se encarga de transformar la señal digital en analógica y viceversa. El Nano-Satélite que se viene construyendo va tener una unidad repetidora experimental multibanda: UHF y S.

2.5.4. Módulo de actitud.

El módulo de orientación o actitud es el más complejo que se debe desarrollar. Este módulo tiene la función de determinar la posición y orientación del satélite lo más exacto posible. La electrónica que se necesita está basada en dos grupos principales. Primeramente son los sensores que ayudan a determinar lo más exacto posible la posición y orientación del satélite y en segundo lugar están los actuadores que se encargan de orientar el satélite en la posición adecuada.

2.5.5. Estructura mecánica.

La Estructura mecánica viene a ser el chasis del Nano-Satélite, la misma que debe ser fabricada de duraluminio; esta debe ser capaz de soportar los paneles solares externamente y a los diversos módulos que conforman el nano satélite por dentro. Las dimensiones del hardware de los módulos deben ajustarse a la estructura mecánica.

2.5.6. Carga útil

Es la misión del satélite, es todo el instrumental que el Nano-Satélite necesita para hacer su trabajo. Para el Nano-Satélite de la UNSAAC se va implementar una cámara de resolución media que permitirá recolectar información de la superficie terrestre. Esta información puede ser procesada y analizada para poder obtener detalles ocultos en la superficie. La cámara que se va instalar va permitir realizar ciertos estudios en el campo de la teledetección.

2.5.7. Módulo del sistema de potencia (EPS) Electric Power System.

El módulo del sistema de potencia debe generar energía, la cual almacena y distribuye a los demás módulos que forman parte del Satélite.

El reto más grande es desarrollar un EPS que realice una gestión eficiente de la energía con las restricciones que imponen la masa y volumen de un Nano-Satélite, para lograrlo se debe hacer uso de tecnología del más alto nivel, además de diversas herramientas computacionales.

El propósito del EPS es acondicionar, transferir y distribuir energía a los distintos módulos que conforman el Nano-Satélite además almacenar energía, para el suministro eléctrico en situaciones donde el generador no es posible entregar energía necesaria al sistema. El EPS debe cumplir como mínimo con las siguientes funciones:

- Proveer una fuente continua de corriente eléctrica a las cargas del Nano-Satélite durante la vida de la misión.
- Controlar y distribuir la corriente eléctrica a todo el sistema.
- Cumplir los requerimientos de potencia promedio y pico del sistema.
- Proporcionar líneas reguladas de potencia DC.
- Proteger al Nano-Satélite contra fallas de potencia.
- Suprimir los voltajes transitorios de las líneas reguladas y protegerlos contra averías.

Los componentes o subsistemas del EPS se muestran en la figura 2.5, estos son:

- Conversión de energía.
- Almacenamiento de energía.
- Regulación de energía.
- Distribución de energía.
- Supervisión y control del EPS.

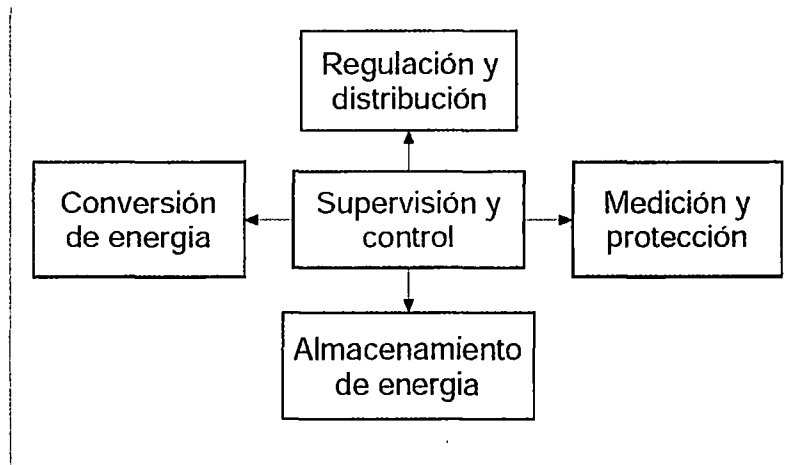


Figura 2.5: Diagrama de bloques del prototipo módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

2.5.7.1. Conversor de energía o generador.

Este subsistema está encargado de generar energía eléctrica a partir de alguna fuente de energía primaria estas podrían ser:

- Radiación solar
- Radioisótopos
- Elementos radioactivo
- Combustible electroquímicos, etc.

Mientras que el tipo de conversión de energía puede ser:

- Fotovoltaica.
- Termoeléctrica.
- Reacción nuclear.
- Alternador dinámico.
- Pilas de combustible, etc.

Para la generación de energía se tiene distintos métodos para este fin entre los más comunes son:

- Baterías de combustible
- Radio isotopos
- Celdas fotovoltaicas.

a. Baterías de combustible (Fuel cell)

Cuando la potencia del satélite es mayor a una decena de vatios y la duración de la misión son semanas o meses podemos usar como fuente de energía, baterías de combustible. Una batería de combustible, también llamada célula o celda de combustible, es un

dispositivo electroquímico en el cual un flujo continuo de combustible y oxidante sufren una reacción química controlada que da lugar a un flujo de corriente a una carga exterior (Patel, 2004)(Cap. 24). La principal desventaja de las baterías de combustible es que necesitan como fuente primaria, un volumen de combustible alto, esto hace que estas baterías tengan una masa elevada, para un Nano-Satélite esta masa es considerable, por tanto, hace que no sea una opción óptima.

b. Radio isotopos

Los generadores termoeléctricos utilizan el calor generado por la desintegración de cierta cantidad de un isótopo radiactivo (normalmente plutonio 238) para crear electricidad a través de termopares (Patel, 2004)(Cap. 20). Este tipo de generación tiene un costo demasiado elevado, motivo por el cual los Nano-Satélites no utilizan este tipo de generación.

c. Celdas fotovoltaicas (CF).

Una celda fotovoltaicas, también llamada fotocélula o célula fotoeléctricas, es un dispositivo electrónico que transforma la energía lumínica (irradiancia solar) en energía eléctrica (flujo de electrones libres) mediante el efecto fotoeléctrico.

Surgiendo el escenario más crítico en el caso de Nano-Satélites, en donde las restricciones de tamaño y peso impiden el uso de fuentes primarias con alto volumen y peso, además muchas de las fuentes primarias son limitadas, mientras, específicamente la energía proveniente del sol es ilimitada, por ende, los Nano-Satélites usan como fuente primaria la irradiancia solar, esto lleva que el tipo de conversión sea fotovoltaica. Para la conversión de la energía solar a energía eléctrica usamos las celdas fotovoltaicas.

El parámetro más importante en las celdas fotovoltaicas es la eficiencia de conversión.

La eficiencia (η) de una celda fotovoltaica está dada por:

$$\eta = \frac{\text{potencia electrica generada}}{\text{potencia solar incidente}}$$

La cantidad de energía convertida es diferente que la energía incidente, no toda la energía incidente es convertida en energía eléctrica. En la generación de energía usando celdas fotovoltaicas el espectro de la luz solar es muy importante, los semiconductores tienen distintas longitudes de onda de corte, los fotones con longitudes de onda mayores que el umbral son incapaces de generar par de electrones.

La eficiencia de conversión media obtenida por las celdas fotovoltaicas disponibles comercialmente (producidas a partir de silicio mono cristalino) está alrededor del 14%, también existen las células multicapa, normalmente de arseniuro de galio, que alcanzan eficiencias alrededor del 30%, estas últimas son las que usan los Nano-Satélite.

Funcionamiento de celdas fotovoltaicas.

Las celdas fotovoltaicas captan la radiación luminosa (fotones procedentes de la radiación solar), estos fotones impactan sobre la superficie de las células y allí son absorbidos por materiales semiconductores, tales como el arseniuro de galio, golpeando a los electrones

y liberándolos de los átomos a los que pertenecían, así los electrones comienzan a circular por el material produciendo la electricidad en forma de corriente continua. La figura 2.6 ilustra la conversión de energía en las celdas.

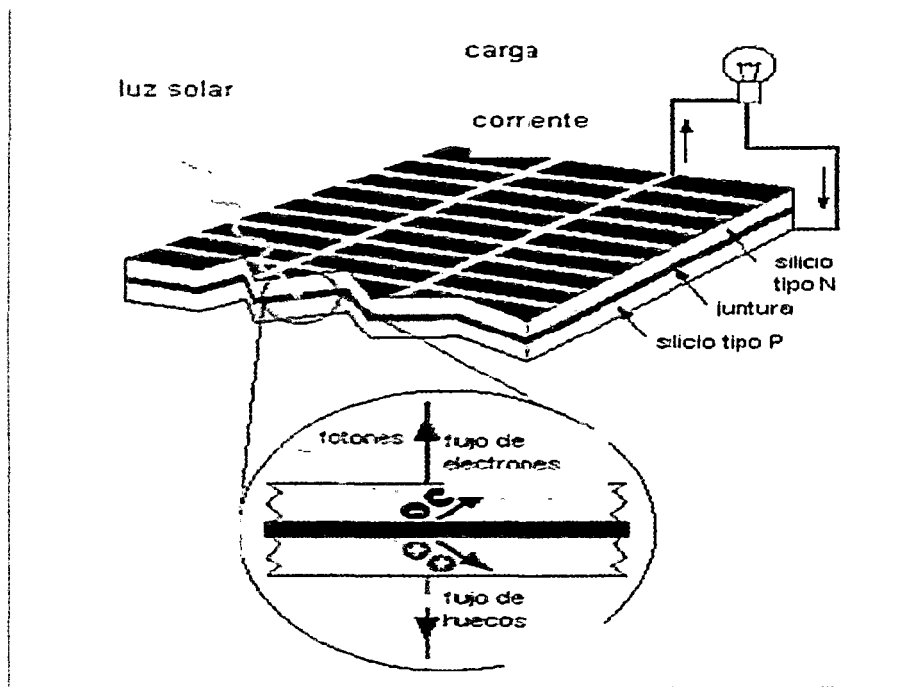


Figura 2.6: Proceso de conversión o generación de energía mediante una celda fotovoltaica (www.controlex.mx/reslab (mayo del 2015)).

Las celdas fotovoltaicas tienen un comportamiento particular dependiendo de las condiciones de operación. Estas características se reflejan en dos curvas propias de cada celda fotovoltaica, estas son la curva corriente-voltaje y la curva potencia-voltaje.

Curva Corriente voltaje, I-V.

Una de las características importantes de los elementos fotoeléctricos, que describe su comportamiento, es la relación entre el voltaje y la corriente que pueden entregar (figura 2.7) esta relación es conocida como la relación corriente-voltaje.

Las celdas fotovoltaicas operan sobre un rango de voltajes y corriente. El voltaje varía desde cero hasta el voltaje de circuito abierto V_{oc} , mientras que la corriente varía desde la corriente de corto circuito I_{sc} hasta cero. (Khaligh and Onar, 2009) (Pág. 7) Esta variación del voltaje y la corriente conllevan a variaciones en la potencia entregada, para lograr la máxima potencia se requiere un análisis según las condiciones de operación de las celdas fotovoltaicas, así determinar la cantidad de corriente máxima que se puede extraer de una celda fotovoltaica a un determinado voltaje de salida.

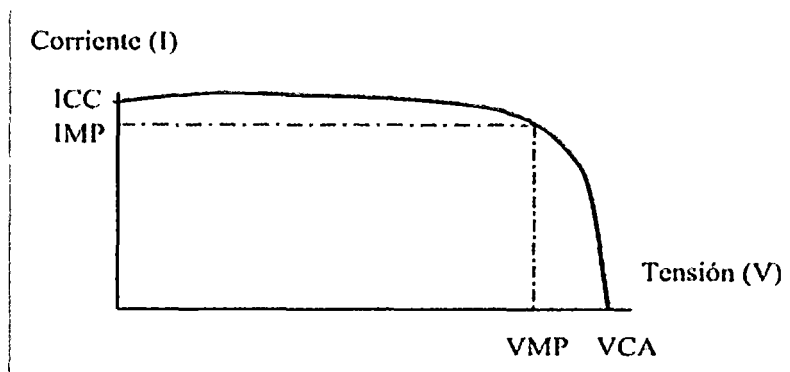


Figura 2. 7: Relación corriente–voltaje de una celda fotovoltaica.(IMP, VMP corriente y voltaje en el punto máximo de operación, ICC corriente de corto circuito y VCA voltaje en circuito abierto)(Patel, 2004).

Curva potencia voltaje, P-V.

La potencia de salida de las celdas fotovoltaicas es el producto del voltaje y la corriente de salida. En la figura 2.8 se observa este comportamiento, a medida que se aumenta el voltaje de salida aumenta también la potencia, esto se da hasta un valor de voltaje determinado propio de cada CF según condiciones de operación, este punto donde la potencia es máxima es el punto de máximo operación, luego de este valor la potencia cae abruptamente. Para mantener el funcionamiento de las CF en su punto de operación es necesario tener un circuito electrónico que mantenga los valores de voltaje y corriente necesarios para operar en el punto indicado.

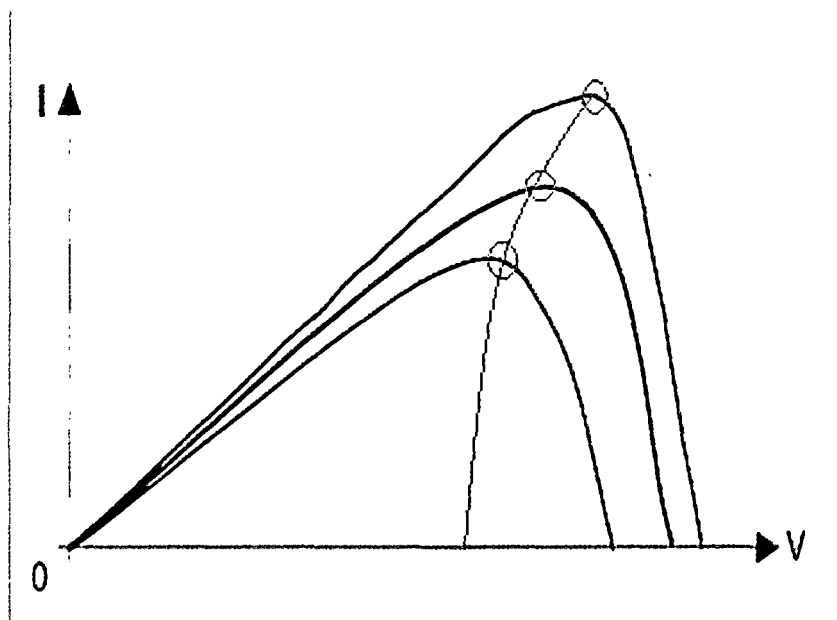


Figura 2.8: Relación Potencia-Voltaje (Patel, 2004).

El continuo incremento en la demanda de celdas fotovoltaicas en los sistemas de potencia de los satélites impulsa mejorar las celdas fotovoltaicas produciendo celdas de doble y triple juntura para mejorar la eficiencia y resistencia a la radiación.

Rendimiento de las celdas fotovoltaicas.

Los factores que mayor influencia en el rendimiento eléctrico de las celdas fotovoltaicas son la: irradiación y temperatura de operación.

Irradiancia solar.

La irradiancia es la magnitud utilizada para describir la potencia incidente por unidad de superficie de todo tipo de radiación electromagnética, en este caso del sol, está dada en vatios por metro cuadrado ($\frac{Watt}{m^2}$). El efecto de la irradiancia en la curva característica de I-V varía según la gráfica (figura 2.9), donde se observa el desplazamiento de la curva hacia abajo según disminuye la irradiancia, hasta que la curva se sobrepone al eje horizontal. Cuando disminuye la irradiación, el voltaje de circuito abierto varía mínimamente pero la corriente tiene una variación brusca.

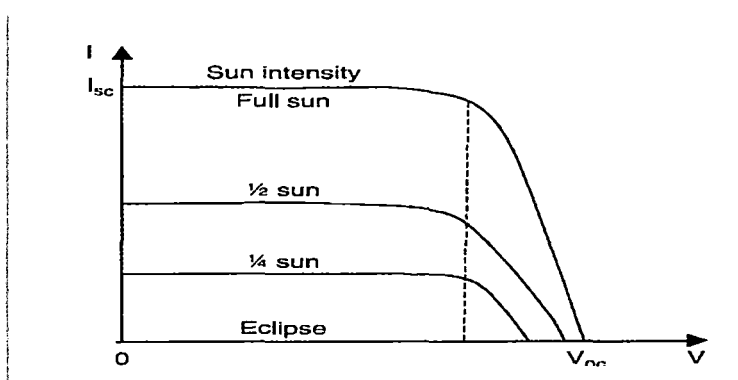


Figura 2.9: Relación Corriente-Voltaje con respecto a la irradiancia en una celda fotovoltaica (I_{sc} corriente de corto circuito, V_{oc} voltaje en circuito).(Patel, 2004).

Efecto de la temperatura en celdas fotovoltaicas.

Al incrementar la temperatura la corriente de corto circuito de la celda fotovoltaica se incrementa ligeramente, mientras que el voltaje que puede entregar decrece drásticamente, como se puede ver en la figura 2.10.

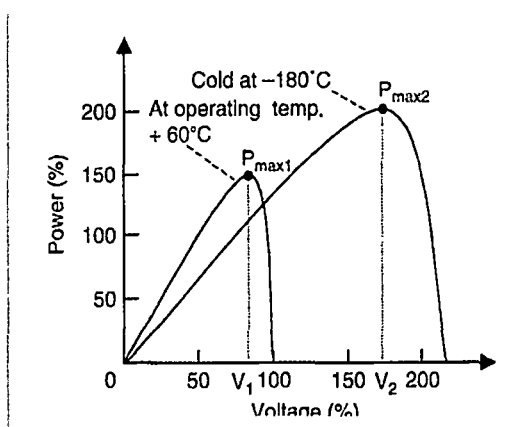


Figura 2.10: Efecto de la temperatura en la potencia y voltaje de una celda fotovoltaica (P_{max} : punto máximo de operación).(Patel, 2004).

Metodología para determinar la potencia a generar el nano-satélite de la UNSAAC.

Para determinar la cantidad de potencia que puede generar las celdas fotovoltaicas se pueden usar dos diferentes modelos: modelo eléctrico y modelo matemático.

Modelo eléctrico.

Consiste en un circuito eléctrico que reproduce el comportamiento de una celda. A este modelo también se le suele llamar circuito equivalente. El circuito eléctrico equivalente consiste en una fuente de corriente continua, un diodo, una resistencia en paralelo con la fuente y otra resistencia en serie (figura 2.11).

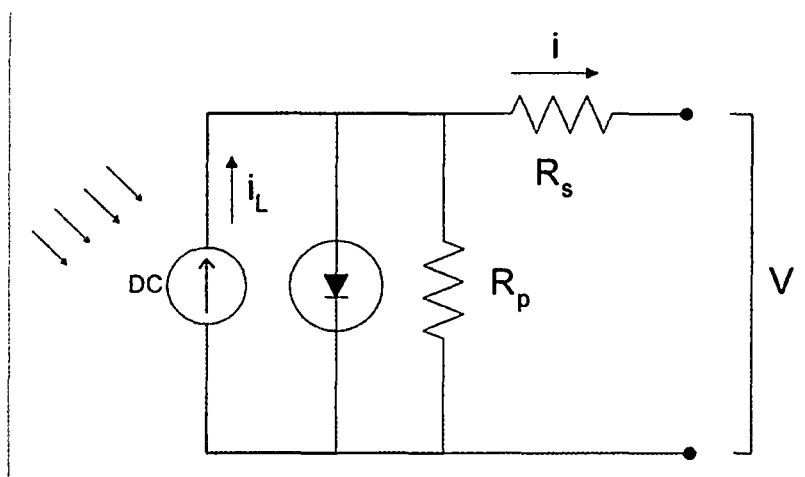


Figura 2.11: Circuito eléctrico equivalente a una celda fotovoltaica. (Granda-Gutiérrez et al., 2013).

Para estimar la potencia con el modelo eléctrico es necesario conocer los valores de los componentes del circuito equivalente para así determinar la relación de corriente-voltaje, para saber la potencia que genera con este modelo no se considera la variación de las condiciones ambientales donde van a trabajar las celdas fotovoltaicas, por esta razón no se usa este modelo en esta investigación ya que las condiciones ambientales en órbita LEO son altamente variables.

Modelo matemático

Existe distintos modelos matemáticos para determinar la potencia a generar, los dos principales son: El primer modelo matemático relaciona la cantidad de irradiancia incidente con el área de los paneles solares y la eficiencia de éstos. Este modelo no entrega la relación de corriente – voltaje, solo proporciona una aproximación de la cantidad que podría generar un área cubierta por celdas solares. Mientras que el segundo modelo matemático que mejor se ajustan a nuestro tipo de proyecto, donde se considera parámetros propios de cada célula fotovoltaica y condiciones medio ambientales para determinar la potencia a generar. Este último modelo es conocido como modelo matemático analítico.

A la vez existen diferentes modelos analíticos, basados en una serie de ecuaciones que usan los fabricantes, dichas ecuaciones y cálculos son propios de cada compañía y no está disponible para el público en general. Otras aproximaciones son más prácticos, ya que describen el comportamiento según las condiciones ambientales donde van trabajar las

celdas fotovoltaicas, todo esto basado en los datos suministrados por el fabricante mediante su hoja de datos. Uno de estos modelos es el desarrollado por Gil Arias y Ortiz Rivera (Gil-Arias and Ortiz-Rivera, 2008). El modelo de Arias y Rivera está basado en el modelo eléctrico tradicional de Lyons y Vlatkovic (Lyons and Vlatkovic, 2004) y de Ahmed y Sulaiman. (Ahmed and Sulaiman, 2003)

Como no contamos todavía con las celdas fotovoltaicas que va llevar el Nano-Satélite de la UNSAAC, pero si tenemos las características de éstas y las condiciones ambientales donde va operar, esto nos lleva a usar el método analítico matemático por comportamiento de Gil Aria y Ortiz Rivera.

Método analítico matemático por comportamiento de Gil Aria y Ortiz Rivera.

Los parámetros que considera este método son: Condiciones ambientales, nivel de irradiancia, temperatura y velocidad de viento, valores de pruebas realizadas por el fabricante (características propias de CF) y conexión de las CF que pueden estar en serie (*s*), paralelo (*p*) o ambos.

La corriente *I* y voltaje *V* que entrega la celda fotovoltaica dependen de V_x que es el voltaje en circuito abierto e I_x que es la corriente en corto circuito, ambos valores en situaciones específicas de irradiación y temperatura. Las ecuaciones planteadas por Gil Arias y Ortiz Rivera son las ecuaciones 2.2, 2.3, 2.4 y 2.5.

$$I(V) = \frac{I_x}{1 - e^{-\frac{1}{b}}} \left[1 - e^{\left(\frac{V}{bV_x} - \frac{1}{b}\right)} \right] \quad \text{Ecuación 2.2}$$

$$I_x = p \times \frac{E_i}{E_{in}} (I_{sc} + (T - T_n)TCi) \quad \text{Ecuación 2.3}$$

$$V_x = s \times \frac{E_i}{E_{iN}} \times TCV \times (T - T_N) + s \times V_{max} - s \times (V_{max} - V_{min}) \times e^{\left(\frac{E_i}{E_{iN}} \times \ln\left(\frac{V_{max} - V_{op}}{V_{max} - V_{min}}\right)\right)} \quad \text{Ecuación 2.4}$$

$$T_{ss} = T_b + \frac{E_i}{E_{in}} \times \Delta T \quad \text{Ecuación 2.5}$$

Donde: I_{sc} corriente en corto circuito de prueba, V_{oc} voltaje en circuito abierto de prueba, V_{max} voltaje máximo, V_{min} voltaje mínimo, V_{op} voltaje de operación (valor en que se desea que opere el sistema de celdas fotovoltaicas), T es la temperatura en la celda solar en °C, E_i es la irradiancia solar en W/m^2 , E_{iN} valor de la irradiación de prueba, T_N valor de la temperatura de prueba, TC_i coeficiente de temperatura de I_{sc} en $A/°C$, TCV coeficiente de temperatura de V_{oc} en $V/°C$. T_{ss} Temperatura que depende del viento.

Además una ecuación más (ecuación 2.6) para calcular b que es una característica de cada celda fotovoltaica que es calculada por el método de punto fijo

$$b_{n+1} = \frac{V_{op} - V_{oc}}{V_{oc} \times \ln \left[1 - \frac{I_{op}}{I_{sc}} \times \left(1 - e^{-\frac{1}{b_n}} \right) \right]} \quad \text{Ecuación 2.6.}$$

Seguir realizando la aproximación mientras $|b_{n+1} - b_n| > \xi$ donde: ξ es el máximo error permitido, cuyo valor estar alrededor de 10^{-7} .

En el espacio exterior donde va trabajar el Nano-Satélite no existe vientos, esta es la razón porque del modelo de Arias y Ribera (Gil-Arias and Ortiz-Rivera, 2008) no usamos sus ecuaciones de temperatura (ecuación 2.5). La variación de temperatura se determina mediante el modelo de Gonzales y Gustavo Puerto.(Llorente and Leguizamón, 2014).

Angulo de incidencia de los rayos del sol.

La irradiancia solar que incide a una superficie depende del ángulo con que incide los rayos de sol a dicha superficie. Donde el ángulo de incidencia (θ) es el que está formado por la normal que sale de la superficie de la celda fotovoltaica y el rayo incidente del sol (figura 2.12). La relación entre la irradiancia y el ángulo de incidente esta dada por: $I_s = I_o \text{seno } \theta$.

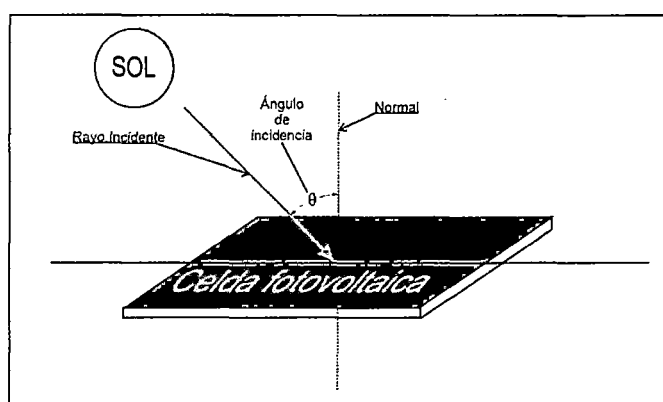


Figura 2.12: Ángulo de incidencia de los rayos del sol. (Diseño propio)

2.5.7.2. Almacenamiento de energía.

Este subsistema se encarga de almacenar la energía, a la vez también es capaz de suministrar energía cuando el Nano-Satélite lo requiera, para este propósito se utiliza baterías.

Baterías

Dispositivo que consiste en dos o más celdas electroquímicas que pueden convertir la energía química almacenada en energía eléctrica. Cada celda consta de un electrodo positivo (ánodo), un electrodo negativo (cátodo) y electrolitos que permiten que los iones se muevan entre los electrodos, facilitando que la corriente fluya. Existen baterías primarias y secundarias, una batería primaria, en la cual la energía liberada proviene de sus componentes internos, sólo puede ser descargada una vez, y se conoce comúnmente como pila este tipo de baterías son usadas para misiones de corta duración (un mes máximo) o como fuentes de respaldo para componentes específicos. Mientras las baterías secundarias tienen la posibilidad de ser recargadas mediante el uso de una fuente externa de electricidad y son utilizadas para misiones de larga duración (Meses, años).

A. Parámetros de las baterías.

- *Energía específica*, definida como la densidad de energía gravimétrica, que es la energía almacenada por unidad de masa. [Wh/Kg]
- *Densidad de energía*, definida como la densidad de energía volumétrica, que es la energía almacenada por unidad de volumen. [Wh/l]

Cuando las celdas fotovoltaicas están generando energía, es el momento donde se cargan las baterías (almacenan energía) y estas mismas baterías son las encargadas de suministrar energía eléctrica al Nano-Satélite (descarga) durante los periodos de eclipse cuando las celdas fotovoltaicas no generan y/o cuando el Nano-Satélite demanda mayor cantidad de energía. En el grafico (figura 2.13) se puede apreciar las dos fases. En el borde izquierdo, la tensión es baja debido a que el satélite acabará de salir del eclipse en el que va utilizar energía de la batería; cuando se encuentra en la fase de carga hay corriente positiva a la batería (ingresa corriente a la batería), por lo que se eleva la tensión de la batería. En la fase de descarga, hay una corriente negativa (la batería entrega corriente), por lo que disminuye la tensión de la batería, este proceso de carga y descarga de las baterías sucede continuamente, (Larson and Wertz, 1992) esta continuidad depende de los parámetros orbitales del Nano-Satélite, sobre todo la altitud que es la que determina la cantidad de carga y descarga de las baterías durante la vida de la misión.

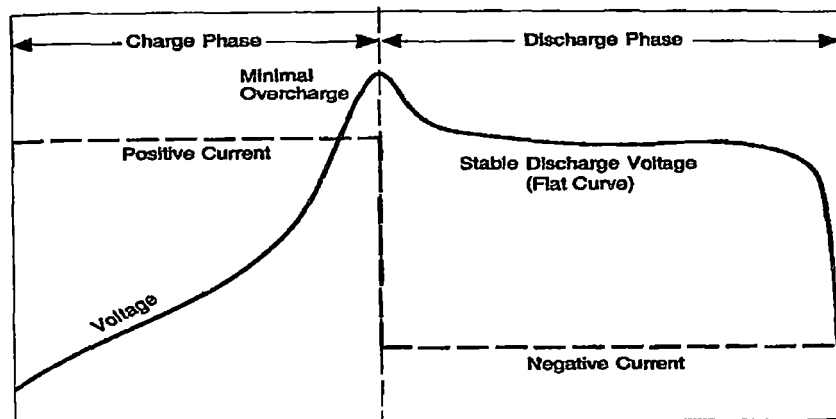


Figura 2.13: Carga y descarga de una batería secundaria. (Larson and Wertz, 1992).

B. Características de las baterías secundarias.

- *Ciclo de vida*, definido como el número de ciclos de cargas y descargas que se puede realizar a una batería, sin afectar el voltaje nominal.
- *Capacidad de una batería (C)*, depende de las características de la batería, se define como los amperios-hora (Ah), es la corriente que puede entregar la batería en una hora, hasta que alcance un voltaje de corte.
- *Voltaje nominal*, Es el voltaje medio durante la descarga.
- *Energía nominal (Wh)*, Es el producto del voltaje nominal con la capacidad de la batería. Es la potencia que puede entregar la batería en una hora.
- *Temperatura de funcionamiento*, Las baterías deben ser capaces de funcionar en un amplio rango de temperatura, ya que estas son bastante delicadas el cambio de la temperatura, por esta razón se sugiere que el Nano-Satélite debe contar con un módulo de control térmico.

- **Constante de carga/descarga**, es una constante creada por los fabricantes que depende de la capacidad de la batería y que se usa para poder señalar más fácilmente la intensidad máxima a la que debe cargarse o descargarse una batería sin que ésta sufra daños. Está determinada por la ecuación 2.7.

$$\text{Costante de carga/descarga} = \frac{\text{Corriente maxima de carga/descarga}(A)}{C (Ah)}$$

Ecuación 2.7

Mientras que mayor sea la constante de carga/descarga de la batería necesita menor tiempo para cargarse esto implica mayor intensidad en la corriente de carga y en caso de la descarga puede entregar mayor corriente. Esta característica influye en la elección de la batería. Es importante tener una batería con un alto constante de descarga, esto posibilita que la batería pueda entregar altas corrientes, mientras la constante de carga deberá soportar la máxima corriente que entregan las celdas fotovoltaicas.

- **Tasa de carga/descarga**, se expresa en relación de la capacidad, esta medida nos indica el tiempo en que la batería se va descargar o se va cargar, esto a una determinada cantidad de amperios, es el tiempo que demora en cargarse o descargarse la batería. Esta dada por la ecuación 2.8:

$$\text{Tasa de carga/descarga} = \frac{C}{\text{Corriente de carga/descarga}}$$

Ecuación 2.8

- **Estado de carga (SOC)**, en un instante determinado está definido como la ecuación 2.9.

$$SCO = \frac{\text{Capacidad restante en Ah}}{\text{Capacidad nominal en Ah}} \quad \text{Ecuación 2.9}$$

Este valor nos indica el nivel de carga de la batería, es una de los parámetros que monitorea el controlador del módulo de potencia.

- **Gravedad específica** es una comparación de la densidad de una sustancia con la densidad del agua. El electrolito en una batería cargada completamente, tiene alta gravedad específica y el punto de congelamiento es a temperaturas más bajas, mientras a media carga o una batería descargada el punto de congelamiento es a temperaturas más altas. El congelamiento del electrolito produce el prematuro envejecimiento de la batería y para generar electricidad el electrolito no debe estar congelado. Esto sustenta la importancia de mantener la batería completamente cargada cuando se expone a bajas temperaturas, otra solución es tener un sistema de calefacción para las baterías; motivo por el cual se sugiere una vez más que el Nano-satélite debe contar con un módulo de control térmico.

- **Profundidad de descarga (DOD)**, está definida mediante la ecuación 2.10.

$$DOD = \frac{\text{Capacidad de drenado de la bateria completamente cargada en Ah}}{\text{Capacidad nominal en Ah}}$$

Ecuación 2.10

Que es lo mismo, $DOD = 1 - SOC$

C. Ubicación de las baterías en un Satélite.

Se sugiere que el banco de las baterías deben ser ubicadas de forma estratégica en el Nano-Satélite, si existe algún problema, sean aisladas minimizando algún peligro en los demás componentes del Nano-Satélite. Así la contaminación, corrosión, incendio, afecten mínimamente. Este punto debe ser tomado en cuenta en el ensamblaje del Nano-Satélite.

D. Condiciones de la batería para el lanzamiento.

Las recomendaciones según el libro Spacecraft Power Systems (Patel, 2004), que también toma en cuenta la NASA y la gran mayoría de proyectos satelitales, indica que las baterías deben estar completamente cargada al momento del lanzamiento. Esto se justifica con la energía que necesita el módulo de actitud al inicio de la misión para poder ubicar el Nano-Satélite en el silencio radial.

Batería de Litio-Ion.

Las baterías de Litio-Ion tienen un electrodo formado por óxido de polipropileno u óxido de polietileno mezclado con sales de Litio fundidas y luego enfriados. El material resultante sirve como un buen conductor de iones de Litio. La baja densidad de masa del Litio le da mayor densidad de energía, mientras que el alto potencial negativo del Litio permite lograr una fuerza electromotriz elevada. (Atkins and Jones, 2006) (Pág. 474).

Las baterías de Litio-Ion tienen una alta eficiencia más del 98%, largo tiempo de vida y alta profundidad de descarga en condiciones ambientales recomendados. Otra característica de esta batería es que tiene una baja impedancia.

Gestor de almacenamiento.

Éste se encarga de gestionar y realizar el almacenamiento de energía y seleccionar el medio de suministro de energía (Celda fotovoltaica, baterías o ambas). Es preciso mencionar que tenemos que tener cuidado en almacenar la energía en baterías de Litio-Ion, requieren de un circuito electrónico bien elaborado para este fin. Cada batería debe ser cargada de forma controlada y supervisando en todo instante.

Regulación del cargador de baterías.

Por razones de seguridad, es importante que el exceso de carga de la batería se evite en todo momento. El exceso de carga causa gasificación interna, que lleva al envejecimiento prematuro, motivo por el cual el almacenamiento debe ser supervisado, esta es la razón se recomienda que este proceso se supervisa mediante hardware en conjunto con el subsistema supervisión y control. El voltaje de operación, la corriente y la temperatura deben ser monitoreadas en todo instante ya que son las principales variables para el almacenamiento correcto. La carga de una batería tiene tres fases:

- **Precarga**, en la que la tasa de carga es con una corriente mínima, esto cuando la batería se descarga mucho más que una descarga permitida, voltaje de la batería menor que el voltaje de corte de dicha batería.
- **Carga rápida**, hasta que los depósitos estén de 80 a 90 % de su capacidad.
- **Carga lenta o en flote**, para contrarrestar la tasa de descarga, una vez que la batería este cargada completamente, el cargador entra a esta fase para mantener cargada la batería.

Parámetros principales que se deben considerar en el almacenamiento de energía en baterías.

- Supervisar la temperatura durante la carga, esto con el objetivo de terminar la carga antes de que la temperatura de la batería sea mayor que la temperatura de referencia.
- Control y supervisión individual para cada batería.
- Situaciones precisas para iniciar y parar los modos de carga y descarga.
- Monitorear el voltaje y corriente.

En el proceso de carga de la batería, puede ser suspendido (no reseteado), si se detecta violación de los criterios de seguridad o por cualquier otro motivo.

2.5.7.3. Regulación y distribución de potencia.

Regula y distribuye la energía para suministrar de forma adecuada energía a todos los módulos del Nano-Satélite.

Reguladores de voltaje DC.

Los reguladores de voltaje DC entregan un voltaje de salida constante, esta salida debe ser esencialmente independiente del: voltaje de entrada, la corriente exigida por la carga y la temperatura, todo esto dentro de los parámetros de cada regulador.

Regulación de carga (Principio en los reguladores de voltaje), si la cantidad de corriente a través de la carga varía (incrementa la corriente), el regulador de voltaje debe ser capaz de mantener el voltaje de salida. La regulación de carga es el porcentaje que varía el voltaje de salida para un cambio en la corriente de carga.(Floyd and Salas, 2008)(Pág. 847). Alternativamente la regulación de carga también podemos expresar como el porcentaje de cambio de voltaje por cada mA , ($\%/mA$).

En los reguladores de voltaje encontramos dos tipos:

- Reguladores lineales.
- Reguladores conmutados.

A. Reguladores lineales, (Floyd and Salas, 2008) (Págs. 849 al 854). A la vez estos se dividen en reguladores en serie y reguladores en paralelo, capaces de entregar voltajes positivos y negativos.

En una regulación lineal el porcentaje de cambio del voltaje de salida para un cambio dado del voltaje de entrada es lineal.

En la figura 2.14, observamos un regulador lineal en serie, donde el elemento de control de paso está en serie con la entrada y la salida del regulador, el circuito de muestreo de la salida detecta un cambio del voltaje de salida, el detector de errores compara el voltaje de muestra con el voltaje de referencia y hace que el elemento de control compense el voltaje de salida.

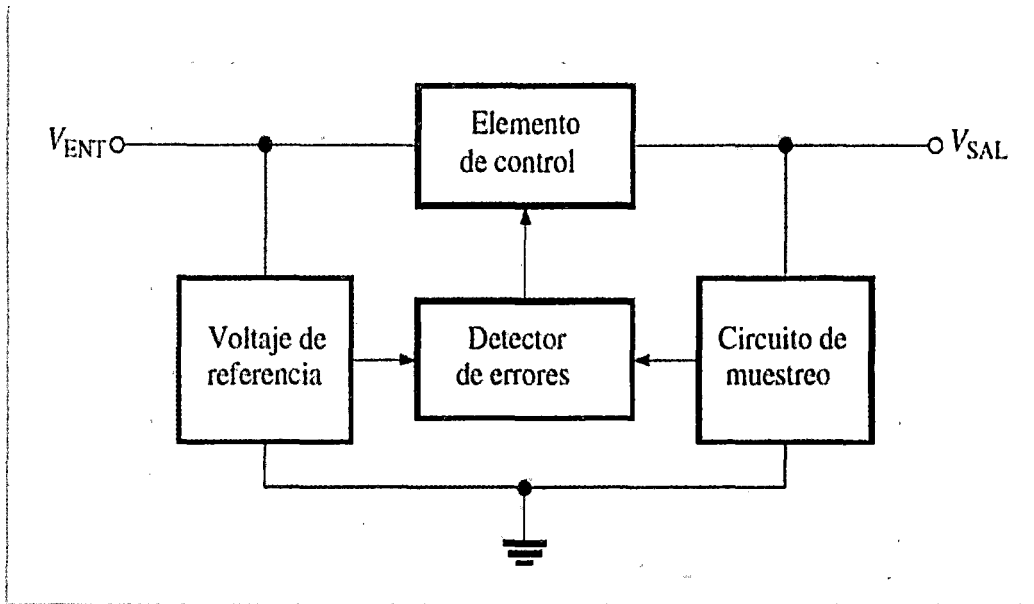


Figura 2.14: Regulador DC-DC lineal en serie. (Floyd and Salas, 2008).

En la figura 2.15 observamos una representación de un regulador lineal en paralelo, donde el elemento de control está en paralelo con la salida, además existe una resistencia en serie entre la entrada y salida, la regulación en este tipo se realiza controlando la corriente a través del interruptor elemento de control.

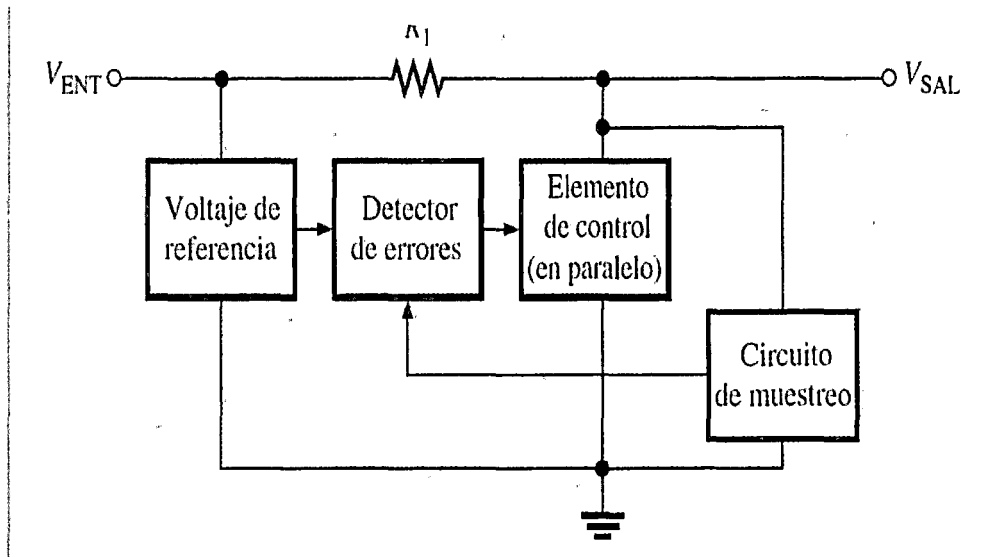


Figura 2.15: Regulador DC-DC lineal paralelo. (Floyd and Salas, 2008).

B. Reguladores conmutados,(Floyd and Salas, 2008)(Pág. 857) en este tipo de reguladores encontramos tres configuraciones: reductora, elevadora e inversora.

En este tipo de reguladores es posible obtener una mayor eficiencia que con un regulador lineal, esta eficiencia puede ser mayor a 90%, consecuentemente, los reguladores de conmutación, aportan altos valores de corriente de carga a bajo voltaje, debido a que el elemento de control disipa una mínima potencia.

- **Configuración reductora**, (Floyd and Salas, 2008)(Págs. 857 al 858)el voltaje de la salida es menor que el voltaje de entrada, en el prototipo que se desarrolla en esta tesis, se utiliza reguladores conmutados en configuración reductora para obtener un bus con un voltaje de 3.3V. En la figura 2.16, se puede observar la configuración de este rectificador.

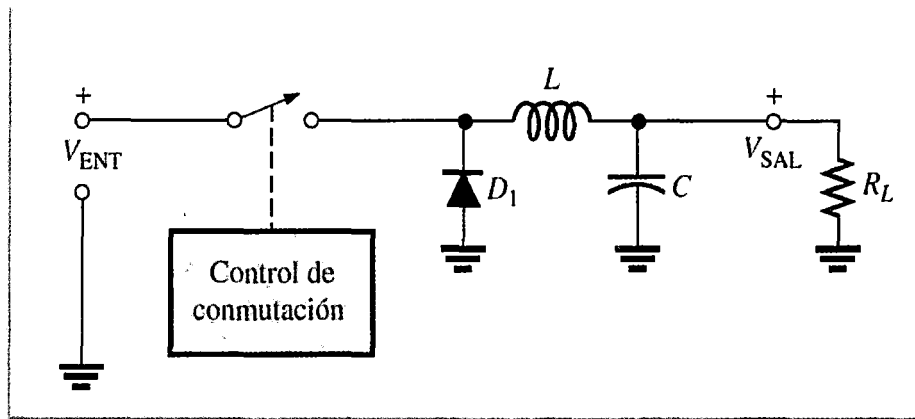


Figura 2. 16: Regulador DC-DC conmutado reductor. (Floyd and Salas, 2008).

El interruptor, se utiliza para cambiar el voltaje de entrada a un ciclo de trabajo basado en el voltaje de salida. Mientras que el filtro LC se utiliza para promediar el voltaje conmutado. Cuando el interruptor está cerrado la potencia consumida por el elemento de control es pequeña, consecuentemente el regulador de conmutación es utilizado para aplicaciones donde es importante la eficiencia, como en proyectos de satélites CubeSat, donde no se debe desperdiciar la energía generada.

El funcionamiento de este regulador tiene dos períodos de tiempo distintos. La primera se produce cuando el interruptor está cerrado o periodo de encendido (t_{ON}), el voltaje de entrada V_{IN} está conectada a la entrada de la bobina L , y aparece un voltaje de salida V_{OUT} al final de la bobina en este periodo se incrementa la corriente de la bobina, en este periodo también se polarizado inversamente el diodo (no conduce) y se carga el condensador, entonces, existe una energía que se almacena en la bobina en forma de campo magnético, la bobina está diseñada para almacenar suficiente energía para energizar la carga durante el periodo de apagado. Cuando el interruptor está abierto, periodo de apagado (t_{OFF}), el voltaje a través de la bobina invierte su polaridad, el diodo se polariza directamente (conduce), cierra el circuito y existe un flujo de corriente a través del diodo. Este proceso remueve la energía almacenada en la bobina, en este proceso también el condensador se descarga entregando voltaje a la carga.

Cuando el periodo de encendido se incrementa con relación al periodo de apagado, el condensador se carga más y V_{OUT} se incrementa como se ve en las figuras 2.17, cuando el periodo de encendido se reduce en relación al periodo de apagado, el capacitor se descarga más y V_{OUT} se reduce, como se ve en las figuras 2.17. Hay que tener en consideración que siempre $V_{OUT} < V_{IN}$.

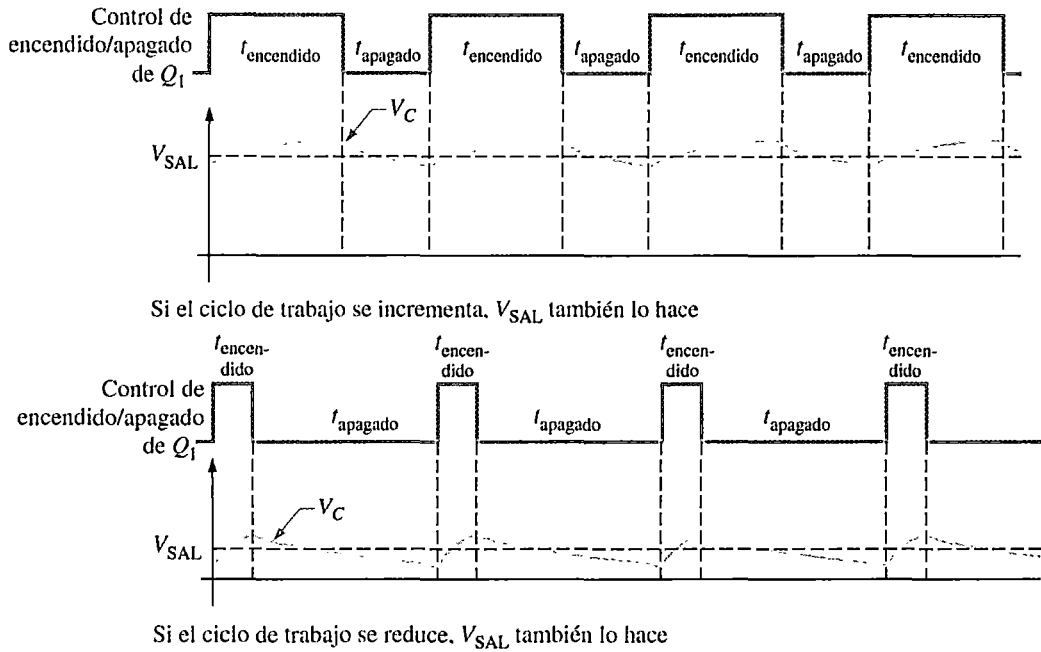


Figura 2.17: Diagramas de tiempos de un regulador DC-DC conmutado reductor. (Floyd and Salas, 2008).

- **Configuración elevadora**, (Floyd and Salas, 2008) (Pág. 859) en este regulador el voltaje de salida es mayor que el voltaje de la entrada, en el módulo de potencia que se desarrolla en esta tesis utilizamos este regulador para obtener voltajes en los buses de potencia. En la figura 2.18 vemos la configuración de este tipo de regulador.

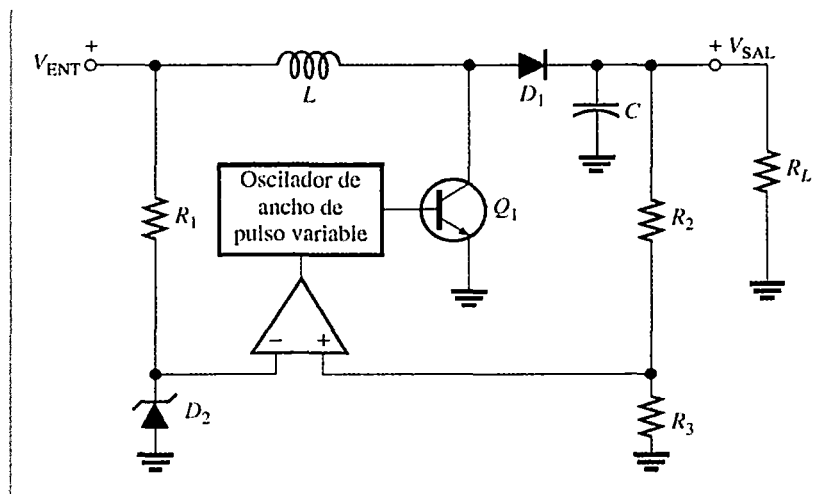


Figura 2.18: Regulador DC-DC conmutado elevador. (Floyd and Salas, 2008).

Cuando el interruptor se activa (Q_1 encendido), durante un periodo T_{ON} , se induce un voltaje aproximadamente igual al voltaje de entrada V_{IN} a través de la bobina con una polaridad como se observa en la figura 2.19, a medida que transcurre T_{ON} el voltaje V_L se reduce a partir de su valor máximo, mientras más dure el periodo de encendido más pequeño se vuelve V_L , en este periodo el diodo D_1 se polariza inversamente (no conduce) y el condensador se descarga una cantidad extremadamente pequeña a través de la carga.

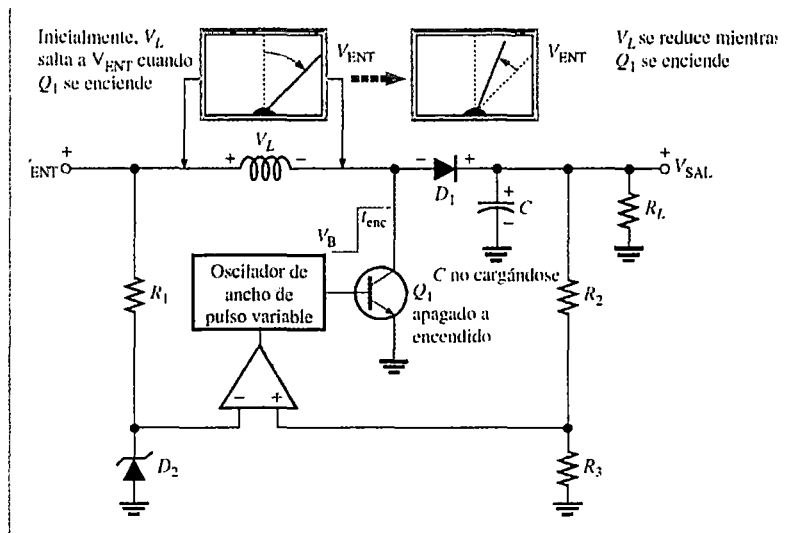


Figura 2. 19: Funcionamiento el regulador DC-DC conmutado elevador. (Floyd and Salas, 2008).

Cuando el interruptor se desactiva (Q_1 apagado) la bobina cambia de polaridad y este voltaje V_L se suma a V_{IN} como se observa en la figura 2.19, en este periodo de apagado T_{OFF} el diodo se polariza directamente (conduce) lo que permite que el condensador C se cargue. El voltaje en la salida V_{OUT} es igual al voltaje del condensador, dicho voltaje puede ser más grande que el V_{IN} porque el condensador se carga a V_{IN} más el voltaje de la bobina V_L . Entonces el V_{OUT} depende tanto de la acción del campo magnético de la bobina (determinada por T_{ON}) como de la carga del capacitor (determinada por T_{OFF}).

- **Configuración inversora**, (Floyd and Salas, 2008)(Pág. 861) en este regulador el voltaje de salida de polaridad es opuesta al voltaje en la entrada, en el módulo de potencia de esta investigación utilizamos este regulador para obtener voltajes en los buses de $-5V$. En la figura 2.20 vemos la configuración de este tipo de regulador.

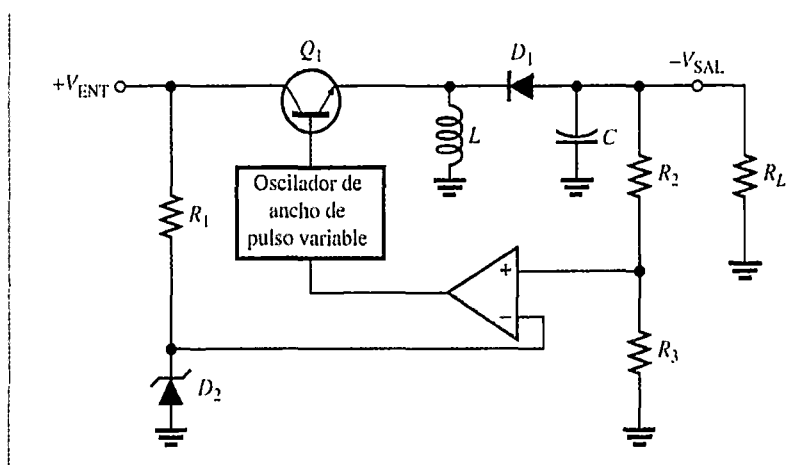


Figura 2.20: Regulador DC-DC conmutado inversor. (Floyd and Salas, 2008).

Cuando el interruptor se activa (Q_1 encendido), durante un periodo T_{ON} , el voltaje en el inductor es igual a $V_{ENT} - V_{CE}$ (voltaje del condensador C) y el campo magnético se expande con rapidez, en este periodo de encendido el voltaje en el inductor V_L se reduce

a partir de su valor máximo, mientras más dure el periodo de encendido más pequeño se vuelve V_L , también en este periodo el diodo D_1 se polariza inversamente (no conduce) y el condensador se descarga una cantidad extremadamente pequeña a través de la carga.

Cuando el interruptor se desactiva (Q_1 apagado) la bobina cambia de polaridad y este voltaje V_L colapsa, en este periodo de apagado T_{OFF} el diodo se polariza directamente (conduce) lo que permite que el condensador C se cargue. El voltaje en la salida V_{OUT} es igual a un voltaje negativo. La acción repetitiva de encendido-apagado produce una carga y descarga repetitivas. Como en el caso de la configuración elevadora, mientras menor dure el periodo de encendido, más grande será el voltaje de salida y viceversa.

Distribución de potencia.

Está compuesta por buses de distribución de energía con un valor constante de voltaje y una limitada cantidad de corriente. En el EPS cuenta con dos tipos de buses, buses de potencia que son los encargados de proporcionar energía a los módulos del Nano-Satélite, capaces de entregar altas corrientes y los buses de referencia que son los encargados de proporcionar voltajes de referencia, esto para procesar señales analógicas, protección y medición, este bus de referencia puede entregar muy poca corriente y cuenta con un voltaje negativo.

2.5.7.4. Medición y protección

Es necesario e importante la adquisición de datos en los satélites ya sea para el estudio del satélite, detección y corrección de fallas, toma de decisiones y por otros motivos. El EPS está encargado de la adquisición de datos correspondientes a dicho módulo como voltajes, corriente, temperatura de su propio sistema.

- A. Medición de Voltaje.** Supervisa el voltaje de un punto determinado, con el fin de informar y proteger el EPS, para este propósito se usa amplificadores operacionales para la captación y acondicionamiento del voltaje.
- B. Medición de Corriente.** Se encarga de medir la corriente que circula por el EPS en distintos tramos para esto utiliza transductores de corriente a voltaje y/o son calculados por diferencia de voltaje en una resistencia tipo shunt.
- C. Medición de la temperatura.** Esta medida se obtendrá de los puntos críticos del EPS, para supervisar y proteger estos dispositivos (baterías y microcontrolador). Para este propósito se usa termistores (NTC) y sus propios sensores de temperatura de los microcontroladores.

Interferencia y fallas por radiación en satélites.

Las condiciones ambientales del espacio exterior de la tierra influyen en el funcionamiento y confiabilidad de los sistemas electrónicos. La radiación en el espacio es generado por las partículas emitidas por una variedad de fuentes, tanto dentro como fuera de nuestro sistema solar. Los efectos de la radiación no sólo pueden causar la degradación, sino también pueden provocar el fallo de los sistemas electrónicos y eléctricos en los satélites. Incluso los aviones comerciales de gran altura que vuelan rutas polares han demostrado casos documentados de mal funcionamiento debido a eventos de radiación. La radiación en el impacto en las memorias digitales puede causar pérdida de control, elevar los niveles de ruido en la transmisión de imágenes, incorrecto funcionamiento de los controladores del satélite hasta, hacer perder la misión también es posibles daños permanentes en los paneles solares ya que estos están expuesto

directamente. En las Radiocomunicaciones es posible que cause apagones totales en las bandas de HF. Mientras que el principal daño que puede ocasionar en el módulo de potencia es producir el fenómeno Latch-up.

Según el estudio de fallos en órbita realizado por Mark Tafazoli (Tafazoli, 2009) de la Agencia Espacial Canadiense ha analizado 156 fallas entre los años 1980 al 2005 en satélites comerciales como militares. El resultado de este estudio es:

- Los fallos en la electrónica son el tipo más comunes 45%. El segundo tipo más común son los fallos mecánicos.
- El sistema de control de actitud y órbita es el de mayor probabilidad de fallo (32%) seguido del sistema de módulo de potencia (27%) en este último, el que más falla son los cargadores de baterías.
- El 16% de los fallos tienen su origen directo en el clima espacial (tormentas solares radiación, escombros, etc), donde también está incluido el efecto Latch up.
- La mayoría de las fallas (48%) acontece durante el primer año de la misión.

Consecuencias de la radiación solar en dispositivos electrónicos.

Por ionización originada por electrones y protones: incremento de corrientes de fuga, pérdida de inmunidad a ruidos, envejecimientos y fallo funcional de componentes.

Daños por desplazamiento originados por protones y neutrones: Disminución de la ganancia en amplificadores, aumento de la resistencia de conducción en transistores, reducción de salida en LED's, dificultades para la transferencia de carga (afecta a las baterías y celdas fotovoltaicas).

Daños por eventos simples originado por rayos cósmicos y protones de alta energía: Transitorios en dispositivos analógicos (picos de corriente), cambios de estado lógico en flip-flop y células de memoria y destrucción de dispositivos por efecto Latch-up.

Para estos problemas la solución más conveniente (estándar CubeSat) es usar mejores componentes (más tolerantes a radiación). Incluir detectores y correctores de fallas, diseñar arquitecturas tolerantes a fallas, detectar eventos destructivos y apagar dispositivos.

El EPS está encargado de la corrección de sus propias fallas, mas no de las fallas de otros módulos. Las fallas que el EPS es capaz de corregir son fallas por:

- Sobre-voltaje.
- Bajo-voltaje.
- Corto circuito.
- Efecto Latch up (sobre-corriente).
- Temperatura en baterías.
- Retorno de corriente

A. Sobre-voltaje. Es el aumento no deseado del valor del voltaje capaz de poner en peligro la misión del Nano-Satélite, esto puede ser por fallas en los reguladores DC-DC, fallas en el banco de baterías u otro tipo de falla.

B. Bajo-voltaje. Es la disminución del voltaje, este tipo de falla puede producir un incorrecto funcionamiento del Nano-Satélite. Este tipo de falla por lo general es por inconvenientes en el generador, baterías, reguladores DC-DC y/o por corto circuitos.

C. Corto circuito. Es un efecto de muy baja impedancia entre el polo de potencial diferente es decir aparece una conexión directa entre el positivo con el negativo. Esto

puede suceder por fallas internas en los dispositivos electrónicos o por fallas mecánicas. Este tipo de fallas son las que más pueden provocar daños irreparables al Nano-Satélite, por tal razón deben ser despejadas lo más rápido posible. Esta falla puede ser capaz de incinerar el Nano-Satélite por las altas temperaturas que se desprende. Al suceder esta falla el valor del voltaje que existe entre los polos cae a cero.

D. Efecto Latch up (sobre-corriente). Este es el fallo más común en satélites. Latch-up es un término usado en el mundo de los circuitos integrados para describir un tipo particular de cortocircuito que puede ocurrir en un circuito electrónico. Más específicamente es la creación inadvertida de una resistencia eléctrica entre el suministro de energía de un circuito MOSFET, creando así una estructura parásita la cual inhabilita su correcto funcionamiento, y da lugar a un posible daño debido a una sobrecarga. El efecto Latch up se presenta con mayor frecuencia en circuitos con mayor densidad electrónica y se relaciona con el incremento de forma exponencial en la demanda de la corriente, este incremento se debe detener con un sistema de protección porque si no el dispositivo electrónico llega a quemarse.

Una solución para corregir este efecto, es desenergizar en su totalidad la mayor cantidad de dispositivos, una vez que se detecta un efecto Latch up. La detección de este efecto debe ser mediante hardware para mayor efectividad.

E. Temperatura de las baterías. Este tipo de falla se produce por la variación frecuente de la temperatura, esta afecta principalmente al banco de baterías.

F. Retorno de corriente. Esto se produce cuando ingresa corriente en direcciones no deseadas a los componentes, este tipo de falla se soluciona por lo general con diodos.

2.5.7.5. Supervisión y control

Este submódulo se encarga de supervisar y gestionar la energía desde la adquisición de esta hasta su distribución, también realiza la toma de decisiones programadas, es el que controla todo el EPS.

Este submódulo está subordinado a la computadora de abordó, a pesar que tienen propia autonomía para controlar el EPS debe obedecer las solicitudes de la computadora de abordó y es el encargado de informar a la computadora de abordó la situación del EPS. Este submódulo está conformado por circuitos electrónicos programados (micro-controladores) para realizar esta tarea.

Microcontrolador

Existe una gran diversidad de microcontroladores en el mercado con una gran diversidad de características como por ejemplo los de 4, 8, 16 o 32 bits, de los cuales se puede elegir de acuerdo a las exigencias que demande el proyecto a realizar.

A continuación se tiene una tabla comparativa (características más relevantes) entre los microcontroladores posibles que puede usar el módulo de potencia:

MSP430FR5969

Los microcontroladores de la familia MSP de la compañía Texas Instruments, están basados en arquitecturas RISC diseñados para consumir la mínima cantidad de energía posible. Estos ofrecen una mezcla equilibrada entre periféricos integrados y bajo consumo.

En comparación con los microcontroladores de la tabla anterior, las características más relevantes del microcontrolador MSP430FR5969 son:

- Arquitectura RISC de 16b bits de hasta 16MHz
- Amplio rango de voltaje de alimentación (2.7V a 3.6V)
- Modos optimizados de ultra bajo consumo
- Modo activo: 100uA/MHz
- En espera: 0.4uA
- Reloj en tiempo real: 0.25uA
- RAM ferro-eléctrica de ultra bajo consumo (tecnología FRAM)
- Hasta 64KB de memoria no volátil
- Escritura de ultra bajo consumo
- Escritura veloz a 125ns por palabra (64KB in 4ms)
- Almacenamiento de alta duración
- Memoria unificada (programa, datos y almacenamiento en uno)
- Periféricos digitales inteligentes
- Hardware multiplicador de 32 Bits
- DMA interno de tres canales
- Reloj en tiempo real (RTC) con calendario y funciones de alarma
- Cinco contadores de 16 Bits con hasta siete registros de captura/comparación
- Analógicos de alto rendimiento
- Comparador analógico de 16 Bits
- Convertidor analógico de 12 Bits
- Puertos multifuncionales de entrada/salida
- Comunicación serial mejorada

Para programar los microcontroladores usamos un software propio de la empresa fabricante de los microcontroladores, en este caso Texas Instruments, dicho software es Code Composer Studio.

Code Composer Studio (CCS)

Code Composer Studio es un entorno de desarrollo integrado (IDE: Integrated Development Environment) que proporciona soporte para microcontroladores y procesadores de Texas Instruments. Code Composer Studio comprende un conjunto de herramientas usadas para desarrollar y depurar aplicaciones embebidas. Incluye un compilador C/C++ optimizado, editor de código fuente, entorno de construcción de proyectos, depurador, y muchas otras características. El IDE intuitivo provee una interfaz de usuario guiándonos a través de cada paso del flujo de desarrollo de la aplicación. Herramientas e interfaces simples permiten a los usuarios iniciarse de manera rápida. Code Composer Studio combina las ventajas de la estructura del software Eclipse con las capacidades avanzadas de depurado de TI resultando en un entorno de desarrollo con características muy ricas para desarrolladores.

Para administrar de mejor manera el microcontrolador se usa sistemas operativos de tiempo real (RTOS) para la programación.

TI-RTOS (Real-Time Operating System)

Los Sistemas Operativos de tiempo real son aquellos en los cuales no tiene importancia el usuario, sino los procesos. Por lo general, están subutilizados sus recursos con la finalidad de prestar atención a los procesos en el momento que lo requieran, se utilizan

en entornos donde son procesados un gran número de sucesos o eventos y una mejor administración de tareas y tiempos.

Muchos Sistemas Operativos de tiempo real son construidos para aplicaciones muy específicas como control de tráfico aéreo, bolsas de valores, control de refinerías, control de laminadores, tecnología aeroespacial. También en la rama automovilística y de la electrónica de consumo, las aplicaciones de tiempo real están creciendo muy rápidamente.

CAPÍTULO III

CONSIDERACIONES DE DISEÑO, CARACTERÍSTICAS E IMPLEMENTACIÓN.

El desarrollo de la presente tesis se lleva con un método de investigación científica **deductivo** en un enfoque **cuantitativo**, donde se realiza el estudio para el diseño del prototipo del módulo de potencia desde lo general a lo específico, es decir, desde el estudio de satélites en general hasta llegar al propio Nano-Satélite de la UNSAAC. El enfoque es cuantitativo ya que se usa datos numéricos para el diseño y procesos estadísticos para la validación, además de resolver una hipótesis cuantitativa. (Baptista et al., 2006).

El diseño del prototipo del módulo del sistema de potencia tiene dos etapas, la primera etapa comprende el estudio del comportamiento del Nano-Satélite de la UNSAAC. La segunda etapa comprende implementar el propio módulo del sistema de potencia.

3.1. Estudio del comportamiento del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Este estudio comprende los efectos de los parámetros del Nano-Satélite de la UNSAAC que están relacionados con el módulo del sistema de potencia, además la estimación de la cantidad de energía del Nano-Satélite que va generar.

Parámetros que se considera:

- Tipo de satélite.
- Órbita de satélite.
- Período orbital del satélite
- Tiempo de vida.
- Posición del Satélite.
- Ubicación de la estación terrena.

3.1.1. Tipo de satélite.

El Nano-Satélite de la UNSAAC va ser del tipo CubeSat 3U, el módulo de potencia que se propone en esta tesis es el primer prototipo operativo de todos los módulos que van a componer el Nano-Satélite, mientras los demás módulos todavía no están definidos (proceso de diseño), por lo que no contamos con la cantidad de energía eléctrica que requiere nuestro Nano-Satélite, por tanto, para el diseño de este primer prototipo del módulo de potencia se realiza un cálculo aproximado de la cantidad de energía requerida por los otros módulos ya diseñados en proyectos similares.

Esta aproximación de la cantidad de energía se basa en sistemas ya diseñados, probados y construidos para CubeSats, como nuestro proyecto también está basado a este estándar es legítimo realizar estas aproximaciones.

3.1.2. Aproximación de potencia de consumo para cada módulo del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Los módulos que se utilizaron para la aproximación de la potencia de consumo del Nano-Satélite son seleccionados los más similares a nuestro proyecto y que cumplan con las características para un CubeSat 3U, cabe indicar que hoy en día encontramos en el mercado módulos para todo tipo de proyectos CubeSat.

En el cuadro 3.1 se compara módulos de diferentes fabricantes y/o universidades con características similares:

Computadora de abordo	Baja velocidad de procesamiento	Nombre	Fabricante	Procesador	Potencia Máxima requerida
		NanoMind A712C [1]	GOMspace	Atmel ARM7, 8-40MHz	0.61 W, 3.3V
ISIS On Board Computer [2]	Innovative Solution In Space	Atmel ARM9, 40MHz	0.4 W, 3.3V		
Cube Computer [3]	Electronic Systems Laboratory	Atmel ARM Cortex, 4-48MHz	<0.2 W, 3.3V		
Alta velocidad de procesamiento	Andrews 160	Xilinx Virtex	Xilinx Virtex 4FX PPC 405, 400MHz	9 W	
	Raspberry Pi - B+	Foundation Raspberry Pi	Atmel ARM11, 700MHz	3 W	
	Cumputer Sat	Tyvak Systems LLC	Atmel AT91, 400MHz	8 W	
Controlador de Orientación (control de actitud)	ISIS Magnetorquer Board [4]	Innovative Solution In Space	Incluye tarjeta controlador, sensores y actuadores (3 magnetómetros)	2W, 8-12V	
	MAI-300 Single Axis Reaction Wheel [5]	PUMPKIN INCORPORATED	Sistema completo, sensores, control sobre 3 ejes (3 ruedas)	1.752W, 12V	
	MAI-100 ADACS [6]	PUMPKIN INCORPORATED	3 ruedas, 3 magnetómetros, sensores y control	1.6W, 5V	
Módulo de Comunicación	ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver [7]	Innovative Solution In Space	Tx: 130 – 160MHz Rx: 400 – 450MHz	<1.55W , 6.5V	
	ISIS – TXS Small Satellite S-Band Transmitter [8]	Innovative Solution In Space	Rangos de frecuencia de trabajo: 2100MHz- 2500MHz	<4 W, 5V	
	TRXUV VHF/UHF Transceiver [9]	Innovative Solution In Space	22dBm, I2C, 400-450MHz, BPSK	1.55 W, 5V	
	NanoCon U482C UHF Half duplex [10]	Com Space	34dBm, I2C, 435-438 MHz	5 W, 3.3V	
Cámara fotográfica (Carga Útil)	Nano Cam C1U [11]	Innovative Solution In Space	3MP, 2048 x 1536 pixels 35mm, I2C	0.36 W	
	CMOS QSXGA Raspberry Pi [12]	Omni Vision	5MP, 2592 x 1944 pixels RGB, I2C	0.40 W	
Control térmico	En el Nano-Satélite de la UNSAAC no está definido este módulo.				

Cuadro 3.1: Comparación de potencias de consumo de los módulos de un Nano-Satélites estándar CubeSat.

[1]: <http://gomspace.com/index.php?p=products-a712c>

[2]: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=119&category_id=8&option=com_virtuemart&Itemid=75

[3]: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=106&category_id=8&option=com_virtuemart&Itemid=75

[4]: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&category_id=7&flypage=flypage.tpl&product_id=102&option=com_virtuemart&Itemid=69

[5]: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&category_id=7&flypage=flypage.tpl&product_id=55&option=com_virtuemart&Itemid=69

[6]: <http://maiaero.com/products/s/mai-100/>

[7]: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&category_id=5&flypage=flypage.tpl&product_id=73&option=com_virtuemart&Itemid=67

[8]: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=9&category_id=5&option=com_virtuemart&Itemid=67

[9]: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&category_id=5&flypage=flypage.tpl&product_id=73&option=com_virtuemart&Itemid=67

[10]: <http://gomspace.com/?p=products-u482c>

[11]: <http://gomspace.com/?p=products-clu>

[12]: <https://www.raspberrypi.org/>

Referencias [1 al 12] accedidas entre enero y noviembre del 2015.

Aproximación de la cantidad de potencia requerida de un CubeSat 3U

Módulo	Potencia	Observaciones
Computadora de abordo	0.61 W	
Control de orientación	2.00 W	
Comunicación	4.00 W + 5.00 W	Potencia de las dos bandas con que va contar el Nano-Satélite. Banda UHF y S
Carga útil	0.40 W	
Potencia Máxima	12.01 W	Falta aumentar la potencia que consume el módulo de potencia.

Cuadro 3.2: Potencia de consumo estimada para el Nano-Satélite de la UNSAAC.

Es necesario indicar que esta potencia total de 12.01 W, no se requiere en todo momento, debido que el satélite realiza tareas distintas en instantes distintos, pero en un determinado momento el Nano-Satélite va requerir la potencia máxima, este momento es cuando realiza la descarga de datos a la estación terrena (enlace).

3.1.3. Órbita del satélite de la UNSAAC.

El perfil del proyecto de investigación Diseño Y Construcción De Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara De Resolución Media Para El Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco, indica que el Nano-Satélite de la UNSAAC va tener las características orbitales que se muestran en el cuadro 3.3.

Según:	Órbita	Condición	Observaciones
Periodo orbital	Asíncrono	Ubicado en órbita LEO	Periodo del Nano-Satélite menor al periodo de rotación de la tierra.
Dirección de órbita	Prógrado	$\text{Ángulo de inclinación} \leq 90^\circ$	Movimiento de traslación del Nano-Satélite es la misma que la rotación de la tierra.
Trayectoria	Inclinada	$45^\circ \leq \text{Ángulo de inclinación} \leq 75^\circ$	El Nano-Satélite va describir una trayectoria entre hemisferio norte y sur.
Según altitud	LEO	$600\text{Km} \leq \text{Altura} \leq 2000 \text{ Km}$	Altura sobre el nivel del mar donde va estar el Nano-Satélite
Excentricidad	Circular	$e = 0$	El Nano-Satélite siempre describe una órbita circular

Cuadro 3.3: Características de la órbita que va tener el Nano-Satélite de la UNSAAC.

3.1.3.1. Periodo orbital del Nano-Satélite de la UNSAAC

A. Calculo analítico.

El periodo orbital de una satélite puede calcularse a partir de la tercera ley de Kepler que indica que para cualquier planeta, el cuadrado del periodo orbital (T) es directamente proporcional al cubo del semieje mayor (a) de su trayectoria, esta ley es representada mediante la ecuación 3.1.

$$T^2 = Ca^3 \quad \text{Ecuación 3.1}$$

Donde C es una constante de proporcionalidad, dicha constante fue resuelta por Isaac Newton demostrando la ecuación:

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{GM_s} a^3 \quad \text{Ecuación 3.2}$$

$$GM_s = u$$

Donde G es la constate de gravitación universal y M_s es la masa del planeta donde gira el cuerpo (satélite), entonces la ecuación queda:

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{u} a^3 \quad \text{Ecuación 3.3}$$

Esto es válido para orbitas circulares y orbitas elípticas.

Donde u es la constante de gravitación del planeta, para el caso de la tierra:

$$u = 3.986 \times 10^5 \frac{Km^3}{s^2},$$

Se considera que el Nano-Satélite va estar ubicado a una altura de $600Km$ sobre la superficie de la tierra, esta distancia para el análisis en el peor de los casos, ya que a mayor altura mayor tiempo de exposición a los rayos del sol y esto produce mayor energía, remplazando en la ecuación 3.3 tenemos el periodo del Nano-Satélite de la UNSAAC.

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2}{3986 \times 10^5 \frac{Km^3}{s^2}} (600Km)^3}$$

$$T = 97min$$

El tiempo del periodo orbital es de $97min$, el Nano-Satélite de la UNSAAC va tardar este tiempo en dar una vuelta completa alrededor de la tierra.

Para tener una visualización de la ruta de navegación del Nano-Satélite y conocer otros parámetros que nos ayude a entender mejor su comportamiento, realizamos una simulación utilizando los parámetros de altura, inclinación, tipo de orbita y tipo de satélite, para esto usamos el software STK (Systems Tool Kit) que es una herramienta computacional basado en análisis grafico que permite desarrollar simulaciones dinámicas y bastante complejas de sistemas aeroespaciales e inteligencia militar.

B. Cálculo mediante software:

Para este cálculo ya se tiene determinada los parámetros de órbita del Nano-Satélite, estos parámetros han sido introducidos al software de simulación (figura 3.1) para su posterior resultado (figura 3.2).

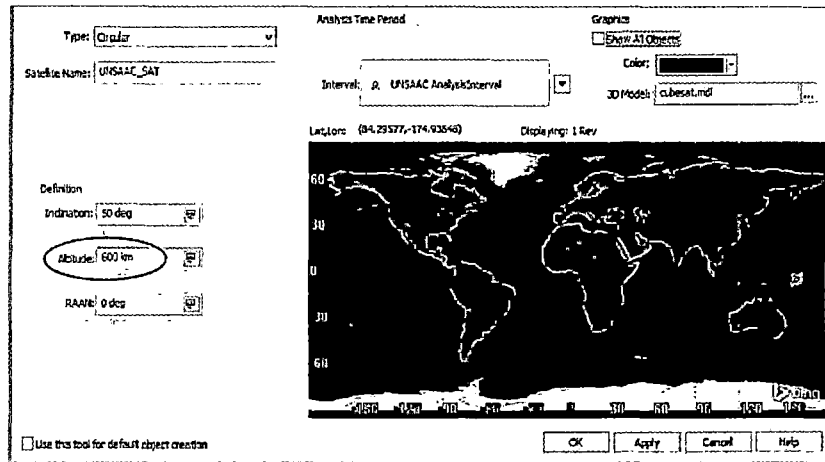


Figura 3.1: Ventana del software STK para configurar las características orbitales del Nano-Satélite de la UNSAAC.

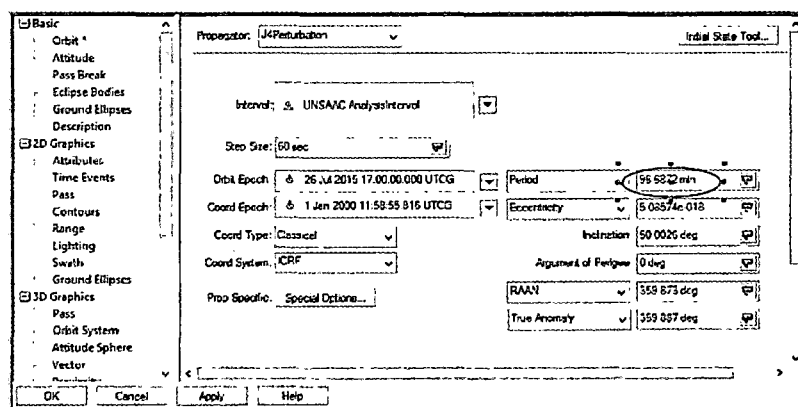


Figura 3.2: Resultado del periodo orbital del Nano-Satélite de la UNSAAC mediante software STK.

Una vez simulado el comportamiento del Nano-Satélite de la UNSAAC en STK, obtenemos el siguiente resultado:

El periodo es de 96.6872 min , de esta forma validamos el valor que se determinó analíticamente mediante la tercera ley de Kepler.

3.1.3.2. Tiempo de vida del Nano-Satélite.

El tiempo de vida o tiempo de la misión del Nano-Satélite depende directamente de la altura donde se va ubicar en primera instancia el Nano-Satélite. Como no se tiene exactamente definido, solo se sabe que va estar en órbita LEO (600 a 2000Km) no es posible predecir exactamente el tiempo de vida, pero sabemos por proyectos similares que este tipo de satélites tienen una vida de 3 a 6 meses. También existe la posibilidad de que el Nano-Satélite cuente con propulsores nucleares para no perder su órbita, estos

propulsores alargarían la vida de la misión. En esta tesis se tomó como referencia el tiempo de vida alrededor de 3 meses.

3.1.3.3. Posición del Nano-Satélite.

La posición que va tener el Nano-Satélite cuando está realizando su movimiento de translación no está definida, solo se sabe que esta posición va ser controlada por el módulo de actitud. Esta posición debe aprovechar la máxima cantidad de irradiancia solar, por tanto, en esta tesis se propone una posición que ayude a generar la máxima energía considerando la carga útil y las antenas para la comunicación con la estación terrena.

3.1.4. Ubicación de la estación terrena para el Nano-Satélite de la UNSAAC

Considerando que el Nano-Satélite solo va contar con una sola estación terrena ubicado en la región Sur del Perú (Kayra - Cusco), la órbita del Nano-Satélite deberá tener una inclinación orbital mayor a 13.5° y menor a 166.5° para que en el Nano-Satélite pase sobre dicha estación terrena en algún momento. Este cálculo se realizó usando el software STK (simulación adjunta en el CD).

Mediante la simulación se puede comprobar que la cantidad de periodos que realiza el Nano-Satélite antes de pasar por la estación terrena varía dependiendo del ángulo de inclinación orbital (figura 3.3) en el cuadro 3.4 se detalla esta variación.

	Inclinación de la orbita	Numero de vueltas antes de pasar sobre la estación terrena		Observación
		Máximo	Mínimo	
1	0° a 13.5°	--	--	No pasa por la estación terrena
2	14°	12	2	Pasa por las estación terrena
3	20°	11	3	Pasa por las estación terrena
4	45°	9	5	Pasa por las estación terrena
5	75°	8	6	Pasa por las estación terrena
6	90°	7	7	Pasa por las estación terrena
7	105°	8	6	Pasa por las estación terrena
8	134	9	5	Pasa por las estación terrena
9	160°	11	3	Pasa por las estación terrena
10	166°	12	2	Pasa por las estación terrena
11	166.5° a 180°	--	--	No pasa por la estación terrena

Cuadro 3.4: Numero de vueltas que da el Nano-Satélite antes de tener contacto con la estación terrena según el ángulo de inclinación de su órbita. Calcula usando el software STK.

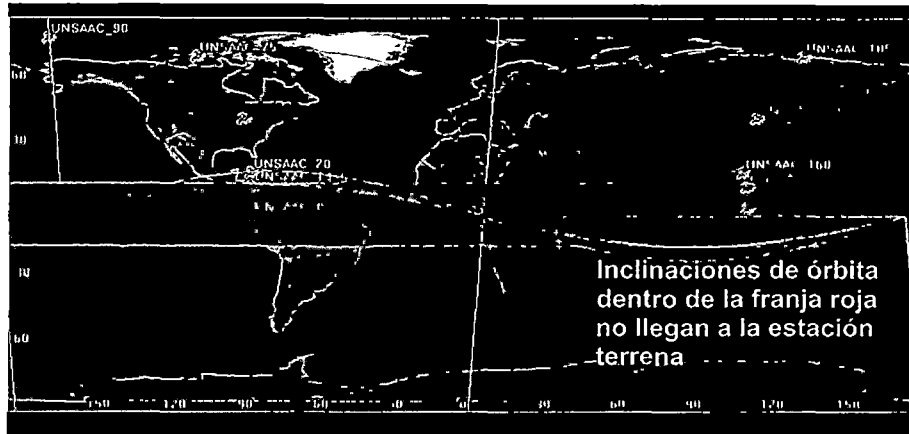


Figura 3.3: Ruta que describe en Nano-Satélite de la UNSAAC con diferentes ángulos de inclinación orbital. Inclinaciones que no pasa sobre la estación terrena en la franja roja.

Cuando la órbita tiene una inclinación de aproximadamente 14° y de 166° tenemos el número máximo de periodos antes de ubicarse el Nano-Satélite sobre la estación terrena, que son 12 periodos. El proyecto Diseño Y Construcción De Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara De Resolución Media Para El Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco especifica el rango del ángulo que va tener la órbita del Nano-Satélite este rango es de 45° a 75° .

En un caso ideal, donde el Nano-Satélite solo consume energía cuando pasa sobre la estación terrena para cumplir su misión (captura fotografía y descarga de datos) y en todo otro momento solo recolecta energía se va almacenar la máxima cantidad de energía con este caso se realiza el dimensionamiento del almacenador de energía.

3.1.5. Elección del generador más adecuado para el Nano-Satélite de la UNSAAC.

Según las opciones disponibles para este tipo de proyectos, el convertor de energía debe contar con la mejor combinación de fuente primaria y tipo de conversión. La fuente primaria debe tener una masa y volumen la más pequeña posible y el tipo de conversión debe ser altamente eficiente. Para la selección del generador se ha considerado dos criterios: potencia requerida por el Nano-Satélite (tipo de satélite) y el tiempo de duración de la misión (tiempo de vida del satélite); la combinación de estos dos criterios se pueden observar en la figura 3.4. (Patel, 2004)(Págs. 40-41).

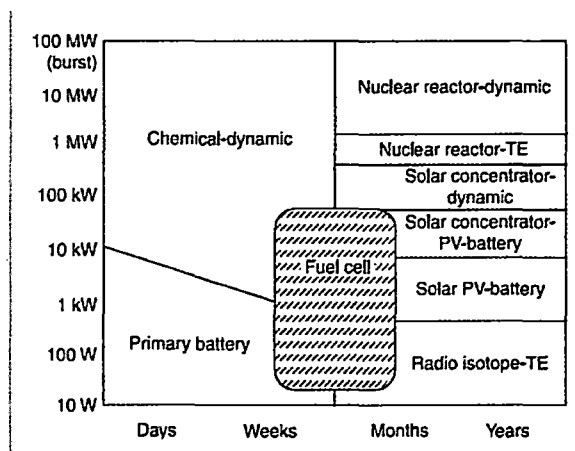


Figura 3.4: Gráfico dinámico para la mejor elección de la fuente para un satélite, según el tiempo de la misión y la potencia requerida. (Patel, 2004).

Mediante la figura 3.4 podemos observar que tenemos tres alternativas como generador para Nano-Satélites: baterías de combustible, radio isotopos y la combinación de celdas fotovoltaicas y baterías.

Siguiendo el estándar CubeSat del Nano-Satélite de la UNSAAC y considerando los alcances que tenemos dentro de las limitaciones (Principiantes en tecnología aeroespacial) elegimos la combinación de celdas fotovoltaicas y baterías, además, considerando como referencias de proyectos similares al nuestro.

3.1.6. Selección y dimensionamiento de celdas fotovoltaicas para el Nano-Satélite de la UNSAAC:

Para la selección de las celdas fotovoltaicas que se va usar en el Nano-Satélite de la UNSAAC se han tomado en cuenta los siguientes criterios:


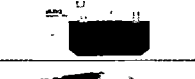

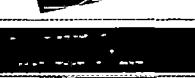
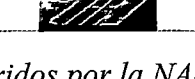

- Eficiencia.
- Resistencia a la radiación.
- Dimensiones y peso.
- Capacidad de soportar golpes y vibraciones.

Estos criterios nos lleva a determinar que las celdas fotovoltaicas a usar son de triple juntura (GaInP/ GaAs/Ge) por su alta eficiencia y porque son capaces de soportar radiaciones en orbitas LEO. Las dimensiones y peso están dentro del estándar CubeSat, este estándar sugiere que cada celda debe tener una dimensión alrededor de 30 cm^2 y debe pesar cada celda al redero de 2.5 gramos. El criterio que debe soportar golpes y vibraciones solo se toma en consideración celdas fotovoltaicas de proyectos anteriores y empresas dedicadas a la fabricación de celdas para este tipo de proyectos.

Las celdas fotovoltaicas deben soportar aceleraciones alrededor de 3g cuando gira en su órbita, y alrededor de 10g al momento del lanzamiento, g es la aceleración de la gravedad en la superficie de la tierra. (Patel, 2004)(Pág 26).

Las celdas fotovoltaicas para aplicaciones de proyectos aeroespacial son fabricadas por varias compañías como se puede observar en el cuadro 3.5, estas celdas están compuestas de una triple juntura de Arseniuro de Galio (GaAs), Fosfato de Indio con Galio (GaInP) y Germanio (Ge), y tienen una eficiencia alrededor del 30% (Bailey et al., 2009).

Power generation with solar cells for small satellites.

Technology Name	Description	Developer	TRL Status	Figures
Solar cell	Triangular shape, Improved Triple Junction (ITJ), Efficiency 27%	SpectroLab (USA)	9 On orbit	
Solar cell	NeXt Triple Junction (XTJ), Efficiency 29.3%	SpectroLab (USA)	9 On orbit	
Solar cell	BTJ / ZTJ Space Solar Cell, Efficiency 27-29.5%	Emcore (USA)	9 On orbit	
Solar cell	Triple Junction Solar Cell, 3G28 / 3G30 Efficiency 28 -30%	AzurSpace Solar (Germany)	9 On orbit	
Solar panel	Panel of SpectorLab or AzurSpace cells	Clyde (UK)	9 On orbit	
Solar panel	PMDAS for 1/2/3U CubeSats	Pumpkin (USA)	9 On orbit	

Cuadro 3.5: Celdas fotovoltaicas para satélites CubeSat sugeridos por la NASA. (NASA, 2014).

En esta tesis se sugiere usar celdas fotovoltaicas de la compañía SPECTROLAB modelo QT1U0921-084 (figura 3.5), donde podemos encontrar en su hoja de datos información de sus características.

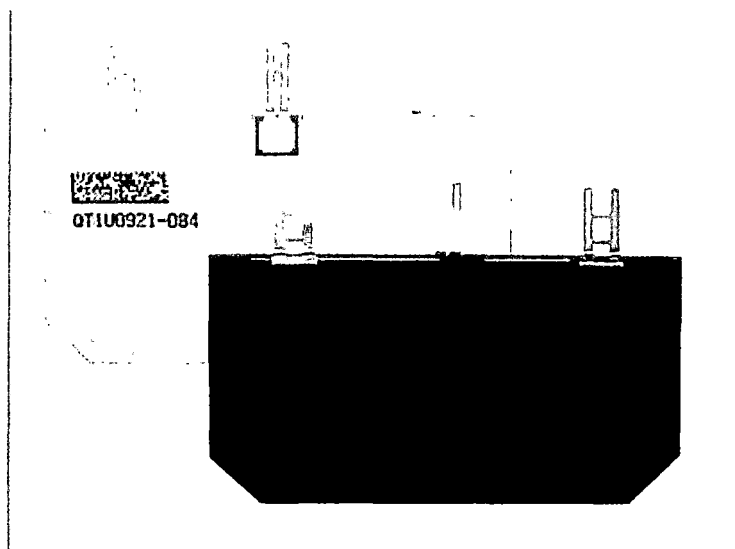


Figura 3.5: Celdas fotovoltaicas que va llevar el Nano-Satélite de la UNSAAC.

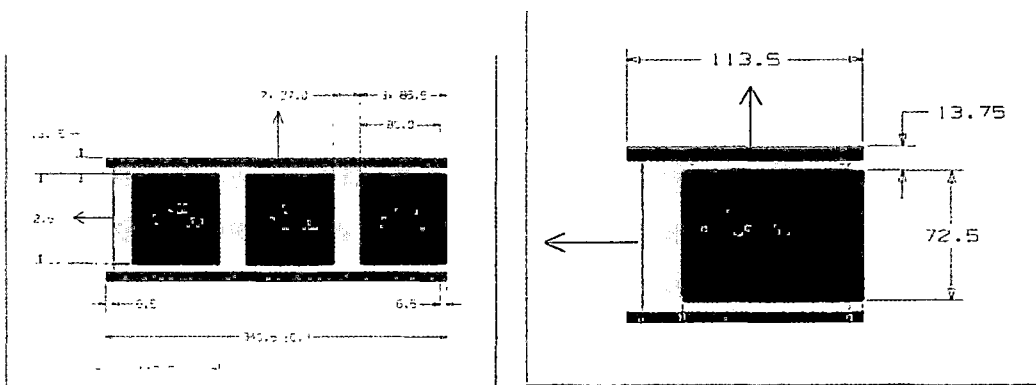
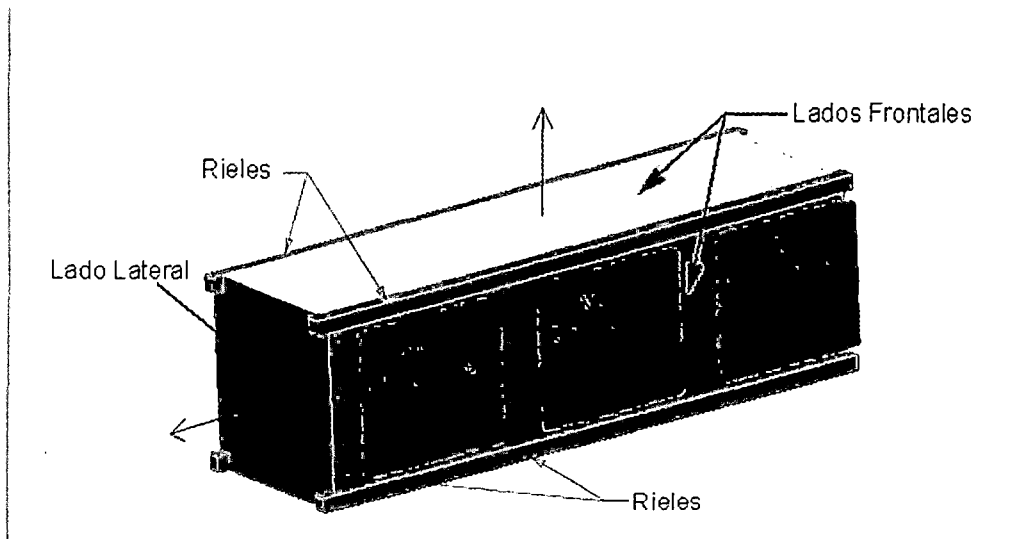
Características principales de las celdas fotovoltaicas que va usar el Nano-Satélite de la UNSAAC:

Marca y modelo	SPECTROLAB QT1U0921
Área	26.62 cm^2
Corriente en corto circuito (I_{SC})	$17.05 \frac{\text{mA}}{\text{cm}^2} \times 26.62 \text{ cm}^2 = 453.871 \text{ mA}$
Corriente de operación (I_{op})	436.568 mA
Coefficiente térmico de I_{SC} (TC_i)	$5.3 \frac{\mu\text{A}}{\text{cm}^2} \times 26.62 \text{ cm}^2 = 0.141086 \text{ mA}/^\circ\text{C}$
Voltaje máximo (circuito abierto) (V_{max})	2660 mV
Voltaje mínimo (V_{min})	2350 mV
Voltaje de operación (con carga) (V_{op})	2310 mV
Coefficiente térmico de V_{max} (TC_v)	$-5.9 \text{ mV}/^\circ\text{C}$
Irradiancia de prueba (E_{IN})	$1353 \text{ W}/\text{m}^2$
Temperatura de prueba (T_N)	28°C
Eficiencia	28.3%
Peso	$84 \frac{\text{mg}}{\text{cm}^2} \times 26.62 \text{ cm}^2 = 2.236 \text{ g}$

Cuadro 3. 6: Características y parámetros de la celda fotovoltaica que va llevar el Nano-Satélite de la UNSAAC.

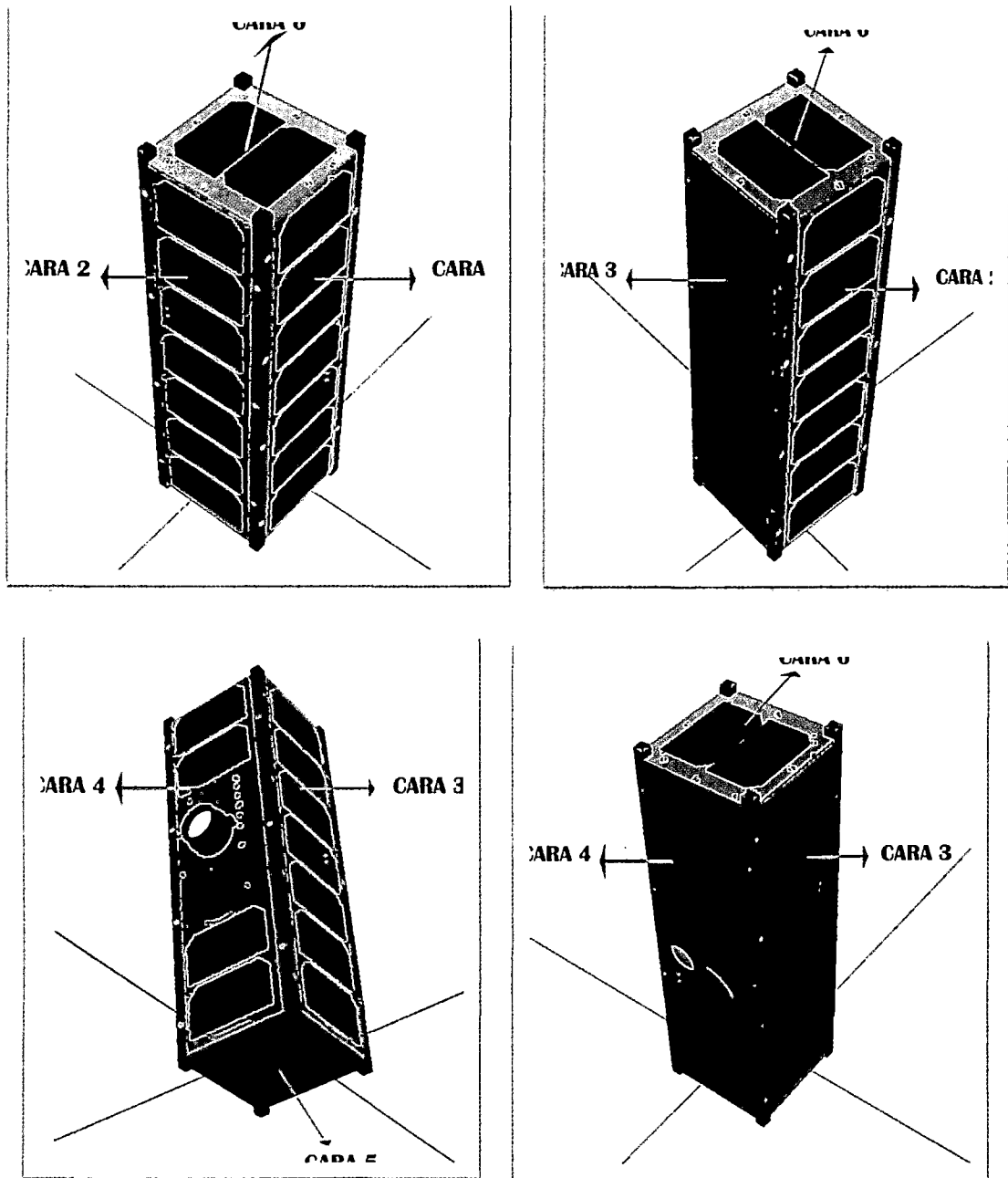
3.1.7. Numero de celdas para el Nano-Satélite de la UNSAAC.

Las celdas fotovoltaicas sugeridas en esta tesis para el Nano-Satélite de la UNSAAC tienen un área de 26.62 cm^2 . El estándar CubeSat 3U sugiere las medidas para este tipo de Satélites como se ve en las figuras 3.6 (CubeSat Design Specification) para calcular la cantidad de celdas fotovoltaicas que va utilizar el Nano-Satélite en primera instancia vemos el área utilizable en un CubeSat 3U posteriormente determinamos la cantidad de celdas fotovoltaicas que se puede instalar.



Figuras 3.6: Áreas y medidas del estándar CubeSat 3U. (CubeSat Design Specification).

Un área reservada (access port) mide $7.25\text{cm} \times 8.65\text{cm} = 62.71\text{cm}^2$, las celdas que va llevar el Nano-Satélite de la UNSAAC tiene un área de 26.62cm^2 , por lo tanto en un área reservada caben 2 celdas fotovoltaicas. Nuestro satélite tiene 3 áreas reservadas por cada lado frontal que son 4 y tiene 1 área reservada por cada lado lateral, que son 2, en total tenemos 14 áreas reservadas (figuras 3.6) pero necesitamos un área reservada para la carga útil y la antena en banda S, todavía no se tiene los modelos de éstas, por lo cual se reserva un espacio equivalente a una área reservada una cara frontal. Siendo aplicados a los que indica el estándar, la estructura del Nano-Satélite podría tener la capacidad para anclar 26 celdas fotovoltaicas, pero en esta tesis se sugiere anclar un panel más a cada lado frontal, excepto la cara frontal donde va estar la cámara de la carga útil y la antena de la banda S. El aumento de una celda más en las tres caras frontales es para obtener la máxima cantidad de energía posible. Por tanto, el Nano-Satélite contara con 29 celdas. En las figuras 3.7 se muestra cómo se va ver la superficie del satélite una vez ancladas las celdas fotovoltaicas, cámara de la carga útil y las antenas de banda S y UHF.



Figuras 3.7: Designación de todas las caras del Nano-Satélite una vez ancladas los componentes que van ir en la superficie exterior. (Diseño propio)

Las celdas ancladas en el Nano-Satélite se dividen en dos generadores: una principal y otra secundaria. Las celdas ubicadas en las caras 1, 2, y 3 son los generadores principales y las celdas ubicadas en las otras caras son generadores secundarios, se separa en dos generadores por su posicionamiento que va tener en su movimiento de traslación.

Conexión de las celdas fotovoltaicas.

Las celdas fotovoltaicas de cada lado frontal están conectadas entre sí en serie y en paralelo entre las tres caras frontales, dicha conexión es como se ve en la figura 3.8, esto con la finalidad de obtener el mayor voltaje posible. Se conectan en esta configuración por dos principales razones: El Nano-Satélite utiliza un sistema de almacenamiento con una entrada de 5V, se tiene mayor rango de trabajo en un regulador reductor que un

regulador elevador, además de que un regulador reductor es posible que las celdas fotovoltaicas operen en su punto máximo de operación, esto lleva a que se debe tener un voltaje mayor a $5V$ para aprovechar esta característica, por otro lado, el comportamiento propio de las celdas fotovoltaicas donde su voltaje de salida disminuye desde su voltaje de circuito abierto hasta $0V$, esto ya sea por condiciones ambientales o porque la carga exige mayor corriente de la que puede entregar, todo esto hace que, es más óptimo generar energía con un alto voltaje y una corriente mínima.

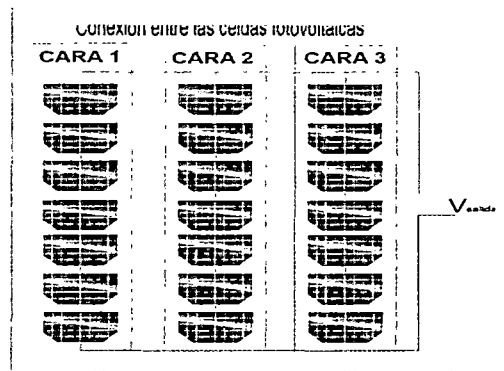


Figura 3.8: Conexión de las celdas fotovoltaicas de las caras 1, 2 y 3 que va llevar el Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

Cada celda fotovoltaica que se va usar tienen un voltaje de operación alrededor de $2.310 V$, así, en la configuración descrita obtendremos alrededor de $2.310 \times 7 = 16.17V$ en la salida del generador. (Voltaje varía según condiciones de operación y ambientales)

3.1.8. Posición del Nano-Satélite cuando recorre su órbita.

Estudio del máximo aprovechamiento de transformación de energía.

Para el máximo aprovechamiento de la energía solar, se tiene que exponer la mayor cantidad de celdas fotovoltaicas de forma directa al sol la mayor cantidad de tiempo posible. Las caras frontales son los que contienen mayor cantidad de celdas por tanto éstas deben estar el mayor tiempo expuestas al sol. Otra consideración que se toma en cuenta es la carga útil donde la cámara fotográfica debe señalar hacia la superficie de la tierra en todo momento.

El tiempo que tarda el satélite en dar una vuelta completa alrededor de la tierra es de 97 minutos, en el análisis que realiza Mukund R. Patel (Patel, 2004) (Págs. 18-19) en su libro Sistemas de Potencia para Satélites indica que los satélites que se encuentran en la órbita LEO reciben iluminación un 66.43% cuando la tierra está en el perihelio. Por no tener fecha exacta de lanzamiento, el análisis se realiza en el peor de los casos, donde la tierra se encuentra en el *Afelio* donde la iluminación es aproximadamente 50% , tomando esta consideración, el Nano-Satélite va estar expuesto al sol la mitad de su periodo, que es 48.5 minutos, (0.8 horas), en este tiempo surge el efecto fotoeléctrico y las celdas son capaces de generar energía eléctrica.

Para determinar la mejor posición del Nano-Satélite durante los 48.5 minutos elegimos un tipo de posicionamiento donde se exponga la mayor cantidad de celdas fotovoltaicas a los rayos del sol, para esto se ha probado tres posiciones como se muestra en la figuras 3.9, 3.10 y 3.11.

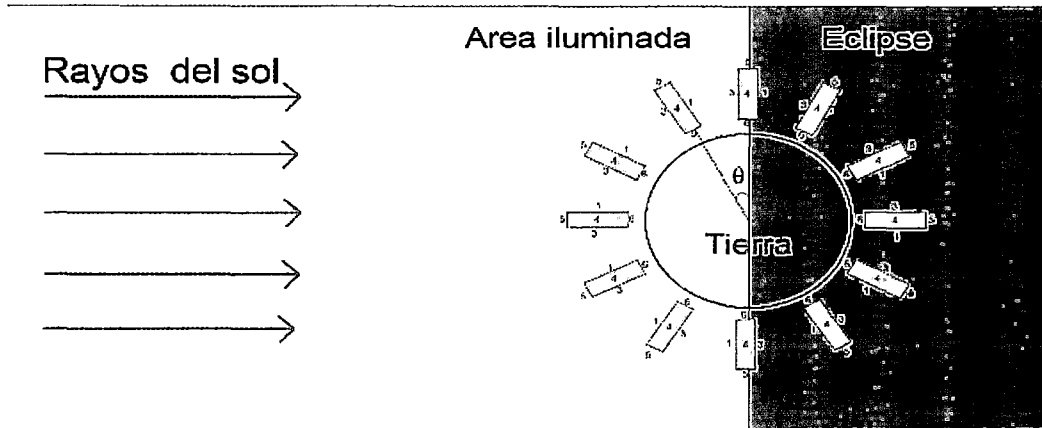


Figura 3.9: Posicionamiento del Nano-Satélite cuando gira alrededor de la tierra. Menor cantidad de celdas expuestas al sol durante el periodo iluminado. Cámara fotográfica no direccionada a la tierra. No se recomienda esta posición (Vista transversal). (Diseño propio)

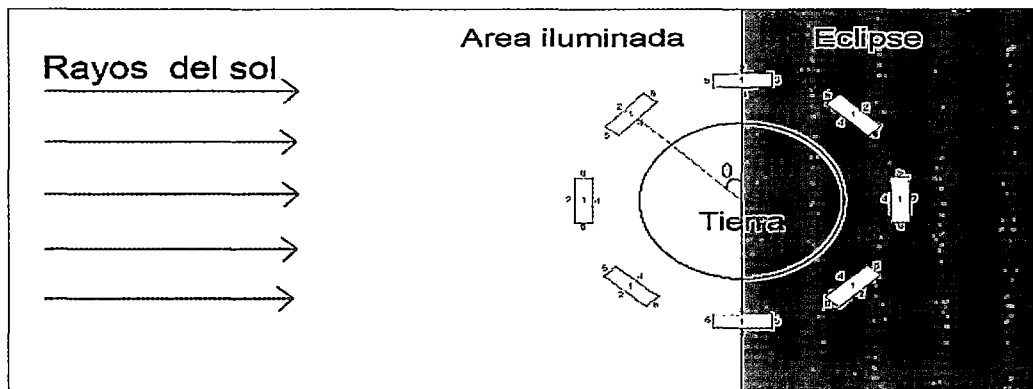


Figura 3.10: Posicionamiento del Nano-Satélite cuando gira alrededor de la tierra. Menor cantidad de celdas expuestas al sol durante el periodo iluminado. Cámara fotográfica esta direccionada a la tierra. No se recomienda esta posición (Vista transversal). (Diseño propio)

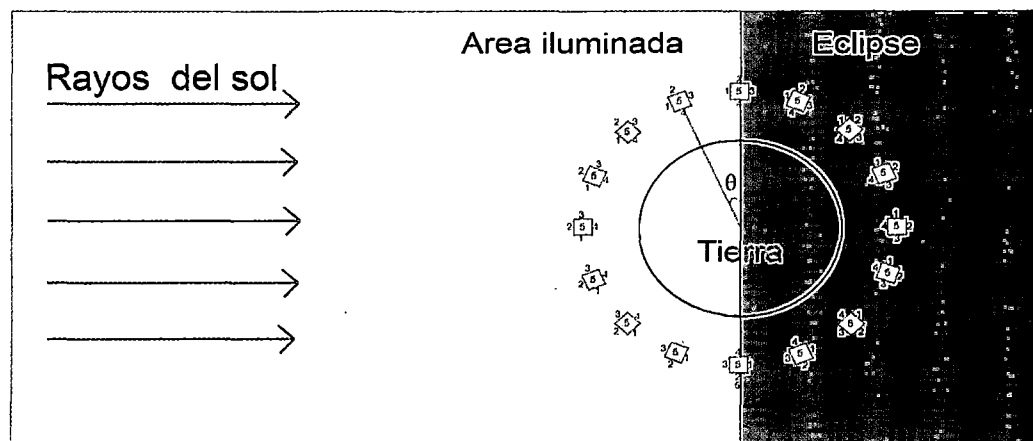


Figura 3.11: Posicionamiento del Nano-Satélite cuando gira alrededor de la tierra. Mayor cantidad de celdas expuestas al sol durante el periodo iluminado. Cámara fotográfica esta direccionada a la tierra. Posición recomendada (Vista transversal). (Diseño propio)

En la figura 3.11 obtenemos mayor exposición al sol, por lo tanto el módulo de actitud debe hacer que se mantenga en esta posición durante su movimiento de traslación, a menos que haya otra orden desde la estación terrena ya sea para adquirir fotos de otro lugar que no sea la tierra u otro evento.

Teniendo la posición de traslación del Nano-Satélite, en este escenario (figura 3.11), la cara 4 donde está la cámara fotográfica está direccionada hacia la tierra, las caras 1, 2 y 3 (7 celdas en cada cara) van estar expuestas al sol, la irradiancia de estas caras depende en que hemisferio está el Nano-Satélite, en el hemisferio norte se iluminan las caras 1 y 2, mientras que en el hemisferio sur se iluminan las caras 2 y 3. El ángulo de incidencia cambia en cada instante de la órbita. En el periodo iluminado este ángulo varía de 0° a 180° . Para la cara 1 la irradiancia es proporcional al *seno* del ángulo θ que varía de 0° a 90° , para la cara 2 la irradiancia es proporción al *seno* del ángulo θ que varía de 0° a 180° y para la cara 3 la irradiancia es proporcional al *seno* del ángulo θ que varía de 90° y 180° . La irradiancia incidente a las celdas solares está directamente relacionada con el ángulo de los rayos de sol con la normal de la cara iluminada, el ángulo θ descrito en la figura 2.12 es este mismo ángulo. En la posición que se ha determinado, solo 3 caras de las 6, son las que van ser expuestas al sol por lo tanto las celdas que van a estar en estas caras pertenecen al generador principal y las otras celdas de las otras caras pertenecen al generador secundario. En la figura 3.12 se aprecia mediante el software de simulación STK la posición del Nano-Satélite de la UNSAAC.

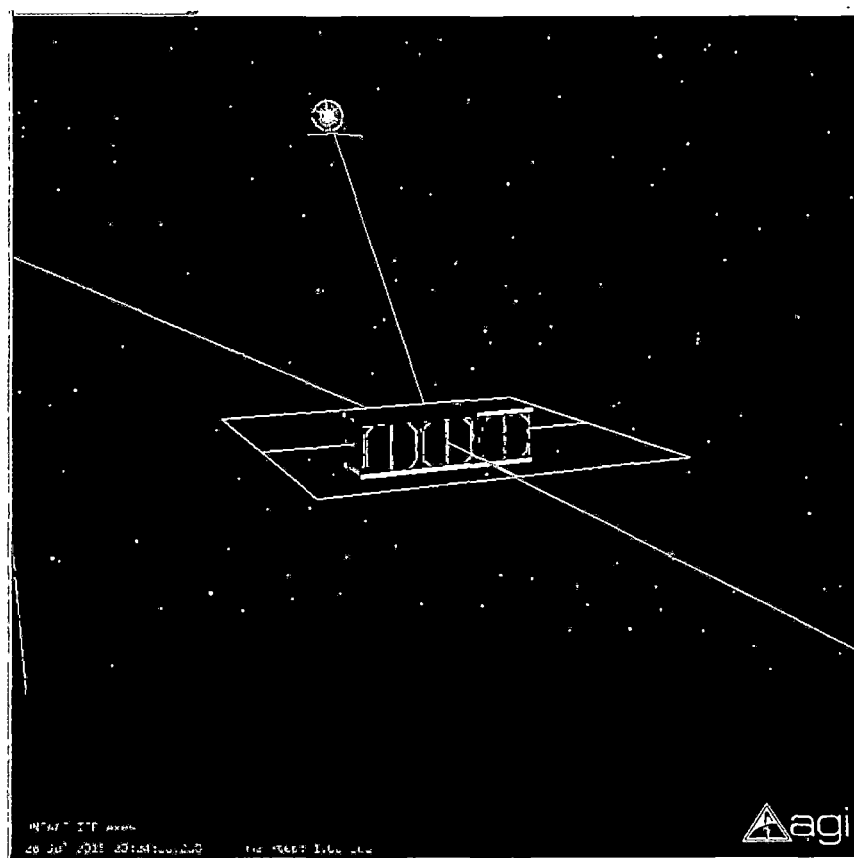


Figura 3.12: Posición sugerida para el Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

Teniendo definido el dimensionamiento de celdas fotovoltaicas, la conexión entre ellas, la posición del Nano-Satélite en su movimiento de traslación y las condiciones ambientales en órbita LEO (Marco teórico) es posible estimar la cantidad de potencia que va generar en todo instante.

3.1.9. Estimación de la cantidad de potencia que va generar el Nano-Satélite:

Para calcular la cantidad de energía que va generar el arreglo de celdas fotovoltaicas del Nano-Satélite de la UNSAAC se utiliza el Método Analítico Matemático Por Comportamiento De Gil Aria Y Ortiz Rivera. (Gil-Arias and Ortiz-Rivera, 2008). Para esto se calcula la variación de la irradiación y de temperatura que va tener el Nano-Satélite cuando describe su órbita iluminada.

A partir de estas variaciones de las condiciones ambientales determinamos los voltajes de circuito abierto y la corriente de corto circuito de las celdas fotovoltaicas en cada instante de su órbita utilizando las ecuaciones 2.4 y 2.3, posteriormente se obtiene la curva corriente-voltaje y la potencia máxima con las ecuaciones 2.2. Esto es calculado cuando el Nano-Satélite está iluminado en los 48.5 minutos (0.80 horas) a 600Km de altura. Para obtener estas características se ha utilizado Matlab y Simulink. (Código del cálculo utilizado adjunto en el CD).

En las figuras 3.13 se muestra el proceso para estimar la cantidad de energía a generar en una órbita iluminada (50% de la órbita total).

DIAGRAMA DE FLUJO PARA ESTIMAR LA ENERGIA A GENERAR EN UN PERIODO ORBITAL DEL NANO-SATÉLITE DE LA UNSAAC

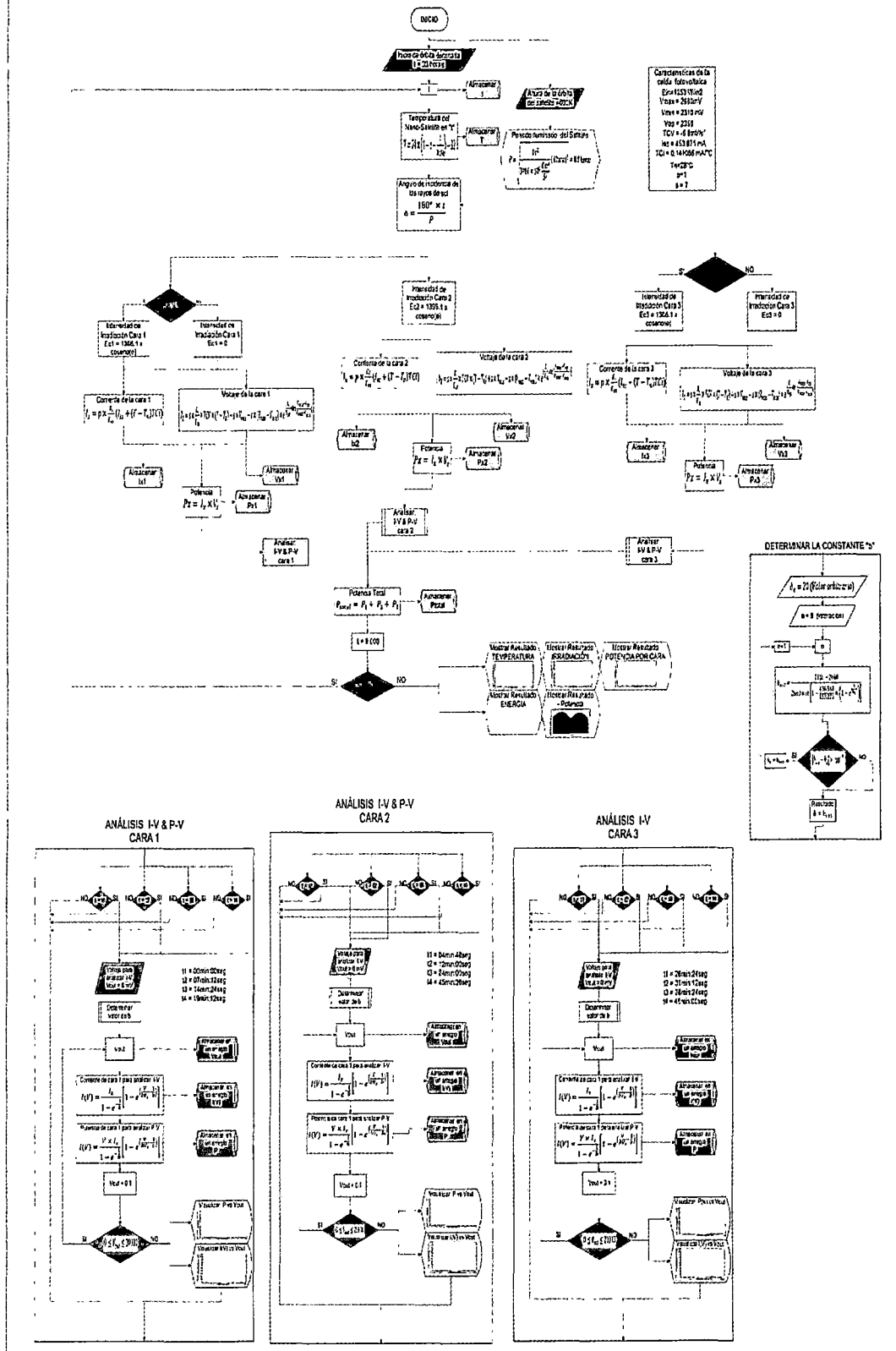


Figura 3.13 (Diseño propio)

El cuadro 3.7 se muestra un resumen de los datos obtenidos. (Datos completos en el capítulo de resultados)

Variable	Cantidad (en un periodo)	Observación
Energía	7.6214 Wh	
Potencia mínima	7.193W	
Potencia máxima	10.74W	Corriente a 5V es 2.1A
Temperatura mínima	-32°C	
Temperatura máxima	40.8°C	

Cuadro 3.7: Resumen de parámetros que va tener el Nano-Satélite del a UNSAAC cuando este en órbita.

3.1.10. Selección de los almacenadores de energía

Todo satélite que utiliza como generador celdas fotovoltaicas, requiere de un sistema para el almacenamiento de energía. Existen distintas tecnologías para este propósito, éstas pueden ser:

- Baterías.
- Súper capacitores.
- Celdas de combustible.

En el caso de los CubeSat para almacenar energía utilizan baterías, nuestro satélite no es la excepción, motivo por el cual el modulo desarrollado en esta tesis utiliza baterías para almacenar energía.

En los Nano-Satélites el peso y volumen están definidos en el estándar CubeSat, para seleccionar la batería consideramos una batería con la mayor energía específica y alta densidad de energía.

En la figura 3.14 se presenta los distintos tipos de baterías para uso en misiones aeroespaciales: (Larson and Wertz, 1992).

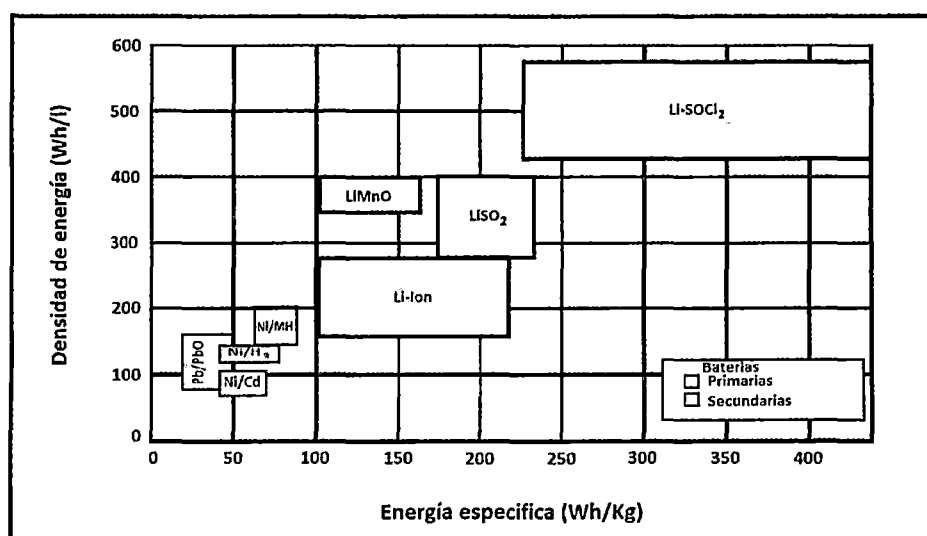


Figura 3.13: Grafico dinámico para la selección de las baterías para un Satélite. (Larson and Wertz, 1992).

Comparación de las principales tecnologías de baterías para Nano-Satélites

Tecnología de baterías secundarias	Energía Específica Wh/Kg	Densidad de energía Wh/L	Eficiencia de carga/descarga
Níquel Cadmio (Ni-Cd)	40 - 60	50 - 150	70% - 90%
Níquel Hidrógeno (Ni-H2)	35 - 57	105	65% - 85%
Litio Ion	100 - 265	250 - 730	80% - 90%

Cuadro 3. 8: Comparación de baterías.

El cuadro 3.8 se muestra que la batería secundaria con mayor energía específica y mejor densidad de energía es la batería de Litio- Ion. Comparando las baterías de Litio-Ion con las de NiH2 y NiCd, las baterías de Litio-Ion alcanzan una energía específica de 265Wh/Kg y una densidad de energía hasta de 730 Wh/L por ende elegimos las baterías de Litio-Ion por tener mejores características. Además dentro de las baterías de Litio Ion se considera baterías fabricadas para este tipo de proyectos con antecedentes en proyectos similares al nuestro. Considerando el tipo de batería, el módulo de potencia va utilizar *baterías secundarias o recargables*.

Para elegir la batería de Litio-Ion se ha considerado la comparación con su parecido, la batería de Polímero de Litio, que tiene mayor energía específica y mayor densidad de carga, pero por el lado de la seguridad, las baterías de Litio-Ion es relativamente menos reactiva y más fiable que las baterías de Polímero de Litio. También es necesario señalar que en otros proyectos de Nano-Satélites no se utilizó las baterías de Polímero de Litio, también por motivos de seguridad.

Las recomendaciones de la NASA, para este tipo de satélites, recomiendan baterías:

Battery	Chemistry	Mission	Specific Energy (Wh/kg)	Energy Density (Wh/l)	Operating Temp. Range (°C)	Cycle life	Mission life (yrs)	Issues
Primary	Ag-Zn Li-SO2 Li-SOCl2	Launch vehicles, Cassini, MER lander, Sojourner Rover	90-250	130-300	-20 to 60	1	1-9	Limited temp. range & voltage decay
Rechargeable	Ni-Cd Ni-H2	ToPex, HST, Space Station	24-35	10-30	-5 to 30	>50,000 @ 25% DOD	>10	Heavy/bulky & temp. range
Advanced	Li-Ion Li-Polymer	MER rovers, Cubesat	100	250	-20 to 30	>400 @ 50% DOD	>2	Cycle life

Cuadro 3.9: Sugerencia de la NASA para baterías en CubeSat. (NASA, 2014).

Considerando los parámetros anteriores, es posible decidir la batería en Nano-Satélite de la UNSAAC, cuyas características se muestran el cuadro 3.10.

Fabricante	Hunan Sounddon New Energy
Modelo	ICR18650
Capacidad	2200mAh
Voltaje nominal	3.7V
Voltaje de corte	2.75V \cong 3V
Corriente máxima de carga	2200mA
Corriente máxima de descarga	2200mA
Corriente estándar de carga	440mA
Corriente estándar de descarga	1100mA
Voltaje de carga	4.2V
Rango de temperatura	-10°C a +45°C
Peso	48g
Dimensiones	Diámetro: 18.5 \pm 0.7 mm
	Altura: 65 \pm 0.6 mm

Cuadro 3.10: Características del modelo de batería seleccionado para el Nano-Satélite de la UNSAAC.

Otras características de las baterías que va llevar el Nano-Satélite de la UNSAAC.

$$\text{Constante de carga} = \frac{2200mA}{2200mAh} = 1C$$

$$\text{Constante de descarga} = \frac{2200mA}{2200Ah} = 1C$$

$$\text{Tasa de carga} = \frac{2200mAh}{440mA} = 5 \text{ horas} = 300 \text{ min}$$

$$\text{Tasa de descarga} = \frac{2200mA}{1100mA} = 2 \text{ horas} = 120 \text{ min}$$

3.1.11. Dimensionamiento de la cantidad de baterías.

Analizando en el caso extremo e ideal donde inclinación orbital del Nano-Satélite es de 45° sucede que cada 9 periodos el Nano-Satélite pasa sobre la estación terrena y los otros 8 periodos almacena toda la energía entregada por las celdas fotovoltaicas; se realiza el cálculo para dimensionar la cantidad de baterías.

La cantidad de baterías necesarias para el Nano-Satélite está determinada por la cantidad de energía a almacenar.

El banco de baterías debe tener la capacidad de almacenar toda esta energía generada.

Energía generada en un periodo: 7.62 Wh. (Resultado de la estimación de energía).

Energía generada en 8 pedidos: $8 \times 7.62 = 60.96 \text{ Wh}$.

Para almacenar toda la energía, el banco de baterías debe poder almacenar 60.96 Wh.

Voltaje nominal de las baterías de Litio Ion: 3.7V

Configurando las baterías en paralelo, la energía a almacenar por el banco de baterías:

$$3.7V \times \text{Capacidad} = 60.96 \text{ Wh}$$

$$\text{Capacidad} = 16.48 \text{ Ah}$$

Para esto usamos baterías con una capacidad de 2200mAh (podría ser otro valor), entonces:

$$\text{Numero de baterías} \times 2200\text{mAh} = 16.48 \text{ Ah}$$

$$\text{Numero de baterías} = 7.49 \cong 8$$

3.2. Implementación del prototipo del módulo del sistema de potencia.

El módulo del sistema de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC se compone de subsistemas:

- Subsistema de conversión o generación de energía.
- Subsistema de acondicionamiento de la potencia generada
- Subsistema bypass y cargador de baterías.
- Subsistema distribución.
- Subsistema de protección.
- Subsistema de supervisión y control.

En la figura 3.15 se muestra el diagrama de bloques del módulo de potencia con todos los subsistemas.

DIAGRAMA DE BLOQUE DEL MÓDULO DEL SISTEMA DE POTENCIA

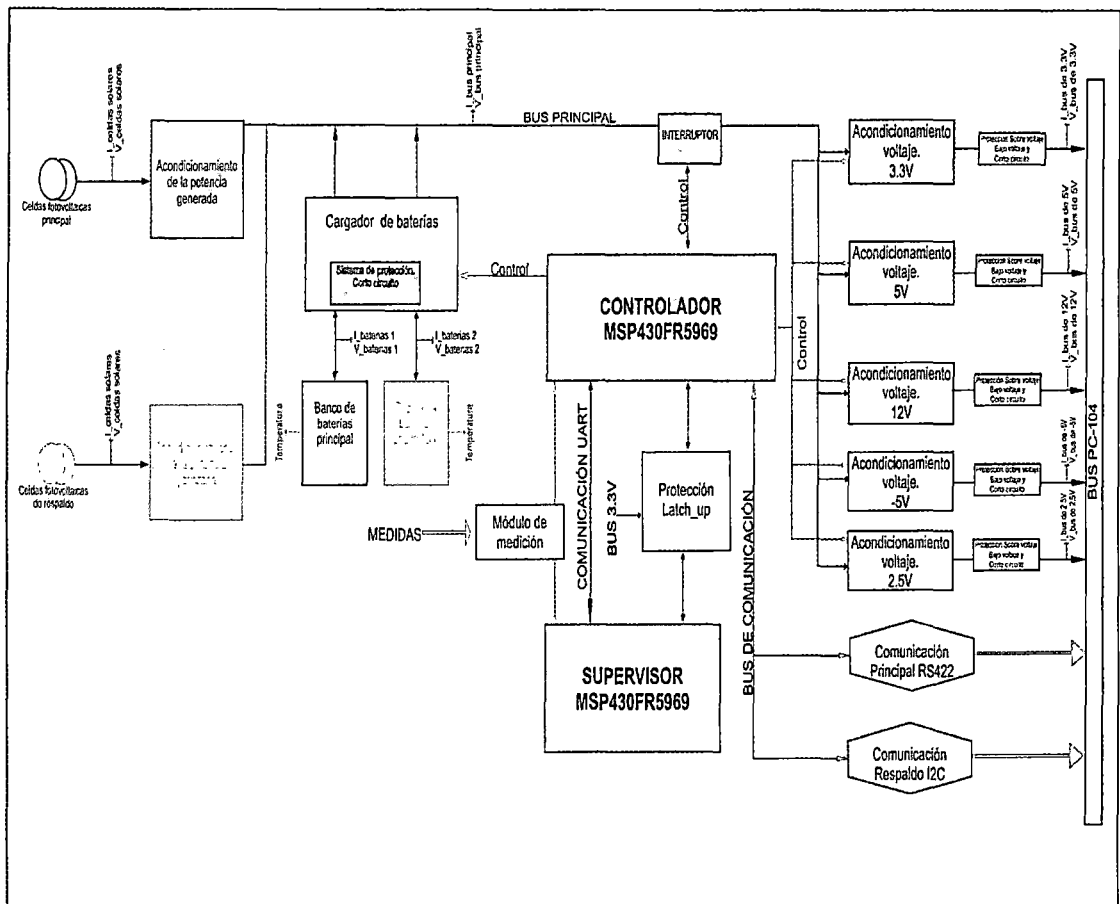


Figura 3. 14: Diagrama de bloques del módulo del sistema de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

3.2.1. Subsistema de conversión o generación de energía.

Este subsistema ya se ha definido en esta tesis (celdas fotovoltaicas), es necesario indicar que en esta tesis, no se adquiere las celdas fotovoltaicas por los altos costo económico (1000\$ por celda). Para subsanar este inconveniente se ha implementado un módulo que simula el comportamiento del generador que va tener el Nano-Satélite, cuyo modulo pertenece al módulo de prueba para el prototipo que se desarrolla en esta tesis.

3.2.1.1. Simulador del generador del Nano-Satélite.

Se decide realizar una fuente de energía que simule el comportamiento de las celdas fotovoltaicas con el propósito de poner en funcionamiento y realizar las pruebas de comportamiento del prototipo del módulo de potencia sin depender de las condiciones climatológicas para dicho propósito. La estimación del comportamiento de la potencia de las celdas fotovoltaicas en el espacio se ha validado empíricamente, obteniendo resultados favorables, por este motivo es válido implementar un simulador del generador del Nano-Satélite de la UNSAAC.

El simulador debe ser capaz de entregar una potencia idéntica que la potencia estimada (figura 3.16). (Periodo iluminado 0.8 horas).

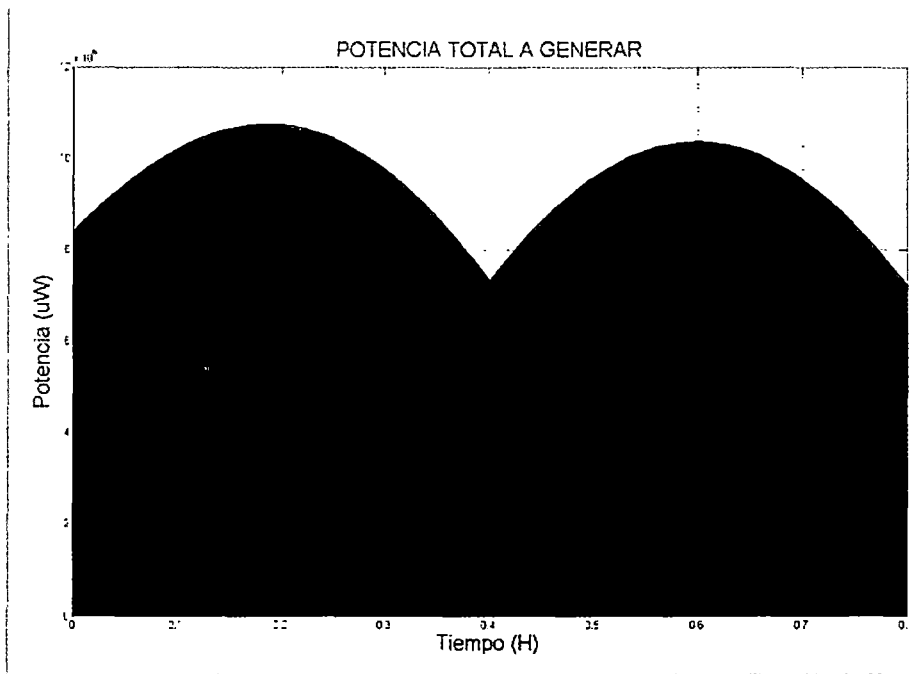


Figura 3.15: Curva de potencia que generaría el arreglo de celdas fotovoltaicas del Nano-Satélite de la UNSAAC cuando está en órbita iluminada.

El emulador debe entregar un voltaje y corriente similar a la que entrega el arreglo de celdas fotovoltaicas del Nano-Satélite cuando está en órbita. EL voltaje de salida del arreglo de celdas tiene una variación alrededor de 16.17V mientras que la corriente es la que principalmente varía, esta última hace que varíe la potencia, esta potencia varia como se aprecia en la figura 3.16, por tanto, el simulador va tener un voltaje de salida constante de 16.17V y una corriente variante para poder obtener una potencia idéntica la figura 3.16. Para lograr esto utilizamos un generador principal y una carga controlada.

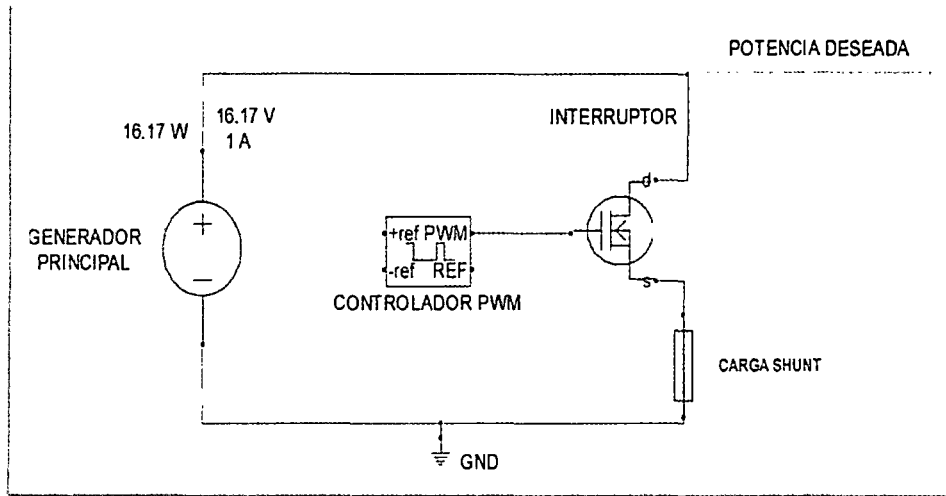


Figura 3.16: Diagrama de bloques del simulador del generador del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Generador principal

Es una fuente de alimentación que tiene la capacidad de entregar voltaje y corriente constantes, pero para el simulador se necesita que la corriente varíe según la ubicación que va tener el Nano-Satélite, para lograr esto se conecta en paralelo una carga controlada que se encargara de consumir una potencia no deseada. Para el funcionamiento del simulador, el generador principal se configura con un voltaje 16.17V y una corriente de 1 A. En la figura 3.19 se muestra el generador principal.



Figura 3.17: Generador de corriente continua configurable en voltaje y corriente.

Carga controlada.

La carga controlada se encarga de consumir una potencia no deseada, la potencia no deseada es la potencia que no debe generar el generador principal. La potencia no deseada se controla por el flujo de corriente a través de una resistencia shunt mediante una señal

PWM, esta corriente está controlada con una tarjeta de desarrollo Launchpad de la compañía Texas Instruments.

En la figura 3.19A se muestra gráficamente el comportamiento de la potencia del simulador del generador del Nano-Satélite.

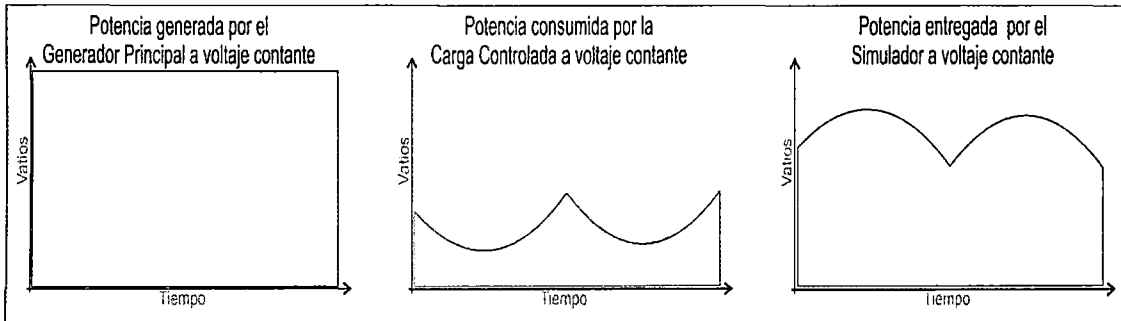


Figura 3.18A: Funcionamiento del simulador del generador del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Este simulador además cuenta con una conexión a una computadora personal para poder visualizar cuanta potencia está consumiendo la carga Shunt, esto mediante Labview y una tarjeta de desarrollo MyRio. (Suárez et al.). En la figura 3.19B se muestra el funcionamiento del simulador del generador del Nano-Satélite.

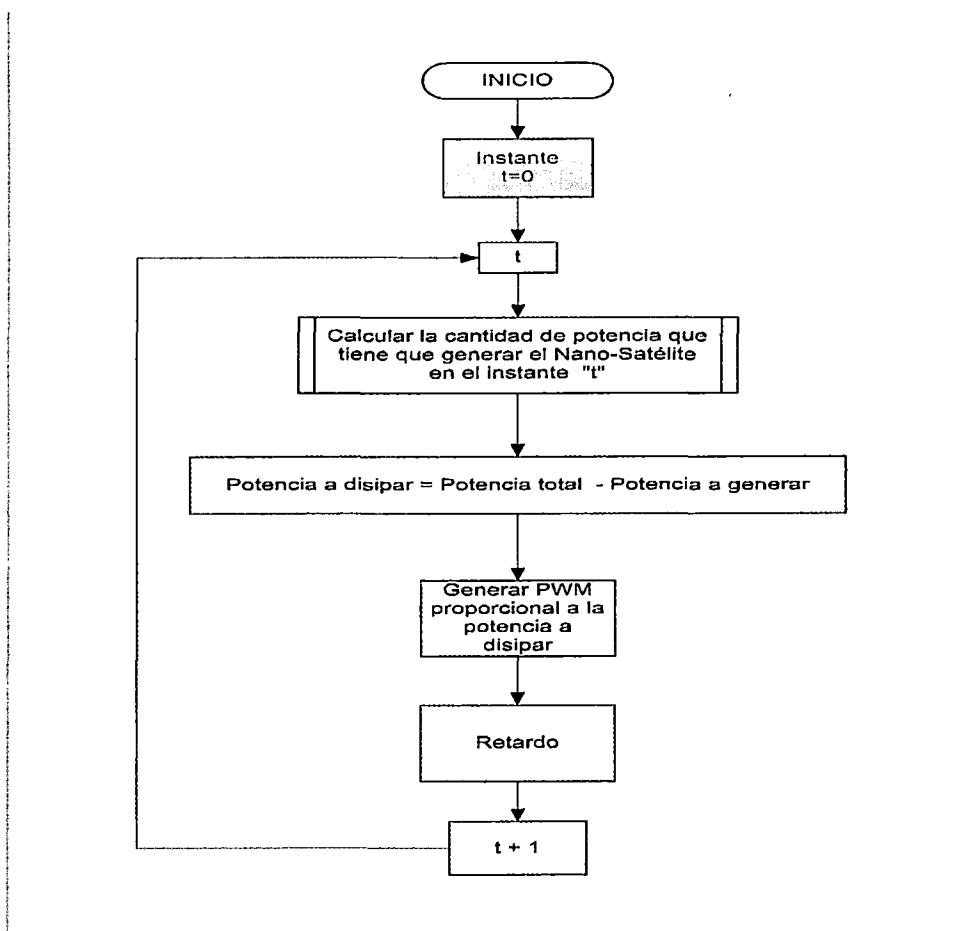


Figura 3.19B: Funcionamiento del simulador del generador del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

El circuito completo del simulador del generador del Nano-satélite se aprecia en la figura 3.20.

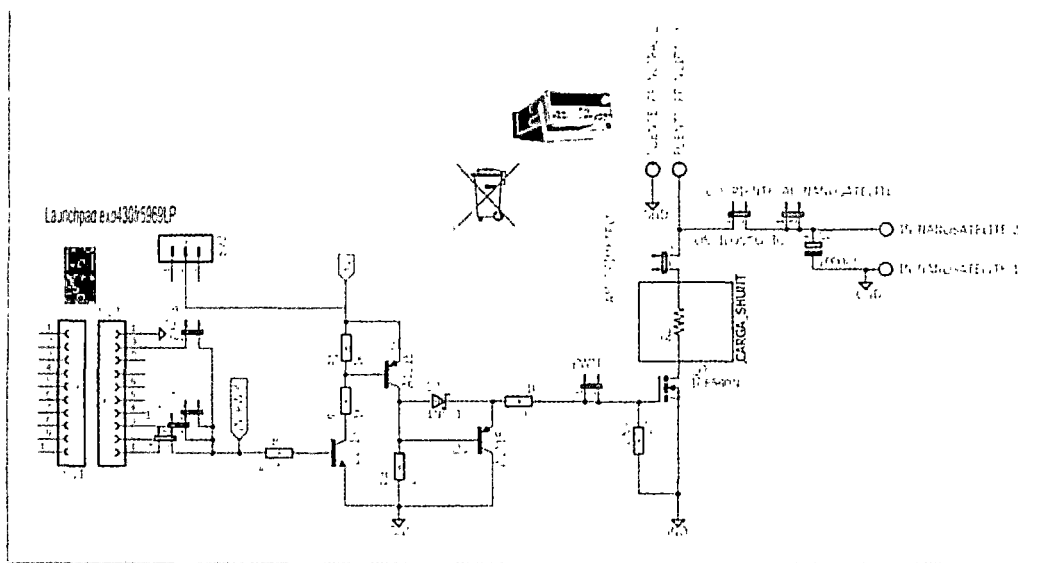


Figura 3.20: Diagrama circuital del simulador del generador del Nano-Satélite. (Diseño propio)

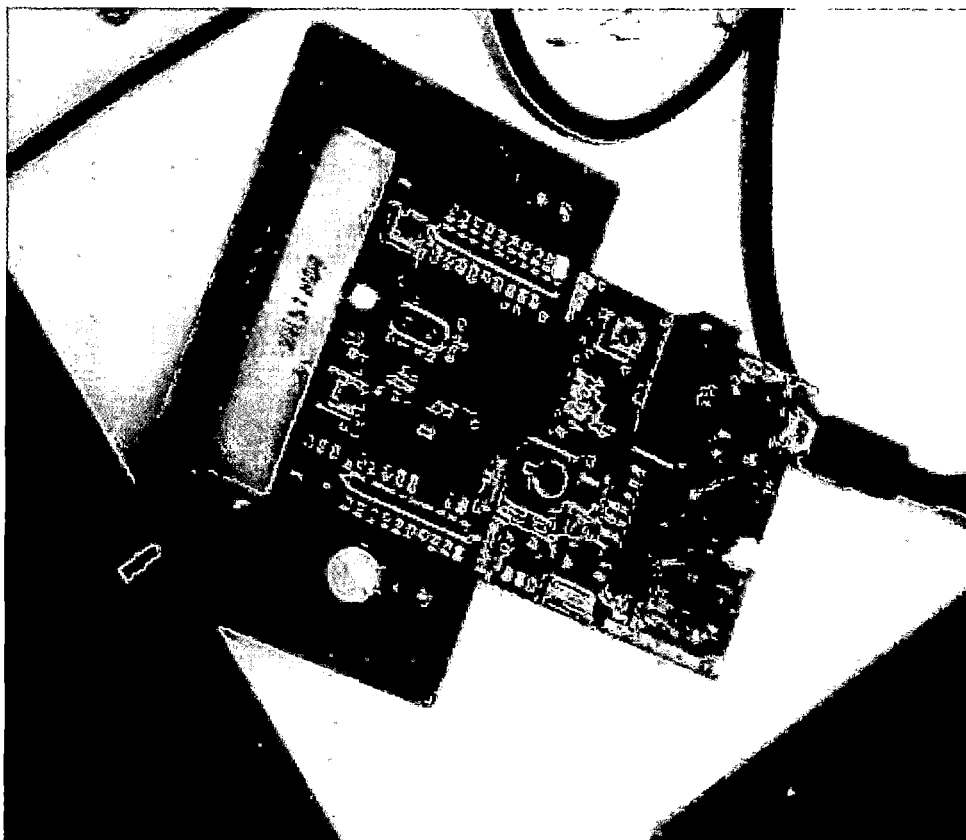


Figura 3.21: Se muestra el circuito final del simulador del generador del Nanosatelite.

Con este proceso del generador principal y de la carga controlada obtenemos una fuente que entrega una potencia idéntica a la potencia que entregan las celdas fotovoltaicas cuando van a estar en funcionamiento en el espacio.

3.2.2. Subsistema de Acondicionamiento de la potencia generada

Este acondicionamiento tiene dos propósitos: Regular el voltaje de salida de las celdas fotovoltaicas y hacer que las celdas fotovoltaicas trabajen en su máximo punto de operación. Para este propósito se usa un regulador de voltaje DC-DC.

3.2.2.1. Diseño del regulador de voltaje DC-DC Celdas-Cargador.

El voltaje de salida del arreglo de celdas fotovoltaicas no es constante, varía alrededor de 16V (Capítulo IV), mientras que el voltaje de entrada de los cargadores deben ser constantes (4.4V a 6V hoja de datos bq24071, cargador de batería), para cumplir con este requisito se reduce el voltaje mediante un regulador DC-DC reductor conmutado. Además para lograr que las celdas fotovoltaicas trabajen en su máximo punto de operación, la carga no debe exigir más corriente de lo que puede entregar las celdas, a la vez la carga debe ser flexible en sus niveles de entrada de voltaje, esto se logra con un regulador de voltaje reductor ya que trabajan con un amplio rango de voltaje de entrada. Los voltajes que entregan las celdas fotovoltaicas en sus puntos máximos de operación son mayor a 10V, por tanto, en la salida del regulador debe ser un voltaje menor a 10V. Considerando el nivel de voltaje de entrada del cargador de batería se determina que la salida del regulador es de 5V.

El regulador de voltaje va tener los requisitos que se muestran en el cuadro 3.11.

Parámetros	Requisitos	Características LM2576-ADJ
Tipo	Conmutado	Conmutado
Configuración	Reductor	Reductor
Voltaje máximo de entrada	Mayor a 16.17 V	40V
Voltaje de salida	5 V	(1.23V a 37V) \pm 4%
Corriente de salida máxima	2.148 A	3A
Rango de temperatura	-32°C a 40.8°C	-65°C a + 150°C
Eficiencia	Alta	77%

Cuadro 3.11: Parámetros para el diseño del regular de entrada a los cargadores.

EL circuito integrado que se cumple con estos requisitos es el LM2576-ADJ.

La corriente máxima que debe ser capaz de entregar está determinada por la potencia máxima que entrega las celdas fotovoltaicas, esta potencia tiene un valor de 10.74W, considerando un regulador ideal donde la potencia de entrada es igual a la potencia de salida, con una salida de 5V la corriente máxima de salida es:

$$\frac{10.74W}{5V} = 2.148 A$$

El regulador debe ser capaz de soportar y entregar 2.148A.

El diagrama de bloques de este regulador se muestra en la figura 3.22.

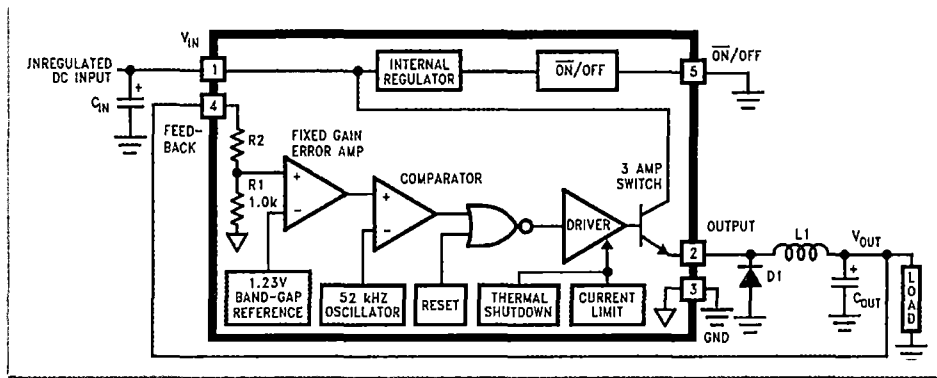


Figura 3.22: Diagrama de bloques del regulador DC-DC LM2576. (Hoja de datos LM2576).

En su hoja de datos encontramos la configuración para su funcionamiento, esta configuración se aprecia en la figura 3.23.

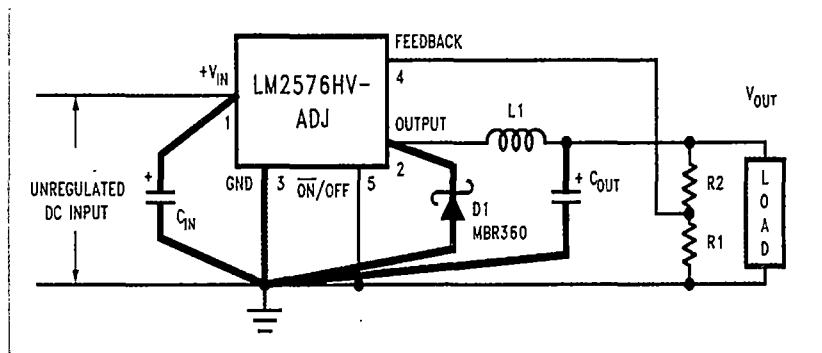


Figura 3.23: Conexión del regulador reductor para su funcionamiento. (Hoja de datos LM2576).

Diseño del regulador reductor a 5V.

Selección del inductor L1.

En la hoja de datos suministrada por el fabricante encontramos cuadros para determinar el valor más adecuado de la bobina, para el caso $V_{OUT} = 5V$ se determina mediante la figura 3.24 y el cuadro 3.12.

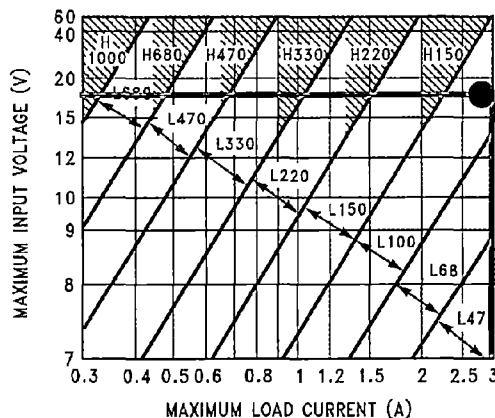


Figura 3.24: Diagrama suministrado por el fabricante del regulador LM2576 para determinar la bobina. (Hoja de datos LM2576).

Inductor Code	Inductor Value
L47	47 μ H
L68	68 μ H
L100	100 μ H
L150	150 μ H
L220	220 μ H
L330	330 μ H
L470	470 μ H
L680	680 μ H
H150	150 μ H
H220	220 μ H
H330	330 μ H
H470	470 μ H
H680	680 μ H
H1000	1000 μ H
H1500	1500 μ H
H2200	2200 μ H

Cuadro 3.12: Inductancia de las bobinas determinadas mediante la figura 3.24. (Hoja de datos LM2576).

Con el figura 3.24, determinamos que la bobina $L1$, a utilizar es el código $L100$, mediante el cuadro 3.12 determinamos que su valor es de $100\mu H$.

Selección del condensador de entrada C_{IN}

Este condensador es para evitar grandes transitorios en la entrada y debe estar colocado cerca del circuito integrado, el fabricante sugiere que este condensador debe ser electrolítico de aluminio o de tantalio con capacitancia de $100\mu F$.

Selección del condensador de salida C_{OUT}

El condensador de salida con la bobina $L1$, definen la polarización en el bucle de conmutación, por ende el condensador debe satisfacer la ecuación 3.4.

$$C_{OUT} \geq 13300 \times \frac{V_{IN(MAX)}}{V_{OUT} \times L} (\mu F), \quad \text{Ecuación 3.4}$$

Remplazando valores en la ecuación 3.4:

$$C_{OUT} \geq 13300 \times \frac{16.17}{5 \times 100} \mu F = 430.122 \mu F$$

El fabricante indica que C_{OUT} debe estar entre $10\mu F$ y $2200\mu F$, para un correcto funcionamiento, también sugiere que para lograr un aceptable rizado en V_{OUT} , el valor calculado C_{OUT} puede incrementarse considerablemente.

Por lo tanto $C_{OUT} = 680\mu F$, no podemos excedernos demasiado en el valor del capacitor en este regulador debido que comienza a aumentar la temperatura del condensador considerablemente, esto fue diagnosticado experimentalmente.

Selección del diodo ($D1$)

Para la selección de este diodo se debe considerar: la corriente que debe soportar el diodo debe ser por lo menos 1.2 veces la corriente máxima de la carga, si $I_{LOAD(MAX)} = 3A$, entonces, el diodo debe soportar $I_{D1} = (1.2 \times 3)A = 3.6A$. El rango de voltaje inverso debe ser por lo menos 1.25 veces más que la tensión en la entrada máxima ($V_{IN(MAX)} = 16.83V$), entonces, $V_R = (1.25 \times 16.83)V = 21.04V$. Otra característica que se considera es que el diodo debe ser capaz de conmutar alta velocidad, esta característica lo conseguimos con un diodo Schottky. Con los valores determinados usamos el cuadro 3.13, suministrada por el fabricante para seleccionar el diodo a usar.

V _a	Schottky		Fast Recovery	
	3A	4A-6A	3A	4A-6A
20V	1N5820 MBR320P SR302	1N5823	The following diodes are all rated to 100V 31DF1 HER302	The following diodes are all rated to 100V 60WF10 MUR410 HER602
30V	1N5821 MBR330 31DQ03 SR303	60VQ03 1N5824		
40V	1N5822 MBR340 31DQ04 SR304	MBR340 60VQ04 1N5825		
50V	MBR350 31DQ05 SR305	60VQ05		
60V	MBR360 DC06 SR306	60VQ06 60SQ060		

Cuadro 3.13: Cuadro para determinar el diodo a utilizar en el regulador. (Hoja de datos LM2576).

Con la ayuda del cuadro 3.13 determinamos usar un diodo Schottky modelo 1N5824. [Detalles hoja de datos LM2576].

Configuración del voltaje de salida V_{OUT} .

El voltaje de salida está determinado por las resistencias $R1$ y $R2$, usando la ecuación 3.5.

$$V_{OUT} = V_{ref} \left(1 + \frac{R2}{R1} \right) \quad \text{Ecuación 3.5}$$

Donde: $V_{ref} = 1.23V$.

El fabricante indica que el rango de $R1$ debe estar entre $1.0K\Omega$ a $5.0K\Omega$, con una tolerancia del 1%.

Usamos $R1 = 2.2K\Omega$, calculamos el valor de $R2$ en la ecuación 3.5.

$$5V = 1.23V \left(1 + \frac{R2}{2.2K\Omega} \right)$$

$$R2 = 6.74K\Omega.$$

Este regulador de acondicionamiento va tener una réplica idéntica conectado en paralelo por cuestiones de redundancia y seguridad por la posibilidad de que las celdas generen mayores corrientes esto por motivos de que el Nano-Satélite tiene otras celdas que no se considera en la intimación de potencia que se realiza en esta tesis. El diagrama final se muestra en la figura 3.25.

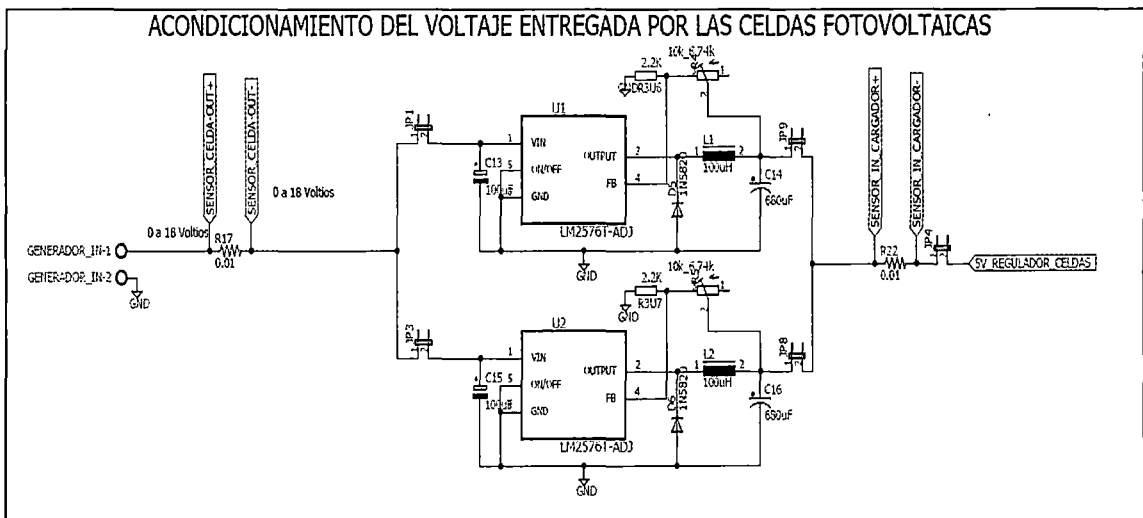


Figura 3.25: Reguladores DC-DC para acondicionar el voltaje que entrega el arreglo de celdas fotovoltaicas.

3.2.3. Subsistema baipás y cargador de baterías.

Para el baipás y cargar las baterías de litio-Ion usamos un circuito integrado dedicado para este propósito, este circuito integrado es el BQ24071.

El BQ24071 cuenta con un baipás o vía autónoma de selección de dos fuentes (celdas solares y/o baterías). El poder de sus interruptores internos, sus sensores de corriente de alta precisión, regulación de voltaje, control de la temperatura y temporizador de seguridad de carga (tiempo en que se va cargar la batería) hacen ideal para este tipo de proyectos. Además estas características hacen que este circuito integrado realice sus funciones de forma supervisada y controlada por sí mismo. El BQ24071 alimenta el sistema, mientras que de forma independiente carga la batería. Esta característica reduce los ciclos de carga y descarga de la batería.

Parámetros para el diseño del cargador de baterías.

Parámetros	Requisitos para la batería seleccionada	Características BQ24071
Voltaje de carga ($V_{O(BAT-REG)}$)	4.2 V	4.2 V
Voltaje de corte ($V_{(LOWV)}$)	3 V	3 V (configurable)
Corriente de carga ($I_{O(OUT)}$)	440mA	3500 mA (configurable)
Corriente máxima de entrada	2148 mA	3500 mA (configurable)
Corriente de salida al sistema	$(1100 + 2148) = 3248 \text{ mA}$	4000 mA (configurable)

Cuadro 3.14: Parámetros de diseño para el cargador y baipás.

Características BQ24071

- Selector autónomo de fuente de alimentación.
- Regulación de carga proporcional a la temperatura y estado de la batería.
- Temporizador de seguridad.
- Indicadores de estado de carga.
- Protección, para retorno de corriente, corto circuito y térmico.

En la figura 3.26 se muestra el circuito integrado BQ24071 y en el cuadro 3.15 se describe cada uno de sus terminales.

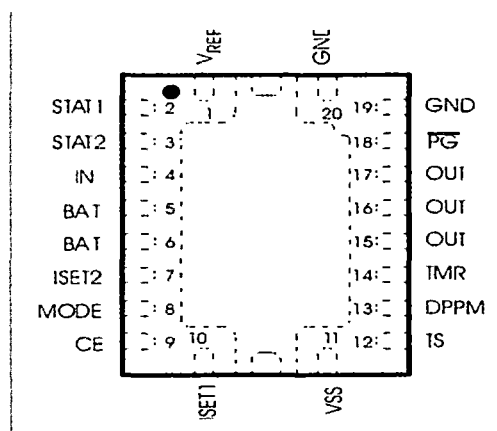


Figura 3. 26: Esquema del circuito integrado BQ24071. (Hoja de datos BQ24071).

Terminal		Descripción de los terminales	
IN	4	I	Entrada DC para la fuente de generación
PG	18	0	Estado de la potencia del circuito integrado.
BAT	5,6	I/O	Entrada y salida para la batería.
CE	9	I	Activación de entrada del circuito integrado (se activa en alto).
DPPM	13	I	Gestión Dinámica del patrón de energía
ISET1	10	I/O	Punto de corriente de carga, precarga y finalización.
ISET2	7	I	Punto de corriente de carga para puerto USB (Alta=500mA,
OUT	15	0	Terminales de salida al Sistema
MODE	8	I	Selección de la fuente de potencia de entrada.
STAT1	2	0	Estado de carga en la salida 1.
STAT2	3	0	Estado de carga en la salida 2.
TMR	14	I/O	Programa el temporizador para que deje de cargar la batería.
TS	12	I/O	Entrada para el sensor de temperatura.
GND	19	I	Entrada para la tierra.
VREF	1	0	Señal de referencia interna.
VSS	11	-	Entrada para la tierra.

Cuadro 3.15: Cuadro que describe los terminales del circuito integrado BQ24071. (Hoja de datos BQ24071).

- Rango de carga (terminal MODE).

El terminal MODE selecciona la prioridad de las fuentes de entrada. Si la fuente de entrada esta deshabilitada, el banco de baterías es seleccionada como fuente de alimentación para la carga. Con el terminal MODE seleccionado en alto, el BQ24071 cargara la batería usando celdas fotovoltaicas, ésta carga está fijado o regulado por medio del terminal ISET1. Con el terminal MODE seleccionado en bajo, el BQ24071 por defecto cargara en el rango del protocolo USB. En el cuadro 3.16 se muestra el resumen del terminal MODE.

Estado del terminal MODE	Celdas fotovoltaicas (CF) o adaptador AC-DC	Terminal regulador de la tasa máxima de carga(1)	Fuente que alimenta al sistema
Nivel Bajo	Presente	ISET2	SUB
	Ausente	N/A	Batería
Nivel Alto	Presente	ISET1	CF
	Ausente	N/A	Batería

Cuadro 3.16: Estado del cargador según el terminal MODE. (Hoja de datos BQ24071).

(1) La regulación de la carga de la batería está siempre determinada por ISET1, pero puede estar reducido por una fuente de entrada limitada (ISET2 modo USB) y la corriente que necesita la carga del sistema (I_{OUT}).

- Sistema de baipás

Si el Nano-Satélite está en zona iluminada se energiza desde las celdas fotovoltaicas a través del mosfet interno (Q1) (figura 3.27), en el caso de que la energía requerida excede la capacidad del suministro de las celdas fotovoltaicas el voltaje de salida del BQ24071 (V_{OUT}) comienza a disminuir hasta un voltaje programado $V_{(DPPM-REG)}$, este voltaje es detectado y las baterías entregan la energía restante a través del mosfet Q2 (figura 3.27).

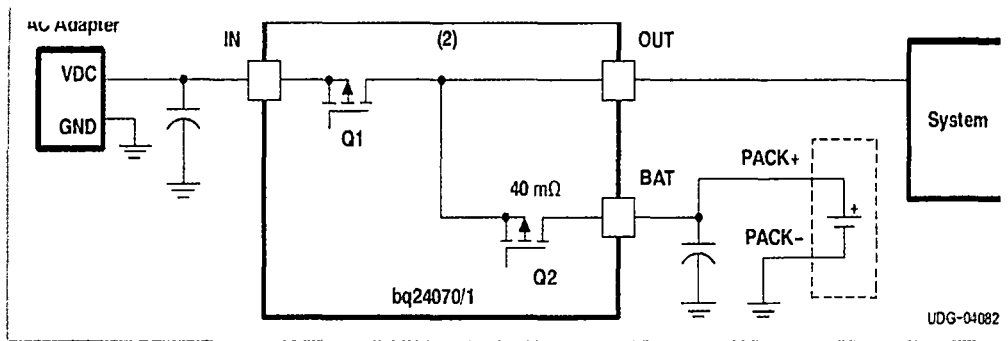


Figura 3.27: Sistema de baipás entre la batería y las cargas (Módulos) del Nano-Satélite. (Hoja de datos BQ24071).

- Gestión Dinámica del Patrón de Energía (DPPM).

Esta característica monitorea el voltaje de salida (V_{OUT}) que podría variar por limitación de corriente o ausencia de la fuente de entrada. Si V_{OUT} cae a un valor preestablecido, $V_{OUT} < V_{DPPM-REG}$, debido a una caída de la corriente en entrada, entonces la corriente de carga (corriente que está cargando la batería) es disminuida hasta que deje de bajar V_{OUT} . El control DPPM trata de llegar a una condición de estado estacionario en que la carga del sistema obtiene su corriente necesaria y la batería se carga con la corriente restante. Si el sistema demanda más corriente que la entrada puede proporcionar V_{OUT} cae justo debajo de la tensión de la batería en ese momento Q2 se enciende, y la batería proporciona la corriente restante al sistema.

El modo DPPM también está relacionado con el temporizador de seguridad, dicho temporizador se regula dinámicamente con el modo DPPM. El voltaje en el terminal ISET1 es directamente proporcional a la corriente de carga programada. (Corriente con que se carga la batería). Cuando la corriente de carga programada, es reducida debido a DPPM, los voltajes de ISET1 y TMR son reducidos por lo tanto el temporizador de seguridad se hace más lento, de este modo se amplía el tiempo de seguridad. En operación normal del voltaje de TMR ($V_{(TMR)}$) es igual a 2.5V, y cuando se retrasa el reloj del temporizador, $V_{(TMR)}$ es reducido. $V_{(DPPM-REG)}$, está configurado con la ecuación 3.6.

$$V_{(DPPM-REG)} = I_{(DPPM)} \times R_{(DPPM)} \times SF, \quad \text{Ecuación 3.6.}$$

Donde:

$R_{(DPPM-REG)}$: Es la resistencia externa conectada entre los terminales DPPM y VSS.

$I_{(DPPM)}$: Es la fuente de corriente interna. (Cuadro 3.17)

SF : Es el factor de escala. (Cuadro 3.17).

OUT PIN - DPPM REGULATION					
$V_{(DPPM-SET)}$	DPPM set point	$V_{DPPM-SET} < V_{OUT}$	2.6	3.8	V
$I_{(DPPM-SET)}$	DPPM current source	Input present	95	100	105
SF	DPPM scale factor	$V_{(DPPM-REG)} = V_{(DPPM-SET)} \times SF$	1.139	1.150	1.162

Cuadro 3.17: Valores de los parámetros para determinar el DPPM. (Hoja de datos BQ24071).

Para determinar $V_{(DPPM-REG)}$ debemos considerar el voltaje mínimo de entrada de los reguladores de voltaje que acondicionan los distintos buses, para esto, se usa reguladores donde el voltaje mínimo de entrada es 2V, por tal motivo $V_{DPPM-REG} = 3V$ por seguridad.

Remplazando datos en la ecuación 3.6

$$3V = 100\mu A \times R_{(DPPM)} \times 1.150$$

$$R_{(DPPM)} = 26.09K\Omega$$

Por tanto el cargador no va permitir que V_{OUT} sea menor a 3V, excepto un caso de emergencia cuando el controlador del módulo de potencia lo requiera.

- Monitorización de la temperatura en la batería.

El BQ24071 tiene un terminal para monitorear la temperatura en la batería, mediante la medición de la tensión entre los terminales TS y VSS. El BQ24071 cuenta con un fuente interna de corriente especialmente para monitorear la temperatura mediante un termistor con coeficiente negativo de temperatura (NTC) (figura 3.28). La tensión de TS se compara con tensiones internas fijas V_{LTF} y V_{HTF} . Si la tensión en TS sale del intervalo $[V_{LTF}, V_{HTF}]$ el proceso de cargar de las baterías se suspende. El rango de temperatura permitido es $[0^\circ, 45^\circ]$, pero si necesitamos ampliar el rango es posible realizar un divisor de voltaje o usar un NTC de distinto valor.

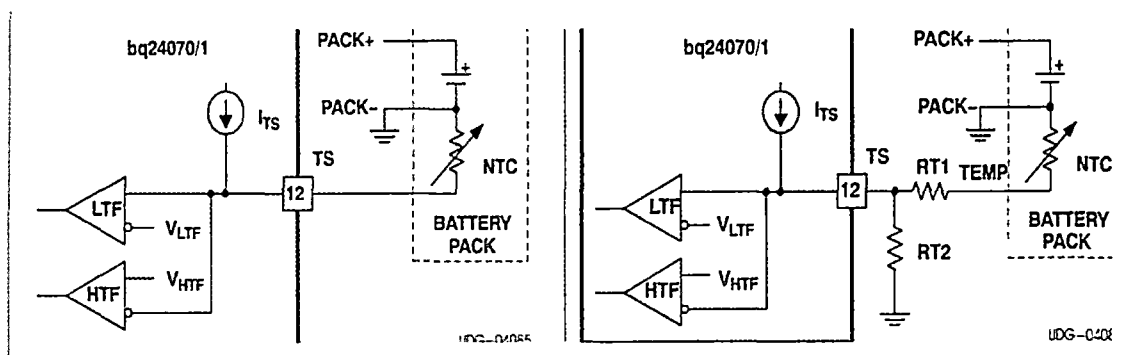


Figura 3.28: Conexión para la protección térmica del cargador. (Hoja de datos BQ24071).

- Corriente de carga ($I_{0(OUT)}$).

El BQ24071 cuenta con un regulador de corriente de carga programable $I_{0(OUT)}$. La resistencia R_{SET} conectada entre los terminales ISET1 y VSS determina $I_{0(OUT)}$ mediante la ecuación 3.7.

$$I_{0(OUT)} = \frac{V_{(SET)} \times K_{(SET)}}{R_{SET}}$$

Ecuación 3.7

Donde: $V_{(SET)}$ y $K_{(SET)}$ son parámetros que se especifican en el cuadro 3.18.

La corriente promedio de carga rápida de la batería seleccionada es: $I_{0(OUT)} = 440mA$.

$$440mA = \frac{2.5V \times 425}{R_{SET}}$$

$$R_{SET} = 2.415K\Omega$$

El BQ24071 carga la batería de tres distintas maneras según las condiciones que se encuentra la batería con diferentes valores de corriente: Corriente de precarga, corriente de carga y corriente de flote.

- Corriente de precarga $I_{0(PRECHG)}$

Durante la carga de batería, si el voltaje de la batería es menor al voltaje de corte $V_{(LOWV)} = 2.75V$, el circuito integrado BQ24071 entra automáticamente al estado de precarga, aplicando una corriente $I_{0(PRECHG)}$ a la batería, esto con el propósito de revivir las células profundamente descargadas. $I_{0(PRECHG)}$ Está determinado por la resistencia R_{SET} , conectada entre los terminales ISET1 y VSS. El valor de R_{SET} está determinada por la ecuación 3.8.

$$I_{0(PRECHG)} = \frac{V_{(PRECHG)} \times K_{(SET)}}{R_{SET}}$$

Ecuación 3.8

Donde: $V_{(PRECHG)}$ y $K_{(SET)}$ son parámetros que se especifican en el cuadro 3.18.

BAT PIN CHARGING - PRECHARGE						
$V_{(LOWV)}$	Precharge to fast-charge transition threshold	Voltage on BAT	2.9	3	3.1	V
$T_{DGL(F)}$	Deglitch time for fast-charge to precharge transition ⁽⁴⁾	$t_{FALL} = 100$ ns, 10 mV overdrive, $V_{(BAT)}$ decreasing below threshold		22.5		ms
$I_{0(PRECHG)}$	Precharge range	$1V < V_{(BAT)} < V_{(LOWV)}$, $t < t_{(PRECHG)}$, $I_{0(PRECHG)} = (K_{(SET)} \times V_{(PRECHG)}) / R_{SET}$	10		150	mA
$V_{(PRECHG)}$	Precharge set voltage	$1V < V_{(BAT)} < V_{(LOWV)}$, $t < t_{(PRECHG)}$	225	250	275	mV
BAT PIN CHARGING - CURRENT REGULATION						
$I_{0(BAT)}$	Battery charge current range ⁽⁶⁾	$V_{(BAT)} > V_{(LOWV)}$, Mode = High $I_{0(BAT)} = (K_{(SET)} \times V_{(SET)}) / R_{SET}$, $V_{(OUT)} > V_{0(OUT-REG)} + V_{(DO-MAX)}$	100	1000	1500	mA
R_{PBAT}	BAT to OUT pullup	$V_{(BAT)} < 1V$		1000		Ω
$V_{(SET)}$	Battery charge current set voltage ⁽⁶⁾	Voltage on ISET1, $V_{VCC} \geq 4.35V$, $V_{(OUT)} - V_{(BAT)} > V_{(DO-MAX)}$, $V_{(BAT)} > V_{(LOWV)}$	2.47	2.50	2.53	V
$K_{(SET)}$	Charge current set factor, BAT	$100mA \leq I_{0(BAT)} \leq 1.5A$	375	425	450	
		$10mA \leq I_{0(BAT)} \leq 100mA$ ⁽⁷⁾	300	450	600	

Cuadro 3.18: Parámetros de diseño para las corrientes de carga. (Hoja de datos BQ24071).

La resistencia R_{SET} ya ha sido calculada con la corriente de carga y tiene un valor de $R_{SET} = 2.415K\Omega$

Remplazando en la ecuación 3.8:

$$I_{0(PRECHG)} = \frac{250mV \times 425}{2.415K\Omega}$$

$$I_{0(PRECHG)} = 43.99mA$$

Comparando el resultado con el rango de $I_{0(PRECHG)}$ del cuadro 3.18, 43.99mA está dentro del rango propio del BQ25071.

- Corriente de flote o estabilización

El BQ24071 monitorea el voltaje de la batería en todo momento con el voltaje de los terminales BAT y VSS. Cuando el voltaje de la batería se eleva al umbral de $V_{0(REG)}$ que es aproximadamente 4.1V, la fase de regulación de voltaje empieza y la corriente de carga comienza a disminuir hasta que se estabiliza en una corriente mínima llamada corriente de flote o estabilización, esta corriente se calcula con la ecuación 3.9.

$$I_{(TERM)} = \frac{V_{(TERM)} \times K_{(SET)}}{R_{SET}} \tag{Ecuación 3.9}$$

Donde:

$K_{(SET)}$, es un parámetro que se especifica en el cuadro 3.18.

$V_{(TERM)}$, es un parámetro que se especifica en el cuadro 3.19.

Después de finalizar la carga el BQ24071 reinicia la carga de la batería una vez que el voltaje en el terminal BAT cae por debajo del umbral de $V_{(RCH)}=4.1V$. Esta característica mantiene la batería a toda su capacidad, todo el tiempo.

CHARGE TERMINATION DETECTION					
$I_{(TERM)}$	Charge termination detection range	$V_{(BAT)} > V_{(RCH)}$, $I_{(TERM)} = (K_{(SET)} \times V_{(TERM)}) / R_{SET}$	10	150	mA
$V_{(TERM)}$	Charge termination set voltage, measured on ISET1	$V_{(BAT)} > V_{(RCH)}$, Mode = High	230	250	270
		$V_{(BAT)} > V_{(RCH)}$, Mode = Low	95	100	130
$T_{DGL(TERM)}$	Degitch time for termination detection	$t_{FALL} = 100$ ns, 10 mV overdrive, I_{CHG} increasing above or decreasing below threshold	22.5		ms

Cuadro 3.19: Constantes para cálculo de corriente de flote. (Hoja de datos BQ24071).

Remplazando en la ecuación 3.9:

$$I_{(TERM)} = \frac{250mV \times 425}{2.415K\Omega} = 43.99mA$$

$I_{(TERM)}$ Esta dentro del rango establecido. (Cuadro 3.19)

- Tiempo de operación de carga.

Como medida de seguridad, el chip el BQ24071 monitorea el tiempo de carga de la batería, si el fin de carga no se ha detectado durante un periodo de tiempo establecido por $t_{(CHG)}$, el circuito integrado detiene la carga y anuncia un fallo a través de los terminales STAT1 y STAT2, esta falla es detectada por el controlador y reinicia el cargador hasta que se despeje la falla.

El periodo o tiempo de carga se configura mediante una resistencia conectada entre los terminales TMR y GND, el valor de esta resistencia es calculada según la ecuación 3.10.

$$t_{(CHG)} = K_{(TMR)} \times R_{(TMR)} \quad \text{Ecuación 3.10}$$

Donde: $K_{(TMR)}$ es un parámetro que se especifica en el cuadro 3.20.

TIMERS						
$K_{(TMR)}$	Timer set factor	$t_{(CHG)} = K_{(TMR)} \times R_{(TMR)}$	0.313	0.360	0.414	s/ Ω
$R_{(TMR)}^{(9)}$	External resistor limits		30		100	k Ω
$t_{(PRECHG)}$	Precharge timer		$0.09 \times t_{(CHG)}$	$0.10 \times t_{(CHG)}$	$0.11 \times t_{(CHG)}$	s
$t_{(FAULT)}$	Timer fault recovery pullup from OUT to BAT			1		k Ω

Cuadro 3.20: Parámetros para determinar el tiempo de carga. (Hoja de datos BQ24071).

La regulación térmica y modo DPPM, el BQ24071 ajusta dinámicamente el tiempo $t_{(CHG)}$ con el fin de proporcionar adicionalmente el tiempo necesitado para completar la carga de la batería si la corriente carga no es constante como es el caso del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Para determinar $t_{(CHG)}$ se considera la corriente de carga $I_{0(OBT)} = 440mA$, que es propia de cada batería, la capacidad de la batería es de $2200mAh$, entonces el tiempo que necesita para cargar completamente es:

$$440mA \times t(\text{horas}) = 2200mAh$$

$$t_{(CHG)} = 5 \text{ horas} = 18000 \text{ segundos}$$

El tiempo de precarga $t_{(PRECHG)}$ es el 10% de la del tiempo de carga $t_{(CHG)}$. (Hoja de datos BQ24071).

$$t_{(PRECHG)} = 0.10 \times t_{(CHG)} = 1800 \text{ segundos}$$

Remplazando valores en la ecuación 3.10:

$$18000 \text{ s} = \left(0.360 \frac{\text{s}}{\Omega}\right) \times R_{(TMR)}$$

$$R_{(TMR)} = 50K\Omega$$

$R_{(TMR)}$ Esta dentro del rango establecido en el cuadro 3.20.

En el modo DPPM se tiene en cuenta que debido a este ajuste dinámico el tiempo de carga cambia a medida que varía la temperatura ambiente y los cambios del nivel de carga.

- Modo de suspensión.

EL BQ24071 entra en modo de baja potencia, modo de suspensión, si la entradas de las celdas fotovoltaicas es removido o deshabilitado. Esta característica evita el drenaje de corriente de la batería. En este modo la batería energiza de forma continua al Nano-Satélite. El BQ24071 puede entrar al modo de suspensión mientras está presente la fuente principal de alimentación (Celdas fotovoltaicas conectadas) siempre que la entrada que

el terminal CE este en bajo; en este caso el interruptor mosfet Q1 es apagado y la batería energiza al Nano-Satélite. El controlador de potencia tiene acceso a CE.

- Indicadores de estado de carga.

Los terminales de salida STAT1 y STAT2 indican el estado de la carga, como se muestra en el cuadro 3.21, estas salidas de estos terminales son usados para comunicar al controlador del módulo de potencia (MSP430FR5969) para informar el estado de la batería.

CHARGE STATE	STAT1	STAT2
Precharge in progress	ON	ON
Fast charge in progress	ON	OFF
Charge done	OFF	ON
Charge suspend (temperature), timer fault, and sleep mode	OFF	OFF

Cuadro 3.21: Estado de carga de la batería para informar al microcontrolador. (Hoja de datos BQ24071).

- Indicador de buena alimentación. \overline{PG} .

El terminal \overline{PG} indica que las celdas fotovoltaicas están suministrando energía. La correspondiente salida se activa (bajo) cuando deja el modo de suspensión (voltaje de entrada > voltaje de la batería). Esta salida se desactiva (alto) en el modo de suspensión.

- Condensadores de entrada y salida para el BQ24071

El fabricante del circuito BQ24071 sugiere usar condensadores en el uso del indicado circuito.

- Entre el terminal IN y GND un condensador de 0.1uF cerámico, además si el voltaje del terminal IN tiene alto rizado (> 20%) es recomendable poner en paralelo un condensador entre 4.7uF a 10uF.
- Entre el terminal OUT y GND un condensador de 0.1uF cerámico, además en paralelo un condensador de 10uF para mejorar el transitorio de la carga.
- Entre el terminal BAT y GND un capacitor mayor a 33uF para mejorar los efectos del baipás entre fuentes.
- Entre el terminal Vref y GND un condensador de 0.1uF cerámico.
- Entre el terminal BATT e ISET1 un condensador de 0.22uF.
- Entre el terminal DPPM y GND un condensador entre 1nF a 100nF.

- Diagrama de flujo de un cargador de baterías del Nano-Satélite de la UNSAAC.

El diagrama de funcionamiento del cargador y bypass del módulo de potencia implementado en esta tesis se muestra en la figura 3.29.

El circuito BQ24071 por sus características y seguridad solo va cargar una sola batería, con este precedente, es necesario que el prototipo del módulo del sistema de potencia cuente con un cargador para cada batería. En el dimensionamiento se ha determinado 8 baterías, entonces, se debería tener 8 cargadores, pero por inconvenientes en importar el circuito integrado BQ24071 el prototipo que se desarrolla en esta tesis solo cuenta con 4 cargadores con sus respectivas baterías.

En la figura 3.30 se muestra el diagrama circuital de uno de los cargadores de batería que lleva el prototipo del módulo de potencia.

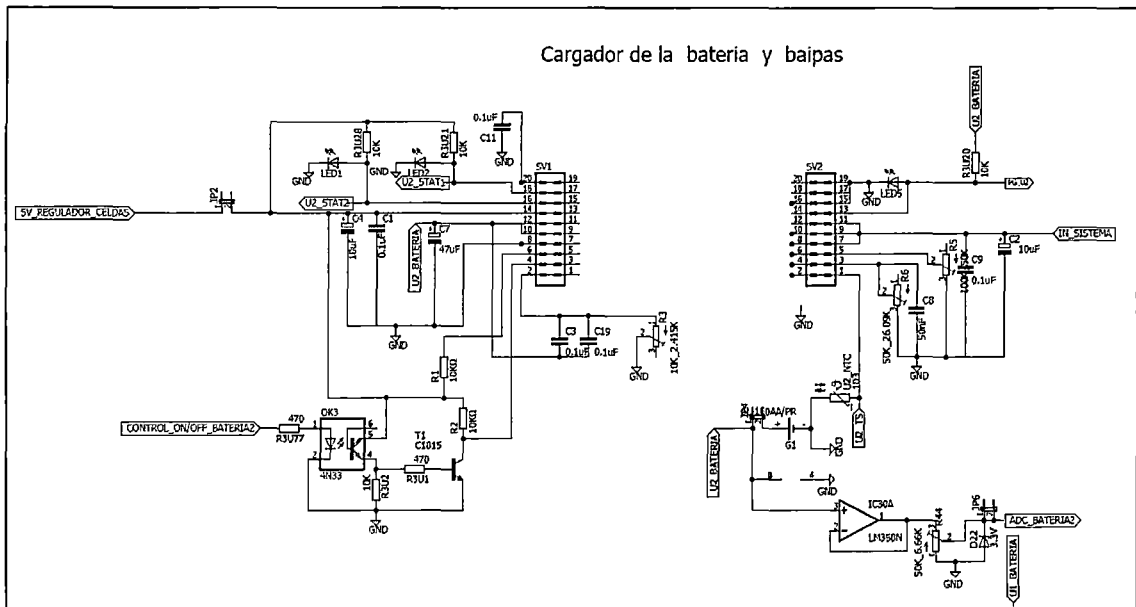


Figura 3.29: Diagrama circuital de uno de los cargadores de batería y baipas del Nano-Satélite de la UNSAAC.

3.2.4. Subsistema distribución.

Este subsistema tiene como propósito la distribución de la energía generada y almacenada a todo el Nano-Satélite mediante buses con distintos voltajes, todos estos buses tienen una misma toma que es el bus principal. (Figura 3.31).

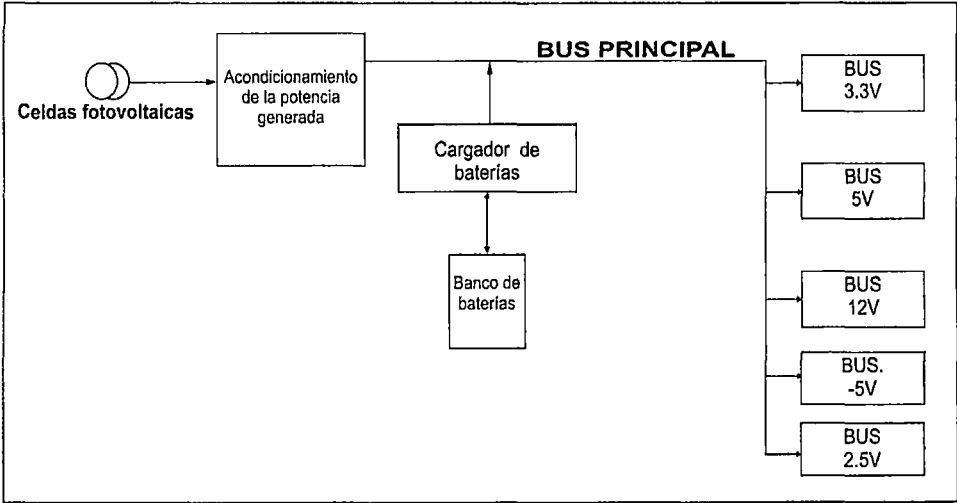


Figura 3. 30: Distribución de energía del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

El bus principal soporta toda la corriente del Nano-Satélite. La corriente máxima que puede entregar el modulo del sistema de potencia está determinado por suma de la cantidad de energía almacenada y que está generando.

La corriente máxima que puede entregar el generador (celdas fotovoltaicas) es $2148mA$ a $5V$ (después del regulador DC-DC), mientras que la corriente máxima de descarga de una batería es $2200mA$ y en 8 baterías esta corriente es $17.6A$. Entonces la corriente máxima que puede circular es:

$$2148mA + 17600mA = 19.7A$$

El bus principal debe ser capaz de llevar los $19.7 A$.

Características del bus principal		Observaciones
V_{max}	$5V$	Voltaje del regulador Celdas -Cargador
V_{min}	$3V$	Voltaje de corte de las baterías
I_{max}	$19.7A$	Corriente máxima

Cuadro 3. 22: Características del bus principal.

Tipos de buses de distribución:

- Buses de potencia
- Buses de referencia.

Buses de potencia.

Estos buses tiene como objetivo suministrar la energía requerida al Nano-Satélite, su principal función es suministrar altas corrientes (comparando con los buses de referencia) a distintos niveles de voltaje. Los tres buses de potencia son: Bus $3.3V$, $5V$ y $12V$. Los parámetros de estos buses se muestran en el cuadro 3.23 (parámetros especificados y solicitados por el proyecto a cargo de la construcción del Nano-Satélite de la UNSAAC).

Parámetros	V_{min}	V_{bus}	V_{max}	I_{max}	Rizado
Bus 3.3	$2.7V$	$3.3V$	$3.6V$	$3A$	$< 20\%$
Bus 5	$4.5V$	$5V$	$5.5V$	$3A$	$< 20\%$
Bus 12	$11V$	$12V$	$12.5V$	$1A$	$< 20\%$

Cuadro 3.23: Características de los tres buses de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Bus de referencia.

Estos buses tienen como objetivo servir como referencia para procesar y comparar señales (amplificadores operaciones, comparadores, moduladores, etc). Este tipo de bus está compuesto por dos buses: Bus $-5V$ y $2.5V$. Estos buses no entregan grandes cantidades de corriente (comparado con el bus de potencia).

Parámetros	V_{min}	V_{bus}	V_{max}	I_{max}	Rizado
Bus -5	$-4.5V$	$-5V$	$-6V$	$0.2A$	$< 10\%$
Bus 2.5	$2.4V$	$2.5V$	$2.6V$	----	$< 10\%$

Cuadro 3. 24: Características de los dos buses de referencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

3.2.4.1. Diseño del bus 3.3V

Este bus se obtiene a partir del bus principal donde el voltaje varía de 3 a 5 voltios, para obtener un voltaje de 3.3V, primero elevamos el voltaje del bus principal para posteriormente reducirlo, de esta manera se obtiene el bus de 3.3V, para elevar y reducir se utiliza reguladores de voltaje conmutados por su alta eficiencia de conversión. Se toma la decisión de elevar primero el voltaje porque puede suceder que si las baterías caen por debajo de 3V se va seguir obteniendo el bus 3.3V.

Parámetros de diseño.

Para elevar el voltaje se utiliza el circuito integrado MT3608 con una eficiencia de 97%, mientras que para reducir el voltaje usamos el circuito integrado LM2576-ADJ con 77% de eficiencia.

Las principales características de los reguladores DC-DC se muestran en el cuadro 3.25.

Circuito integrado	MT3608	LM2576-ADJ
Corriente de salida	2A	3A
Voltaje de entrada	2V a 24V	7V a 40V
Voltaje de salida	hasta 28V	1.2V a 37V
Eficiencia	97%	77%

Cuadro 3.25: Características principales de los dos reguladores conmutados que se usa para obtener el bus de 3.3V

Considerando los parámetros de los reguladores, en la figura 3.32 se muestra el diagrama de bloques para obtener el bus 3.3V capaz de entregar 3A.

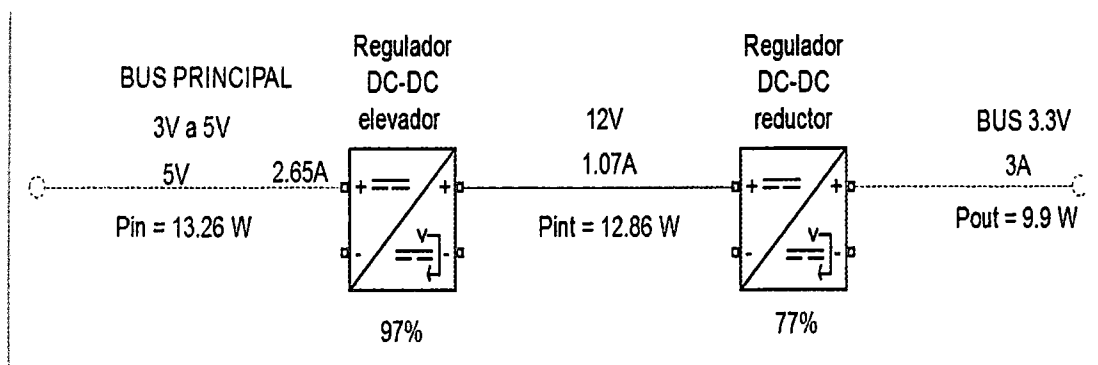


Figura 3.31: Diagrama de bloques para obtener el bus 3.3V con características en la entrada y salida. (Diseño propio)

Para el bus 3.3V se utiliza dos reguladores elevadores y dos reductores, por motivos de niveles de corriente que tienen el bus principal.

Diseño del regulador elevador para el bus 3.3V.

Parámetros	Requisitos	Características del MT3608
Tipo	Conmutado	Conmutado
Configuración	Elevador	Elevador
Voltaje de entrada	3V a 5V	2V a 24V
Voltaje de salida	12 V	Hasta 28V
Corriente de salida	1.07A	Hasta 2A
Rango de temperatura	-32°C a 40.8°C	-40°C a + 85°C
Eficiencia	Máxima	97%

Cuadro 3. 26: Comparación de requisitos para el diseño de la etapa del elevador del bus 3.3V.

Para la primera etapa del regulador de 3.3V donde se debe elevar el voltaje a $V_{OUT} = 12$ se utiliza el circuito integrado MT3608 cuyo diagrama circuital se muestra en la figura 3.33.

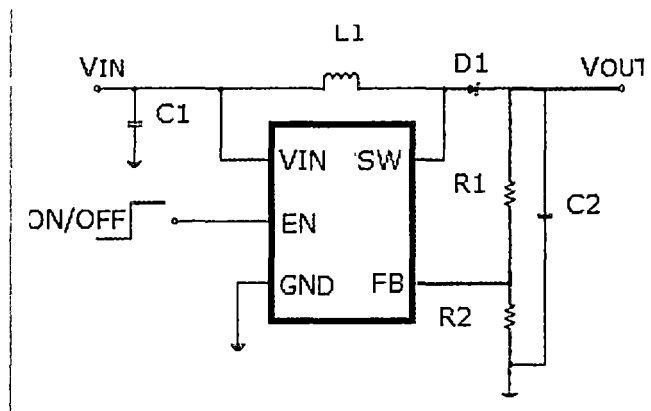


Figura 3.32: Conexión del circuito integrado MT3608 para elevar el voltaje para el regulador 3.3V. (Hoja de datos MT3608).

La configuración del circuito está predeterminado por el fabricante, mientras que los valores de los dispositivos que conforman el regulador elevador también detalla el fabricante.

Ajuste de la tensión de salida: El voltaje de salida está determinado por la ecuación 3.11

$$V_{OUT} = V_{REF} * \left(1 + \frac{R_1}{R_2}\right)$$

Ecuación 3.11

Donde:

$$V_{OUT} = 12$$

$V_{REF} = 0.6V$, voltaje de referencia propio de MT3608.

$R_2 = 2.2K\Omega$; Resistencia seleccionada por el diseñador.

Remplazando valores en la ecuación 3.11:

$$12V = 0.6V * \left(1 + \frac{R_1}{2.2K}\right)$$

$$R_1 = 41.8K$$

Selección del inductor: Los valores recomendados para el inductor son 4.7 μ H a 22 μ H.

Selección del capacitor: Los condensadores de entrada y salida son de cerámica de 22 μ F recomendado por el fabricante del MT3608.

Selección del diodo: El diodo Schottky se usa para implementar el regulador debido a su baja caída de tensión y alta velocidad de conmutación.

El voltaje de ruptura inversa del diodo debe ser mayor a 12V y la corriente de paso debe ser también mayor a 2.74 A. Estas características, cumple el diodo código SS34. Para el bus 3.3V se utiliza dos reguladores elevadores por seguridad.

Diseño del regulador reductor para el bus de 3.3V

Parámetros	Requisitos	Características del LM2679-ADJ
Tipo	Conmutado	Conmutado
Configuración	Reductor	Reductor
Voltaje de entrada	12V	7V a 40V
Voltaje de salida	3.3 V	(1.23V a 37V) \pm 4%
Corriente de salida	3A	Hasta 3A
Rango de temperatura	-32°C a 40.8°C	-65°C a +150°C
Eficiencia	Máxima	77%

Cuadro 3. 27: Comparación de requisitos para el diseño de la etapa del reductor del bus 3.3V.

Para este regulador reductor usamos el LM2576-ADJ, el fabricante de este circuito integrado especifica como seleccionar los periféricos que necesita el LM2576-ADJ para su funcionamiento. El proceso de selección de componentes es similar al acondicionamiento de la salida del arreglo de celdas fotovoltaicas que ya se ha realizado en esta tesis. La configuración para su funcionamiento se muestra en la figura 3.23.

Selección del inductor L1: En la hoja de datos suministrada por el fabricante encontramos cuadros para determinar el valor más adecuado de la bobina, para el caso $V_{OUT} = 3.3V$ se determina mediante la figura 3.34.

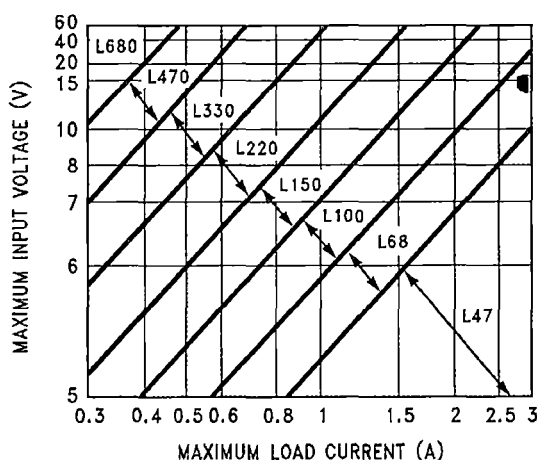


Figura 3.33: Diagrama suministrado por el fabricante del regulador LM2576 para determinar la bobina. (Hoja de datos LM2576).

Con la figura 3.34 determinamos que la bobina $L1$, a utilizar es el código $L68$, mediante el cuadro 3.12, determinamos que su valor es de $68\mu H$.

Selección del condensador de entrada C_{IN} : El fabricante sugiere que este condensador debe ser electrolítico de aluminio o de tantalio con capacitancia de $100\mu F$.

Selección del condensador de salida C_{OUT} : El condensador de salida con la bobina $L1$, definen la polarización en el bucle de conmutación, por ende el condensador debe satisfacer la ecuación 3.4.

Remplazando valores en la ecuación 3.4:

$$C_{OUT} \geq 13300 \times \frac{15}{3.3 \times 68} \mu F = 889.04 \mu F$$

Por lo tanto $C_{OUT} = 1000\mu F$.

Selección del diodo ($D1$): La corriente que debe soportar el diodo debe ser por los menos 1.2 veces la corriente máxima de la carga, si $I_{LOAD(MAX)} = 3A$, entonces, el diodo debe soportar $I_{D1} = (1.2 \times 3)A = 3.6A$. El rango de voltaje inverso debe ser por lo menos 1.25 veces más que la tensión en la entrada máxima ($V_{IN(MAX)} = 15V$) entonces, $V_R = (1.25 \times 15)V = 18.75V$. Con el valor determinado usamos el cuadro 3.13, para determinar el código del diodo.

El diodo Schottky a usar es el 1N5820.

Configuración del voltaje de salida V_{OUT}

El voltaje de salida está determinado por las resistencias $R1$ y $R2$, usando la ecuación 3.12. Usamos $R1 = 2.2K\Omega$, calculamos el valor de $R2$ para obtener un voltaje de $3.3V$.

$$3.3V = 1.23V \left(1 + \frac{R2}{2.2K\Omega}\right) \quad \text{Ecuación 3.12.}$$

$$R2 = 3.7K\Omega$$

Este acordonamiento va tener una réplica idéntica, es decir, dos reguladores, por tanto el circuito regulador se muestra en la figura 3.35.

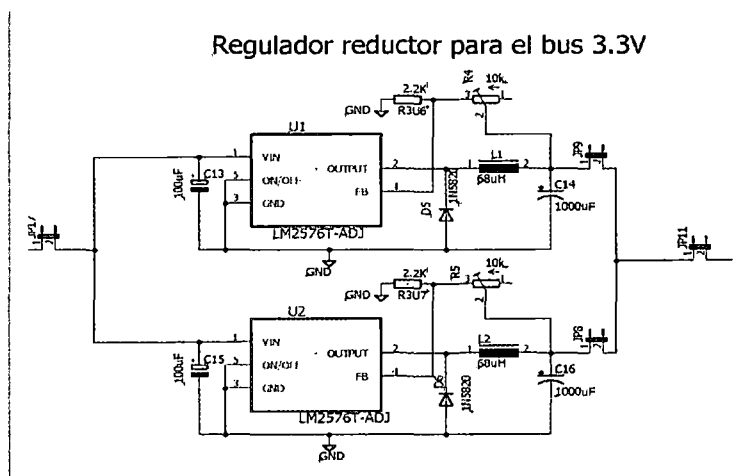


Figura 3.34: Reguladores reductores par el bus 3.3V.

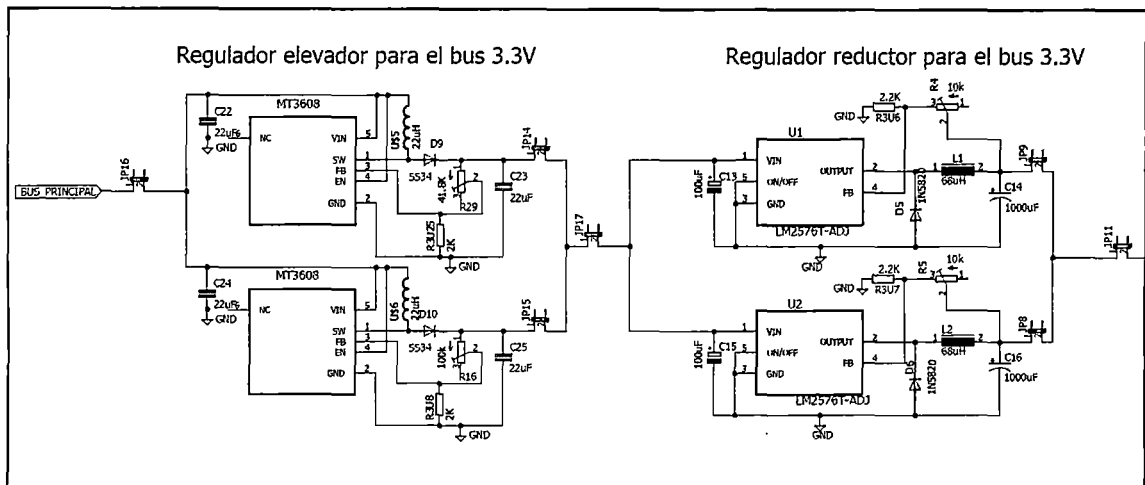


Figura 3.35: acondicionamiento completo del bus 3.3V con sus respectiva protección e interruptor.

3.2.4.2. Diseño del bus de 5V.

Este bus se obtienen a partir del bus principal donde el voltaje varía de 3 a 5 voltios, para obtener un voltaje de 5V se utiliza un regulador de voltaje conmutado en modo elevador por su alta eficiencia.

Parámetros de diseño.

Para elevar el voltaje se utiliza el circuito integrado MT3608.

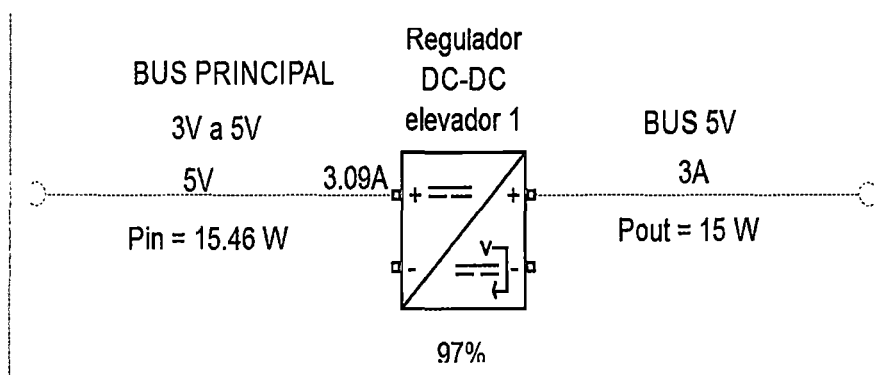


Figura 3.36: Diagrama de bloques para obtener el bus 5V con características en la entrada y salida. (Diseño propio)

Características para el regulador elevador para el bus de 5V

Parámetros	Requisitos	Características del MT3608
Tipo	Conmutado	Conmutado
Configuración	Elevador	Elevador
Voltaje de entrada	3V a 5V	2V a 24V
Voltaje de salida	5 V	Hasta 28V
Corriente de salida	3A	Hasta 2A
Rango de temperatura	-32°C a 40.8°C	-40°C a + 85°C
Eficiencia	Máxima	97%

Cuadro 3. 28: Comparación de requisitos para el diseño del bus 5V.

Para implementar este bus se implementa al igual que la etapa del regulador elevador del bus 3.3V. En la figura 3.33 se muestra el diagrama circuital que se usa para este regulador.

Ajuste de la tensión de salida: El voltaje de salida está determinado por la ecuación 3.11.

Donde:

$$V_{OUT} = 5$$

$V_{REF} = 0.6V$, voltaje de referencia propio de MT3608.

$R_2 = 2.2K\Omega$; Resistencia seleccionada por el diseñador.

Remplazando valores en la ecuación 3.11:

$$5V = 0.6V \times \left(1 + \frac{R_1}{2.2K}\right)$$

$$R_1 = 16.13K\Omega$$

El módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC cuenta con dos reguladores elevadores para el bus de 5V con propósitos de alcanzar la corriente que se desea (3A).

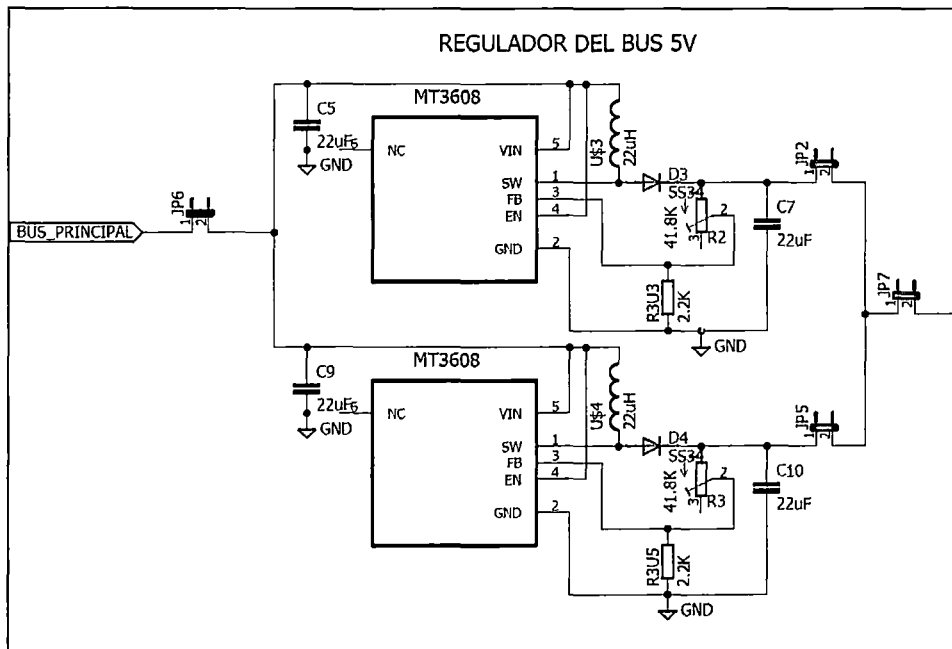


Figura 3.37: Acondicionamiento completo del bus 5V con sus respectiva protección e interruptor.

3.2.4.3. Diseño del bus de 12V

Este bus se obtienen a partir del bus principal donde el voltaje varía de 3 a 5 voltios, para obtener un voltaje de 12V se utiliza un regulador de voltaje conmutado en modo elevador por su alta eficiencia.

Parámetros de diseño.

Para elevar el voltaje se utiliza el circuito integrado MT3608.

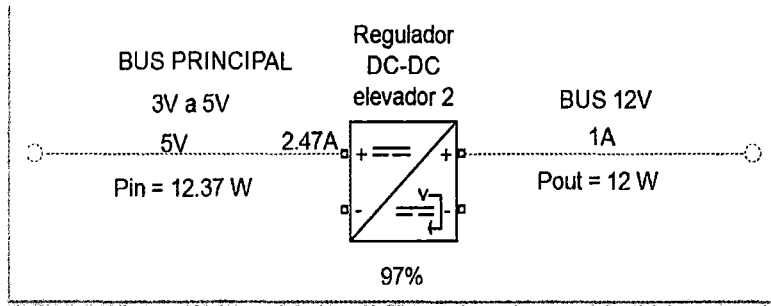


Figura 3. 38: Diagrama de bloques para obtener el bus 12V con características en la entrada y salida. (Diseño propio)

Características para el regulador elevador para el bus de 12V.

Parámetros	Requisitos	Características del MT3608
Tipo	Conmutado	Conmutado
Configuración	Elevador	Elevador
Voltaje de entrada	3V a 5V	2V a 24V
Voltaje de salida	12V	Hasta 28V
Corriente de salida	1A	Hasta 2A
Rango de temperatura	-32°C a 40.8°C	-40°C a + 85°C
Eficiencia	Máxima	97%

Cuadro 3. 29: Comparación de requisitos para el diseño del bus 12V.

Al igual que el regulador 5V se implementa el regulador 12V, dicho voltaje es determinado mediante la ecuación 3.11.

$$12V = 0.6V \times \left(1 + \frac{R_1}{2.2K}\right)$$

$$R_1 = 41.8K\Omega$$

Para este bus 12V también se implementa dos reguladores por seguridad y mejor funcionamiento.

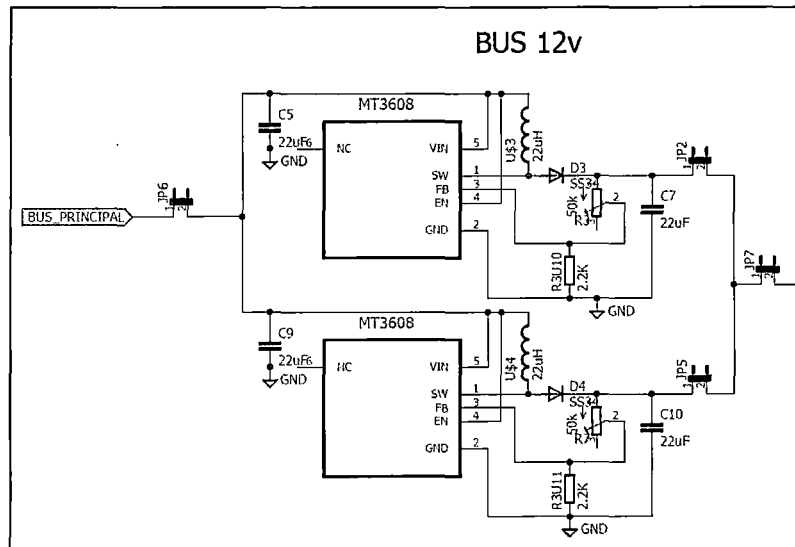


Figura 3.39: Acondicionamiento bus 12V.

3.2.4.4. Diseño del bus de -5V

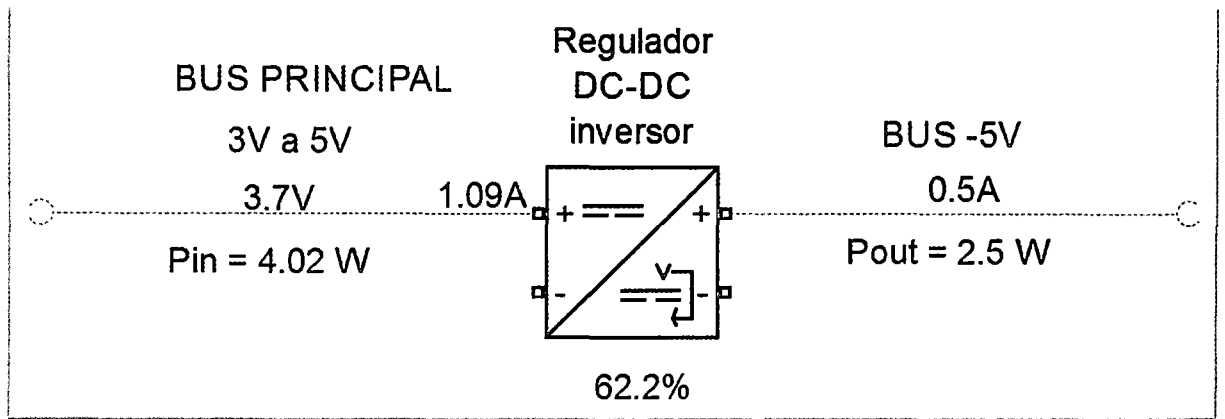


Figura 3. 40: Diagrama de bloques para obtener el bus -5V con características en la entrada y salida. (Diseño propio)

Características para el regulador elevador para el bus de -5V.

Parámetros	Requisitos	Características del MC34063
Tipo	Conmutado	Conmutado
Configuración	Inversor	Inversor, reductor y elevador
Voltaje de entrada	3V a 5V	-0.3V a 40V
Voltaje de salida	-5V	Ajustable
Corriente de salida	0.2A	Hasta 1.5A
Rango de temperatura	-32°C a 40.8°C	-60°C a + 150°C
Eficiencia	Máxima	62.2%

Cuadro 3.30: Comparación de requisitos para el diseño del bus -5V.

Este bus se obtiene a partir del bus principal donde su voltaje varía de 3 a 5 voltios. Este bus está designado para procesar señales en el Nano-Satélite, para este propósito usamos un regulador conmutado en configuración inversor este circuito integrado es el MC34063.

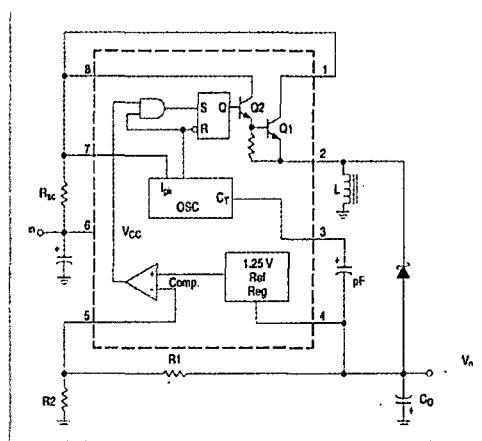


Figura 3. 41: Configuración en modo inversor del MC34063. (Hoja de datos MC34063).

Calculo de los periféricos.

Determinamos la relación de conmutación que está determinada por la ecuación 3.12.

$$\frac{t_{on}}{t_{off}} = \frac{|V_{out}| + 0.8}{V_{in(min)} - 0.8} \quad \text{Ecuación 3.12}$$

Donde, t_{on} y t_{off} son los tiempos de encendido y apagado respectivamente del conmutador interno del MC34063.

Remplazando valores en la ecuación 3.12:

$$\frac{t_{on}}{t_{off}} = \frac{|-5| + 0.8}{3 - 0.8} = 2.64$$

Determinamos el periodo máximo de conmutación que está determinada por la ecuación 3.13.

$$t_{on(max)} + t_{off} = \frac{1}{f_{min}} \quad \text{Ecuación 3.13.}$$

Remplazando valores en la ecuación 3.13:

$$t_{on(max)} + t_{off} = \frac{1}{50 \times 10^3} = 20\mu s$$

Con las ecuaciones 3.12 y 3.13, determinamos el valor de t_{on} y t_{off} .

$$t_{off} = \frac{20\mu s}{2.64 + 1} = 5.49\mu s$$

$$t_{on} = 20\mu s - 5.49\mu s = 14.51\mu s$$

El fabricante de MC34063 recomienda par un buen funcionamiento:

$$\frac{t_{on}}{t_{on} + t_{off}} < 0.857$$

Comprobando:

$$\frac{14.51\mu s}{20\mu s} = 0.7255$$

Los tiempos están dentro del rango recomendado.

Selección del capacitor del oscilador para la conmutación C_T .

Este capacitor se encarga de generar las oscilaciones para realizar la conmutación, está determinado por la ecuación 3.14.

$$C_T = 4.0 \times 10^{-5} \times t_{on} \quad \text{Ecuación 3.14}$$

Emplazando en la ecuación 3.14:

$$C_T = 4.0 \times 10^{-5} \times 14.51 \times 10^{-6} = 580.4pF$$

Utilizamos un capacitor comercial de:

$$C_T = 560pF$$

Corriente pico de conmutación, está determinada por la ecuación 3.15.

$$I_{pk(switch)} = 2 \times I_{out} \left(\frac{t_{on}}{t_{off}} + 1 \right) \quad \text{Ecuación 3.15}$$

Remplazando valores en la ecuación 3.15:

$$I_{pk(switch)} = 2 \times 0.2 \left(\frac{14.51\mu s}{5.49\mu s} + 1 \right)$$

$$I_{pk(switch)} = 1.46A$$

Selección de la mínima inductancia requerida L_{min} .

Esta inductancia está determinada por la ecuación 3.16.

$$L_{min} = \left(\frac{V_{in(min)} - 0.8}{I_{pk(switch)}} \right) \times t_{on} \quad \text{Ecuación 3.16}$$

Remplazando valores en la ecuación 3.16:

$$L_{min} = \left(\frac{3 - 0.8}{1.46} \right) \times 14.51 \times 10^{-6}$$

$$L_{min} = 21.87\mu H$$

Por lo tanto la inductancia para el diseño va ser de $L = 33\mu H$

Selección de la resistencia que limita corriente en la entrada, R_{SC} .

La selección de esta resistencia está determinada por las cauciones 3.17 y 3.18. Es la encargada de limitar la corriente pico de conmutación para el máximo de voltaje de entrada $V_{in(max)}$.

$$I'_{pk(switch)} = \left(\frac{V_{in(max)} - 0.8}{L_{min}} \right) \times t_{on} \quad \text{Ecuación 3.17}$$

Remplazando valores en la ecuación 3.17:

$$I'_{pk(switch)} = \left(\frac{5 - 0.8}{21.87\mu} \right) \times 14.51\mu$$

$$I'_{pk(switch)} = 2.79A$$

Entonces el valor de R_{SC} es:

$$R_{SC} = \frac{0.33}{I'_{pk(switch)}} \quad \text{Ecuación 3.18}$$

Remplazando valores en la ecuación 3.18:

$$R_{SC} = \frac{0.33}{2.79}$$

$$R_{SC} = 0.12\Omega$$

Selección del capacitor de salida C_{out} .

Está determinada por la ecuación 3.19 que depende de la corriente de salida, y el rizado del voltaje de salida.

$$C_{out} \approx \left(\frac{I_{out}}{V_{rizado p-p}} \right) \times t_{on} \quad \text{Ecuación 3.19}$$

Considerando un rizado del 2%, entonces $V_{\text{rizado } p-p} = 100mV$

Remplazando valores en la ecuación 3.19:

$$C_{out} \approx \left(\frac{0.2}{100 \times 10^{-3}} \right) \times 14.5\mu F$$

$$C_{out} \approx 29\mu F$$

Usamos un valor comercial:

$$C_{out} = 33\mu F$$

Selección de la resistencia que regula el voltaje de salida, R_2 .

El voltaje de salida está determinado por dos resistencias R_1 y R_2 , para determinar este voltaje se utiliza la ecuación 3.20.

$$|V_{out}| = 1.25 \times \left(\frac{R_2}{R_1} \right) \quad \text{Ecuación 3.20.}$$

El fabricante recomienda $R_1 = 2.2K\Omega$, entonces remplazando en la ecuación 3.20:

$$|-5V| = 1.25 \times \left(\frac{R_2}{2.2K} \right)$$

$$R_2 = 8.8K\Omega$$

Capacitor de entrada C_{in} , el fabricante recomienda un valor fijo de $100\mu F$.

EL diodo D , debe ser un diodo Schottky capaz de soportar la corriente de salida (0.5A), entonces, D es el diodo código 1N5817.

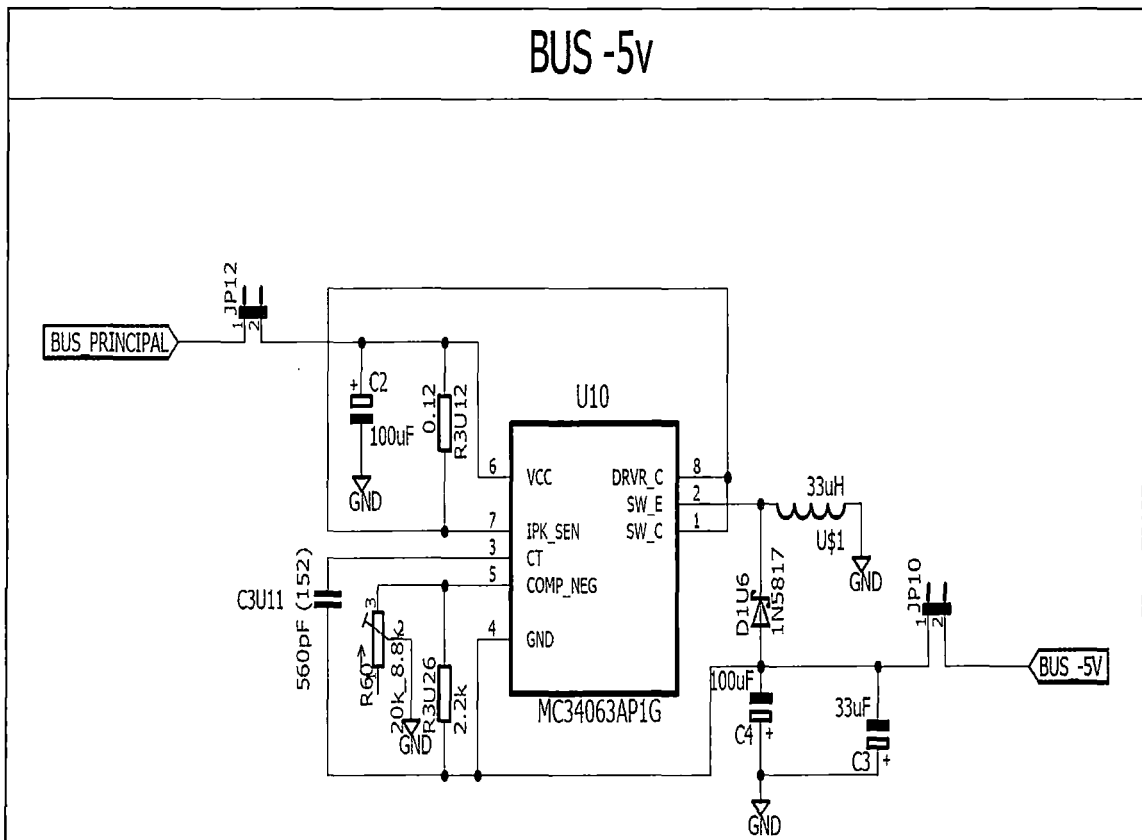


Figura 3.42: Diagrama circuital regulador inversor para el bus -5V.

3.2.4.5. Diseño del bus de 2.5V

Para este propósito se utiliza un circuito integrado TL7705 que internamente tiene un regulador de voltaje de alta precisión, solo necesita un condensador externo de $0.1\mu F$, para minimizar el rizado. (El bus de 2.5V no entrega corriente).

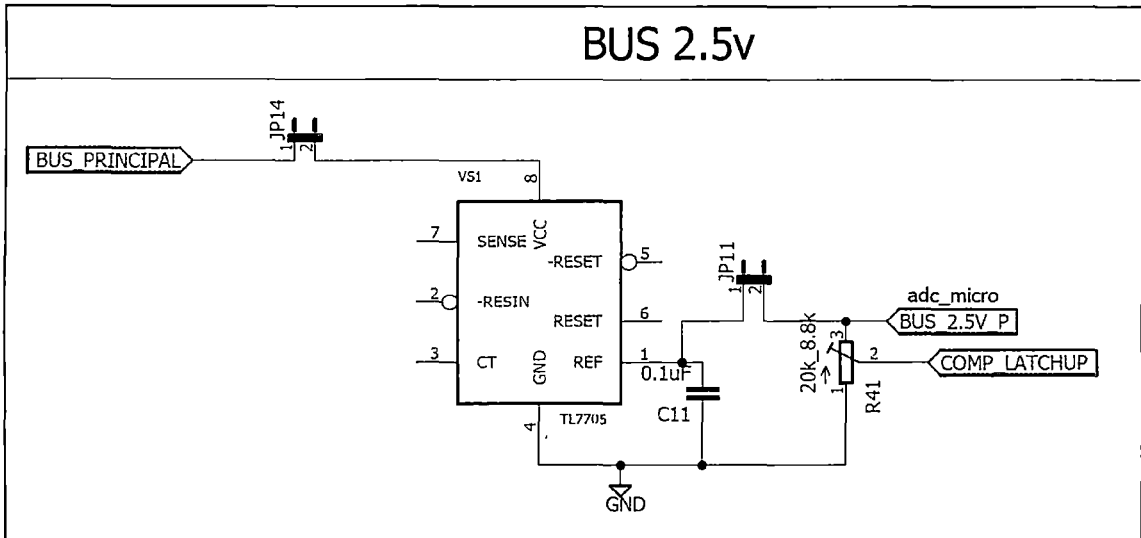


Figura 3.43: Diagrama circuital del circuito que se utiliza para el bus de 2.5V.

3.2.5. Subsistema de protección.

3.2.5.1. Diseño de la protección Latch up

Los Nano-Satélites tienen alta presencia de densidad electrónica y están ubicados en órbitas de alta presencia de radiación electromagnética, estas características aumentan la probabilidad que ocurra el fenómeno Latch-up. Por tanto el Nano-Satélite debe ser capaz de detectar e inmediatamente despejar esta falla cada vez que ocurra. El fenómeno Latch-up se detecta censando un incremento del flujo de corriente en la alimentación del dispositivo electrónico y se despeja desenergizando por completo el dispositivo donde se está produciendo Latch-up.

El Nano-Satélite de la UNSAAC va ser capaz de detectar y corregir el fenómeno Latch-up, mediante el módulo del sistema de potencia. La protección de este fenómeno solo se va aplicar a dispositivos con alta densidad electrónica (microcontroladores, memorias, cámara fotográfica, etc), ya que estos son los que tienen una alta probabilidad de sufrir Latch-up. El módulo del sistema de potencia solo se protege contra el fenómeno Latch-up los dos microcontroladores con que cuenta.

La protección Latch-up se basa en un sensor de corriente en la entrada de la alimentación del dispositivo a proteger y un comparador que da la señal para que desenergice el interruptor cuando el flujo de corriente supera a la corriente promedio de consumo. En primera instancia se desenergiza solo el dispositivo que se protege, esto hasta tres veces; si no se corrige con las tres veces, la protección desenergiza todo el Nano-Satélite, hasta que toda la capacitancia del Nano-Satélite de descargue por completo. Se considera tres veces la desenergización porque son los picos de corriente que la gran cantidad de dispositivos electrónicos soporta. Esta cantidad se pretende cambiar una vez que se conozca todos los dispositivos del Nano-Satélite.

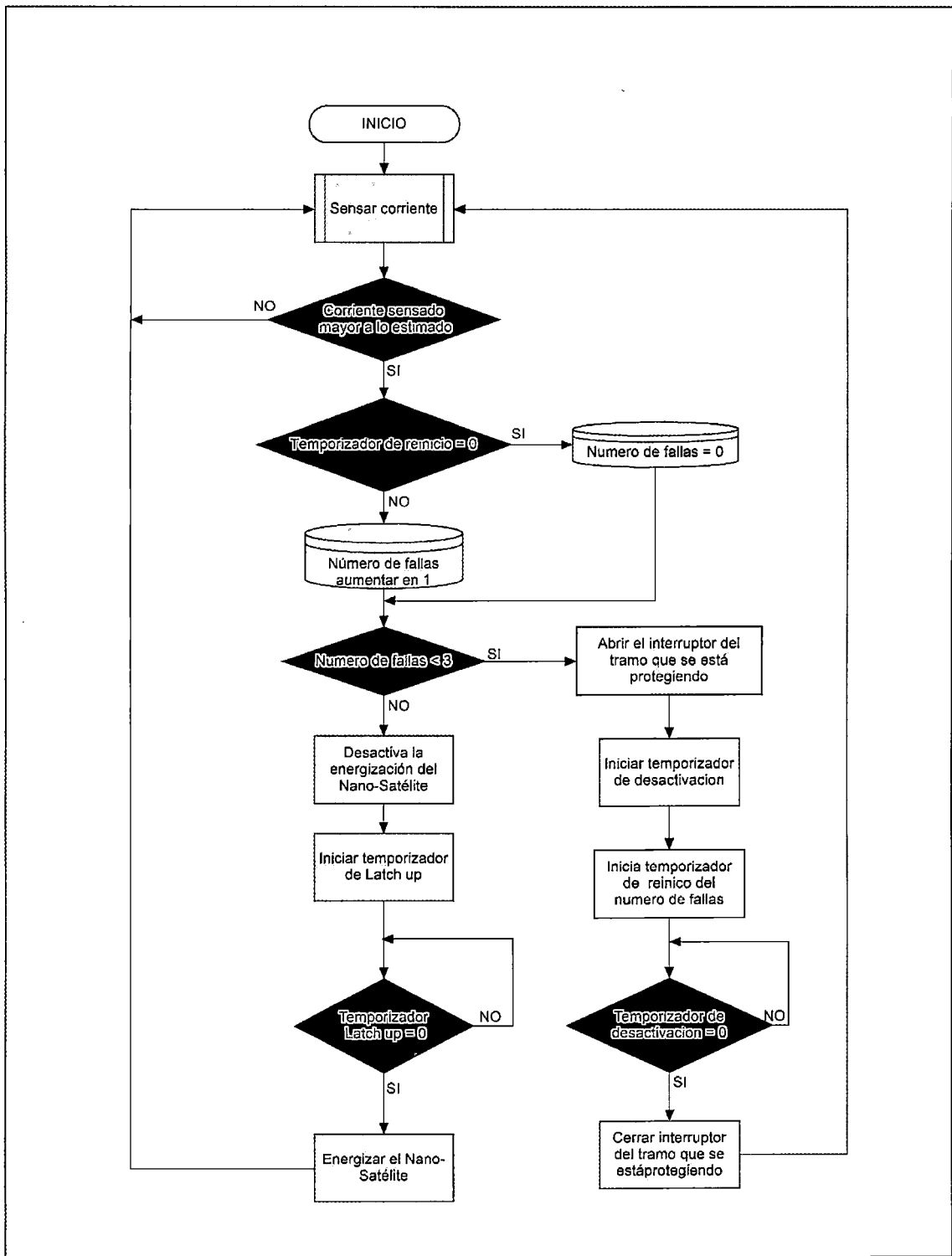


Figura 3.44: Diagrama de flujo para la protección Latch-up del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

Los parámetros de diseño dependen de los componentes que se desea proteger, en el módulo del sistema de potencia son dos microcontroladores, este conjunto de dispositivos consumen una corriente menos de 20mA (calculó experimental), entonces, el módulo de protección debe deshabilitar la alimentación cuando supere esta corriente. Mientras que la capacitancia de estos dispositivos se descarga por completo alrededor de 2 segundos, entonces el tiempo que esta desenergizado es mayor a 2 segundos, por seguridad está esta

protección temporizado en 4 segundos. Estos tiempos se van a modificar una vez que se construya por completo el Nano-Satélite.

Para temporizar se usa el circuito integrado NE555 en configuración monoestable (figura 3.46), cuyo valores de los periféricos se determinan usando la ecuación 3.21.

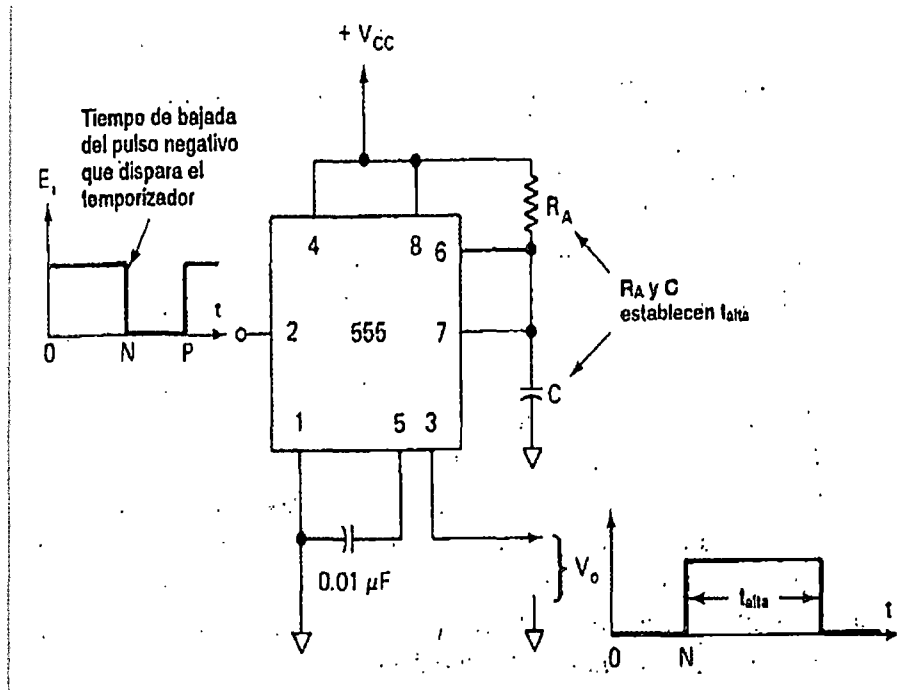


Figura 3. 45: Configuración monoestable del circuito NE555. (Coughlin and Driscoll, 1999).

$$t_{alta} = 1.1 \times R_A \times C$$

Ecuación 3.21

Remplazando valores en la ecuación 3.21:

$$4s = 1.1 \times R_A \times C$$

Donde: $C = 100\mu F$

Entonces:

$$R_A = 36.36K\Omega$$

El circuito electrónico está compuesto por un transductor de corriente a voltaje (sensor de corriente), un comparador que se activa cuando se presenta de Latch-up, tres circuito monoestables dos controla el tiempo de desenergización del tramo y el otro de todo el Nano-Satélite y el tercer monoestable que reinicia el contador si la falla se corrige antes de los tres disparos, además cuenta con un contador de fallas, puertos de entrada para las protecciones Latch-up de los demás módulos del Nano-Satélite y una entrada de control por el microcontrolador del módulo del sistema de potencia que es capaz de desenergizar cuando reciba una orden de la computadora de abordaje o del mismo controlador del módulo de potencia.

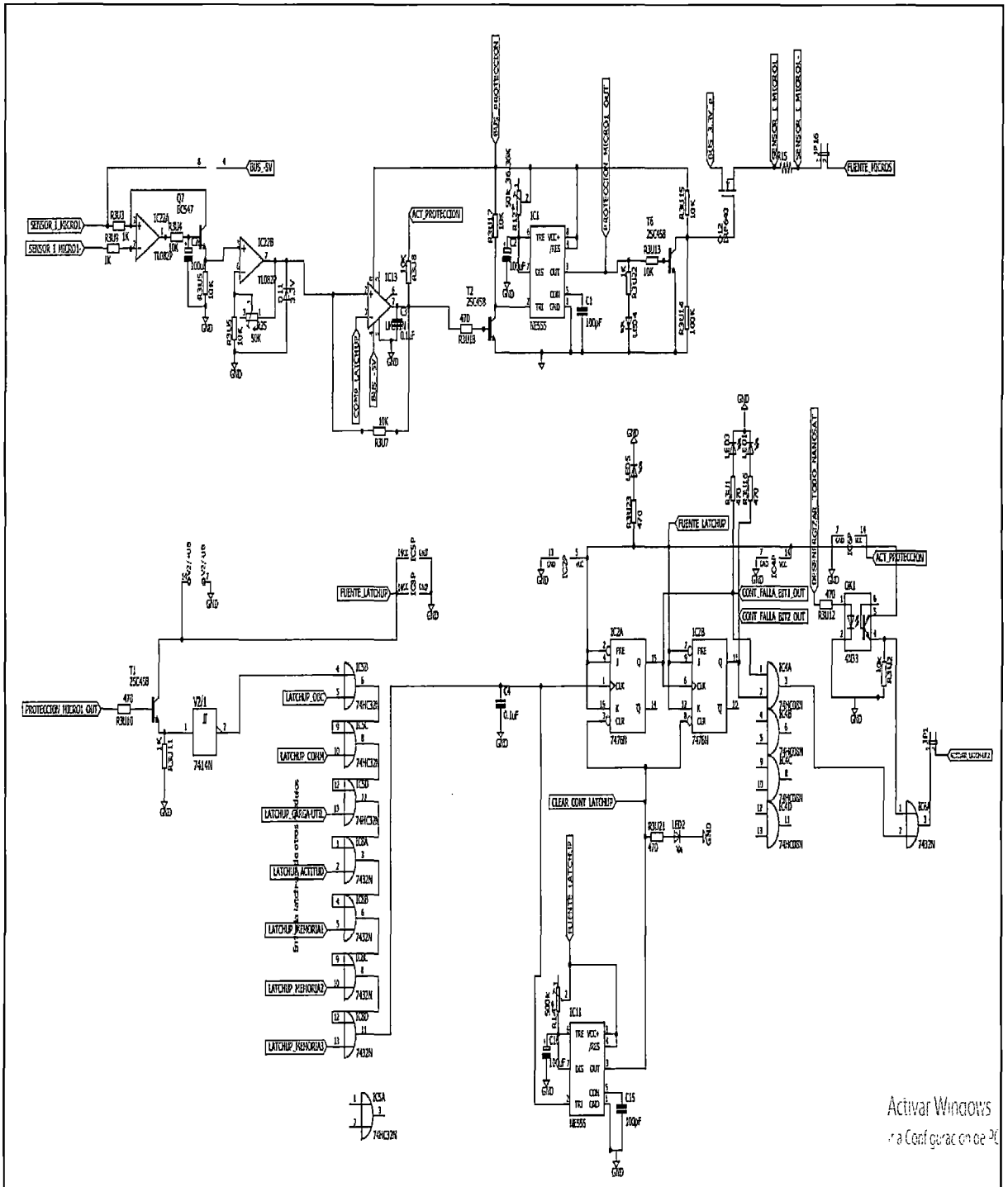


Figura 3.46: Diagrama circuital de la protección Latch-up del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Activar Windows
 para configurar en 20

Diseño del sensor de corriente

El sensor de corriente se basa a través de la diferencia de voltaje en una resistencia shunt, la diferencia de voltaje se obtiene con un amplificador operación (TL082) en modo diferencial, este diferencial de voltaje está en el orden de los milivoltios, este voltaje mediante una resistencia se refleja en corriente que se amplifica con un transistor, a la vez esta corriente amplificada se refleja en voltaje por otra resistencia, este voltaje se amplifica hasta tener un voltaje de salida máximo de 3V.

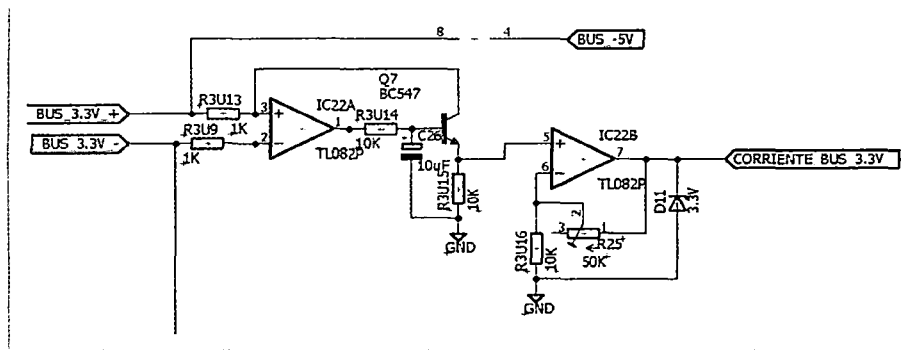


Figura 3. 47: Diagrama circuital del sensor de corriente implementado para el Nano-Satélite de la UNSAAC.

3.2.5.2. Diseño de la protección sobre voltaje, bajo voltaje y corto circuito.

Esta protección tienen como propósito, despejar fallas de sobre voltaje, bajo voltaje y corto circuito. Esto se logra censando el voltaje del bus que se protege y comparando con histéresis con otro voltaje de referencia, si el voltaje esta fuera del rango estimado se desactiva el bus. Para este objetivo se utiliza el circuito integrado MB3771.

La protección para estos eventos que se propone en esta tesis se aprecia en la figura 3.49.

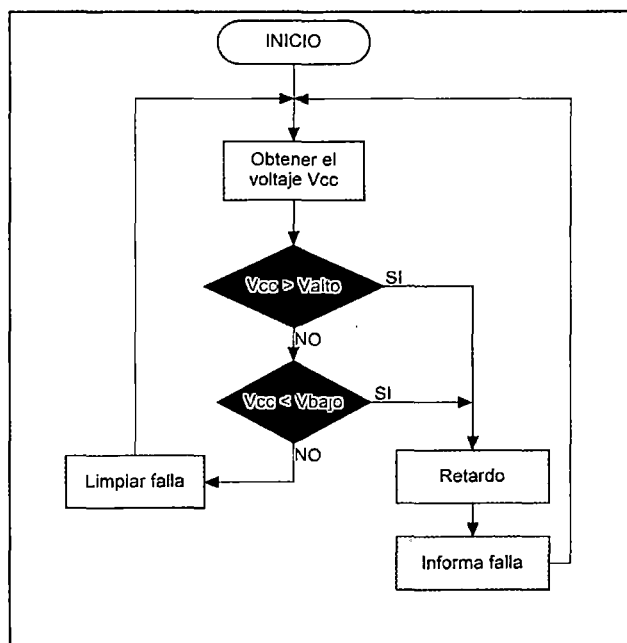


Figura 3.48: Diagrama de flujo para la protección de Sobre voltaje corto circuito y bajo voltaje. (Diseño propio)

La ventana de trabajo del bus se configura mediante resistencias externas, además el MB3771 cuenta con un retardo programable para activar la protección, el retardo es lo más mínimo posible para la protección de corto circuito, este retardo se programa con un capacitor externo, el tiempo de retardo (T_{PO}) está determinado por la ecuación 3.22. (Hoja de datos MB3771).

$$T_{PO} = C_T \times 10^5$$

Ecuación 3.22

Donde: $C_T = 0.1\mu F$ es la capacitancia del condensador conectado entre los terminales 1 y 4 del MB3771.

Reemplazando C_T , la ecuación 3.22:

$$T_{PO} = 0.1\mu \times 10^5$$

$$T_{PO} = 10 \text{ ms}$$

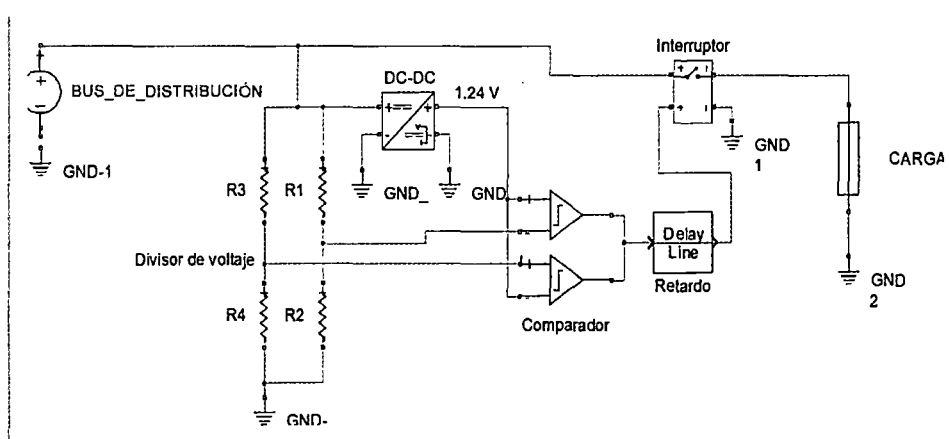


Figura 3.49: Diagrama de bloques de la protección sobre voltaje, corto circuito y bajo voltaje. (Diseño propio)

Esta protección está implementada para los tres buses de potencia, bus de 3.3V, 5V y 12V, porque las cargas de estos buses varían, según el comportamiento del Nano-Satélite.

Los rangos de voltaje de funcionamiento de los tres buses se aprecian en el cuadro 3.31. Si el voltaje está fuera de este rango, se desconecta el bus hasta que el voltaje entre dentro del rango configurado.

Bus	Voltaje_{min}	Voltaje_{max}	Histéresis
3.3V	2.7V	3.6V	±1.5%
5V	4.5V	5.5V	±1.5%
12V	11V	12.5V	±1.5%

Cuadro 3.31: Rangos de voltaje de los buses de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

El circuito electrónico que cumple esta protección cuenta con una entrada independiente para el microcontrolador para activar/desactivar el bus cuando reciba la orden de la computadora de abordo.

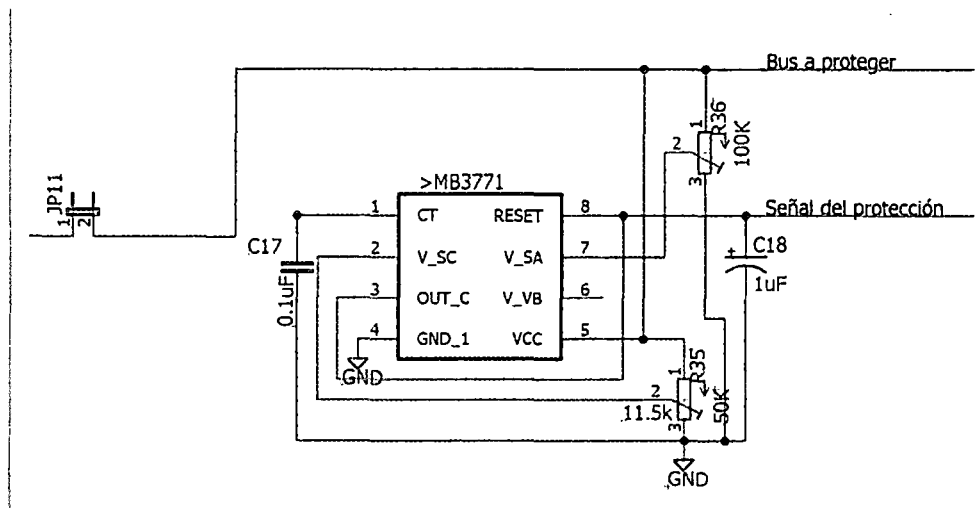


Figura 3.50: Diagrama circuital de la protección sobre voltaje, corto circuito y bajo voltaje.

Interruptores para activar y desactivas líneas de distribución.

Los interruptores para activar/desactivar un tramo de alimentación de energía son todos de estado sólido, ya que son los únicos que se usan en tecnología aeroespacial debido que pueden soportar altas vibraciones en el lanzamiento al espacio. Se han seleccionado mosfet como interruptores. La selección del mosfet como interruptor es por su alta corriente de paso.

3.2.6. Subsistema de supervisión y control.

Para realizar las tareas de control y supervisión del módulo de potencia se utiliza dos microcontroladores MSP430FR5969 de la compañía Texas Instruments, la elección del microcontrolador de esta compañía es porque Texas Instrumente tiene una gama de circuitos integrados dedicados especialmente para el uso aeroespacial, entre los microcontroladores de Texas Instruments esta la familia MSP430 dentro de esta familia de microcontroladores cuenta con distintas tecnologías de bajo consumo de energía entre ellas la tecnología FRAM (Cooper et al., 2015) de menor consumo, es por esto la elección del MSP430FR5969 que se ajusta mejor a las características que se necesita para el módulo de potencia. Se usa dos microcontroladores uno como maestro y el otro como esclavo por su limitada cantidad de entradas analógicas (solo 16 ADC por microcontrolador), por tanto, el microcontrolador esclavo solo adquiere datos (analógicos y digitales) y los envía al maestro. El maestro además de adquirir datos analógicos gestiona, controla y se comunica con la computadora de abordo.

El subsistema de control y supervisión está encargado de: Adquirir datos del módulo de potencia, gestionar la energía y realizar funciones establecidas que la computadora de abordo (OBC) ordene.

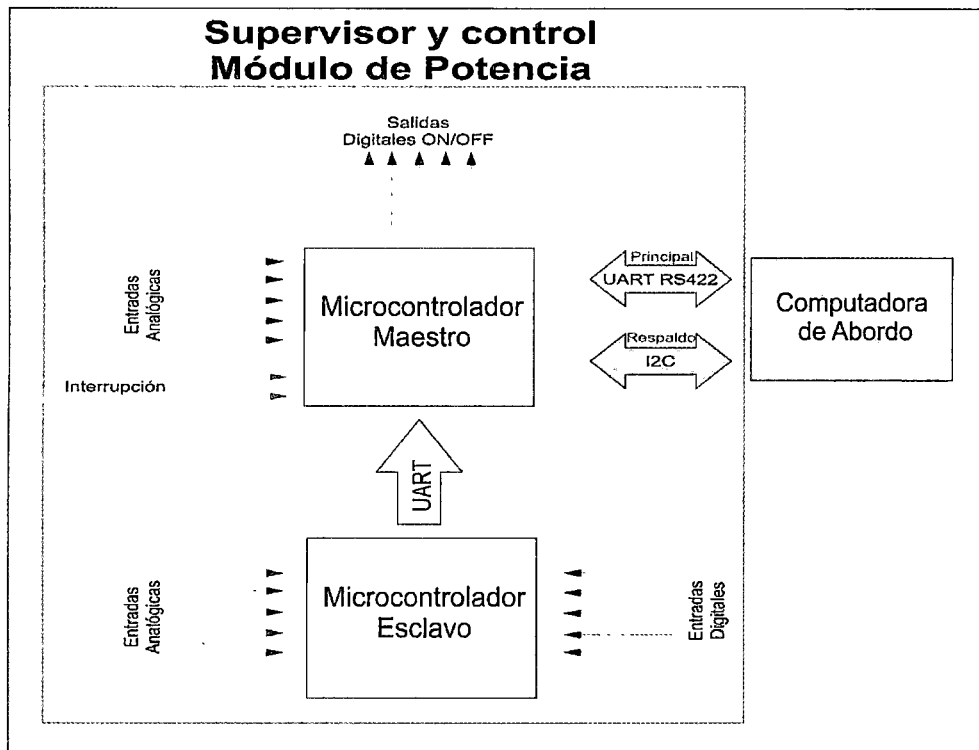


Figura 3.51: Diagrama de bloques del controlador y supervisor del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC con sus periféricos. (Diseño propio)

Adquisición de datos:

Para adquirir datos, se usa el microcontrolador esclavo que sus únicas funciones es adquirir datos y enviarlo al microcontrolador maestro, como también el maestro adquiere datos analógicos

Datos digitales. Estos datos corresponden exclusivamente al estado de funcionamiento de los 8 cargadores ya que cada cargador informa mediante 2 bit el estado en que se encuentra, el microcontrolador esclavo es el encargado de adquirir estas 16 entradas digitales que indican el estado de los 8 cargadores.

Datos analógicos. Para adquirir datos analógicos el MSP430FR5969 cuenta con 16 entradas para la conversión analógico digital (ADC) de 12 bit de resolución, para realizar esta conversión utiliza un registro de aproximaciones sucesivas (SAR) y el rango de voltaje capaz de sensar es de 0V a 3.3V (soporta máximo 3.6V). Para determinar el valor digital (N_{ADC}) de una entrada del ADC el fabricante suministra la ecuación 3.23.

$$N_{ADC} = 4096 \times \frac{(V_{in} + \frac{1}{2}LSB) - V_{R-}}{V_{R+} - V_{R-}} \quad \text{Ecuación 3.23}$$

Donde:

V_{in} : Voltaje de entrada.

V_{R+} : Voltaje de referencia positivo (3.3V).

V_{R-} : Voltaje de referencia negativo (0V, tierra).

Resolución de conversión: $LSB = \frac{V_{R+} - V_{R-}}{4096} = \frac{3.3V - 0V}{4096} = 0.806 \text{ mV}$.

Entonces el voltaje de entrada se despeja de la ecuación 3.23, obteniendo la ecuación 3.24, esta ecuación usa el controlador del módulo de potencia para gestionar la energía.

$$V_{in} = \frac{3.3V \times N_{ADC}}{4096} - 0.403mV \quad \text{Ecuación 3.24}$$

En los cuadros 3.32 y 3.33 se muestran los datos adquiridos para determinar el estado del módulo de potencia como para gestionar la energía.

MICROCONTROLADOR MAESTRO			Observación
ENTRADAS ANALÓGICAS (8+2)	P1.0	V - CF	A0
	P1.1	I - CF	A1
	P1.2	V - In Cargador	A2
	P1.3	I - In Cargador	A3
	P1.4	V - Bus Principal	A4
	P1.5	I - Bus Principal	A5
	P3.0	V - Bus 3.3V	A12
	P3.1	I - Bus 3.3V	A13
	Interno	T° - Microcontrolador 1	A30
	Interno	V - Microcontrolador 1	A31

Cuadro 3.32: Variables analógicas adquiridos por el microcontrolador maestro del módulo de potencia.

MICROCONTROLADOR ESCLAVO			Observación
ENTRADAS ANALÓGICAS (14+2)	P1.0	V - Bus 5V	A0
	P1.1	I - Bus 5V	A1
	P1.2	V - Bus 12V	A2
	P1.3	I - Bus 12V	A3
	P1.4	V - Bus -5V	A4
	P1.5	V - Bus 2.5V	A5
	P3.0	V - Batería1	A12
	P3.1	V - Batería2	A13
	P3.2	V - Batería3	A14
	P3.3	V - Batería4	A15
	P4.0	V - Batería5	A8
	P4.1	V - Batería6	A9
	P4.2	V - Batería7	A10
	P4.3	V - Batería8	A11
	Interno	T° - Microcontrolador 2	A30
	Interno	V - Microcontrolador 2	A31

ENTRADAS DIGITALES (16)	P1.6	Estado1 Cargador1	Estado del cargador1
	P1.7	Estado2 Cargador1	
	P2.2	Estado1 Cargador2	Estado del cargador2
	P2.3	Estado2 Cargador2	
	P2.4	Estado1 Cargador3	Estado del cargador3
	P2.5	Estado2 Cargador3	
	P2.6	Estado1 Cargador4	Estado del cargador4
	P2.7	Estado2 Cargador4	
	P3.4	Estado1 Cargador5	Estado del cargador5
	P3.5	Estado2 Cargador5	
	P3.6	Estado1 Cargador6	Estado del cargador6
	P3.7	Estado2 Cargador6	
	P4.4	Estado1 Cargador7	Estado del cargador7
	P4.5	Estado2 Cargador7	
	P4.6	Estado1 Cargador8	Estado del cargador8
	P4.7	Estado2 Cargador8	

Cuadro 3.33: Variables analógicos y digitales adquiridos por el microcontrolador esclavo del módulo de potencia.

La comunicación entre los microcontroladores maestro y esclavo es con protocolo UART tipo simplex de esclavo a maestro cada un periodo establecido (4s, esta valor va ser modificado una vez implementado todo el Nano-Satélite).

Para la comunicación de datos del esclavo al maestro se usa una trama modificada de la trama formato MODBUS modo ASCII, la diferencia es que esta trama no tiene datos de dirección (comunicación directa un solo esclavo), no tiene datos de funciones (la única función es adquirir datos e informar) y no tiene control de errores (comunicación directa y de corta distancia). Esta trama diseñada exclusiva para esta comunicación de esclavo a maestro se muestra en la figura 3.53:

Inicio de trama 0x3A	Dato 1	Dato 2	...	Dato 24	Fin de trama 1 0x0D	Fin de trama 2 0x0A
----------------------	--------	--------	-----	---------	---------------------	---------------------

Figura 3.52: Trama que envía el microcontrolador esclavo al maestro en la comunicación entre ellos. En anexos se muestra la trama completa para la comunicación del esclavo al maestro.

Administración de energía.

La gestión de energía se centra en las baterías, es decir en la energía almacenada, el MSP430FR5969 es capaz de controlar que las baterías no se sobrecarguen y que tampoco no se descarguen por debajo del voltaje de corte (2.75V) además debe supervisar el estado de todos los cargadores.

Las celdas fotovoltaicas tienen un funcionamiento similar a una fuente de corriente, este comportamiento genera inconvenientes cuando el Nano-Satélite no requiere energía, por tanto, cuando sea el caso, el controlador va desconectar las celdas fotovoltaicas. Esto sucede cuando las baterías están completamente cargadas y las celdas fotovoltaicas siguen suministrando corriente, esta corriente excedente ingresa directamente a las baterías por su baja impedancia comparando con el resto del Nano-Satélite por tanto las baterías se sobrecargan elevando su temperatura hasta que el sistema de protección térmico propio de los cargadores lo desconecta las celdas fotovoltaicas. El tiempo de espera para que actué la protección térmica podría ser un tiempo largo, esto reduce el tiempo de vida de las baterías, por esta razón el controlador del módulo de potencia debe supervisar esta sobrecarga y desconectar las celdas fotovoltaicas para luego conectarlas cuando se requiera una potencia determinada. El periodo de cada cuánto tiempo se debe supervisar se va determinar una vez que se tenga todos los módulos del Nano-Satélite, este prototipo está configurado con un periodo de 8 segundos arbitrariamente.

En el caso de que el Nano-Satélite siga consumiendo energía aun cuando las baterías estén descargadas (voltaje menor a 2.75V) va llevar a una sobredescarga reduciendo también el tiempo de vida de las baterías y llevando el siguiente proceso de carga tarde mucho más tiempo (precarga), aunque los cargadores son capaces de entrar a una fase de precarga donde reviven las células muertas por la sobredescarga no es favorable que esto suceda, esta es la razón que el controlador del prototipo del módulo de potencia no permita esta sobredescarga a menos que haya una solicitud de las computadora de abordo o del módulo de comunicación en caso de emergencia. Para casos de emergencia se solicita la máxima potencia mediante una interrupción externa.

Si existe inconvenientes en los cargadores, el controlador es capaz de diagnosticar estos problemas y los reinicia para solucionar el inconveniente, caso que no se solucione de este modo la computadora de abordo toma la decisión de desconectar si es necesario o no. La supervisión y control está basada en interrupciones, mientras que no exista interrupción alguna el microcontrolador maestro entre al modo de ahorro de energía (modo sleep). En la figura 3.54 se muestra el algoritmo principal para el diagnóstico y control del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

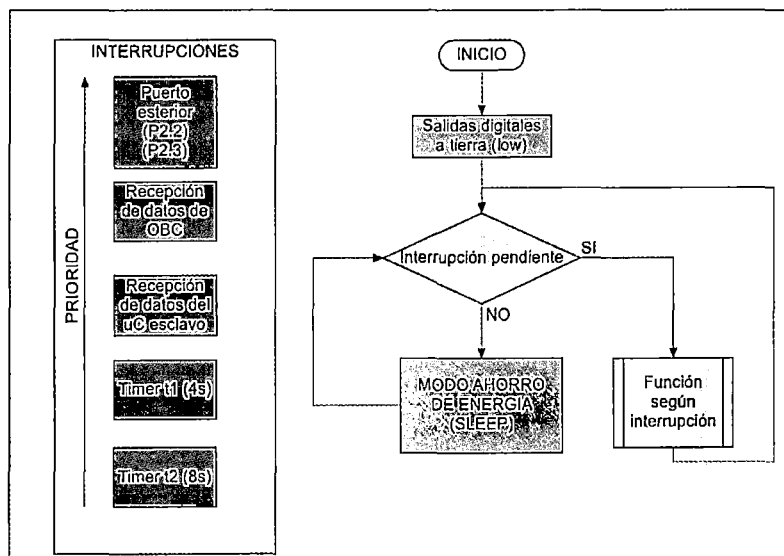


Figura 3.53: Diagrama de flujo del funcionamiento del controlador y supervisor (microcontrolador maestro) del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

La interrupción Timer t2 (8s), es donde se realiza la supervisión y control del módulo de potencia, el algoritmo se muestra en la figura 3.55.

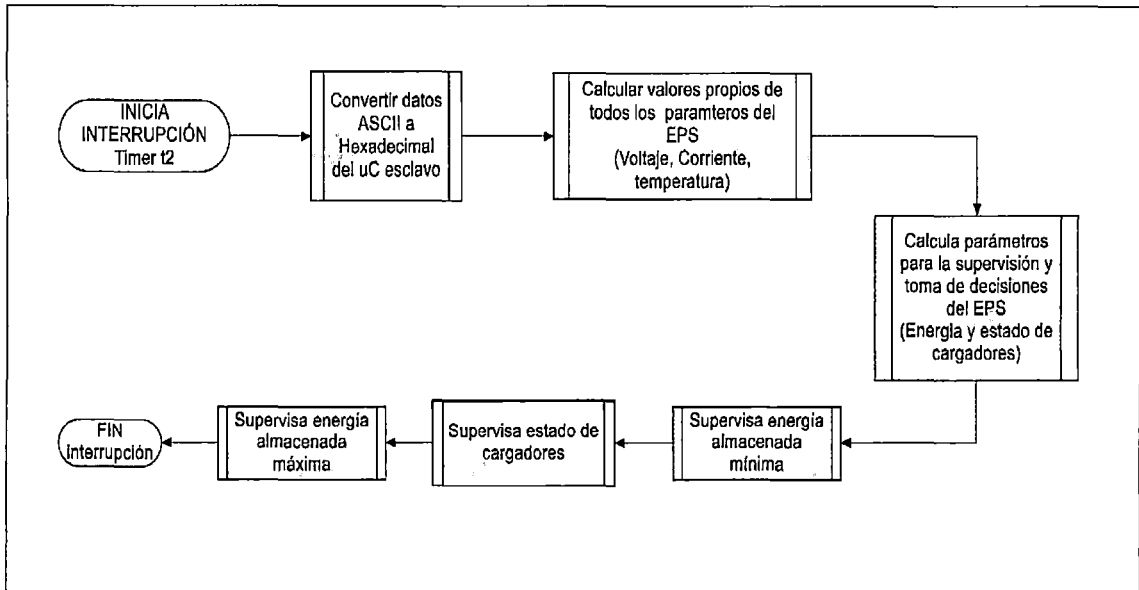


Figura 3.54: Diagrama de flujo del proceso que realiza cada t2 segundos el microcontrolador maestro. (Diseño propio)

La gestión de energía almacenada mínima, estado de cargadores y gestión de energía almacenada máxima se realiza según los algoritmos mostrados en las figuras 3.56, 3.57 y 3.58 respectivamente.

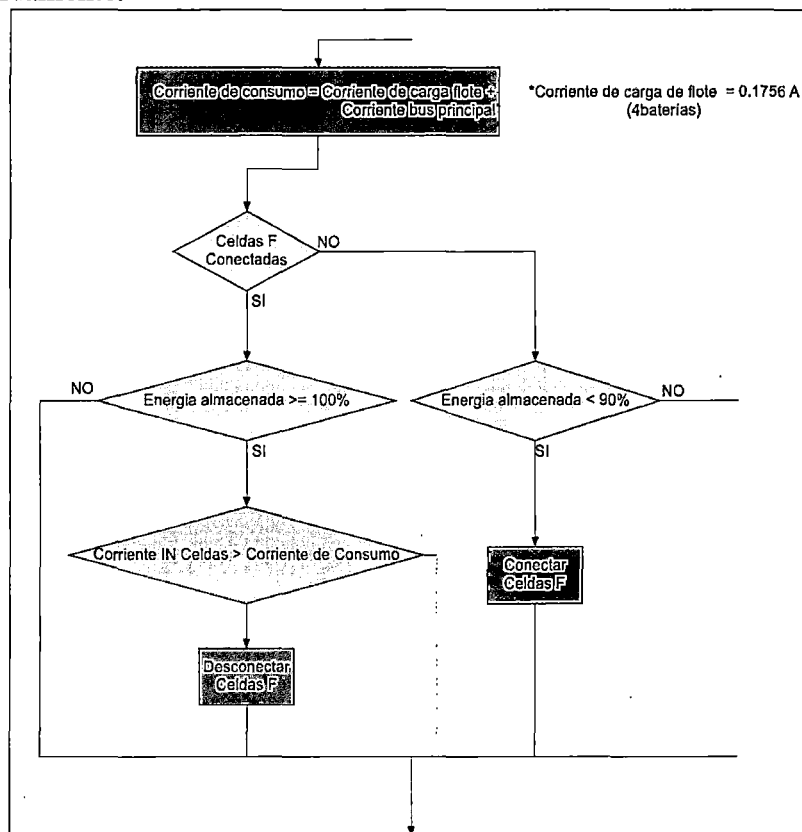


Figura 3. 55: Diagrama de flujo para desacoplar las celdas fotovoltaicas cuando el Nano-Satélite no requiere energía y las baterías están cargadas completamente. (Diseño propio)

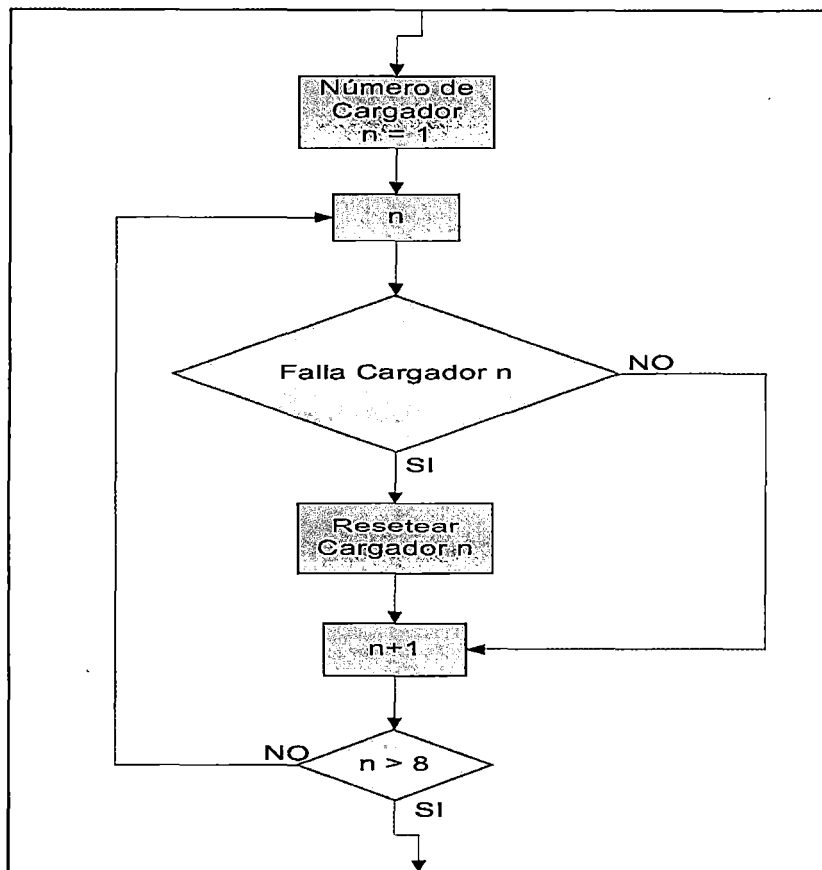


Figura 3. 56: Diagrama de flujo para supervisar el estado de los 8 cargadores y reiniciarlos si existe fallas. (Diseño propio)

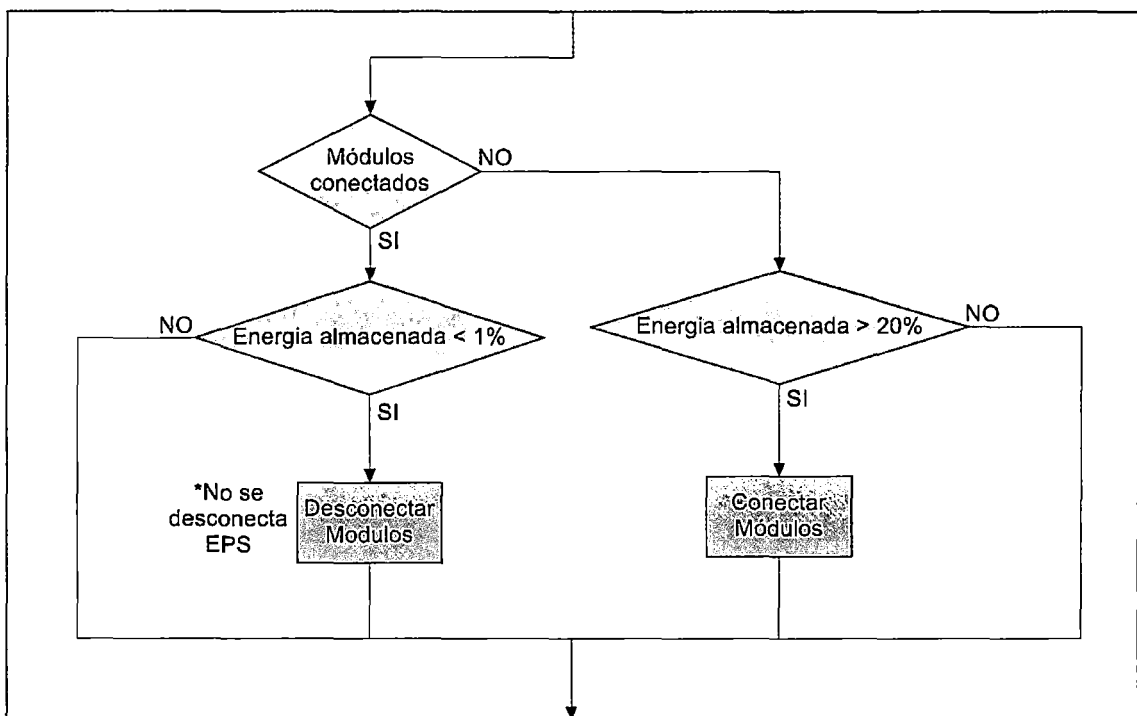


Figura 3. 57: Diagrama de flujo para no permitir que se descarguen las baterías por debajo de lo estimado (1% de energía almacenada). (Diseño propio)

La interrupción Timer t1 (4s), es donde el microcontrolador adquiere los valores analógicos, convierte estos valores a ASCII posteriormente agrega estos datos a una trama

y finalmente copia la trama a otra trama preparada para su envío a la computadora de abordo, en la figura 3.59 se muestra el algoritmo para esta interrupción.

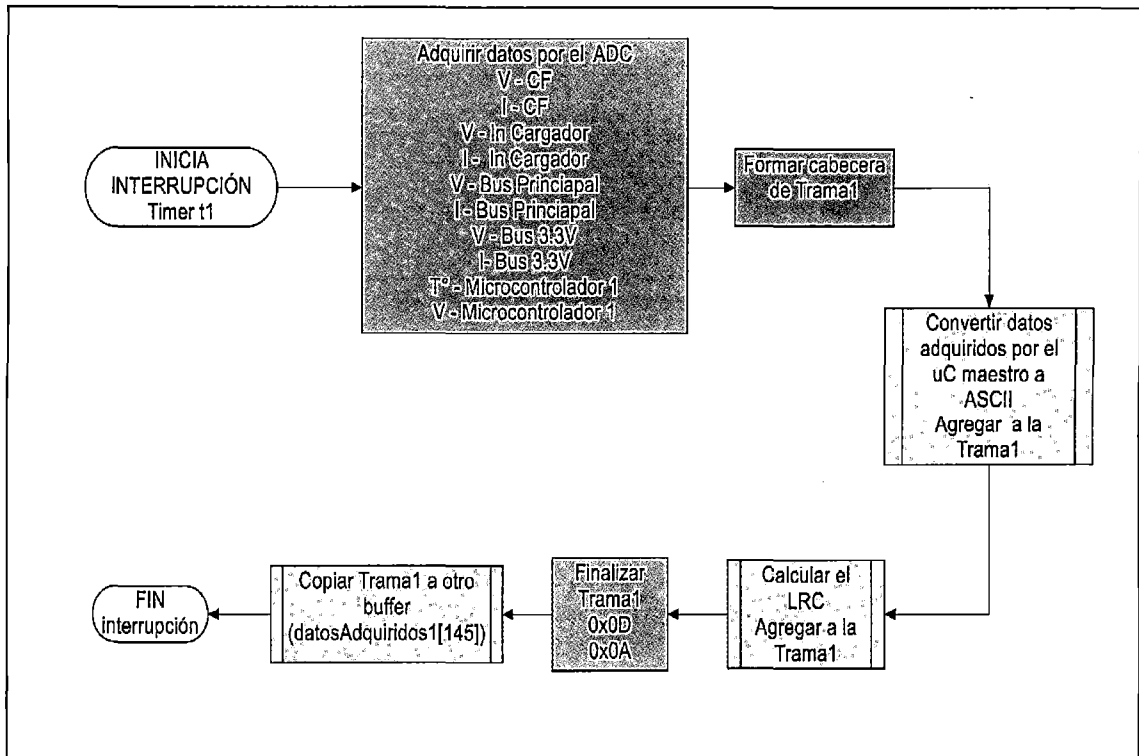


Figura 3. 58: Diagrama de flujo para adquirir datos y formar la trama de comunicación para enviar datos a la computadora de abordo. (Diseño propio)

Interrupción para la recepción de datos del microcontrolador esclavo. El microcontrolador esclavo envía datos de cierto periodo de tiempo (4s arbitrariamente), cada vez que esto sucede existe una interrupción donde el maestro recibe los datos.

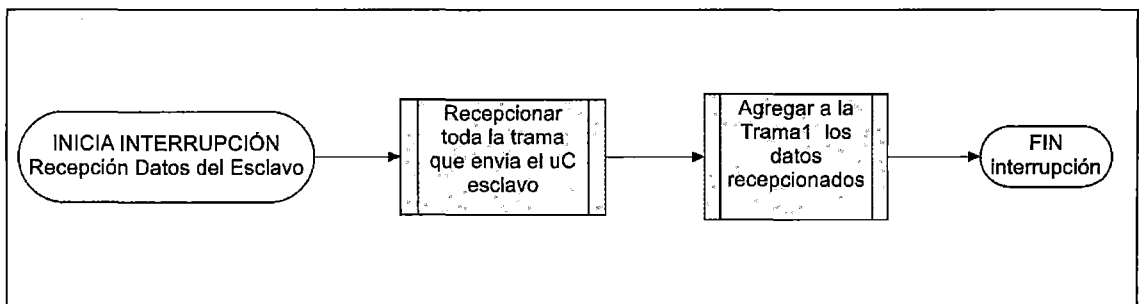


Figura 3. 59: Diagrama de flujo para la recepción de datos que envía el microcontrolador esclavo al maestro. (Diseño propio)

La interrupción de recepción de comunicación de la computadora de abordo sucede según la gestión que realiza de todo el Nano-Satélite la indicada computadora, cada vez que sucede esta comunicación la computadora de abordo solicita distintas funciones, por el momento no se tiene definido todas las funciones que puede solicitar, pero, el algoritmo está diseñado para poder incrementar estas funciones. Las funciones definidas por lo pronto son: Enviar parámetros del EPS, enviar informe rápido del estado del EPS y reiniciar Nano-Satélite. El algoritmo para este proceso se muestra en la figura 3.61.

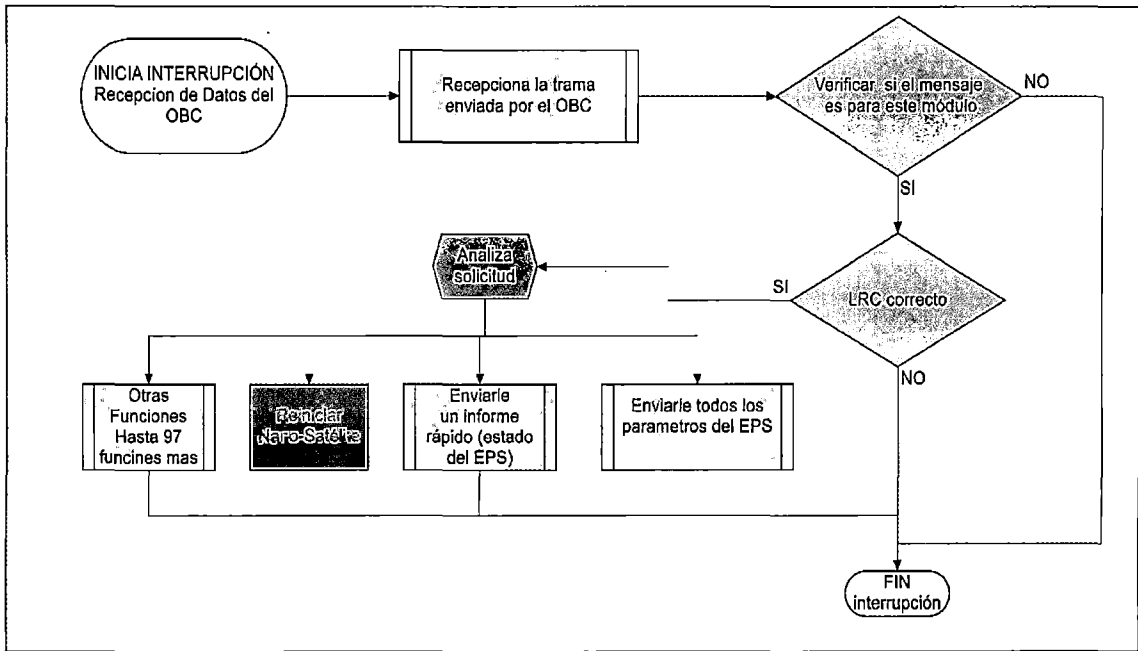


Figura 3.60: Diagrama de flujo para la recepción de funciones de la computadora de abordaje y realizar la función solicitada. (Diseño propio)

La interrupción por puerto externo que puede ser solicitada por la computadora de abordaje o por el módulo de comunicación es en caso de emergencias, en el caso del módulo de comunicación es para solicitar energía, entonces es cuando el módulo de potencia solo provee energía al módulo de comunicación y al propio módulo de potencia hasta que el módulo de comunicación termine la acción que está realizando. La interrupción de la computadora de abordaje todavía no está definida. El algoritmo para las interrupciones exteriores se muestra en la figura 3.62.

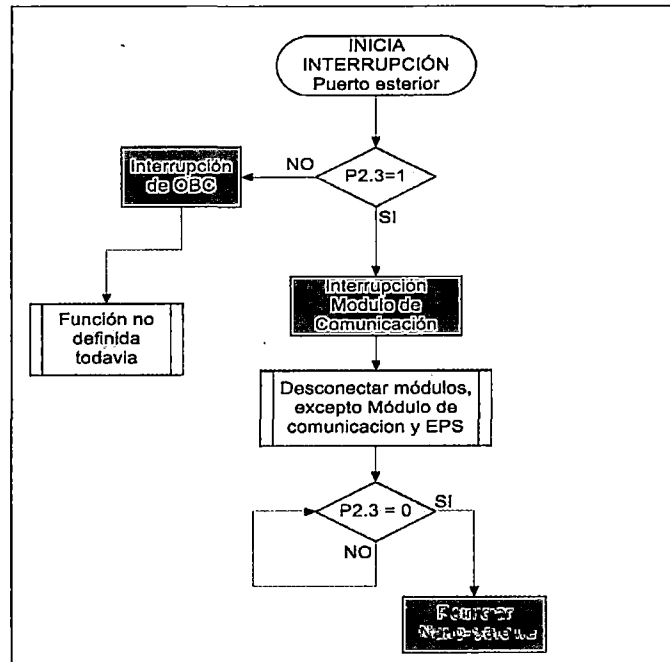


Figura 3.61: Diagrama de flujo para las interrupciones por puertos externos, dedicado para funciones de emergencia, solicitud de energía y el otro no definido todavía. (Diseño propio)

El microcontrolador esclavo como se ha indicado solo cumple específicamente una tarea que es adquirir y enviar datos, esto lo realiza mediante el algoritmo que se muestra en la figura 3.63.

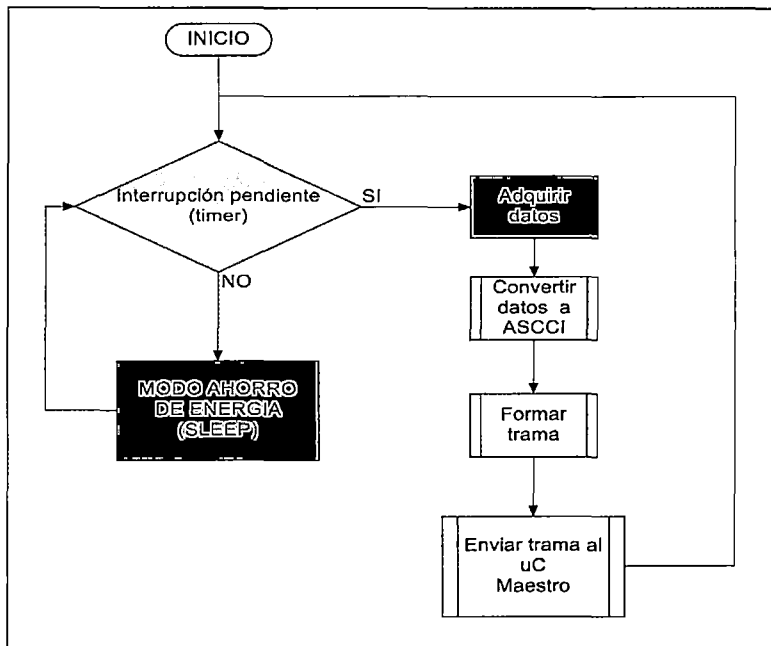


Figura 3. 62: Diagrama de flujo del microcontrolador esclavo para adquirir datos y enviarlos al microcontrolador maestro. (Diseño propio)

Comunicación con la computadora de abordo.

La comunicación entre el módulo de potencia y la computadora de abordo se realiza mediante dos buses de comunicación uno principal y el otro de respaldo, el bus de respaldo es con protocolo I2C (software no implementado en esta tesis) mientras que el bus principal usa protocolo UART con el estándar RS422 con trama de datos en formato MODBUS modo ASCII, la administración de los buses de comunicación es enteramente dirigido por la computadora de abordo, al módulo de potencia solo responde a las peticiones de la computadora de abordo por el mismo bus que recibe la solicitud (datos). Las especificaciones de comunicación de los módulos del Nano-Satélite de la UNSAAC están sujetas a los parámetros dados por el proyecto Diseño Y Construcción De Un Nano-Satélite Conteniendo Una Cámara De Resolución Media Para El Estudio Óptico De Cobertura De Nubes Sobre La Región Cusco. El bus de respaldo no está especificado en su totalidad, por este motivo en esta tesis no se da a conocer los detalles del bus de respaldo, pero si se ha diseñado el hardware para esta comunicación.

La trama de comunicación para el bus principal se muestra en la figura 3.64:

Inicio de trama 0x3A	Dirección 1	Dirección 2	Función 1	Función 2	Dato 1	Dato 2	...	Dato 34	Control de errores		Fin de trama 1 0x0D	Fin de trama 2 0x0A
									LRC 1	LRC 2		
1 byte	1 byte	1 byte	1 byte	1 byte	1 byte	1 byte	...	1 byte	1 byte	1 byte	1 byte	1 byte

Figura 3.63: Trama para la comunicación entre el módulo de potencia y la computadora de abordo. (En anexos trama completa y detallada).

La trama que envía la computadora de abordo también es la misma como la figura 3.64, la única diferencia es el número de datos.

En el caso de un informe rápido solo se le regresa la misma trama que envía la computadora de abordo.

El circuito integrado para el estándar RS422 es el ADM3491, cuyas especificaciones de uso se muestran en su hoja de datos del ADM3491.

Salidas digitales del controlador del módulo de potencia.

Las salidas digitales son las encargadas de apagar (alto) y encender (bajo) los interruptores del módulo de potencia, los interruptores están configurados normalmente cerrados.

Todas las salidas digitales son del microcontrolador maestro, además todas estas tienen su respectivo acondicionamiento para su funcionamiento.

En las figuras 3.65 y 3.66 se muestran un resumen de todos los periféricos de los dos microcontroladores:

MICROCONTROLADOR MAESTRO			Observación
RS422	P2.0	Tx	Bus principal
	P2.1	Rx	
	P4.7	Enable Tx	
I2C	P1.6	SDA	Bus de respaldo
	P1.7	SCL	
UART	P2.6	Rx	Solo recibe
INTERRUPCIÓN	P2.2	OBC	Salida
	P2.3	COMM	Entrada
ENTRADAS ANALÓGICAS (8+2)	P1.0	V - CF	A0
	P1.1	I - CF	A1
	P1.2	V - In Cargador	A2
	P1.3	I - In Cargador	A3
	P1.4	V - Bus Principal	A4
	P1.5	I - Bus Principal	A5
	P3.0	V - Bus 3.3V	A12
	P3.1	I- Bus 3.3V	A13
	Interno	T° - Microcontrolador 1	A30
	Interno	V - Microcontrolador 1	A31
SALIDAS DIGITALES	P2.4	ON/OFF NANO-SATÉLITE	Salida digital para los actuadores
	P2.5	ON/OFF 3.3V	
	P2.7	ON/OFF 5V	
	P3.2	ON/OFF 12V	
	P3.3	ON/OFF CARGADOR1	
	P3.4	ON/OFF CARGADOR2	
	P3.5	ON/OFF CARGADOR3	
	P3.6	ON/OFF CARGADOR4	
P3.7	ON/OFF CARGADOR5		

P4.0	ON/OFF CARGADOR6
P4.1	ON/OFF CARGADOR7
P4.2	ON/OFF CARGADOR8
P4.3	ON/OFF COMPUTADORA
P4.4	ON/OFF COMUNICACIONES
P4.5	ON/OFF ACTITUD
P4.6	ON/OFF CARGA UTIL

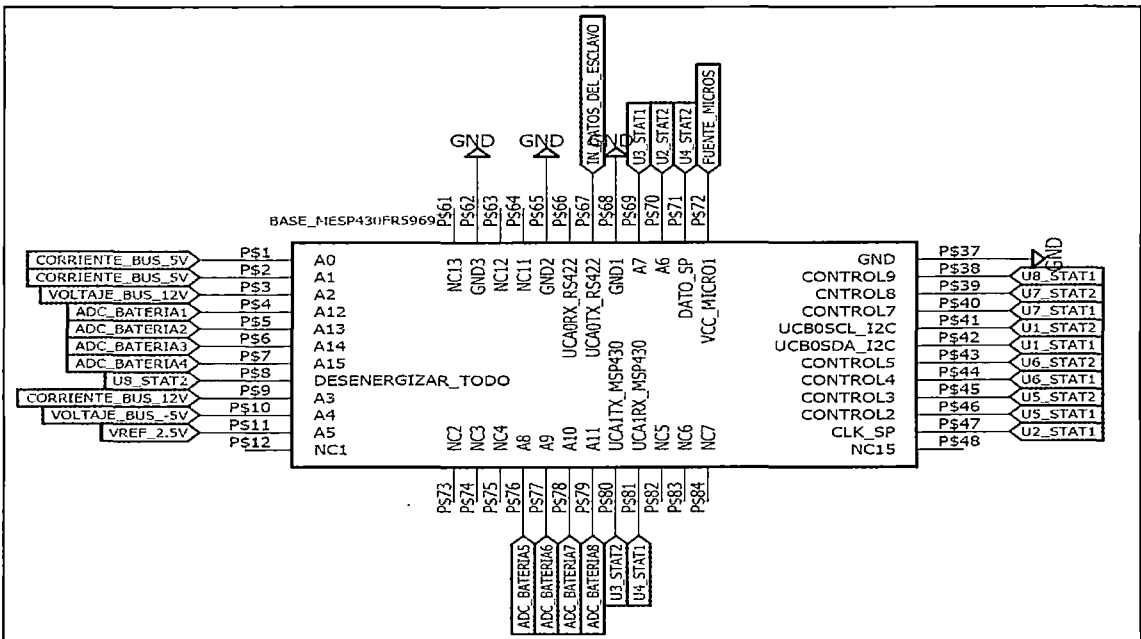
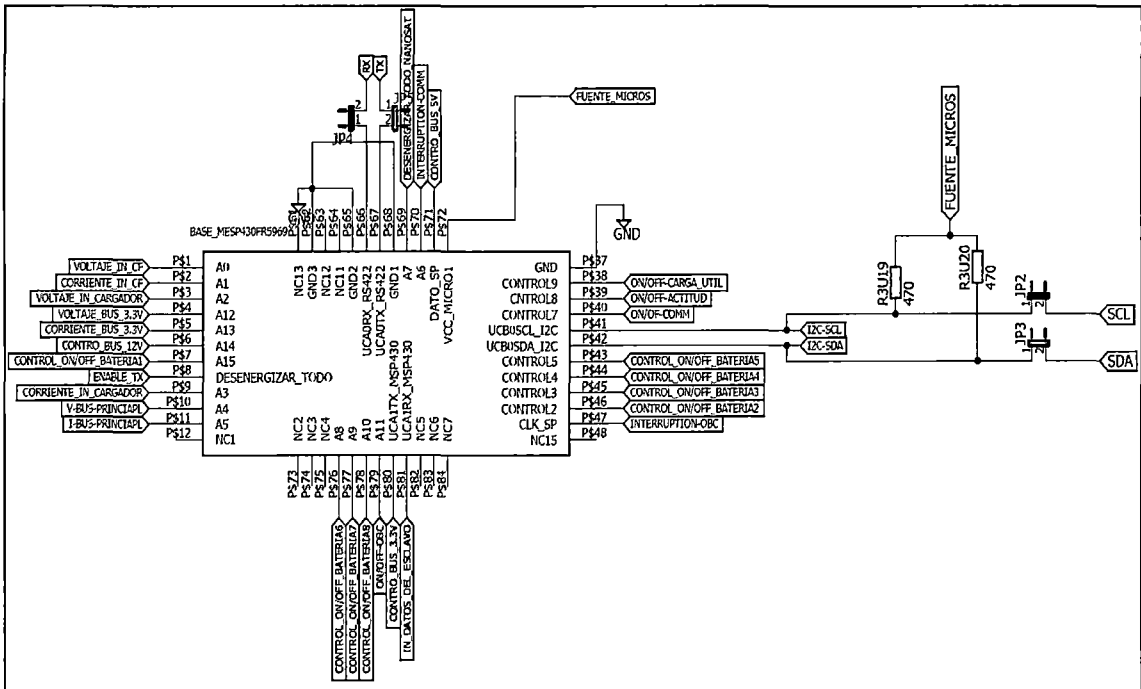
Figura 3.64: Disposición de los periféricos del microcontrolador maestro del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC. (Diseño propio)

MICROCONTROLADOR ESCLAVO			Observación
UART	P2.0	Tx	Solo Transmite
ENTRADAS ANALÓGICAS (14+2)	P1.0	V - Bus 5V	A0
	P1.1	I - Bus 5V	A1
	P1.2	V - Bus 12V	A2
	P1.3	I - Bus 12V	A3
	P1.4	V - Bus -5V	A4
	P1.5	V - Bus 2.5V	A5
	P3.0	V - Batería1	A12
	P3.1	V - Batería2	A13
	P3.2	V - Batería3	A14
	P3.3	V - Batería4	A15
	P4.0	V - Batería5	A8
	P4.1	V - Batería6	A9
	P4.2	V - Batería7	A10
	P4.3	V - Batería8	A11
	Interno	T° - Microcontrolador 2	A30
	Interno	V - Microcontrolador 2	A31
ENTRADAS DIGITALES (16)	P1.6	Estado1 Cargador1	Estado del cargador1
	P1.7	Estado2 Cargador1	
	P2.2	Estado1 Cargador2	Estado del cargador2
	P2.3	Estado2 Cargador2	
	P2.4	Estado1 Cargador3	Estado del cargador3
	P2.5	Estado2 Cargador3	
	P2.6	Estado1 Cargador4	Estado del cargador4
	P2.7	Estado2 Cargador4	
	P3.4	Estado1 Cargador5	Estado del cargador5
	P3.5	Estado2 Cargador5	

De las 16 entradas solo se informa con 8 datos

P3.6	Estado1 Cargador6	Estado del cargador6
P3.7	Estado2 Cargador6	
P4.4	Estado1 Cargador7	Estado del cargador7
P4.5	Estado2 Cargador7	
P4.6	Estado1 Cargador8	Estado del cargador8
P4.7	Estado2 Cargador8	

Figura 3.65: Disposición de los periféricos del microcontrolador esclavo del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.



Figuras 3.66: Microcontroladores maestro y esclavo del módulo del sistema de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

CAPÍTULO IV

RESULTADOS

En este capítulo se muestran y analiza los resultados del estudio y diseño del prototipo del módulo del sistema de potencia para el Nano-Satélite de la UNSAAC. Los resultados que se muestran van desde la potencia estimada hasta el comportamiento de los componentes que conforman el prototipo del módulo diseñado.

4.1. Resultados de la estimación de la cantidad de energía que va generar el Nano-Satélite de la UNSAAC y comportamiento de las celdas fotovoltaicas.

La estimación de la cantidad de energía que se ha desarrollado en esta tesis, esta validada experimentalmente, ésta validación tiene proyección a publicarse en revistas científicas. (Validación en anexos).

Los resultados estimados se detallan a continuación:

4.1.1. Temperatura en órbita del Nano-Satélite de la UNSAAC

En la figura 4.1 se muestra la variación de la temperatura del Nano-Satélite durante el periodo iluminado que es desde que el Nano-Satélite sale del eclipse (cero horas) hasta que entra al eclipse (0.8 horas). La temperatura mínima es de -32°C , sucede cuando sale del eclipse, mientras que la temperatura máxima es de 40.8°C , sucede instantes antes que vuelve a entrar al eclipse.

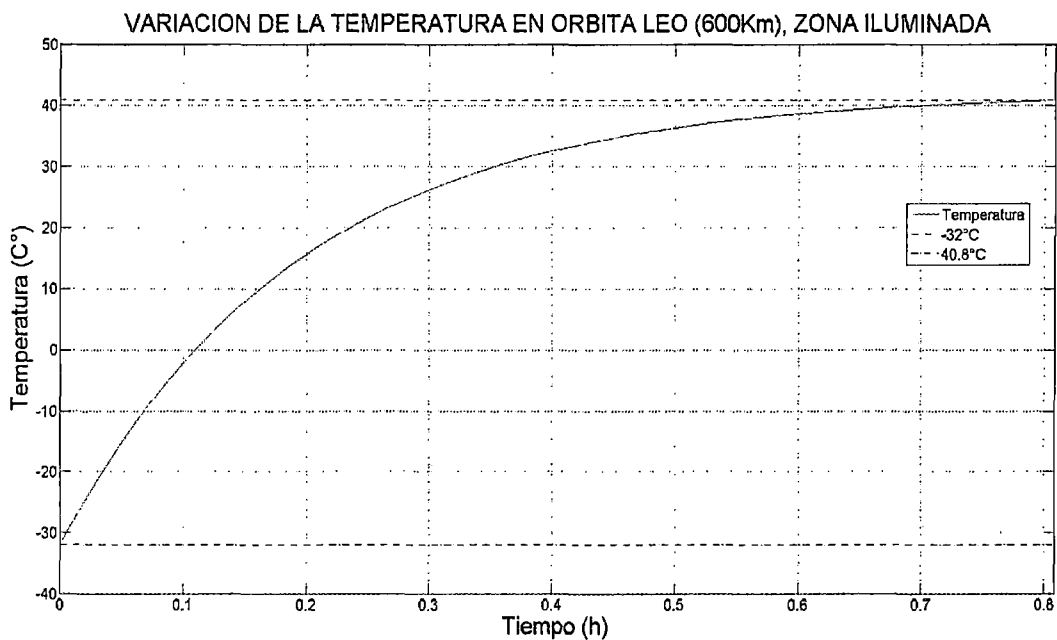


Figura 4.1: Variación de la temperatura del Nano-Satélite de la UNSAAC cuando este en órbita durante el periodo iluminado (50% del periodo completo) a 600Km de altura.

Comparando el resultado obtenido con datos experimentales del CubeSat CP3 del Cal Poly (Friedel and McKibbon, 2011), (figura 4.2) y el método analítico de Daniel Martin Erb (Erb, 2011)(Pág.23), (figura 4.3) se aprecia una gran similitud con los resultados obtenidos.

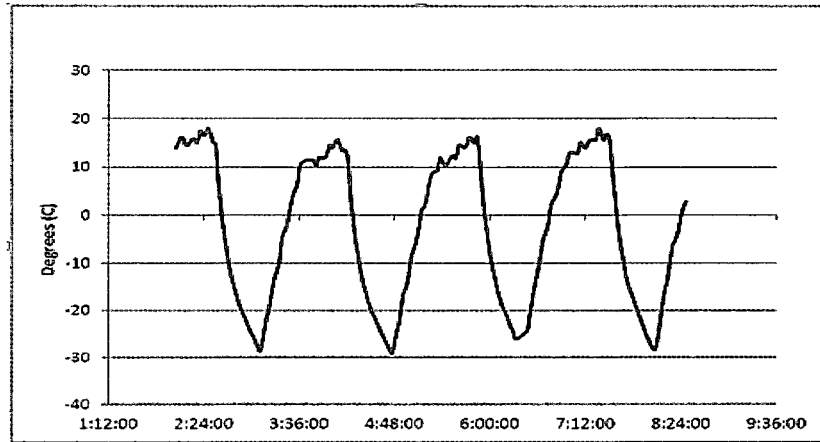


Figura 4. 2: Temperatura del CP3 (Experimental). (Friedel and McKibbon, 2011).

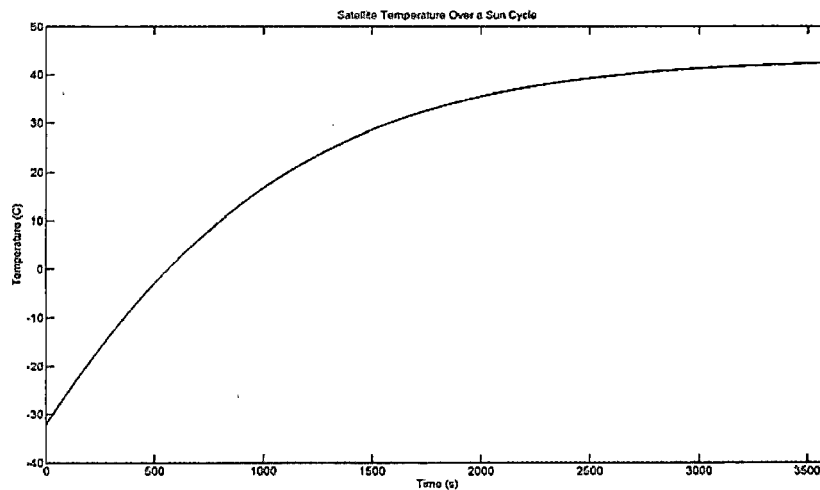


Figura 4. 3: Temperatura estimada por Daniel Erb. (Erb, 2011).

La variación de temperatura del Nano-Satélite de la UNSAAC que se presenta en esta tesis es durante el 50% del periodo total, que corresponde al periodo iluminado a una altura de 600Km sobre el nivel del mar.

En la figura 4.4 se muestra el porcentaje de eclipse y zona iluminada, en esta zona iluminada en donde se ha estimado la variación de temperatura.

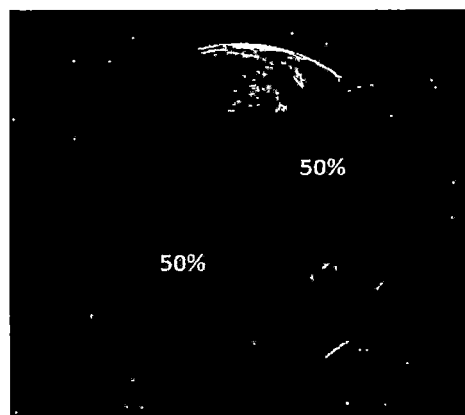


Figura 4.4: División del eclipse y la zona iluminada donde se ha estimado la variación de temperatura. (Diseño propio)

4.1.2. Irradiancia solar incidente al Nano-Satélite de la UNSAAC en órbita.

En la figura 4.5 se muestra la variación de la irradiancia solar incidente en cada una de las tres caras que comprenden el generador principal, esta variación de la irradiancia depende de la posición que tiene el Nano-Satélite (figura 3.11) cuando está realizando su movimiento de traslación.

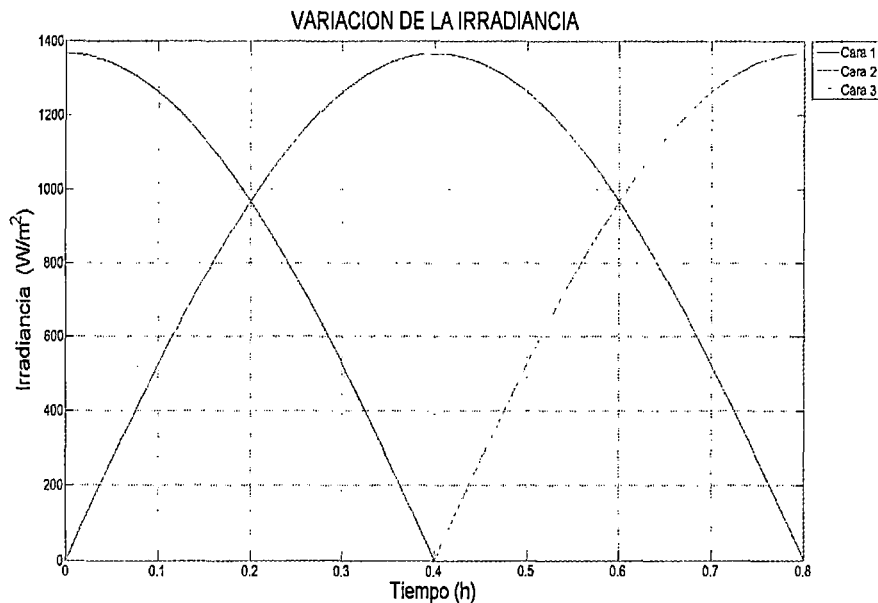


Figura 4.5: Variación de la irradiancia incidente en cada una de las tres caras del generador principal del Nano-Satélite de la UNSAAC.

El Nano-Satélite sale del eclipse con la cara 1 expuesta en forma directa a los rayos del sol, donde la irradiancia incidente a la cara 1 es máxima (1366.1 W/m^2) en ese instante, a medida que el Nano-Satélite recorre su órbita la irradiancia en la cara 1 disminuye hasta que a las 0.4 horas los rayos del sol son paralelos a la cara 1 por tanto la irradiancia incidente a la cara 1 es nula o mínima, a la vez, desde ese instante (0.4 horas) comienza a exponerse la cara 3, por tanto, la irradiancia incidente a la cara 3 comienza a incrementarse, hasta que termina la órbita iluminada a las 0.8 horas, instante donde la cara 3 recibe la máxima irradiancia por estar expuesta en forma directa a los rayos del sol.

La cara 2 se expone a los rayos del sol en todo el recorrido de la órbita iluminada, cuando sale del eclipse la cara 2 recibe una nula o mínima irradiancia, ésta se incrementa a medida que continua con su recorrido el Nano-Satélite, cuando está en la mitad de su órbita iluminada (0.4 horas) la cara 2 recibe la máxima irradiancia, posterior a este momento, la irradiancia incidente a la cara 2 disminuye, hasta que a las 0.8 horas los rayos del sol son paralelos a la cara 2 entonces la irradiancia incidente a la cara 2 es nula o mínima. Todo este proceso se aprecia en la figura 4.5.

4.1.3. Potencia generada.

En la figura 4.6 y 4.7 se muestran la potencia que generan cada una de las tres caras y la potencia total respectivamente.

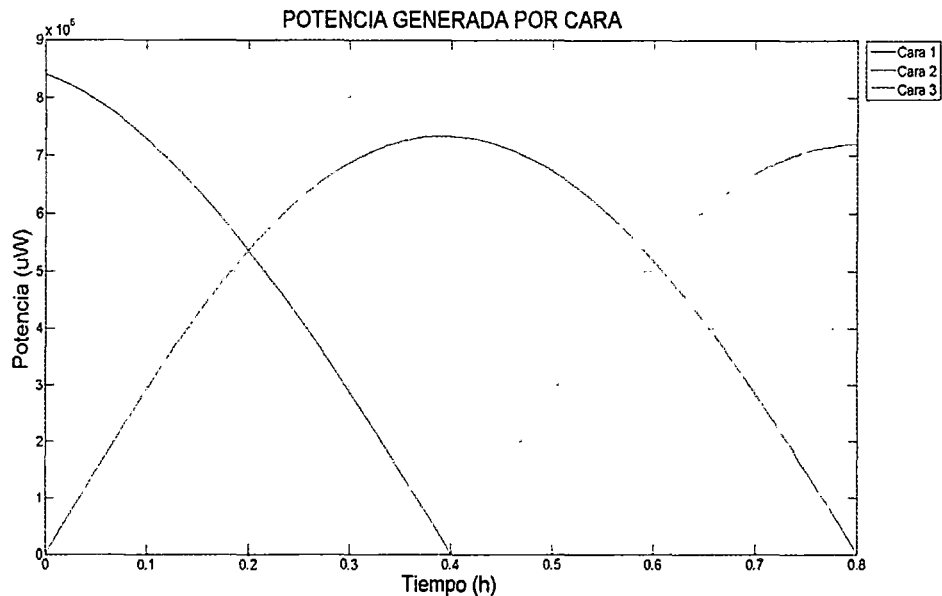


Figura 4.6: Potencia que va generar individualmente cada una de las caras del generador principal del Nano-Satélite de la UNSAAC durante una órbita iluminada.

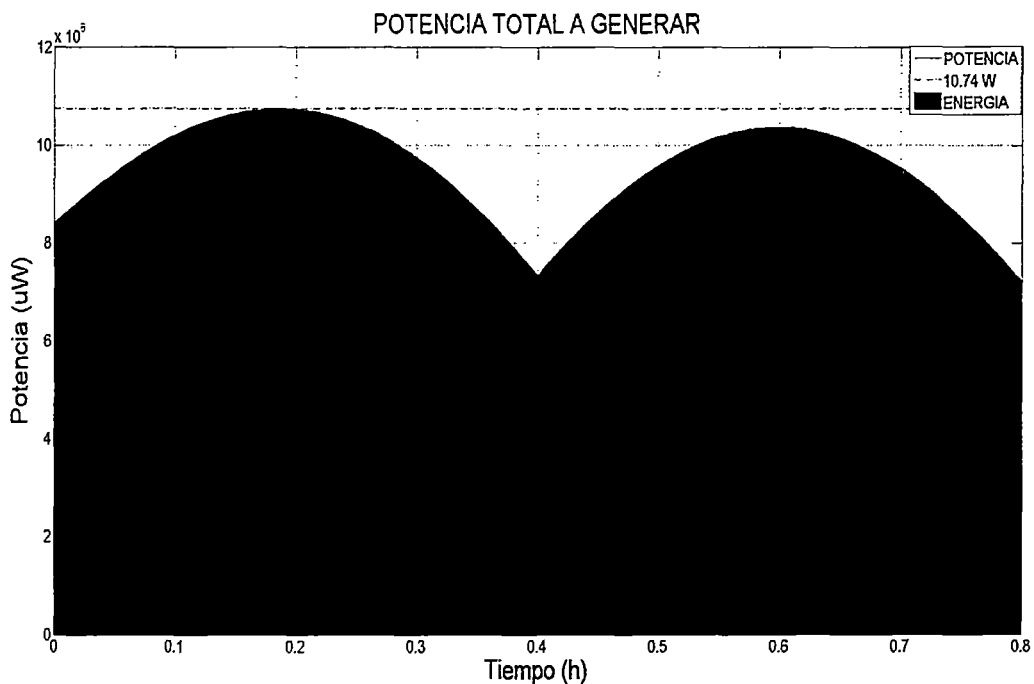


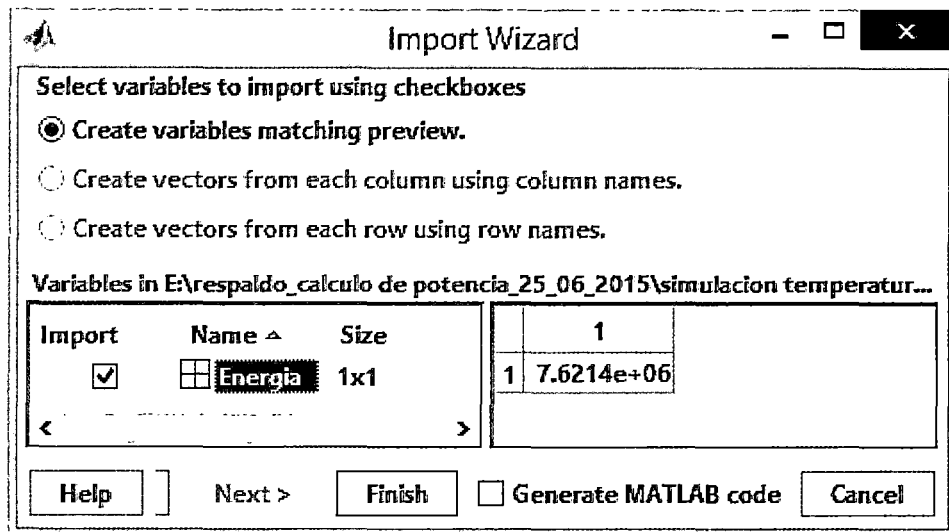
Figura 4.7: Potencia total que va generar el generador principal del Nano-Satélite de la UNSAAC durante una órbita iluminada.

La variación de la cantidad de potencia que se estima que va entregar las celdas fotovoltaicas en las condiciones ya establecidas (irradiancia y temperatura) se muestra en la figura 4.7, como se observa, la cantidad varía según la ubicación del Nano-Satélite, ya que esta ubicación establece la cantidad de irradiancia que incide y el valor de la temperatura (Ubicación: en qué lugar de la órbita iluminada está el Nano-Satélite).

La potencia generada sigue una curva similar a la irradiancia que incide, pero sufre una leve variación en la primera mitad de la órbita iluminada por condiciones de la temperatura, en esta mitad el Nano-Satélite se encuentra a temperaturas bajas, esto ayuda

a la generación de mayor energía, ya que a temperaturas bajas las celdas fotovoltaicas generan mayor energía por consecuencia del incremento del voltaje de salida.

La cantidad de energía que genera el Nano-Satélite durante la órbita iluminada, gráficamente, es el área que encierra la curva de la potencia generada (Figura 4.7). Esta energía (uWh) se muestra en el cuadro 4.1.



Cuadro 4.1: Energía que va generar el generador principal del Nano-Satélite de la UNSAAC durante una órbita iluminada, cuyo valor es: 7.6214 Wh.

Resumen de la cantidad de potencia que se obtiene se muestra en el cuadro 4.2:

Variable	Cantidad (en un periodo)	Observación
Energía cara 1	1.9905 Wh	
Energía cara 2	3.7749 Wh	
Energía cara 3	1.8560 Wh	
Energía total	7.6214 Wh	
Potencia mínima	7.193 W	
Potencia máxima	10.74 W	$V_{OUT} \approx 16.17V$

Cuadro 4.2: Resumen de la cantidad de energía que va generar el Nano-Satélite en un periodo.

En los cuadros 4.3, 4.4 y 4.5 se visualizan de mejor forma la relación entre la temperatura, irradiancia, voltaje, corriente y potencia en cada una de las caras en instantes diferentes (tiempos aleatorios).

Cara 1					
Tiempo	Temperatura °C	Irradiancia (W/m2)	Voltaje (V)	Corriente (mA)	Potencia (W)
0:01:26	-23,39	1360.0	18.3	448.9	8.22
0:06:43	0,46	1236.1	17.2	411.1	7.09
0:11:31	14,49	995.8	16.7	332.7	5.51
0:23:31	32.19	42.9	16.4	14.4	2.37

Cuadro 4.3

Cara 2					
Tiempo	Temperatura °C	Irradiancia (W/m ²)	Voltaje (V)	Corriente (mA)	Potencia (W)
0:01:26	-23.39	128.6	16.6	42.4	0.71
0:23:31	14.49	935.2	16.6	312.4	5.20
0:35:31	38.50	995.8	15.9	335.2	5.33
0:47:31	40.75	42.9	16.4	14.5	0.24

Cuadro 4.4

Cara 3					
Tiempo	Temperatura °C	Irradiancia (W/m ²)	Voltaje (V)	Corriente (mA)	Potencia (W)
0:25:55	34.02	171.2	16.4	57.5	0.94
0:30:43	36.71	581.7	16.2	195.6	3.17
0:40:19	39.68	1197.1	15.8	403.0	6.36
0:47:31	40.75	1365.4	15.6	459.9	7.19

Cuadro 4.5

En los cuadros 4.3, 4.4 y 4.5 se aprecia que el voltaje es mayor a bajas temperaturas, esto incrementa la potencia a generar. Mientras que la corriente que entrega el generador es directamente proporcional a la irradiancia solar.

La potencia que entrega la cara 1 inicia con su máximo valor y comienza a disminuir hasta que a las 0.4 horas la potencia que entrega esta cara es nula, en ese instante de las 0.4 horas la potencia que entrega la cara 3 comienza a incrementarse hasta que al final de la órbita iluminada (0.8 horas) entrega una máxima potencia, mientras que la cara 2 inicia su incremento de la potencia a las 0 horas, llegando a su máximo valor a las 0.4 horas, después de este instante, la potencia que entrega comienza a disminuir entregando una potencia nula a las 0.8 horas.

4.1.4. Voltaje de salida por cada cara.

En la figura 4.8 se muestra la variación de voltaje de salida de cada una de las caras durante el periodo iluminado, esta variación se debe a las condiciones de temperatura e irradiancia solar, de estas dos variables.

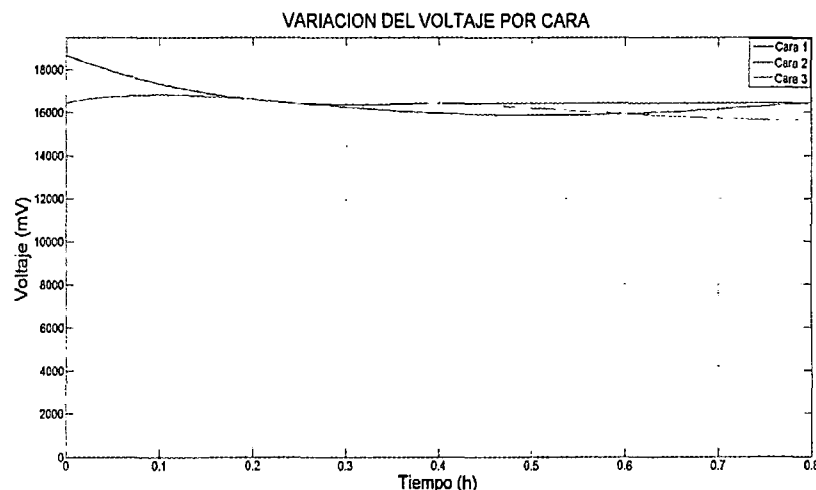


Figura 4.8: Variación del voltaje de salida de las tres caras del generador principal del Nano-Satélite de la UNSAAC.

4.1.5. Corriente entregada por el generador.

En la figura 4.9 se muestra la corriente que va entregar el generador principal durante el periodo iluminado.

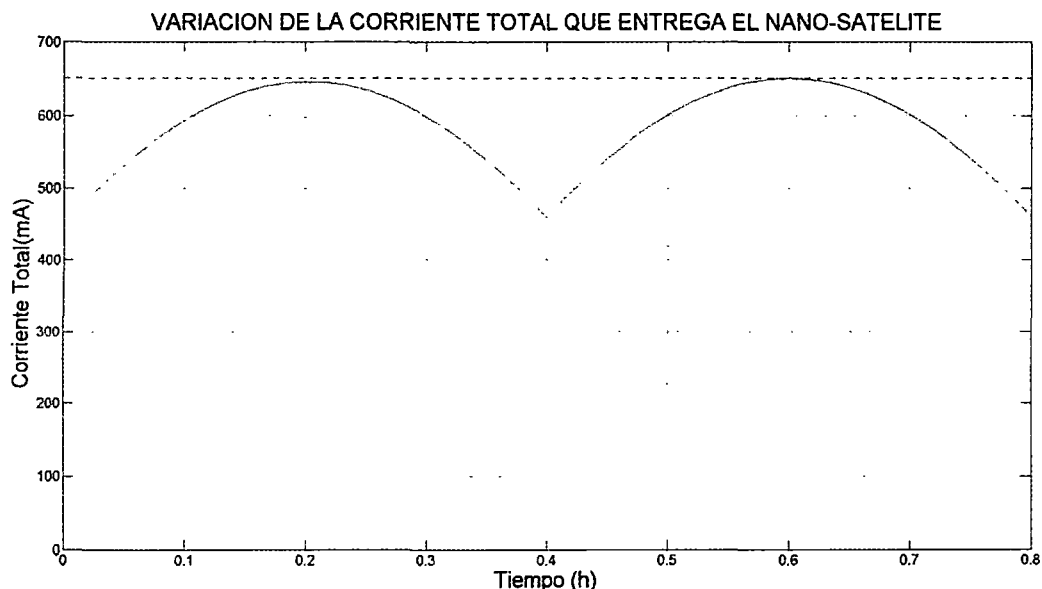


Figura 4.9: Corriente que va entregar el generador principal del Nano-Satélite de la UNSAAC.

La metodología que se ha utilizado para determinar la energía a generar, también es capaz de determinar el comportamiento del arreglo de celdas fotovoltaicas relacionando corriente- voltaje y potencia- voltaje.

En las figuras, 4.10, 4.11 y 4.12 se muestran la relación corriente voltaje de cada una de las caras durante el periodo iluminado.

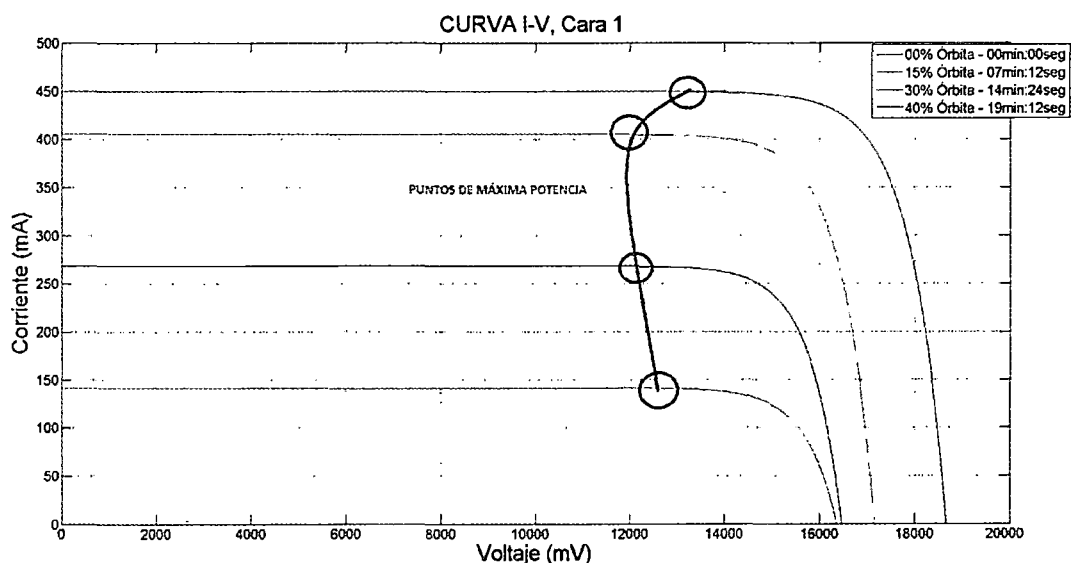


Figura 4.10: Curva corriente-voltaje de la cara 1 con respecto a la ubicación del Nano-Satélite en su órbita iluminada.

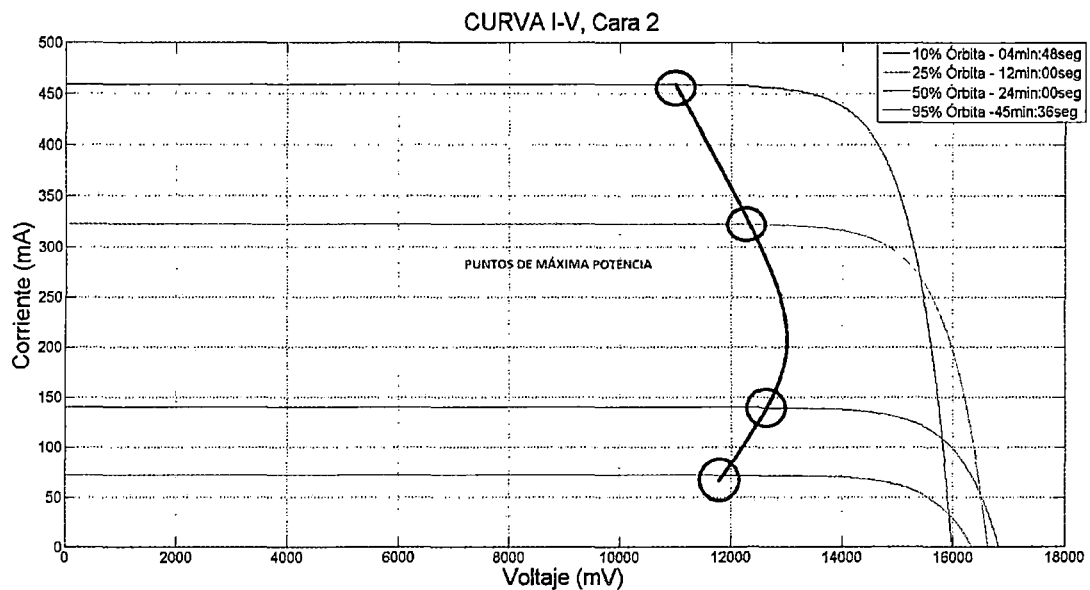


Figura 4.11: Curva corriente-voltaje de la cara 2 con respecto a la ubicación del Nano-Satélite en su órbita iluminada.

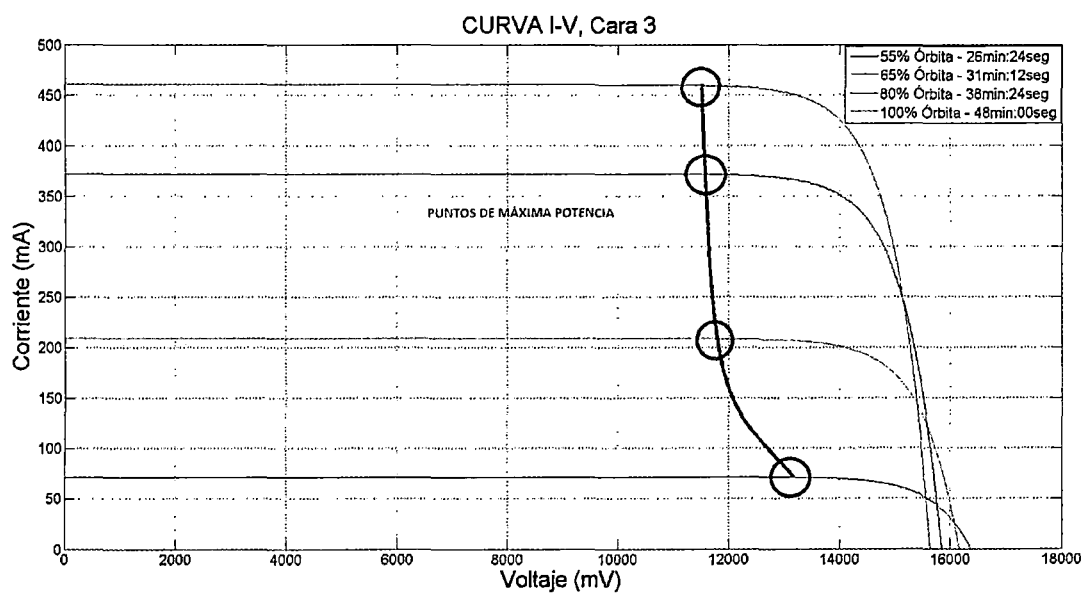


Figura 4.12: Curva corriente-voltaje de la cara 1 con respecto a la ubicación del Nano-Satélite en su órbita iluminada.

La corriente entregada varía según el recorrido del Nano-Satélite en su órbita y según el voltaje que la carga requiera, con esta variación también se observa en las figuras 4.10, 4.11 y 4.12 la variación del punto de operación de máxima potencia de cada una de las 3 caras del generador principal del Nano-Satélite de la UNSAAC, todo esto sugiere que la carga debe tener una entrada flexible de voltaje. En todo los casos el voltaje siempre va estar encima de 10V, entonces el acondicionador del voltaje de entrada al Nano-Satélite debe tener un voltaje menor que 10V.

En la figura 4.13, 4.14 y 4.15 se muestran la curva potencia-voltaje de cada una de las caras del generador principal respecto a la ubicación de la órbita iluminada.

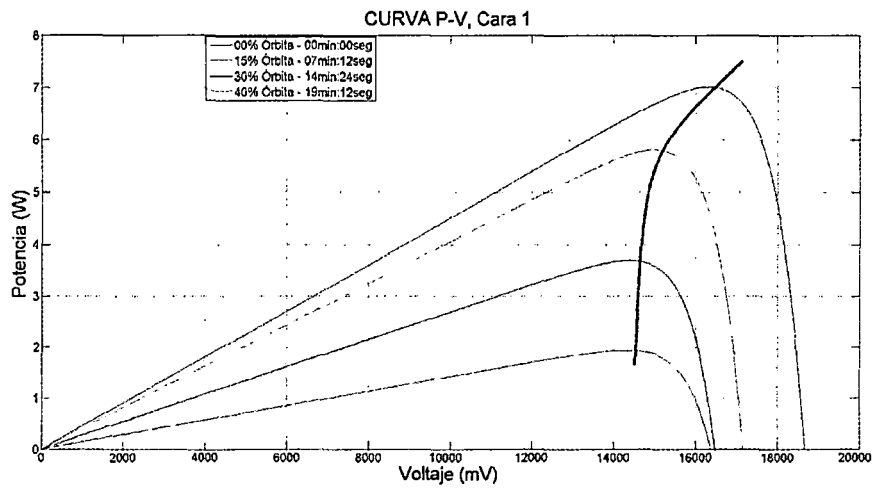


Figura 4. 13: Curva potencia-voltaje de la cara 1 con respecto a la ubicación del Nano-Satélite en su órbita iluminada.

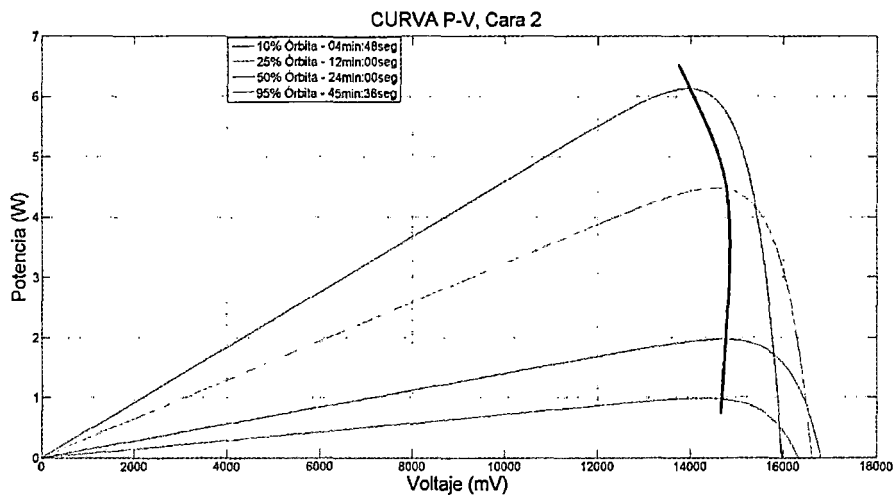


Figura 4. 14: Curva potencia-voltaje de la cara 2 con respecto a la ubicación del Nano-Satélite en su órbita iluminada.

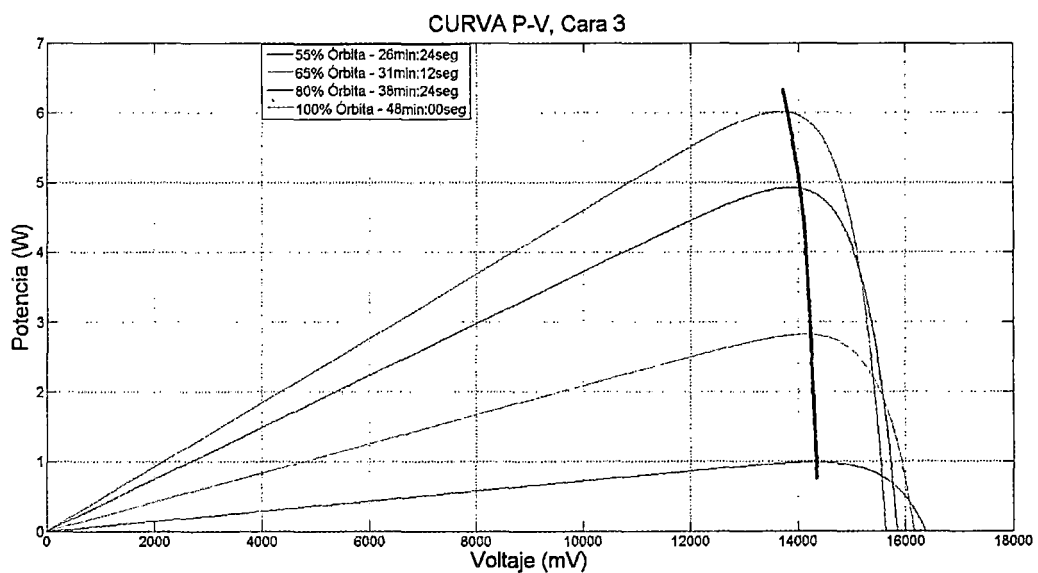


Figura 4. 15: Curva potencia-voltaje de la cara 3 con respecto a la ubicación del Nano-Satélite en su órbita iluminada.

En las figuras 4.13, 4.14 y 4.15 también se observa la variación del punto de operación de máxima potencia (línea celeste) según el recorrido del Nano-Satélite y según el voltaje de operación. El voltaje siempre se mantiene mayor a 10V como se observó en las gráficas de corriente-voltaje.

4.2. Resultados de las características de los buses diseñados del módulo de potencia.

Los buses del módulo de potencia han sido diseñados con la finalidad de operar con la máxima eficiencia, pero, una vez implementado esto no suele ser como han sido diseñados. Para determinar los parámetros de funcionamiento de cada uno de los buses se han puesto a prueba. La prueba consiste en determinar la máxima corriente que pueden entregar, la eficiencia de cada regulador, y el rizado de cada bus.

Para encontrar los parámetros antes indicados se ha utilizado una carga resistiva de potencia controlada. La prueba consiste en extraer corriente del bus mediante una carga resistiva, controlando la cantidad de corriente que va circular por la resistencia mediante una señal PWM. La corriente que circula por la resistencia se incrementa desde un valor mínimo hasta que caiga el voltaje del bus. En este proceso determinamos hasta cuanta corriente puede entregar los buses, el rizado es medido en su máxima potencia y la variación de la eficiencia de los reguladores DC-DC. Los datos de corriente se han obtenido con amperímetros digitales (FLUKE 287), para el voltaje del bus también se ha usado un voltímetro digital (FLUKE 287) mientras para el rizado se ha usado un osciloscopio digital (Tektronix MDO3052). Todo este proceso se muestra en la figura 4.16.

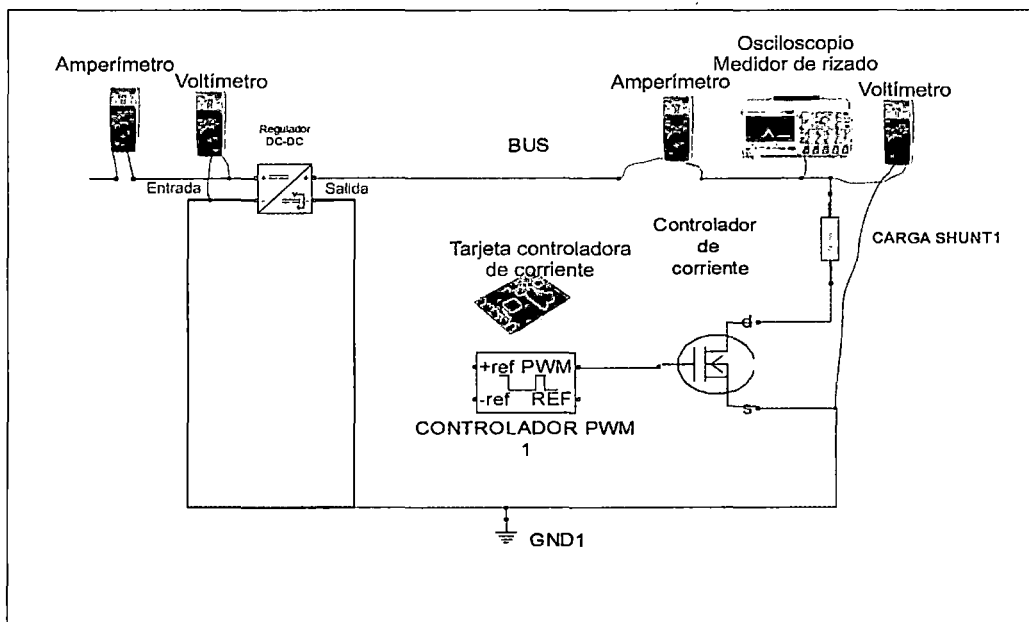


Figura 4.16: Diagrama para la prueba de los parámetros de los buses. (Diseño propio)

4.2.1. Resultados del bus 3.3V

En la figura 4.17 se muestra la corriente que ingresa y egresa del regulador del bus 3.3V, en la prueba para determinar el comportamiento del bus indicado se observa el incremento de las corrientes a medida que transcurre la prueba, hasta que la corriente que egresa del bus llega a su máxima capacidad que es:

$$I_{\max(\text{bus}_{3.3V})} = 2.774 \text{ A}$$

El diseño del bus se ha realizado para 3 A y el resultado de la pruebas indica un valor $I_{\max}(\text{bus}_{3.3V})$ que es bastante próximo a las 3 A, esto indica que el bus 3.3V satisface con los requisitos de diseño.

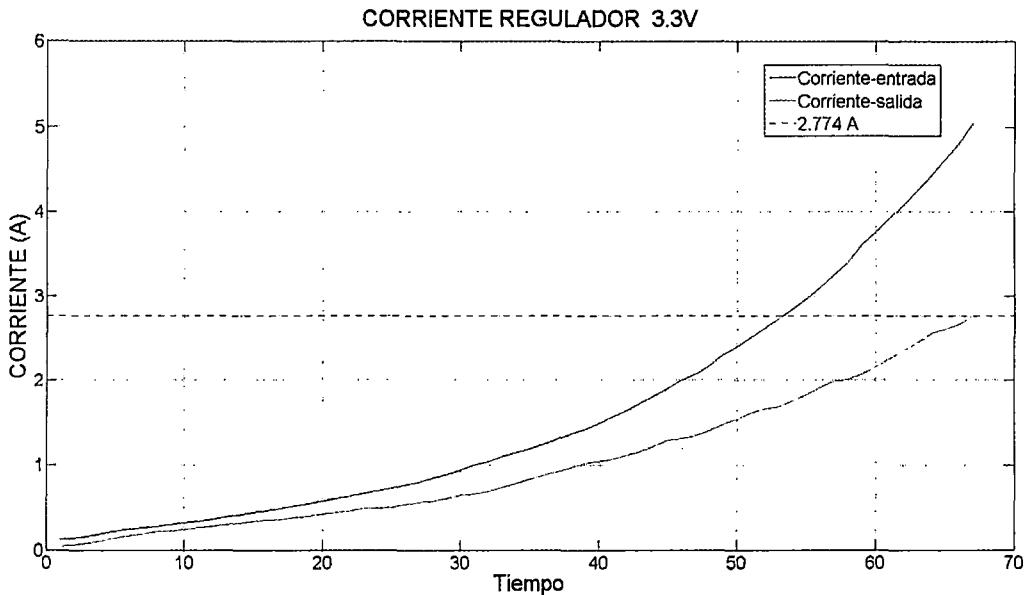


Figura 4.17: Corrientes que ingresa y entrega del regulador para el bus 3.3V. (2.774 A corriente máxima que puede entregar el bus 3.3V).

En la figura 4.18 se muestra el voltaje en la entrada y salida del regulador de 3.3V, se observa que el voltaje de salida está dentro del rango establecido para el bus 3.3V. Cuando la carga exige una corriente superior a la que puede entregar el bus, el voltaje decrece drásticamente, en ese momento la protección de bajo voltaje deshabilita el bus.

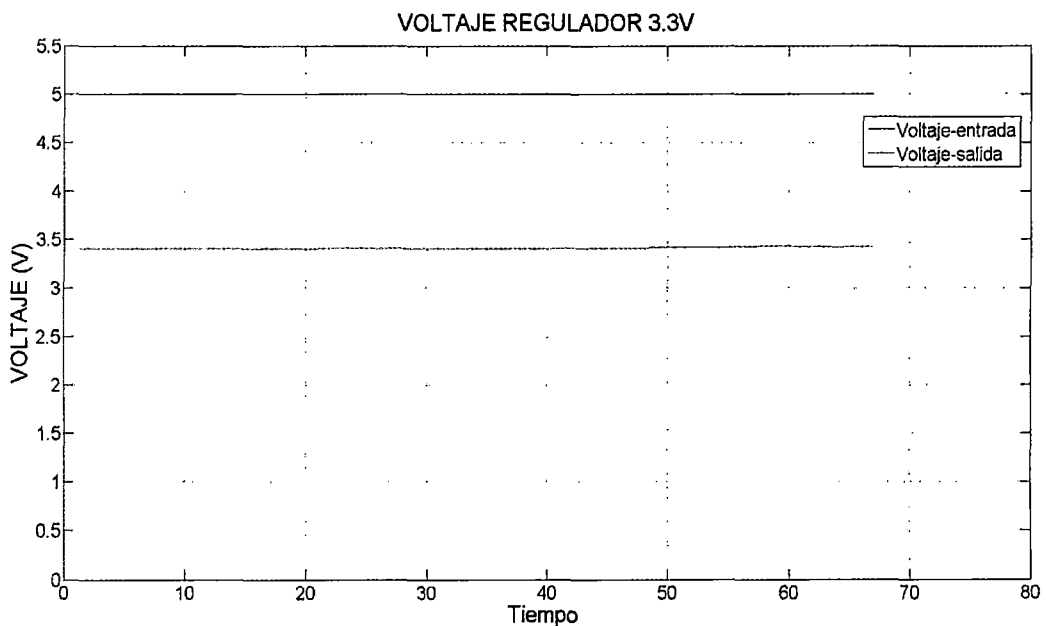


Figura 4.18: Voltaje en la entrada y salida del regulador para el bus 3.3V.

En la figura 4.19 se muestra la potencia que ingresa y egresa al regulador del bus 3.3V. Entre las dos potencias se aprecia una desigualdad esto es debido a la eficiencia del regulador, mientras menos eficiente el regulador mayor la diferencia entre las potencias.

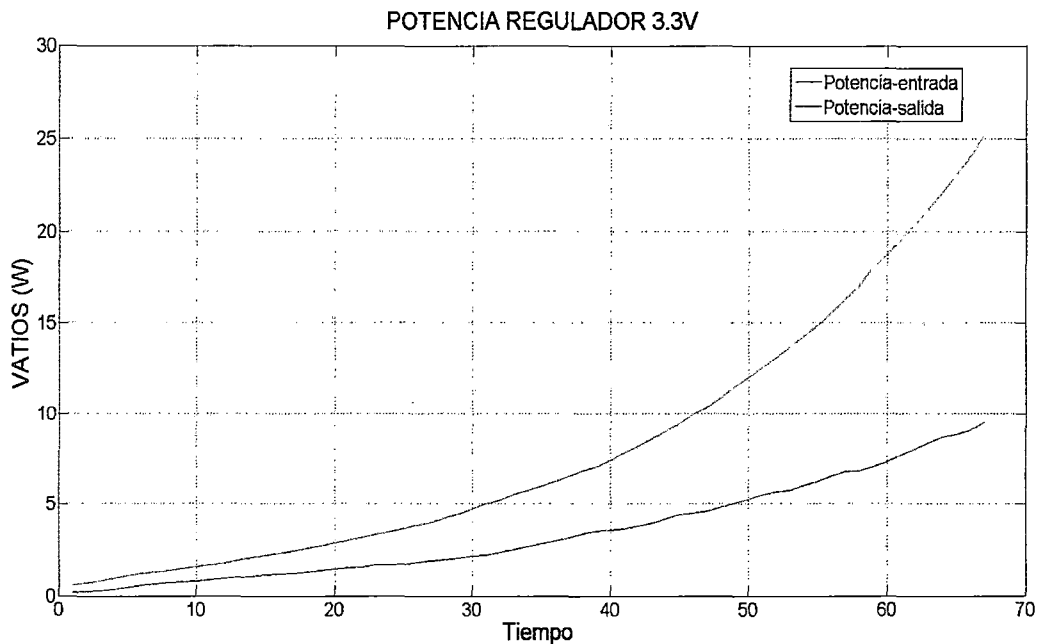


Figura 4.19: Potencia que ingresa y egresa del regulador para el bus 3.3V.

La eficiencia del regulador es, qué porcentaje de la potencia de entrada es la potencia de salida. La eficiencia del regulador del bus 3.3V con respecto a la corriente que entrega se muestra en la figura 4.20.

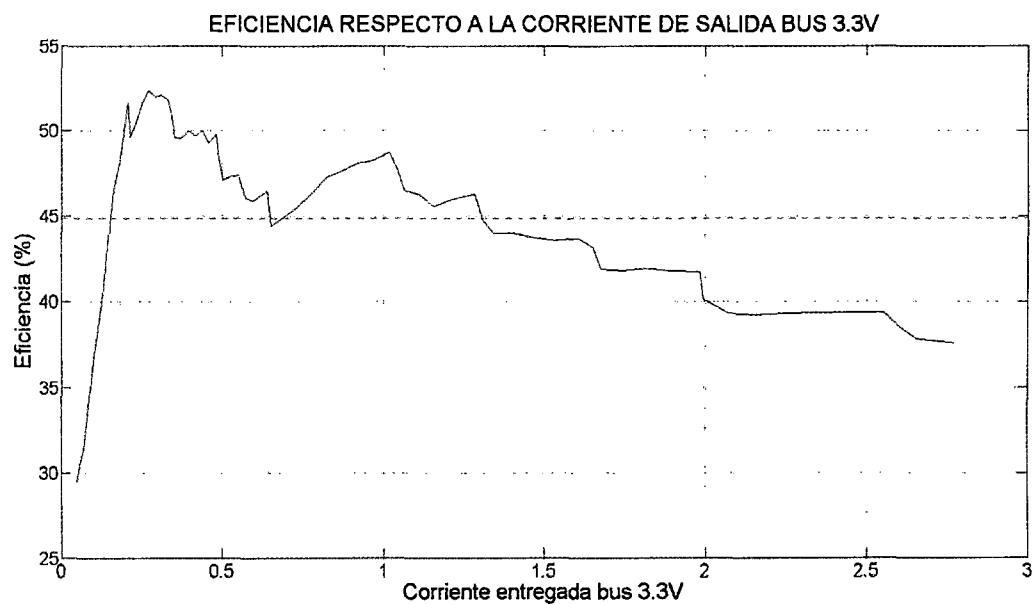


Figura 4.20: Variación de la eficiencia del regulador del bus 3.3V respecto a la corriente que entrega.

En la figura 4.20 se observa que en un rango de corriente es más eficiente el regulador, además, después del punto de máxima eficiencia, disminuye la eficiencia a medida que se incrementa la corriente esto por efecto Joule (disipación térmica).

La eficiencia media experimental del regulador del bus 3.3V es:

$$\eta_{media} = 46.08\%$$

El valor del rizado del bus 3.3V se ha considerado cuando el bus está entregando su máxima corriente (2.774 A), en la figura 4.21 se muestra el rizado, el valor es:

$$(V_r)_{pp-bus3.3V} = 480mV_{p-p}$$

El valor de $480mV_{p-p}$ valor es el 14.5% de 3.3V, por tanto el rizado está dentro de los parámetros establecidos donde indica que el rizado debe ser menor a 20%.

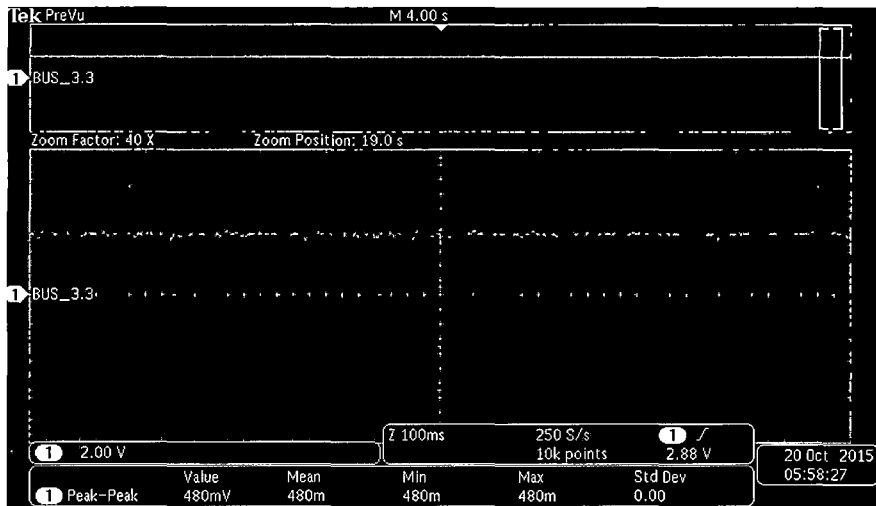


Figura 4. 21: Rizado del bus 3.3V cuando entrega máxima corriente.

4.2.2. Resultados del bus 5V.

En la figura 4.22 se muestra la corriente que ingresa y egresa del regulador 5V, en la prueba para determinar el comportamiento del bus indicado, se observa el incremento de las corrientes a medida que transcurre la prueba, hasta que la corriente que entrega el bus llega a su máxima capacidad que es:

$$I_{\max(bus_{5V})} = 2.5 A$$

El diseño del bus se ha realizado para 3 A, por tanto el bus entrega una corriente parecida a lo estimado.

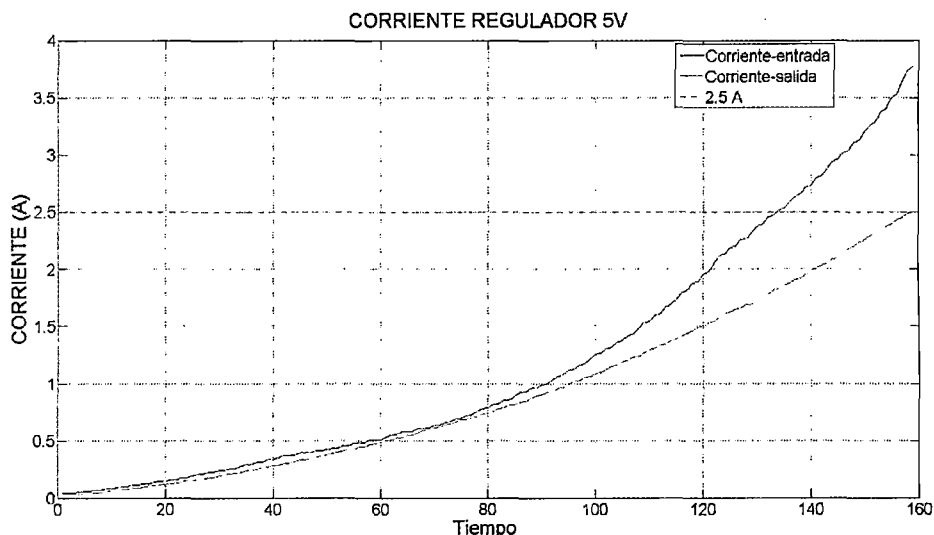


Figura 4.22: Corrientes que ingresa y entrega del regulador para el bus 5V. (2.5 A corriente máxima que puede entregar el bus 5V).

En la figura 4.23 se muestra el voltaje en la entrada y salida del regulador 5V, se observa que el voltaje en la salida es ligeramente mayor que el voltaje del ingreso pero dentro de los rangos establecidos para el bus 5V, la razón es que se usa un elevador de voltaje para este bus, con el propósito que cuando el voltaje de ingreso sea menor a 5V el regulador va seguir entregando 5V. Cuando la carga exige una corriente superior a la que puede entregar el bus, el voltaje decrece drásticamente, en ese momento la protección de bajo voltaje deshabilita el bus.

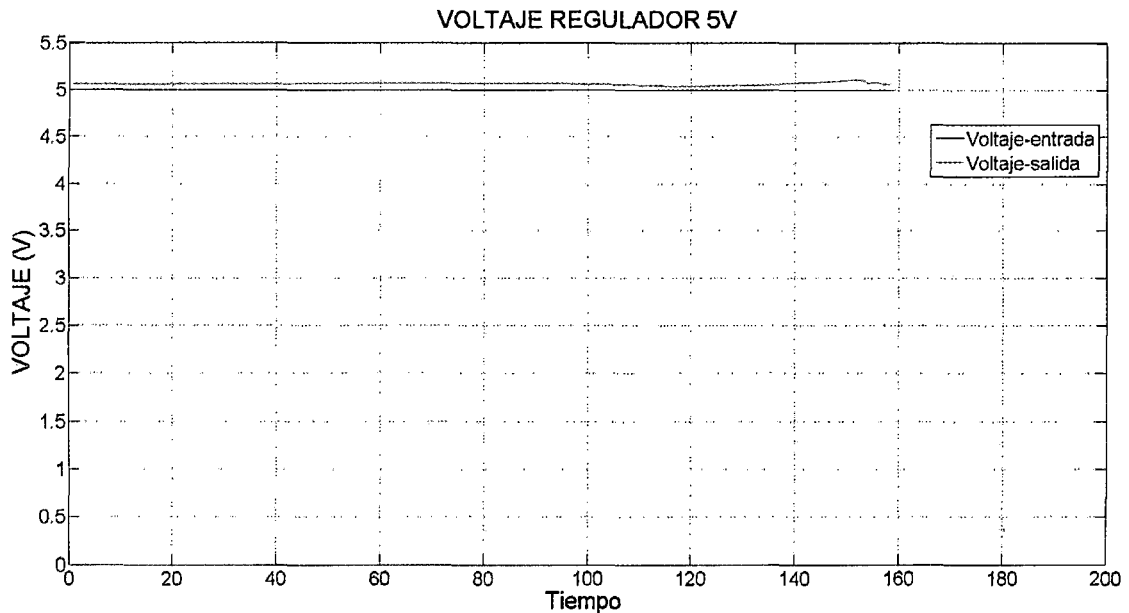


Figura 4.23: Voltaje en la entrada y salida del regulador para el bus 5V.

En la figura 4.24 se muestra la potencia que ingresa y egresa al regulador del bus 5V. Entre las dos potencias se aprecia una desigualdad esto es debido a la eficiencia del regulador, mientras menos eficiente el regulador mayor la diferencia entre las potencias.

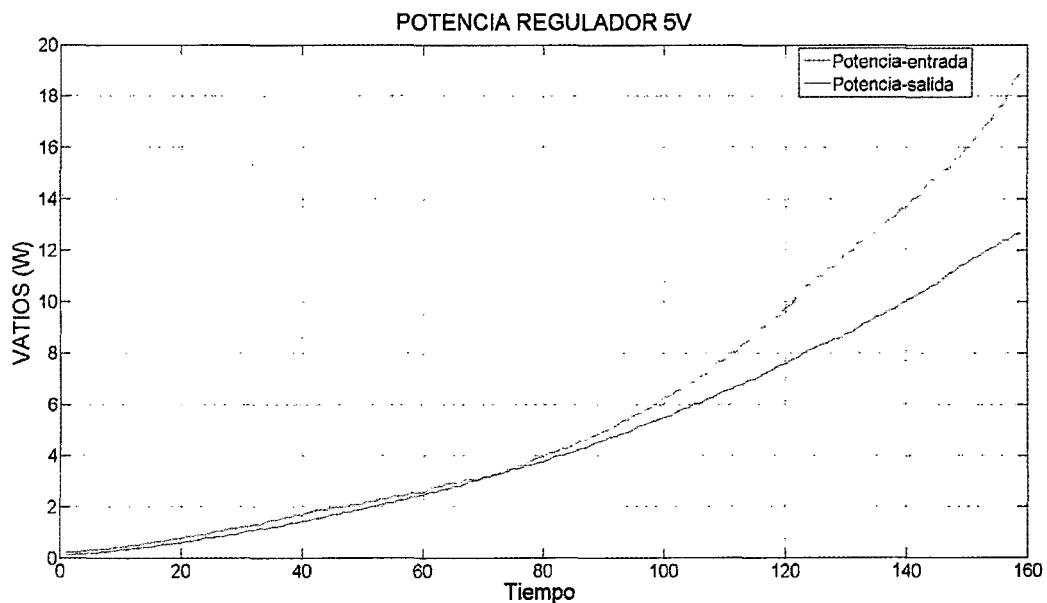


Figura 4.24: Potencia que ingresa y egresa del regulador para el bus 5V.

La eficiencia del regulador del bus 5V con respecto a la corriente que entrega se muestra en la figura 4.25.

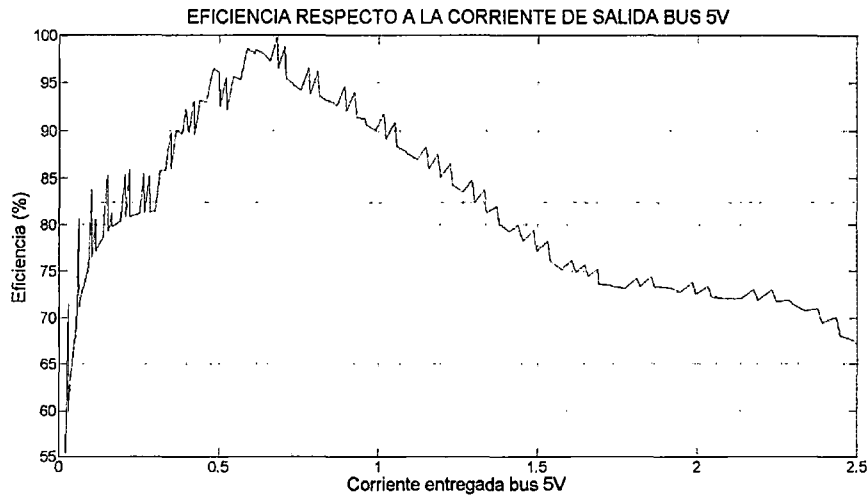


Figura 4.25: Variación de la eficiencia del regulador del bus 5V respecto a la corriente que entrega.

En la figura 4.25 se observa que en un rango de corriente es más eficiente el regulador, además, después del punto de máxima eficiencia, disminuye la eficiencia a medida que se incrementa la corriente esto por efecto Joule (disipación térmica). En las figuras 4.24 y 4.25 es posible observar algún pico de eficiencia cercano al 100% esto podría ser porque el regulador de voltaje para este prueba en específica convierte de 5V a 5V, en estas condiciones el regulador conmutado en modo elevador por su propia configuración disminuye al mínimo el ciclo de trabajo de la frecuencia de conmutación llegando a conectar en forma directa mediante la bobina y el diodo la entrada con la salida del regulador, en ese paso, solo el diodo consume una potencia mínima, de esta forma la eficiencia podría ser próxima al 100%.

La eficiencia media experimental es:

$$\eta_{media} = 81.35\%$$

El valor del rizado del bus 5V se ha considerado cuando el bus está entregando su máxima corriente (2.5 A), en la figura 4.26 se muestra el rizado, el valor es:

$$(V_r)_{pp-bus5V} = 400mV$$

$(V_r)_{pp-bus5V}$ es el 8% de 5V, por tanto el rizado está dentro de los parámetros establecidos que indica que el rizado debe ser menor a 20%.

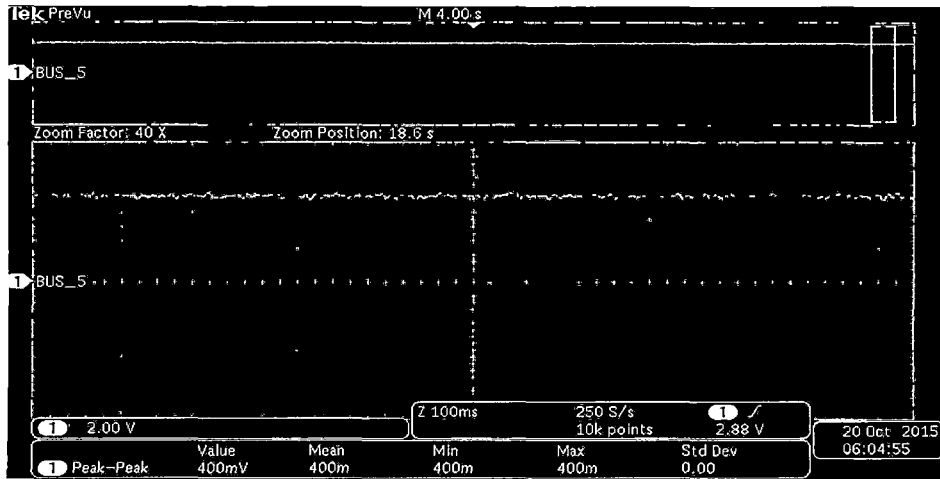


Figura 4. 26: Rizado del bus 5V cuando entrega máxima corriente.

4.2.3. Resultados del bus 12V.

En la figura 4.27 se muestra la corriente que ingresa y egresa del regulador 12V en la prueba para determinar el comportamiento del bus indicado, se observa el incremento de las corrientes a medida que transcurre la prueba, hasta que la corriente que entrega el bus llega a su máxima capacidad que es:

$$I_{\max(\text{bus}_{12V})} = 0.6170A$$

El diseño del bus se ha realizado para 1 A, aunque el valor de $I_{\max(\text{bus}_{12V})}$ está por debajo de lo estimado, es suficiente para energizar a las 3 ruedas de inercia (CubeWheel Momentum Wheel) del control de actitud, cada rueda consume 150mA. El bus de 12V esta dedicado exclusivamente para el control de actitud del Nano-Satélite por tanto la corriente entregada es suficiente para energizar el módulo de actitud.

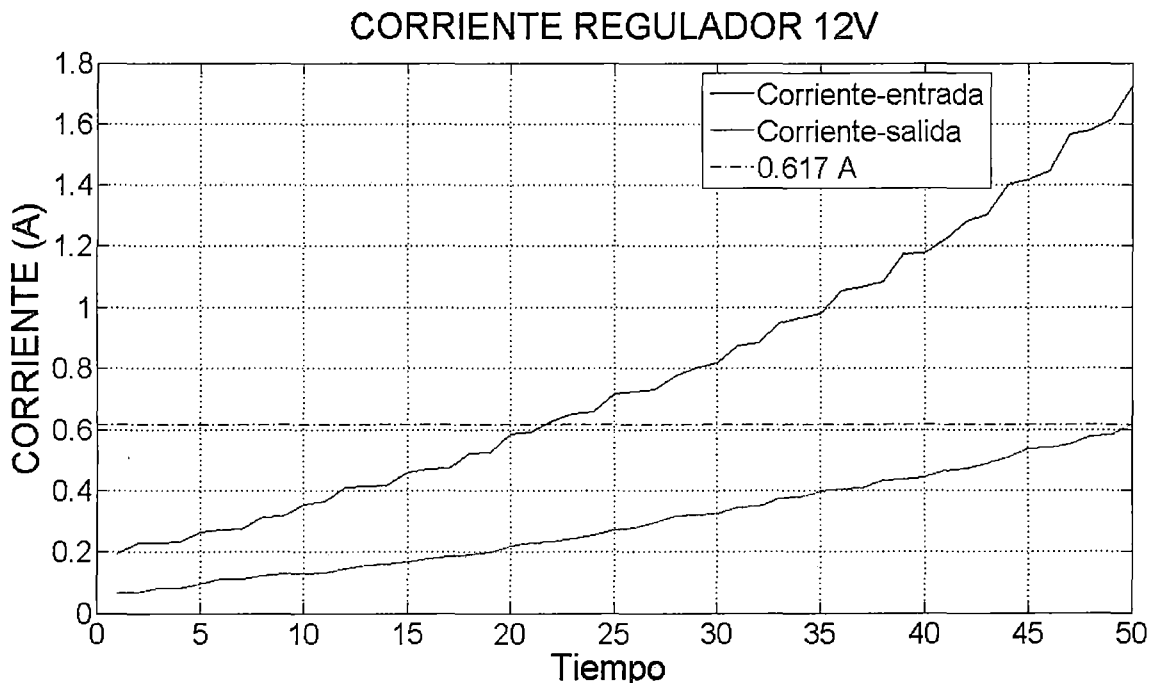


Figura 4.27: Corrientes que ingresa y entrega del regulador para el bus 12V. (0.617 A corriente máxima que puede entregar el bus 12V).

En la figura 4.28 se muestra el voltaje en la entrada y salida del regulador 12V, se observa que el voltaje de salida se mantiene dentro del rango establecido para el bus 12V. Cuando la carga exige una corriente superior a la que puede entregar, el voltaje decrece drásticamente, en ese momento la protección de bajo voltaje deshabilita el bus.

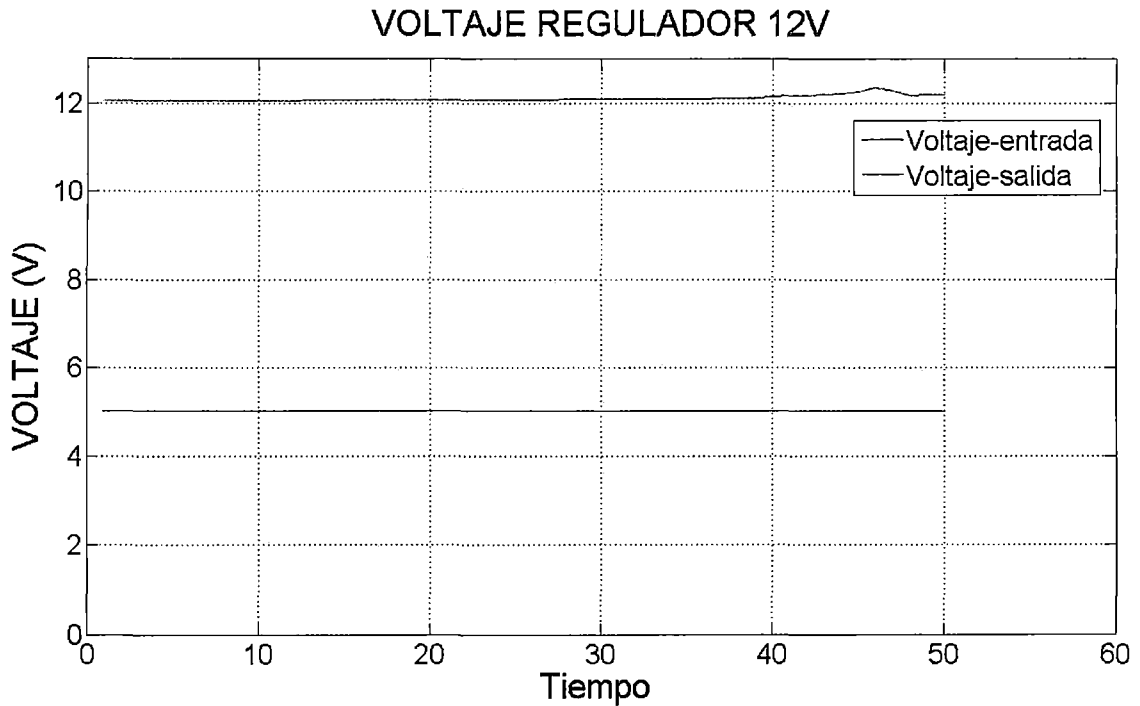


Figura 4.28: Voltaje en la entrada y salida (bus 12V) del regulador para el bus 12V.

En la figura 4.29 se muestra la potencia que ingresa y egresa al regulador del bus 12V. Entre las dos potencias se aprecia una desigualdad esto es debido a la eficiencia del regulador, mientras menos eficiente el regulador mayor la diferencia entre las potencias.

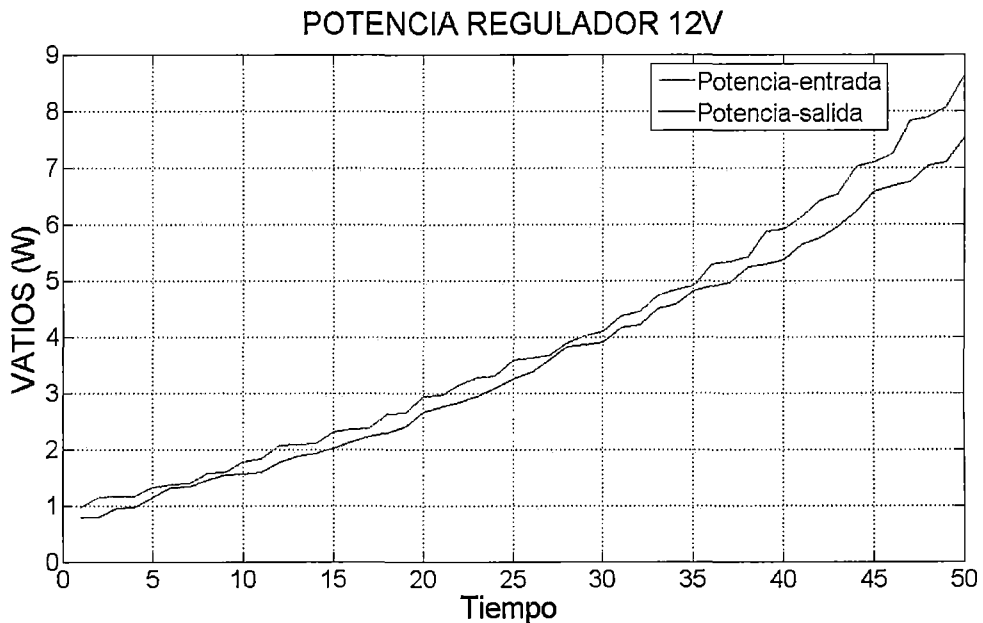


Figura 4.29: Potencia que ingresa y egresa del regulador para el bus 12V.

La eficiencia del regulador del bus 12V con respecto a la corriente que entrega el bus se muestra en la figura 4.30.

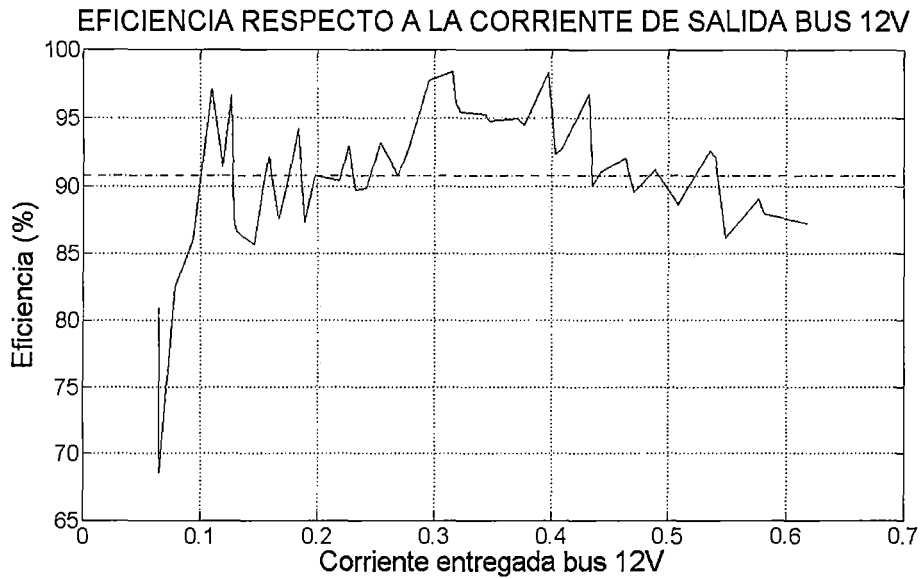


Figura 4.30: Variación de la eficiencia del regulador del bus 12V respecto a la corriente que entrega.

En la figura 4.30 se observa que en un rango de corriente el regulador es más eficiente, además, después del punto de máxima eficiencia disminuye la eficiencia a medida que se incrementa la corriente esto por efecto Joule (disipación térmica).

La eficiencia media es:

$$\eta_{media} = 90.75\%$$

El valor del rizado del bus 12V se ha considerado cuando el bus está entregando su máxima corriente (0.617 A), en la figura 4.31 se muestra el rizado, el valor es:

$$(V_r)_{pp-bus12V} = 1V$$

$(V_r)_{pp-bus12V}$ es el 8.3% de 12V, por tanto el rizado está dentro de los parámetros establecidos que indica que el rizado debe ser menor a 20%.

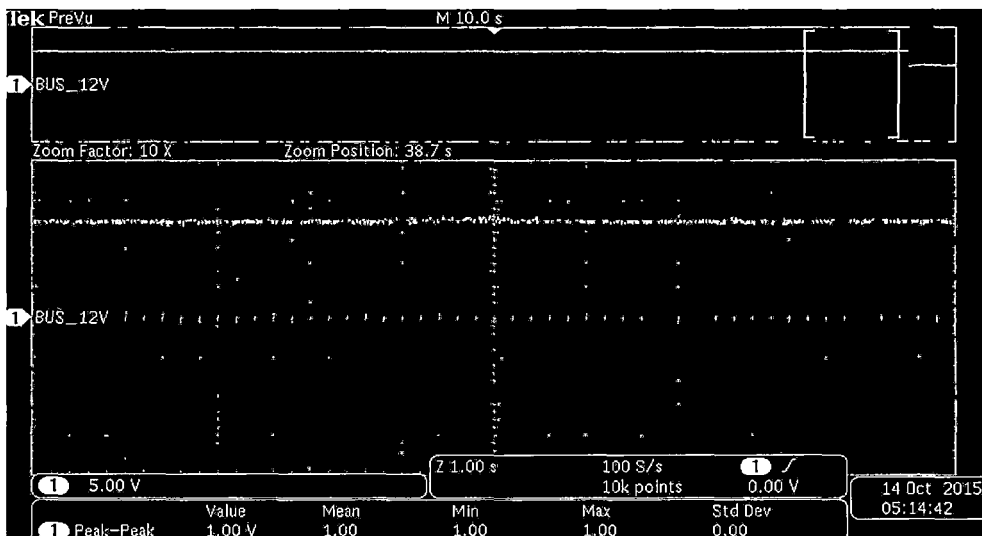


Figura 4.31: Rizado del bus 12V cuando entrega máxima corriente.

4.2.4. Resultados del bus -5V.

En la figura 4.32 se muestra la corriente que ingresa y egresa del regulador de -5V en la prueba para determinar el comportamiento del bus indicado, se observa el incremento de las corrientes a medida que transcurre la prueba, hasta que la corriente que entrega el bus llega a su máxima capacidad que es:

$$I_{\max(\text{bus}_{-5V})} = 0.1325 \text{ A}$$

El diseño del bus se ha realizado para 0.2 A, $I_{\max(\text{bus}_{-5V})}$ esta bastante cercano al diseño y no va ver inconvenientes ya que solo se usa como referencia de voltaje negativo, por tanto la corriente que entrega es mínima.

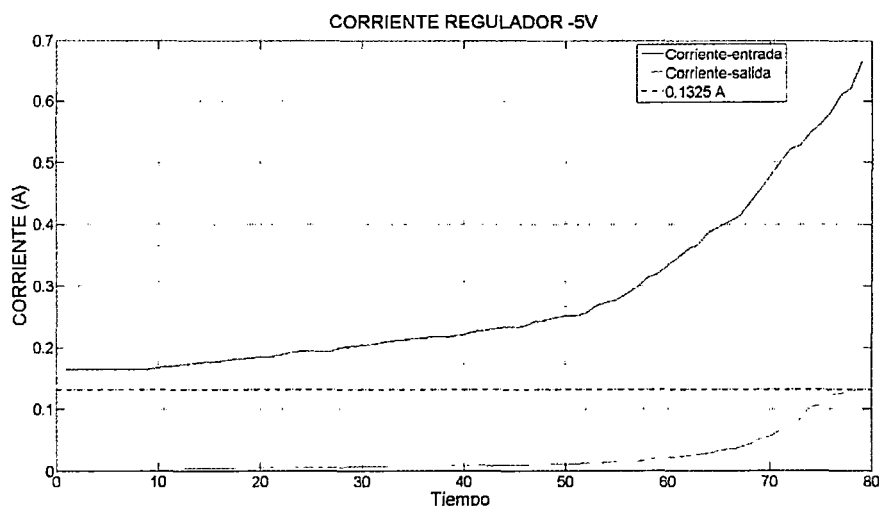


Figura 4.32: Corrientes que ingresa y entrega del regulador del bus -5V (0.1325 A corriente máxima que puede entregar el bus -5V).

En la figura 4.33 se muestra el voltaje en la entrada y salida del regulador -5V, se observa que el voltaje de salida se mantiene dentro del rango establecido para el bus -5V. Cuando se exige al regulador una corriente superior a la que puede entregar, el voltaje se incrementa drásticamente hasta 0V.

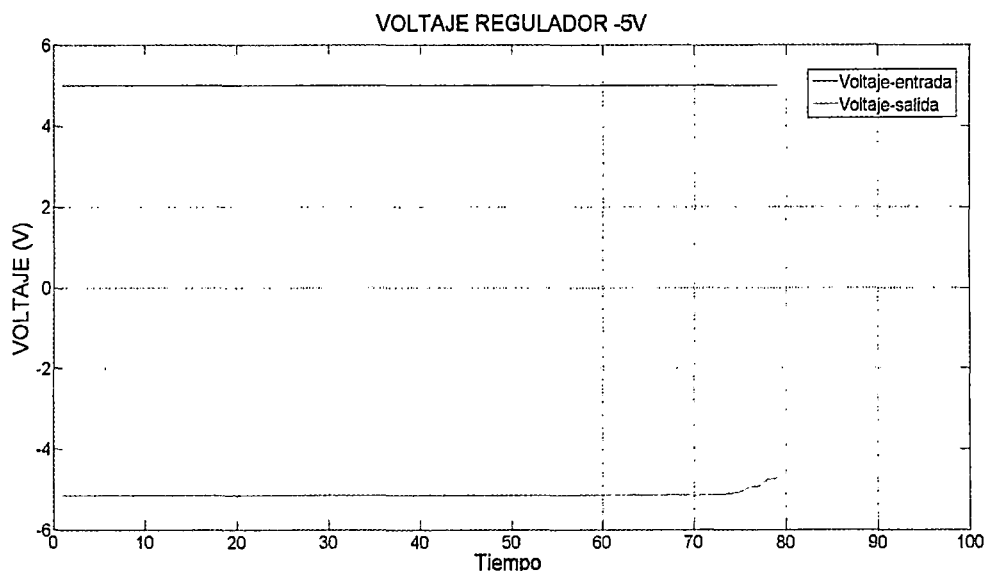


Figura 4.33: Voltaje en la entrada y salida (bus -5V) del regulador para el bus -5V.

En la figura 4.34 se muestra la potencia que ingresa y egresa al regulador del bus -5V. Entre las dos potencias se aprecia una desigualdad esto es debido a la eficiencia del regulador, mientras menos eficiente el regulador mayor la diferencia entre las potencias.

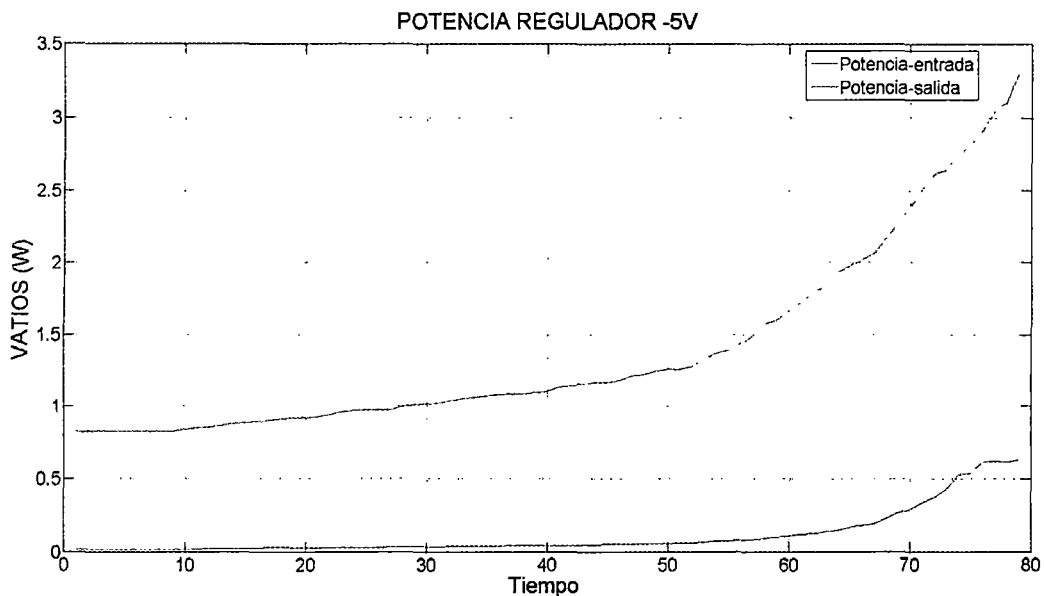


Figura 4.34: Potencia que ingresa y egresa del regulador para el bus -5V.

La eficiencia del regular es qué porcentaje de la potencia de entrada es la potencia de salida. La eficiencia del regulador del bus -5V con respecto a una variación creciente de corriente se muestra en la figura 4.35.

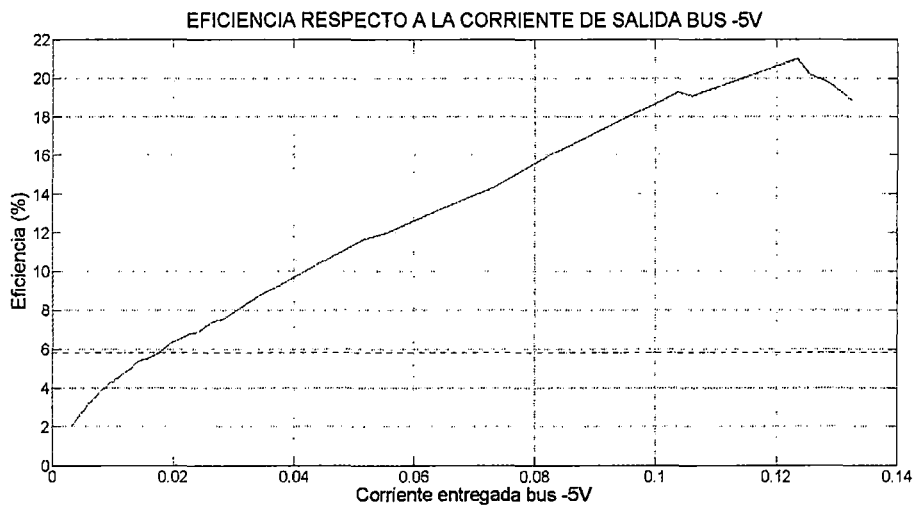


Figura 4. 35: Variación de la eficiencia del regulador del bus -5V respecto a la corriente que entrega.

El caso del bus -5V la eficiencia solo se ha determinado por motivos de justificar el remplazo del circuito integrado utilizado para generar el bus de -5V. Esto indica que sí es necesario cambiar por otro circuito integrado el MC34063.

$$\eta_{media} = 5.9\%$$

La baja eficiencia del bus -5V se explica por la propia configuración de un bus conmutado en modo inversor (figura 2.20), esta configuración hace que se disipe potencia mediante

la bobina, esta disipación se incrementa cuando no se tiene una precisión en el ciclo de trabajo de la frecuencia de conmutación. La frecuencia de conmutación del MC34063 es configurado externamente mediante una resistencia y un condensador, esto puede llevar que no se tenga precisión en la conmutación, por esto en esta tesis se recomienda un regulador DC-DC conmutado en modo inversor con una frecuencia de conmutación configurada internamente.

El valor del rizado del bus -5V se ha considerado cuando el bus está entregando su máxima corriente (150m A), en la figura 4.36 se muestra el rizado, el valor es:

$$(V_r)_{pp-bus5V} = 240mV$$

$(V_r)_{pp-bus5V}$ es el 4.8%, por tanto el rizado está dentro de los parámetros establecidos que indica que el rizado debe ser menor a 10%.

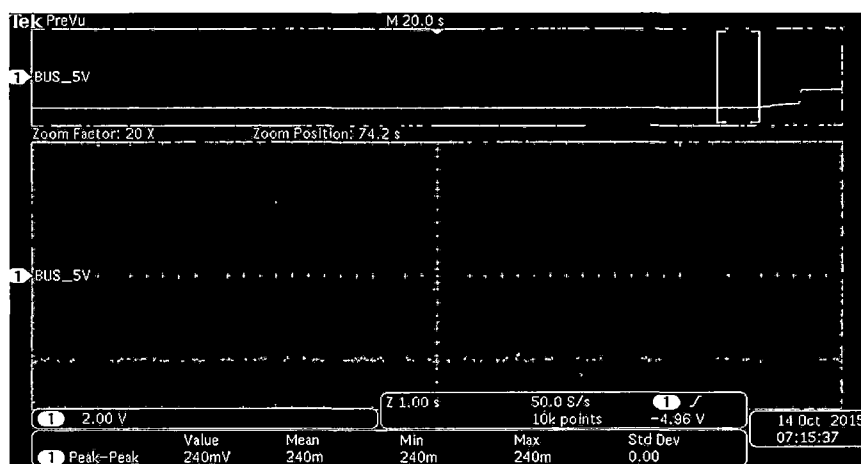


Figura 4.36: Rizado del bus 5V cuando entrega máxima corriente.

4.2.5. Resultados del bus 2.5V.

El bus de 2.5V es exclusivamente para usar en comparadores, la corriente que entrega este bus es despreciable, motivo para lo cual no se ha realizado ninguna prueba, solo se ha determinado la cantidad de corriente que consume el regulador y el rizado del bus.

En la figura 4.37 se muestra la corriente que consume el regulador es de 1.87mA, una corriente mínima. Además se observa la alta precisión que tiene este bus.

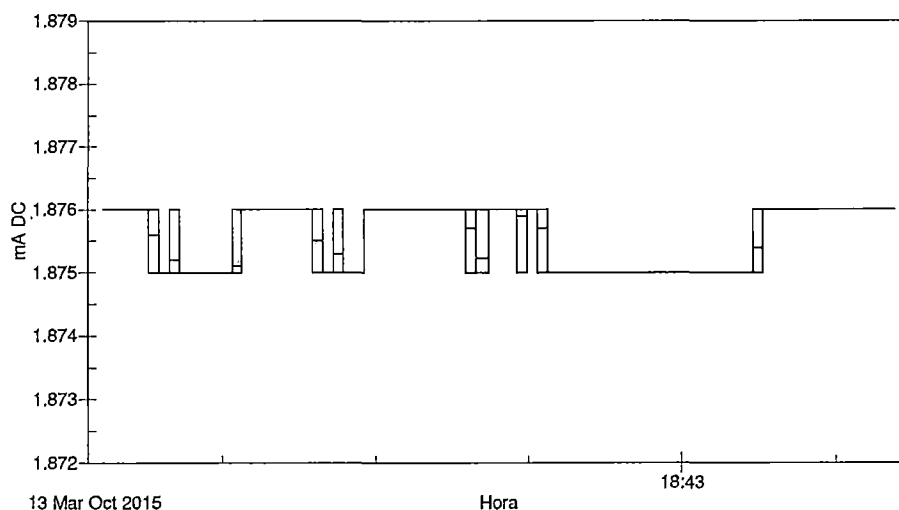


Figura 4. 37: Consumo de corriente del bus 2.5V.

En la figura 4.38 se muestra el rizado del regulador 2.5V el valor es:

Bus	Corriente máxima que puede entregar	Rizado con corriente máxima	Potencia máxima que puede entregar $P_{OUT(max)}$	Eficiencia media del regulador η_{media}	Potencia mínima necesaria en la entrada del regulador para máxima potencia en la salida. $P_{IN(min)}$	Observación
3.3V	2.774A	480mV _{p-p}	9.15W	46.08 %	19.86W	$P_{IN(min)} = P_{OUT(max)} / \eta_{media}$
5V	2.5A	400mV _{p-p}	12.50W	81.35%	15.37W	$P_{IN(min)} = P_{OUT(max)} / \eta_{media}$
12V	0.617	1000mV _{p-p}	7.40W	90.75%	8.15W	$P_{IN(min)} = P_{OUT(max)} / \eta_{media}$
-5V	0.1325	240mV _{p-p}	0.66W	5.9%	11.19W	Bus de referencia
2.5V	--	200mV _{p-p}	--	---		Bus de referencia
Eficiencia media total del EPS del prototipo del Nano-Satélite de la UNSAAC				72.73%	Solo de los reguladores de potencia	

$$(V_r)_{pp-bus2.5V} = 200mV$$

$(V_r)_{pp-bus2.5V}$ es el 8% de 2.5V, este valor es a los 10%, por tanto satisface a lo establecido.

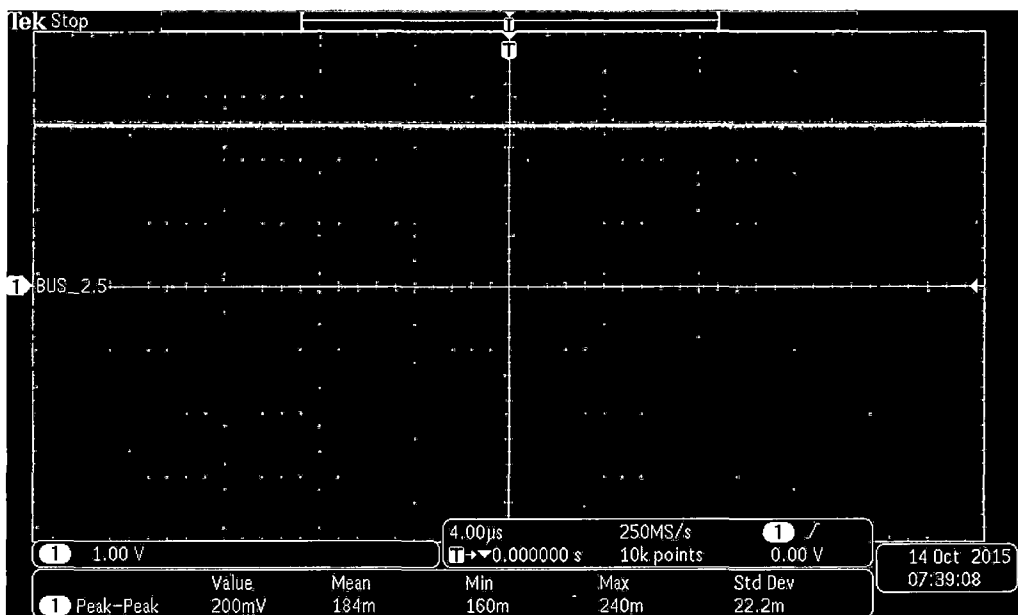


Figura 4.38: Rizado del bus 2.5V.

Resumen de las características de los buses.

Cuadro 4.6: Resumen de las características de los buses del módulo del sistema de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

4.3. Resultados de la protección sobre voltaje, bajo voltaje y corto circuito.

La prueba del comportamiento de esta protección se ha realizado en dos etapas:

- Sobre voltaje y bajo voltaje
- Corto circuito

4.3.1. Sobre voltaje, bajo voltaje y corto circuito.

Esta prueba se ha realizado variando el voltaje de cada uno de los buses de potencia. La variación de voltaje es desde su voltaje establecido (3.3, 5 y 12 Voltios) disminuye por debajo de su valor mínimo luego aumenta hasta superar su voltaje máximo para luego regresar al voltaje establecido.

4.3.1.1. Resultados de la protección del bus 3.3V:

Para el bus 3.3V el proceso de prueba de sobre voltaje y bajo voltaje muestra en la figura 4.39:

- Voltaje de salida del regulador del bus 3.3V, antes del interruptor del bus 3.3V (Amarillo).
- Voltaje del bus 3.3V, después del interruptor del bus 3.3V (turquesa).
- Señal de la protección del bus 3.3V (Rosado).

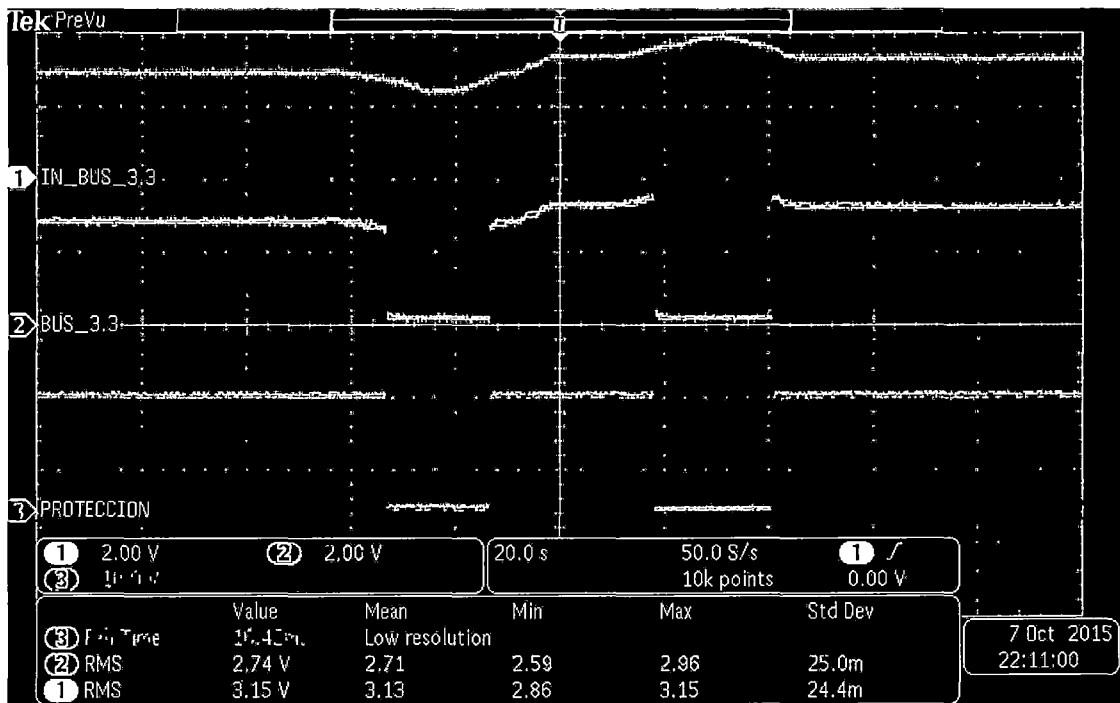


Figura 4.39: Proceso de prueba sobre y bajo voltaje del bus 3.3V.

En las figuras 4.40 y 4.41 se muestran las variaciones de voltaje para el bus de 3.3V adquiridas por dos voltímetros (para mejor apreciación) uno antes del interruptor del bus y el otro en el mismo bus (después del interruptor).

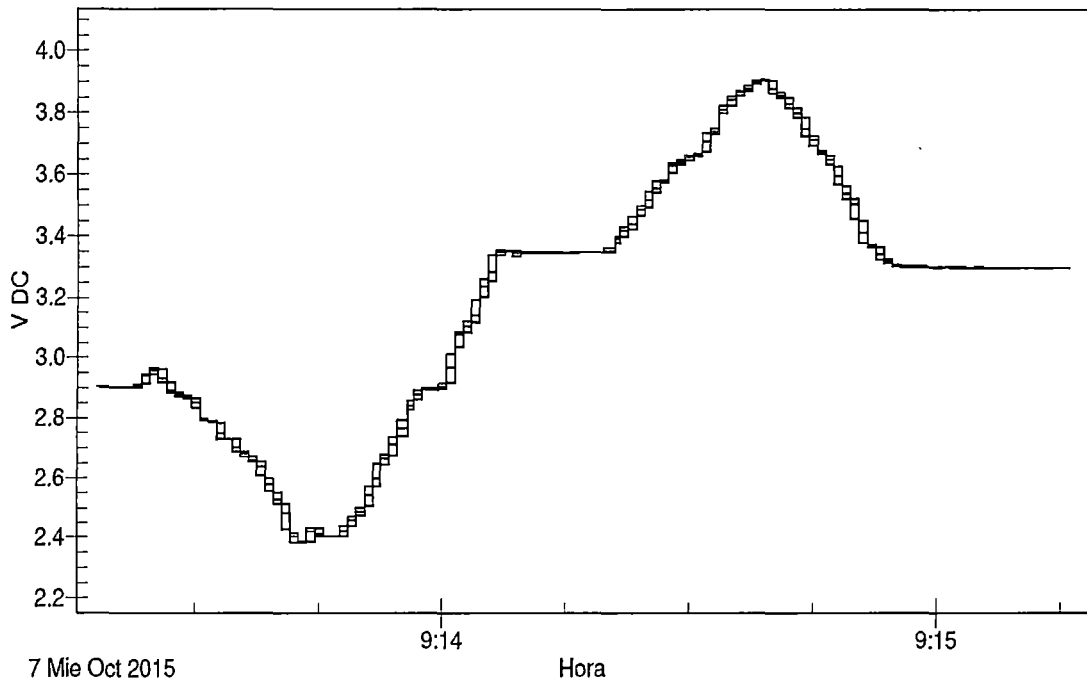


Figura 4.40: Voltaje de salida del regulador de 3.3V (antes del interruptor).

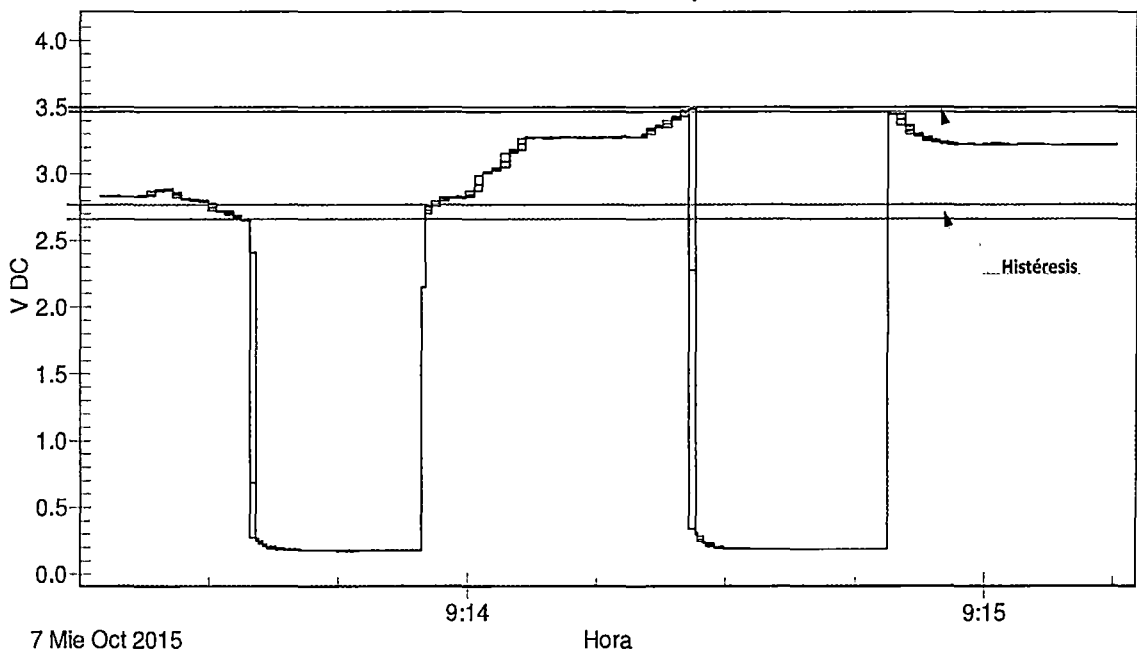


Figura 4.41: Voltaje del bus 3.3V, donde se aprecia histéresis en la protección y el rango de trabajo del bus 3.3V.

En la figura 4.42 se muestra el voltaje mínimo de 2.636V que desactiva el bus y el tiempo que tarda en desactivar es 80ms.

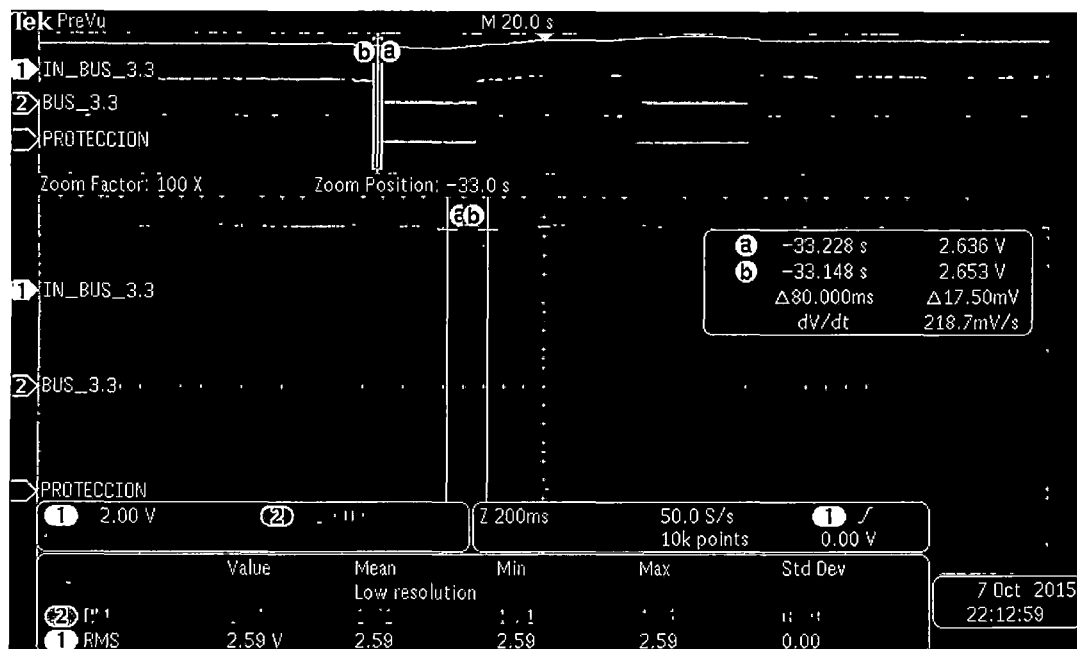


Figura 4.42

En la figura 4.43 se muestra el voltaje de 2.709V que activa el bus 3.3V cuando se ha desactivado por mínimo voltaje y tarda 60ms en activar el bus.

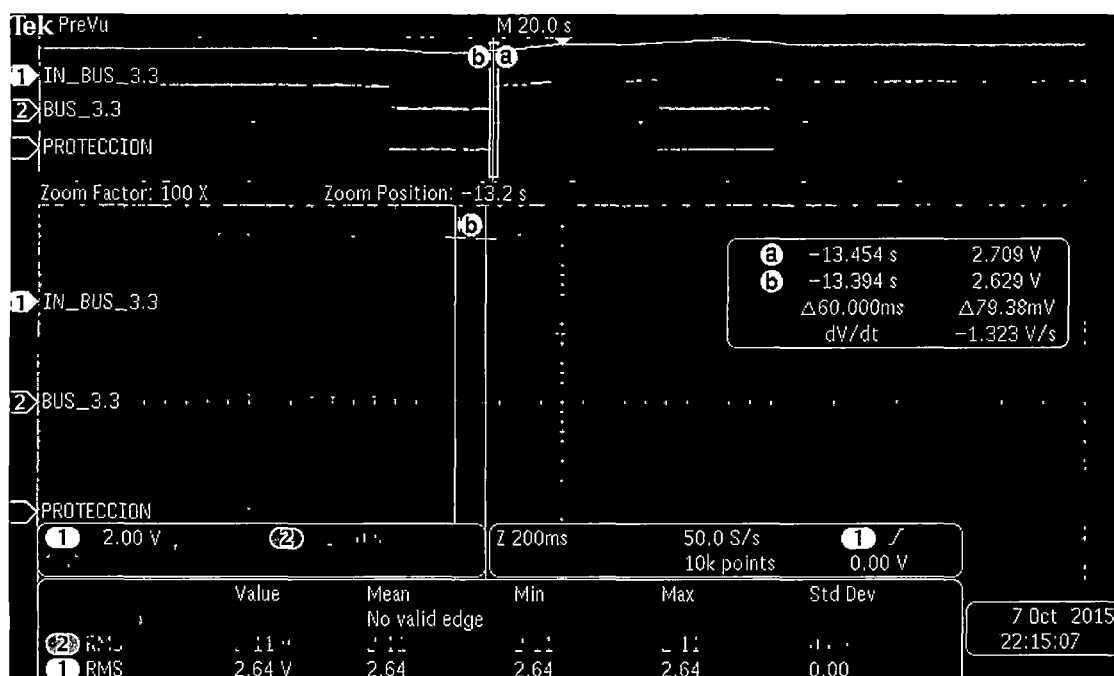


Figura 4.43

En la figura 4.42 se observa, cuando en el bus 3.3V tiene un voltaje de 2.636V la protección deshabilita luego el voltaje se incrementa hasta llegar a 2.709V (figura 4.43) donde se vuelve a habilitar, por tanto, la histéresis en el voltaje mínimo es:

$$2.709V - 2.636V = 73mV$$

En la figura 4.44 se muestra el voltaje máximo de 3.617 que desactiva el bus y el tiempo que tarda en desactivar es 86ms.

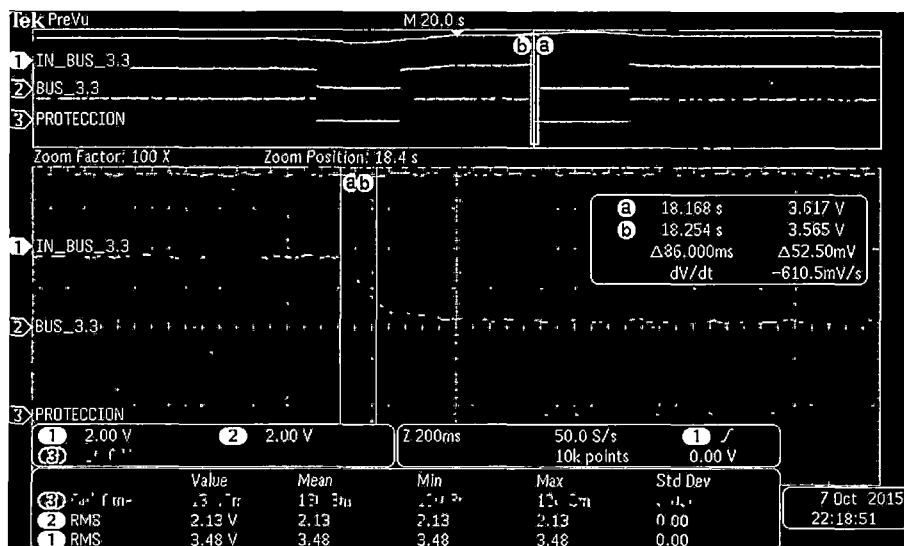


Figura 4.44

En la figura 4.45 se muestra el voltaje de 3.559 V que activa el bus 3.3V cuando se ha desactivado por máximo voltaje y tarda 62ms en activar el bus.

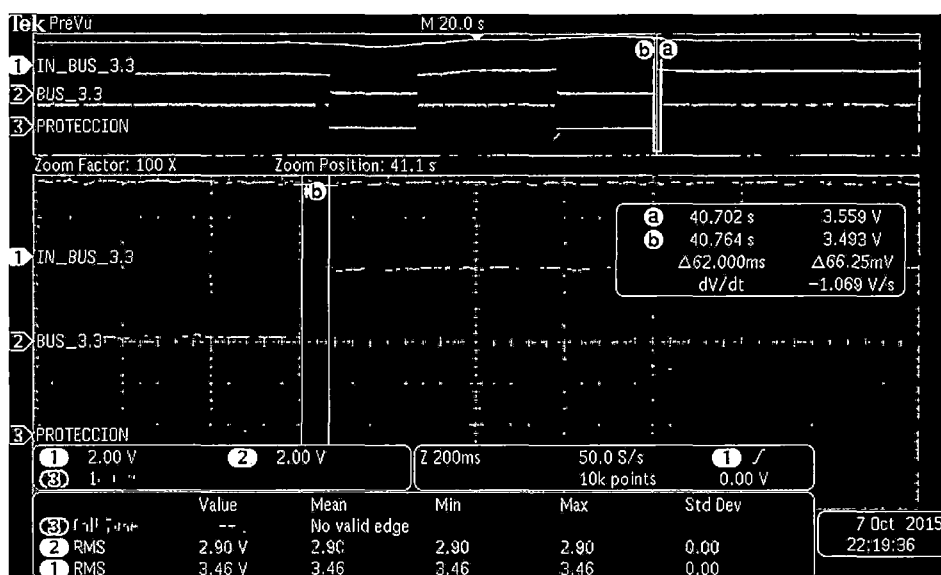


Figura 4.45

En la figura 4.44 se observa, cuando en el bus 3.3V tiene un voltaje de 3.617V la protección deshabilita luego el voltaje se disminuye hasta llegar a 2.559V (figura 4.45) donde se vuelve a habilitar, por tanto, la histéresis en el voltaje máximo es:

$$3.617V - 3.559V = 58mV$$

El tiempo de retardo de la protección de alto y bajo voltaje se observan en las figuras 4.42, 4.43, 4.44 y 4.45. El tiempo que la protección deshabilita el bus 3.3V es de 80ms a 86ms y tiempo que habilita es de 60ms a 62ms.

Resultados de prueba de corto circuito del bus 3.3V. Esta prueba se ha verificado conectando en corto circuito el bus 3.3V con tierra. En la figura 4.46 se muestra el comportamiento de la protección cuando sucede un corto circuito.

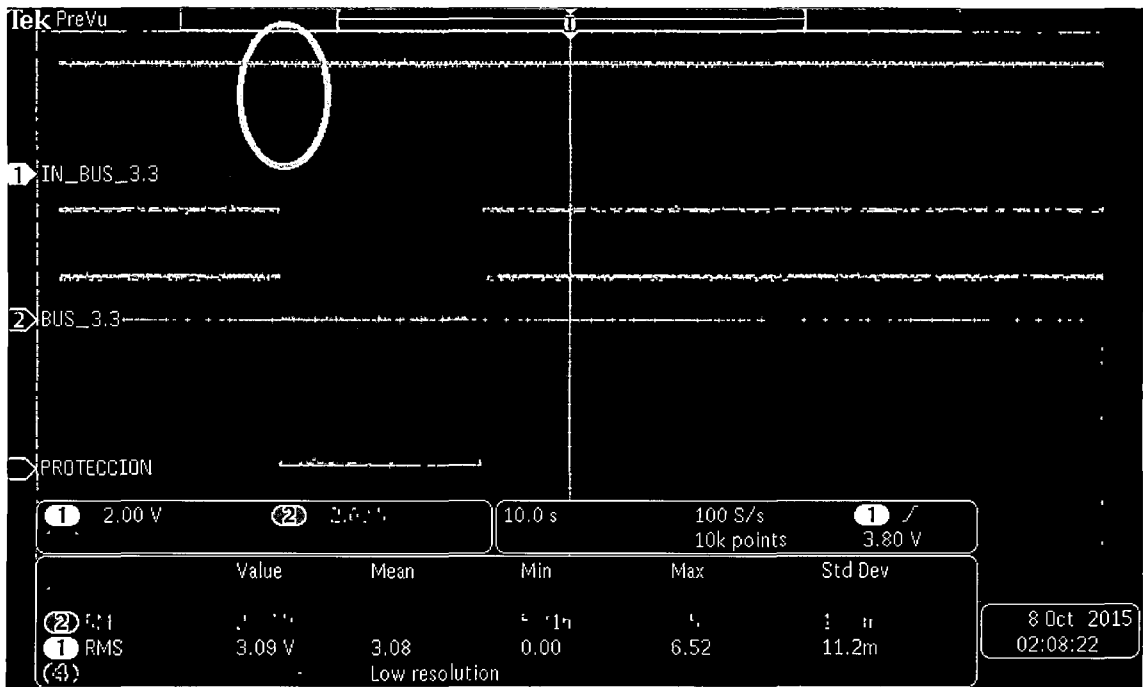


Figura 4.46: Prueba de corto circuito en el bus 3.3V.

El grafico 4.46 se observa que la protección deshabilita solo el bus 3.3V, hasta que se corrige el corto circuito mientras que la salida del regulador del bus 3.3V, antes del interruptor del mismo bus queda aislado, en este proceso de protección, surge un transitorio mínimo en la salida del regulador (figura 4.46 círculo rojo).

En la figura 4.47 se observa el tiempo que demora en deshabilitar el bus 3.3V. El tiempo en aislar es de 28ms.

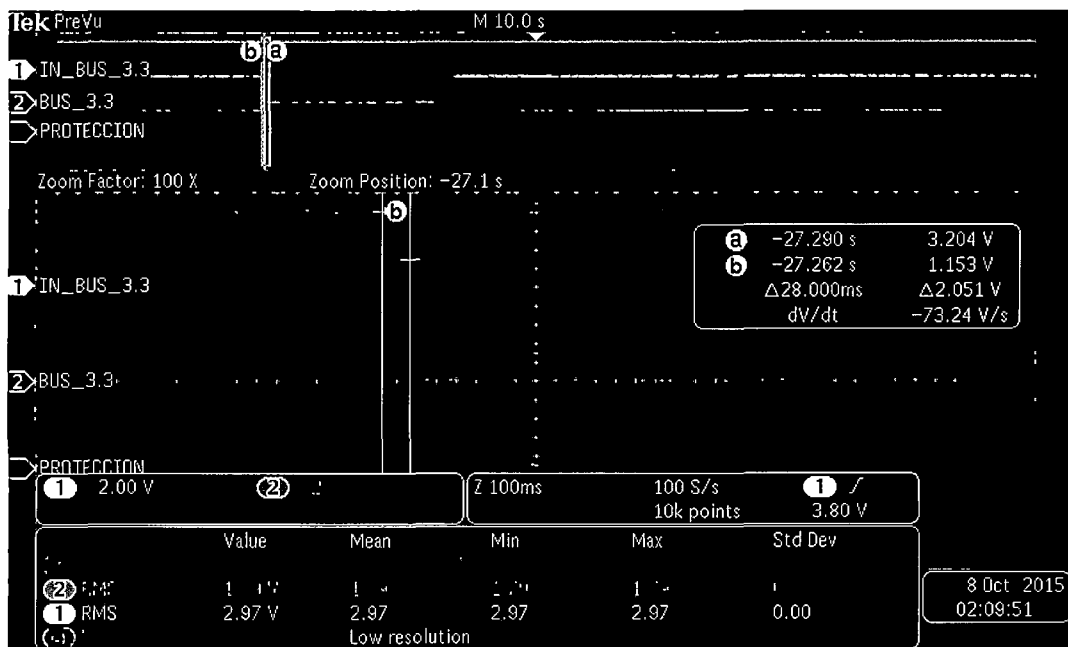


Figura 4.47

En la figura 4.47 se observa que el voltaje en la salida del regulador de 3.3V cae hasta 1.153V cuando sucede el corto circuito en el bus 3.3V. En la figura 4.48 se muestra el tiempo que sufre esta caída que es de 48ms.

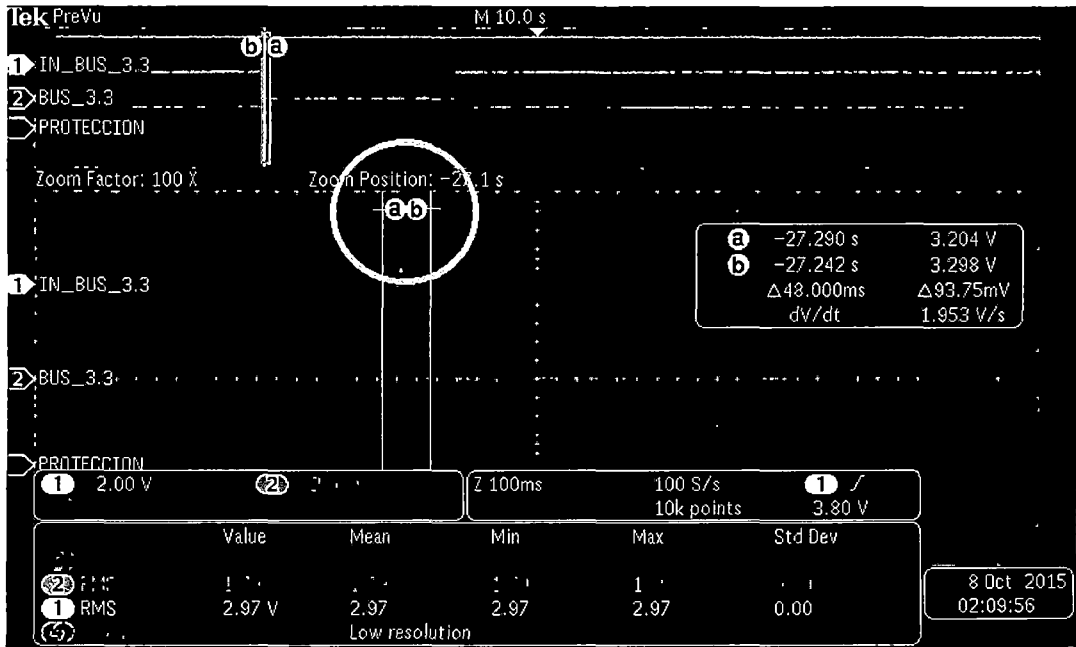


Figura 4.48

4.3.1.2. Resultados de la producción del bus 5V:

Para el bus 5V el proceso de prueba de sobre voltaje y bajo voltaje muestra en la figura 4.49.

- Voltaje de salida del regulador del bus 5V, antes del interruptor del bus 5V (Amarillo).
- Voltaje del bus 5V, después del interruptor del bus 5V (turquesa).
- Señal de la protección del bus 5V (Rosado).

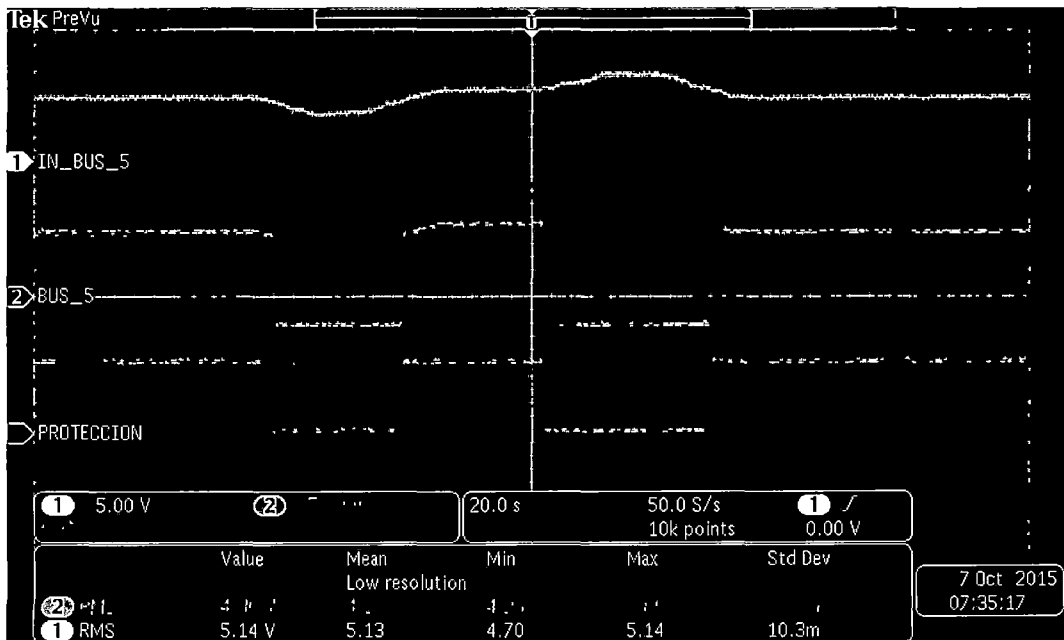
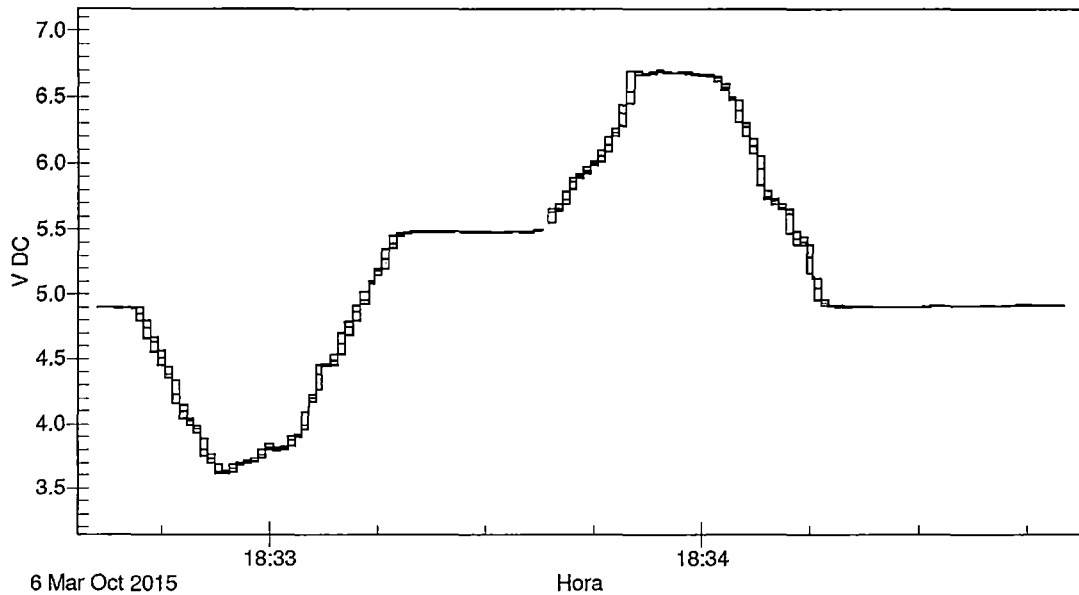
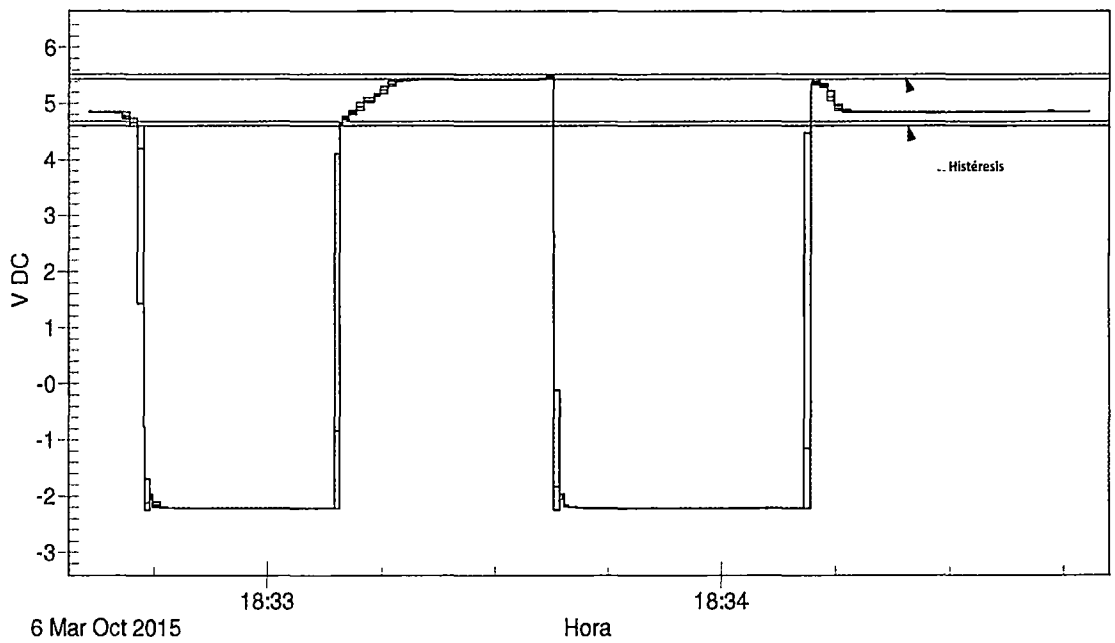


Figura 4. 49

En las figuras 4.50 y 4.51 se muestran las variaciones de voltaje para el bus de 5V adquiridas por dos voltímetros (para mejor apreciación) uno antes del interruptor del bus y el otro en el mismo bus (después del interruptor).



6 Mar Oct 2015 Hora
 Figura 4. 50: Voltaje de salida del regulador de 5V (antes del interruptor).



6 Mar Oct 2015 Hora
 Figura 4. 51: Voltaje del bus 5V, donde se aprecia histéresis en la protección y el rango de trabajo del bus 5V.

En la figura 4.52 se muestra el voltaje mínimo de 4.475V que desactiva el bus y el tiempo que tarda en desactivar el bus 5V que es 102ms.

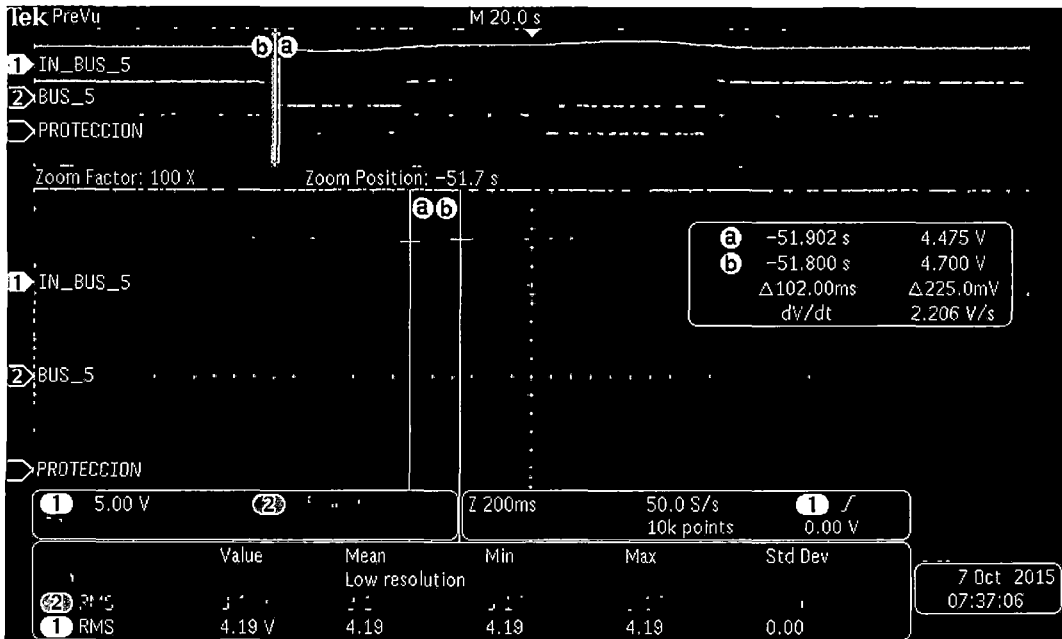


Figura 4.52

En la figura 4.53 se muestra el voltaje de 4.758V que activa el bus 5V cuando se ha desactivado por mínimo voltaje y tarda 122ms en activar el bus.

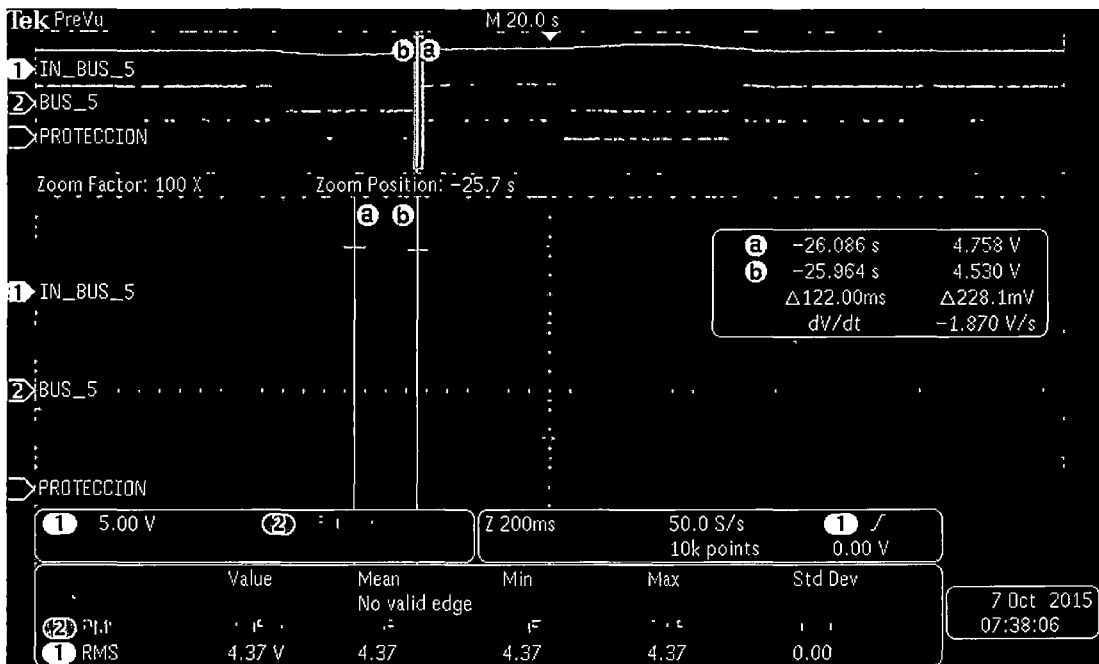


Figura 4.53

En la figura 4.52 se observa, cuando en el bus 5V tiene un voltaje de 4.475V la protección deshabilita luego el voltaje se incrementa hasta llegar a 4.758V (figura 4.53) donde se vuelve a habilitar, por tanto, la histéresis en el voltaje mínimo es:

$$4.758V - 4.475V = 283mV$$

En la figura 4.54 se muestra el voltaje máximo de 5.506V que desactiva el bus y el tiempo que tarda en desactivar el bus 5V es 120ms.

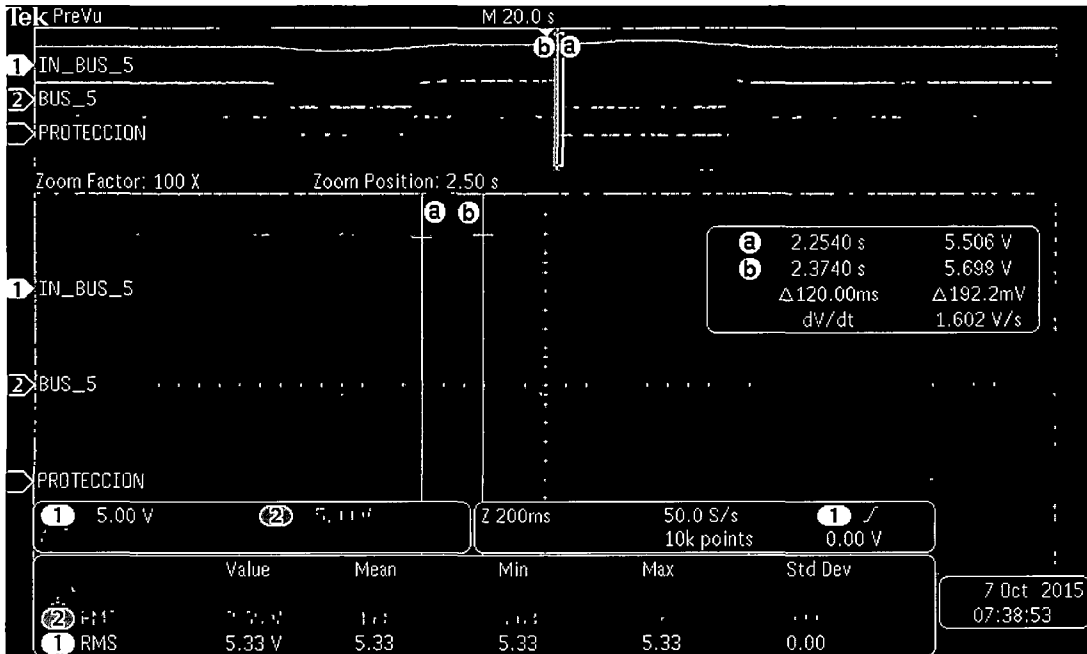


Figura 4.54

En la figura 4.55 se muestra el voltaje de 5.302 V que activa el bus 5V cuando se ha desactivado por máximo voltaje y tarda 128ms en activar el bus.

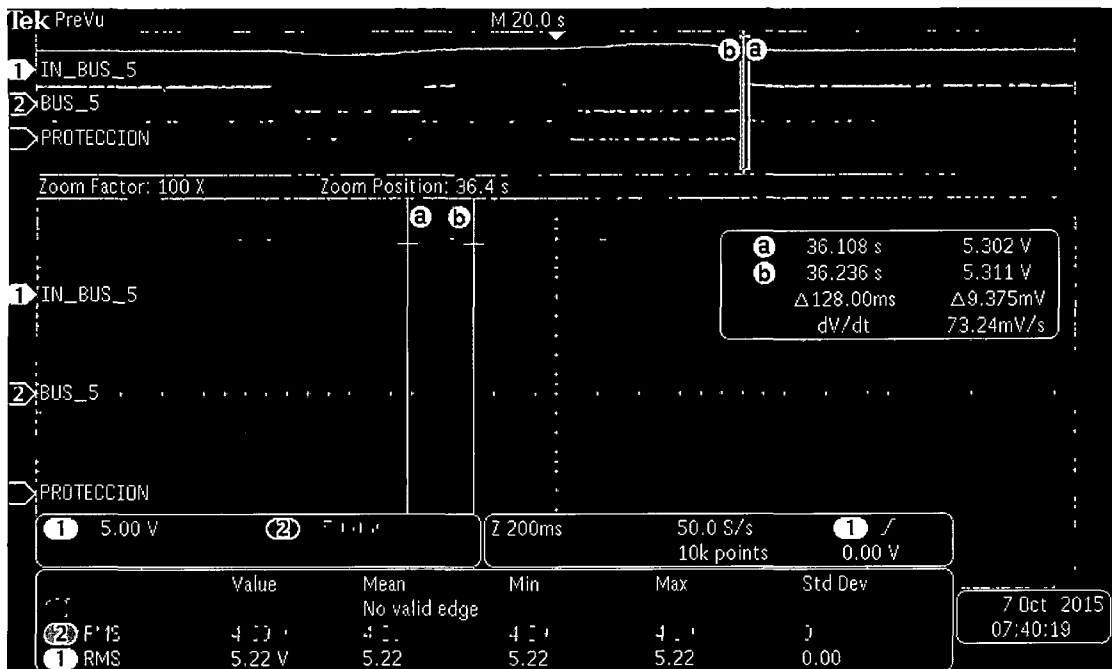


Figura 4.55

En la figura 4.54 se observa, cuando en el bus 5V tiene un voltaje de 5.506V la protección deshabilita luego el voltaje se disminuye hasta llegar a 5.302V (figura 4.55) donde se vuelve a habilitar, por tanto, la histéresis en el voltaje máximo es:

$$5.506V - 5.302V = 204mV$$

El tiempo de retardo de la protección de alto y bajo voltaje se observan en las figuras 4.52, 4.53, 4.54 y 4.55. El tiempo que la protección deshabilita el bus 5V es de 102ms a 120ms y tiempo que habilita es de 122ms a 128ms.

Resultados de prueba de corto circuito del bus 5V. Esta prueba se ha verificado conectando en corto circuito el bus 5V con tierra. En la figura 4.56 se muestra el comportamiento de la protección cuando sucede un corto circuito.

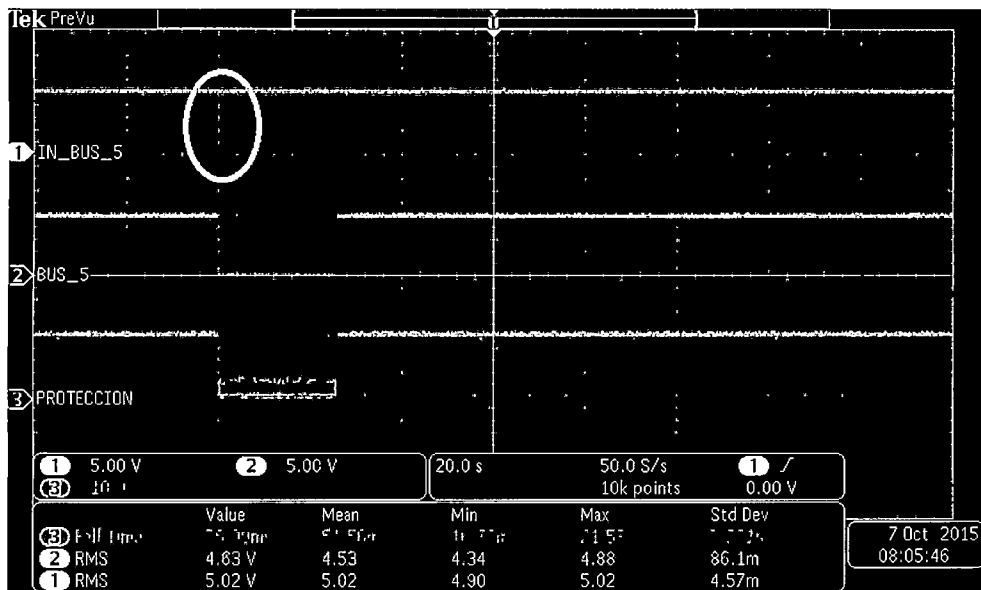


Figura 4.56: Prueba de corto circuito en el bus 5V.

El grafico 4.56 se observa que la protección deshabilita solo el bus 5V, hasta que se corrige el corto circuito mientras que la salida del regulador del bus 5V, antes del interruptor del mismo bus queda aislado, en este proceso de protección surge un transitorio mínimo en la salida del regulador (figura 4.56 círculo rojo).

En la figura 4.57 se observa el tiempo que demora en deshabilitar el bus 5V. El tiempo en aislar es de 36ms.

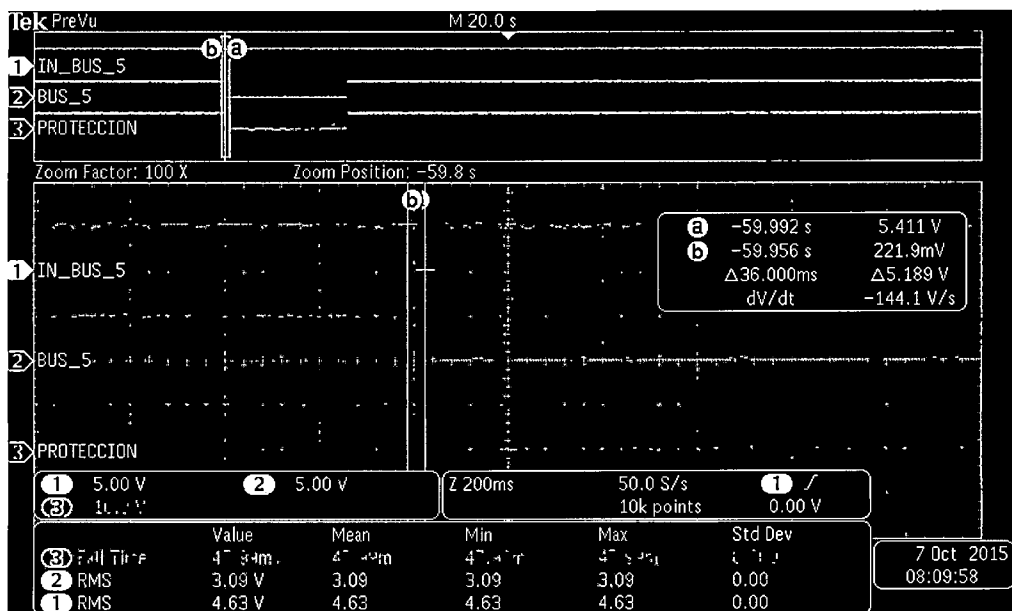


Figura 4.57

En la figura 4.58 se observa que el voltaje en la salida del regulador de 5V cae hasta 221.9mV cuando sucede el corto circuito en el bus 5V. Además se muestra el tiempo que sufre esta caída que es de 88ms.

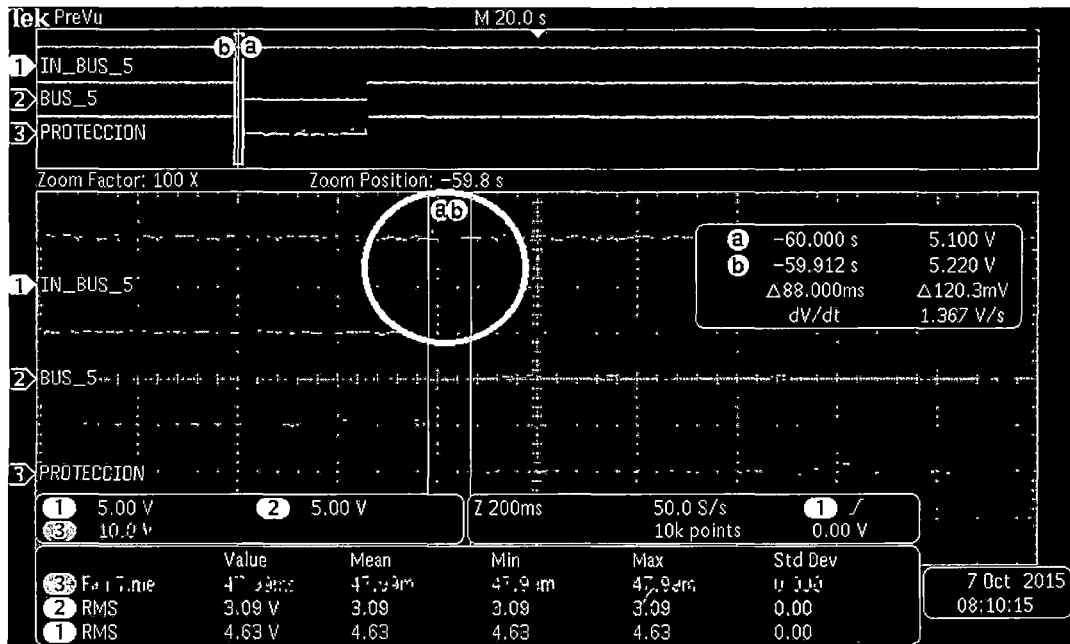


Figura 4.58

4.3.1.3. Resultados de la producción del bus 12V:

Para el bus 12V el proceso de prueba de sobre voltaje y bajo voltaje muestra en la figura 4.59.

- Voltaje de salida del regulador del bus 12V, antes del interruptor del bus 12V (Amarillo).
- Voltaje del bus 12V, después del interruptor del bus 5V (turquesa).
- Señal de la protección del bus 12V (Rosado).

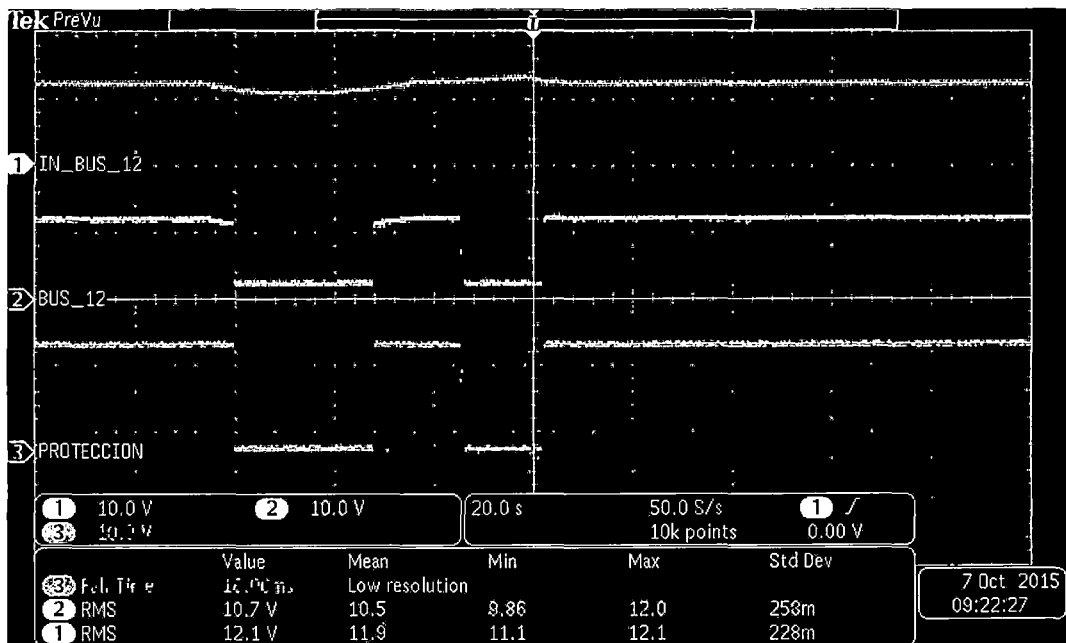


Figura 4.59

En las figuras 4.60 y 4.61 se muestran las variaciones de voltaje para el bus de 5V adquiridas por dos volímetros (para mejor apreciación) uno antes del interruptor del bus y el otro en el mismo bus (después del interruptor).

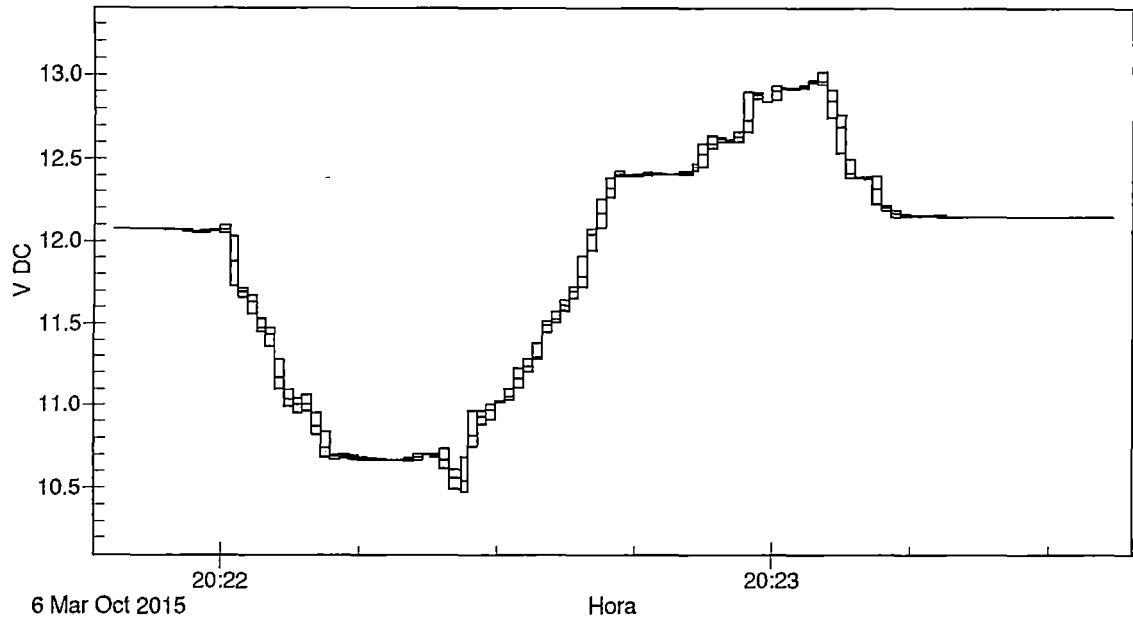


Figura 4.60: Voltaje de salida del regulador de 12V (antes del interruptor).

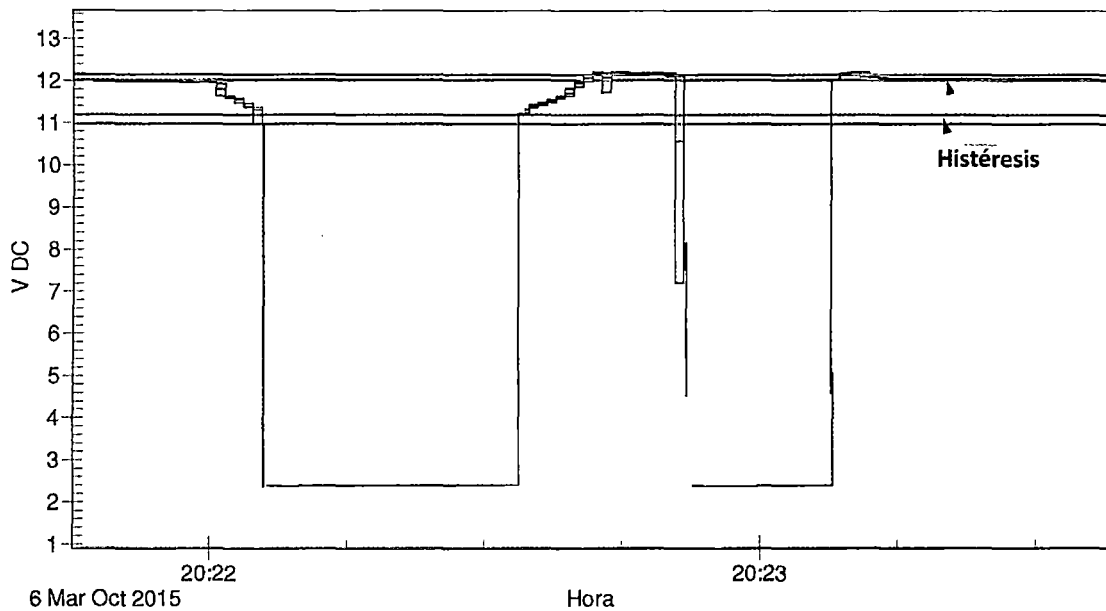


Figura 4.61: Voltaje del bus 12V, donde se aprecia histéresis en la protección y el rango de trabajo del bus 12V.

En la figura 4.62 se muestra el voltaje mínimo de 11.10V que desactiva el bus 12V y el tiempo que tarda en desactivar es 32ms.

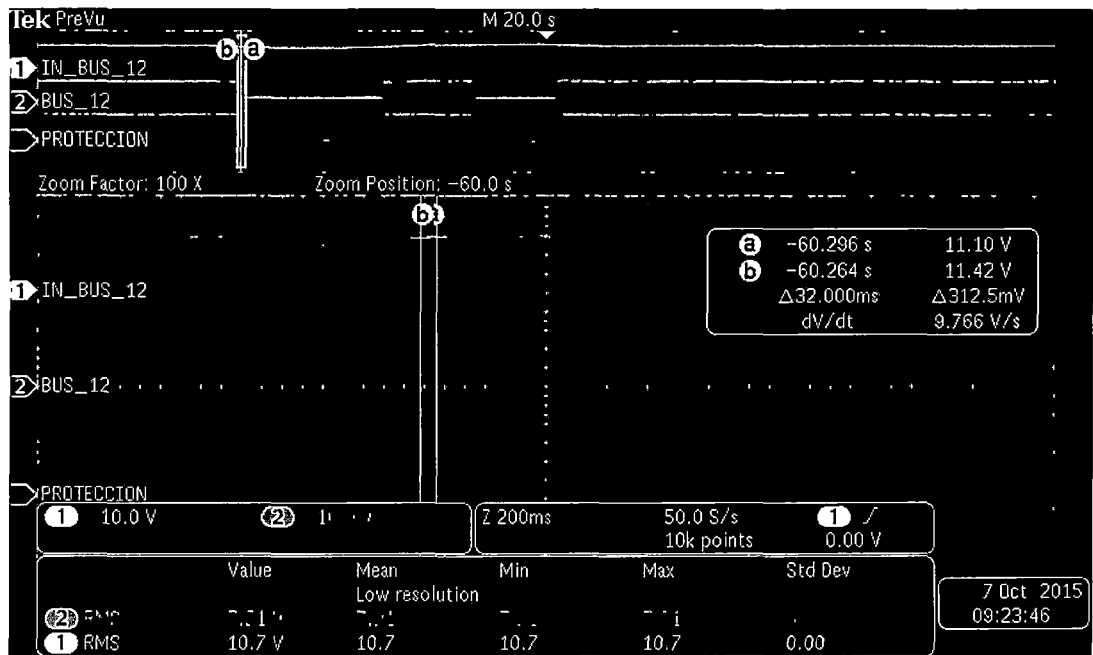


Figura 4.62

En la figura 4.63 se muestra el voltaje de 11.42V que activa el bus 12V cuando se ha desactivado por mínimo voltaje y tarda 142ms en activar.

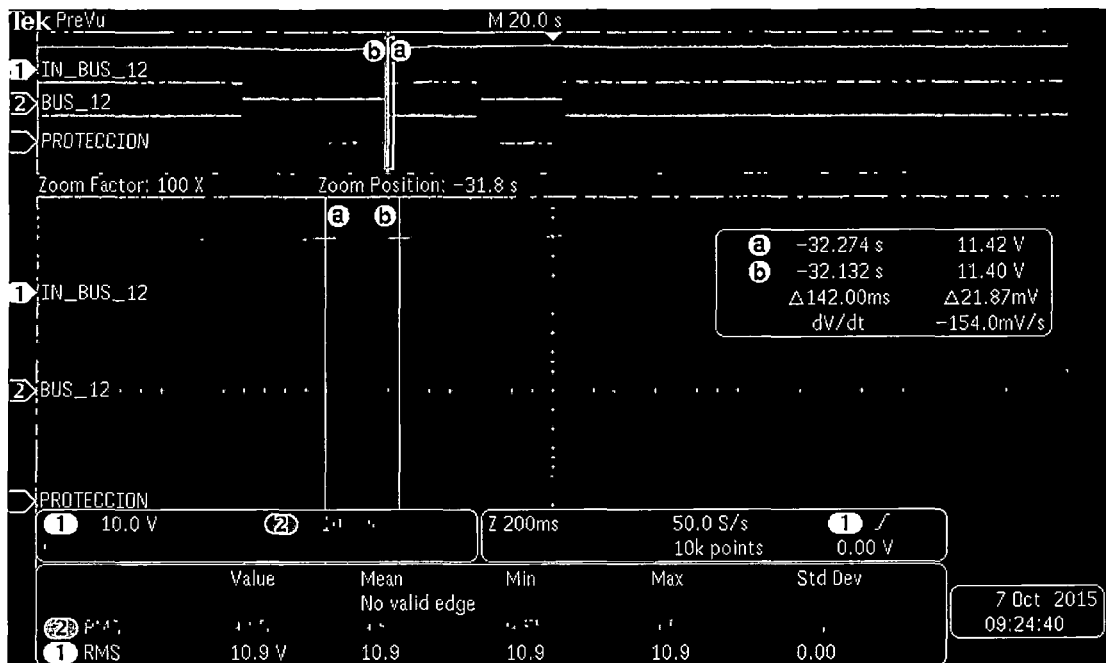


Figura 4.63

En la figura 4.62 se observa, cuando en el bus 12V tiene un voltaje de 11.10V la protección deshabilita luego el voltaje se incrementa hasta llegar a 11.42V (figura 4.63) donde se vuelve a habilitar, por tanto, la histéresis en el voltaje mínimo es:

$$11.42V - 11.10V = 320mV$$

En la figura 4.64 se muestra el voltaje máximo de 12.60V que desactiva el bus 12V y el tiempo que tarda en desactivar es 782ms.

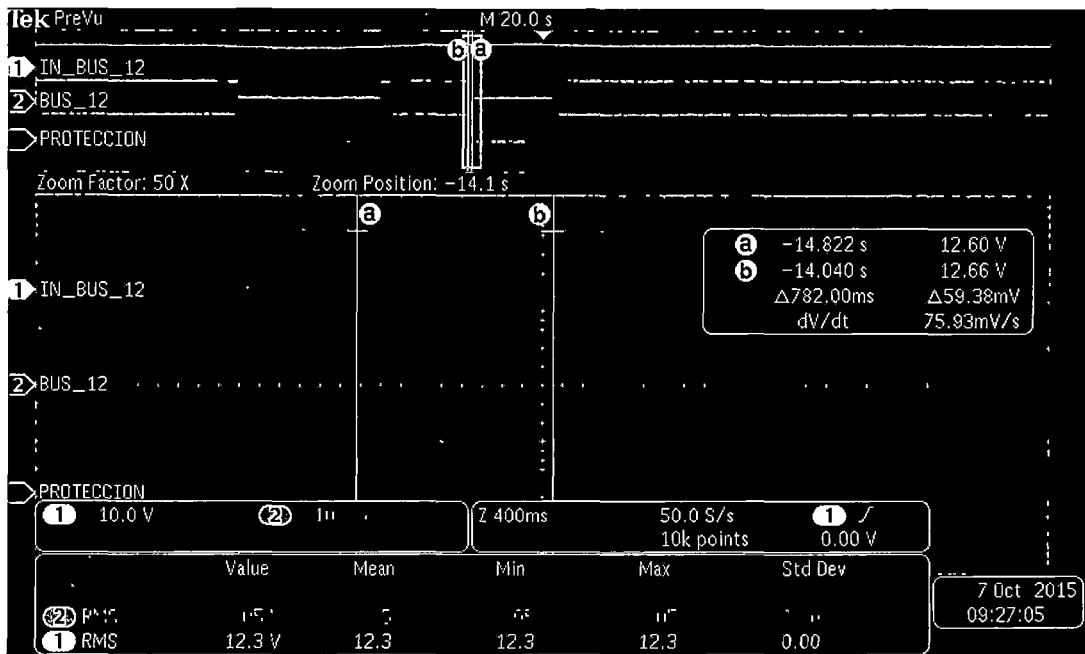


Figura 4.64

En la figura 4.65 se muestra el voltaje de 12.31 V que activa el bus 12V cuando se ha desactivado por máximo voltaje y tarda 154ms en activar el bus.

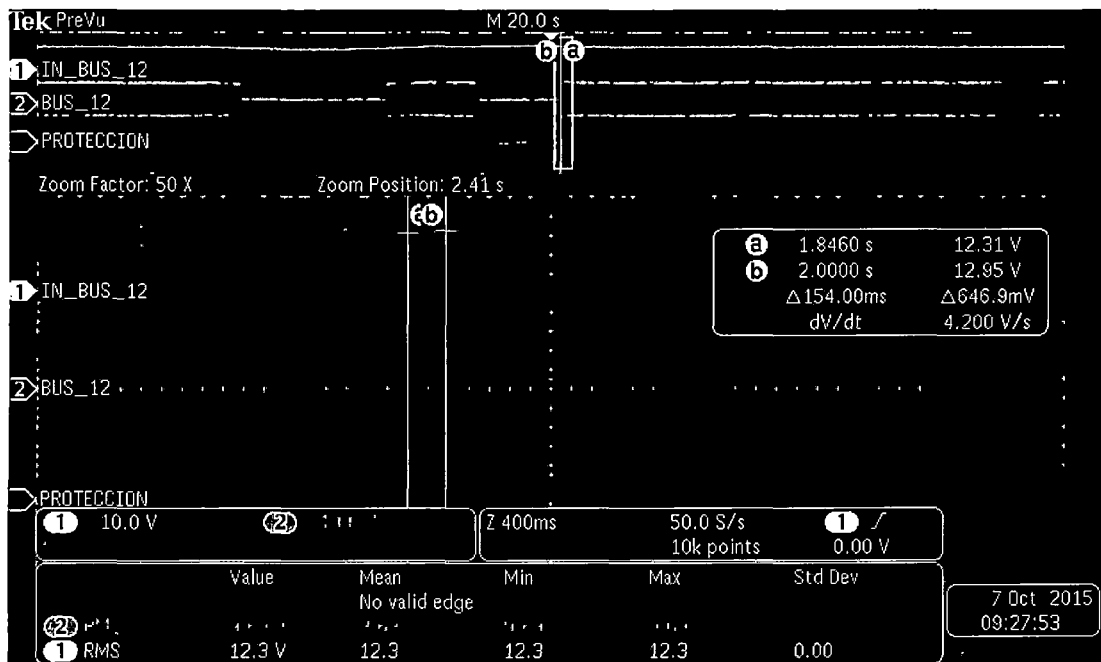


Figura 4.65

En la figura 4.64 se observa, cuando en el bus 12V tiene un voltaje de 12.60V la protección deshabilita luego el voltaje se disminuye hasta llegar a 12.31V (figura 4.65) donde se vuelve a habilitar, por tanto, la histéresis en el voltaje máximo es:

$$12.60V - 12.31V = 290mV$$

El tiempo de retardo de la protección de alto y bajo voltaje se observan en las figuras 4.62, 4.63, 4.64 y 4.65. El tiempo que la protección deshabilita el bus 12V es de 32ms a

782ms y tiempo que habilita es de 142ms a 154ms. EL tiempo de activación de 782ms indica que este tiempo puede variar por factores de carga u otros.

Resultados de prueba de corto circuito bus 12V. Esta prueba se ha verificado conectando en corto circuito el bus 12V con tierra. En la figura 4.66 se muestra el comportamiento de la protección cuando sucede un corto circuito.

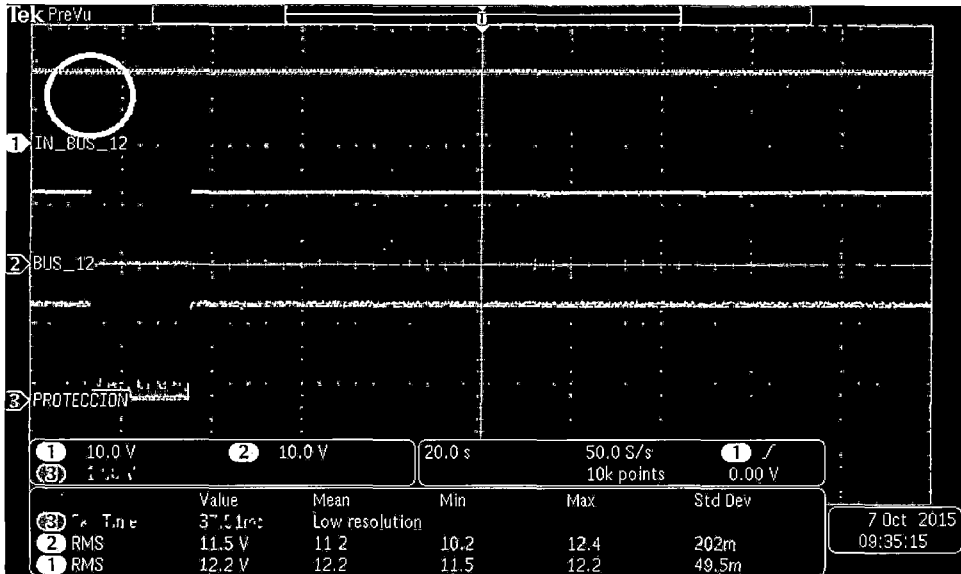


Figura 4.66: Prueba de corto circuito en el bus 12V.

El grafico 4.66 se observa que la protección deshabilita solo el bus 12V, hasta que se corrige el corto circuito mientras que la salida del regulador del bus 12V, antes del interruptor del mismo bus queda aislado, en este proceso de protección surge un transitorio mínimo en la salida del regulador (figura 4.66 círculo rojo).

En la figura 4.67 se observa el tiempo que demora en deshabilitar el bus 12V. El tiempo en aislar es de 54ms.

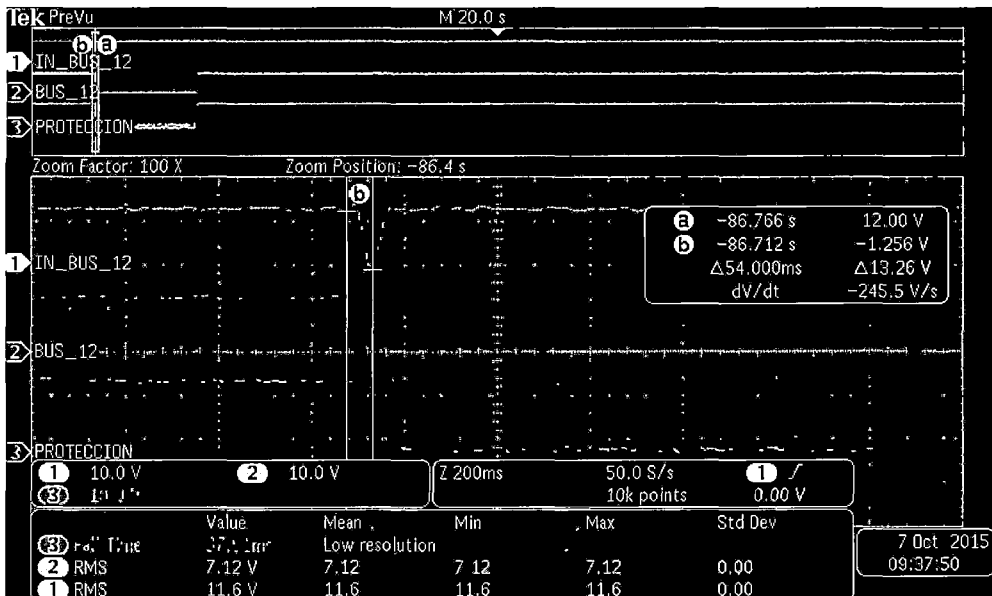


Figura 4.67

En la figura 4.67 se observa que el voltaje en la salida del regulador de 5V cae hasta -1.256V cuando sucede el corto circuito en el bus 12V. En la figura 4.68 se muestra el tiempo que sufre esta caída que es de 94ms.

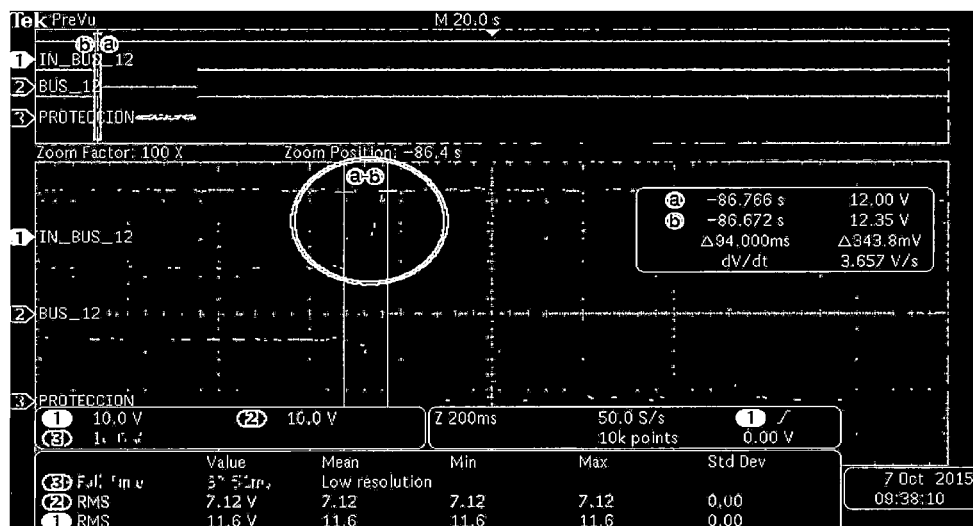


Figura 4.68

4.3.2. Resultados de protección Latch-up.

Para la prueba del comportamiento de la protección Latch-up que se ha diseñado, para el Nano-Satélite de la UNSAAC se ha simulado una falla del tipo Latch-up. La simulación de este tipo de falla ha sido incrementando la corriente de una carga (diodo led) hasta 35mA mediante una señal PWM controlada ya que el consumo de los dos microcontroladores están por debajo de los 50mA. En los gráficos 4.69 y 4.70 se muestran la variación de corriente de prueba y los picos cuando actúa la protección.

- Corriente que se incrementa en forma de una rampa. (Amarillo) (usando un transductor de corriente a voltaje (sensor de corriente))
- Alimentación de los microcontroladores del módulo de potencia. (Turquesa)
- Señal de la protección Latch-up. (Rosado)
- Bus principal (Verde)

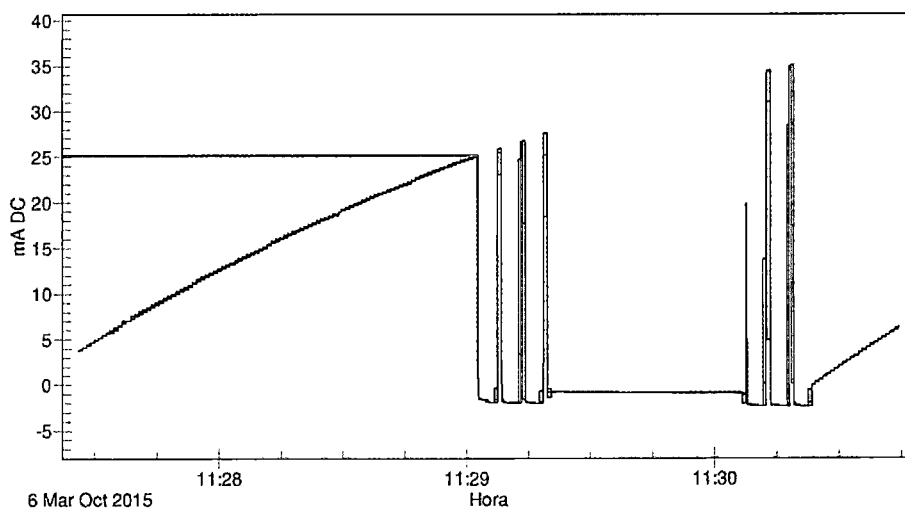


Figura 4.69: Corriente de la carga (LED) hasta que actuó la protección Latch-up. (Amperímetro).

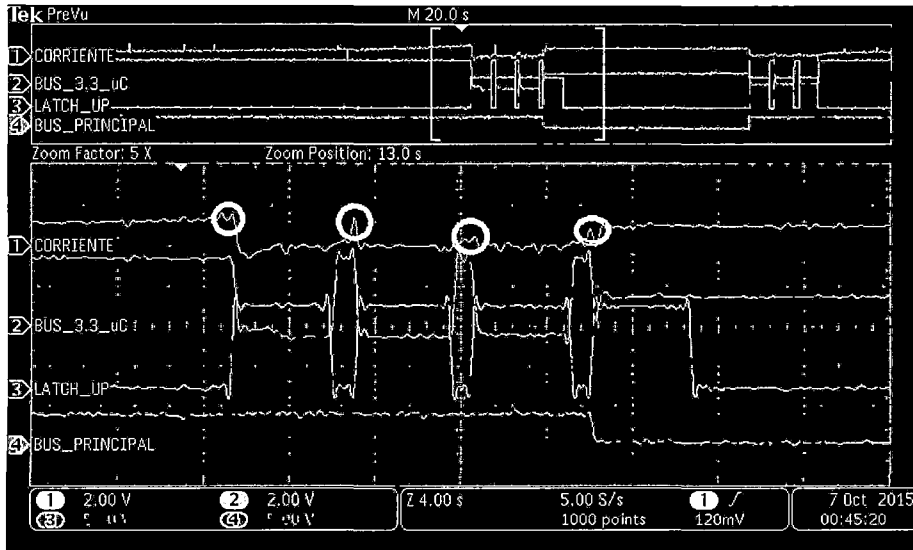


Figura 4.70: Protección Latch-up del módulo de potencia.

Descripción de la protección Latch-up

A medida que se incrementa la corriente, cuando llega a los 25mA actúa la primera protección que deshabilita solo la alimentación de los microcontroladores por 4.4s luego vuelve a habilitar, como la corriente sigue siendo mayor a lo configurado vuelve a deshabilitar, realiza el mismo proceso dos veces más, a la cuarta vez deshabilita todo el Nano-Satélite mediante el bus principal durante 44s. Posteriormente habilita todo el Nano-Satélite, para este momento también se ha simulador tres picos de transitorios, estos transitorios no es detectado por el protector Latch-up, porque las protecciones se habilitan después que se establezca todo todos los buses cada vez que se energiza todo el Nano-Satélite.

El tiempo de desenergización de 4.4s esta mínimamente por encima que lo estimado en la implementación (4s). En el prototipo implementado es flexible a variaciones usando potenciómetros, mientras que en el diseño final el modulo no contiene dispositivos mecánicos. (Relés, potenciómetros, interruptores, jumper, etc.)

En la figura 4.71 se aprecia los tiempos de retardo para desactivar es de 280ms y para activar 320ms.

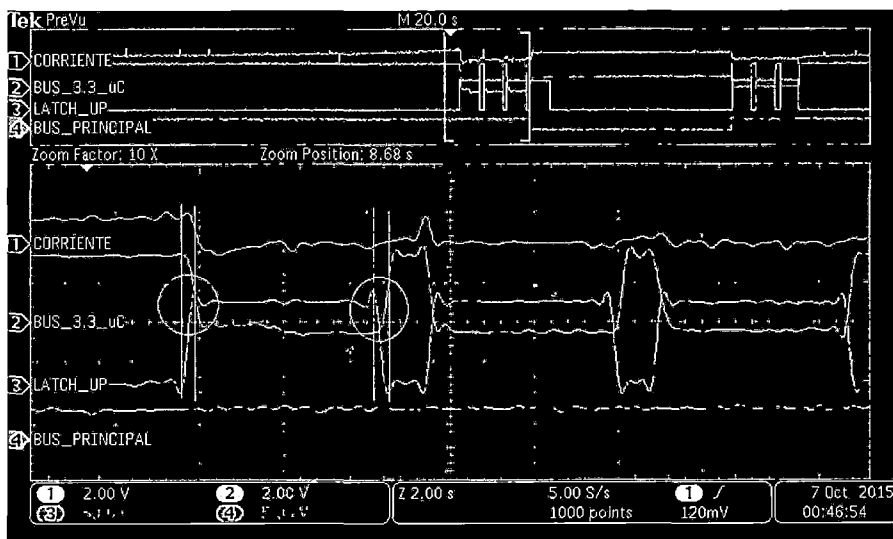


Figura 4. 71

4.3.2.1. Resultados del sensor de corriente del prototipo del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

El sensor de corriente implementado para el módulo de potencia es altamente configurable en los rangos de corriente que se desea sensor, mientras el voltaje siempre está en el rango de 0V a 3V esto por los niveles del converso analógico digital del microcontrolador que controla el módulo de potencia. Para la prueba del sensor de corriente se ha realizado con bajas corrientes ya que sensores para bajas corrientes son poco comerciales, además en los Nano-Satélites las corrientes que circulan son de niveles bajos. La prueba ha consistido en sensor una corriente que se incrementa desde los 50mA hasta los 400 mA, estas corrientes se lleva a su equivalente en voltaje.

En la figura 4.72 se muestra la variación de corriente adquirida por un amperímetro digital (Fluke 287).

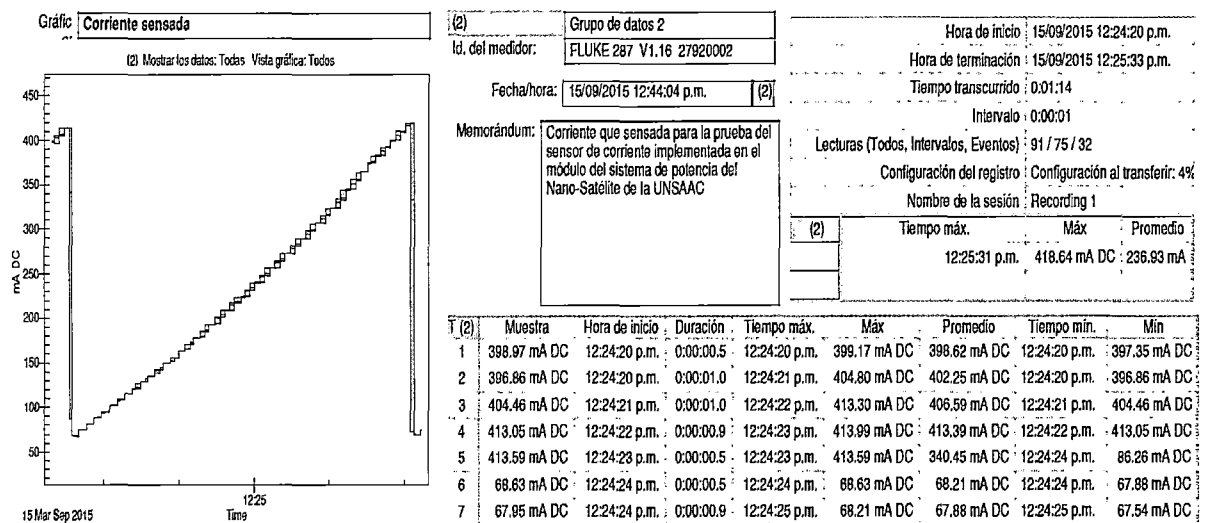


Figura 4.72

En la figura 4.73 se muestra el voltaje equivalente de la variación de corriente, datos adquiridos con un voltímetro digital (Fluke 287), se aprecia que el sensor de corriente cumple con lo estimado en la implementación.

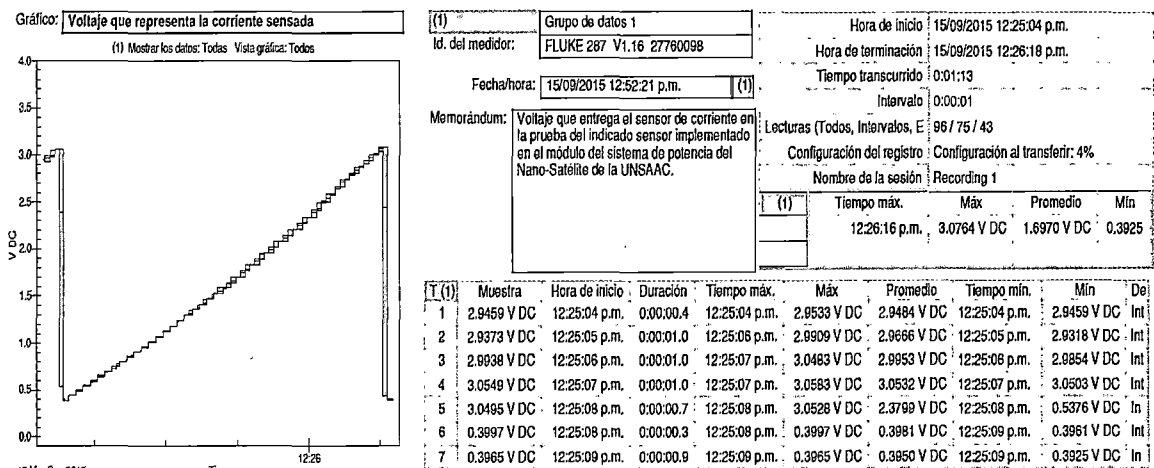


Figura 4.73

4.4. Resultados del proceso de carga de baterías.

La prueba de carga se ha realizada con una batería descargado por debajo de su voltaje de corte (Voltaje al inicio de la batería 2.6V) se procede a cargar la batería hasta que queda cargada completamente, posteriormente se deja conectada al cargador para observar su comportamiento. El tiempo que ha durado la prueba ha sido de 10 horas.

Los resultados del proceso de carga cumplen según el diseño planteado. En la figura 4.74 se muestra los resultados del proceso de carga de una batería del prototipo del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

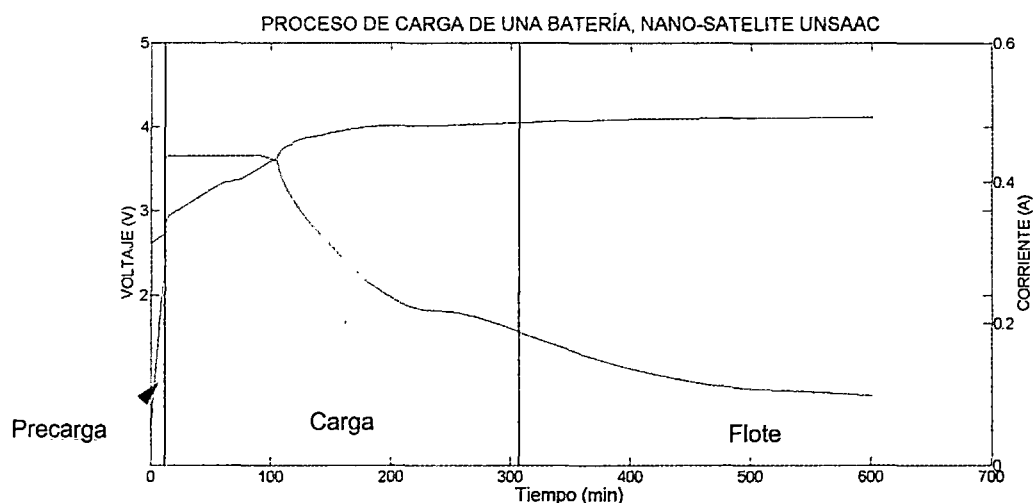


Figura 4.74

En la figura 4.74 se observa las tres fases de carga. Al inicio se produce la precarga debido que la batería tiene un voltaje de 2.6V en este proceso la batería se carga con 0.48mA hasta que la batería alcanza un voltaje de 2.8V esto dura 11.47 minutos, posteriormente la batería entra a la fase de carga, donde la corriente de carga es de 438mA esta corriente permanece constante hasta que la batería tiene un voltaje de 3.6V, una vez detectado este voltaje la corriente de carga comienza a disminuir según se incrementa el voltaje de la batería, hasta que cuando el voltaje de batería tienen 4.05V termina la fase de carga que dura alrededor de 300 minutos (5 Horas), terminando esta fase entra la fase carga flotante donde la corriente de carga sigue disminuyendo hasta 43mA en esta fase la batería se mantiene con un voltaje de 4.1V. La fase de carga flotante queda indefinidamente mientras permanece en las mismas condiciones.

Durante este proceso también se observó que el circuito BQ24071 informa de forma correcta mediante dos terminales digitales (ON/OFF) las fases de carga como presencia de la entrada de energía para la carga.

4.4.1. Resultados de la prueba térmica del cargador y batería.

Esta prueba se ha basado en incrementar la temperatura de la batería hasta que actúe la protección térmica del cargador de batería dejando de cargar, posteriormente se enfría la batería en ese proceso el cargador detecta que la temperatura de la batería ya está apto para ser cargada y activa la carga. El resultado de esta prueba se muestra en la figura 4.75.

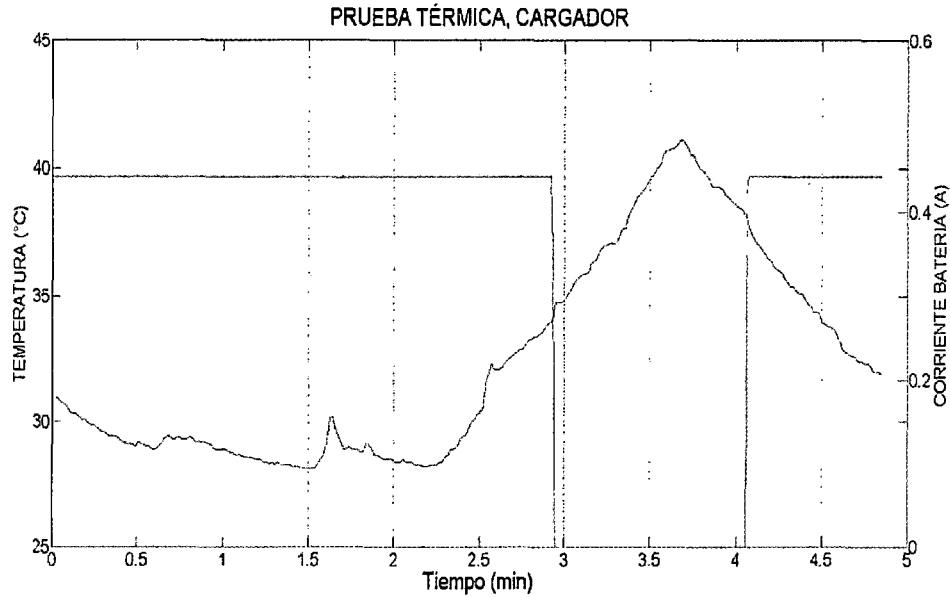


Figura 4.75

En la figura 4.75 se muestra que la batería se está cargando a 440mA, mientras que la temperatura de la batería comienza a incrementarse hasta que cuando alcanza una temperatura de 34.6°C el cargador deja de cargar, hasta que la temperatura de la batería se reduce y el cargador vuelve a cargar, esto se da a una temperatura de 38.1°C. El cargador está diseñado para proteger la batería de altas y bajas temperaturas, la prueba que se ha realizado en esta tesis solo contempla la protección de altas temperaturas por motivos que todavía no se tiene la cámara térmica para pruebas en todo el rango de temperaturas que va tener el Nano-Satélite cuando este orbitando.

4.5. Resultados del proceso de energización del Nano-Satélite de la UNSAAC.

El proceso de energizar el Nano-Satélite consta en energizar todos los buses, posteriormente las protecciones, esto por motivos de que las protecciones solo deben actuar cuando todo el sistema de potencia está en un estado estacionario.

En la figura 4.76 se muestra el proceso de energización de los tres buses predominantes, el bus de entrada de las celdas fotovoltaicas (amarillo), el bus principal (turquesa) y la línea que activa las protecciones (rosado). Se observa que la línea que activa las protecciones tarda 37 segundos en activarse, este tiempo no está definido debido que todavía no se ha realizado un análisis de los transitorios al inicio de la energización del Nano-Satélite, este análisis se realiza con todos los módulos que van conformar el Nano-Satélite, por el momento no se tiene, pero el prototipo del módulo de potencia que se desarrolla en esta tesis deja configurable este tiempo.

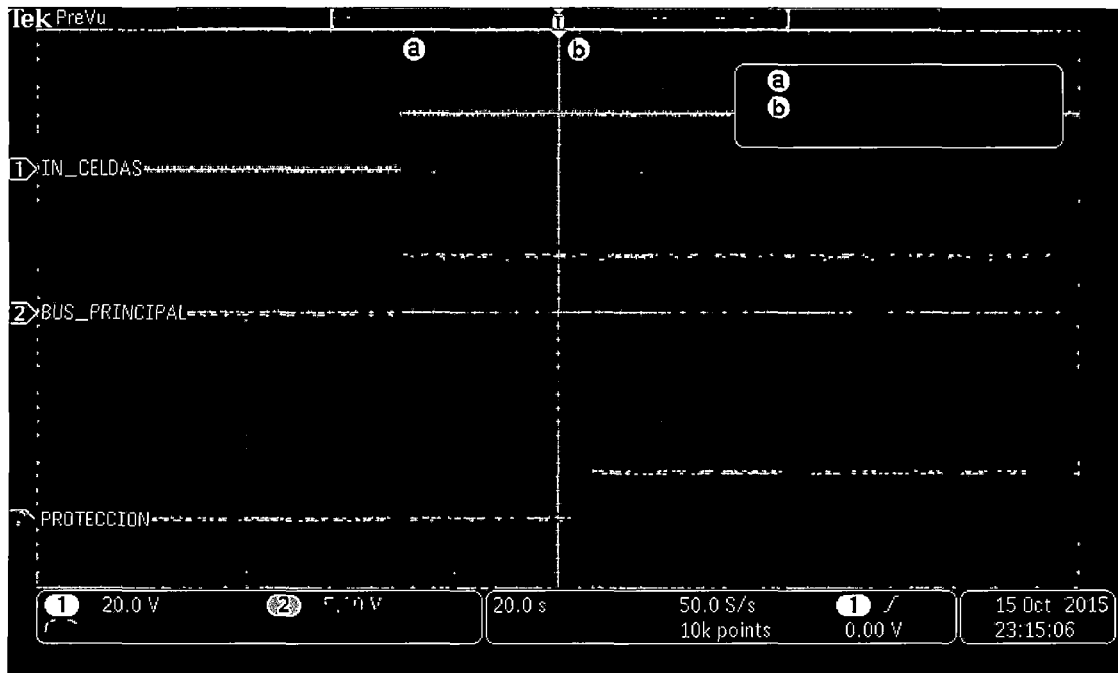


Figura 4.76

En la figuras 4.77 y 4.78 se muestra la energización de los buses 12V, 5V, 3.3V, 2.5V y -5V, donde se aprecia que se energizan todos estos buses al mismo tiempo.

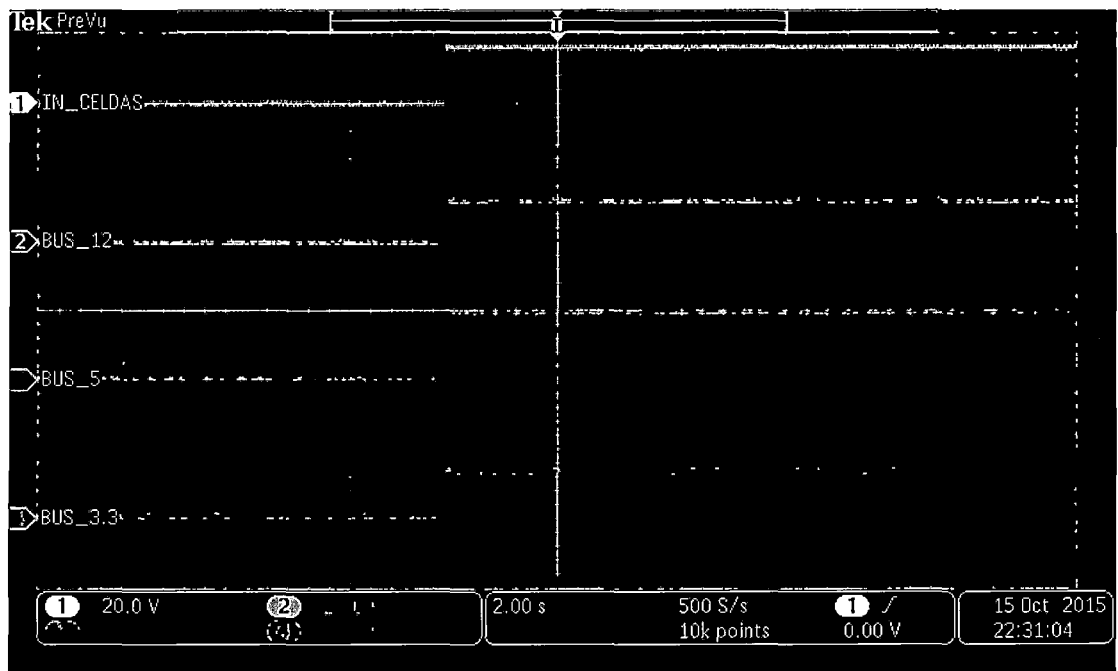


Figura 4.77

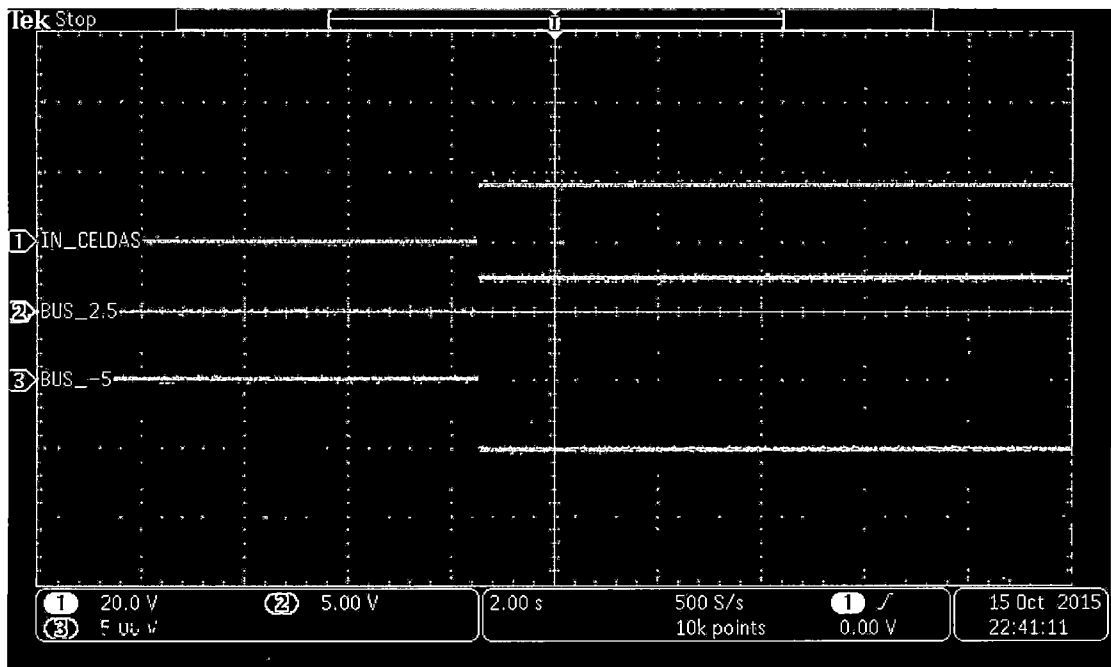


Figura 4.78

4.6. Resultados del emulador del generador del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Este emulador cuenta con una resistencia que consume una potencia controlada para que el emulador solo entregue una potencia como las de las celdas fotovoltaicas van entregar. La potencia disipada es posible visualizar en una interfaz gráfica.

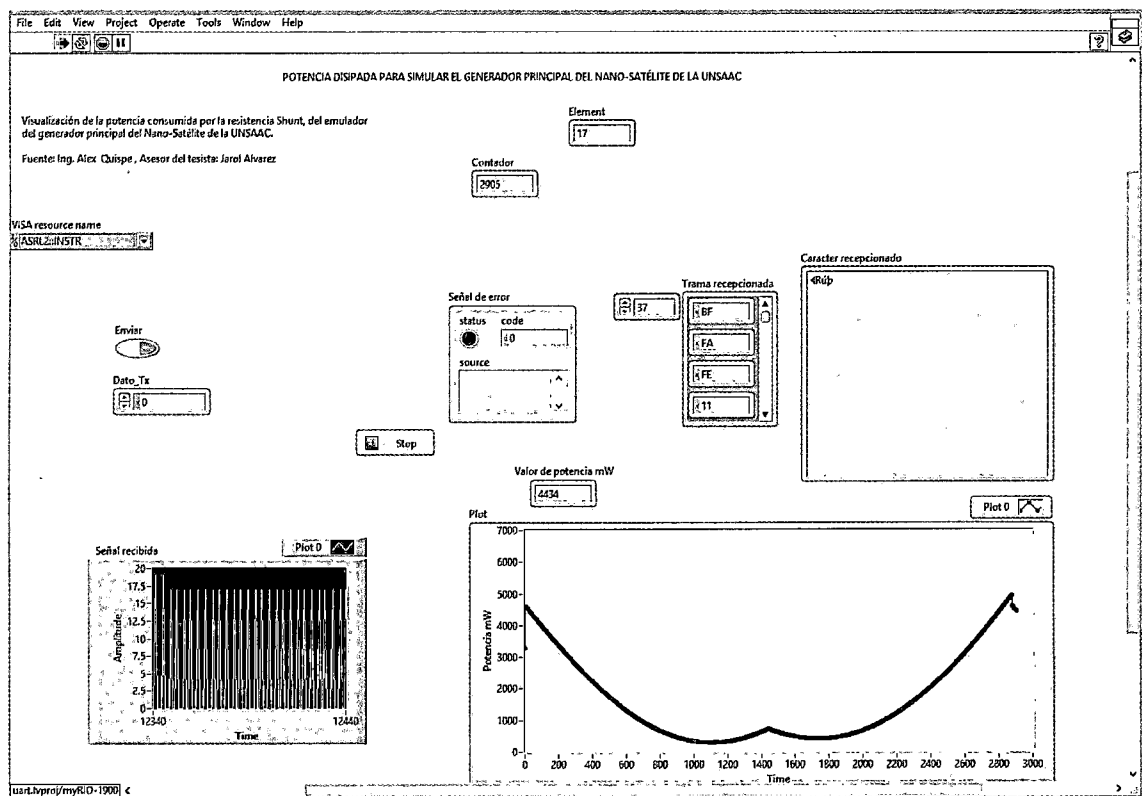


Figura 4.79: Potencia que consume la resistencia del emulador del generador del Nano-Satélite de la UNSAAC.

4.7. Resultados de la energía requerida y generada por el Nano-Satélite de la UNSAAC.

4.7.1. Consumo del prototipo del módulo del sistema de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

El consumo del prototipo del módulo de potencia que se ha realizado en esta tesis, se divide en dos etapas. La primera es el consumo de los reguladores que dependen de la energía que entregan y el segundo el consumo de los componentes propios del módulo para su funcionamiento. (Microcontroladores, resistencia, sensores, transistores, etc.)

Consumo de los reguladores.

El consumo de los reguladores está determinada por la cantidad de potencia que entregan y su eficiencia media (Cuadro 4.6). Los reguladores disipan energía por efecto Joule, el porcentaje de disipación es:

$$\text{Porcentaje de disipación} = 100\% - \eta_{\text{media-EPs}}$$

Donde la eficiencia media de los reguladores es: $\eta_{\text{media-EPs}} = 72.73\%$ (Cuadro 4.6)

Entonces:

$$\text{Porcentaje de disipación} = 100\% - 72.73\%$$

$$\text{Porcentaje de disipación} = 27.27\%$$

La potencia de consumo de los reguladores según potencia que entregan es:

$$P_{\text{Consumo de los reguladores}} = 27.27\% \times \text{Potencia que entregan}$$

Consumo de los componentes propios del prototipo del módulo de potencia.

Cuando el módulo de potencia no entrega corriente tiene un consumo propio, este consumo se ha determinado experimentalmente y es de **0.95W**.

Por tanto la potencia de consumo total del prototipo del módulo de potencia es:

$$P_{\text{EPs}} = P_{\text{Consumo de los reguladores}} + 0.95W$$

$$P_{\text{EPs}} = 27.27\% \times \text{Potencia que entregan} + 0.95 W$$

4.7.2. Energía del Nano-Satélite de la UNSAAC.

En el estudio del módulo de comunicación que se viene desarrollando se ha determinado que el Nano-Satélite de la UNSAAC va estar en comunicación con la estación terrena un máximo de 12.85 minutos en el mejor de los casos para la descarga de información y subida de datos. Este cálculo es a 600 Km de altitud. Mientras que el ángulo de inclinación de orbita sugiere que debe ser entre 14° a 45°. Por consecuencia en este estudio se toma 45° para realizar el análisis de energía.

La energía requerida por el Nano-Satélite tiene dos estados: Uno cuando realiza enlace con la estación terrena (potencia máxima) y la otra cuando no existe enlace (potencia media).

4.7.2.1. Potencia máxima requerida por el Nano-Satélite de la UNSAAC.

Esto sucede cuando realiza el enlace con la estación terrena, en el enlace todos los módulos van operar, dicha potencia se ha estimado en esta tesis que es de 12.1W, entonces la potencia máxima que requiere el Nano-Satélite es:

$$Potencia\ maxima = P_{EPS} + 12.1W$$

Donde 12.1W es la potencia máxima estimada que necesita el Nano-Satélite (Cuadro 3.2)

Para este caso cuando está realizando el enlace la potencia consumida por el módulo de potencia es:

$$P_{EPS} = (27.27\% \times 12.1W) + 0.95W$$

$$P_{EPS} = 4.25W$$

La potencia máxima que requiere el Nano-Satélite de la UNSAAC es:

$$Potencia\ maxima\ requerida = 4.25W + 12.1W$$

$$Potencia\ maxima\ requerida_{UNSAAC} = 16.35W$$

Sabiendo que el tiempo máximo del enlace es de 12.85 minutos, entonces la energía consumida en el enlace es:

$$Energia\ consumida\ en\ el\ enlace = 16.35W \times 12.85min$$

$$Energia\ consumida\ en\ el\ enlace = 3.49Wh$$

4.7.2.2. Potencia media requerida por el Nano-Satélite de la UNSAAC.

Cuando el satélite no está realizando ningún enlace con la estación terrena, los módulos que operan son, el módulo de actitud, la computadora de abordo y el módulo de potencia, entonces la potencia media es:

$$Potencia\ media\ requerida_{UNSAAC} = P_{EPS} + P_{Computadora\ abordo} + P_{Módulo\ actitud}$$

Donde:

$$P_{Computadora\ abordo} = 0.61W, \text{ (Cuadro 3.2).}$$

$$P_{Módulo\ actitud} = 2W, \text{ (Cuadro 3.2).}$$

$$P_{EPS} = 27.27\% \times (0.61W + 2W) + 0.95W = 1.66W$$

Entonces:

$$Potencia\ media\ requerida_{UNSAAC} = 1.66W + 0.61W + 2W$$

$$Potencia\ media\ requerida_{UNSAAC} = 4.27W$$

El periodo orbital del Nano-Satélite de la UNSAAC es de 97 minutos a 600Km de altura, entonces en un periodo estándar (no realiza enlace) la energía requerida es:

$$Energia\ requerida\ en\ un\ periodo\ estandar = 4.27W \times 97minutos$$

$$Energia\ requerida\ en\ un\ periodo\ estandar = 6.90Wh$$

La energía aproximada que va consumir en todo el periodo cuando realiza el enlace es:

$$Energia\ requerida\ en\ un\ periodo\ estandar + Energia\ consumida\ en\ el\ enlace$$

Entonces:

$$6.90Wh + 3.49Wh = 10.39Wh$$

Energía consumida en el periodo del enlace = 10.39Wh

4.7.3. Comportamiento de la energía del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Se ha estimado que en un periodo orbital se genera **7.6214Wh** (cuadro 4.2), entonces la energía neta almacenada en un periodo es:

$$Energía\ neta\ almacenada\ por\ órbita = 7.62Wh - 6.90Wh$$

Energía neta almacenada por órbita = 0.72Wh

En esta tesis se ha realizado el estudio de número de vueltas que el Nano-Satélite debe realizar antes de realizar el primer y segundo enlace. Para una inclinación de órbita de 45° se ha determinado que el enlace con la estación terrena se va dar en la novena y catorceava vuelta y esto se repite periódicamente (Cuadro 3.4 y figura 3.3) y que el periodo orbital es de 97 minutos. En el cuadro 4.7 y la figura 4.80 se muestran el proceso de la energía del Nano-Satélite de la UNSAAC con inclinación orbital de 45°.

Periodo		97min	97min	97min	97min	97min	97min	97min	97min	97min
Número de órbita		Órbita 1	Órbita 2	Órbita 3	Órbita 4	Órbita 5	Órbita 6	Órbita 7	Órbita 8	Órbita 9
Comunicación con estación terrena		No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	Realiza enlace
Energía	Genera	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh
	Consumo	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	10.39Wh
	Resto	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh
Proceso	Almacena	0.72Wh	1.44Wh	2.16Wh	2.88Wh	3.60Wh	4.32Wh	5.04Wh	5.76Wh	2.99Wh
	Tiempo	1.6 horas	3.2 horas	4.8 horas	6.4 horas	8 horas	9.6 horas	11.2 horas	12.8 horas	14.4 horas

97min	97min	97min	97min	97min	97min	97min	97min
Órbita 10	Órbita 11	Órbita 12	Órbita 13	Órbita 14	Órbita 1	Órbita 2	...
No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace	Realiza enlace	No hay enlace	No hay enlace	No hay enlace
7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh	7.62Wh
6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh	10.39Wh	6.90Wh	6.90Wh	6.90Wh
0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh	...	0.72Wh	0.72Wh	0.72Wh
3.71Wh	4.43Wh	5.15Wh	5.87Wh	3.10Wh	3.82 Wh	4.54 Wh	5.26 Wh
16 horas	17.6 horas	19.2 horas	20.8 horas	22.4 horas	24 horas	1.6 horas	3.2 horas

Cuadro 4.7

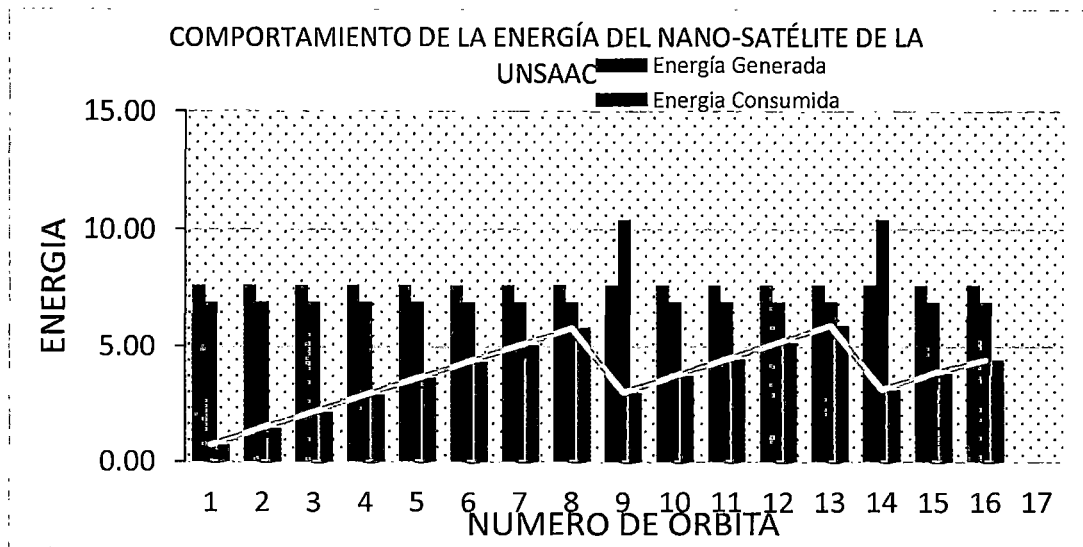


Figura 4.80

En el cuadro 4.7 y figura 4.80 se observa que la cantidad de energía disponible (energía generada más energía almacenada) siempre es mayor que la cantidad de energía requerida, también se observa que la energía almacenada cada vez es mucho mayor (figura 4.79 línea naranja tendencia de la energía almacenada).

4.8. Resultados del controlador del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

Para obtener los resultados del funcionamiento del controlador del módulo de potencia se ha realizado mediante una interfaz gráfica en una computadora personal (PC) que contiene un programa que simula la computadora de a bordo del Nano-Satélite de la UNSAAC.

En la figura 4.81 se muestra la interfaz gráfica que se ha utilizado para poner en prueba el controlador del módulo de potencia, mediante esta interfaz también es posible enviar tramas al controlador del módulo de potencia para que realice las distintas tareas definidas.

Es necesario indicar para esta interfaz se ha utilizado una tarjeta de desarrollo MyRio y el software Labview.

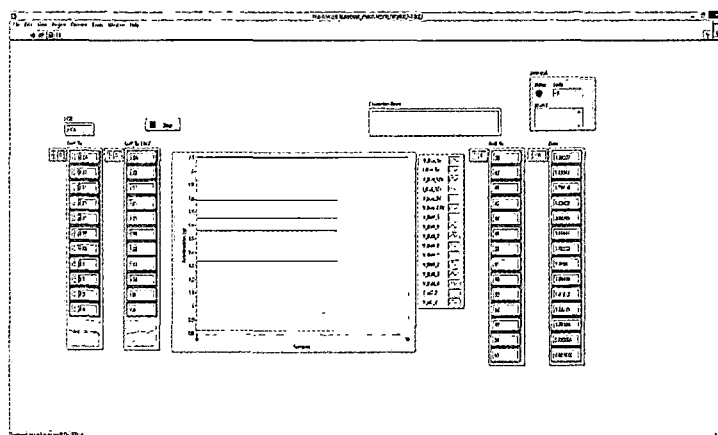


Figura 4.81: Interfaz gráfica del módulo de prueba para el prototipo del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC.

CAPÍTULO V

COSTO DE IMPLEMENTACIÓN

Para calcular el costo se consideran los precios de los componentes utilizados en el desarrollo del prototipo del módulo de potencia.

Puesto que este prototipo es el primer módulo operativo del módulo de potencia del Nano-Satélite de la UNSAAC, se tiene que considerar el costo de todos los componentes que se han utilizado en todo el proceso de construcción esto, implica comprar componentes que en el prototipo final tal vez no se ha utilizado, además en los experimentos se puede cometer errores, cuya reposición también tiene un costo. Es necesario indicar que las importaciones de algunos componentes también tienen costos considerables.

En costos también se considera las horas hombre que ha sido necesario para terminar satisfactoriamente el presente trabajo. Además se incluye en costos de materiales de escritorios. Los costos se detallan en los cuadros 5.1, 5.2 y 5.3.

CIRCUITO INTEGRADO Y COMPONENTES	CANTIDAD	PRECIO UNITARIO S/.	PRECIO S/.
1N5817	8	0.80	6.40
1N5820	10	0.80	8.00
2SC458	19	0.60	11.40
4N33	17	1.20	20.40
7414N	8	1.20	9.60
7432N	16	1.00	16.00
7476N	10	2.50	25.00
74HC08N	8	1.20	9.60
ADM3491ARZ	8	19.00	152.00
B3055L2 SUPERVISOR DE VOLTAJE	8	24.00	192.00
BATERÍA DE LITIO IN 3.7V	15	24.00	360.00
BC547	19	0.50	9.50
BQ24071 CARGADOR DE BATERÍA	15	120.00	180.00
C1815	16	0.70	11.20
CAPACITORES DE DISTINTOS VALORES	150	0.30	45.00
DIODO ZENER	40	0.50	20.00
ESPADINES HEMBRA Y MACHO	80	1.20	96.00
INDUCTOR SMD	30	2.50	75.00
IRF640	15	2.80	42.00
JUMPER	80	0.10	8.00
LED	40	0.20	8.00
LM2576T-ADJ	8	2.80	22.40
LM311N	35	1.50	52.50
MC34063AP1G	14	2.30	32.20
MSP430FR5969 MICROCONTROLADOR	9	68.00	612.00
MT3608	10	12.00	120.00
NE555	8	0.50	4.00
NTC TERMISTOR	8	1.30	10.40
POTENCIÓMETRO DE PRECISIÓN	65	1.20	78.00

POTENCIÓMETRO DE PRECISIÓN	65	1.20	78.00
RESISTENCIAS SMD DE DISTINTOS VALORES	160	0.10	16.00
TL082P	28	1.30	36.40
TL7705	7	4.00	28.00
FIBRA DE VIDRIO DOBLE CARA PARA PCB	50x50cm	95.00	95.00
ESTAÑO PARA SOLDAR	0.5 rollos	4.00	4.00
PASTA PARA SOLDAR	1	4.50	4.50
PRECIO TOTAL EN CIRCUITOS INTEGRADOS Y COMPONENTES			S/. 4040.50

Cuadro 5. 1: Costo de circuitos integrados y componentes utilizados en el prototipo del módulo de potencia.

Cantidad	Costo horas-hombre	Tiempo de trabajo	horas	Remuneración S/.
1	BACHILLER (TESISTA)	13 meses	2704	10 000.00
1	INGENIERO ELECTRÓNICO (ASESOR)	13 meses	350	0.00
2	PRACTICANTES	3 meses	312	0.00
1	DOCTOR EN ELECTRÓNICA	2 meses	104	5 200.00
TOTAL EN CIRCUITOS				S/. 15 200.00

Cuadro 5.2: Costo en el personal que participaron en la elaboración del presente trabajo.

MATERIALES PARA EL PROTOTIPO	S/. 4040.50
MATERIALES DE ESCRITORIO	S/. 400.00
HOMBRES-HORA	S/. 15 200.00
COSTOS DE IMPORTACIÓN	S/. 750.00
OTROS	S/. 450
COSTO TOTAL	S/. 20 840.50

Cuadro 5. 3: Resumen del costo utilizado en el análisis, diseño e implementación del prototipo del módulo de potencia.

CONCLUSIONES

- Se ha analizado y calculado la cantidad de energía que va disponer en Nano-Satélite de la UNSAAC, dicha estimación es confiable, esto es posible asegurar ya que la metodología utilizada para este propósito ha sido validada experimentalmente. (Esta validación está proyectada a ser publicada en alguna revista de científica en el año 2016). (Validación en Anexos).
- La cantidad de energía disponible siempre es superior a la cantidad de energía requerida para el funcionamiento del Nano-Satélite (Cuadro 4.7 y figura 4.79) por tanto, podemos contestar hipótesis planteada en esta tesis: Los amperios-hora entregados por el prototipo del módulo del sistema de potencia desarrollado en esta tesis sí son suficiente para cubrir los amperios-hora requeridos para su correcto funcionamiento del nano-satélite de la UNSAAC.
- La cantidad de energía que va generar el Nano-Satélite de la UNSAAC, está supeditado a la posición que debe tener el Nano-Satélite es decir al módulo de actitud.
- El subsistema de carga de baterías debe tener un cargador individual para cada batería, con el propósito de no perder el banco de baterías por la falla de una solo batería.
- La capacidad de las baterías no deben ser mayor a los 2500mAh porque, si supera este valor su tasa de descarga comienza a disminuir, esto implica que tendríamos bastante capacidad de almacenamiento con pocas baterías (menor peso del Nano-Satélite) pero no podremos extraer altas corrientes, si extraemos altas corrientes reducimos el tiempo de vida de las baterías o se dañarían las baterías. Tampoco la capacidad de las baterías no debe ser mínima (menor a 2500mAh) aun cuando estas tienen alta tasa de descarga, porque estas incrementarían drásticamente el peso del Nano-Satélite al necesitar una gran cantidad de baterías para almacenar la energía. (Tiempo de vida del Nano-Satélite no es definido).
- Con el análisis del generador se ha determinado que la conexión de las celdas fotovoltaicas del generador principal operan mejor cuando están en serie en cada cara y paralelo entre ellos (figura 3.8), porque el voltaje de salida (6.17V) es mayor al voltaje de ingreso (5V) al subsistema de carga, así las celdas fotovoltaicas operan en un amplio rango de voltaje, logrando trabajar las celdas en su punto máximo de operación.
- En la implementación del submódulo de distribución de potencia se concluye que la eficiencia de los reguladores conmutados está por encima del 50%, en el caso del regulador para el bus 3.3V que tienen una eficiencia menor a 50% (46.08%), se debe porque este bus utiliza un regulador elevador y otro reductor, este proceso hace que la eficiencia disminuya. En el caso de los buses de referencia se aprecia que el bus -5V su eficiencia es mínima (5.9%), aunque este bus no entrega corriente, éste consume una potencia alrededor de 0.6W, este regulador es el que tiene mayor consumo de todo el prototipo del módulo de potencia, se sugiere cambiar por otro circuito integrado de mayor eficiencia o menor consumo, podría ser el LM78S40.
- El subsistema que controla y supervisa (microcontrolador) el prototipo implementado, opera de mejor manera cuando es programado utilizando Sistemas Operativos en Tiempo Real (RTOS), esto

Tiempo Real (RTOS), esto ha sido posible verificar en las pruebas realizadas con la computadora de abordo.

- El módulo que se utilizó para las pruebas del prototipo, solo simula la variación de potencia similar a la que van generando las celdas fotovoltaicas cuando estén en órbita, pero.
- Los algoritmos que contiene el controlador del prototipo implementado, cumple de forma satisfactoria las tareas programadas.
- La inclinación orbital del Nano-Satélite de la UNSAAC tiene que ser entre 14° y 166° para que puede realizar el enlace con la estación terrena ubicada en Kayra Cusco. Con cualquier ángulo dentro de este rango el Nano-Satélite va poder realizar el enlace 2 veces cada 24 horas (1 día). Conjuntamente con el estudio de módulo de comunicación se ha determinado que el ángulo va ser 45° para realizar el enlace en la novena y catorceava vuelta del Nano-Satélite.
- La cantidad de potencia que consume el prototipo implantado, está relacionado a la cantidad de potencia que consumen los otros módulos. A mayor potencia consumida por los demás módulos mayor potencia disipa el prototipo.
- El prototipo del módulo de potencia para el Nano-Satélite de la UNSAAC que se ha diseñado e implementado en esta tesis funciona satisfactoriamente y cumple con los requisitos solicitados por proyecto de investigación: Diseño y construcción de un nano-satélite conteniendo una cámara de resolución media para el estudio óptico de cobertura de nubes sobre la región Cusco.

RECOMENDACIONES Y COMENTARIOS

- En los alcances se ha modificado el punto donde se indica que las pruebas se tenían que realizar con celdas fotovoltaicas, esto no es posible porque involucra tener condiciones ambientales específicas que no se tiene, ya que el proyecto encargado de realizar el Nano-Satélite de la UNSAAC todavía no cuenta con laboratorios de prueba. Para subsanar esta inconveniente se ha realizado la Validación de la Metodología que se ha utilizado para estimar la energía, también se ha implementado un módulo capaz de simular la potencia que entrega el arreglo de celdas fotovoltaicas que va llevar el Nano-Satélite. Esto es parte del módulo de pruebas.
- En el ensamblado del módulo de potencia como los otros módulos del Nano-Satélite de la UNSAAC se debe considerar el momento magnético que puede producir el flujo de corrientes ya que puede interferir en el control de actitud si se pretende que el control de actitud sea mediante magnetorques.
- En el Nano-Satélite no debe usar celdas fotovoltaicas con aleaciones de plata (Ag) aun cuando estas tienen una muy alta eficiencia, por motivos del oxígeno atómico ya que éste erosiona gravemente la plata. Según estudios en la estación internacional, la erosión de la plata es de 1mm/año, este valor podría incrementarse hasta 10 veces.
- Las baterías del Nano-Satélite no deben tener componentes de Zinc ni recubiertas por Zinc (Galvanizadas) ya que el Zinc por falta de gravedad y atmosfera tiene una alta tasa de sublimación esto puede producir corto circuitos en el Nano-Satélite.
- Se sugiere aumentar a la carga útil del Nano-Satélite de la UNSAAC un sensor de irradiancia solar, para tener datos propios de la cantidad de energía solar en la órbita donde va operar el Nano-Satélite, esto va ayudar a los siguientes proyectos similares a este que va desarrollar nuestra universidad a tener información bastante útil.
- Al momento del lanzamiento las baterías deben estar completamente cargadas, porque se necesita energía para el control de actitud después del silencio radial ya que existe la posibilidad de que el Nano-Satélite empiece su operación en un eclipse. (Silencio radial: Cuando se pone en órbita un satélite no se pone en operación de inmediato se espera un tiempo esperando que se estabilice mecánicamente (45 minutos))
- Al prototipo que se ha desarrollado en esta tesis agregar el interruptor de lanzamiento o en ingles conocido como Kill Switch, este interruptor es activado al momento de poner en órbita el Nano-Satélite. Este interruptor esta implementado en la estructura del Nano-Satélite y va conectador al negativo de las baterías con la tierra (GND) del Nano-Satélite.
- El software del microcontrolador del prototipo implementado debe tener un sistema redundante de software para soportar cambios de estados de bit que puede suceder a altas radiaciones.
- Si algún módulo del Nano-Satélite de la UNSAAC requiere energizarse con un voltaje con un mínimo rizado (menor a 5%) se sugiere que en la entrada cuente con un filtro para reducir el rizado.

- El tiempo de vida del Nano-Satélites no está definido, varía según características del satélite, condiciones ambientales y orbitales como la estación del año en que se lance, anomalías solares, lunares en otros, para saber un aproximado cuanto tiempo de vida tendrá el Nano-Satélite de la UNSAAC se sugiere realizar un estudio por un especialista.
- En el prototipo desarrollado en esta tesis ha sido implementado en su mayoría con componentes comerciales todo esto para demostrar el funcionamiento del prototipo diseñado, se recomienda algunos componentes para el diseño final del módulo de potencia.
- Se sugiere al proyecto que está desarrollando el Nano-Satélite de la UNSAAC realizar una investigación que pruebe el desempeño de otros microcontroladores (Propeller-Parallax, Motorola-68HC11, etc.) en Nano-Satélites. El microcontrolador que tenga mayor desempeño podría incluirse como respaldo de algún módulo del Nano-Satélite. Esta investigación sería otro aporte de nuestra Escuela Profesional a la comunidad científica.
- Los diagramas circuitales completos del prototipo desarrollado en esta tesis están adjuntas en Anexos y en el archivo digital. Además la bibliografía que se ha utilizado también es posible encontrar el DVD que contiene esta tesis.
- Se recomienda realizar una evaluación de la eficiencia del prototipo desarrollado en esta tesis, considerando las componentes continua (DC) y alternas (AC) de la potencia eléctrica que administra dicho prototipo.

BIBLIOGRAFÍA

CalPoly, 2009. Cubesat design specification. *The CubeSat Program, California Polytechnic State ...*, 8651, p.22. Available at: http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf
<http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:CubeSat+Design+Specification#0>.

AHMED, M. M. & SULAIMAN, M. Design and proper sizing of solar energy schemes for electricity production in Malaysia. Power Engineering Conference, 2003. PECon 2003. Proceedings. National, 15-16 Dec. 2003. 268-271.

ATKINS, P. W. & JONES, L. 2006. *Principios de química: los caminos del descubrimiento*, Ed. Médica Panamericana.

BAILEY, S., MCNATT, J., RAFFAELLE, R., HUBBARD, S., FORBES, D., FRITZENMEIER, L. & MAURER, W. The future of space photovoltaics. 2009 34th IEEE Photovoltaic Specialists Conference (PVSC), 2009.

BAPTISTA, P., FERNÁNDEZ, C. & HERNÁNDEZ, R. 2006. Metodología de la Investigación. *México, Compañía*.

COOPER, W., ENGINEER, M. P. M., INSTRUMENTS, T., GOH, W., ENGINEER, M. A. & INSTRUMENTS, T. 2015. Revolutionizing context save and restore with MSP FRAM microcontrollers.

COUGHLIN, R. F. & DRISCOLL, F. F. 1999. *Amplificadores operacionales y circuitos integrados lineales*, Pearson Educación.

CUBESAT DESIGN SPECIFICATION CubeSat Design Specification, . (CDS) REV 13. ERB, D. M. 2011. Evaluating the Effectiveness of Peak Power Tracking Technologies for Solar Arrays on Small Spacecraft.

FLOYD, T. L. & SALAS, R. N. 2008. *Dispositivos electrónicos*, Pearson Educación.
FRIEDEL, J. & MCKIBBON, S. 2011. Thermal Analysis of the CubeSat CP3 Satellite.
FRISANCHO, A. V. M. 2012. *DISEÑO DE UN NANOSATÉLITE PARA EL PROYECTO DE ESTUDIO ATMOSFÉRICO QB50*. PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ.

GIL-ARIAS, O. & ORTIZ-RIVERA, E. A general purpose tool for simulating the behavior of PV solar cells, modules and arrays. Control and Modeling for Power Electronics, 2008. COMPEL 2008. 11th Workshop on, 2008. IEEE, 1-5.

GRANDA-GUTIÉRREZ, E., ORTA, O., DÍAZ-GUILLÉN, J., JIMENEZ, M., OSORIO, M. & GONZÁLEZ, M. MODELADO Y SIMULACIÓN DE CELDAS Y PANELES SOLARES. Congreso Internacional de Ingeniería Electrónica ELECTRO 2013, 2013.

KHALIGH, A. & ONAR, O. C. 2009. *Energy harvesting: solar, wind, and ocean energy conversion systems*, CRC press.

LARSON, W. J. & WERTZ, J. R. 1992. Space mission analysis and design. Microcosm, Inc., Torrance, CA (US).

LYONS, J. P. & VLATKOVIC, V. Power electronics and alternative energy generation. Power Electronics Specialists Conference, 2004. PESC 04. 2004 IEEE 35th Annual, 20-25 June 2004 2004. 16-21 Vol.1.

LLORENTE, J. D. G. & LEGUIZAMÓN, G. A. P. 2014. Estimación de la cantidad de potencia suministrada por las celdas fotovoltaicas de un cubesat. *Tecnura*, 18, 53-63.

NASA 2014. SmallSpacecraft Technology StateoftheArt , Mission Design Division Staff Ames Research Center, Moffett Field, California. NationalAeronauticsandSpaceAdministrationAmesResearchCenterMoffettField,California94035.

PATEL, M. R. 2004. *Spacecraft power systems*, CRC press.

SUÁREZ, M. F. U., TERRÓN, M. J., CHÁVARRI, L. & NÁPOLES, V. M. P. " El empleo de las herramientas tecnológicas a través del aprendizaje experiencial (learning-by-doing, hands-on) ayuda a disminuir el gap o distancia entre los conocimientos teóricos y su aplicación para la solución de problemas y diseño de sistemas más cercanos a su actividad profesional.

TAFAZOLI, M. 2009. A study of on-orbit spacecraft failures. *Acta Astronautica*, 64, 195-205.

ANEXOS

ANEXO A

VALIDACIÓN DE LA METODOLOGÍA: ESTIMACIÓN DE LA CANTIDAD DE ENERGÍA A GENERAR PLANTEADA LA PRESENTE TESIS. (Validación con en proyección a ser publicado en una revista científica)

1. Justificación:

En esta tesis se realiza una estimación de la cantidad de energía a generar basada en la metodología planteada por Gil Arias y Ortiz Rivera [1] complementada con el estudio de Jesús D, Gonzales y Gustavo Puerto [22], debido que no se encuentra en la bibliografía una validación empírica de estos dos estudios en conjunto, se ha determinado validar este método que determina la cantidad de energía que puede generar un arreglo de celdas fotovoltaicas.

2. Objetivo:

Establecer pruebas documentadas que demuestren científicamente si el método analítico utilizado en esta tesis para determinar la cantidad de potencia que genera un arreglo de celdas fotovoltaicas tiene la confiabilidad y exactitud suficiente para este fin.

3. Hipótesis:

¿Qué tan confiable es la metodología que se está usando para estimar la cantidad de energía que va generar el Nano-Satélite de la UNSAAC?

4. Variables:

- **Independientes:** Cantidad y eficiencia de celdas fotovoltaica y tiempo de adquisición de la muestra.
- **Dependientes:** Corriente, voltaje que puede entregar las celdas fotovoltaicas, temperatura de las celdas, irradiancia solar, energía a generar.
- **Irradiación en Cusco:** El valor de la irradiancia en Cusco, según SENAMHI en el mes de agosto del 2015 la irradiancia solar es: $1250 \frac{W}{m^2}$.

5. Fuente de datos:

Se ha realizado con 3 celdas fotovoltaicas conectadas en paralelo (figura 1A), cuyas características se muestran en el cuadro 1A:

Marca y modelo	SUNSTORRE
Corriente en corto circuito (I_{SC})	320mA
Corriente de operación (I_{op})	290 mA
Coefficiente térmico de I_{SC} (TC_i)	$(0.05\%/^{\circ}C) \times 320mA = 0.16 mA/^{\circ}C$
Voltaje máximo (circuito abierto) (V_{max})	20800 mV
Voltaje mínimo (V_{min})	$\frac{5W}{290mA} = 17241 mV$
Voltaje de operación (con carga) (V_{op})	17500 mV
Coefficiente térmico de V_{max} (TC_v)	$-(0.33\%/^{\circ}C) \times 20800 mV = -68.64mV/^{\circ}C$
Irradiancia de prueba (E_{IN})	1000 W/m ²
Temperatura de prueba (T_N)	25°C
Eficiencia	17.8%

Cuadro 1A: Características de las celdas que se ha usado para validar la metodología de estimación de energía.

ANEXO A

VALIDACIÓN DE LA METODOLOGÍA: ESTIMACIÓN DE LA CANTIDAD DE ENERGÍA A GENERAR PLANTEADA LA PRESENTE TESIS. (Validación con en proyección a ser publicado en una revista científica)

1. Justificación:

En esta tesis se realiza una estimación de la cantidad de energía a generar basada en la metodología planteada por Gil Arias y Ortiz Rivera [1] complementada con el estudio de Jesús D, Gonzales y Gustavo Puerto [22], debido que no se encuentra en la bibliografía una validación empírica de estos dos estudios en conjunto, se ha determinado validar este método que determina la cantidad de energía que puede generar un arreglo de celdas fotovoltaicas.

2. Objetivo:

Establecer pruebas documentadas que demuestren científicamente si el método analítico utilizado en esta tesis para determinar la cantidad de potencia que genera un arreglo de celdas fotovoltaicas tiene la confiabilidad y exactitud suficiente para este fin.

3. Hipótesis:

¿Qué tan confiable es la metodología que se está usando para estimar la cantidad de energía que va generar el Nano-Satélite de la UNSAAC?

4. Variables:

- **Independientes:** Cantidad y eficiencia de celdas fotovoltaica y tiempo de adquisición de la muestra.
- **Dependientes:** Corriente, voltaje que puede entregar las celdas fotovoltaicas, temperatura de las celdas, irradiancia solar, energía a generar.
- **Irradiación en Cusco:** El valor de la irradiancia en Cusco, según SENAMHI en el mes de agosto del 2015 la irradiancia solar es: $1250 \frac{W}{m^2}$.

5. Fuente de datos:

Se ha realizado con 3 celdas fotovoltaicas conectadas en paralelo (figura 1A), cuyas características se muestran en el cuadro 1A:

Marca y modelo	<i>SUNSTORRE</i>
Corriente en corto circuito (I_{SC})	$320mA$
Corriente de operación (I_{op})	$290 mA$
Coeficiente térmico de I_{SC} (TC_i)	$(0.05\%/^{\circ}C) \times 320mA = 0.16 mA/^{\circ}C$
Voltaje máximo (circuito abierto) (V_{max})	$20800 mV$
Voltaje mínimo (V_{min})	$\frac{5W}{290mA} = 17241 mV$
Voltaje de operación (con carga) (V_{op})	$17500 mV$
Coeficiente térmico de V_{max} (TC_v)	$-(0.33\%/^{\circ}C) \times 20800 mV = -68.64mV/^{\circ}C$
Irradiancia de prueba (E_{iN})	$1000 W/m^2$
Temperatura de prueba (T_N)	$25^{\circ}C$
Eficiencia	17.8%

Cuadro 1A: Características de las celdas que se ha usado para validar la metodología de estimación de energía.

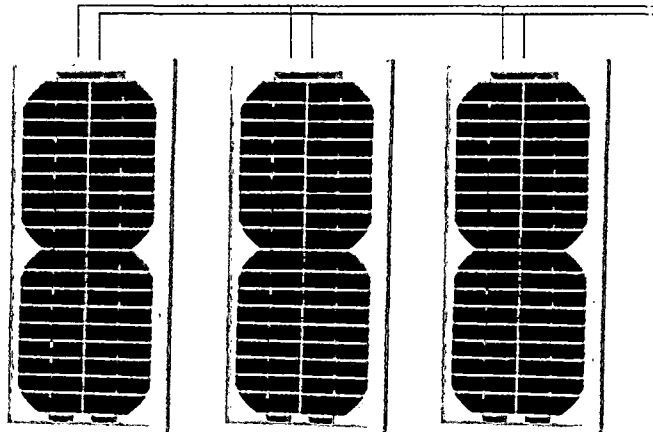


Figura 1A: Conexión de celdas fotovoltaicas que se ha usado para validar la metodología de estimación de energía.

6. Localización y fecha del experimento:

Las 3 celdas fotovoltaicas ancladas en un arreglo que conforman el módulo de prueba se ha localizado en la ciudad universitaria de Perayoc, UNSAAC –Cusco a 3429 msnm [3], los días 29 y 31 de agosto del 2015 al rededor del medio día.

7. Numero de eventos experimentados:

Para la validación se ha realizado 8 eventos en las mismas condiciones. Los datos de los 8 eventos se adjuntas en los siguientes anexos.

8. Recolección de datos:

Mediante 3 multímetros (Amperímetro, Voltímetro y sensor de temperatura) marca Fluke, modelo 287 (figura 2A). Los datos recolectados han sido almacenados en su memoria interna de los indicados multímetros durante cada una de las experiencias, para luego descargarlos a una computadora.

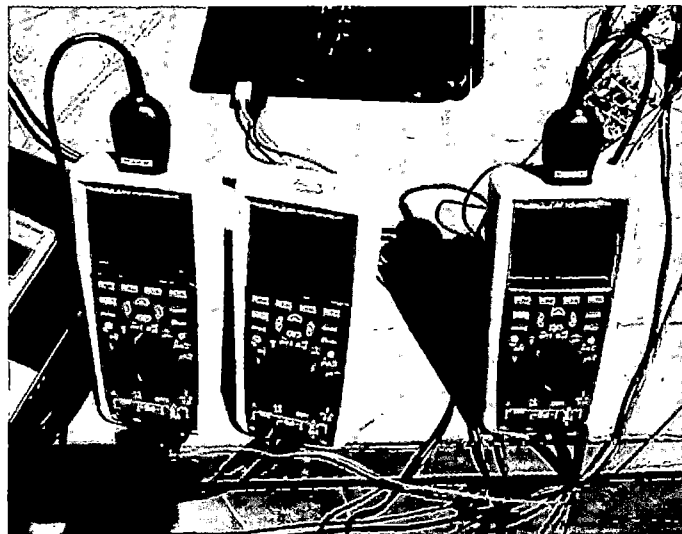


Figura 2A

9. Preparación de datos:

Datos importados de los multímetros al software Excel, para su posterior acondicionamiento. El acondicionamiento de datos consiste en llevar la fecha y hora de cada dato a un formato de que haya empezado a las 0:00 horas cada evento. (Tiempo en horas). A los datos de corriente, voltaje y temperatura se les ha extraído sus unidades de medida (A DC, V DC y °C).

Luego de tener el tiempo en horas y los valores de corriente, voltaje y temperatura sin sus unidades de medida, los datos se exportan al software Matlab para poder visualizar en curvas, además se ha calculado la cantidad de energía que se ha generado para cada evento.

10. Análisis de datos:

10.1. Metodología.

La validación se realiza mediante la verificación del margen de error entre, la cantidad de energía estimada mediante el método planteado por Gil Arias y Ortiz Rivera conjuntamente con D, Gonzales y Gustavo Puerto y la cantidad de energía obtenida empíricamente que puede generar un arreglo de tres celdas fotovoltaicas comerciales.

La estimación analítica de la cantidad de energía se ha realizado usando la misma metodología para determinar la cantidad de energía que va generar el Nano-Satélite de la UNSAAC, la única diferencia son los parámetros de las celdas fotovoltaicas (celdas comerciales). En la figura 3A se muestra el diagrama de flujo para determina el cálculo analítico de la cantidad de energía que es posible generar el arreglo de las tres celdas fotovoltaicas que se usa para validar.

Mientras que para obtener de forma empírica la cantidad de energía que generan las 3 celdas fotovoltaicas se ha realizado un módulo. El módulo implementado (figura 5A) para este propósito simula el comportamiento de la irradiación que va suceder en el movimiento de traslación del Nano-Satélite de la UNSAAC, para este propósito cuenta con actuadores que son tres servomotores que hacen rotar las celdas según el movimiento de traslación que ve tener el Nano-Satélite, estos servomotores son controlados por un microcontrolador que en su software está configurado el indicado movimiento. El ángulo de los servomotores se controla mediante una señal (PWM). En la figura 4A se muestra el diagrama del flujo para el control de giro de las tres celdas.

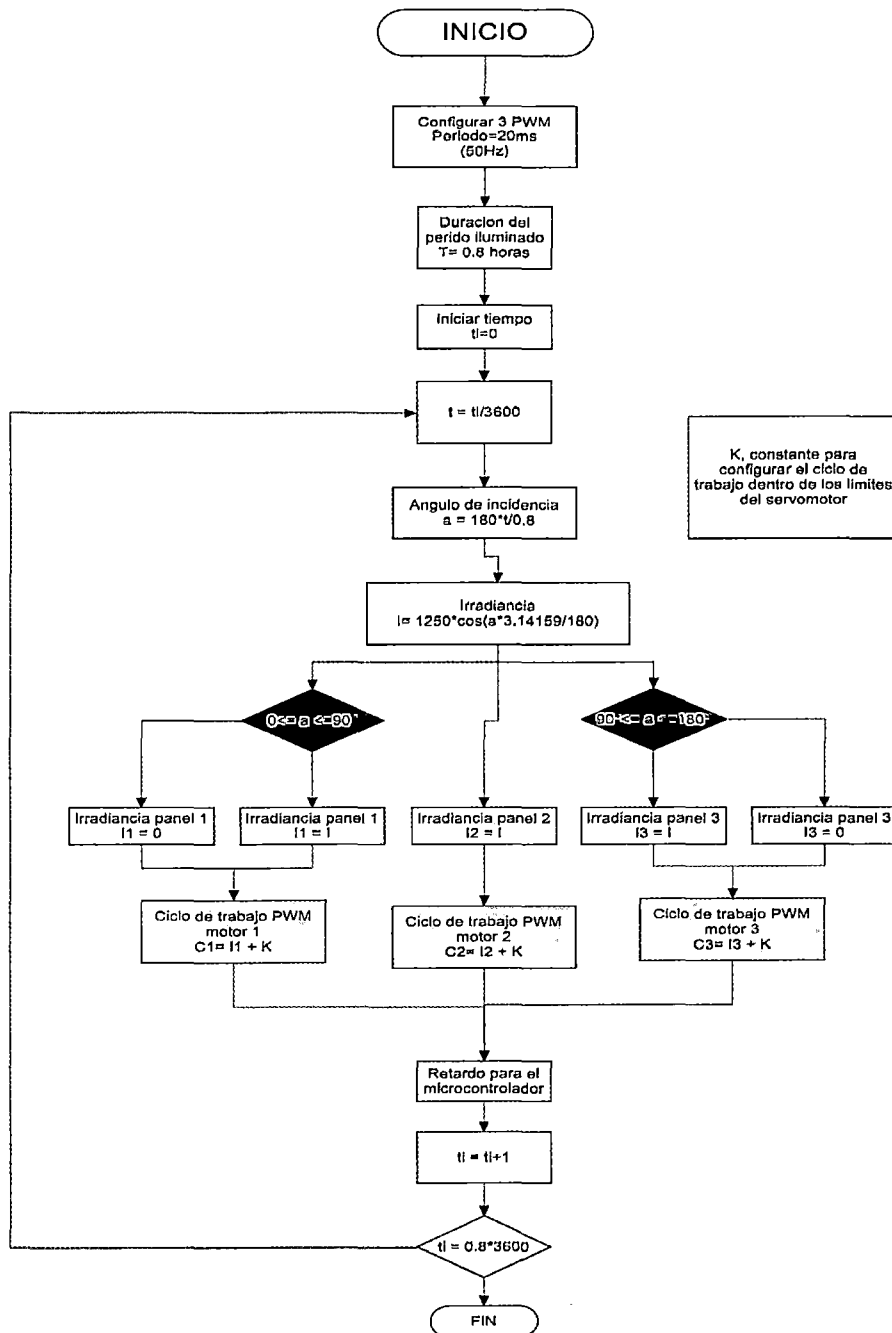


Figura 4A: Diagrama de flujo para el control de giro de las 3 celdas que se ha usado en la validación.

En el transcurso de este movimiento se realiza la toma de datos (Corriente, voltaje y temperatura), para su análisis. Al hacer girar las celdas fotovoltaicas hacemos variar el ángulo de incidencia de sol, esto a la vez hace que varíe la irradiancia que incide a las celdas. El tiempo de la prueba para la validación no es el mismo que el periodo iluminado que va tener el Nano-Satélite (0.8 horas), porque, se ha tenido que tomar varias muestras en un mismo día (alrededor del medio día) mientras el sol incide directamente (90°). Este tiempo de 0.8 horas es posible acelerar controlando el retardo del microcontrolador.

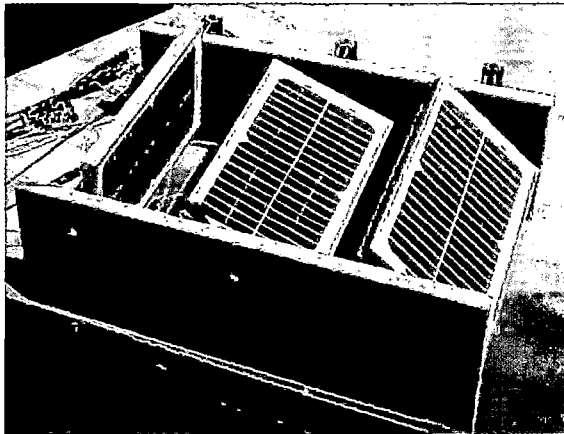


Figura 5A

El circuito que se usa para determinar la cantidad de energía que es capaz de generar las celdas fotovoltaicas se observa en la figura 7A donde la carga, solo consume la corriente que son capaces de entregar el arreglo de 3 celdas, este control se realiza mediante una señal PWM, manteniendo voltaje de trabajo constante de las celdas (17V). Este control se aprecia en la figura 6A.

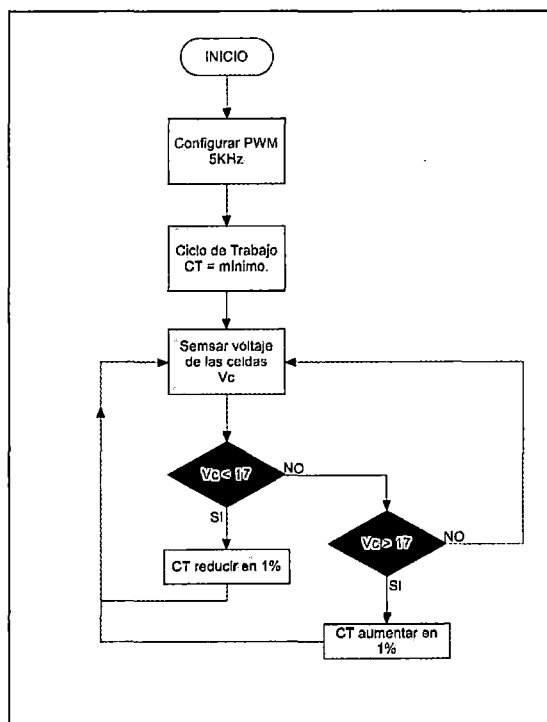


Figura 6A: Diagrama de flujo para extraer solo la corriente que puede entregar las celdas fotovoltaicas, manteniendo un voltaje de salida constante de 17V

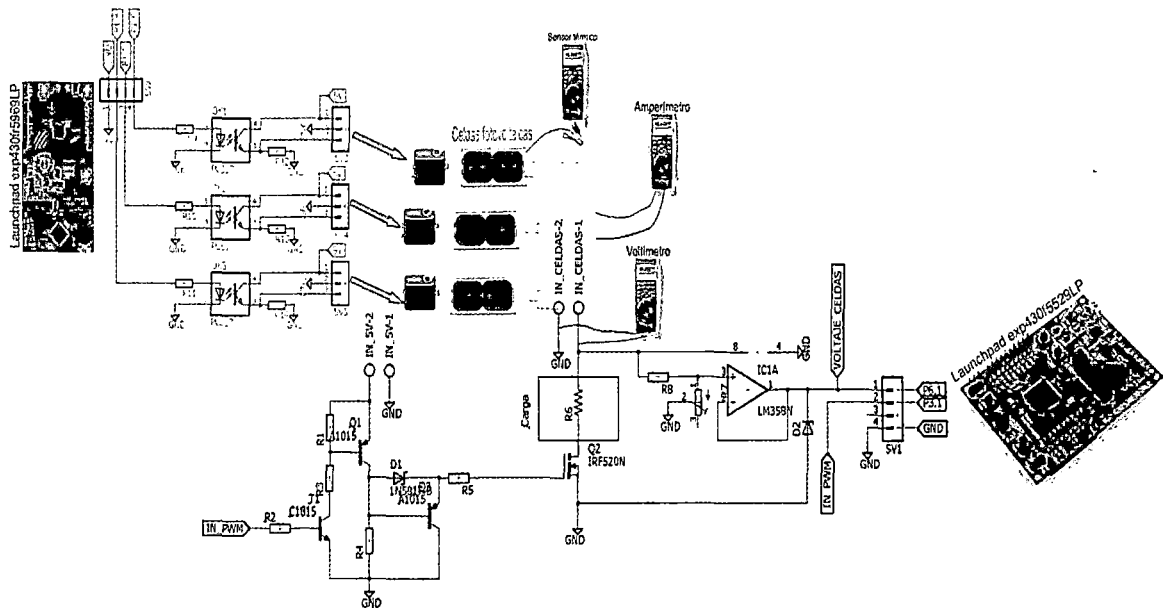


Figura 7A: Diagrama circuital que ha usado para validar la metodología de estimación de energía.

11. Matriz de consistencia de la validación:

Validación de la metodología de la estimación de la cantidad de energía a generar planteada en esta tesis.						
Objetivo	Hipostasis	Variables	Definición de operacionales	Muestra	Recursos necesarios	Metodología
Verificar el margen de error entre la cantidad de energía estimada analíticamente y la cantidad obtenida empíricamente.	¿Qué tan confiable es la metodología que se está usando para estimar la cantidad de energía que va generar el Nano-Satélite de la UNSAAC?	Independiente: Cantidad, eficiencia de celdas y tiempo. Dependiente: Corriente, voltaje, temperatura, irradiancia, energía.	Toma directa de variables. Uso de software para el análisis de datos.	Todas las variables adquiridas.	Condiciones climatológicas (Medio día, soleado). Control del consumo de la carga. Control de rotación de las celdas.	La validación se realiza obteniendo datos experimentalmente de 3 celdas, éstas representan las caras tres caras del Nano-Satélite que va usar como generador principal

Cuadro 2A

12. Resultado:

En esta sección se muestran los resultados obtenidos teóricamente y empíricamente además el error entre estos cálculos de energía en los 8 eventos que se ha realizado.

Evento 1

Experimental					Teórico		
Evento 1					Evento 1		
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo		Hora de finalización	Energía (Wh)
	31/08/2015 11:25	31/08/2015 11:28	00:03:35	00:00:01		00:03:35	0.49383
Voltaje	Promedio	17.036 V DC	Número de muestras	Energía (Wh)	Tiempo transcurrido [Horas]	Número de muestras	Temperatura
Corriente		0.5218 A DC	399	0.52902	0.05972	399	46.2°C
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo	Comparación de energía		
Temperatura	31/08/2015 11:25	31/08/2015 11:28	00:03:38	00:00:01	Error		
	Promedio	46.2 °C			(%)	6.650838538	

Cuadros 3A

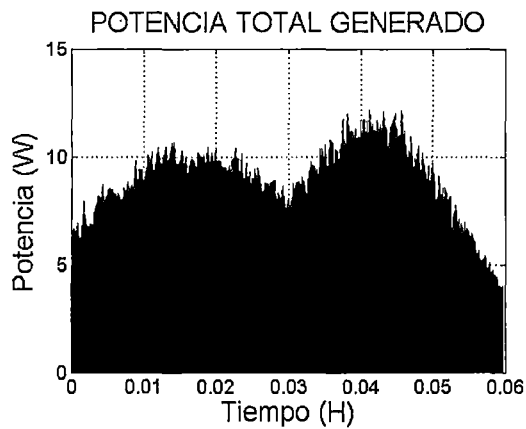


Figura 8A: Potencia experimental. Evento 1

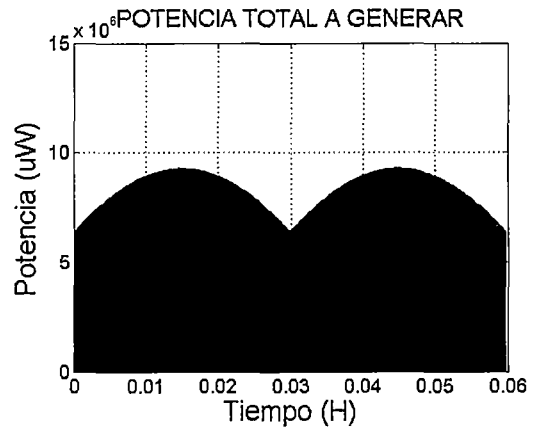
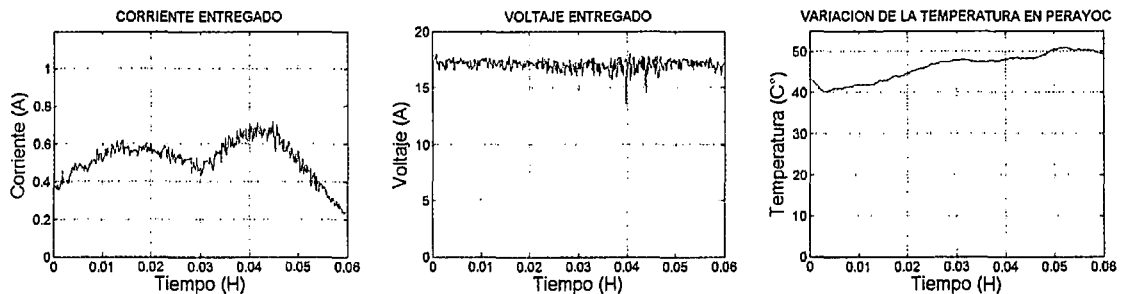


Figura 9A: Potencia estimada. Evento 1



Figuras 10A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 1

Evento 2

Experimental				
Evento 2				
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo
	31/08/2015 11:34	31/08/2015 11:38	00:03:35	00:00:01
Voltaje	Promedio	16.956 V DC	Número de muestras	Energía (Wh)
Corriente		0.4771 A DC	365	0.48237
Temperatura				
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo
	31/08/2015 11:34	31/08/2015 11:38	00:03:34	00:00:01
	Promedio			48.3 °C

Teórico		
Evento 2		
	Hora de terminación	Energía (Wh)
	00:03:35	0.48999
Tiempo transcurrido [Horas]	Número de muestras	Temperatura
0.05972	365	48.3 °C

Comparación de energía	
Error (%)	1.580753164

Cuadros 4A

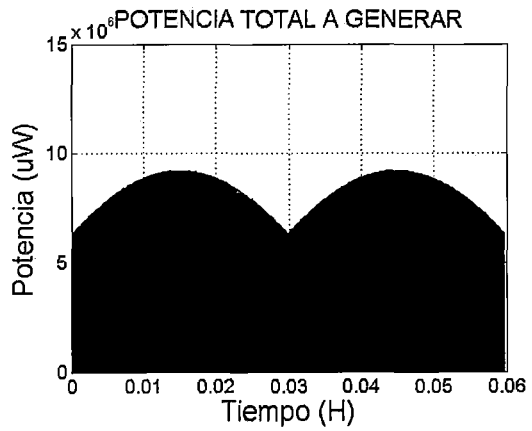
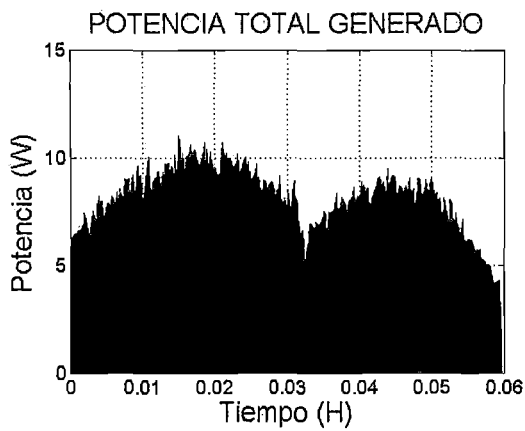
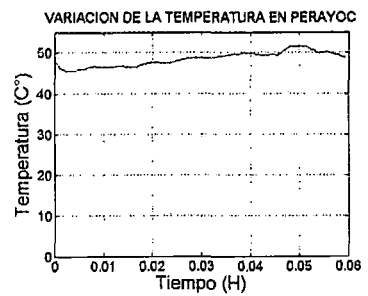
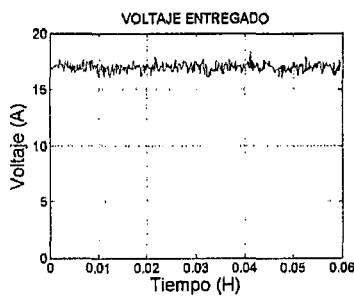
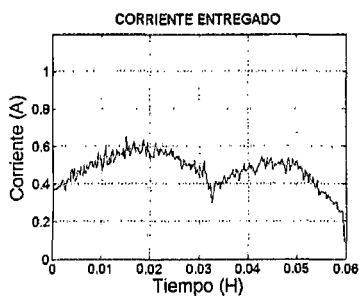


Figura 11A: Potencia experimental. Evento 2

Figura 12A: Potencia estimada. Evento 2



Figuras 13A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 2

Evento 3

Cuadros 4A

Experimental					Teórico		
Evento 3					Evento 3		
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo		Hora de terminación	Energía (Wh)
	31/08/2015 11:43	31/08/2015 11:47	00:03:31	00:00:01	Tiempo transcurrido [Horas]	00:03:31	0.43375
Voltaje	Promedio	16.957 V DC	Número de muestras	Energía (Wh)	Número de muestras	Temperatura	
Corriente		0.4935 A DC	388	0.43963	0.05861	388	46.7°C
Temperatura					Comparación de energía		
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo	Error (%)	1.199282718	
	31/08/2015 11:43	31/08/2015 11:47	00:03:32	00:00:01			
	Promedio	46.7 °C					

Cuadros 5A

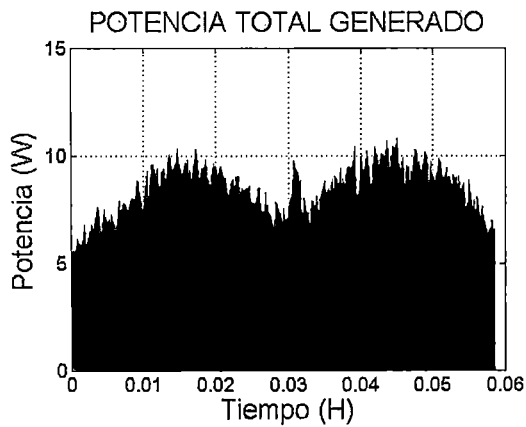


Figura 14A: Potencia experimental. Evento 3

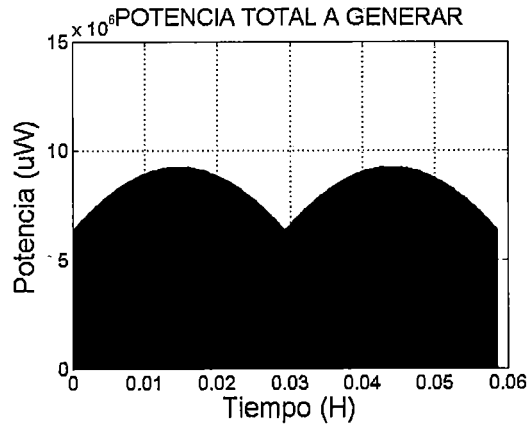
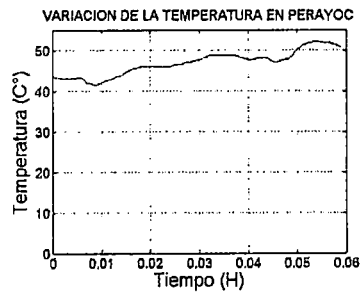
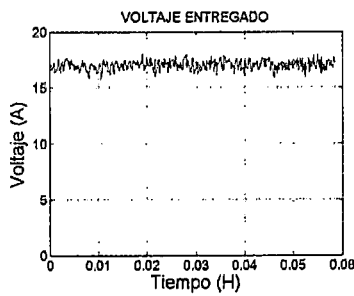
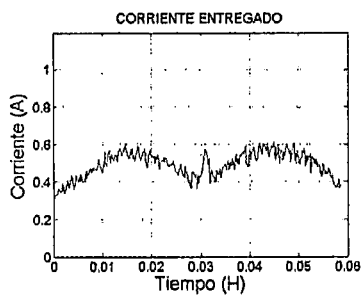


Figura 15A: Potencia estimada. Evento 3



Figuras 16A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 3

Evento 4

Experimental					Teórico		
Evento 4					Evento 4		
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo		Hora de terminación	Energía (Wh)
	31/08/2015 11:57	42247.5	00:03:26	00:00:01		00:03:26	0.50177
Voltaje	Promedio	17.086 V DC	Número de muestras	Energía (Wh)	Tiempo transcurrido [Horas]	Número de muestras	Temperatura
Corriente		0.3900 A DC	338	0.46840	0.05722	338	29.7°C
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo	Comparación de energía		
Temperatura	31/08/2015 11:56	31/08/2015 12:00	00:03:26	00:00:01	Error (%)	7.12513717	
	Promedio	29.7 °C					

Cuadros 6A

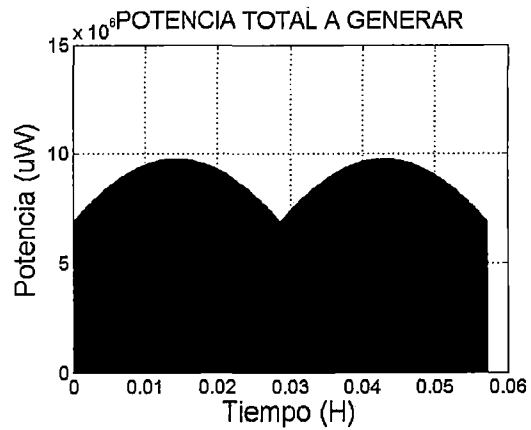
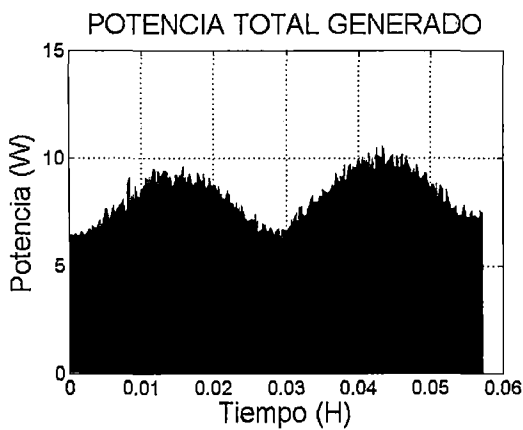
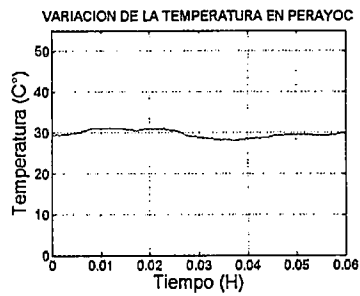
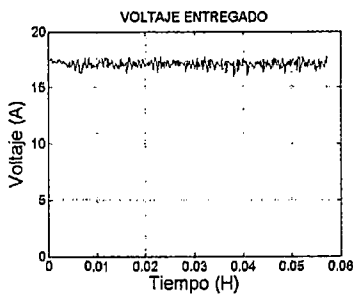
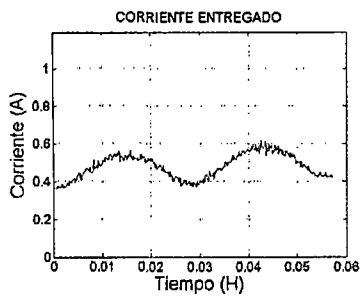


Figura 17A: Potencia experimental. Evento 4

Figura 18A: Potencia estimada. Evento 4



Figuras 19A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 4

Evento 5

Experimental				
Evento 5				
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo
	31/08/2015 12:04	42247.50486	00:03:22	00:00:01
Voltaje	Promedio	17.094 V DC	Número de muestras 310	Energía (Wh) 0.46374
Corriente		0.3743 A DC		
Temperatura				
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo
	31/08/2015 12:04	31/08/2015 12:07	00:03:21	00:00:01
	Promedio	34.0 °C		

Teórico		
Evento 5		
	Hora de terminación	Energía (Wh)
Tiempo transcurrido [Horas]	00:03:22	0.43473
	Número de muestras	Temperatura
0.05611	310	34.0°C

Comparación de energía	
Error (%)	4.536172287

Cuadros 7A

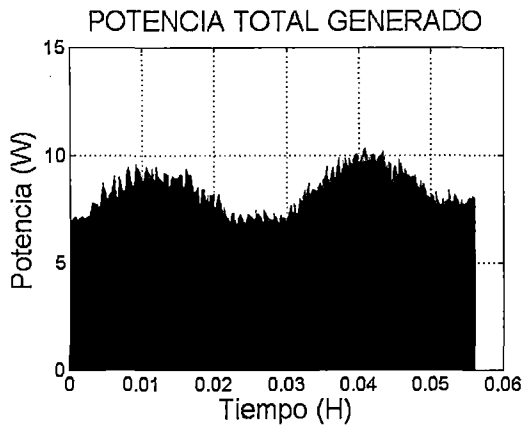


Figura 20A: Potencia experimental. Evento 5

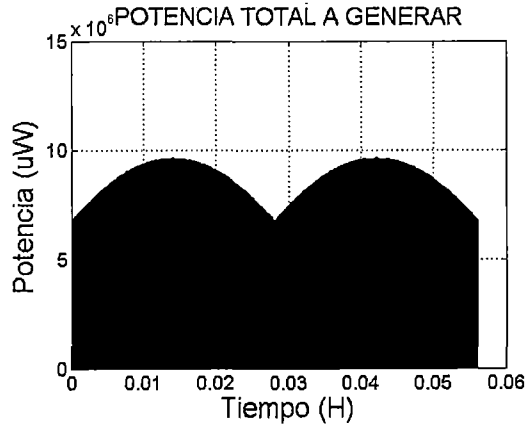
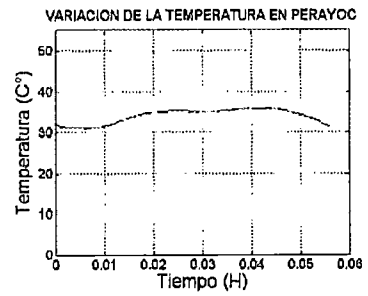
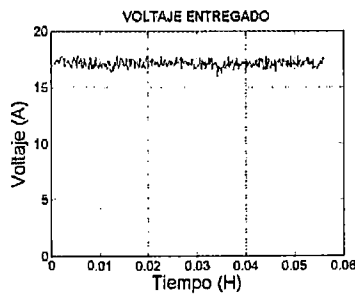
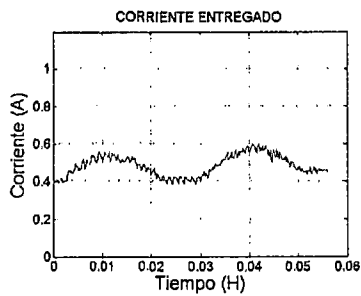


Figura 21A: Potencia estimada. Evento 5



Figuras 22A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 5

Evento 6

Experimental					Teórico			
Evento 6					Evento 6			
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo		Hora de terminación	Energía (Wh)	
	31/08/2015 12:14	31/08/2015 12:17	00:03:25	00:00:01		00:03:25	0.49538	
Voltaje	Promedio	17.124 V DC	Número de muestras	Energía (Wh)	Tiempo transcurrido [Horas]	Número de muestras	Temperatura	
Corriente		0.3821 A DC	349	0.46906	0.05694	349	32.0°C	
					Comparación de energía			
					Error (%)	5.61164883		
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo				
Temperatura	31/08/2015 12:14	31/08/2015 12:17	00:03:29	00:00:01				
	Promedio	32.0 °C						

Cuadros 8A

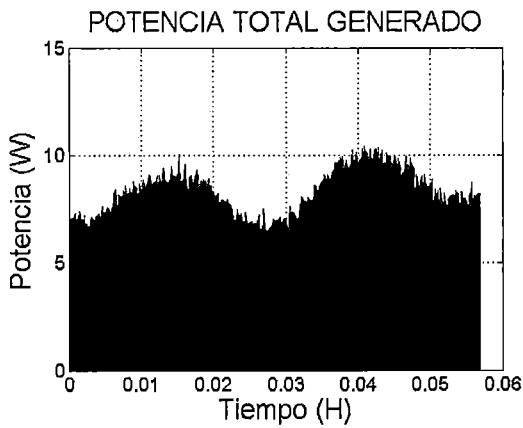


Figura 23A: Potencia experimental. Evento 6

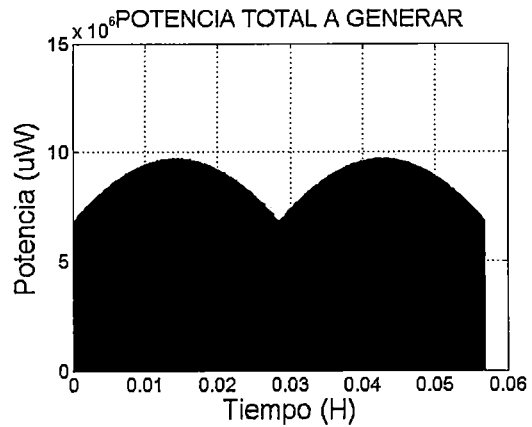
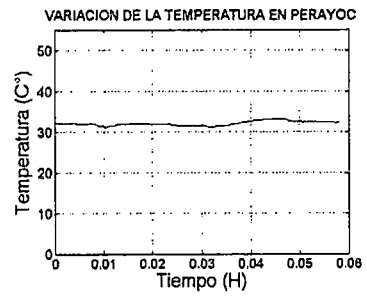
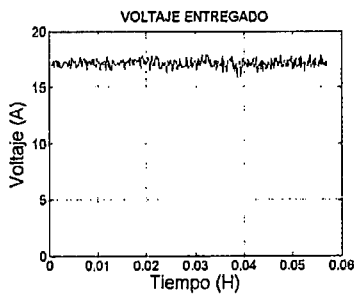
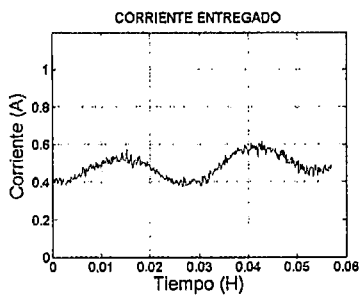


Figura 24A: Potencia estimada. Evento 6



Figuras 25A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 6

Evento 7

Experimental					Teórico		
Evento 7					Evento 7		
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo		Hora de terminación	Energía (Wh)
	29/08/2015 13:21	29/08/2015 13:25	00:03:44	00:00:01	Tiempo transcurrido [Horas]	00:03:44	0.54468
Voltaje	Promedio	16.617 V DC	Número de muestras	Energía (Wh)	Número de muestras		Temperatura
Corriente		0.5234 A DC	252	0.589007			
					0.06222	252	30.2°C
Temperatura					Comparación de energía		
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo	Error (%)	7.525717012	
	29/08/2015 13:21	29/08/2015 13:25	00:03:44	00:00:01			
	Promedio	30.2 °C					

Cuadros 9A

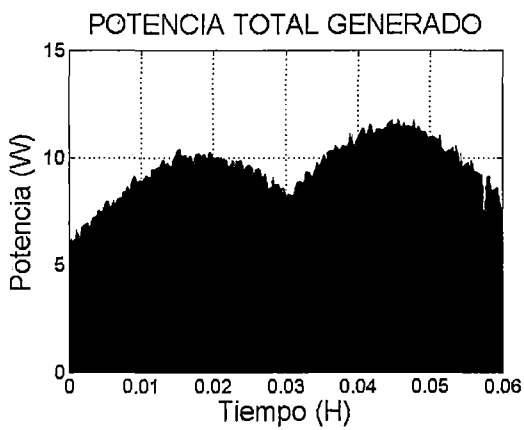


Figura 26A: Potencia experimental. Evento 7

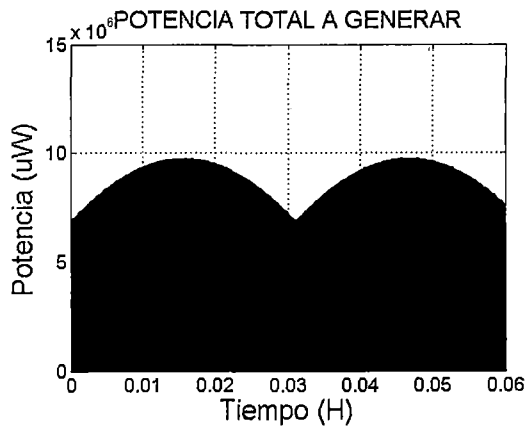
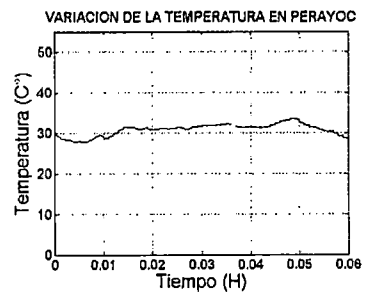
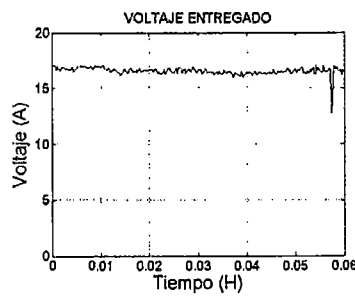
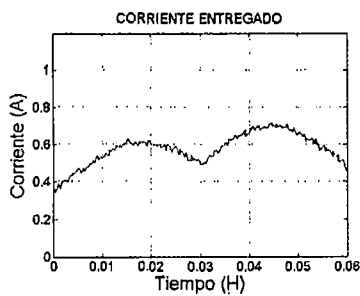


Figura 27A: Potencia estimada. Evento 7



Figuras 28A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 7

Evento 8

Experimental					Teórico		
Evento 8					Evento 8		
	Hora de inicio	Hora de finalización	Tiempo transcurrido	Intervalo		Hora de terminación	Energía (Wh)
	29/08/2015 13:09	29/08/2015 13:13	00:03:39	00:00:01		00:03:39	0.53270
Voltaje	Promedio	17.516 V DC	Número de muestras	Energía (Wh)	Tiempo transcurrido [Horas]	Número de muestras	Temperatura
Corriente		0.4428 A DC	304	0.51797	0.06083	304	30.1°C
	Hora de inicio	Hora de terminación	Tiempo transcurrido	Intervalo	Comparación de energía		
Temperatura	29/08/2015 13:09	29/08/2015 13:13	00:03:40	00:00:01	Error (%)	7.832946058	
	Promedio	30.1 °C					

Cuadros 10A

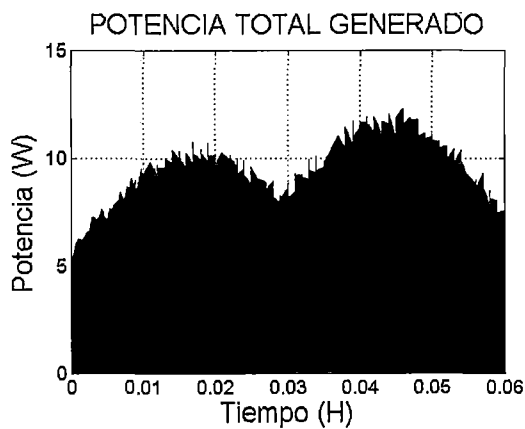


Figura 29A: Potencia experimental. Evento 8

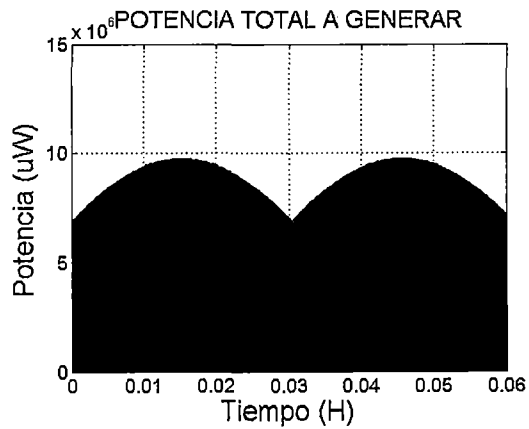
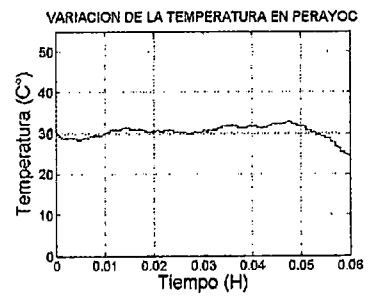
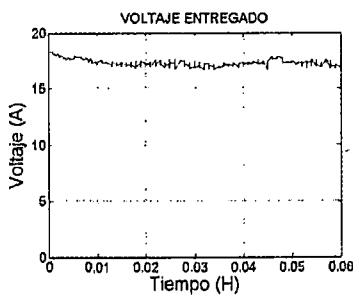
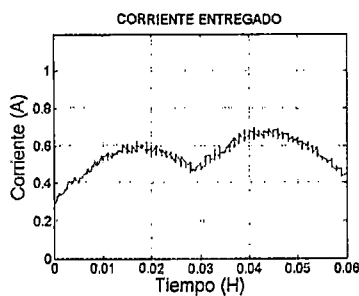


Figura 30A: Potencia estimada. Evento 8



Figuras 31A: Corriente, voltaje y temperatura experimentanl. Evento 8

En el cuadro 11A se presenta un resumen de los errores entre valores de la energía estimada y la energía medida experimentalmente.

Evento	Energía estimada según metodología	Energía medida experimentalmente	Error Relativo
1	0.49383 Wh	0.529016 Wh	6.65 %
2	0.48999 Wh	0.482365 Wh	1.58 %
3	0.483754 Wh	0.489626 Wh	1.19 %
4	0.501772 Wh	0.468398 Wh	7.13 %
5	0.484775 Wh	0.463739 Wh	4.54 %
6	0.495382 Wh	0.46906 Wh	5.61 %
7	0.54468 Wh	0.589007 Wh	7.52 %
8	0.532697 Wh	0.577969 Wh	7.82 %

Figura 11A

El error relativo está dentro del rango aceptable ($5\% < \text{error relativo} < 10\%$).

Las variaciones de errores es posible explicar mediante la desviación estándar de los datos experimentales y teóricos, esta desviación se muestra en la figura 32A.

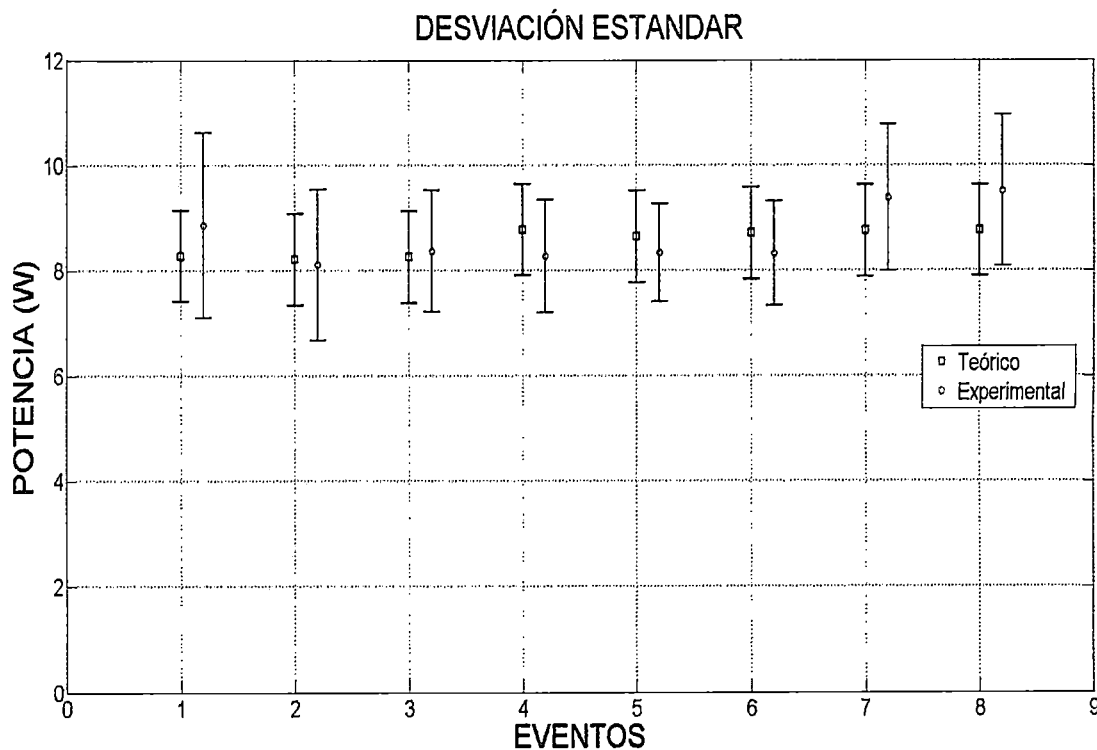


Figura 32A

En la figura 32A me aprecia que la desviación estándar de la potencia estimada teóricamente (azul) se mantiene constante en los 8 eventos, es decir que los datos no van

cambiar todas las estimaciones que se realice, mientras que en los datos experimentales la desviación estándar no se mantiene constante debido que en cada prueba puede cambiar levemente las condiciones ambientales (irradiancia y temperatura).

13. Conclusiones:

Los resultados de la validación de la metodología para estimar la cantidad de potencia que puede generar un arreglo de celdas fotovoltaicas usadas en esta tesis entregan un resultado favorable incluso cuando existen mínimas variaciones ambientales, la estimación de energía es bastante aceptable. Por ende podemos concluir que la metodología planteada por Gil Arias y Ortiz Ribera [1,2] es confiable y se asemejan bastante a sucesos reales, legítimo usar dicha metodología.

14. Referencias de la validación:

- 1 Gil-Arias, O., and Ortiz-Rivera, E.: 'A general purpose tool for simulating the behavior of PV solar cells, modules and arrays', in Editor (Ed.)^(Eds.): 'Book A general purpose tool for simulating the behavior of PV solar cells, modules and arrays' (IEEE, 2008, edn.), pp. 1-5
- 2 Gonzalez-Llorente, J., and Ortiz-Rivera, E.I.: 'Comparison of Maximum Power Point Tracking Techniques in Electrical Power Systems of Cubesats', in Editor (Ed.)^(Eds.): 'Book Comparison of Maximum Power Point Tracking Techniques in Electrical Power Systems of Cubesats' (2013, edn.), pp.
- 3 [http://www.senamhi.gob.pe/include_mapas/_dat_esta_tipo.php?estaciones=000704 - 25/08/2015]

ANEXO B

CÓDIGO PARA CALCULAR LA CANTIDAD DE ENERGÍA QUE VA ENTREGAR TRES CELDAS FOTOVOLTAICAS EN LA VALIDACIÓN



```

%%-----ANALISIS PARA VALIDAR CELDAS
FOTOVOLTAICA-----
close all
clear all
clc
AlturaKM = 600;          %% Altura del satellite en kilometros (Km)

-
altura=AlturaKM*1000;    %%altura sobre el nivel del mar del satélite en metros
Perido=2*pi*sqrt(((6371000+altura)^3)/(3.99*(10^14))); %%este resultado esta en segundos
PeridoHoras=Perido/3600; %%periodo en horas
PeridoIluminado = PeridoHoras/2; %% Peor de los casos (50%)
PeridoIluminado = PeridoIluminado*100; %%redondeo
PeridoIluminado=floor(PeridoIluminado); %%redondeo
PeridoIluminado=PeridoIluminado/100; %%redondeo
PeridoSatelite= 0.06083; %%en horas

-
t_inicial = 0;          %%Hora en el instante cuando el
satélite sale del eclipse
t_final = PeridoSatelite; %%Hora en el instantes antes de entrar al eclipse (aprox
48min 48.5)
IntervaloExportar = 1'; %%Intervalo para poder exportar estado
n = 304;               %%Numero de muestras a ser analizadas
deltatiempo = (t_final-t_inicial)/n; %%Variación de la muestra
sim('programasimulink.mdl'); %%Unzamos SIMULINK apara realizar los cálculos
%%-----

tiempo = t.signals.values; %%Obtenemos la variación del tiempo desde las 0H hasta
las 0.8 Horas (de simulink)
Temperatura = T.signals.values; %%Obtenemos la variación de la temperatura
%%-----

%%-----Calculo de los valores durante el tiempo que el satélite esta
iluminado-----
Irradiacion1 = I1.signals.values; %%Valores de irradiación en la cara 1
Irradiacion4 = I4.signals.values; %%Valores de irradiación en la cara 4
Irradiacion3 = I3.signals.values; %%Valores de irradiacion en la cara 3

CorrienteIX1 = Ix1.signals.values; %%Valores de corriente maximas que puede entregar la,
cara 1
CorrienteIX4 = Ix4.signals.values; %%Valores de corriente maximas que puede entregar la,
cara 4
CorrienteIX3 = Ix3.signals.values; %%Valores de corriente maximas que puede entregar la,
cara 3
VoltajeVx1 = Vx1.signals.values; %%Valores de voltaje en circuito abierto, cara 1
VoltajeVx4 = Vx4.signals.values; %%Valores de voltaje en circuito abierto, cara 4
VoltajeVx3 = Vx3.signals.values; %%Valores de voltaje en circuito abierto, cara 3

PotenciaCara1 = P1.signals.values; %%Valores de la Potencia generada por la cara 1
PotenciaCara4 = P4.signals.values; %%Valores de la Potencia generada por la cara 4
PotenciaCara3 = P3.signals.values; %%Valores de la Potencia generada por la cara 3

PotenciaTotal = P.signals.values; %%Valores de potencia máxima a generar
CorrienteTotal = I_total.signals.values; %%Variacion de corriente que puede entregar el
nanosatélite unsaac

%%-----GRAFICAS-----

```



```

figure(1)
plot(tiempo,Irradiacion1,'b'); %%cara 1
hold on;
plot(tiempo,Irradiacion4,'r'); %%cara 2
hold on;
plot(tiempo,Irradiacion3,'g'); %%cara 3
grid on;
axis([0, 0.06,0,1400]);
set(gca, 'fontsize', 14);
xlabel('Tiempo (H)', 'fontsize',20, 'color', 'b')
ylabel('Irradiación (W/m^2)', 'fontsize',20, 'color', 'r')
legend('Celda 1','Celda 2','Celda 3',-1)
title('VARIACION DE LA IRRADIACIÓN EN CADA CELDA ', 'fontsize',15, 'color', 'b')
%%-----
%%-----
figure(2)
plot(tiempo,PotenciaTotal,'m');
hold on;
axis([0, 0.06,0,15000000]);
set(gca, 'fontsize', 14);
xlabel('Tiempo (H)', 'fontsize',20, 'color', 'b')
ylabel('Potencia (uW)', 'fontsize',20, 'color', 'r')
hold on;
title('POTENCIA TOTAL A GENERAR', 'fontsize',18, 'color', 'R')
hold on;
area(tiempo,PotenciaTotal); %%sombrear area que es la enrgia
grid on;

%%-----Calculo energia en un periodo-----
Energia = trapz(tiempo,PotenciaTotal)/1000000; %%area bajo la curva de la potencia total

segundos=tfinal*3600;
horas=floor(segundos/3600);
minutos=floor(segundos/60);
segs=segundos-(horas*3600)-(minutos*60);

Duracion_de_prueba = { horas, minutos, segs ;
    'HORAS', 'MINUTOS', 'SEGUNDOS', '};
Duracion = sprintf(' %f %s',Duracion_de_prueba{:})

Energia_generada = { Energia;
    'Wh'};
Energia_estimada= sprintf(' %f %s',Energia_generada{:})

```

ANEXO C

CÓDIGO PARA ESTIMAR LA CANTIDAD DE ENERGÍA QUE VA ENTREGAR EL NANO-SATÉLITE DE LA UNSAAC



```

%%-----ANALISIS EN EL PEOR DE LOS CASOS
(600Km)-----
close all
clear all
.clc
AlturaKM = 600;           %% Altura del satellite en kilometros (Km) (Altura sobre
el nivel del mar)

altura=AlturaKM*1000;     %%altura sobre el nivel del mar del satellite en metros
Perido=2*pi*sqrt(((6371000+altura)^3)/(3.99*(10^14))); %%Perido orbital del Nano-Satélite en
segundos
PeridoHoras=Perido/3600;   %%periodo en horas
PeridoIluminado = PeridoHoras/2; %%50% del perido total
PeridoIluminado = PeridoIluminado*100; %%redondeo
PeridoIluminado=floor(PeridoIluminado); %%redondeo
PeridoIluminado=PeridoIluminado/100; %%redondeo
PeridoSatelite=PeridoIluminado; %%Periodo iluminado en horas

tinicial = 0;             %%Hora en el instante cuando el
satélite sale del eclipse (0 horas)
tfinal = PeridoSatelite; %%Hora en el intantes antes de entrar
al eclipse (aprox 48min = 0.8 horas)
IntervaloExportar = 1'; %%Intervalo para poder exportar dato
a simulink
n = 100;                 %%Numero de muestras a analizar
deltatiempo = (tfinal-tinicial)/n; %%Variacion de una muestra a otra
sim('programasimulink.mdl'); %%Unsamos SIMULINK apara realizar los
calculos (abrir: "programasimulink.mdl")
%%-----
tiempo = t.signals.values; %%Almacenamos la variacion del tiempo
desde las 0 horas hasta las 0.8 Horas (de simulink)
Temperatura = T.signals.values; %%Almacenamos la temperatura durante
el periodo iluminado

%%-----Extraemos el valor de Vx e Ix en 4 instantes
determinados para la curva I-V cara 3
%%-----
%%-----Valores a la 48min:00seg-----
Vxent = Vt.signals.values; %%Almacenamos los valores del Voltaje de la cara 3
Ixent = It.signals.values; %%Almacenamos los valores de Corriente de la cara 3
Vxt = Vxent*1;
Vxt(101); %% 101 por q el tamaño de Vxent es de 101x1 tomamos el
último valor, no toda la matriz
VX = Vxt(101); %%el valot de Vx en el tiempo determinado
Ixt = Ixent*1;
Ixt(101); %% 101 por q el tamaño de Vxent es de 101x1 tomamos el
ultimo valor no toda la matriz
IX = Ixt(101); %%el valor de Ix en un tiempo determinado
%%-----Valores a la 38min:24seg -----
Vxent1 = Vt1.signals.values;
Ixent1 = It1.signals.values;
Vxt1 = Vxent1*1;
Vxt1(101);
VX1 = Vxt1(101);
Ixt1 = Ixent1*1;
Ixt1(101);

```

```

IX1      = Ixt1(101);
%%-----Valores a la 31min:12seg -----
Vxent2 = Vt2.signals.values;
Ixent2 = It2.signals.values;
Vxt2   = Vxent2*1;
Vxt2(101);
VX2    = Vxt2(101);
Ixt2   = Ixent2*1;
Ixt2(101);
IX2    = Ixt2(101);
%%-----Valores a la 26min:24 seg -----
Vxent3 = Vt3.signals.values;
Ixent3 = It3.signals.values;
Vxt3   = Vxent3*1;
Vxt3(101);
VX3    = Vxt3(101);
Ixt3   = Ixent3*1;
Ixt3(101);
IX3    = Ixt3(101);
%%-----Extraemos el valor de Vx e Ix en 4 instantes
determinados para la curva I-V cara 2
%%-----
%%-----Valores a la 04min:48seg -----
Vxent4 = Vt4.signals.values;
Ixent4 = It4.signals.values;
Vxt4   = Vxent4*1;
Vxt4(101);
VX4    = Vxt4(101);
Ixt4   = Ixent4*1;
Ixt4(101);
IX4    = Ixt4(101);
%%-----Valores a la 12min:00seg -----
Vxent14 = Vt14.signals.values;
Ixent14 = It14.signals.values;
Vxt14   = Vxent14*1;
Vxt14(101);
VX14    = Vxt14(101);
Ixt14   = Ixent14*1;
Ixt14(101);
IX14    = Ixt14(101);
%%-----Valores a la 24min:00seg -----
Vxent24 = Vt24.signals.values;
Ixent24 = It24.signals.values;
Vxt24   = Vxent24*1;
Vxt24(101);
VX24    = Vxt24(101);
Ixt24   = Ixent24*1;
Ixt24(101);
IX24    = Ixt24(101);
%%-----Valores a la 45min:36seg -----
Vxent34 = Vt34.signals.values;
Ixent34 = It34.signals.values;
Vxt34   = Vxent34*1;
Vxt34(101);
VX34    = Vxt34(101);
Ixt34   = Ixent34*1;
Ixt34(101);

```

```
IX34 = Ixt34(101);
```

```
%%-----Extraemos el valor de Vx e Ix en 4 instantes
determinados para la curva I-V cara 1
```

```
%%-----
```

```
%%-----Valores a la 00min:00seg -----
```

```
Vxent11 = Vt11.signals.values;
```

```
Ixent11 = It11.signals.values;
```

```
Vxt11 = Vxent11*1;
```

```
Vxt11(101);
```

```
VX11 = Vxt11(101);
```

```
Ixt11 = Ixent11*1;
```

```
Ixt11(101);
```

```
IX11 = Ixt11(101);
```

```
%%-----Valores a la 07min:12seg -----
```

```
Vxent111 = Vt111.signals.values;
```

```
Ixent111 = It111.signals.values;
```

```
Vxt111 = Vxent111*1;
```

```
Vxt111(101);
```

```
VX111 = Vxt111(101);
```

```
Ixt111 = Ixent111*1;
```

```
Ixt111(101);
```

```
IX111 = Ixt111(101);
```

```
%%-----Valores a la 14min:24seg -----
```

```
Vxent211 = Vt211.signals.values;
```

```
Ixent211 = It211.signals.values;
```

```
Vxt211 = Vxent211*1;
```

```
Vxt211(101);
```

```
VX211 = Vxt211(101);
```

```
Ixt211 = Ixent211*1;
```

```
Ixt211(101);
```

```
IX211 = Ixt211(101);
```

```
%%-----Valores a la 19min:12seg -----
```

```
Vxent311 = Vt311.signals.values;
```

```
Ixent311 = It311.signals.values;
```

```
Vxt311 = Vxent311*1;
```

```
Vxt311(101);
```

```
VX311 = Vxt311(101);
```

```
Ixt311 = Ixent311*1;
```

```
Ixt311(101);
```

```
IX311 = Ixt311(101);
```

```
%%-----Almacenamos valores para poder graficarlos-----
```

```
%%-----
```

```
Irradiacion1 = I1.signals.values; %%Valores de irradiancia en la cara 1
```

```
Irradiacion4 = I4.signals.values; %%Valores de irradiancia en la cara 2
```

```
Irradiacion3 = I3.signals.values; %%Valores de irradiancia en la cara 3
```

```
CorrienteIX1 = Ix1.signals.values; %%Valores de corriente que entrega la cara 1
```

```
CorrienteIX4 = Ix4.signals.values; %%Valores de corriente que entrega la cara 2
```

```
CorrienteIX3 = Ix3.signals.values; %%Valores de corriente que entrega la cara 3
```

```
VoltajeVx1 = Vx1.signals.values; %%Valores de voltaje de salida de la cara cara 1
```

```
VoltajeVx4 = Vx4.signals.values; %%Valores de voltaje de salida de la cara cara 2
```

```
VoltajeVx3 = Vx3.signals.values; %%Valores de voltaje de salida de la cara cara 3
```

```
PotenciaCara1 = P1.signals.values; %%Valores de la Potencia generada por la cara 1
```

```
PotenciaCara4 = P4.signals.values; %%Valores de la Potencia generada por la cara 2
```

```
PotenciaCara3 = P3.signals.values; %%Valores de la Potencia generada por la cara 3
```

```
PotenciaTotal = P.signals.values;           %%Valores de potencia total generada
CorrienteTotal = I_total.signals.values;    %%Variacion de corriente que entrega el
nanostélite unsaac
```

```

%%-----GRAFICAS-----
%%-----VARIACION DE LA TEMPERATURA EN ORBITA LEO (600Km), ZONA ILUMINADA--
figure(1)
plot(tiempo, Temperatura, 'm');
grid on;
%%axis([0, 1.10, 0, 50]);
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Tiempo (h)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
ylabel('Temperatura (C°)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
title('VARIACION DE LA TEMPERATURA EN ORBITA LEO (600Km), ZONA ILUMINADA', 'fontsize', 25,
'color', 'b')
%%-----
%%-----VARIACION DE LA IRRADIANCIA POR CARA-----
figure(2)
plot(tiempo, Irradiacion1, 'b'); %%cara 1
hold on;
plot(tiempo, Irradiacion4, 'r'); %%cara 2
hold on;
plot(tiempo, Irradiacion3, 'g'); %%cara 3
grid on;
%%axis([0, 1.10, 0, 1400]);
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Tiempo (h)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
ylabel('Irradiancia (W/m^2)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
legend('Cara 1', 'Cara 2', 'Cara 3', -1)
title('VARIACION DE LA IRRADIANCIA', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
%%-----
%%-----POTENCIA GENERADA POR CARA-----
figure(3)
plot(tiempo, PotenciaCaral, 'b'); %%caral
Energia_caral = trapz(tiempo, PotenciaCaral);
hold on;
plot(tiempo, PotenciaCara4, 'r'); %%cara 2
Energia_cara2 = trapz(tiempo, PotenciaCara4);
hold on;
plot(tiempo, PotenciaCara3, 'g'); %%cara 3
Energia_cara3 = trapz(tiempo, PotenciaCara3);
grid on;
%%axis([0, 1.10, 0, 10000000]);
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Tiempo (h)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
ylabel('Potencia (uW)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
legend('Cara 1', 'Cara 2', 'Cara 3', -1)
title('POTENCIA GENERADA POR CARA', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
%%-----
%%-----POTENCIA TOTAL A GENERAR-----
figure(4)
plot(tiempo, PotenciaTotal, 'm');
hold on;
%%axis([0, 1.10, 0, 7000000]);
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Tiempo (h)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')

```

```

ylabel('Potencia (uW)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
hold on;
title('POTENCIA TOTAL A GENERAR', 'fontsize', 25, 'color', 'R')
hold on;
area(tiempo, PotenciaTotal);          %%sombrear area que es la enErgia
grid on;
%%-----
%%-----GRAFICA, CURVA I-V CARA 3-----
figure(5)
b= 0.0403 ;                          %%Constante de la celda fotovoltaica
Vout = 0:0.1:20000;                  %%Rango de voltaje para el análisis
%%-----Ecuaciones propuestas por Gial Arias y Ortiz Rivera para las curvas
I-V-----
Iout = (IX/(1-(exp(-1/b)))) * (1-exp((Vout/(b*VX))-(1/b)));
Iout1 = (IX1/(1-(exp(-1/b)))) * (1-exp((Vout/(b*VX1))-(1/b)));
Iout2 = (IX2/(1-(exp(-1/b)))) * (1-exp((Vout/(b*VX2))-(1/b)));
Iout3 = (IX3/(1-(exp(-1/b)))) * (1-exp((Vout/(b*VX3))-(1/b)));
plot(Vout, Iout, 'r');
hold on;
plot(Vout, Iout1, 'g');
hold on;
plot(Vout, Iout2, 'b');
hold on;
plot(Vout, Iout3, 'm');
hold on;
axis([0, 20000, 0, 500])
set(gca, 'fontsize', 16);
grid on;
xlabel('Voltaje (mV)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
ylabel('Corriente (mA)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
hold on;
legend('55% Órbita - 26min:24seg', '65% Órbita - 31min:12seg', '80% Órbita - 38min:24seg', '
100% Órbita - 48min:00seg', -1)
hold on;
title('CURVA I-V, Cara 3 ', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
%%-----GRAFICA, CURVA P-V CARA 3-----
figure(8)
Pc3 = Iout.*Vout;
Pc3 = Pc3/1000000;
Pc13= Iout1.*Vout;
Pc13= Pc13/1000000;
Pc23= Iout2.*Vout;
Pc23= Pc23/1000000;
Pc33= Iout3.*Vout;
Pc33= Pc33/1000000;
plot (Vout, Pc3, 'r');
hold on;
plot (Vout, Pc13, 'g');
hold on;
plot (Vout, Pc23, 'b');
hold on;
plot (Vout, Pc33, 'm');
hold on;
grid on;
axis([0, 20000, 0, 7])
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Voltaje (mV)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')

```

```

ylabel('Potencia (W)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
hold on;
legend('55% Órbita - 26min:24seg', '65% Órbita - 31min:12seg', '80% Órbita - 38min:24seg',
'100% Órbita - 48min:00seg', -1)
title('CURVA P-V, Cara 3 ', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
%%-----
%%-----GRAFICA, CURVA I-V CARA 1-----
figure(7)
b= 0.0403 ;
Vout = 0:0.1:20000;
%%-----Ecuaciones propuestas por Gial Arias y Ortiz Rivera-----
Iout11 = (IX11/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX11))-(1/b)));
Iout111 = (IX111/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX111))-(1/b)));
Iout211 = (IX211/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX211))-(1/b)));
Iout311 = (IX311/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX311))-(1/b)));
plot(Vout, Iout11, 'r');
hold on;
plot(Vout, Iout111, 'g');
hold on;
plot(Vout, Iout211, 'b');
hold on;
plot(Vout, Iout311, 'm');
hold on;
%%axis([0, 20000, 0, 500])
set(gca, 'fontsize', 16);
grid on;
xlabel('Voltaje (mV)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
ylabel('Corriente (mA)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
hold on;
legend('00% Órbita - 00min:00seg', '15% Órbita - 07min:12seg', '30% Órbita - 14min:24seg', '40%
Órbita - 19min:12seg', -1)
title('CURVA I-V, Cara 1 ', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
%%-----
%%-----GRAFICA, CURVA P-V CARA 1-----
figure(9)
Pc11 = Iout11.*Vout;
Pc11 = Pc11/1000000;
Pc111= Iout111.*Vout;
Pc111= Pc111/1000000;
Pc211= Iout211.*Vout;
Pc211= Pc211/1000000;
Pc311= Iout311.*Vout;
Pc311= Pc311/1000000;
plot (Vout, Pc11, 'r');
hold on;
plot (Vout, Pc111, 'g');
hold on;
plot (Vout, Pc211, 'b');
hold on;
plot (Vout, Pc311, 'm');
hold on;
grid on;
axis([0, 20000, 0, 8])
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Voltaje (mV)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
ylabel('Potencia (W)', 'fontsize', 25, 'color', 'r')
hold on;
legend('00% Órbita - 00min:00seg', '15% Órbita - 07min:12seg', '30% Órbita - 14min:24seg', '40%

```



```

Órbita - 19min:12seg',-1)
title('CURVA P-V, Cara 1 ','fontsize',25,'color','b')
%%-----GRAFICA, CURVA I-V CARA 2-----
figure(6)
b= 0.0403 ;
Vout = 0:0.1:20000;
%%-----Ecuaciones propuestas por Gial Arias y Ortiz Rivera-----
Iout4 = (IX4/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX4))-(1/b)));
Iout14 = (IX14/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX14))-(1/b)));
Iout24 = (IX24/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX24))-(1/b)));
Iout34 = (IX34/(1-(exp(-1/b))))*(1-exp((Vout/(b*VX34))-(1/b)));
plot(Vout,Iout4,'r');
hold on;
plot(Vout,Iout14,'g');
hold on;
plot(Vout,Iout24,'b');
hold on;
plot(Vout,Iout34,'m');
hold on;
axis([0, 20000, 0,500])
set(gca, 'fontsize', 16);
grid on;
xlabel('Voltaje (mV)','fontsize',25,'color','b')
ylabel('Corriente (mA)','fontsize',25,'color','r')
hold on;
legend('10% Órbita - 04min:48seg','25% Órbita - 12min:00seg','50% Órbita - 24min:00seg','95%
Órbita -45min:36seg',-1)
title('CURVA I-V, Cara 2 ','fontsize',25,'color','b')
%%-----GRAFICA, CURVA P-V CARA 2-----
figure(10)
Pc4 = Iout4.*Vout;
Pc4 = Pc4/1000000;
Pc14= Iout14.*Vout;
Pc14= Pc14/1000000;
Pc24= Iout24.*Vout;
Pc24= Pc24/1000000;
Pc34= Iout34.*Vout;
Pc34= Pc34/1000000;
plot (Vout,Pc4,'r');
hold on;
plot (Vout,Pc14,'g');
hold on;
plot (Vout,Pc24,'b');
hold on;
plot (Vout,Pc34,'m');
hold on;
grid on;
axis([0, 20000, 0, 7]);
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Voltaje (mV)','fontsize',25,'color','b')
ylabel('Potencia (W)','fontsize',25,'color','r')
hold on;
legend('10% Órbita - 04min:48seg','25% Órbita - 12min:00seg','50% Órbita - 24min:00seg','95%
Órbita - 45min:36seg',-1)
title('CURVA P-V, Cara 2 ','fontsize',25,'color','b')
%%-----

```

```

%%-----CALCULO DE LA CANTIDAD DE ENERGIA QUE VA GENERAR EL NANO-SATÉLITE EN UN
PERIODO -----
Energia = trapz(tiempo,PotenciaTotal); %%area bajo la curva de la potencia total
%%-----
%%-----GRAFICAS CORRIENTE TOTAL-----
figure(11)
plot(tiempo,CorrienteTotal,'m');
hold on;
grid on;
axis([0,0.8,0,700]);
set(gca, 'fontsize', 16);
xlabel('Tiempo (h)','fontsize',25,'color','b')
ylabel('Corriente Total(mA)','fontsize',25,'color','r')
title('VARIACION DE LA CORRIENTE TOTAL QUE ENTREGA EL NANO-SATELITE','fontsize',25,'color',
'b')
%%-----
%%-----GRAFICAS VARIACION DE VOLTAJE DE LA CARA 1 -----
figure(12)
[ha,h1,h2] = plotyy(tiempo,VoltajeVx1,tiempo,Temperatura,'plot','plot');
axes(ha(1)) %eje de la izquierda
ylabel('VOLTAJE')
axes(ha(2)) %eje de la derecha
ylabel('TEMPERATURA')
grid on;
%%axis([0, 1,0,8200]);
%%set(gca, 'fontsize', 16);
%%xlabel('Tiempo (H)','fontsize',20,'color','b')
%%ylabel('VARIACION DE VLTAJE(A)','fontsize',20,'color','r')
title('VARIACION DEL VOLTAJE CON LA TEMPERATURA, CARA 1','fontsize',25,'color','b')
%%-----
%%-----GRAFICAS VARIACION DE VOLTAJE DE LA CARA 2 -----
figure(13)
[ha,h1,h2] = plotyy(tiempo,VoltajeVx4,tiempo,Temperatura,'plot','plot');
axes(ha(1)) %eje de la izquierda
ylabel('VOLTAJE')
axes(ha(2)) %eje de la derecha
ylabel('TEMPERATURA')
grid on;
%%axis([0, 1,0,8200]);
set(gca, 'fontsize', 16);
%%xlabel('Tiempo (H)','fontsize',20,'color','b')
%%ylabel('VARIACION DE VLTAJE(A)','fontsize',20,'color','r')
title('VARIACION DEL VOLTAJE CON LA TEMPERATURA, CARA 2','fontsize',25,'color','b')
%%-----
%%-----GRAFICAS VARIACION DE VOLTAJE DE LA CARA 3 -----
figure(14)
[ha,h1,h2] = plotyy(tiempo,VoltajeVx3,tiempo,Temperatura,'plot','plot');
axes(ha(1)) %eje de la izquierda
ylabel('VOLTAJE')
axes(ha(2)) %eje de la derecha
ylabel('TEMPERATURA')
grid on;
%%axis([0, 1,0,8200]);
%%xlabel('Tiempo (H)','fontsize',20,'color','b')
%%ylabel('VARIACION DE VLTAJE(A)','fontsize',20,'color','r')
title('VARIACION DEL VOLTAJE CON LA TEMPERATURA, CARA 3','fontsize',25,'color','b')
%%-----

```

```
%%-----VARIACION DEL VOLTAJE DURANTE LA ÓRBITA ILUMINADA-----  
figure(15)  
plot(tiempo,VoltajeVx1,'b'); %%cara 1  
hold on;  
plot(tiempo,VoltajeVx4,'r'); %%cara 2  
hold on;  
plot(tiempo,VoltajeVx3,'g'); %%cara 3  
grid on;  
axis([0,0.8,0,20000]);  
set(gca, 'fontsize', 16);  
xlabel('Tiempo (h)', 'fontsize', 25, 'color', 'b')  
ylabel('Voltaje (mV) ', 'fontsize', 25, 'color', 'r')  
legend('Cara 1', 'Cara 2', 'Cara 3', -1)  
title('VARIACION DEL VOLTAJE POR CARA ', 'fontsize', 25, 'color', 'b')
```

ANEXO D

|

CÓDIGO PARA EL MICROCONTROLADOR DEL PROTOTIPO DEL MÓDULO DE POTENCIA



```

#include<msp430.h>
#include <xdc/std.h>
#include <xdc/cfg/global.h>
#include <xdc/runtime/System.h>
#include <ti/sysbios/BIOS.h>
#include <ti/sysbios/knl/Semaphore.h>
#include "Board.h"
#include <stdint.h>
#include <math.h>

//FUNCIONES SECUNDARIAS
void hexAscii (void);
void converde (int);
void lrc(void);
void energiaBat (void);
void desactivarCF(void);
void estadoBat (void);
void funcion1(void);
void funcion2(void);
void funcion3(void);
void funcion4(void);
void funcion5(void);
void funcion6(void);

//-----VARIABLES
GLOBALES-----
unsigned int longbuffer = 0;
volatile unsigned char tramascii485[20]; // SI MODIFICAMOS EL TAMAÑO TAMBIEN
MODIFICAR EN Void primerhwi0(UArg arg)
unsigned char tramaRx[20];
const char String2;
unsigned int contTrama = 0;
unsigned int logitudTrama;
unsigned int copyTrama = 0;
unsigned int clear; //cont para limpiar buffer
unsigned int iLRCR = 0; //contador de suma de la trama antes del LCRrx
unsigned int iLRCT = 0; //contador de suma de la trama antes del LRctx
unsigned int LRCRx = 0; //valor del LCR calculado por el micro que
recibe
unsigned int LRCTx = 0; //valor del LCR calculado por el micro que
recibe
unsigned int valorLRCTx;
unsigned char comprobarLRCRx1;
unsigned char comprobarLRCRx2;
unsigned int valorLRCRx;
unsigned char String1[12];
unsigned int IndexTx;
unsigned int Contadordecascii=0; //contador de la trama
unsigned int indexDatosADC;
unsigned int indexTrama=101; //contador para formar trama a partir de Trama[101]
unsigned char Trama[145]; //primera trama para enviar de 48 registros
unsigned int DatosADC[10]; //datos adquiridos por el adc del micro 1
volatile float tempMSP430ModPotencia;
int tempMSP1; //numero de temperatura
unsigned int signoTemp; //signo de la temperatura
unsigned int VoltajeIn;

```

```
//-----VARIABLES PARA HEX - ASCII-----
```

```
unsigned int jarol;
unsigned int salvjarol;
unsigned int tama=1;
unsigned int cont=0;
unsigned int salvcont;
unsigned int decascii[10];
unsigned int indexascii;
float Vbus5V;
float Ibus5V;
float Vbus12V;
float Ibus12V;
float VbusN5V;
float Vbus25V;
float Vbateria5;
float Vbateria6;
float Vbateria7;
float Vbateria8;
float Vbateria1;
float Vbateria2;
float Vbateria3;
float Vbateria4;
float Tmicrocontrolador2;
float Vmicrocontrolador2;
float Vcf;
float Icf;
float VinCargador;
float IinCargador;
float VbusPrincipal;
float IbusPrincipal;
float Vbus33V;
float Ibus33V;
float Tmicrocontrolador1;
float Vmicrocontrolador1;
float EnergiaB1;
float EnergiaB2;
float EnergiaB3;
float EnergiaB4;
float EnergiaB5;
float EnergiaB6;
float EnergiaB7;
float EnergiaB8;
float EneriaTotal;
```

```
//=====
```

```
//=====
```

```
//=====
```

```
int main(void)
```

```
{
```

```
//-----CONFIG DE PUERTOS-----
```

```
PM5CTL0 &= ~LOCKLPM5; //habilitamos puertos
```

```
//-----ACTIVAMOS LA INTERRUPCION POR PUERTO P2.2 Y P2.3
```

```
P2DIR &= ~(BIT2 | BIT3); //PUERTOS COMO ENTRADA DIGITAL
```

```
P2IES &= ~(BIT2 | BIT3); // INTERRUPCION FLACO DE SUVIDA
```

```
P2IE |= BIT2 | BIT3; //ABILITAMOS LA INTERRUPCION
```

```
//-----
/* Call board init functions */
Board_initGeneral();
///----- configuracion del uart
-----
P2SEL1 |= BIT0 | BIT1; // USCI_A0 UART operation
P2SEL0 &= ~(BIT0 | BIT1);

// Startup clock system with max DCO setting ~8MHz
CSCTL0_H = CSKEY >> 8; // Unlock clock registers
CSCTL1 = DCOFSEL_3 | DCORSEL; // Set DCO to 8MHz
CSCTL2 = SELA__VLOCLK | SELS__DCOCLK | SELM__DCOCLK;
CSCTL3 = DIVA__1 | DIVS__1 | DIVM__1; // Set all dividers
CSCTL0_H = 0; // Lock CS registers

// Configure USCI_A0 for UART mode
UCA0CTLW0 = UCSWRST; // Put eUSCI in reset
UCA0CTLW0 |= UCSSEL__SMCLK; // CLK = SMCLK
// Baud Rate calculation
// 8000000/(16*9600) = 52.083
// Fractional portion = 0.083
// User's Guide Table 21-4: UCBRx = 0x04
// UCBRFx = int ( (52.083-52)*16) = 1
UCA0BR0 = 52; // 8000000/16/9600
UCA0BR1 = 0x00;
UCA0MCTLW0 |= UCOS16 | UCBRF_1;
UCA0CTLW0 &= ~UCSWRST; // Initialize eUSCI
// UCA0IE |= UCTXIE; // Enable USCI_A0 RX interrupt

//-----uara para el microcontrolador
esclavo-----
P2SEL1 |= BIT6; // USCI_A1 UART operation
P2SEL0 &= ~BIT6;
// Configure USCI_A1 for UART mode
UCA1CTLW0 = UCSWRST; // Put eUSCI in reset
UCA1CTLW0 |= UCSSEL__SMCLK; // CLK = SMCLK
// Baud Rate calculation
// 8000000/(16*9600) = 52.083
// Fractional portion = 0.083
// User's Guide Table 21-4: UCBRx = 0x04
// UCBRFx = int ( (52.083-52)*16) = 1
UCA1BR0 = 52; // 8000000/16/9600
UCA1BR1 = 0x00;
UCA1MCTLW0 |= UCOS16 | UCBRF_1;
UCA1CTLW0 &= ~UCSWRST; // Initialize eUSCI
UCA1IE |= UCRXIE; // Enable USCI_A1 RX interrupt

//-----configuracion del
DMA-UART-----
DMACTL0 = DMA1TSEL__UCA0RXIFG; //configuramos los disparadores
__data16_write_addr((unsigned short) &DMA1SA, (unsigned long) &UCA0RXBUF);
__data16_write_addr((unsigned short) &DMA1DA, (unsigned long) &String2);
DMA1SZ = 1;
DMA1CTL = DMADSTINCR_3+DMADSTBYTE+DMASRCBYTE+DMALEVEL + DMAEN+DMAIE;
//-----
```

```

-
//-----CONFIGURACION DEL ADC12-----
//---Salidas digitales
P2DIR |= BIT4 | BIT5 | BIT7;
P2OUT &= ~(BIT4 | BIT5 | BIT7);

P3DIR |= BIT2 | BIT3 | BIT4 | BIT5 | BIT6 | BIT7;
P3OUT &= ~( BIT2 | BIT3 | BIT4 | BIT5 | BIT6 | BIT7);

P4DIR |= BIT0 | BIT1 | BIT2 | BIT3 | BIT4 | BIT5 | BIT6 | BIT7;
P4OUT &= ~(BIT0 | BIT1 | BIT2 | BIT3 | BIT4 | BIT5 | BIT6 | BIT7);
//---entradas digitales -----
P1SEL1 |= BIT0 | BIT1 | BIT2 | BIT3 | BIT4 | BIT5;    // Configure ADC inputs A0 a A5
P1SEL0 |= BIT0 | BIT1 | BIT2 | BIT3 | BIT4 | BIT5;
P3SEL1 |= BIT0 | BIT1;                                //
P3SEL0 |= BIT0 | BIT1;

-
    while(REFCTL0 & REFGENBUSY);                        // If ref generator busy, WAIT (T°)
    REFCTL0 |= REFVSEL_0 + REFON;                       // Enable internal 1.2V reference (T°)
-
    ADC12CTL0 &= ~ADC12ENC;                             // Disable ADC12

-
    ADC12CTL0 = ADC12SHT0_15 | ADC12ON | ADC12MSC;      // Sampling time, ADC12 on
    ADC12CTL1 = ADC12SHP + ADC12CONSEQ_3;              // Use sampling timer
    ADC12CTL3 = ADC12TCMAP + ADC12BATMAP;              // ACTIVAMOS A30 COMO
-
    SENSOR T° INTERNO DEL MICRO y el Vin al micro
    ADC12MCTL0 = ADC12INCH_0;                          // ref+=AVcc, channel = A0
    ADC12MCTL1 = ADC12INCH_1;                          // ref+=AVcc, channel = A1
    ADC12MCTL2 = ADC12INCH_2;                          // ref+=AVcc, channel = A2
    ADC12MCTL3 = ADC12INCH_3;                          // ref+=AVcc, channel = A3
    ADC12MCTL4 = ADC12INCH_4;                          // ref+=AVcc, channel = A3
    ADC12MCTL5 = ADC12INCH_5;                          // ref+=AVcc, channel = A3
    ADC12MCTL12 = ADC12INCH_12;                        // ref+=AVcc, channel = A3
    ADC12MCTL13 = ADC12INCH_13;                        // ref+=AVcc, channel = A3
    ADC12MCTL30 = ADC12INCH_30;                        // ref+=AVcc, channel = A30 temperatura
    ADC12MCTL31 = ADC12VRSEL_1 + ADC12INCH_31 + ADC12EOS; // ref+=AVcc, channel =
    A31 + FIN DE LA SECUENCIA
    ADC12CTL2 |= ADC12RES_2;                            // 12-bit conversion results
// ADC12IER0 |= ADC12IE3;                              // Enable ADC conv complete interrupt
    while(!(REFCTL0 & REFGENRDY)); // esperamos la configuracion de la referencia (T°)
    ADC12CTL0 |= ADC12ENC | ADC12SC;                    // Start sampling/conversion
-
//TODABIANO SE CREO la interrupcion por hardware
-
//-----
__enable_interrupt();

-
    BIOS_start();
    return (0);
}

//=====
//=====
//=====
//=====
//-----INTerrupcion puerto P2-----
(Emergencia)-----
//=====

```



```

=====
Void interrupcion1(UArg arg){
    P2OUT ^= BIT5;
    if((P2IN & BIT2) != 0){
// reinio de todo el satelite
    }

    while((P2IN & BIT3) != 0){ //entra a un bucle infinito de energizar solo al modulo de
    comunicacion hasta que ese modulo diga lo contrario
        //desactiva todos los módulos excepto el de comunicaciones hasta q cambie de estado
        conecta lso cargadores a las CF
        // si entregan demaciada corriente el termico la sacara
    }

    P2IFG &= ~(BIT2 | BIT3); //limpia bandera de interrupcion
}
//=====
//-----Interrupcion cuando se comunica la computadora de abordo (OBC)
//=====
=====
unsigned int tramalrc2, tramalrc3;
Void RecepcionDatos(UArg arg)
{
    tramascii485[longbuffer] = String2; //cargamos el valor del
    bufferRx ala tramaRx
    contTrama++; //contador de trama
    if((tramascii485[longbuffer-1] == 0x0D) & (tramascii485[longbuffer] == 0x0A)){
        // si aparece 0x0A hacer:
        logitudTrama = contTrama;
        if ((tramascii485[1] == 0x30) & (tramascii485[2] == 0x31)){
            // si es para el micro del sitema de potencia entra al
            bucle
            for(copyTrama = 0; copyTrama < logitudTrama; copyTrama++){
                tramaRx[copyTrama] = tramascii485[copyTrama];
            }
            LRCRx=0;
            for(iLRCR = 0; iLRCR < (logitudTrama-3); iLRCR++){
                LRCRx = (LRCRx + tramaRx[iLRCR]) & 0xFF;
            }

            valorLRCRx = ((LRCRx ^ 0xFF)+1) & 0xFF;

            tramalrc2= (valorLRCRx >> 4);
            if(tramalrc2 >= 0x0A) comprobarLRCRx1 = tramalrc2 + 0x37;
            else comprobarLRCRx1 = tramalrc2 + 0x30;
            tramalrc3=(valorLRCRx & 0x0F);
            if(tramalrc3 >= 0x0A) comprobarLRCRx2 = tramalrc3 + 0x37;
            else comprobarLRCRx2 = tramalrc3 + 0x30;

            // if ((comprobarLRCRx1 == tramaRx[logitudTrama-3]) & (comprobarLRCRx2
            == tramaRx[logitudTrama-2])){

```

```

//P4OUT |= BIT3;
//__delay_cycles(20000);
//P4OUT &= ~BIT3;
if((tramaRx[3]==0x31)&(tramaRx[4]==0x31)) funcion1(); //le envia
todo las medidas del EPS
if((tramaRx[3]==0x31)&(tramaRx[4]==0x32)) funcion2(); //reinia
el NanoSatelite
if((tramaRx[3]==0x31)&(tramaRx[4]==0x33)) funcion3();
//infoerme rápido
if((tramaRx[3]==0x31)&(tramaRx[4]==0x34)) funcion4(); //no
definido
if((tramaRx[3]==0x31)&(tramaRx[4]==0x35)) funcion5(); //no
definido
if((tramaRx[3]==0x31)&(tramaRx[4]==0x36)) funcion6(); //no
definido
//aumentar estas funciones de todas estass
// }

// else tramaError(); //Envia un mensaje al OBC que la trama
recibida esta con error

}

contTrama = 0; //reiniciar el contador
de trama
longbuffer = 0; //empesar llenar el
buffer de nuevo
}
else longbuffer++; //incrementamos el
buffer para llenar hasta 0A
if (longbuffer == 20) longbuffer=0; // MODIFICAR ESTO SI
AUMENTAMOS EL BUFFER DE RECEPCION
DMA1CTL &= ~DMAIFG; // limpiar bandera para recibir otro caracter
DMA1CTL |= DMAEN; // activar DMA enviar para recibir otro caracter
}
//=====
//-----Programa parae recepcion de datos del microcontrolador esclavo-
Interrupcion UART
//=====
=====
volatile unsigned char tramaMicro2[99]; //trama que viene del micro esclavo
unsigned int contadorMicro2 =0; //contador para recibir datos
unsigned int copyTramaMicro2 = 0; //Contador para copiar datos recibidos a Trama1 (Trama
pricipal)
unsigned int formarTrama1 = 5; //Contador para ordenar datos recibidos a la Trama1 (Trama
pricipal)
//volatile unsigned char Trama2[99];
Void datosMicro2(UArg arg){

while (!(UCA1IFG&UCRXIFG)); //autorizacion para recibir nuevo dato
tramaMicro2[contadorMicro2]=UCA1RXBUF; //dato recibido se guarda en una buffer
temperal
if(tramaMicro2[0] == 0x3A) contadorMicro2++; //Analiza donde inicia la trama de que
ecibe
else contadorMicro2 =0; //si no encuantra (3A) inicio de trama

```

```

no forma la trama
if((tramaMicro2[0] == 0x3A) & (tramaMicro2[97]==0x0D) & (tramaMicro2[98]==0x0A)){
//formar trama una ves recibido toda la trama

    contadorMicro2 = 0;
    //contador listo para recibir la siguiente trama
    for(copyTramaMicro2 = 1;copyTramaMicro2 < 97;copyTramaMicro2++){
//Incluimos la trama recibida en la trama principal Trama1[5] a Trama[100]
        Trama1[formarTrama1] = tramaMicro2[copyTramaMicro2];
        formarTrama1++;
    }
    formarTrama1=5; //contador listo para incluir la siguiente trama recibida en Trama1
}
}
//=====
//-----Activa un vander a cada 4 segundos
//=====
//-----INTERRUPCION PARA QUE RECOGER DATOS formar la Trama1 - 4s----- (clock0, 12)
recogerDataADC-----
Void recogerDataADC(UArg arg) {
    //-----
    Semaphore_post(semaforoAscii); //autoriza tarea generar ascii
}
//-----
//-----7
//=====
//-----Activa un vander a cada 8 segundos
//=====
//-----INTERRUPCION PARA Calcular energia 8s----- (clock1)
recogerDataADC-----
int asciiHexdecimal[4];
int AA;
int BB;
int EE;
int DD;
unsigned int extraerDatos =5;
unsigned int DatosMicro2[24]; //datos obtenidos por el esclavo
unsigned int ContDatosMicro2=0;
Void CalcularEnergia(UArg arg) {
    P3OUT ^= BIT6;

    while (extraerDatos < 101){ // 133 es (32 datos *4 ASCIIs)+4 slot +1

        AA = (Trama1[extraerDatos]-(0x30))*1000;
        BB = (Trama1[extraerDatos+1]-(0x30))*100;
        EE = (Trama1[extraerDatos+2]-(0x30))*10;
        DD = Trama1[extraerDatos+3]-(0x30);
        DatosMicro2[ContDatosMicro2] = AA+BB+EE+DD;
        ContDatosMicro2++;
        extraerDatos=extraerDatos+4;
    }
    ContDatosMicro2=0;
}

```

```
extraerDatos =5;
```

```
//adquiridos por el esclavo-----
```

```
Vbus5V      = (((DatosMicro2[0])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.5152;
Ibus5V      = DatosMicro2[1];
Vbus12V     = (((DatosMicro2[2])*3.3/4096)-(3.3/8192))*3.6364;
Ibus12V     = DatosMicro2[3];
VbusN5V     = (((DatosMicro2[4])*3.3/4096)-(3.3/8192))*(-1.5152);
Vbus25V     = (((DatosMicro2[5])*3.3/4096)-(3.3/8192));
Vbateria5   = (((DatosMicro2[6])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Vbateria6   = (((DatosMicro2[7])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Vbateria7   = (((DatosMicro2[8])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Vbateria8   = (((DatosMicro2[9])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Vbateria1   = (((DatosMicro2[10])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Vbateria2   = (((DatosMicro2[11])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Vbateria3   = (((DatosMicro2[12])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Vbateria4   = (((DatosMicro2[13])*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.2576;
Tmicrocontrolador2 = DatosMicro2[14];
Vmicrocontrolador2 = (((DatosMicro2[15])*3.3/4096)-(3.3/8192));
```

```
// adquiridos por el maestro-----
```

```
Vcf         = (((ADC12MEM0)*3.3/4096)-(3.3/8192)*6.0606); //hasta 20 voltios
Icf         = ADC12MEM1;
VinCargador = (((ADC12MEM2)*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.5152;
IinCargador = ADC12MEM3;
VbusPrincipal = (((ADC12MEM4)*3.3/4096)-(3.3/8192))*1.5152;
IbusPrincipal = ADC12MEM5;
Vbus33V     = (((ADC12MEM12)*3.3/4096)-(3.3/8192));
Ibus33V     = ADC12MEM13;
Tmicrocontrolador1 = ADC12MEM30;
Vmicrocontrolador1 = (((ADC12MEM31)*3.3/4096)-(3.3/8192));
```

```
//datos determinados para el control-----
```

```
//-----Energia en porcentaje-----
```

```
EnergiaB1 = (74.074*Vbateria1)-203.7;
EnergiaB2 = (74.074*Vbateria2)-203.7;
EnergiaB3 = (74.074*Vbateria3)-203.7;
EnergiaB4 = (74.074*Vbateria4)-203.7;
```

```
EnergiaB5 = (74.074*Vbateria5)-203.7; // en el prototipo del EPS no se encuentra estas
baterias
```

```
EnergiaB6 = (74.074*Vbateria6)-203.7;
EnergiaB7 = (74.074*Vbateria7)-203.7;
EnergiaB8 = (74.074*Vbateria8)-203.7;
```

```
EneriaTotal = ((EnergiaB1+EnergiaB2+EnergiaB3+EnergiaB4)/4);
```

```
//control para que no descarguen las baterias mas de lo indicado.
```

```
energiaBat(); //analiza si hexiste energia suficiente para energizar
desactivarCF();
estadoBat();
```

```
}
```

```
//-----
```

```
//=====
```

```
//-----si no hace nada entra al modo SLEEP
```

```
//=====
```

```
Void taskADC3(UArg arg0, UArg arg1)
```

```
{
    while(1){

        P1OUT |= BIT4;
        __delay_cycles(200000);
        P1OUT &= ~BIT4;
        __delay_cycles(200000);
    }
}

//=====
//-----Forma la Trama 1 con el LRC incluido
//=====
//-----Tarea generar trama ASCII -----(esta tarea activa el timer)
unsigned char datosAdquiridos1[145]; //primera trama para transmitir
unsigned int copyTrama1;

Void formarAscii(UArg arg0, UArg arg1)
{
    while(1){
        Semaphore_pend(semaforoAscii, BIOS_WAIT_FOREVER);
        P4OUT ^= BIT6;
//----- Adquiere los 10 primeros datos -----
        DatosADC[0] = ADC12MEM0; // V CF
        DatosADC[1] = ADC12MEM1; // I CF
        DatosADC[2] = ADC12MEM2; // V In cargador
        DatosADC[3] = ADC12MEM3; // I In cargador
        DatosADC[4] = ADC12MEM4; // V bus principal
        DatosADC[5] = ADC12MEM5; // I bus principal
        DatosADC[6] = ADC12MEM12; // V bus 3.3
        DatosADC[7] = ADC12MEM13; // I bus 3.3
        DatosADC[8] = ADC12MEM30; // Temperatura uC1
        DatosADC[9] = ADC12MEM31; // Voltaje uC1

        // P4OUT ^= BIT6;
        //configuracion para obtener la temperatura del micro
        //temp = ADC12MEM4;
            //importante tempMSP430ModPotencia =
            (float)(((long)ADC12MEM30 - CALADC12_12V_30C) * (85 - 30)) /
            //importante (CALADC12_12V_85C - CALADC12_12V_30C) + 30.0f;
            //importante tempMSP1=tempMSP430ModPotencia;
            //aproximacion a aun entero la temperatura del micro 1
        // if (tempMSP430ModPotencia < 0) signoTemp = 0x2D;
        // else signoTemp = 0x2B;

// Formamos la primera trama
        Trama1[0]=0x3A;
        Trama1[1]=0x30;
        Trama1[2]=0x30;
        Trama1[3]=0x30;
        Trama1[4]=0x30;

        for(indexDatosADC=0;indexDatosADC < 10; indexDatosADC++){ //barrido para formar trama
            converde(DatosADC[indexDatosADC]);
            while (Contadordecasii < 4){
```

```

Tramal[indexTramal]=decascii[Contadordecascii];
Contadordecascii++;
indexTramal++;
}

```

```

Contadordecascii=0;

```

```

}

```

```

indexTramal=101;

```

```

lrc();

```

```

Tramal[143]= 0x0D;

```

```

Tramal[144]=0x0A;

```

```

// copiar trama

```

```

for(copyTramal = 0;copyTramal < 145; copyTramal++){
    datosAdquiridos1[copyTramal] = Tramal[copyTramal];
}

```

```

}

```

```

}

```

```

//=====
=====

```

```

//-----vonvercion de hexadecimal a ASCCII

```

```

//-----
-----

```

```

//=====variables conversion-----

```

```

unsigned int datodecim,savedeci,conttt,salvcontt,indexasci;

```

```

unsigned int tamas;

```

```

void converde(int DATAS){

```

```

    conttt=0;

```

```

    savedeci = DATAS;

```

```

    tamas = 1000;//pow(10, (contt-1));

```

```

    //indexasci

```

```

    for(indexasci=0;indexasci<4; .indexasci++){

```

```

        decascii[indexasci] = (savedeci/tamas)+0x030;

```

```

        savedeci = (savedeci % tamas);

```

```

        tamas= tamas/10;}

```

```

}

```

```

//=====
=====

```

```

//-----calcula el LRC de la Trama1

```

```

//-----
-----

```

```

/// determinar LRC par al atrama 1

```

```

unsigned int tramalrcl,tramalrc;

```

```

void lrc(){

```

```

    for(iLRCT = 0;iLRCT < 141; iLRCT++){

```

```

        LRCTx = (LRCTx + Tramal[iLRCT]) & 0xFF;

```

```

    }

```

```

    valorLRCTx = ((LRCTx ^ 0xFF)+1) & 0xFF;

```

```

    tramalrcl= (valorLRCTx >> 4);

```

```

    if(tramalrcl >= 0x0A) Tramal[141] = tramalrcl + 0x37;

```

```

    else Tramal[141] = tramalrcl + 0x30;

```

```

    tramalrc=(valorLRCTx & 0x0F);

```

```

if(tramalrc >= 0x0A) Tramal[142] = tramalrc + 0x37;
else Tramal[142] = tramalrc + 0x30;
}
//=====
//-----Calcula la potencia del Nano-Satélite para toma de deciciones
//-----banderas internas
unsigned int ModulosOFF=0; //bandera que indica: 1 Energia insuficiente, 0 energia mayor a
20%
void energiaBat(){
    if(ModulosOFF >= 1){
        if(EneriaTotal > 20){
            //encender todos los modulos
            P4OUT &= ~(BIT4 | BIT5 | BIT6 | BIT7) ;
            ModulosOFF=0; //bandera
        }
    }

    if(EneriaTotal < 1){ //condicion cuando no hay energia y pone la bandera
        //desenergizar los modulos
        P4OUT |= BIT4 | BIT5 | BIT6 | BIT7 ;
        ModulosOFF = 1; //bandera
    }
}
//=====
//-----Calcula la potencia del Nano-Satélite para toma de deciciones
float CorrienteConsumo;
unsigned int Cfoff = 0; //bandera conexion CF: 1 CF no conectada, 0 CF conectada
void desactivarCF(){
    if (Cfoff >=1){
        if(EneriaTotal <= 90){
            //conectar CF
            P3OUT &= ~(BIT3 | BIT4 | BIT5 | BIT6) ;
            //PARA LAS ULTIMAS 4 BATERIAS
            // P3OUT &= ~BIT7;
            // P4OUT &= ~(BIT0 | BIT1 | BIT2);
            Cfoff=0;
        }
    }
    CorrienteConsumo = 0.1756 + IbusPrincipal; //corriente de flote en cuatro baterias es
(4*43.9mA)= 0.1756A.
    if((EneriaTotal > 100) & (IinCargador > CorrienteConsumo)){ //indica que la corriente
restante del generador esta entrando a las baterias y no es correcto
//ya que las baterias al 100% estan
en flote y no se actua al instante
porque el termico lo saca antes

//desconectar las CF mediante los cargadores
    P3OUT |= BIT3 | BIT4 | BIT5 | BIT6 ;
    //PARA LAS ULTIMAS 4 BATERIAS
    // P3OUT |= BIT7;
    // P4OUT |= BIT0 | BIT1 | BIT2;
    Cfoff = 1; // bandera que se desconecto CF
}
}
//=====

```

```

=====
//-----Estado de los
cargadores_-----
//unsigned int ContFallasBat1=0;
//unsigned int ContFallasBat2=0;
//unsigned int ContFallasBat3=0;
//unsigned int ContFallasBat4=0;
//unsigned int ContFallasBat1=0;
*//unsigned int ContFallasBat1=0;
//unsigned int ContFallasBat1=0;
//unsigned int ContFallasBat1=0;
void estadoBat () {

    if(DatosMicro2[16]==3){
        P3OUT |= BIT3;
        __delay_cycles(80000); //reseteamos el cargador (10ms)
        P3OUT &= ~BIT3;
    }
    if(DatosMicro2[17]==3){
        P3OUT |= BIT4;
        __delay_cycles(80000); //reseteamos el cargador (10ms)
        P3OUT &= ~BIT4;
    }
    if(DatosMicro2[18]==3){
        P3OUT |= BIT5;
        __delay_cycles(80000); //reseteamos el cargador (10ms)
        P3OUT &= ~BIT5;
    }
    if(DatosMicro2[19]==3){
        P3OUT |= BIT6;
        __delay_cycles(80000); //reseteamos el cargador (10ms)
        P3OUT &= ~BIT6;
    }
}
// hatas DatosMicro2[23] par alas 8 baterias
if((DatosMicro2[16]==3)&(DatosMicro2[17]==3)&(DatosMicro2[18]==3)&(DatosMicro2[19]==3) &
(EneriaTotal < 5)){
    P2OUT |= BIT4; // REINICIO DE SATELITE
    //Reiniciar el Nanosatélite
}
}
//=====
//=====Funciones solicitadas por el
OBC=====
//-----
-----
//-----funcion para enviar datos-----
//envia datos de todas las mediciones asquiridas
void funcion1 () {
    //cambia la cabesera de la trama
    // Trama[0]=0x3A;
    // Trama[1]=0x30;
    // Trama[2]=0x30;
}

```



```
Trama1[3]=tramaRx[3]; //funcion las misma que llego
Trama1[4]=tramaRx[4]; //funcion la misma que llego
```

```
    IndexTx = 0;
    // P3OUT |= BIT6;
    while(IndexTx < 145){
        while(!(UCA0IFG&UCTXIFG));
        UCA0TXBUF = Trama1[IndexTx];
        IndexTx++;
    }
    __delay_cycles(20000000);
    // P3OUT &= ~BIT6;
```

```
//rinio de todo el satélite
void funcion2(){
```

```
    P2OUT |= BIT4;
```

```
    //informe rapido del estado EPS
```

```
    //estado de baterias y cargador 1 esta bien 0 existe fallas
```

```
    unsigned int EstBat01;
    unsigned int EstBat02;
    unsigned int EstBat03;
    unsigned int EstBat04;
    unsigned int EstadoCargaBat;
    unsigned int EstadoVoltaje;
    unsigned int EstadoNanoUNSAAC;
```

```
    //unsigned int EstBat05;
    //unsigned int EstBat06;
    //unsigned int EstBat07;
    //unsigned int EstBat08;
```

```
void funcion3(){
```

```
    if(DatosMicro2[16]==3) EstBat01=0;
    else EstBat01=1;
    if(DatosMicro2[17]==3) EstBat02=0;
    else EstBat02=1;
    if(DatosMicro2[18]==3) EstBat03=0;
    else EstBat03=1;
    if(DatosMicro2[19]==3) EstBat04=0;
    else EstBat04=1;
```

```
    EstadoCargaBat = EstBat01 & EstBat02 & EstBat03 & EstBat04; //uno esta perfecto los
    cargadores y baterias
```

```
    if( 4 < Vbus5V <5.5){
        if( 11 < Vbus12V <12.5){
            if( 3 < VbusN5V <5.5){
                if( 2.3 < Vbus25V <2.7){
                    if( 2.6 < Vmicrocontrolador2 < 3.6){
                        if( 2.6 < VbusPrincipal < 5.5){
                            if( 2.6 < Vbus33V < 3.6){
                                if( 2.6 < Vmicrocontrolador1 < 3.6){
                                    EstadoVoltaje=1; //estado de voltajes dentro del rango
                                }
                            }
                        }
                    }
                }
            }
        }
    }
}
```

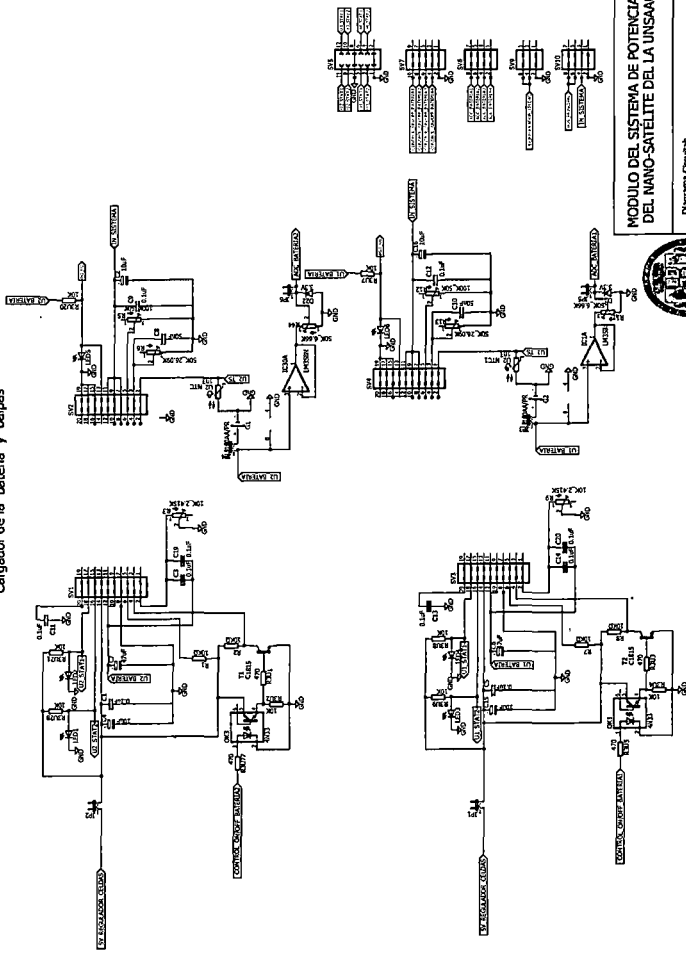
```
    }
  }
}
}
}
else EstadoVoltaje=0;
EstadoNanoUNSAAC = EstadoCargaBat & EstadoVoltaje;
if (EstadoNanoUNSAAC >= 1){ //enviar la misma trama recibida
  IndexTx = 0;
  while(IndexTx < 11){
    while(!(UCA0IFG&UCTXIFG));
    UCA0TXBUF = tramaRx[IndexTx];
    IndexTx++;
  }
  __delay_cycles(200000);
}
}
}
void funcion4(){
}
void funcion5(){
}
void funcion6(){
}
```

ANEXO E

PLANOS CIRCUITALES DEL PROTOTIPO DEL MÓDULO DE POTENCIA



Cargador de la batería y balpas



MODULO DEL SISTEMA DE POTENCIA DEL NANO-SATELITE DELLA UNSAAC

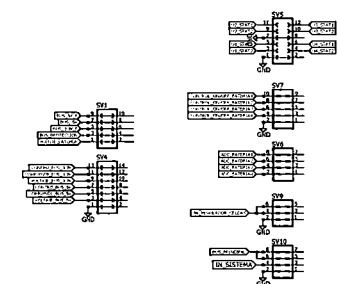
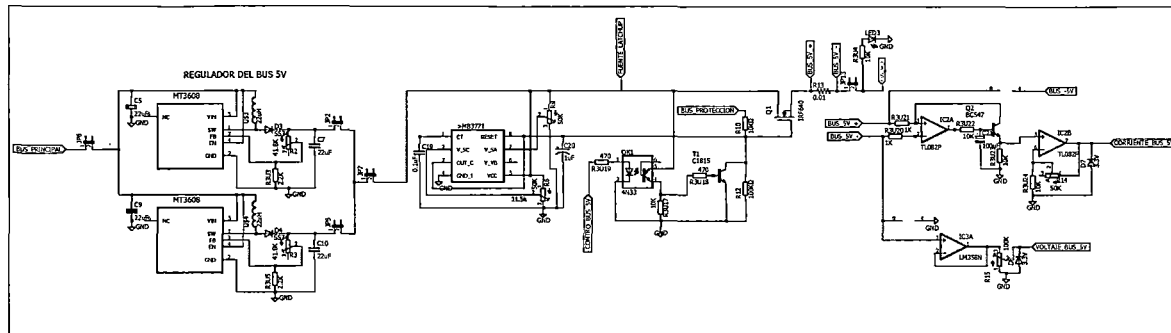
Diagrama Circuito: Digital, control y batería 3 y 4

Proyecto de tesis de ingeniería de sistemas de control de potencia para el desarrollo de un nanosatélite de comunicaciones en órbita terrestre.

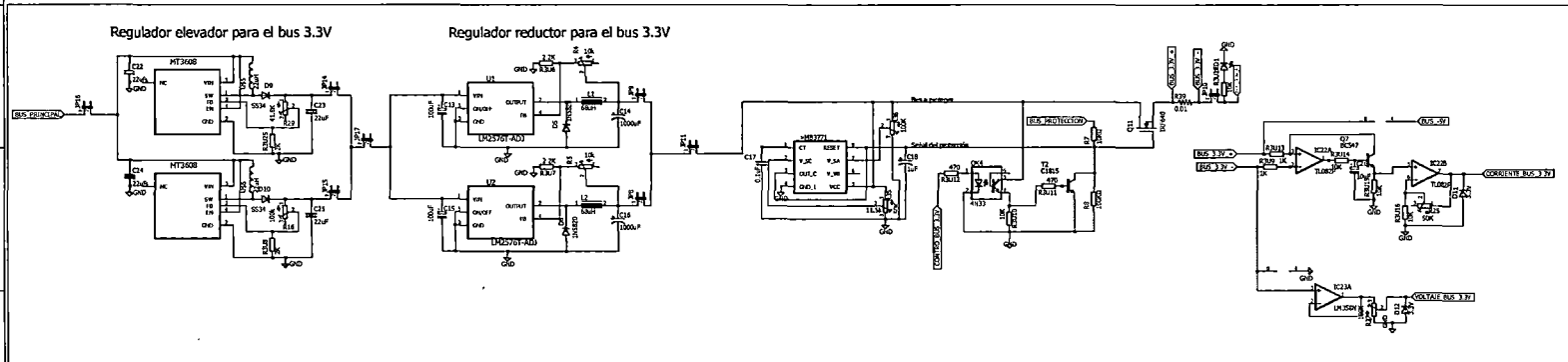
Noviembre 2015 - Cusco

Placa: 1/6

BUS 5v



BUS 3.3v



MÓDULO DEL SISTEMA DE POTENCIA DEL NANO-SATELITE DEL LA UNSAAC

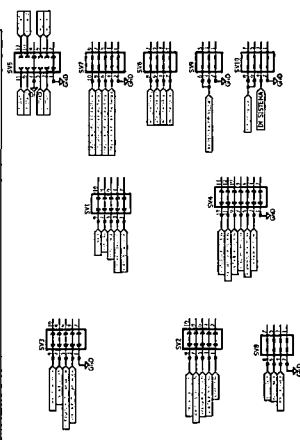
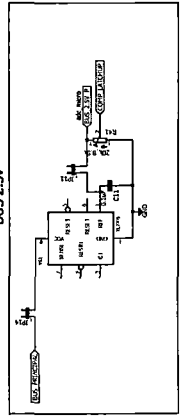
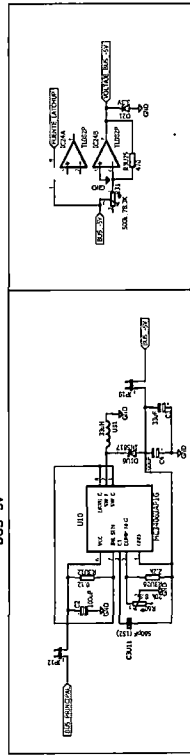
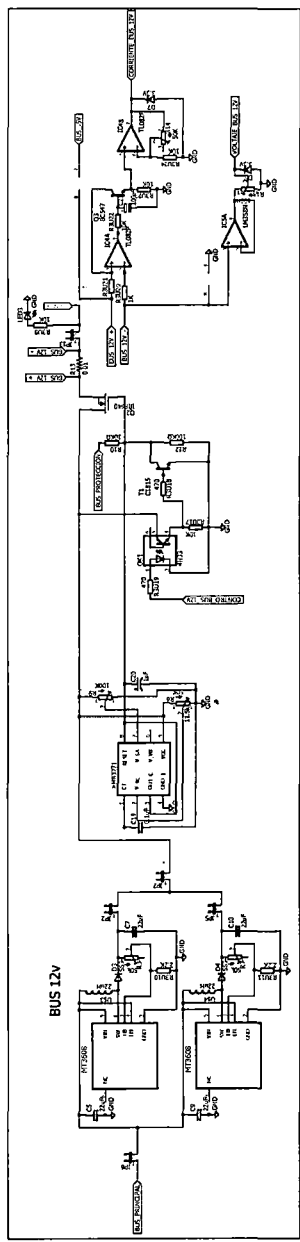
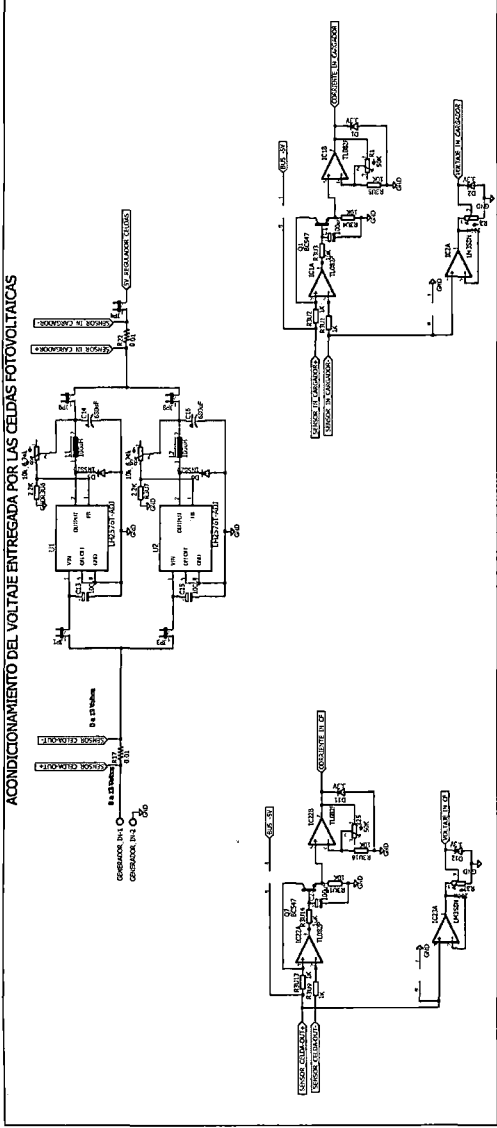
Diagrama Circuital:
Buses 5V y 3.3V

Proyecto Curricular:
Diseño y construcción de un Nano-Satélite con sensores de temperatura y humedad para el espacio de la carrera de Ingeniería de Sistemas.

Noviembre 2015 - Cusco

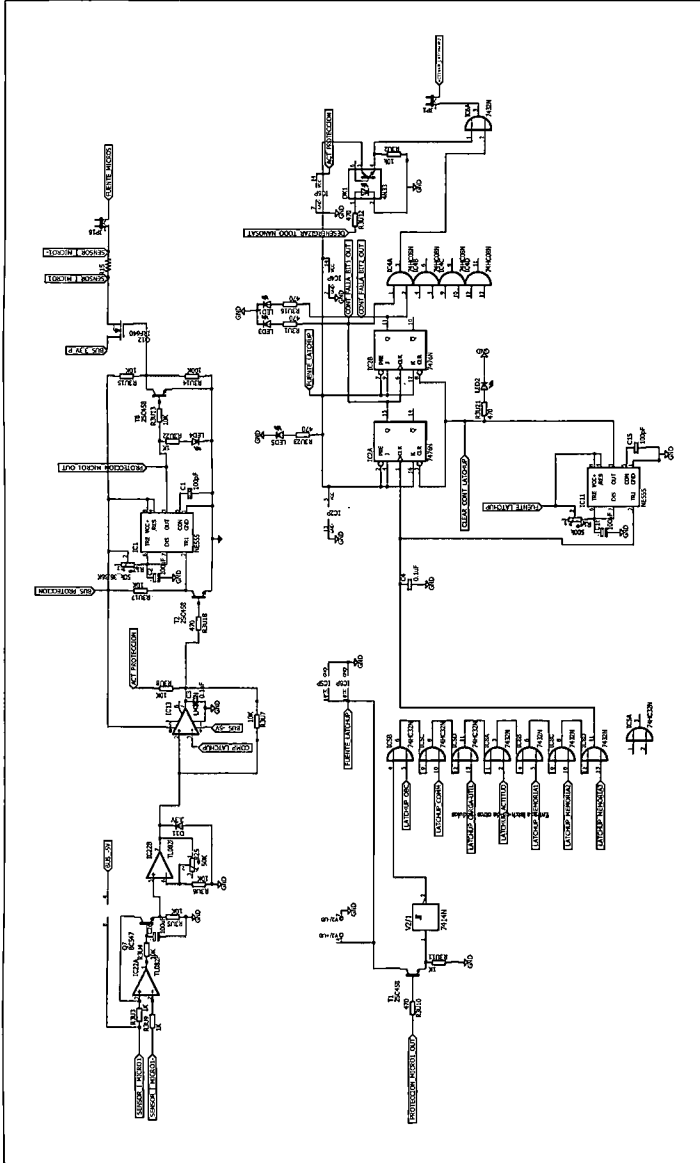
Placa: 3/6

ACONDICIONAMIENTO DEL VOLTAJE ENTREGADA POR LAS CELDAS FOTOVOLTAICAS

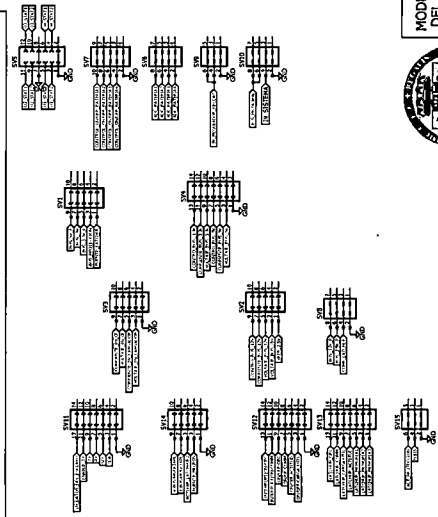
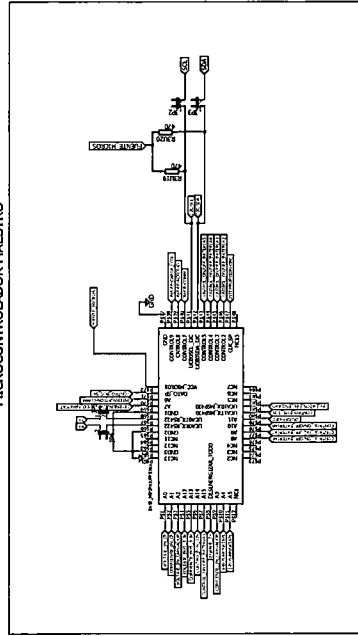


MODULO DEL SISTEMA DE POTENCIA DEL NANO-SATELITE DEL LA UNSAAC
 Diagrama Circuitual: Acondicionamiento voltaje de entrada, Bus 12V, Bus -5V y Bus 2.5V
 Proyecto Director: [Name] / [Name]
 Autor: [Name] / [Name]
 Noviembre 2015 - Cuzco

PROTECCIÓN LATCH-UP



MICROCONTROLADOR MAESTRO



MODULO DEL SISTEMA DE POTENCIA DEL NANO-SATELITE DEL LA UNSAAC

Diagrama Circuit: Protección Latch-up

Centro de Investigación y Desarrollo en Ingeniería de Energía y Ambiente

Noviembre 2015 - Cúcuta

Placa: 5/6

