



# UNIVERSIDAD NACIONAL DE SAN ANTONIO ABAD DEL CUSCO

FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA,  
ELECTRÓNICA, INFORMÁTICA Y MECÁNICA

ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA  
ELECTRÓNICA

## “DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DE PRUEBAS DE TEMPERATURA EN VACÍO PARA LA CÁMARA TÉRMICA DEL NANOSATÉLITE UNSAAC SAT-I”

*Tesis para optar el grado de  
INGENIERO ELECTRÓNICO*

**PRESENTADO POR:**

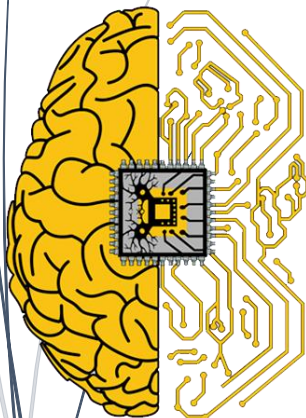
*Bach. LAVILLA ALVAREZ, YOEL JUSTO*

**ASESOR:** *Ing. Alex Jhon Quispe Mescco*

**TESIS FINANCIADA POR LA UNSAAC**

*Cusco-Perú  
2017*

INGENIERIA  
ELECTRONICA  
UNSAAC



## AGRADECIMIENTOS

*Quiero agradecer en primer lugar a mis padres por darme ese apoyo incondicional, porque ellos estuvieron en los días más difíciles de mi vida como estudiante y por los ánimos para cumplir mis objetivos.*

*Agradezco también a todos mis docentes de la Escuela Profesional de Ingeniería Electrónica quienes fueron mis tutores e instructores para ejercer la vocación de mi vida, así como también agradezco a los ingenieros residentes y compañeros de trabajo de la Central Hidroeléctrica Machupicchu-CHM, ellos me instruyeron en el campo de acción de un profesional y sobre todo a valorar el trabajo con responsabilidad y al trabajo en equipo.*

*Agradezco a Dios por darme la salud que tengo y las bendiciones para poder salir adelante, como también a los integrantes del Proyecto UNSAAC SAT-I por haber pasado gratos momentos y hacer amena la convivencia durante el desarrollo de este trabajo.*

*Estoy seguro que mis metas planteadas darán fruto en el futuro y por ende me debo esforzar cada día para ser mejor en la vida laboral y en todo lugar a donde vaya sin olvidar el respeto a las personas, a la Pachamama y a la vida.*

*‘‘Ahora digo –dijo a esta sazón don Quijote–, que el que lee mucho y anda mucho, ve mucho y sabe mucho.*

*Lo importante no es solo conseguir tu objetivo, sino haber disfrutado del camino y no perder nunca la dirección.*



## INTRODUCCIÓN

El hombre es curioso por naturaleza y más por lo desconocido, el espacio exterior tiene todos los ingredientes para despertar ese interés, la tecnología espacial para el hombre comenzó en 1957, que por iniciativa del país soviético pusieron en órbita al Sputnik I, el cual sería su primer satélite artificial. No quedándose atrás el siguiente año los Estados Unidos de Norteamérica lanza el suyo, el Explorer I. Esto dio inicio a la carrera espacial alrededor de todo el mundo ya para los años 50, pues significaba otro rumbo en las telecomunicaciones.

En el Perú en los últimos años se dieron aportes significativos en temas aeroespaciales, así como la Pontificia Universidad Católica del Perú con el PUCP-Sat, la Universidad Alas Peruanas con el UAP-Sat y la Universidad Nacional de Ingenierías con el Chaski I, la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco no quedándose atrás dio la aprobación a la construcción de su propio satélite artificial, egresados de la escuela profesional de INGENIERÍA ELECTRÓNICA forman parte del grupo de investigación para el proyecto CANON: "DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN NANO-SATÉLITE CONTENIENDO UNA CÁMARA DE RESOLUCIÓN MEDIA PARA EL ESTUDIO ÓPTICO DE LA COBERTURA DE NUBES SOBRE LA REGIÓN CUSCO". En este nano-satélite fuera de la misión espacial principal necesita pasar por diversas pruebas ambientales y simulaciones del ambiente a condiciones físicas propias de la termosfera para observar el comportamiento y garantizar el correcto funcionamiento de los subsistemas, de estas pruebas físicas las principales que debe pasar un nano-satélite son prueba de Interferencia Electromagnética, Prueba de Vibración y Prueba Térmica y de Vacío y que para objetivos de este trabajo soportar altas y bajas temperaturas así como también bajas presiones.

El nano-satélite a diseñar será del tipo CubeSat, que debe tener un peso aproximado de 3 kg y con estándares internacionales unas medidas de 3U (10x10x30cm) con una transmisión en banda UHF y banda S, la misión es la de tomar fotografías sobre la región del Cusco para realizar un estudio de la cobertura de nubes.

Estas son las primeras experiencias de la UNSAAC en temas aeroespaciales, por tal es motivo para inculcar a los estudiantes de pregrado y egresados en avocarse en investigación y conocimientos en el área de las tecnologías aeroespaciales y así poder ser partícipes de este movimiento tecnológico de los CubeSat en el mundo.

## RESUMEN

En la presente tesis se detalla el desarrollo de un sistema de control de temperatura en condición de vacío dedicada a las pruebas físicas del nano satélite UNSAAC SAT-I, para cumplir este objetivo principal se han desarrollado también otros subsistemas que hacen posible el cumplimiento de la funcionalidad de ésta máquina interdisciplinaria, porque ha sido implementada bajo fundamentos del conocimiento en electrónica, eléctrica, mecánica y en programación digital, por ello se presenta el análisis, diseño e implementación de éste módulo para el nano satélite de la Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco, que pertenece 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.

Para el detalle de este trabajo se ha estructurado el estudio y el desarrollo en siete capítulos los cuales se resume a continuación.

En el capítulo 1, se presenta los puntos más importantes del esquema del trabajo, como el problema objeto de investigación, los antecedentes, la justificación que cita el propósito de la investigación, los objetivos, la hipótesis, los alcances y sus limitaciones.

En el capítulo 2, se encuentra el marco teórico para el diseño de este módulo y consideraciones que tenga que ver con nano satélites, el ambiente espacial y pruebas similares desarrolladas por otros equipos para CubeSat.

En el capítulo 3, se ha de apreciar las consideraciones de diseño y análisis de los subsistemas que integran al módulo en su integridad y sus conexiones entre ellos.

En el capítulo 4, se presenta el proceso de la implementación de los subsistemas reales para su puesta en funcionamiento.

En el capítulo 5, se encuentra el diseño del controlador en software en la plataforma LabVIEW.

En el capítulo 6, se muestra los resultados de las pruebas del módulo en físico implementado, su comportamiento y los datos que nos ofrece dicho módulo.

En el capítulo 7, se incluye el costo en el desarrollo en conjunto de la presente tesis.

Finalmente se citan las conclusiones obtenidas y sus respectivas recomendaciones respecto al estudio y desarrollo del tema de tesis así como un CD con todos los recursos intelectuales, diseños de placas, algoritmos de programación, planos de ingeniería, programas en MatLab y la documentación bibliográfica.

# ÍNDICE

|  |       |
|--|-------|
| AGRADECIMIENTOS.....   | II    |
| INTRODUCCIÓN .....   | III   |
| RESUMEN.....   | IV    |
| LISTA DE SIGLAS Y ABREVIATURAS .....                             | XII   |
| ÍNDICE DE FIGURAS.....   | XIII  |
| ÍNDICE DE TABLAS.....  | XVIII |
| 1. CAPÍTULO I.....   | 1     |
| GENERALIDADES.....   | 1     |
| 1.1. PROBLEMA OBJETO DE INVESTIGACIÓN.....                       | 1     |
| 1.2. ANTECEDENTES.....   | 1     |
| 1.3. JUSTIFICACIÓN.....  | 2     |
| 1.4. OBJETIVOS.....  | 2     |
| 1.4.1. Objetivo general.....                                     | 2     |
| 1.4.2. Objetivos específicos.....                                | 2     |
| 1.5. HIPÓTESIS.....  | 2     |
| 1.6. ALCANCES Y LIMITACIONES.....                                | 3     |
| 1.6.1. Alcances:.....  | 3     |
| 1.6.2. Limitaciones:.....  | 3     |
| 2. CAPÍTULO II.....  | 4     |
| MARCO TEÓRICO .....  | 4     |
| 2.1. Actividades de la UNSAAC en el desarrollo aeroespacial..... | 4     |
| 2.2. Clasificación de los satélites.....                         | 5     |
| 2.2.1. Según su masa.....  | 5     |
| 2.2.2. Según el tipo de órbita.....                              | 6     |
| 2.2.2.1. Forma.....  | 6     |
| 2.2.2.2. Inclinación.....  | 7     |
| 2.2.2.3. Altura.....   | 7     |
| i. Órbita terrestre baja (LEO, Low Earth Orbit): .....           | 8     |

|  |    |
|--|----|
| i. Órbita media (MEO, Medium Earth Orbit):.....                | 8  |
| ii. Órbita geoestacionaria (GEO, Geostationary Orbit): .....   | 8  |
| 2.2.3. Según su aplicación.....                                | 10 |
| 2.2.3.1. Científicos .....                                     | 10 |
| 2.2.3.2. Comunicaciones .....                                  | 10 |
| 2.2.3.3. Meteorológicos .....                                  | 10 |
| 2.2.3.4. Exploración de recursos naturales .....               | 10 |
| 2.2.3.5. Navegación .....                                      | 11 |
| 2.2.3.6. Militares .....                                       | 11 |
| 2.2.3.7. Investigación Planetaria .....                        | 11 |
| 2.2.3.8. Tecnológicos.....                                     | 11 |
| 2.2.3.9. Estaciones Espaciales .....                           | 11 |
| 2.3. Tecnología CubeSat.....                                   | 11 |
| 2.3.1. Primer lanzamiento de un CubeSat.....                   | 14 |
| 2.4. El P-POD.....   | 16 |
| 2.5. Características principales de los CubeSat.....           | 17 |
| 2.6. Módulos particulares de un CubeSat.....                   | 19 |
| 2.6.1. Módulo de la computadora de abordo - OBC. ....          | 19 |
| 2.6.2. Módulo de comunicaciones - COMM.....                    | 19 |
| 2.6.3. Módulo de energía o de potencia - EPS. ....             | 19 |
| 2.6.4. Módulo de orientación o control de actitud - ADCS. .... | 20 |
| 2.6.5. Módulo de del PayLoad o carga útil. ....                | 20 |
| 2.6.6. Módulo de control térmico .....                         | 20 |
| 2.6.7. Estructura Mecánica.....                                | 21 |
| 2.7. Requerimientos de evaluación de un CubeSat. ....          | 22 |
| 2.7.1. Niveles de evaluación para CubeSat. ....                | 22 |
| 2.7.1.1. La certificación. ....                                | 23 |
| i. Certificación de prototipo. ....                            | 23 |
| ii. Certificación de protovuelo.....                           | 23 |

|   |  |    |
|---|--|----|
| 2.7.1.2.  | La aceptación.....   | 23 |
| 2.7.2.  | Pruebas particulares en tierra para CubeSat. ....                                    | 25 |
| 2.7.2.1.  | Prueba de vibraciones.....   | 26 |
| 2.7.2.2.  | Horneado térmico al vacío – termo vacío.....   | 26 |
| 2.7.2.3.  | Prueba de interferencia electromagnética. ....                                       | 26 |
| 2.7.2.4.  | Prueba de impacto mecánico.....  | 27 |
| 2.7.2.5.  | Prueba de inspección visual. ....  | 27 |
| 2.8.  | El medio espacial – contexto para el UNSAAC SAT-I (órbita LEO). ....                 | 27 |
| 2.8.1.  | Características del medio espacial. ....   | 27 |
| 2.8.2.  | Contexto espacial donde orbitará el UNSAAC SAT-I (órbita LEO). ....                  | 29 |
| 2.9.  | Prueba de temperatura y vacío para nano-satélite. ....                               | 31 |
| 2.9.1.  | Prueba de desgasificación u horneado en vacío. ....                                  | 32 |
| 2.9.2.  | Prueba de ciclo térmico.....   | 34 |
| 3.  | CAPÍTULO III.....  | 36 |
| CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN ..... |  | 36 |
| 3.1.  | MEDICIÓN DE TEMPERATURA, COMPARACIÓN Y DETERMINACIÓN DEL SENSOR DE TEMPERATURA. .... | 36 |
| 3.1.1.  | Medida de la temperatura. ....   | 36 |
| 3.1.2.  | Fuentes de error de medida de temperatura. ....                                      | 37 |
| 3.1.2.1.  | Calibración del sensor. ....   | 37 |
| 3.1.2.2.  | Gradientes térmicos.....   | 37 |
| 3.1.2.3.  | Conducción térmica de los cables del sensor. ....                                    | 38 |
| 3.1.2.4.  | Radiación. ....  | 38 |
| 3.1.2.5.  | Auto-calentamiento del sensor.....   | 38 |
| 3.1.2.6.  | Contacto térmico.....  | 39 |
| 3.1.2.7.  | Constante térmica de tiempo. ....  | 39 |
| 3.1.2.8.  | Ruido eléctrico o interferencia.....   | 39 |
| 3.1.2.9.  | Condensación.....  | 40 |
| 3.1.2.10.   | Tensión mecánica del sensor.....   | 40 |

|          |   |    |
|----------|---|----|
| 3.1.3.   | Sensores de temperatura según su finalidad.....   | 40 |
| 3.1.3.1. | Sensores de temperatura típicos – características.....                                    | 41 |
| 3.1.3.2. | Sensores de temperatura de semiconductores.....   | 43 |
| i.       | Sensores de temperatura con voltaje de salida.....  | 43 |
| ii.      | Sensores de temperatura con corriente de salida.....                                      | 43 |
| 3.1.3.3. | Sensores de temperatura con salida digital.....   | 45 |
| 3.1.3.4. | ¿Es apropiado utilizar el sensor de semiconductor? .....                                  | 46 |
| 3.1.4.   | TERMOPAR vs RTD.....  | 47 |
| 3.1.4.1. | Termopares.....   | 48 |
| i.       | Tipos de termopares.....  | 49 |
| ii.      | Ventajas y desventajas de los termopares.....   | 51 |
| 3.1.4.2. | Detectores de temperatura resistivos (RTD). .....   | 52 |
| i.       | Tipos de RTDs.....  | 53 |
| ii.      | Curvas de calibración.....  | 54 |
| iii.     | RTD de platino y modelo matemático.....   | 55 |
| iv.      | Ventajas y desventajas de las RTDs.....   | 57 |
| 3.1.5.   | Elección del sensor de temperatura.....   | 58 |
| 3.2.     | CIRCUITO DEL SISTEMA ANALÓGICO DE SENSADO CON RTD/PT100.....                              | 60 |
| 3.2.1.   | Circuito de la fuente de alimentación.....  | 60 |
| 3.2.1.1. | Salida positiva:.....   | 61 |
| 3.2.1.2. | Salida negativa: .....  | 62 |
| 3.2.2.   | Caracterización, acondicionamiento y circuito del sensor de temperatura<br>RTD/PT100..... | 65 |
| 3.2.2.1. | Diseño de la etapa del inversor de tensión de VRTD.....                                   | 69 |
| i.       | Voltaje Offset: .....   | 71 |
| ii.      | Ganancia del Amplificador Inversor:.....  | 74 |
| iii.     | Restador de Voltaje:.....   | 75 |
| 3.2.2.2. | Diseño de la etapa del escalador de Vli.....  | 76 |



|          |   |     |
|----------|---|-----|
| 3.2.3.   | Función de salida Vout en función de la temperatura con los dispositivos comerciales aproximados..... | 80  |
| 3.3.     | MODELO DE LA CÁMARA DE TERMO VACÍO PARA PRUEBAS FÍSICAS DEL UNSAAC SAT-I.....                         | 85  |
| 3.4.     | CIRCUITO CONTROL PARA EL SISTEMA DEL ACTUADOR DE CALOR. ....  | 88  |
| 3.4.1.   | Actuadores de calor.....  | 88  |
| 3.4.2.   | Circuito de la fuente de alimentación. ....   | 92  |
| 3.4.3.   | Sistema electrónico del actuador de calor. ....   | 93  |
| 3.4.3.1. | Circuito de activación electromagnética:.....   | 95  |
| 3.4.3.2. | Circuito detector de cruce por cero: .....  | 97  |
| 3.4.3.3. | Circuito de control de potencia del actuador de calor: .....  | 103 |
| 3.4.3.4. | Circuito de sensado de corriente: .....   | 106 |
| 3.5.     | CIRCUITO CONTROL PARA EL SISTEMA DEL ACTUADOR DE FRÍO.....  | 112 |
| 3.5.1.   | Circuito de la fuente de alimentación: .....  | 120 |
| 3.5.2.   | Sistema electrónico del actuador de frío: .....   | 121 |
| 3.5.2.1. | Circuito de activación electromagnética:.....   | 123 |
| 3.5.2.2. | Circuito de control de Potencia del actuador de frío:.....  | 123 |
| 3.5.2.3. | Circuito de sensado de corriente: .....   | 124 |
| 3.6.     | SISTEMA DE VACÍO.....   | 125 |
| 3.6.1.   | Cámara de vacío. ....   | 126 |
| 3.6.2.   | Bomba de vacío. ....  | 128 |
| 3.6.3.   | Medidor de vacío - Vacuómetro.....  | 130 |
| 3.6.4.   | Conexiones de la cámara estructural de vacío.....   | 133 |
| 4.       | CAPÍTULO IV.....  | 135 |
|          | IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I .....    | 135 |
| 4.1.     | IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA ELECTRÓNICO. ....  | 135 |
| 4.1.1.   | Implementación del circuito del sistema analógico de sensado con RTD/PT100.....                       | 135 |
| 4.1.2.   | Implementación del circuito para el sistema del actuador de calor. ....                               | 141 |

|          |  |     |
|----------|--|-----|
| 4.1.3.   | Implementación del circuito para el sistema del actuador de frío. ....                         | 144 |
| 4.2.     | IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA TÉRMICO Y DE VACÍO. ....  | 146 |
| 4.2.1.   | Implementación del sistema térmico.....  | 146 |
| 4.2.2.   | Implementación del sistema de vacío. ....  | 150 |
| 5.       | CAPÍTULO V.....  | 152 |
|          | IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA<br>CÁMARA DE TERMO-VACÍO..... | 152 |
| 5.1.     | TARJETA DE ADQUISICIÓN Y/O CONTROL.....  | 152 |
| 5.2.     | ESTABLECIMIENTO DE LÍMITES DE LA PRUEBA DE CICLO TÉRMICO.....                                  | 153 |
| 5.2.1.   | Obtención de variación de temperatura del actuador de calor según el<br>ángulo de disparo..... | 155 |
| 5.2.2.   | Obtención de variación de temperatura del actuador de frío.....                                | 161 |
| 5.3.     | DISEÑO DEL PROGRAMA PRINCIPAL.....   | 165 |
| 6.       | CAPÍTULO VI.....   | 171 |
|          | PRUEBAS Y RESULTADO.....   | 171 |
| 6.1.     | PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO DE CIRCUITOS IMPLEMENTADOS .....                                     | 171 |
| 6.1.1.   | Circuito sensado con RTD/PT100. ....   | 171 |
| 6.1.2.   | Circuitos de potencia.....   | 172 |
| 6.1.2.1. | Detección de cruce por cero. ....  | 172 |
| 6.1.2.2. | Prueba de disparo a triac de potencia. ....  | 172 |
| 6.2.     | PRUEBA DE CONDICIÓN DE VACÍO.....  | 174 |
| 6.3.     | PRUEBA DE CICLO TÉRMICO.....   | 175 |
| 6.3.1.   | Pruebas iniciales. ....  | 175 |
| 6.3.2.   | Pruebas finales.....   | 177 |
| 7.       | CAPÍTULO VII.....  | 180 |
|          | COSTO DE IMPLEMENTACIÓN .....  | 180 |
|          | CONCLUSIONES.....  | 182 |
|          | RECOMENDACIONES .....  | 184 |
|          | BIBLIOGRAFÍA .....   | 185 |

|  |     |
|--|-----|
| ANEXOS.....  | 187 |
| ANEXO A: VALIDACIÓN DE DATOS DEL SISTEMA DEL CIRCUITO ANALÓGICO DE SENSADO<br>CON RTD/PT100.....   | 188 |
| ANEXO B: ESPECIFICACIONES DE DISEÑO DE UN CUBESAT – CDS, THE CUBESAT<br>PROGRAM, CAL POLY SLO..... | 200 |
| ANEXO C: CÓDIGOS Y CÁLCULOS EN MATLAB .....  | 202 |
| ANEXO D: HOJA DE DATOS DE LA TARJETA DE ADQUISICIÓN NI USB-6351 .....                              | 206 |
| ANEXO E: PLANOS ELECTRÓNICOS .....   | 208 |

## LISTA DE SIGLAS Y ABREVIATURAS

|         |  |
|---------|--|
| ACK     | Acknowledgement.                                     |
| ADC     | Analogic Digital Converter.                          |
| ADCS    | Attitude Determination and Control System            |
| ASCII   | American Standard Code for Information Interchange.  |
| CCS     | Code Composer Studio.                                |
| CI      | Circuito Integrado                                   |
| CNC     | Control numérico computarizado.                      |
| COM     | Sistema de comunicación.                             |
| CR      | Carriage return.                                     |
| CRC     | Cyclic redundancy check.                             |
| DMA     | Direct Memory Access.                                |
| EEPROM  | Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory. |
| EPS     | Electric Power System.                               |
| GEO     | High Earth Orbit.                                    |
| GPIO    | General-purpose Input-Output.                        |
| GPS     | Global positioning system.                           |
| HST     | High Starting Torque (alto torque de arranque).      |
| HWI     | Hardware interrupts.                                 |
| I2C     | Inter-Integrated Circuit.                            |
| IMU     | Inertial measurement unit.                           |
| ISS     | International Space Station                          |
| JTAG    | Joint Test Action Group.                             |
| LEO     | Low Earth Orbit.                                     |
| LF      | Line feed.   |
| LSB     | Bit menos significativo                              |
| LST     | Low Starting Torque (bajo torque de arranque)        |
| MCU     | Unidad Micro-Controladora)                           |
| MEO     | Mid Earth Orbit                                      |
| MSB     | Bit más significativo                                |
| NA      | Interruptor Normalmente Abierto.                     |
| NC      | Interruptor Normalmente Cerrado                      |
| NSPO    | National Space Program Office's                      |
| OBC     | On Board Computer.                                   |
| PCB     | Printed Circuit Board.                               |
| P-POD   | Poly-Picosatellite Orbital Deployer                  |
| PT100   | Sensor de Platino que a 0°C tiene 100ohm             |
| RTC     | Real Time Clock.                                     |
| RTD     | Detector de Temperatura Resistivo                    |
| RTOS    | Real Time Operation System.                          |
| SIMO    | Slave input -Master output.                          |
| SO      | Sistema operative.                                   |
| SOMI    | Slave output -Master Input.                          |
| SPI     | Serial Peripheral Interface.                         |
| SWI     | Software interrupts.                                 |
| TI      | Texas Instruments.                                   |
| TI-RTOS | Real Time Operation System of Texas Instruments.     |
| UART    | Universal Asynchronous Receiver-Transmitter.         |
| VI      | Virtual Instrument                                   |

# ÍNDICE DE FIGURAS

## CAPÍTULO I

Figura 1. 1: Temperatura externa del CP3 de 18 de junio/2007 y 20 de junio/2008 respectivamente.(16).1

## CAPÍTULO II

|  |    |
|--|----|
| Figura 2. 1: Trayectoria elíptica de un satélite alrededor de la tierra.(8) .....                                      | 7  |
| Figura 2. 2: Órbitas satelitales según la altura.(13) .....  | 8  |
| Figura 2. 3: CubeSat KySat-1 - Universidad de Kentucky- EE.UU. ....  | 12 |
| Figura 2. 4: Seis CubeSats y sus sistemas de despliegue(P-POD).(2).....  | 12 |
| Figura 2. 5: Estructuras de CubeSats de 1U, 2U y 3U.(13).....  | 14 |
| Figura 2. 6: CubeSat de 3U: QuakeSat.....  | 16 |
| Figura 2. 7: P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer).(2) .....   | 16 |
| Figura 2. 8: Especificaciones de CubeSat.(2).....  | 18 |
| Figura 2. 9: Un CubeSat de 3U insertándose en un P-POD. ....   | 18 |
| Figura 2. 10: Estructura de un CubeSat de 1U.(1) .....   | 21 |
| Figura 2. 11: Diagrama de Flujo para los Requerimientos de Evaluación de un CubeSat.(2) .....                          | 25 |
| Figura 2. 12: Secuencia de pruebas particulares para CubeSat. ....   | 26 |
| Figura 2. 13: Propagación de calor con atmosfera. ....   | 28 |
| Figura 2. 14: Propagación de calor sin atmosfera. ....   | 28 |
| Figura 2. 15: Estructura global del campo magnético terrestre, cinturón de radiación y magnetopausa. 28                |    |
| Figura 2. 16: Presión atmosférica en función de la altura.....   | 29 |
| Figura 2. 17: Oscilaciones de temperatura en la base de la órbita LEO.(3).....   | 30 |
| Figura 2. 18: Temperaturas de varias misiones, las líneas limites son de -10°C y +55°C.(3).....                        | 30 |
| Figura 2. 19: Cambio de temperatura cada 5 min del FITSAT-1. Limites de -15°C a 10C.(5).....                           | 31 |
| Figura 2. 20: Cámaras de termo vacío de la NASA y simulador espacial de la Compañía Angstrom Engineering. ....         | 32 |
| Figura 2. 21: Ciclo de prueba de desgasificación. ....   | 33 |
| Figura 2. 22: a) Prueba de ciclo térmico del YamSat. b) Resultado del test de ciclo térmico del YamSat.(17).....       | 34 |
| Figura 2. 23: Programa del ciclo térmico del TRIO-CINEMA.(15).....   | 35 |
| Figura 2. 24: Gráfico de temperatura del chasis y la cubierta de las pruebas de ciclo térmico al TRIO-CINEMA.(15)..... | 35 |

## CAPÍTULO III

|   |    |
|---|----|
| Figura 3. 1: Factores a considerar en la medición de Temperatura.(12) .....           | 37 |
| Figura 3. 2: Conducción térmica en los cables.(12) .....                              | 38 |
| Figura 3. 3. Termopar.(6).....  | 48 |
| Figura 3. 4: Tensiones termoeléctricas en los diferentes termopares.....              | 50 |
| Figura 3. 5: Tipos de RTDs según su construcción.(4).....                             | 52 |
| Figura 3. 6: Curvas de calibración normalizadas de tres RTDs.(6) .....                | 54 |
| Figura 3. 7: Conexiones del cableado. ....  | 57 |
| Figura 3. 8: Etapas de la fuente de alimentación para el circuito con RTD/PT100 ..... | 60 |
| Figura 3. 9: Transformador con toma central en el secundario.....                     | 61 |

|   |     |
|---|-----|
| Figura 3. 10: Esquema del circuito de etapas de transformación, rectificación y filtrado. ....                                      | 63  |
| Figura 3. 11: Esquema de conexión típica del regulador L7812. (Fuente: hoja de datos del dispositivo)...                            | 63  |
| Figura 3. 12: Esquema de conexión típica del regulador L7912. (Fuente: hoja de datos del dispositivo)...                            | 64  |
| Figura 3. 13: Diagrama esquemático de la fuente de alimentación para el sensado con RTD/PT100. ....                                 | 64  |
| Figura 3. 14: Curva característica de un RTD/PT100. (Programación propia en Software MATLAB) .....                                  | 66  |
| Figura 3. 15: Convertidor de Corriente a Voltaje con Amplificador Operacional. ....   | 67  |
| Figura 3. 16: Amplificador operacional en modo convertidor de voltaje a corriente. ....   | 67  |
| Figura 3. 17: Diagrama esquemático del inyector de corriente de 1mA al RTD/PT100. ....  | 68  |
| Figura 3. 18: Relación del VRTD y la temperatura de un RTD/PT100 entre -40°C a 100°C. (Programación propia en Software MATLAB)..... | 69  |
| Figura 3. 19: Gráfica de Vli en función de VRTD. (Programación propia en Software MATLAB).....                                      | 70  |
| Figura 3. 20: Asignación de circuitos equivalentes de Vli. ....   | 71  |
| Figura 3. 21: Regulador Zener con carga.(7) .....   | 71  |
| Figura 3. 22: Asignación del circuito equivalente para Voff. ....   | 73  |
| Figura 3. 23: Diagrama esquemático de la obtención de Voff. ....  | 74  |
| Figura 3. 24: Amplificador operacional en modo inversor con ganancia.(7).....   | 74  |
| Figura 3. 25: Diagrama esquemático de la obtención de Vg.....   | 75  |
| Figura 3. 26: Amplificador operacional en modo restador.(7) .....   | 75  |
| Figura 3. 27: Diagrama esquemático del inversor de VRTD. ....   | 76  |
| Figura 3. 28: Gráfica de Ves en función de Vli. (Programación propia en Software MATLAB) .....                                      | 77  |
| Figura 3. 29: Amplificador no Inversor. ....  | 78  |
| Figura 3. 30: Filtro Pasivo de 1er orden. ....  | 79  |
| Figura 3. 31: Diagrama esquemático del acondicionamiento del sensor RTD/PT100. ....   | 80  |
| Figura 3. 32: Gráficas de Vexp y Vteo. (Programación propia en Software MATLAB).....  | 84  |
| Figura 3. 33: Cámara de vacío térmico CTEC desarrollada por SRI International.(11) .....  | 85  |
| Figura 3. 34: Diagrama de bloques de la Cámara de vacío térmico de KHU.(15).....  | 86  |
| Figura 3. 35: Diagrama de bloques de la cámara de termo-vacío para el nano satélite de la UNSAAC.....                               | 87  |
| Figura 3. 36: Diagrama de bloques de la instalación de un intermediador de calor mediante un plato de transferencia. ....           | 90  |
| Figura 3. 37: Resistencia eléctrica de acumulador de calor.....   | 91  |
| Figura 3. 38: Diagrama esquemático de la fuente de alimentación para la placa de circuito del actuador de calor. ....               | 93  |
| Figura 3. 39: Diagrama de bloques del circuito de activación del actuador de calor. (Diseño propio) .....                           | 95  |
| Figura 3. 40: Relé de código: JZC-20F(4088)/ 12VDC. ....  | 95  |
| Figura 3. 41: Control de un relevador.....  | 96  |
| Figura 3. 42: Diagrama esquemático del control de relevador para el actuador de calor. ....   | 97  |
| Figura 3. 43: Rectificación de la onda sinusoidal de la red eléctrica.....  | 98  |
| Figura 3. 44: Alimentación del diodo led infrarrojo para detección de cruce por cero.....   | 98  |
| Figura 3. 45: Diagrama esquemático de un transistor como switch en un cruce por cero. ....  | 100 |
| Figura 3. 46: Voltaje de salida del 4N25 en un cruce por cero.....  | 101 |
| Figura 3. 47: C.I. 555 con lazo de histéresis.(14).....   | 102 |
| Figura 3. 48: Diagrama esquemático del circuito detector de cruce por cero.....   | 103 |
| Figura 3. 49: Circuito de aislamiento para activación de triac por medio del MOC3021.....   | 104 |
| Figura 3. 50: Circuito de activación de un Triac.(10).....  | 105 |

|  |     |
|--|-----|
| <i>Figura 3. 51: Diagrama esquemático del circuito de control de potencia con Triac.</i>   | 106 |
| <i>Figura 3. 52: Diagrama de bloques funcional del sensor de corriente ACS712.</i>   | 107 |
| <i>Figura 3. 53: Sensor ACS712-30A y modo de uso. (Fuente: hoja de datos del dispositivo)</i>  | 107 |
| <i>Figura 3. 54: Configuración de incremento de ganancia del ACS712 con Amplificador Operacional. (Fuente – hoja de datos del dispositivo)</i> | 108 |
| <i>Figura 3. 55: Circuito integrado TL062.</i>   | 109 |
| <i>Figura 3. 56: Voltaje de salida del sensor ACS712 con ganancia <math>G=5.6</math>.</i>  | 110 |
| <i>Figura 3. 57: Diagrama esquemático del circuito de sensado de corriente del actuador de calor.</i>  | 111 |
| <i>Figura 3. 58: Diagrama esquemático y pictórico del módulo ACS712.</i>   | 111 |
| <i>Figura 3. 59: Esquema del funcionamiento de una máquina térmica caso un equipo frigorífico.</i>   | 113 |
| <i>Figura 3. 60: Compresor hermético.</i>  | 114 |
| <i>Figura 3. 61: Vista interior del compresor hermético.</i>   | 114 |
| <i>Figura 3. 62: Motor eléctrico y conjunto del compresor.</i>   | 115 |
| <i>Figura 3. 63: Bobinas de un motor de inducción monofásico de compresora.</i>  | 116 |
| <i>Figura 3. 64: Relé de intensidad.</i>   | 117 |
| <i>Figura 3. 65: Conexión e instalación de un relé de intensidad.</i>  | 117 |
| <i>Figura 3. 66: Dispositivo PTC para sistema de arranque de motor de compresor.</i>   | 118 |
| <i>Figura 3. 67: Arranque de un RSIR con PTC.</i>  | 118 |
| <i>Figura 3. 68: Arranque con relé de tensión en un compresor CSR.</i>   | 119 |
| <i>Figura 3. 69: Diagrama de instalación de un intermediador de frío (evaporador) mediante un plato de transferencia.</i>                      | 120 |
| <i>Figura 3. 70: Borneras de conexión para niveles de tensión de alimentación.</i>   | 121 |
| <i>Figura 3. 71: Diagrama de bloques del circuito de activación del actuador de frío. (Diseño propio)</i>                                      | 122 |
| <i>Figura 3. 72: Diagrama esquemático del circuito de activación del actuador de frío.</i>   | 124 |
| <i>Figura 3. 73: Cuadro de equivalencias de unidades de presión.(9)</i>  | 125 |
| <i>Figura 3. 74: Cámara de vacío fabricada con fierro estructural.</i>   | 127 |
| <i>Figura 3. 75: Bomba de vacío CPS-VP12D.</i>   | 129 |
| <i>Figura 3. 76: Medidor de vacío mecánico-análogo Winters.</i>  | 130 |
| <i>Figura 3. 77: Medidor digital de vacío VG200.</i>   | 131 |
| <i>Figura 3. 78: Diagrama de conexión y elementos de la cámara de vacío.</i>   | 133 |

## **CAPÍTULO IV**

|   |     |
|---|-----|
| <i>Figura 4. 1: Diseño esquemático del circuito de sensado con RTD/PT100 para un solo sensor.</i>                                       | 136 |
| <i>Figura 4. 2: Diagrama pictórico del circuito de sensado con RTD/PT100 para cinco sensores.</i>                                       | 137 |
| <i>Figura 4. 3: Capa Bottom del circuito de sensado con RTD/PT100 para cinco sensores.</i>  | 137 |
| <i>Figura 4. 4: Capa Top del circuito de sensado con RTD/PT100 para cinco sensores.</i>   | 138 |
| <i>Figura 4. 5: Diseño fabricado en placas de material RF4 doble cara de la marca LPKF, vista de la capa Top y Bottom y serigrafía.</i> | 138 |
| <i>Figura 4. 6: Circuito limitador de tensión hacia entrada de tarjeta de adquisición NI USB-6351.</i>                                  | 139 |
| <i>Figura 4. 7: Fuente regulable Step Down Dc-Dc MP2107 Mini360 1v A 17v.</i>   | 139 |
| <i>Figura 4. 8: Diagrama pictórico y capa Bottom del circuito limitador de tensión de alimentación.</i>                                 | 140 |
| <i>Figura 4. 9: Circuitos de sensado de temperatura con RTD/PT100 y circuito limitador de tensión de alimentación.</i>                  | 140 |
| <i>Figura 4. 10: Diagrama esquemático final del circuito control del actuador de calor implementado.</i>                                | 141 |

|   |     |
|---|-----|
| Figura 4. 11: Diagrama pictórico del circuito control del actuador de calor .....                                   | 142 |
| Figura 4. 12: Capa Bottom del circuito control del actuador de calor. ....  | 142 |
| Figura 4. 13: Proceso de frezado de placa en ProtoMat S103 de LPKF. ....  | 143 |
| Figura 4. 14: Placa final y montaje de dispositivos de la placa control del actuador de calor.....                  | 143 |
| Figura 4. 15: Diagrama esquemático final del circuito control del actuador de frío implementado.....                | 144 |
| Figura 4. 16: Diagrama pictórico del circuito control del actuador de frío. ....                                    | 144 |
| Figura 4. 17: Capa Bottom y circuito final con dispositivos montados del circuito control del actuador de frío..... | 145 |
| Figura 4. 18: Implementación del evaporador del sistema de enfriamiento.....  | 146 |
| Figura 4. 19: Instalación del condensador, compresor y ventilador del sistema de enfriamiento. ....                 | 147 |
| Figura 4. 20: Instalación de un tubo capilar entre las cañerías del condensador y el evaporador.....                | 147 |
| Figura 4. 21: Aislantes térmicos, Cinta Virginia y Poliuretano.....   | 148 |
| Figura 4. 22: Refrigerante R134 en su presentación comercial. ....  | 149 |
| Figura 4. 23: Instalación de la resistencia de Nicrom en el plato de transferencia. ....                            | 150 |
| Figura 4. 24: Implementación del sistema de vacío. ....   | 151 |
| Figura 4. 25: Módulo de termo-vacío para pruebas físicas del UNSAAC SAT-I.....                                      | 151 |

## **CAPÍTULO V**

|  |     |
|--|-----|
| Figura 5. 1: Tarjeta de Adquisición NI USB-6351. ....  | 152 |
| Figura 5. 2: Control ON/OFF con histéresis.....  | 153 |
| Figura 5. 3: Diagrama de control ON/OFF con histéresis. ....   | 154 |
| Figura 5. 4: Curva de transferencia de un control con histéresis. ....   | 154 |
| Figura 5. 5: Diagrama de flujo para obtención de variación de temperatura del actuador de calor según ángulo de disparo..... | 155 |
| Figura 5. 6: Panel frontal del programa en LabVIEW para medición de temperatura según ángulo de disparo. ....                | 156 |
| Figura 5. 7: Diagrama de bloques para medición de temperatura según ángulo de disparo.....                                   | 156 |
| Figura 5. 8: Disposición de sensores para obtención de variación de temperatura en alta según ángulo de disparo. ....        | 157 |
| Figura 5. 9: Gráfica de disipación de corriente por la resistencia de Nicrom según ángulo de disparo. ...                    | 157 |
| Figura 5. 10: Registro de temperatura promedio según ángulo de disparo. ....   | 158 |
| Figura 5. 11: Variación de temperatura para un ángulo de 90°. ....   | 159 |
| Figura 5. 12: Variaciones de temperatura para diferentes ángulos de disparo. ....  | 160 |
| Figura 5. 13: Diagrama de flujo para obtención de variación de temperatura del actuador de frío. ....                        | 161 |
| Figura 5. 14: Panel frontal del programa en LabVIEW para medición de temperatura baja del actuador de frío.....              | 162 |
| Figura 5. 15: Diagrama de bloques para medición de temperatura baja del actuador de frío.....                                | 162 |
| Figura 5. 16: Gráfica de la corriente del actuador de frío para 300 segundos de funcionamiento.....                          | 163 |
| Figura 5. 17: Registro de temperatura en baja del actuador de frío para 600 segundos. ....                                   | 164 |
| Figura 5. 18: Diagrama de flujo del inicio del programa.....   | 165 |
| Figura 5. 19: Ventana NI-Max para la creación de Task para el NI-DAQ.....  | 166 |
| Figura 5. 20: Diagrama de flujo de la subrutina Calentar. ....   | 167 |
| Figura 5. 21: Diagrama de flujo de la subrutina Enfriar. ....  | 168 |
| Figura 5. 22: Diagrama de flujo de la subrutina de para de emergencia.....   | 169 |



|   |     |
|---|-----|
| <i>Figura 5. 23: Diagrama de flujo de la subrutina de FINALIZAR PREUBA.</i> | 170 |
| <i>Figura 5. 24: Panel frontal del VI de ciclo térmico.</i>                 | 170 |
| <i>Figura 5. 25: Diagrama de bloques del VI de ciclo térmico.</i>           | 170 |

## **CAPÍTULO VI**

|  |     |
|--|-----|
| <i>Figura 6. 1: Calibración del circuito de sensado con RTD/PT100.</i>   | 171 |
| <i>Figura 6. 2: Corriente de 1mA de excitación al RTD/PT100 y calibración de <math>V_{off}=0.2174</math>.</i>  | 171 |
| <i>Figura 6. 3: Detección de cruce por cero de la señal AC de la red de 220V.</i>                              | 172 |
| <i>Figura 6. 4: Disparo de triac a 90°.</i>  | 173 |
| <i>Figura 6. 5: Disparo de triac a 0°.</i>   | 173 |
| <i>Figura 6. 6: Disparo de triac a 45°C.</i>   | 173 |
| <i>Figura 6. 7: Nivel de vacío medido por el vacuómetro digital VG200-CPS.</i>                                 | 174 |
| <i>Figura 6. 8: Llenado de aceite para bomba de vacío CPS PRO-SET para pruebas reales.</i>                     | 174 |
| <i>Figura 6. 9: Experimento de ebullición de agua a 25°C en la cámara de vacío.</i>                            | 175 |
| <i>Figura 6. 10: Primera prueba inicial de ciclo térmico, lugar laboratorio del Nanosatélite de la UNSAAC.</i> | 176 |
| <i>Figura 6. 11: Angulo de disparo de 150°.</i>  | 176 |
| <i>Figura 6. 12: Primera prueba de ciclo térmico.</i>  | 177 |
| <i>Figura 6. 13: Prueba final de ciclo térmico.</i>  | 178 |
| <i>Figura 6. 14: Vista interior de la cámara de termo vacío después de la prueba de ciclo térmico.</i>         | 179 |
| <i>Figura 6. 15: Vista de perfil de la cámara de termo vacío para el UNSAAC SAT-I.</i>                         | 179 |

# ÍNDICE DE TABLAS

## CAPÍTULO II

|   |    |
|---|----|
| Tabla 2. 1: Clasificación de satélites de acuerdo a su masa. ....           | 6  |
| Tabla 2. 2: Clasificación de una órbita satelital. ....                     | 9  |
| Tabla 2. 3: Comparación de diferentes sistemas satelitales.(20) .....       | 10 |
| Tabla 2. 4: Pruebas especificadas por el estándar GEVS. ....                | 25 |
| Tabla 2. 5: Requerimientos dados por GEVS para le prueba de vibración. .... | 26 |

## CAPÍTULO III

|  |     |
|--|-----|
| Tabla 3. 1: Sensores típicos según su área de aplicación. ....   | 41  |
| Tabla 3. 2: Tabla de ventajas y desventajas de sensores de temperatura típicos.(Información resumida y extraída del libro de Instrumentación Electrónica por Miguel A. Pérez García(6)) .....                              | 42  |
| Tabla 3. 3: Sensores de temperatura de semiconductor con voltaje de salida.(12) .....  | 44  |
| Tabla 3. 4: Sensores de temperatura de semiconductor con corriente de salida.(12) .....  | 44  |
| Tabla 3. 5: Sensores de temperatura con salida digital.(12) .....  | 45  |
| Tabla 3. 6: Tabla de comparación entre sensores de temperatura.(12) .....  | 47  |
| Tabla 3. 7: Tipos de termopares y características fundamentales de composición. *Constantán: 55%Cu 45%Ni, Cromel: 90%Ni 10%Cr, Alumel: 95%Al 5%Ni, Nicrosil: 84.6%Ni 14.2%Cr 1.4%Si, Nisil: 95.5%Ni 4.4%Si 1.0%Mg.(6)..... | 50  |
| Tabla 3. 8: Aplicabilidad de los diferentes tipos de termopares.(6).....   | 51  |
| Tabla 3. 9: Resistividad y coeficiente térmico de metales usados para construir RTDs.(6).....  | 53  |
| Tabla 3. 10: Tipos de RTDs.(12) .....  | 54  |
| Tabla 3. 11: Estándares de RTD de platino.(12) .....   | 55  |
| Tabla 3. 12: Ecuación de tolerancia según Clase de tolerancia de las RTDs.(12) .....   | 56  |
| Tabla 3. 13: Tabla de comparación para la elección del sensor de temperatura. ....   | 59  |
| Tabla 3. 14: Características del RTD/PT100 modelo WZP-Pt100. ....  | 65  |
| Tabla 3. 15: Tabla de inversión. ....  | 69  |
| Tabla 3. 16: Tabla del escalador de tensión de Vli. ....   | 76  |
| Tabla 3. 17: Pendientes y términos independientes de las ecuaciones $V_{exp}$ y $V_{teo}$ .....  | 83  |
| Tabla 3. 18: Error relativo de diseño del sistema de sensado con RTD/PT100. ....   | 83  |
| Tabla 3. 19: Especificaciones técnicas de la bomba de vacío VP12D. ....  | 129 |
| Tabla 3. 20: Especificaciones técnicas del medidor de vacío VG200.(40) .....   | 132 |

## CAPÍTULO IV

|   |     |
|---|-----|
| Tabla 4. 1: Características técnicas del refrigerante R134A. .... | 149 |
|---|-----|

## CAPÍTULO V

|   |     |
|---|-----|
| Tabla 5. 1: Tabla de valores de corriente y potencia según ángulo de disparo y potencia de disipación. .... | 158 |
| Tabla 5. 2: Variaciones de temperatura por minuto para diferentes ángulos de disparo. ....                  | 160 |
| Tabla 5. 3: Valores de corriente y potencia del actuador de frío. ....                                      | 163 |
| Tabla 5. 4: Configuración del puerto analógico del DAQ USB-6351. ....                                       | 166 |
| Tabla 5. 5: Configuración del puerto digital del DAQ USB-6351.....  | 166 |

## **CAPÍTULO VI**

|  |            |
|--|------------|
| <i>Tabla 6. 1: Nivel de vacío de trabajo para pruebas de ciclo térmico. ....</i> | <i>174</i> |
|--|------------|

## **CAPÍTULO VII**

|  |            |
|--|------------|
| <i>Tabla 7. 1: Costo en dispositivos electrónicos-eléctricos. ....</i> | <i>181</i> |
|--|------------|

|   |            |
|---|------------|
| <i>Tabla 7. 2: Costo en material mecánico. ....</i> | <i>181</i> |
|---|------------|

|  |            |
|--|------------|
| <i>Tabla 7. 3: Resumen de costo utilizado en la presente tesis. ....</i> | <i>181</i> |
|--|------------|

## CAPÍTULO I GENERALIDADES

En el presente capítulo se presenta los puntos más importantes del esquema del plan de la presente tesis, como el problema objeto de investigación que da inicio al planteamiento del tema del cual se va a investigar, los antecedentes a este trabajo, la justificación que cita el propósito de esta investigación, así como sus objetivos, la hipótesis, los alcances y limitaciones.

### 1.1. PROBLEMA OBJETO DE INVESTIGACIÓN.

¿Es posible recrear las condiciones ambientales de variación de temperatura en baja presión de la órbita LEO?

### 1.2. ANTECEDENTES.

Según datos de temperatura recogidos por los satélites del estándar de CubeSat que se encuentran ya orbitando alrededor de la tierra, el rango de temperaturas externas promedio va entre  $-30^{\circ}\text{C}$  y  $50^{\circ}\text{C}$  con fluctuaciones de extremo a extremo en un tiempo promedio de 60 min que es el periodo del ciclo térmico. Asimismo, el rango de temperaturas en el interior del satélite es de  $-20^{\circ}\text{C}$  a  $20^{\circ}\text{C}$  aproximadamente, según los datos del satélite CP3.(16)

Por su parte en la Misión de Pico satélites NSPO – YamSat, aprobaron como datos a las temperaturas extremas entre  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $+45^{\circ}\text{C}$ , teniendo un periodo de 1.5 horas. A pesar de que el ciclo térmico realizado por esta prueba no alcanza los rangos de temperatura extrema en una órbita LEO, ni se realiza con el periodo correspondiente del ciclo térmico en el espacio pero su desempeño es válido para comprobar la buena resistencia de cada componente del satélite.(17)

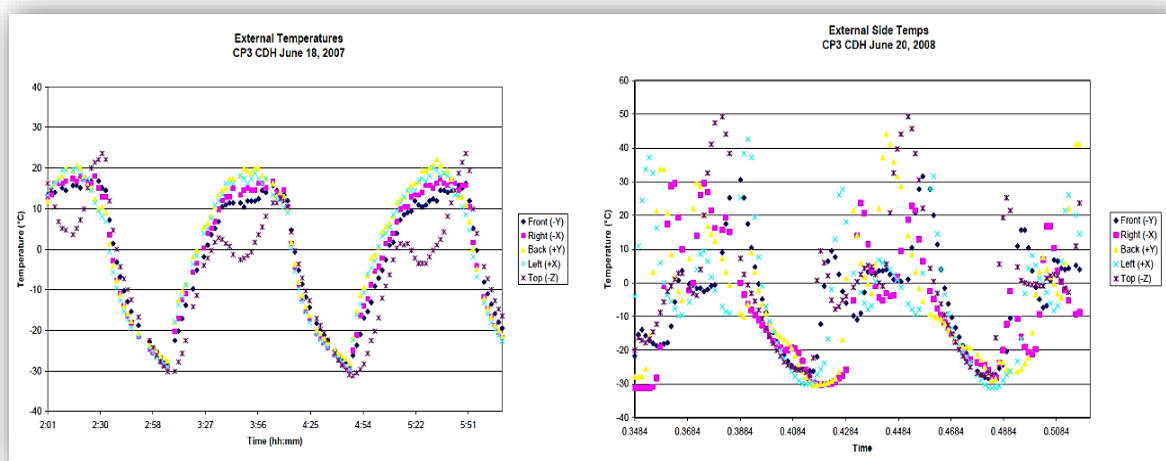


Figura 1. 1: Temperatura externa del CP3 de 18 de junio/2007 y 20 de junio/2008 respectivamente.(16)

### 1.3. JUSTIFICACIÓN.

El entorno ambiental en la órbita LEO varía desde temperaturas de  $-30^{\circ}\text{C}$  a  $50^{\circ}\text{C}$  y las presiones son demasiado bajas, en el orden de medio y alto vacío(18).

Por lo expuesto el nano-satélite debe pasar por pruebas ambientales, para observar el comportamiento de los circuitos a estas condiciones ambientales ante lo cual surge la necesidad de contar con un módulo de pruebas ambientales el cual tendrá un sistema electrónico que se encargue del control de temperatura en un vacío generado y controlado para dicho modulo.

Para ello será necesario realizar un modelo térmico que soportará el nano-satélite o riesgo del daño según las pruebas térmicas; así mismo se deberá realizar todo un análisis de funcionamiento y temperaturas extremas que logre soportar el nano-satélite.

### 1.4. OBJETIVOS.

#### 1.4.1. Objetivo general.

- ✓ Desarrollar un sistema de control de temperatura en vacío para pruebas térmicas en situaciones ambientales similares a la órbita LEO en donde orbitará el nano-satélite UNSAAC SAT-I.

#### 1.4.2. Objetivos específicos.

- ✓ Recolectar y analizar parámetros de datos ambientales de la órbita LEO y elaborar prototipo estructural para situar sensores y actuadores en la cámara térmica.
- ✓ Comparar, analizar y determinar los sensores y actuadores para la variación de temperatura y determinar técnicas de obtención de la condición de vacío.
- ✓ Implementar el sistema de control de temperatura y validar datos de los subsistemas que la conforman.
- ✓ Elaborar y evaluar el análisis del sistema de control de variables de temperatura en vacío.
- ✓ Elaborar la interface gráfica para mostrar la información de entrada y salida del sistema y realizar las pruebas de funcionamiento.

### 1.5. HIPÓTESIS.

Con un sistema de control de temperatura en vacío, podremos simular condiciones climáticas de la termosfera, dedicado a pruebas físicas del nano-satélite UNSAAC SAT-I en la órbita LEO.

### 1.6. ALCANCES Y LIMITACIONES.

#### **1.6.1. Alcances:**

Se contará con un interfaz con una PC para el monitoreo y visualización de las variables del sistema de control.

Se contará con el hardware correspondiente del sistema de control incluidas las sub-etapas de adquisición y acondicionamiento electrónico.

#### **1.6.2. Limitaciones:**

La investigación no estudiará las reacciones químicas de los componentes producidos en el interior de módulo de pruebas ambientales.

La investigación trata únicamente del sistema de control de los actuadores y sensores que intervienen en el módulo de pruebas ambientales vacío-térmico, mas no del análisis de comportamiento del nano satélite.

No se desarrollará el procedimiento de la prueba de temperatura y vacío para CubeSat (ver *Prueba de temperatura y vacío para nano satélites*).

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

En el presente capítulo se citarán los conceptos fundamentales relacionados con los conocimientos y avances aeroespaciales, los enfoques teóricos e investigaciones que ayuden a cumplir los objetivos de la presente tesis. En la primera parte daremos una introducción de la inmersión de la UNSAAC en tecnología aeroespacial, seguidamente información acerca de los nano-satélites, trabajos similares precedentes a este trabajo, descripción del medio espacial para realizar el simulador de termo vacío y los elementos que fueron utilizados en el desarrollo de dichas máquinas.

#### 2.1. Actividades de la UNSAAC en el desarrollo aeroespacial.

La Universidad Nacional San Antonio Abad del Cusco (UNSAAC) ha decidido aventurarse en el desarrollo de proyectos relacionados con la tecnología aeroespacial. Esta decisión es un paso significativo para el desarrollo de diferentes habilidades en los estudiantes y profesionales del Cusco y también para buscar el impacto en todo el país.(19)

En el Perú, en los últimos años, ha estado mostrando progresos significativos en la tecnología aeroespacial. La prueba es el desarrollo nano-satélite de diferentes instituciones como la Pontificia Universidad Católica del Perú con PUCP-Sat, la Universidad Alas Peruanas con UAP-Sat y la Universidad Nacional de Ingeniería con Chaski I. Asimismo, la Agencia Espacial Peruana (CONIDA ) Ha firmado un contrato para la compra de un Satélite de Detección Remota de un Airbus Space and Defense.(19)

La UNSAAC no queriendo quedarse atrás, y por eso, a través de dos proyectos aprobados en diciembre de 2013, la universidad pretende mantener la ruta con las instituciones mencionadas.

Un proyecto se titula "Diseño y Construcción de un Nano-Satélite Conteniendo una Cámara de Resolución de Medios para el Estudio Óptico de Cobertura de Nubes sobre la Región de Cusco" cuyo objetivo principal es poner en órbita un nano-satélite construido por profesionales y estudiantes peruanos. El nano-satélite llevará una cámara óptica como carga útil para tomar imágenes satelitales, que tiene como objetivo hacer un estudio de la cobertura de nubes sobre la región de Cusco.(19)

El otro proyecto se titula "Estudio de la Termosfera: Adquisición y Análisis de Datos de Misiones Satélites (Proyecto QB50)" cuyo objetivo principal es recibir, analizar y estudiar la información proporcionada por la misión QB50, los efectos atmosféricos en la termosfera, el jet electro ecuatorial Y la actividad solar mediante la implementación de la infraestructura adecuada.(19)

La presente tesis se encuentra contemplada en el proyecto del diseño y a la construcción del Nano-Satélite, pues está dedicada al desarrollo e implementación de un módulo para pruebas preliminares de naturaleza física donde contempla conceptos de variaciones de temperatura y vacío pero en tierra para correr simulaciones del UNSAAC SAT-I en un ambiente recreado a la órbita LEO.

Para tal motivo diremos que éste sistema nos garantizará en mayor oportunidad un buen desenvolvimiento del UNSAAC SAT-I y de todos los sistemas electrónicos que lo conforman a las temperaturas límites en calor y frío para probar un buen desenvolvimiento y funcionamiento de cada uno.

### 2.2. Clasificación de los satélites.

Una característica implícita de los satélites artificiales es que deben cumplir una función en específico y de esta forma ser útiles para el hombre. El cumplimiento de esta función viene dada por la carga útil del satélite, entendiendo como carga útil a la serie de dispositivos, sensores, sistemas e incluso organismos vivos que se encargan de cumplir con los objetivos establecidos.(13)

De esta forma, podemos deducir que para la mayoría de los satélites su objetivo final va a ser aquel que establecerá sus características de diseño y puesta en órbita, es decir, el propósito del satélite va a establecer la carga útil y esta última, a su vez, establecerá los parámetros de diseño del satélite como lo son su forma, su tamaño, su masa, su tipo de movimiento, su altura con respecto al cuerpo que orbita, su presupuesto energético, los tipos de subsistemas de orientación y de control térmico, el tipo de órbita en el cual será colocado, entre otros factores.

Es así como podemos encontrar diversos tipos de satélites, tantos como aplicaciones existen, y, por ende, diversos parámetros para poder realizar una clasificación de ellos, sin embargo, sólo nos enfocaremos en tres parámetros en específico para establecer una clasificación clara y sencilla pero que al mismo tiempo pueda englobar a cualquier satélite sin importar sus características. Siendo así, estableceremos una clasificación de los satélites de acuerdo a su masa, a su tipo de órbita y a su aplicación.(13)

#### 2.2.1. Según su masa.

En esta clasificación tiene que ver mucho la misión del satélite por ende su carga útil que va llevar internamente.

En la siguiente tabla presentamos una clasificación de los satélites de acuerdo a la masa que poseen.



| NOMBRE DEL GRUPO   | MASA[Kg]      |
|--------------------|---------------|
| Satélites grandes  | Mayor a 1000  |
| Satélites medianos | De 500 a 1000 |
| Satélites pequeños |               |
| Minisatélites      | De 100 a 500  |
| Microsatélites     | De 10 a 100   |
| Nanosatélites      | De 1 a 10     |
| Picosatélites      | De 0.1 a 1    |
| Femtosatélites     | Menor a 0.1   |

Tabla 2. 1: Clasificación de satélites de acuerdo a su masa.

### 2.2.2. Según el tipo de órbita.

Un satélite puesto en órbita obedece varias leyes físicas que van a determinar las características de su órbita y su velocidad. Sin embargo, con un correcto análisis de estas leyes, que van a establecer lo que se conoce como dinámica orbital, nosotros podemos establecer las condiciones en las que nuestro satélite orbitará y para las cuales el objetivo de nuestro satélite se verá realizado. De esta forma, podemos encontrar tres características esenciales en la naturaleza de una órbita: forma, inclinación y altura, características que nos indican las formas de clasificar a un satélite de acuerdo a su órbita.(13)

#### 2.2.2.1. Forma.

La dinámica orbital es la serie de leyes físicas que van a determinar las características de la órbita de un satélite. La dinámica orbital obedece las leyes de Kepler que fueron enumeradas entre 1609 y 1618 por el astrónomo alemán Johannes Kepler después de deducirlas gracias a sus observaciones y análisis de nuestro sistema solar. Las leyes de Kepler se resumen a continuación.(13)

- Todos los planetas tienen una órbita elíptica con centro de gravitación en el Sol, el cual también se posiciona en uno de sus focos. El punto de la órbita más cercano al Sol se denomina perigeo y el más alejado apogeo.
- Un planeta recorre áreas iguales en tiempos iguales, lo cual implica que el planeta viaja a mayor velocidad en el perigeo y a menor velocidad en el apogeo.
- El cuadrado del periodo orbital es proporcional al cubo de la longitud del semieje mayor de la órbita.

Estas leyes son totalmente adaptables a los satélites artificiales, con lo que podemos decir que los satélites giran alrededor de la Tierra, o del cuerpo celeste con el que interactúan, en una órbita de forma circular o elíptica.

Una órbita circular es un caso particular de una órbita elíptica en donde la excentricidad de la elipse es cero por lo que ambos focos coinciden en el centro del círculo y el semieje mayor y el menor tienen la misma longitud: el radio del círculo. En este tipo de órbitas la velocidad del satélite es constante.

En una órbita elíptica, mostrada en la Figura 2. 1, la velocidad del satélite es variable y depende de la altura a la cual se encuentre con respecto a la Tierra. La velocidad máxima del satélite tiene lugar en el perigeo mientras que la velocidad mínima tiene lugar en el apogeo.

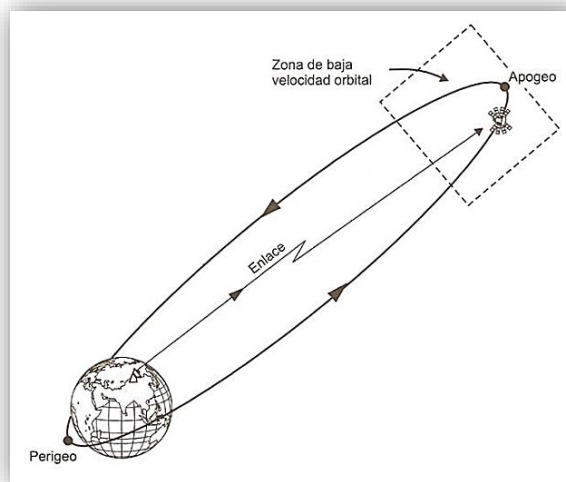


Figura 2. 1: Trayectoria elíptica de un satélite alrededor de la tierra.(8)

### 2.2.2.2. Inclinação.

El ángulo de inclinación de la órbita de un satélite es aquel que se mide con respecto al plano perpendicular a su eje de rotación, es decir, con respecto al plano que pasa a través del Ecuador.

Cuando el plano de la órbita del satélite es paralelo al plano ecuatorial su ángulo de inclinación es  $0^\circ$  y se dice que la órbita es una órbita ecuatorial. El plano de la órbita es perpendicular al plano ecuatorial cuando pasa por los polos y el ángulo de inclinación es de  $90^\circ$ , en este caso hablamos de una órbita polar. Finalmente, cuando el ángulo de inclinación es mayor a  $0^\circ$  y menor que  $90^\circ$  decimos que la órbita es inclinada.(13)

### 2.2.2.3. Altura.

Otro aspecto a considerar dentro de la clasificación de la órbita de un satélite es la altura. Nos referimos a altura como la distancia medida entre el satélite y la Tierra tomando como referencia el nivel del mar.

Se tienen tres clasificaciones: órbitas bajas, órbitas medias y órbitas geoestacionarias y son mostradas en la siguiente imagen.

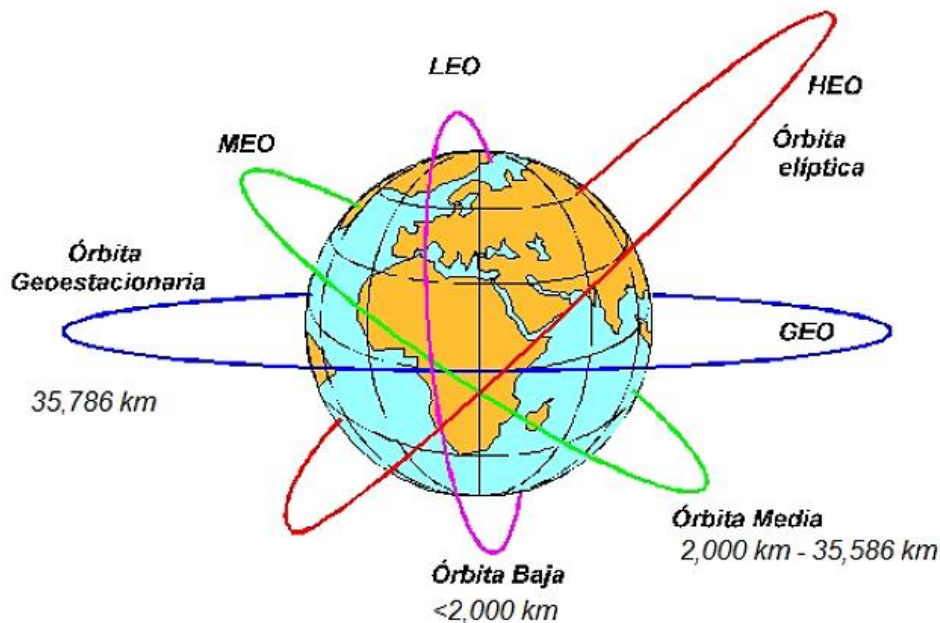


Figura 2. 2: Órbitas satelitales según la altura.(13)

### i. Órbita terrestre baja (LEO, Low Earth Orbit):

Está dentro de una región esférica que se extiende desde la superficie de la Tierra hasta a una altitud de 2,000 km. Debido a su reducida cobertura geográfica y a su rápido paso alrededor de la Tierra se requerirían de constelaciones de estos satélites si se quisiera tener una comunicación constante con un punto determinado en tierra.

### i. Órbita media (MEO, Medium Earth Orbit):

Es toda órbita situada por encima de la región de órbitas bajas y por debajo de la región geoestacionaria. Este tipo de órbitas también son conocidas como Órbita Intermedia Circular (ICO, Intermediate Circular Orbit) y se encuentran más comúnmente a una altura de 20,200 km o de 20,650 km en donde el periodo orbital del satélite es de 12 horas.

### ii. Órbita geoestacionaria (GEO, Geostationary Orbit):

Se encuentra dentro una región llamada región geoestacionaria ubicada entre los 35,586 km y los 35,986 km de altura sobre la superficie terrestre. Ésta órbita se encuentra precisamente a una altura de 35,786 km.

En cuanto a las órbitas geoestacionarias podemos decir que pertenecen al tipo de órbitas geosíncronas. Una órbita geosíncrona es aquella cuyo periodo coincide con el periodo de rotación de la Tierra, lo cual equivale a 23 horas y 56 minutos. Una órbita

geoestacionaria es una órbita que además de ser geosíncrona debe de ser circular ecuatorial y estar situada a una altura de 35,786 km, con lo que se logra que un satélite ubicado en ella permanezca fijo sobre un punto determinado de la Tierra. La órbita geoestacionaria es también conocida como la órbita de Clarke en honor a Arthur Charles Clarke y a sus contribuciones antes mencionadas en torno a la idea de un sistema de telecomunicaciones satelital basado en el hecho de posicionar a los satélites a esta altura.(13)

Precisamente, los satélites ubicados en la órbita geoestacionaria son satélites de telecomunicaciones y su posición facilita la operación del satélite y optimiza el precio de las terminales terrestres. Con este tipo de satélites, las antenas en tierra destinadas a recibir información de los satélites permanecen fijas asegurando un contacto permanente.

Un satélite a esta altura es capaz de tener una cobertura del 40% de la superficie terrestre, por lo que se deduce que para tener una cobertura total del planeta se requerirían de tres satélites posicionados en la órbita geoestacionaria.

A continuación, en la Tabla 2. 2, se presentan los diferentes tipos de clasificaciones orbitales de manera resumida, donde  $e$  significa excentricidad,  $i$  inclinación y  $h$  altura:

| CLASIFICACIÓN POR TIPO DE ÓRBITA |                             |  |
|----------------------------------|-----------------------------|--|
| FORMA                            | Circular                    | $e = 0$  |
|                                  | Elíptica                    | $0 < e \leq 1$   |
| INCLINACIÓN                      | Ecuatorial                  | $i = 0^\circ$  |
|                                  | Polar                       | $i = 90^\circ$   |
|                                  | Inclinada                   | $0^\circ < i \leq 90^\circ$  |
| ALTURA                           | Órbita Baja(LEO)            | $h \leq 2000km$  |
|                                  | Órbita Media(MEO)           | $2000km \leq h \leq 35586km$<br>Más comunes en $h = 20200km$ y $20650km$ |
|                                  | Órbita Geoestacionaria(GEO) | $h = 35786km$  |

Tabla 2. 2: Clasificación de una órbita satelital.

Debemos citar una ventaja de tener un sistema satelital LEO, la cual es que existe poco retardo y las pocas perdidas en la transmisión en la telemetría comparados con otros sistemas que se encuentran en otras órbitas.

A continuación se muestra algunos datos de comparación entre las órbitas LEO, MEO y GEO con respecto a los satélites y las telecomunicaciones según Abbas Jamalipour citados en su libro “Low Earth Orbital Satellites for Personal Communication Networks”. (20)

|  | LEO      | MEO    | GEO     |
|--|----------|--------|---------|
| <b>Costo del satélite</b>                | Máximo   | Mínimo | Medio   |
| <b>Tiempo de vida del satélite(años)</b> | 3-7      | 10-15  | 10-15   |
| <b>Retardo de propagación</b>            | Corto    | Medio  | Largo   |
| <b>Pérdida de propagación</b>            | Bajo     | Medio  | Alto    |
| <b>Complejidad del sistema</b>           | Complejo | Medio  | Simple  |
| <b>Tiempo de desarrollo</b>              | Largo    | Corto  | Largo   |
| <b>Visibilidad del satélite</b>          | Corto    | Medio  | Siempre |

Tabla 2. 3: Comparación de diferentes sistemas satelitales.(20)

### 2.2.3. Según su aplicación.

Entre las más comunes se tiene.(13)

#### 2.2.3.1. Científicos

Su objetivo es el de realizar experimentos científicos en el espacio. Pueden estar relacionados con organismos vivos o con instrumentos para medir variables del entorno terrestre. Generalmente se encuentran en órbitas bajas.

#### 2.2.3.2. Comunicaciones

Son empleados con fines de telecomunicaciones. Entre sus usos está la retransmisión de señales de televisión, de datos, de voz, etc. También se usan para dar servicio de internet. Estos satélites se encuentran comúnmente en la órbita geoestacionaria pero también los hay en órbitas bajas.

#### 2.2.3.3. Meteorológicos

Se utilizan para verificar las características meteorológicas y atmosféricas de la Tierra. Entre otras cosas, con su ayuda se puede informar a diferentes poblaciones con anticipación sobre tormentas o huracanes.

#### 2.2.3.4. Exploración de recursos naturales

Se encargan de analizar la superficie terrestre con el fin de encontrar o conocer a detalle los diferentes relieves y acumulaciones de recursos naturales de nuestro planeta. Utilizan dispositivos como cámaras o radares en distintos espectros y con distintas

sensibilidades para poder detectar pozos petroleros, minas, cultivos, así como mostrar las características de la demografía y cartografía del planeta.

### **2.2.3.5. Navegación**

Son satélites que utilizan señales para conocer la posición de determinado receptor en tierra. El Sistema de Posicionamiento Global (GPS) está conformado por este tipo de satélites. Este sistema es utilizado comúnmente por embarcaciones, vehículos transportistas o con fines militares, aunque gracias a la evolución de la tecnología en los últimos años este tipo de aplicaciones puede ser utilizada por prácticamente cualquier persona con acceso a una terminal móvil conectada a internet.

### **2.2.3.6. Militares**

Entre sus funciones están el espionaje, las telecomunicaciones especiales y el aporte de armamento estratégico. Son utilizados por los servicios de defensa u organizaciones de inteligencia de los países que los ponen en órbita.

### **2.2.3.7. Investigación Planetaria**

Son satélites que tienen como función el orbitar alrededor de otros planetas o cuerpos celestes distintos a la Tierra para poder conocer mejor sus características.

### **2.2.3.8. Tecnológicos**

Tienen como objetivo principal llevar a cabo experimentos en el espacio con el fin de aportar avances o innovaciones que después puedan ser aplicados en las sociedades. Forman parte del “spin off” espacial, fenómeno que se encarga de desarrollar nuevos materiales en el entorno espacial para luego aplicarlos en el entorno terrestre.

### **2.2.3.9. Estaciones Espaciales**

Son satélites diseñados para poder albergar seres humanos en su interior. Son plataformas utilizadas para desarrollar diversos experimentos y estudios que son de larga duración, así como para estudiar la conducta humana en el espacio. Carecen de medios de propulsión principal y de medios de aterrizaje.

## **2.3. Tecnología CubeSat.**

Un CubeSat es un satélite con forma de cubo, cuyas dimensiones son 10 centímetros por lado y cuyo peso no puede exceder los 1.33 kg. El concepto fue desarrollado por el Profesor Robert Twiggs, del Laboratorio para el Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford, y por el Profesor Jordi Puig-Suari, de la Universidad Estatal Politécnica de California (Cal Poly), San Luis Obispo, en el año 1999.(21)



Figura 2. 3: CubeSat KySat-1 - Universidad de Kentucky- EE.UU.

Pero al hablar de un CubeSat, en realidad estamos hablando de un conjunto de factores y no sólo de un cuerpo cúbico. Hablar de tecnología CubeSat implica hablar de toda una ideología, de la expansión del concepto de miniaturización en el ámbito espacial, de un estándar y de otras innovaciones que han facilitado la inclusión y paulatino desarrollo de esta tecnología.(13)

Pero en la realidad existe una combinación de dos sistemas por separado, en la primera parte se cuenta el satélite propiamente dicho y en segundo lugar una interfaz mecánica entre el CubeSat y un vehículo lanzador que es denominado el P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer).

La combinación de ambos sistemas hace posible el logro alcanzado con la tecnología de los CubeSats, lo que ha permitido forjar y establecer las diversas ventajas y particularidades para ser un ejercicio factible para las universidades.



Figura 2. 4: Seis CubeSats y sus sistemas de despliegue(P-POD).(2)

La tecnología CubeSat tiene los objetivos de proveer una estandarización para el diseño de pico-satélites, reducir costos y tiempo de desarrollo, incrementar la accesibilidad al

espacio y aumentar la frecuencia de los lanzamientos, además, los proyectos de este tipo son tal vez los únicos en los que el objetivo principal no reside en su carga útil sino en todo el proceso de su desarrollo.

Efectivamente, la tecnología CubeSat fue desarrollada con el fin de que estudiantes en formación, sin práctica ni experiencia, tuvieran la oportunidad de conocer y participar en todo el proceso de la concepción de un satélite, desde las primeras etapas del diseño hasta la puesta en órbita del mismo. Todo esto con el objetivo de desarrollar profesionales mejor preparados, con un conocimiento más amplio de la tecnología satelital y con una mayor capacidad de innovación.(13)

Para poder llevar acabo esta optimización del costo de lanzamiento, el uso de una interfaz es de vital importancia: el P-POD. Una de las funciones del P-POD es ser el vínculo entre el satélite CubeSat y el vehículo lanzador, un vínculo que va a tener dimensiones y características definidas, tanto del lado del satélite como del vehículo lanzador, es decir, es en el P-POD donde residen las características de la estandarización de la tecnología CubeSat. El P-POD es capaz de adaptarse a determinado vehículo lanzador a la vez que el satélite CubeSat se adapta a las características del P-POD, lo cual permite aumentar la facilidad de desarrollar proyectos CubeSat pues el grupo o universidad que desarrolla un proyecto no debe de preocuparse por las características o condiciones del vehículo lanzador, lo cual muchas veces limita el diseño del satélite, y al mismo tiempo el número de vehículos lanzadores capaces de albergar un P-POD se ha ido aumentando de manera constante, haciendo que las oportunidades de desarrollo y la profundidad de penetración de la tecnología CubeSat sean cada vez mayores.

Otro punto a considerar es que el estándar CubeSat es escalable, es decir, puede haber distintos tamaños de CubeSats en los cuales su volumen y capacidades variarán de manera lineal. La unidad básica de un CubeSat es el de una unidad (CubeSat 1U) con dimensiones de 10x10x10 cm<sup>3</sup> y que pueden tener una masa de hasta 1.33 kg. Además de este, pueden haber CubeSats de 2U, con dimensiones de 10x10x20 cm<sup>3</sup> y una masa de hasta 2.66 kg, y hasta de 3U, con dimensiones de 10x10x30 cm<sup>3</sup> y con una masa de hasta 4 kg. Existen otro tipo de variaciones como el CubeSat de 0.5U, el de 1.5U, además de algunas propuestas de 4U, 5U, 6U y hasta 12U las cuales se usarían en proyectos que requieran de más capacidad, habiendo incluso diferentes proveedores de componentes CubeSat ofreciendo estructuras de estas dimensiones como ISIS y Clyde-Space.(22)



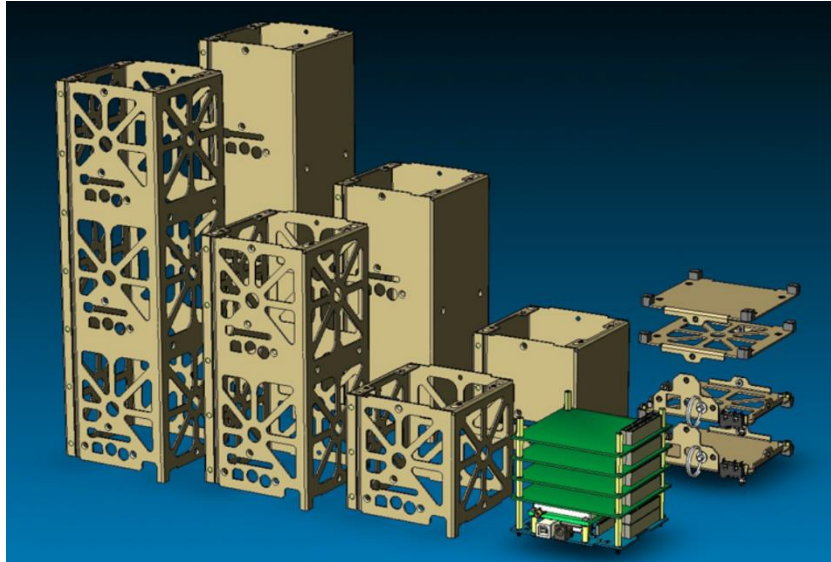


Figura 2. 5: Estructuras de CubeSats de 1U, 2U y 3U.(13)

Finalmente, son los proyectos CubeSat y el éxito que han tenido los que han permitido una nueva apertura en el enfoque espacial tecnológico. En la actualidad, surgen más y más ideas innovadoras, desde exploraciones interplanetarias hasta el establecimiento de una nueva red de comunicaciones móviles, pensadas a partir del uso de los satélites CubeSat y de los picosatélites y femtosatélites en general. Ideas como utilizar CubeSats para explorar la Luna gracias a la miniaturización de los subsistemas de propulsión llevada a cabo por el Laboratorio de Propulsión Espacial del MIT o establecer una red de femtosatélites, llamados ChipSats, MatchboxSats o Moonbeams, para aplicaciones de telecomunicaciones desarrollada por el Profesor Twiggs, son sólo algunas de las innovaciones entorno a la miniaturización de la tecnología satelital.(13)

### 2.3.1. Primer lanzamiento de un CubeSat.

Inicialmente, cuando Twiggs y Puig-Suari presentaron su idea a la comunidad espacial, fueron recibidos con una crítica pesimista que auguraba que el CubeSat nunca podría funcionar sino como un juguete espacial. Sin embargo, el primer despliegue exitoso de un CubeSat en el 2003 ayudó a demostrar la gran capacidad que el proyecto tenía. Twiggs describe cómo el CubeSat surgió de los laboratorios de CalPoly y de Stanford como sigue:

“Una de las primeras aplicaciones científicas del CubeSat comenzó con el primer lanzamiento en el 2003. Un triple CubeSat llamado QuakeSat desarrollado con estudiantes de Stanford por la compañía Quakefinder de Palo Alto, California, fue lanzado para determinar si se podían observar bajas frecuencias de radiación electromagnética en áreas en las que un temblor fuera a presentarse enseguida. Este tipo de radiación electromagnética fue notada instantes después de que un temblor

ocurrió en 1989 cerca de Santa Cruz, California. Había evidencia para creer que este fenómeno podría ser parte fundamental de los nuevos sistemas de predicción espaciales del futuro.”(23)

Y de hecho así fue, el QuakeSat-1 ha sido una de las misiones CubeSats más exitosas al proveer información sobre la detección temprana de temblores y al comprobar que la tecnología CubeSat, en realidad, podía aportar información útil en aplicaciones científicas.

El primer lanzamiento del proyecto CubeSat tuvo lugar el día 30 de junio del 2003. Fue llevado a cabo por un vehículo lanzador Rockot desde el cosmódromo de Plesetsk, Rusia. El cohete Rockot puso en órbita dos P-POD Mk. I, los cuales tenían capacidad para almacenar hasta cuatro CubeSats de 1U cada uno, en una órbita helio-síncrona con una altura de 830 km y una inclinación de 98.73° e incluían los satélites daneses AAU

CubeSat y DTUSat, los japoneses CubeSat XI-IV y CUTE-1, el canadiense Can X-1 y el triple CubeSat estadounidense Quakesat. El lanzamiento fue coordinado por el Instituto de Estudios Aeroespaciales de la Universidad de Toronto. En este primer lanzamiento todos los CubeSats fueron desplegados de manera exitosa.(24)

Algunos CubeSat incluidos con el QuakeSat en el primer lanzamiento tenemos a los siguientes:

- AAU CubeSat (Origen Universidad de Aalborg en Dinamarca).
- DTUSat (Origen Universidad Técnica de Dinamarca).
- CubeSat XI-IV (Origen Universidad de Tokio).
- CUTE-1 (Origen Instituto tecnológico de Tokio).
- CanX-1 (Origen Universidad de Toronto).

El QuakeSat fue construido por estudiantes de la Universidad de Stanford y por la agencia Quakefinder. Su carga útil era un magnetómetro destinado a recolectar información para la prevención de temblores. Se estabilizaba con ayuda de imanes permanentes y mediante histéresis magnética.

Tenía un sistema de paneles solares desplegable que le suministraba hasta 14 W de potencia. Su comunicación se hizo en la frecuencia de 436 MHz con una tasa de transferencia de 9600 bps. Estuvo funcionando hasta diciembre del 2004. Era un CubeSat de 3U y tenía una masa 4.5 kg.

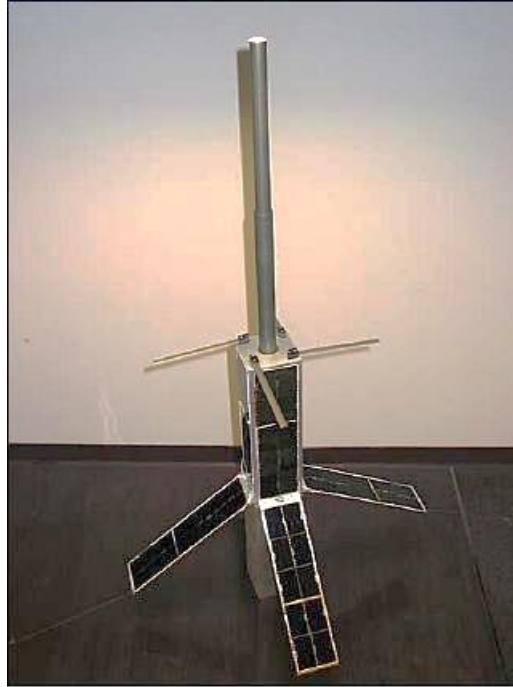


Figura 2. 6: CubeSat de 3U: QuakeSat.

### 2.4. El P-POD.

El Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) es el sistema estandarizado de despliegue de CubeSat de Cal Poly. Es capaz de llevar tres CubeSats estándar y sirve como interfaz entre los CubeSats y LV.

El P-POD es una caja rectangular con una puerta y un mecanismo de resorte. Una vez que el mecanismo de liberación del P-POD es accionado por una señal de despliegue enviada desde el LV, un conjunto de resortes de torsión en la bisagra de puerta forzando la puerta abierta y los CubeSats son desplegados por el resorte principal que se desliza sobre sus raíles y el P-POD (los raíles P-POD se muestran en la Figura 2. 7).

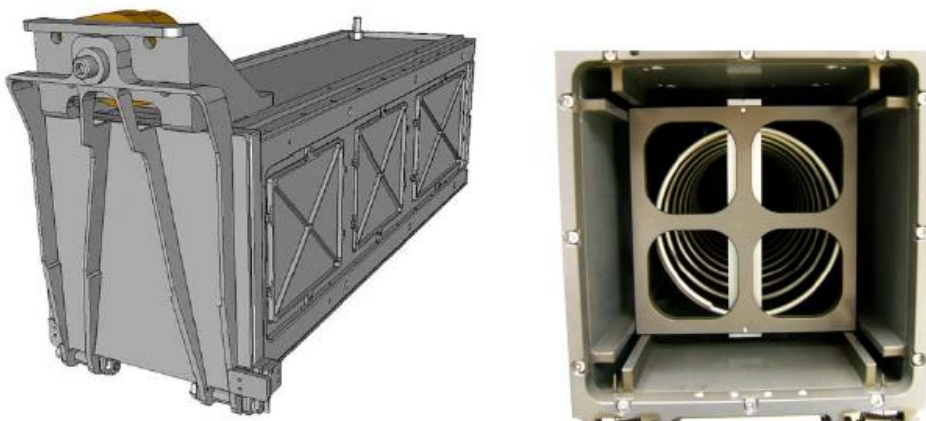


Figura 2. 7: P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer).(2)

El P-POD se compone de aluminio anodizado. Los CubeSats se deslizan a lo largo de una serie de raíles durante la eyección en órbita. CubeSats será compatible con el P-POD para garantizar la seguridad y el éxito de la misión, cumpliendo con los requisitos descritos en este documento. El P-POD es compatible con versiones anteriores, y cualquier CubeSat desarrollado dentro de la especificación de diseño de CDS y posteriores, no tendrán problemas de compatibilidad. Se anima a los desarrolladores a diseñar a los CDS más actuales para aprovechar al máximo las características de P-POD.(2)

### 2.5. Características principales de los CubeSat.

Como se mencionó anteriormente un CubeSat es un satélite en forma de cubo que mide 10 cm por lado y tiene un peso no mayor de 1.3 kg. El diseño se basó a partir de diferentes factores los cuales mencionamos a continuación.(13)

- Un CubeSat requiere tener cierta cantidad de energía para suministrarla a sus componentes eléctricos y electrónicos. Cada CubeSat requiere entre 3 y 5 volts para lograr este suministro para lo cual necesita tener cierta cantidad de celdas solares que conviertan energía solar en la eléctrica que requiere. Los tamaños de celdas solares disponibles en el mercado tienen dimensiones de 30 x 70 mm, por lo cual las dimensiones del CubeSat debían de ajustarse de tal modo que se pudiesen colocar por lo menos dos celdas en cada cara del satélite para generar la suficiente energía.
- Diversas baterías, cilíndricas y rectangulares, eran compatibles con estas dimensiones.
- Se debe de considerar el número de baterías a utilizar, pues era importante que el CubeSat tuviese energía de reserva necesaria para poder comunicarse con tierra considerando que sus antenas era de baja ganancia y que su frecuencia era comúnmente una frecuencia de radio amateur, lo cual significaba ocupar más espacio para baterías.
- El peso debe de ser reducido pues este está directamente ligado al costo de lanzamiento. Una pequeña variación en el peso del satélite representa un gran aumento en el precio de lanzamiento.

En la siguiente figura se muestra la forma geométrica de un CubeSat del Programa de CubeSat, Cal Poly SLO, en los anexos de este trabajo se presenta un plano detallado.

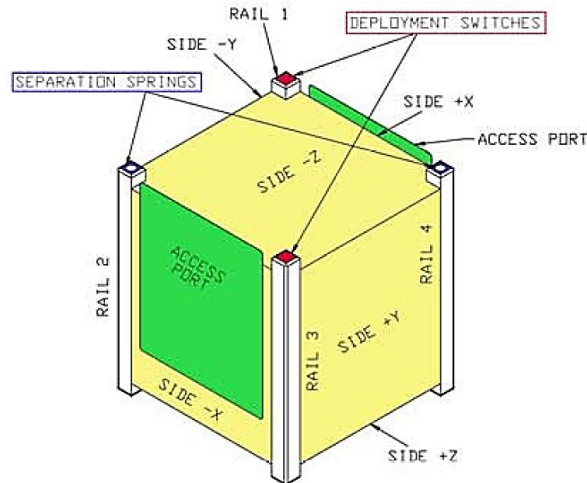


Figura 2. 8: Especificaciones de CubeSat.(2)

Así como mencionamos anteriormente que al CubeSat propiamente dicho está asociado el P-POD, citamos algunas características de este des-plegador.(13)

- El centro de masa de un CubeSat debe de estar a 2 cm de su centro geométrico, esto para minimizar su desestabilización al momento del despliegue.
- Las áreas en las que se pueden hacer ajustes en el CubeSat están determinadas por la disposición de los paneles de acceso presentes en el P-POD. De esta forma, algunos puertos USB o de algún otro tipo deberán ser colocados en el CubeSat tomando en cuenta la ubicación de los paneles del P-POD.
- Los CubeSats tienen cuatro rieles que embonan con los del P-POD. Estos rieles deberán ser lisos, planos para minimizar la fricción durante el despliegue.
- La expansión térmica de los CubeSat deberá ser similar a la del P-POD, por lo que deberán ser construidos con un material similar al del P-POD (aluminio 7075-T73, 6061 o 5052).
- Las tolerancias en las especificaciones del CubeSat están basadas en las tolerancias del P-POD.



Figura 2. 9: Un CubeSat de 3U insertándose en un P-POD.

### 2.6. Módulos particulares de un CubeSat.

Un CubeSat como cualquier otro sistema aeroespacial está conformado de módulos por separado para su facilidad en el diseño e implementación. Cada subsistema cumple con una función en específico y en conjunto logran la misión principal del CubeSat. Los citamos a continuación.

- Módulo de la computadora de abordo - OBC.
- Módulo de comunicaciones - COMM.
- Módulo de energía o de potencia - EPS.
- Módulo de orientación o control de actitud - ADCS.
- Módulo de del PayLoad o carga útil.
- Módulo de control térmico
- Estructura Mecánica.

#### 2.6.1. Módulo de la computadora de abordo - OBC.

Por las siglas OBC del inglés On Board Computer, es el cerebro del satélite, su objetivo es la de recolección de información de los demás módulos para la toma de decisiones correspondientes para el buen desenvolvimiento del satélite en general.

Una de sus funciones principales es de recolección y almacenamiento de la mayor cantidad de variables de procesamiento para poder realizar un historial del funcionamiento del nano-satélite durante su lanzamiento, toda la información del nano satélite en conjunto es enviada a la estación terrena mediante el sistema de comunicación.

#### 2.6.2. Módulo de comunicaciones - COMM.

Es el que tiene la funcionalidad de actuar como interfaz e interprete entre el nano satélite y la estación terrena. Necesariamente incluye como elementos a las antenas en diferentes bandas para garantizar la comunicación con la estación terrena.

Por otro lado cuenta con un sistema denominado Beacon, que envía una señal de ubicación constantemente cada cierto tiempo determinado hacia la tierra. Esta señal es utilizada para la ubicación y seguimiento del nano-satélite alrededor de la tierra. Puesto que las otras bandas son únicamente para la bajada de información (downloading) y la subida de información o comandos (uploading) en concordancia con una única estación terrena.

#### 2.6.3. Módulo de energía o de potencia - EPS.

Su función principal es la de generar energía por medio de paneles solares, también de almacenar y distribuir a los demás módulos que forman parte del nono satélite.

El trabajo del EPS es de acondicionar, transferir y distribuir energía a los distintos módulos que conforman el Nano-Satélite como se dijo anteriormente, además almacenar energía, para el suministro eléctrico en situaciones donde el generador no es posible entregar energía necesaria al sistema.

Los buses de alimentación que debe ofrecer son con voltajes de 3 v, 5v, 12v, etc. Como modulo independiente debe estar controlado por un dispositivo (microprocesador) el cual tiene la función principal de recolectar las variables mediante sus puertos ADC. Los elementos que conforman este módulo principalmente son: Micro controlador, batería, Celdas fotovoltaicas, sistema de carga de baterías, sistema de conversión DC/DC, reguladores de voltaje, etc.

#### **2.6.4. Módulo de orientación o control de actitud - ADCS.**

Por sus siglas en ingles ADCS - Attitude Determination and Control System, este módulo tiene la función de orientar el nano-satélite en la posición y dirección deseada. Debe estar administrado por un micro controlador que mediante sus ADC da la lectura a los sensores que determinan la posición y orientación del satélite, y mediante unos actuadores de desequilibrio realiza la modificación del satélite a la dirección adecuada.

Los sensores que utiliza para este fin son de tipo magnetómetros, giróscopos, sensores solares, cámaras estelares, GPS, etc. Así como sus actuadores del módulo de orientación pueden ser imanes permanentes, magneto torques, ruedas de reacción, etc. Debemos resaltar que este módulo es uno de los más complejos en desarrollarse.

#### **2.6.5. Módulo de del Payload o carga útil.**

O también llamada Payload, es todo instrumento que se pretende llevar a órbita para cumplir la misión en general del nano satélite, como pueden ser arreglo de antenas, cámaras ópticas, radar, sensores e inclusive probar dispositivos electrónicos nuevos.

Como se mencionó anteriormente la carga útil dependerá de la misión que debe cumplir el nano satélite, en caso del UNSAAC SAT-I la carga útil que se pretende incorporar es una cámara de resolución medio para vistazos de nubes en la región del Cusco.

#### **2.6.6. Módulo de control térmico**

Este módulo tiene la funcionalidad de mantener a los componentes internos en una temperatura óptima de trabajo frente a situaciones críticas de rangos de temperatura para garantizar su funcionamiento y no estropearlos, los más comunes entre ellos y más sensibles con las baterías y los microprocesadores.

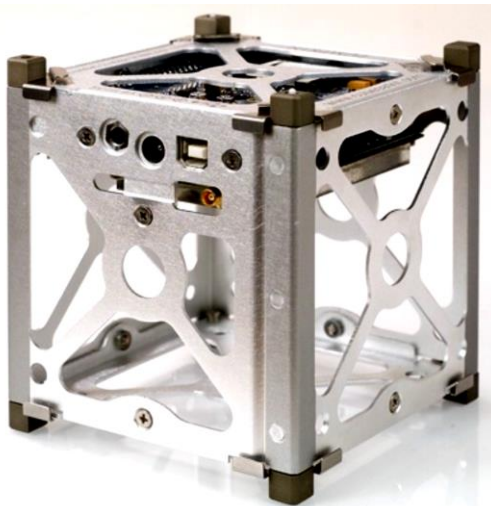
En la mayoría de los proyectos CubeSat no se requiere un control térmico activo pues mediante estrategias de control térmico se puede mantener a un CubeSat dentro de un

rango de temperaturas de entre los  $-30^{\circ}\text{C}$  y los  $10^{\circ}\text{C}$ . El factor más importante a considerar en el diseño del subsistema de control térmico de un CubeSat es que los demás subsistemas deben de tener terminales conductoras de calor que lo puedan distribuir hacia las superficies del satélite en donde, mediante el uso de materiales especiales, se pueda conseguir un buen control de las condiciones térmicas del CubeSat.(13)

Un previo análisis y modelado de todos los factores involucrados, como el calor interno generado por los componentes del satélite, calor externo provocado por el Sol y las fases de eclipse, es esencial para poder obtener un buen diseño del control térmico de un CubeSat. Adelantándonos en los límites de temperatura en la que está sometido un nano satélite, pues la mayoría de los CubeSats opera en un rango de temperaturas que va de los  $-20^{\circ}\text{C}$  a los  $30^{\circ}\text{C}$  sin utilizar un subsistema complejo de control térmico.

### **2.6.7. Estructura Mecánica.**

El subsistema estructural de un proyecto CubeSat es un diseño estandarizado, como ya lo hemos mencionado, que puede tomar las dimensiones de 1U, 1.5U, 2U, 3U o 6U y que deberá ajustarse a los requerimientos del P-POD. La estructura puede ser adquirida con algún proveedor de componentes CubeSat o puede ser elaborada por el propio desarrollador, universidades en la mayoría de los casos. El diseño debe de seguir con las especificaciones del estándar CubeSat y deberá ser elaborado con un material que tenga características similares a las del aluminio 7075-T73 con el cual está fabricado el P-POD. Es importante que estas estructuras tengan un recubrimiento que les proporcione protección contra la oxidación como el Alodine (está formulado tanto para protección contra corrosión desnuda, como para aplicaciones de unión cuando se combina con revestimientos orgánicos o adhesivos estructurales.).



*Figura 2. 10: Estructura de un CubeSat de 1U.(1)*



### 2.7. Requerimientos de evaluación de un CubeSat.

El proceso de evaluación y verificación de funcionamiento es esencial y vital en el desarrollo de los CubeSats, estos requerimientos de evaluación buscan garantizar los niveles de seguridad y nos dará mayor probabilidad de funcionamiento que tendrán los CubeSats y el P-POD en función al vehículo lanzador así como verificar las características y resistencia del satélite cuando sea sometido a ambientes y fenómenos físicos propios del espacio.

Usualmente las pruebas de evaluación son establecidas por la empresa lanzadora pero de no ser así el documento “CubeSat Design Specifications” establece que las pruebas se basarán en los criterios de evaluación de las Prácticas Estandarizadas del Departamento de Defensa de los EUA a través de su documento MIL-STD- 1540 (Product verification Requirements For Launch, Upper Stage, and Space Vehicles), de los criterios establecidos en el documento LSP-REQ-317.01 (Launch Services Program, Program Level Poly-Picosatellite Orbital Deployer (PPOD) and CubeSat Requirements Document) desarrollado por el Programa de Lanzamientos de la NASA y por los criterios de evaluación Goddard desarrollados por el Centro Goddard para Vuelos Espaciales de la NASA (GSFC, Goddard Space Flight Center).(13)

Los criterios Goddard se encuentran en el documento GSFC-STD-7000(25) el cual es un Estándar para realizar Evaluaciones en Entornos Generales (GEVS, General Environmental Verification Standard) diseñado en 1996 y actualizado por última vez en el 2013.

GEVS es un estándar que provee los requerimientos y pasos a seguir para la evaluación de proyectos espaciales en los cuales se vean involucrados cargas útiles, diferentes subsistemas y componentes, y describe los métodos para implementar tales evaluaciones.

Establece las bases para realizar diferentes análisis que podrán demostrar el óptimo funcionamiento de estos elementos bajo determinadas condiciones al igual que los procedimientos a seguir por los desarrolladores del proyecto en cuestión. Además describe evaluaciones y métodos analíticos para poder garantizar el cumplimiento de los requerimientos demandados.(13)

#### **2.7.1. Niveles de evaluación para CubeSat.**

Existen dos niveles de evaluación de CubeSats a los que serán sometidos los dispositivos y sus subsistemas para ser considerados como aptos para el lanzamiento y ponerlos en órbita. Estos niveles son la certificación y la aceptación.

### **2.7.1.1. La certificación.**

Asegura que el diseño del satélite es aceptable y que funcionará dentro de los entornos esperados. La certificación comienza cuando el proceso de elaboración del satélite finaliza y termina cuando el satélite está listo para realizar las pruebas de aceptación. Consta de una serie de pruebas que exponen y someten al satélite a condiciones como las que habrá durante y después del lanzamiento.

Los requerimientos y exigencias de las pruebas de certificación dependen de varios factores como las características propias de la misión, los requerimientos del estándar CubeSat y los requerimientos que establece la compañía lanzadora.(26)

La certificación puede ser realizada a un modelo prototipo o a un modelo de vuelo:(13)

#### **i. Certificación de prototipo.**

Se da cuando existen dos elementos idénticos a ser probados. Un elemento será el prototipo y el otro será el protovuelo o modelo de vuelo. Esto se da cuando se construyen dos satélites con los mismos componentes y bajo el mismo diseño.

El satélite prototipo será sometido a las mismas pruebas que el de protovuelo pero la intensidad y exigencias de las pruebas serán más fuertes y de una duración más larga. El desarrollo de un prototipo sirve para poder encontrar errores y fallas, primeramente en este modelo, para poder hacer mejoras en el modelo de vuelo sometiéndolo lo menor posible a las exigencias de las diferentes pruebas.

#### **ii. Certificación de protovuelo.**

El protovuelo o modelo de vuelo es aquel componente que, una vez que es diseñado y construido, es evaluado, certificado y mandado al espacio(27). Las pruebas a las que es sometido el modelo de vuelo son menos intensas y exigentes que las del prototipo. Tanto en el prototipo como en el protovuelo, las condiciones y exigencias simuladas serán siempre mayores que las esperadas. En los proyectos CubeSat existe, básicamente, sólo el modelo de vuelo.

### **2.7.1.2. La aceptación.**

Este es el último nivel por el que debe de pasar un componente que se desea mandar al espacio. En esta instancia se realizan las mismas pruebas que en la certificación del prototipo y del modelo de vuelo pero con condiciones, intensidades y exigencias iguales a las esperadas durante el lanzamiento y en el ambiente espacial.

## CAPÍTULO II: MARCO TEÓRICO

En el caso de los CubeSats, después de haberse realizado la certificación de protovuelo, se realizan las pruebas de aceptación después de haberse integrado en el P-POD. De esta forma se asegura que la integración de los CubeSats en el P-POD cumple con todas las especificaciones y, además, se pone a prueba la interacción existente entre el P-POD y los CubeSats, permitiendo conocer o prevenir cualquier daño que pueda generarse dentro del P-POD.(13)

Después de las pruebas de aceptación los desarrolladores podrán realizar análisis de sus CubeSats a través de los paneles de acceso y el personal evaluador del P-POD realizará una inspección visual. El P-POD no podrá ser abierto después de haberse realizado esta prueba a menos que alguno de los desarrolladores de alguno de los CubeSats integrados, o algún administrador del P-POD, así lo decidan.

Las pruebas que se llevan a cabo en los niveles antes descritos, siguiendo el estándar GEVS, son:(13)

- Resistencia estructural.
- Pruebas acústicas.
- Vibración aleatoria.
- Vibración senoidal.
- Impacto mecánico.
- Pruebas térmicas al vacío.
- Ciclos térmicos.
- Pruebas magnéticas.

Seguidamente indicamos en la Tabla 2. 4 las intensidades y duraciones de las pruebas en cualquiera de los dos niveles que se han descrito anteriormente, así como también en la Figura 2. 11 un diagrama de flujo para los requerimientos de evaluación de un CubeSat.

| Prueba                  | Certificación del prototipo | Certificación del protovuelo | Aceptación              |
|-------------------------|-----------------------------|------------------------------|-------------------------|
| Resistencia estructural | 1.25 x carga límite         | 1.25 x carga límite          | Carga límite            |
| Duración                | 1 minuto<br>5 ciclos        | 30 segundos<br>5 ciclos      | 30 segundos<br>5 ciclos |
| Acústica                | Nivel límite + 3 dB         | Nivel límite + 3 dB          | Nivel límite            |
| Duración                | 2 minutos                   | 1 minuto                     | 1 minuto                |
| Vibración aleatoria     | Nivel límite + 3 dB         | Nivel límite + 3 dB          | Nivel límite            |
| Duración                | 2 minutos/eje               | 1 minuto/eje                 | 1 minuto/eje            |

## CAPÍTULO II: MARCO TEÓRICO

|                    |  |  |  |
|--------------------|--|--|--|
| Vibración senoidal | 1.25 x nivel límite<br>2 oct/min                     | 1.25 x nivel límite<br>4 oct/min                     | Nivel límite<br>4 oct/min                            |
| Impacto mecánico   | 1.4 x nivel límite<br>2 por cada eje                 | 1.4 x nivel límite<br>1 por cada eje                 | Nivel límite<br>1 por cada eje                       |
| Vacío térmico      | Temperatura máxima +10°C<br>Temperatura mínima -10°C | Temperatura máxima +10°C<br>Temperatura mínima -10°C | Temperatura máxima +5°C<br>Temperatura mínima -5°C   |
| Ciclos térmicos    | Temperatura máxima +25°C<br>Temperatura mínima -25°C | Temperatura máxima +25°C<br>Temperatura mínima -25°C | Temperatura máxima +20°C<br>Temperatura mínima -20°C |
| Magnéticas         | Dependiendo de la misión                             | Dependiendo de la misión                             | Dependiendo de la misión                             |

Tabla 2. 4: Pruebas especificadas por el estándar GEVS.

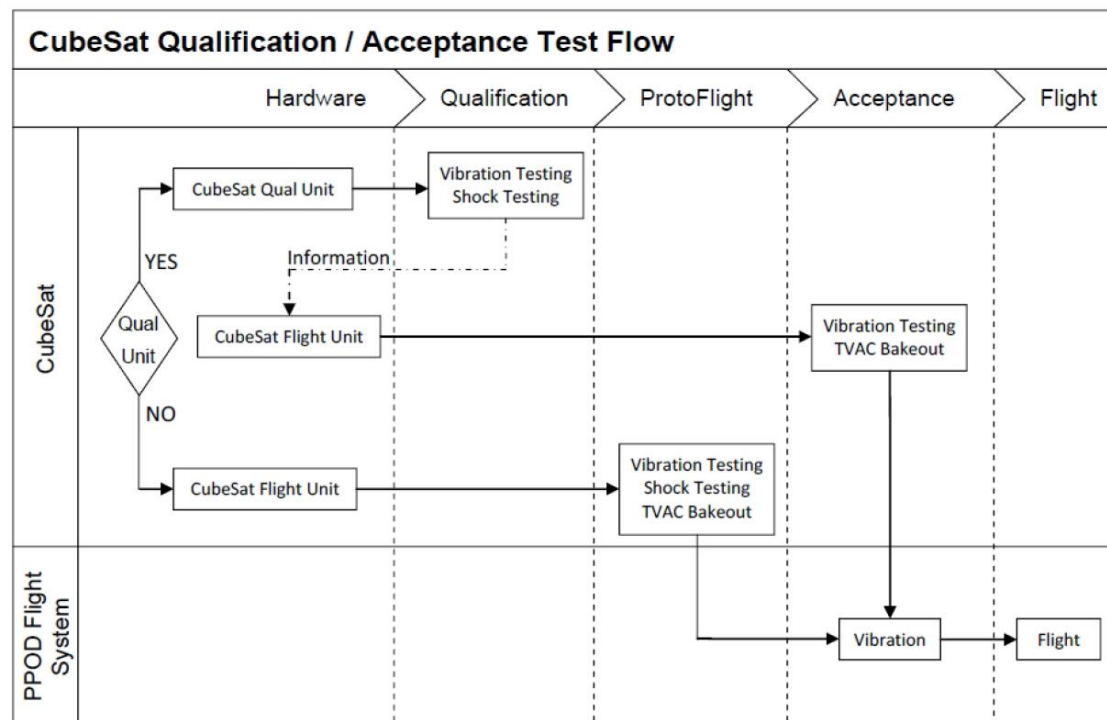


Figura 2. 11: Diagrama de Flujo para los Requerimientos de Evaluación de un CubeSat.(2)

Estas pruebas son especificadas por GEVS y se llevarán a cabo siempre que el personal del vehículo lanzador no indique otra cosa pues este es el que estipula las condiciones y procedimientos a seguir para que el P-POD, con los CubeSats en su interior, sea aceptado como carga secundaria.

### 2.7.2. Pruebas particulares en tierra para CubeSat.

Además de las pruebas de certificación de modelo de vuelo y de aceptación, el documento "Cubesat Design Specifications" hace énfasis a otras pruebas en particular

como son las pruebas de vibración aleatoria, de horneado térmico al vacío o termo vacío, interferencia electromagnética, impacto mecánico y la de inspección visual. A continuación describiremos brevemente la naturaleza de estas pruebas.



Figura 2. 12: Secuencia de pruebas particulares para CubeSat.

### 2.7.2.1. Prueba de vibraciones.

Durante el lanzamiento y despegue, el nano satélite es sometido a fuertes vibraciones hasta su puesta en órbita. Por ende se hace necesario realizar pruebas que puedan simular las condiciones vibratorias del viaje. Hay varios tipos de pruebas de vibración pero la que más se asemeja a las condiciones del vehículo lanzador es la prueba de vibración aleatoria.

El rango de frecuencias que provoca el cohete va desde los 20 hasta los 2000 Hz. A continuación se muestra una tabla de requerimientos de esta prueba en el estándar GEVS.

| Frecuencia [Hz] | PSD [G <sup>2</sup> /Hz] |            |
|-----------------|--------------------------|------------|
|                 | Aprobación               | Aceptación |
| 20              | 0.026                    | 0.013      |
| 20-50           | +6 dB/oct                | +6 dB/oct  |
| 50-800          | 0.16                     | 0.08       |
| 800-2000        | -6 dB/oct                | -6dB/oct   |
| 2000            | 0.026                    | 0.013      |
| Total           | 14.1 Grms                | 10.0 Grms  |

Tabla 2. 5: Requerimientos dados por GEVS para la prueba de vibración.

### 2.7.2.2. Horneado térmico al vacío – termo vacío.

Es un proceso que busca reducir a un nivel aceptable las cantidades de gases emitidos por los componentes en contacto directo con la instrumentación que pueda ser muy sensible a la contaminación molecular así como también incluye la prueba de ciclo térmico que simula las variaciones de temperatura en una órbita completada. Más adelante desarrollaremos a más detalle este tema, pues la presente tesis se aboca a esta prueba en particular.

### 2.7.2.3. Prueba de interferencia electromagnética.

El espacio exterior es un ambiente que está expuesto a radiación electromagnética producida por la dinámica del sol. Esto produce errores en el hardware del nano satélite. Para realizar la prueba de radiación electromagnética se necesita un módulo generador

de radiación en la cual se coloca el nano-satélite para evaluar sus efectos en el funcionamiento.

### **2.7.2.4. Prueba de impacto mecánico.**

Consiste en someter al CubeSat a diferentes impactos físicos que este recibirá durante su lanzamiento, hay dos tipos de impactos: los autoinducidos son aquellos que se generan por las características intrínsecas del CubeSat como el despliegue de celdas solares, los impactos externos son aquellos que pueden ser ocasionados por la interacción entre el satélite y su entorno.

### **2.7.2.5. Prueba de inspección visual.**

En esta prueba se busca verificar que las dimensiones y parámetros físicos de los CubeSats sean los especificados en el documento "CubeSat Design Specifications". Para esto se hace una inspección visual apoyándose en las listas de aceptación CAC.

## **2.8. El medio espacial – contexto para el UNSAAC SAT-I (órbita LEO).**

### **2.8.1. Características del medio espacial.**

Las condiciones ambientales de presión y temperatura promedio en tierra son 1 atm (760mmHg=1atm=760Torr) y 25°C, el medio físico en el espacio es completamente distinto y no considerar los nuevos parámetros de este medio imposibilitaría el buen desempeño de cualquier circuito electrónico sin previa preparación y simulación.

Algunas principales variaciones en el espacio tenemos a continuación:

- Vacío medio - Alto Vacío, que produce el fenómeno de desgasificación, esto quiere decir el desprendimiento de gases de los materiales.
- Radiación ultravioleta - exposición electromagnética proveniente del sol.
- Plasma en la ionosfera, los gases atmosféricos son tan tenues que es posible encontrar electrones libres e iones positivos, que producen variación temporal de cargas.
- Basura espacial.
- Interferencia electromagnética (EMI) por el plasma espacial que induce cargas eléctricas.

Como en todo ambiente de diseño, el espacio exterior presenta limitaciones, tanto en cuanto al diseño mecánico como al electrónico. Las principales trabas que se presentan a la electrónica en el espacio exterior son las referentes a la evacuación de calor por Efecto Joule. Bajo condiciones normales (sobre la superficie de la tierra a una atmosfera de presión), el calor se propaga esencialmente por tres mecanismos: conducción, convección y radiación.(28) Como mostramos en la siguiente figura.

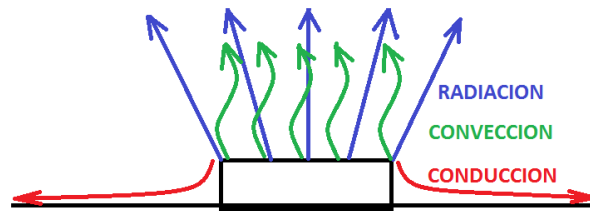


Figura 2. 13: Propagación de calor con atmósfera.

Sin embargo en el espacio solo ocurren dos de estos mecanismos, conducción y radiación, ya que la convección se da debido a la existencia de un medio portador de partículas con menos energía (aire) capaces de extraer calor del cuerpo en cuestión.

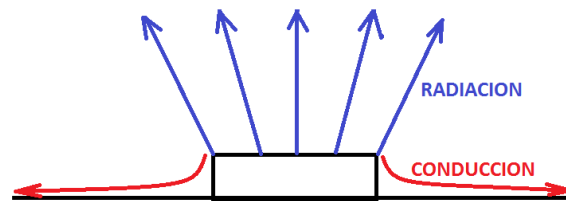


Figura 2. 14: Propagación de calor sin atmósfera.

Esto provoca un aumento dramático en la temperatura de operación de los componentes electrónicos, provocando fallas fatales si no se toman las precauciones necesarias. Además también existen limitaciones en cuanto a los materiales de los que puede estar fabricada la estructura mecánica, siendo las dos principales la corrosión y la radiación. La corrosión en el espacio no se da como en la superficie del planeta, en donde prima la oxidación del metal, en el espacio la corrosión se da por abrasión con el medio, esto significa, pequeñísimas partículas de polvo chocan con todos los objetos que orbitan la tierra, provocando un desgaste significativo conforme transcurre el tiempo de vida de éstos en órbita.(29)

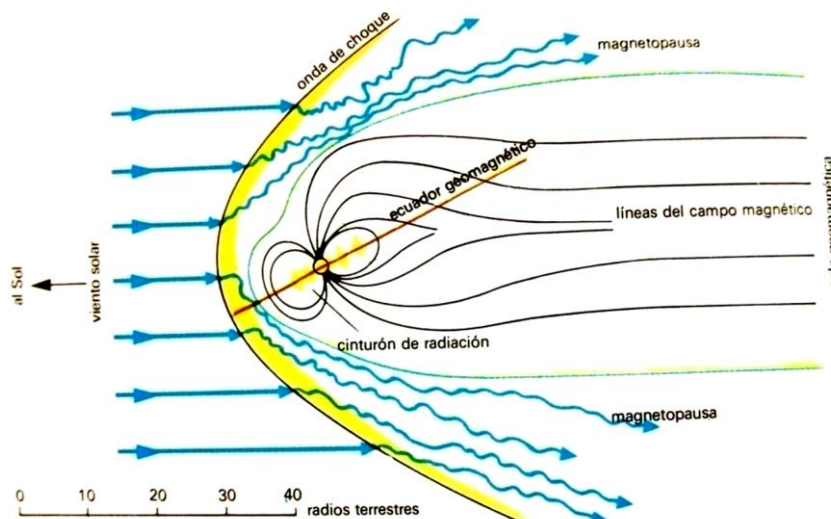


Figura 2. 15: Estructura global del campo magnético terrestre, cinturón de radiación y magnetopausa.

Algo más que deberíamos considerar son los cinturones de radiación. Las partículas ionizadas que llegan a la Tierra, principalmente del Sol (“viento solar”), son desviadas y dirigidas hacia dos grandes anillos que rodean a la Tierra por el Ecuador, conocidos como Cinturones de Van Allen. Estos cinturones de radiación se dividen en dos regiones: la zona interior, a una altura de 4 000 km y con una anchura de 3 000km y la zona exterior, a una altitud de 16 000 km y con una anchura de 7 000 km.(30) Lo mostramos en la Figura 2. 15.

### 2.8.2. Contexto espacial donde orbitará el UNSAAC SAT-I (órbita LEO).

El entorno espacial es un complejo fenómeno dependiente de la órbita. La órbita LEO se encuentra a una altura de menos de 2.000km por encima de la superficie de la Tierra. El entorno espacial en LEO contiene muchas preocupaciones que deben ser consideradas en el diseño de una nave espacial. Las características más importantes del entorno espacial son: vacío, radiación y atmósfera residual.(31)

En la órbita LEO, por encima de 600km, la densidad y la presión son muy bajas, la Figura 2. 16 proporciona la presión atmosférica dependiendo de la altitud. Se puede ver, que a partir de una altitud de 500km la presión es de casi  $10^{-14}$  kg/m<sup>3</sup>.(31)

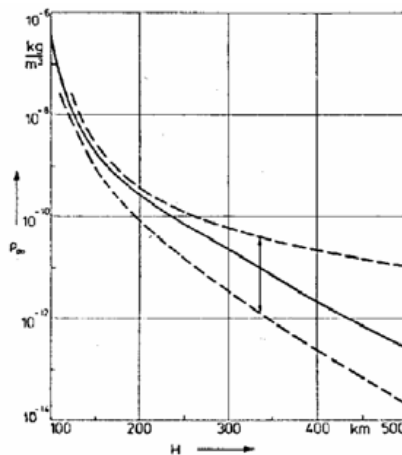


Figura 2. 16: Presión atmosférica en función de la altura.

El ambiente térmico relevante para los componentes electrónicos del interior de la nave espacial se controla dentro de márgenes estrechos, típicamente 5 – 10°C para un orbitador de Tierra, y 15-20°C para un orbitador de Marte. En la Figura 2. 17 se muestra un ejemplo típico de la temperatura medida en la placa base de un satélite en LEO. Sin embargo, los requisitos térmicos se extienden a un rango más amplio para garantizar que los componentes funcionarán después de una pérdida accidental de potencia o sobrecalentamiento. Éstos definen los límites de temperatura alta y baja en el peor de los casos, mostrados en la Figura 2. 18 para varias misiones. Los límites de -10°C y +55°C



limitan todas estas misiones, y pueden considerarse como un entorno típico para el interior de los satélites en órbita y de las naves espaciales en general.(3)

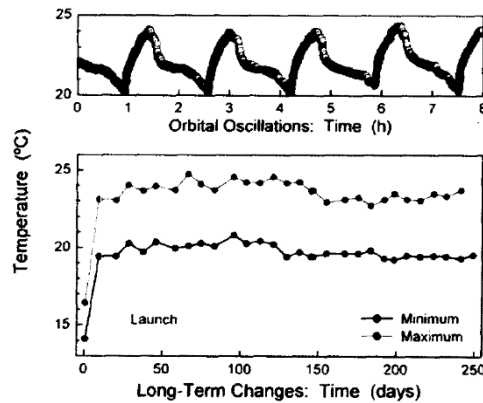


Figura 2. 17: Oscilaciones de temperatura en la base de la órbita LEO.(3)

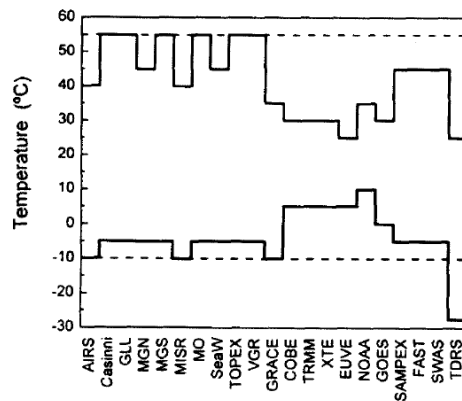


Figura 2. 18: Temperaturas de varias misiones, las líneas límites son de  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $+55^{\circ}\text{C}$ .(3)

Como se ha citado anteriormente en los antecedentes de este trabajo, el rango de temperaturas externas del CP3 va entre  $-30^{\circ}\text{C}$  y  $50^{\circ}\text{C}$  con fluctuaciones de extremo a extremo en un tiempo promedio de 60 min, el rango de temperaturas en el interior del CP3 es de  $-20^{\circ}\text{C}$  a  $20^{\circ}\text{C}$  como se muestra en la Figura 1. 1: Temperatura externa del CP3 de 18 de junio/2007 y 20 de junio/2008 respectivamente.(16).

Según el FITSAT-1 (NIWAKA), que es un satélite de  $10\text{cm}^3$  que fue desplegado desde la Estación Espacial Internacional (ISS) el 5 de octubre de 2012 que continuó operando hasta que salió de órbita el 4 de julio de 2013.

En la Figura 2. 19 nos muestra 450 min de mediciones de temperatura a partir de las 23:00 del 13 de octubre de 2012 con un período de muestreo de 5 min. Muestra casi cinco órbitas. La línea verde muestra la temperatura del panel superior (plano + Z), y la línea morada muestra la temperatura del panel inferior (plano -Z). Cambian de  $-15$  grados a  $10$  grados.(5)

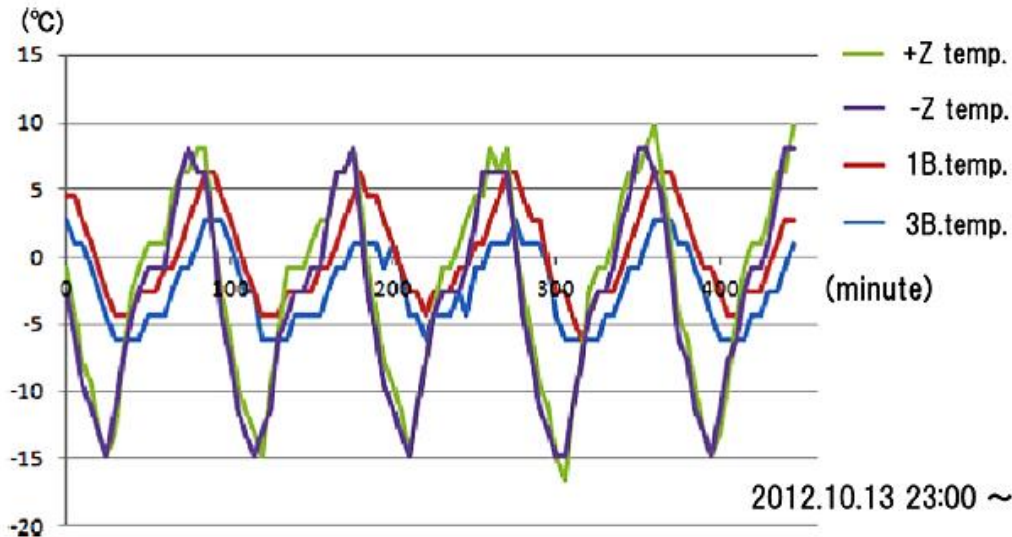


Figura 2. 19: Cambio de temperatura cada 5 min del FITSAT-1. Limites de -15°C a 10C.(5)

## 2.9. Prueba de temperatura y vacío para nano-satélite.

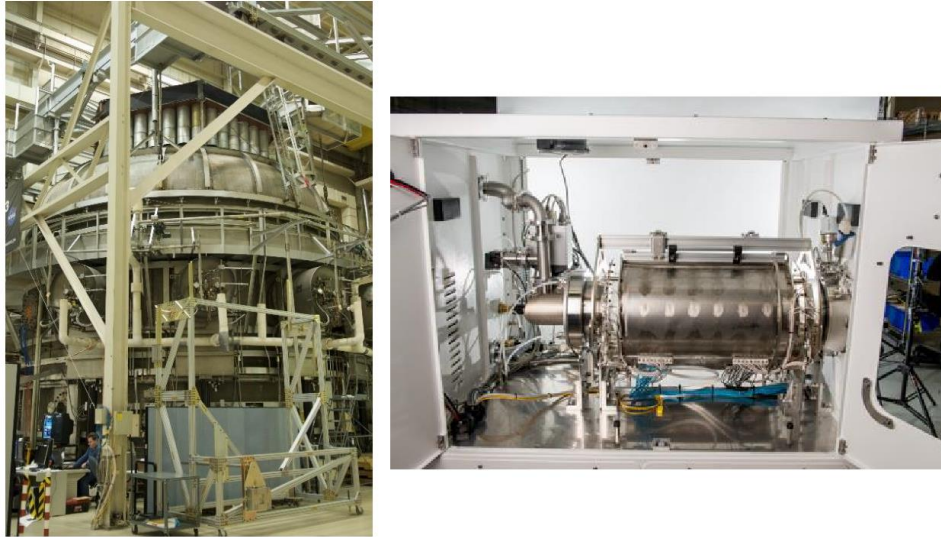
Hoy en día podemos encontrar diversas empresas que desarrollan cámaras ambientales o simuladores espaciales para casos extremos, sin embargo, el costo de estos equipos o al menos construir las instalaciones demandando un grandioso costo, puesto que estas cámaras ofrecen espacios amplios donde caben artefactos espaciales de gran tamaño a comparación con las dimensiones de un nanosatélite.

Por ejemplo la cámara de vacío térmico de la NASA-Thermal Vacuum Chamber que cuenta con bombas de vacío mecánicas masivas, que son esencialmente versiones grandes de las aspiradoras que la gente que usa en casa. Son bombas criogénicas que se utiliza para asegurar el vacío del espacio. Las bombas criogénicas utilizan nitrógeno líquido para condensar los gases que quedan fuera de la cámara una vez que las bombas mecánicas han hecho su trabajo. Para simular los extremos fríos y calientes posibles en el sistema mecánico del Hubble, a 350 millas de altura, la cámara de vacío térmica puede alcanzar temperaturas en un rango de 600 grados desde 302 F° todo el camino hasta menos 310 F°.(32)

O también el Simulador espacial de Angstrom Engineering, Angstrom ha logrado impresionante rampa de temperatura, mientras que también gestionar con éxito para mantener la estabilidad de la temperatura dentro de los parámetros establecidos por el usuario. El rango de temperatura de la platina depende del método de calentamiento y enfriamiento, con rangos de LN2 enfriaron -60°C con calentamiento hasta 150°C.

Dos de los elementos clave necesarios para simular el ambiente exterior de nuestra atmósfera son los controles de presión y temperatura avanzados. Para lograr el control de la presión, los ingenieros de vacío de Angstrom diseñaron un recipiente de presión

capaz de llegar a alto vacío utilizando bombas criogénicas o-turbo molecular en combinación con una bomba de desbaste mecánico.(33)



*Figura 2. 20: Cámaras de termo vacío de la NASA y simulador espacial de la Compañía Angstrom Engineering.*

En resumen en el análisis del diseño de cualquier objeto espacial se deben considerar los efectos que producen el vacío y la temperatura, sobre los sistemas eléctricos, electrónicos y mecánicos. Un factor crucial cuando se diseña para el espacio es el alto vacío. Como sabemos, las distintas combinaciones de presión y temperatura en un material definen su estado, el cual puede ser sólido, líquido, gaseoso o plasma.(30)

Este requerimiento de calificación para CubeSat incluye 2 pruebas, las cuales son las siguientes.

### **2.9.1. Prueba de desgasificación u horneado en vacío.**

El horneado térmico al vacío, Thermal Vacuum Bakeout en inglés, es un proceso que busca reducir a un nivel aceptable las cantidades de gases emitidos por los componentes en contacto directo con la instrumentación que pueda ser muy sensible a la contaminación molecular.(13)

Este procedimiento consiste en exponer a la más alta temperatura permitida los diferentes componentes a prueba dentro de una habitación limpia capaz de producir vacío. Esta temperatura deberá estar por lo menos 10°C por arriba de la máxima temperatura esperada en el lanzamiento. Durante el horneado los niveles de emisión de gases son monitoreados usando una microbalanza de cuarzo controlada por temperatura y una muestra de control que es un dispositivo óptico sensible a la contaminación. Estos elementos deberán permanecer a una temperatura de 10°C por debajo de la temperatura a la cual será sometido el dispositivo sensible a la contaminación (espejos, lentes ópticos, detectores, celdas solares, sensores) una vez

estando en órbita. La aprobación de la prueba dependerá de la información dada por la muestra de referencia y por la microbalanza.(13)

La desgasificación puede ser totalmente perjudicial para el desenvolvimiento del satélite por lo siguiente:(30)

- El gas emanado puede ser dañino para instrumentos ópticos y celdas solares instalados en él.
- La formación de pequeñas nubes de gas afecta la sensibilidad de lectura de instrumentos. Por ejemplo se hace casi imposible realizar astronomía ultravioleta cuando se acumula vapor de agua.
- La contaminación molecular producida por la desgasificación degrada el desempeño de los controladores de temperatura de las paredes, especialmente aquellos que cuentan con refrigeración por radiación.
- En polímeros y otros materiales volátiles, con gran desgasificación por naturaleza, pueden conllevar a serios cambios en las propiedades básicas del material.

Durante la prueba, el CubeSat es limpiado y puesto en una cámara de vacío con una presión inicial de  $10^{-4}$  Torr. La temperatura es incrementada de  $25^{\circ}\text{C}$  a  $70^{\circ}\text{C}$  en intervalos no mayores a  $5^{\circ}\text{C}$  por minuto. De este modo los componentes del CubeSat desprenderán gases que están retenidos o absorbidos en ellos y que de no ser por el procedimiento se desprenderían en algún momento durante el lanzamiento o el desarrollo de la misión en órbita. Puede haber dos configuraciones con respecto a esta prueba. En la primera el CubeSat será sometido a una temperatura de  $70^{\circ}\text{C}$  durante 3 horas dentro de la cámara, en la segunda se expondrá a una temperatura de  $60^{\circ}\text{C}$  durante 6 horas.(34)

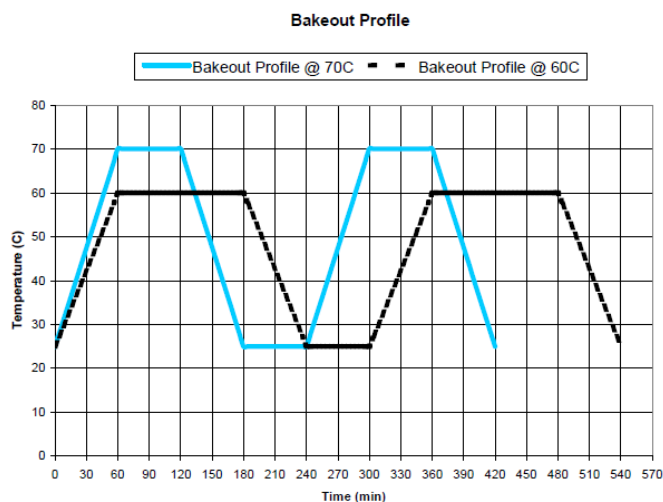


Figura 2. 21: Ciclo de prueba de desgasificación.

**2.9.2. Prueba de ciclo térmico.**

Esta es la prueba que tiene que pasar el nano satélite de la UNSAAC, esta consiste en determinar la capacidad de los componentes para resistir extremas temperaturas como frío y calor, así como su habilidad para soportar una exposición cíclica a estas temperaturas. La importancia de esta prueba está más enfocada a detectar las fallas mecánicas ante ciclos térmicos, estas fallas son llamadas errores de fatiga, que al realizar esta prueba son acelerados.

Esta experiencia fue realizada por la Misión de Pico satélites NSPO – YamSat, la prueba en resumen del ciclo térmico tomó como temperaturas extremas – 10°C y +45°C, teniendo una duración de 1.5 horas.

En el primer ejercicio realizaron una pre-prueba para ajustar la temperatura de ajuste de la cámara térmica. A partir de la prueba previa para el modelo de prueba por satélite YamSat-1B, la temperatura de ajuste de la cámara térmica de ajuste es de 40 ° C para dejar que el espectrómetro de componentes críticos alcance su límite caliente de 45 ° C mientras que el final frío es -10 ° C para dejar que la batería del componente crítico.

El ensayo funcional como ya dijimos se realizó aproximadamente 1,5 horas hasta que el componente crítico alcanzó sus límites de calor y frío para el primer y último ciclos de frío y caliente, el programa del test se presenta en la Figura 2. 22 parte a).

De acuerdo con los resultados de las pruebas del ciclo térmico en la Figura 2. 22 parte b), el modelo de vuelo YamSat-1A puede sobrevivir en estas condiciones térmicas.(17)

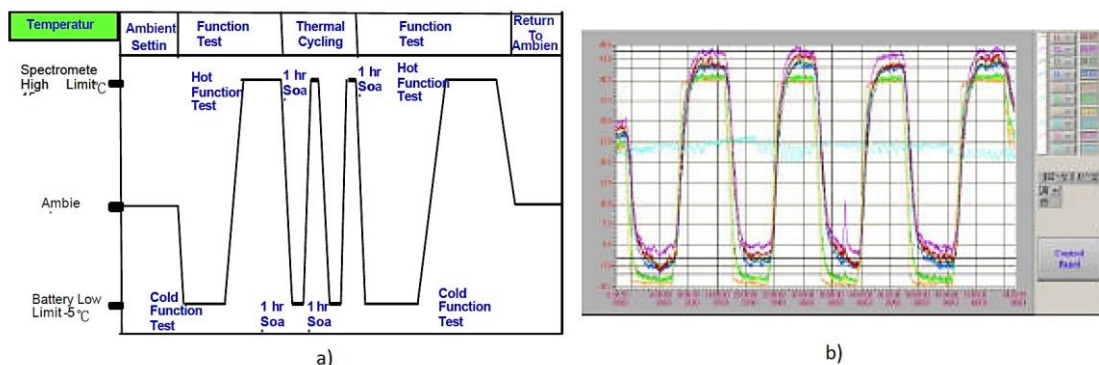


Figura 2. 22: a) Prueba de ciclo térmico del YamSat. b) Resultado del test de ciclo térmico del YamSat.(17)

A pesar de que el ciclo térmico realizado por esta prueba no alcanza los rangos de temperatura extrema en una órbita LEO, ni se realiza con el periodo correspondiente del ciclo térmico en el espacio mostrado en la Figura 1. 1: Temperatura externa del CP3 de 18 de junio/2007 y 20 de junio/2008 respectivamente.(16), su desempeño es válido para comprobar la buena resistencia de cada componente de satélite.(30)

Como un ejemplo mas tenemos a la experiencia del TRIO-CINEMA - TRiplet Ionospheric Observatory-CubeSat for Ion, Neutron, Electron & MAgnetic fields.

## CAPÍTULO II: MARCO TEÓRICO

Según los resultados de este análisis, la temperatura cambia desde el mínimo  $-13^{\circ}\text{C}$  en el modo seguro en el tablero interno hasta el máximo  $+31^{\circ}\text{C}$  en el modo científico, mientras que la nave espacial gira la tierra por encima de 700 km. Tales temperaturas mínimas y máximas son los cambios que ocurren en el exterior del satélite.

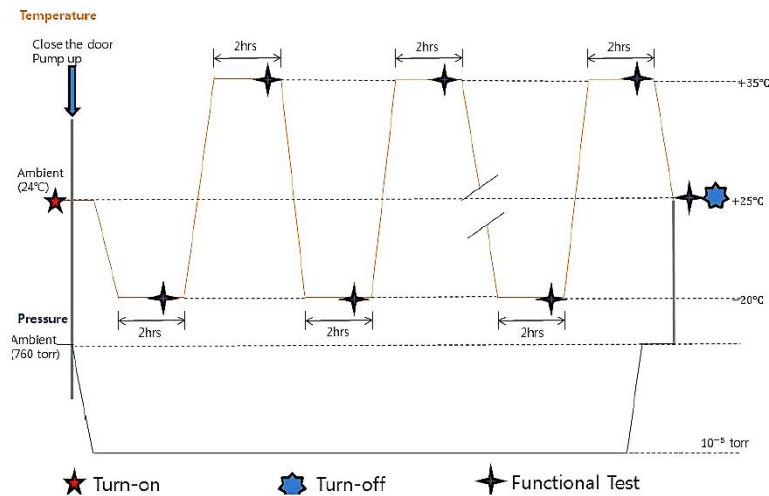


Figura 2. 23: Programa del ciclo térmico del TRIO-CINEMA.(15)

Además, debido al funcionamiento restringido de la cámara de vacío que tiene una duración larga del tiempo de enfriamiento, da lugar a la preocupación de que la nave espacial se vería afectada exponiendo una duración más larga de baja temperatura que la duración deseada. Por esta razón, el rango de temperatura en esta prueba se establece entre  $-20^{\circ}\text{C}$  a  $+35^{\circ}\text{C}$ , basado en las temperaturas más baja y más alta del chasis satélite y el satélite dentro de reflejo del valor mediano de la temperatura de aceptación y la temperatura de calificación.(15)

El programa de ciclo térmico para este CubeSat se muestra en la Figura 2. 23 y los resultados en la Figura 2. 24.

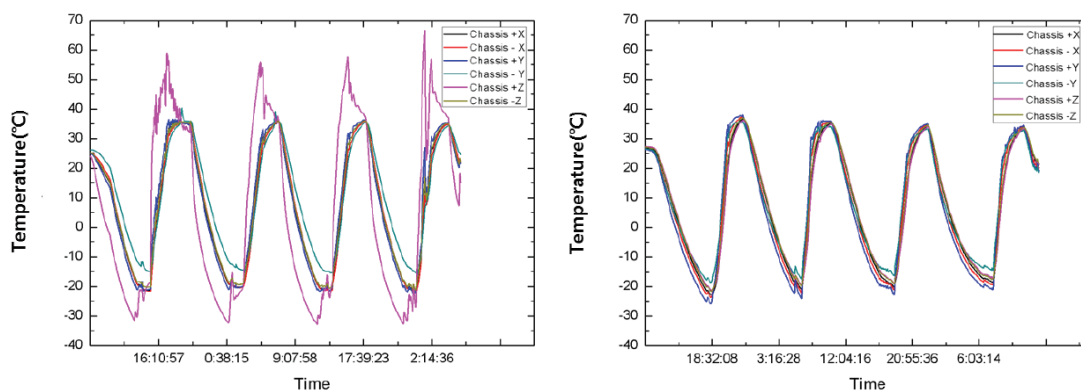


Figura 2. 24: Gráfico de temperatura del chasis y la cubierta de las pruebas de ciclo térmico al TRIO-CINEMA.(15)

## CAPÍTULO III

### CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

En el presente capítulo se presenta el estudio para el diseño del hardware del sistema de control de pruebas de temperatura en vacío dedicado a pruebas físicas del UNSAAC SA-I, así como las consideraciones de diseño en la elección de los elementos que van a cumplir una función en la solución tecnológica para los objetivos de la presente tesis, como los dispositivos electrónicos, su análisis cuantitativo hacia la implementación de un circuito real, consideraciones en sus limitaciones y sus prestaciones a la implementación de éste módulo de pruebas.

#### 3.1. MEDICIÓN DE TEMPERATURA, COMPARACIÓN Y DETERMINACIÓN DEL SENSOR DE TEMPERATURA.

##### 3.1.1. Medida de la temperatura.

La temperatura es el parámetro más común a medir, aunque muchos aspectos de ella son los menos conocidos. Es un parámetro sorprendentemente difícil de medir con la precisión que uno razonablemente espera. Para obtener precisiones mejores que  $0.2^{\circ}\text{C}$  es necesario un gran cuidado. Los errores ocurren debido a la presencia de gradientes de temperatura, corrientes, no linealidades del sensor, un contacto térmico pobre, flujos de calibración, energía radiante y el auto calentamiento del sensor.

Generalmente, la precisión de todos los tipos de sensores puede mejorarse mucho por la calibración individual. Para más información nos dirigiremos al apartado correspondiente a cada tipo de sensor.(12)

Más adelante citamos algunos sensores electrónicos dedicados a la medida de temperatura, observaremos sus ventajas así como también sus desventajas según la finalidad donde se les utiliza.

En un laboratorio con los equipamientos y estándares apropiados es posible medir temperaturas de  $0.001^{\circ}\text{C}$  o incluso mejores. Esto se hace típicamente por interpolación entre dos estándares, usando un sensor de temperatura de platino de calidad y/o un termopar de tipo S. Cuando se mide temperatura es importante mantener los objetivos presentes. Identificar exactamente lo que estas midiendo y la precisión que necesitas. Si las diferencias de precisión de temperatura son prioritarias, entonces considerar el uso de termo pila para evitar la necesidad de sensores encajados estrechamente.(12)

### 3.1.2. Fuentes de error de medida de temperatura.

Cuando utilizamos sensores de temperatura, es crucial saber dónde se encuentran los flujos de calor de nuestra muestra a tomar, esto incluye a los sensores enfundados como en los sensores sin funda.

Mostramos a continuación el grado de complejidad cuando se mide la temperatura en un sólido, debemos observar los gradientes térmicos en el material en que se mida la temperatura, dichos gradientes son un problema al momento de medir cuando la conductividad del material es bajo, como por ejemplo plásticos incluso el acero inoxidable.

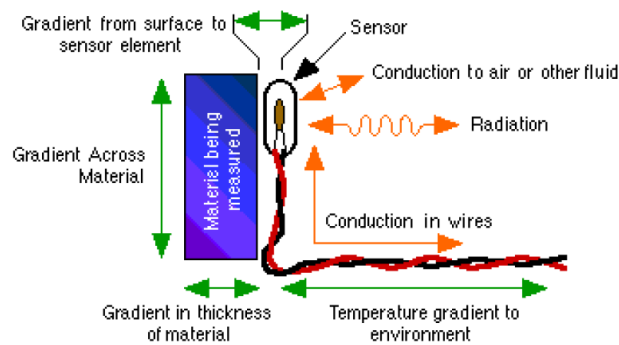


Figura 3. 1: Factores a considerar en la medición de Temperatura.(12)

A continuación describimos estos factores externos que nos generan errores de medida de temperatura y consideraciones para poder minimizarlos.

#### 3.1.2.1. Calibración del sensor.

Es producido a la compensación, a la escala y a los errores de linealidad. Por ejemplo la histéresis que depende de la dirección de la cual fue acercada, los sensores RTD de platino están considerados los más precisos y estables de los sensores estándar, pero los termopares calibrados individualmente pueden igualarlos así como también poseen un gran rango de temperatura.

Otro factor de esta clase que debemos tomar en cuenta es la intercambiabilidad del sensor, puesto que al sustituir por otro nos genera errores si no volvemos a calibrar el sistema. Elegir una referencia práctica de calibración puede ser la clave de la cuestión. Para fines profesionales, un sensor RTD de platino de alta calidad es el mejor, con un indicador apropiado.

#### 3.1.2.2. Gradientes térmicos.

Este vendría a ser el problema que más nivel de error nos puede generar y más aún si la muestra a tomar posee una conductividad bien pobre, como por ejemplo los sólidos y líquidos no metálicos así como también el aire, en caso que fuese un líquido debe estar bien removido, puesto que posee un gradiente vertical de temperatura.



### 3.1.2.3. Conducción térmica de los cables del sensor.

Todos los sensores a excepción de los de no-contacto y quizás de tipo fibra óptica requieren que los cables sean llevados al sensor. Estos cables normalmente son de cobre, un excelente conductor térmico. La colocación de estos cables puede tener un impacto significativo en la precisión.(12)

Una solución para disminuir el error de medida a causa de este factor es instalar los cables del sensor de manera que estén pegados al material a medirle temperatura, esto ayuda a la transferencia de temperatura del material dentro del sensor.

Otro consejo es reducir el gradiente térmico a lo largo de los cables del sensor colocándolos en ángulo recto al gradiente. Esto asegura una resistencia térmica más alta debido a una longitud de cable más larga.

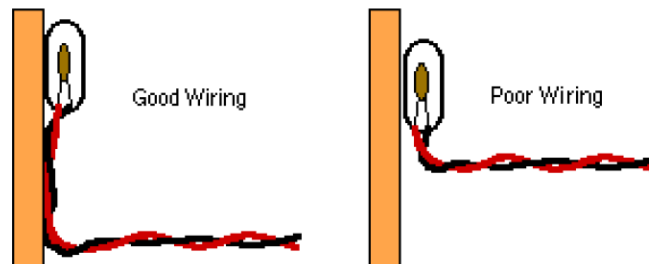


Figura 3. 2: Conducción térmica en los cables.(12)

### 3.1.2.4. Radiación.

Esto es bien crítico cuando la medición de temperatura es en el aire, es lógico que un sensor expuesto a la luz solar medirá mayor temperatura de lo que está midiendo en la muestra, la solución más práctica es la de aislar el sensor de cualquier fuente radiante y una de ellas es el sol.

Entre otras soluciones es de asegurar que la superficie a medir sea altamente reflexiva de radiación infrarroja y que el sensor tenga un alto coeficiente superficial área-volumen para asegurar el buen contacto con el aire.

### 3.1.2.5. Auto-calentamiento del sensor.

Los termistores, RTD y sensores semiconductores requieren el uso de una fuente de excitación para poder tomar una lectura. El efecto depende del tamaño del elemento sensor y del nivel de energía. Típicamente, la magnitud del efecto de auto-calentamiento está entre 0.1°C y 1.5°C.(12)

Las mejores soluciones son las siguientes:(12)

- Calibrar fuera del efecto de auto-calentamiento. Ésta es quizás la solución más fácil. Sin embargo, el equipo debe dejar “calentar” al mismo tiempo y se

requieren diferentes calibraciones para los medios con diferentes características térmicas por ejemplo el aire y el agua.

- Utilizar la fuente de excitación más baja. Sin embargo, debe haber un compromiso entre el auto-calentamiento y la sensibilidad (y el coeficiente de señal a ruido).
- Apagar la fuente de excitación entre las lecturas. Ésta es la mejor solución si las lecturas se pueden hacer rápidamente antes de que el sensor tenga tiempo para calentarse y su hay tiempo adecuado entre las lecturas para enfriarse.
- Evitar los tipos de auto-calentamiento del sensor, utilizar los termopares. No obstante esto necesariamente no es tan simple como eso, pues el dispositivo de medida utilizado probablemente sea un sensor de temperatura de unión de referencia que sea por su mismo propenso al auto-calentamiento.

#### **3.1.2.6. Contacto térmico.**

Es muy importante este aspecto, el contacto térmico entre el sensor y el material medido debe ser optimo, se tiene que tener cuidado con las conexiones parásitas, esto tiene un impacto en el flujo de calor.

#### **3.1.2.7. Constante térmica de tiempo.**

Todo sensor de temperatura tiene un tiempo para responder a un estímulo que ocurre, pero algunos responden rápidamente, otros en segundos y en minutos. El tiempo para alcanzar el 63% de la nueva temperatura se refiere a la “constante térmica de tiempo”, si esta constante es muy larga nos puede generar un error al momento de medir la temperatura.

Para solucionar este inconveniente debemos mejorar el contacto térmico, reducir la masa del sensor al mínimo, utilizar un sensor que responda rápidamente según sea la aplicación. Pero existen ocasiones en que las constantes térmicas de tiempo de magnitud grande son útiles para poder medir una temperatura que tiene fluctuaciones rápidas. Este efecto compensa el retardo de fase en la respuesta.

#### **3.1.2.8. Ruido eléctrico o interferencia.**

Cuando un sistema posee una etapa de rechazo de ruido bien pobre, el error de medida se incrementa, para evitar estos aspectos debemos tomar en consideración lo siguiente.

- Evitar los bucles a tierra.
- Los cables del sensor deben estar alejados de los cables de potencia, transformadores y maquinas eléctricas.
- Es necesario utilizar cables apantallados o blindados.

- Se debe considerar siempre una etapa de filtrado, generalmente de filtros pasabajos en los dispositivos de medida.

#### **3.1.2.9. Condensación.**

Cuando las temperaturas a medir pasan por puntos de condensación, el sensor y sus respectivos cables pueden producir fugas eléctricas generando errores de medición. Si no es detectada puede conducir a la corrosión, generalmente los sensores fabricados por semiconductores son propensos a la humedad si no son blindados. Para evitar estos problemas se recomienda que el sensor y su cableado estén sellados, esto asegura un aislamiento físico del sensor.

#### **3.1.2.10. Tensión mecánica del sensor.**

La tensión mecánica representa la fuerza por unidad de área en el entorno de un punto material sobre una superficie real o imaginaria de un medio continuo y tiene unidades físicas de presión.

Muchos de los sensores de temperatura están sujetos a este concepto, por ejemplo un RTD tiene la arquitectura de una galga de tensión y se puede comportar como uno de ellos.

Para evitar errores se deben tomar en cuenta:

- Los sensores no estén instalados en lugares donde pueden sufrir deformación mecánica.
- Utilizar sensores con poca sensibilidad a la tensión mecánica.
- No utilizar pegamentos entre el sensor y la superficie a medir, esto porque los sensores poseen un coeficiente de dilatación lineal diferente a la muestra que se está siendo la medida de temperatura, esto si genera tensión si se encuentran pegados.
- Tener cuidado con las vibraciones.
- Utilizar pasta térmica para un contacto térmico.

#### **3.1.3. Sensores de temperatura según su finalidad.**

Hay muchos sensores que pueden medir temperatura. La elección depende de un número de factores incluyendo: la precisión, el rango de temperaturas, el acceso al punto del interés, la velocidad de respuesta, el entorno (producto químico, físico, eléctrico) y la rentabilidad. Seleccionar el sensor apropiado no es siempre fácil. Un método es seguir el ejemplo de otros en el campo. Los tipos de sensores particulares casi se convierten en tradiciones en un campo (aunque no siempre es el más apropiado).(12)

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

En la siguiente tabla se muestra las áreas donde se mide temperatura y sus respectivos sensores típicos.

| ÁREA  | SENSORES TÍPICOS                                   |
|---|--|
| Investigación agrícola                        | Termistor, Termopar Tipo T, Semiconductor          |
| Automovilismo                                 | Termistores, PT100, Bimetálico                     |
| Procesos químicos                             | PT100, Termopar                                    |
| Criogénicos                                   | Resistencia de Óxido de Metal                      |
| Investigación Ambiental                       | Termistor, Termopar Tipo T, PT100, Semiconductor   |
| Industria General                             | PT100  |
| Educación Pasatiempo                          | Semiconductor, Termistor, Termopar Tipo T, Pintura |
| Calefacción, Ventilación y Aire Acondicionado | Ni1000, Termistor, PT100                           |
| En productos manufacturados                   | Semiconductor, Termistor, PT100                    |
| Metalúrgicas                                  | Termopar Tipo K o N                                |

Tabla 3. 1: Sensores típicos según su área de aplicación.

Teniendo en consideración las áreas de aplicación, lo siguiente que debemos realizar es de definir algunos aspectos que tengan que ver con nuestra medida de temperatura que pueden ser los siguientes:

- Rango de temperatura de trabajo.
- Precisión y resolución de medida que se requiere.
- Posibilidad de reemplazo o sustitución.
- El número de puntas de medida y su respectivo costo.
- Grado de fiabilidad y factores que pueden afectar al buen desenvolvimiento del sensor.

#### 3.1.3.1. Sensores de temperatura típicos – características.

Una de las grandes ventajas de los sensores típicos frente a otros es su simplicidad de manejo y la oportunidad de diseñar según sea los parámetros y límites que uno pueda darse, así como también la oportunidad de hacer los cambios que uno quiera y la forma de cómo queremos que actúen.

A continuación se muestra una tabla comparativa de los sensores de temperatura más comunes con las más importantes ventajas y desventajas según su naturaleza, esta

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

información es generalizada, así que no se debe considerar definitiva en el proceso de elección del sensor, pero si nos brinda una forma más clara de que tipo de sensor es el más adecuado para objetivos de nuestro trabajo y descartar opciones de elección, esta información ha sido extraída y resumida del libro de Instrumentación Electrónica de Miguel A. Pérez García.(6)

| SENSORES DE TEMPERATURA                         |                  |   |  |
|---|------------------|---|--|
| Sensores  | Rango de trabajo | Ventajas  | Desventajas  |
| <b>Termómetro de resistencia metálica - RTD</b> | -100°C a +600°C  | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Tiene un alto coeficiente de resistencia.</li> <li>- Alta resistividad.</li> <li>- Relación lineal resistencia-temperatura.</li> <li>- Rigidez y ductilidad.</li> <li>- Estabilidad de las características durante la vida útil del material.</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Auto-calentamiento por la corriente de excitación.</li> </ul>   |
| <b>Termopares</b>                               | -270°C a +3000°C | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Determinación puntual de la temperatura.</li> <li>- Respuesta rápida a la variación de temperatura.</li> <li>- No necesita alimentación.</li> <li>- Rangos de temperaturas grandes.</li> <li>- Estabilidad a largo plazo aceptable y fiabilidad elevada.</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Mantener la unión de referencia a una temperatura constante y conocida.</li> <li>- Respuesta no ideal.</li> <li>- La temperatura máxima de alcance de un termopar debe de ser menor al punto de fusión.</li> <li>- El medio donde se va a medir no ataca a los metales de la unión.</li> <li>- La corriente de alimentación de un termopar debe ser muy pequeña para despreciar el efecto joule.</li> </ul> |
| <b>Termistores – NTC y PTC</b>                  | -70°C a +300°C   | <ul style="list-style-type: none"> <li>- La salida de los termistores se conectan a un circuito de puente de Wheatstone convencional.</li> <li>- Son muy pequeños y el tiempo de repuesta depende de la capacidad térmica y de la masa del termistor.</li> <li>- La distancia del termistor y el instrumento de medida pueden ser considerable siempre que el elemento posea una alta resistencia comparada con la de los cables de unión.</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>- La corriente que circula a través del circuito debe de ser baja para garantizar que la variación de la resistencia del elemento sea exclusivamente a los cambios de temperaturas del proceso.</li> </ul>  |
| <b>Pirómetros infrarrojos</b>                   | -32°C a 1800°C   | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Usados en casos donde no se puede medir directamente la temperatura por posible contaminación o influencias negativas.</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>- No permite una medición exacta por ser de contacto indirecto, en el calor puede perderse en el medio donde se encuentre y dar una lectura menor a la real.</li> </ul>   |
| <b>Pirómetro fotoeléctrico</b>                  | 35°C a 1200°C    | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Permite lecturas casi instantáneas necesarias cuando se presentan variaciones muy rápidas de temperatura.</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Acondicionamiento medianamente complejo.</li> </ul>   |
| <b>Termómetro de bulbo y capilar</b>            | -200°C a 500°C   | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Es muy útil en procesos donde no se requieren temperaturas muy elevadas.</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Una sola variable controla otras dos más. Si un factor afecta la variable primaria afectara a las otras variables.</li> </ul>   |

*Tabla 3. 2: Tabla de ventajas y desventajas de sensores de temperatura típicos.(Información resumida y extraída del libro de Instrumentación Electrónica por Miguel A. Pérez García(6))*

**3.1.3.2. Sensores de temperatura de semiconductores.**

Los sensores de temperatura hechos de semiconductor (o también llamados IC para circuito integrado) son fabricados de igual forma como los microprocesadores y son generalmente ajustados mediante láser.

No existen tipos genéricos como con el termopar y los RTDs, pero por ejemplo los AD590 y los LM35 son ahora tradicionalmente los dispositivos más populares, pero la tendencia de los últimos años han sugerido otros de naturaleza digital, hasta con protocolos de comunicación y estándares internacionales como SPI, I2C, One Wire, etc.

Las características principales son las salidas lineales, entre rangos de  $-40^{\circ}\text{C}$  a  $120^{\circ}\text{C}$  típicos, relativo bajo coste y buena medida si está calibrado. Estos sensores se basan en la temperatura fundamental y las características de un transistor. El funcionamiento electrónico que fundamenta su desenvolvimiento es que si dos transistores idénticos funcionan a densidades de corriente de colector diferente pero constante, entonces la diferencia en su voltaje de base-emisor es proporcional a la temperatura absoluta de los transistores.

Esta diferencia del voltaje se convierte en un solo voltaje determinado o a una corriente. Para que seguidamente se aplique una compensación para convertir la señal de temperatura absoluta y poder medirla en grados Centígrados o grados Fahrenheit.

Por estas razones este tipo de sensores pueden utilizarse de manera efectiva en muchas aplicaciones rápidas. A continuación citaremos los 2 tipos de sensores de temperatura hecho de semiconductores.

**i. Sensores de temperatura con voltaje de salida.**

En la Tabla 3. 3 citamos algunos sensores de semiconductor que proveen de una señal de salidas de voltaje con impedancia relativamente baja de salida. Todos requieren una fuente de alimentación y son esencialmente lineales.

De los más populares están el LM34 y LM35 que son propensos a oscilaciones e interferencia si el cable del sensor capacitivo carga su salida. El síntoma es una compensación a la salida del sensor, algo que no es siempre obvio. Es inteligente incluir siempre la resistencia recomendada por el fabricante y una red capacitiva cerca del sensor.

**ii. Sensores de temperatura con corriente de salida.**

En la Tabla 3. 4 citamos algunos sensores con corriente de salida, estos actúan como reguladores de corriente y poseen una alta impedancia de salida, la corriente de salida

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

es constante que pasa típicamente  $1\mu A$  por grado Kelvin y requieren una fuente de voltaje de entre 4 y 30 Volt.

| Sensor                             | Fabricante                    | Salida                                      | Tolerancia (rango)   | Paquete                 | Comentarios  |
|------------------------------------|-------------------------------|---|--|-------------------------|--|
| AD22100                            | Analog Devices                | 22.5 mV/°C a 5 V<br>250 mV<br>compensado    | $\pm 2\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 4\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-50 a +150 °C)                        | TO-92<br>SO-8           | Salida radio-métrica con fuente de voltaje, bueno para ADCs radio-métricos |
| AD22103                            | Analog Devices                | 28 mV/°C (a 3.3 V),<br>250 mV<br>compensado | $\pm 2.5\text{ }^\circ\text{C}$<br>(0 °C a +100 °C)  | TO-92<br>SO-8           | Salida radio-métrica con fuente de voltaje                                 |
| LM135<br>LM235<br>LM335            | National Semi,<br>Linear Tech | 10 mV/°K o<br>10 mV/°C                      | $\pm 2.7\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 9\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-55 °C a 150 °C<br>-40 °C a 100 °C) | TO-92<br>TO-46          | Zener como operación con pin ajuste de escala, 400 $\mu A$                 |
| LM34                               | National Semi                 | 10 mV/°F                                    | $\pm 3\text{ }^\circ\text{F} \ \& \ \pm 4\text{ }^\circ\text{F}$<br>(-20 °C a 120 °C)                      | TO-46<br>TO-92<br>SO-8  | Necesidad de fuente negativa para temperaturas < -5 °C                     |
| LM35                               | National Semi                 | 10 mV/°C                                    | $\pm 1\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 1.5\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-20 °C a 120 °C)                    | TO-46<br>TO-92<br>SO-8  | Necesidad de fuente negativa para temperaturas < 10 °C                     |
| LM45                               | National Semi                 | 10 mV/°C<br>500 mV<br>compensado            | $\pm 1\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 1.5\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-20 °C a 120 °C)                    | TO-46<br>TO-9<br>SO-8   | LM35 con 500 mV de salida compensada                                       |
| LM50                               | National Semi                 | 10 mV/°C<br>500 mV<br>compensado            | $\pm 3\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 4\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-40 °C a 125 °C)                      | TO-46<br>TO-92<br>SO-8  | Parte de bajo coste, 500 mV compensada, fácil de usar                      |
| LM60                               | National Semi                 | 6.24 mV<br>compensado                       | $\pm 3\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 4\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-40 °C a 125 °C)                      | SOT-23                  | Fuente de voltaje menor de 2.7 V   |
| S-8110<br>S-8120                   | Seiko Instruments             | -8.5 mV/°C<br>(nota neg. TC)                | $\pm 2.5\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 5\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-40 °C a 100 °C)                    | SOT-23<br>SC-82AB       | Corriente de operación muy baja 10 $\mu A$                                 |
| TC102<br>TC103<br>TC1132<br>TC1133 | Telcom Semi                   | 10 mV/°C                                    | $\pm 8\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-20 °C a 125 °C)   | SOT-23<br>TO-92         | -  |
| TMP35                              | Analog Devices                | 10 mV/°C                                    | $\pm 3\text{ }^\circ\text{C} \ \pm 4\text{ }^\circ\text{C}$<br>(10 °C a 125 °C)                            | TO-92<br>SO-8<br>SOT-23 | Similar al LM35 más apagado para potencia de seguridad (no en el TO-92)    |
| TMP36                              | Analog Devices                | 10 mV/°C<br>500 mV<br>compensado            | $\pm 3\text{ }^\circ\text{C} \ \pm 4\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-40 °C a 125 °C)                           | TO-92<br>SO-8<br>SOT-23 | Similar al LM50 más apagado (no en el TO-92)                               |
| TMP37                              | Analog Devices                | 20 mV/°C                                    | $\pm 3\text{ }^\circ\text{C} \ \pm 4\text{ }^\circ\text{C}$<br>(5 °C a 100 °C)                             | TO-92<br>SO-8<br>SOT-23 | Alta sensibilidad  |
| LM94021<br>LM94022                 | National Semi                 | Programable                                 | $\pm 2.5\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-50 °C a 150 °C)   | SC80                    | Baja potencia, fácil de usar   |
| FM20                               | Fairchild                     | -11.77 mV/°C                                | $\pm 5\text{ }^\circ\text{C}$<br>-55 °C a 130 °C   | SOT23                   | Baja potencia  |
| FM50                               | Fairchild                     | 10 mV/°C                                    | $\pm 3\text{ }^\circ\text{C}$<br>-40 °C a 125 °C   | SOT23                   | Similar al LM50  |

Tabla 3. 3: Sensores de temperatura de semiconductor con voltaje de salida.(12)

| Sensor                  | Fabricante     | Salida   | Tolerancia (rango)  | Paquete        | Comentarios  |
|-------------------------|----------------|--|---|----------------|--|
| AD590                   | Analog Devices | 1 $\mu A$ /°K                                  | $\pm 5.5\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 10\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-55 °C a +150 °C) | TO-52          | Uno de los favoritos, pero necesita cable de control de corrientes de fuga |
| AD592                   | Analog Devices | 1 $\mu A$ /°K                                  | $\pm 1\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 3.5\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-25 °C +105 °C)    | TO-92          | Más preciso que el AD590   |
| TMP17                   | Analog Devices | 1 $\mu A$ /°K                                  | $\pm 4\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-40 °C a +105 °C)                                       | SO-8           | Térmicamente más rápido que el AD590                                       |
| LM134<br>LM234<br>LM334 | National Semi  | Programable<br>0.1 $\mu A$ /°K a 4 $\mu A$ /°K | $\pm 3\text{ }^\circ\text{C} \ \& \ \pm 20\text{ }^\circ\text{C}$<br>(-25 °C a +100 °C)   | TO-46<br>TO-92 | No buenas características, pero con calibración puede ser efectivo         |

Tabla 3. 4: Sensores de temperatura de semiconductor con corriente de salida.(12)

## CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

### 3.1.3.3. Sensores de temperatura con salida digital.

Aparte de ser un sensor de temperatura de semiconductor que tiene salida de voltaje o de corriente, su salida final es digital puesto que se ha integrado una etapa de un ADC a un solo chip de silicio. Estos sensores no se prestan generalmente para el uso con los dispositivos de medida estándar debido a sus interfaces digitales no estándar. Es por eso que muchos de ellos se diseñan específicamente para la gestión térmica de chips de microprocesadores.

A continuación citamos algunos dispositivos típicos con sus virtudes y limitantes según sea sus características:

| Sensor           | Fabricante     | Salida   | Tolerancia (rango)  | Paquete                               | Comentarios   |
|------------------|----------------|--|---|---------------------------------------|---|
| LM95071          | National Semi  | 14 bit SPI   | $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-45 $^{\circ}\text{C}$ a 150 $^{\circ}\text{C}$ )   | SOT-5                                 | Alta resolución (0.03 $^{\circ}\text{C}$ )<br>2.4-5.5 V rango de operación  |
| LM56             | National Semi  | 2 comparadores con umbrales ajustables                                       | $\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$ & $\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-40 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$ )   | SOP-8<br>MSOP-8                       | Termostato con dos salidas con histéresis   |
| LM75             | National Semi  | I2C Serie, resolución de 9 bits o 0.5 $^{\circ}\text{C}$                     | $\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-55 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$ )   | SOP-8<br>MSOP-8                       | Direccionable, conexión de múltiple caída. El más apropiado para sistemas encajados                               |
| TMP03<br>TMP04   | Analog Devices | Modulación de anchura de pulso (relación de marca de espacio)                | $\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-25 $^{\circ}\text{C}$ a 100 $^{\circ}\text{C}$ )   | TO-92<br>SO-8<br>TSSOP-8              | Salida nominal de 35 Hz con 1:1 relación de marca de espacio a 25 $^{\circ}\text{C}$                              |
| DS1620<br>DS1621 | National Semi  | 2 o 3 cables serie de 0.5 $^{\circ}\text{C}$ de resolución                   | $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(0 $^{\circ}\text{C}$ a 70 $^{\circ}\text{C}$ )<br>$\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-55 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$ ) | SOP-8<br>DIP-8                        | También tiene salida termostato programada digitalmente. $\pm 0.03\text{ }^{\circ}\text{C}$ de posible resolución |
| DS1624           | Dallas         | 2 cables serie de 0.3 $^{\circ}\text{C}$ de resolución                       | $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-55 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$ )   | SOP-8<br>DIP-8                        | Direccionable, conexión de múltiple caída. También tiene 256 bits de EEPROM                                       |
| DS1820           | Dallas         | 1 cable serie de 0.5 $^{\circ}\text{C}$ de resolución                        | $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(0 $^{\circ}\text{C}$ a 70 $^{\circ}\text{C}$ )<br>$\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-55 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$ ) | Modificado<br>TO-92<br>SSOP-16        | Buena tolerancia por encima del rango de 0-70 $^{\circ}\text{C}$  |
| DS1821           | Dallas         | 1 cable serie de 1 $^{\circ}\text{C}$ de resolución                          | $\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(0 $^{\circ}\text{C}$ a 70 $^{\circ}\text{C}$ )<br>$\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-55 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$ )   | Modificado<br>TO-92<br>TO-220<br>SO-8 | Tiene modo termostato   |
| DS2435           | Dallas         | 1 cable serie de 0.5 $^{\circ}\text{C}$ o 1 $^{\circ}\text{C}$ de resolución | $\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(0 $^{\circ}\text{C}$ a 127.5 $^{\circ}\text{C}$<br>-40 $^{\circ}\text{C}$ a 85 $^{\circ}\text{C}$ )                                       | TO-92<br>Modificado                   | También genera tiempo / histograma de temperatura   |
| TCN75            | Telcom Semi    | I2C Serie, resolución de 9 bits o 0.5 $^{\circ}\text{C}$                     | $\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>(-55 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$ )   | DIP-8<br>SOP-8<br>TSSOP-8             | Segunda fuente para LM75  |
| FM75             | Fairchild      | SMBus<br>12 bits / 0.07 $^{\circ}\text{C}$ de resolución                     | $\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$<br>-40 $^{\circ}\text{C}$ a 125 $^{\circ}\text{C}$  | MSOP8                                 | Resolución variable, umbral de salida   |

Tabla 3. 5: Sensores de temperatura con salida digital.(12)

Estos sensores poseen un ADC incorporado que produce la corriente continua de pulso a la salida con una relación de marca de espacio, dicha corriente es proporcional a la temperatura.



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

Al tener un salida en niveles lógicos de programación en hardware facilita la interconexión a un microprocesador o un micro-controlador y también para aislar por medios ópticos.

En caso de algunos la misma señal se puede pasar a través de un filtro paso bajo para generar un voltaje análogo, es decir reconstruir la información digital análoga nuevamente.

La Dallas DS2435 va más allá de un sensor más el ADC proveyendo de la resolución de datos simple usando un generador de 8 tiempos / histograma de temperatura con límites binarios definidos. Parece haber sido diseñada específicamente para la gestión de la batería, pero la otra utilidad podría incluir el transporte que controlaba, supervisión del consumo de la máquina. Este sensor ha demostrado el camino del futuro en la tecnología del sensor, donde el sensor, el ADC, la memoria y el micro-controlador se integran para formar una tarea de aplicación específica de un coste muy rentable.(12)

#### **3.1.3.4. ¿Es apropiado utilizar el sensor de semiconductor?**

Teniendo en cuenta los conceptos y fundamentos de los sensores de temperatura de semiconductor, a parte de la integración de todo un sistema de medida de temperatura en un CI, la precisión si están bien calibrados o de la función de intercambiabilidad en el caso de los sensores digitales, no son particularmente buenos o son la mejor opción.

Además el elemento sensor propiamente dicho se coloca generalmente en una posición estándar para los dispositivos electrónicos, esto no es conveniente para la medición de temperatura de precisión. Sin embargo, a pesar de estos defectos, los sensores son sensibles, razonablemente lineales y muy útiles para aplicaciones rápidas y buena elección si se trata de ahorrar espacio en hardware.

Con una calibración buena desde fábrica, es posible obtener una exactitud perceptiblemente mejor de medida. Generalmente una calibración de dos puntos tendrá un rendimiento cinco veces más preciso y una calibración de tres puntos tendrá un rendimiento diez veces más preciso sobre el rango de temperaturas completa. En caso que el rango de temperaturas es limitado serán posibles precisiones mejores. Debido a la sensibilidad de algunos sensores, pueden ser muy buenas para medir cambios de temperatura pequeños.

A esto también se tiene que aclarar sus limitaciones como:

- Algunos tienen capacidad de intercambio pobre.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

- Los sensores de temperatura semiconductores no están a menudo bien diseñados térmicamente.
- Con el chip semiconductor no siempre con buen contacto térmico con una superficie exterior.
- Algunos dispositivos tienden a oscilar a menos que se tomen precauciones.
- El sensor de temperatura semiconductor es generalmente más adecuado para aplicaciones encajadas, es decir la muestra a tomar la temperatura no debe ser hostil, como por ejemplo son instaladas dentro de un equipo.
- Tienen características eléctricas y mecánicas más delicadas que la mayoría de los otros tipos de sensor de temperatura.

Teniendo en consideración sus limitaciones y más aún el ambiente descrito en el marco teórico dedicado a la prueba de temperatura para el nano satélite de la UNSAAC, la opción de uso de estos sensores de semiconductor se descarta por las características que poseen en cuanto al uso en nuestro ambiente dedicado al simulador de termovacío.

#### 3.1.4. TERMOPAR vs RTD.

La elección del sensor de temperatura adecuado para cada aplicación no es evidente como se ha explicado anteriormente, en la siguiente tabla se muestra con una mejor comparación los tipos de sensores de temperatura con sus principales aspectos técnicos.

| Tipo Sensor   | Salida             | Rango °C       | Precisión ± °C    | Robustez | Coste    |
|---------------|--------------------|----------------|-------------------|----------|----------|
| Termopar      | 40 μV/°C           | -270 a 2300    | 1.5               | Alta     | Bajo     |
| RTD platino   | 0.4 %/°C           | -200 a 600     | 0.2               | Media    | Medio    |
| RTD níquel    | 0.4 %/°C           | -200 a 600     | 0.3               | Media    | Bajo     |
| Termistor     | 5 %/°C             | -50 a 200      | 0.2               | Alta     | Medio    |
| Semiconductor | 10 mV/°C o 1 μA/°C | -40 a 125      | 1.5               | Media    | Bajo     |
| No-Contacto   | milivoltios        | 0 a 6000+      | 2                 | Baja     | Alto     |
| Fibra óptica  | varios             | -100 a 200     | 1                 | Media    | Muy alto |
| Criogénico    | varios             | -273.15 a -200 | varios, o ± 0.001 | Varias   | Varios   |
| Bimetálico    | desplazamiento     | -100 a 300     | 2                 | Alta     | Bajo     |
| Pintura       | Cambio de color    | -30 a 1200     | 1 a 20            | Media    | Bajo     |

*Tabla 3. 6: Tabla de comparación entre sensores de temperatura.(12)*

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Por lo que teniendo en consideración de los ya mencionados los que más se ajustan por sus características para objetivo de este trabajo son:

- Resistencias metálicas (RTD).
- Termopares.

Industrialmente los dos sensores de temperatura más utilizados son los termopares y las RTDs. Aunque existen RTDs de diferentes metales (Cobre, Níquel, etc.), las más empleadas son las de platino debido a su linealidad, estabilidad y repetitividad, por lo que son las únicas que se considerarán en el presente apartado. Dentro de las RTDs de platino, existen dos tipos fundamentales: las de películas y las de bobinas. Las bobinadas tienen mejores características pero su precio es más elevado. Las de película presentaban en sus orígenes problemas de estabilidad; sin embargo, en la actualidad, estos problemas han sido prácticamente eliminados y se han convertido en una buena alternativa a las bobinadas.(6)

En cuanto a los termopares, existen varios tipos en función de los materiales que los construyen cuyas diferencias más importantes son el campo de medida para los que resultan adecuados y el ambiente al que van destinados (oxidante, reductor, etc.).(6)

A continuación se cita los fundamentos de estos dos tipos de sensores, seguidamente se ha realizado una comparación de características, en tal se sustenta la elección del sensor a utilizar para este trabajo.

#### 3.1.4.1. Termopares.

Es un sensor de temperatura constituido por dos metales diferentes cuya característica principal es que produce una tensión proporcional a la diferencia de temperatura entre los puntos de unión de ambos metales. En el principio de funcionamiento del termopar están involucrados tres fenómenos: efecto Seebeck, efecto Peltier y efecto Thomson.(6)

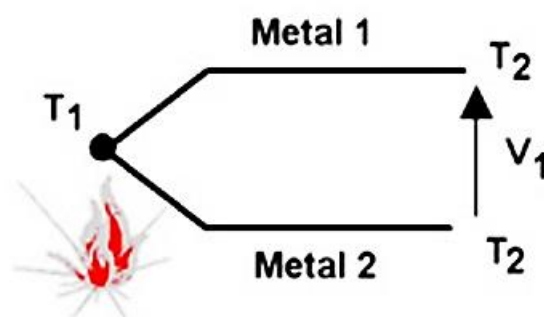


Figura 3. 3. Termopar.(6)

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

Un circuito termopar tiene por lo menos dos uniones: la unión de medida y la unión de referencia. Típicamente, se crea la unión de referencia donde los dos cables se conectan al aparato de medición. Esta segunda unión es realmente dos uniones: una para cada una de los dos cables, pero se consideran que están a la misma temperatura (isotérmicas) se consideran como una unión (la térmica). Es el punto donde los metales cambian (de los metales del termopar a los que se utilizan siempre en el dispositivo de medición) típicamente el cobre.(12)

El voltaje de salida se relaciona con la diferencia de temperatura entre la medida y las uniones de referencia. Estos fenómenos se conocen como el efecto de Seebeck. El efecto de Seebeck genera un voltaje pequeño a lo largo de la longitud de un cable y es el más elevado donde está el gradiente de temperatura más elevado. Si el cable del circuito es del mismo material entonces se generará el mismo voltaje Seebeck pero de diferente signo que se cancelarán. Sin embargo, si los metales del cable son diferentes los voltajes de Seebeck serán diferentes y no se cancelarán.

En la práctica el voltaje de Seebeck se compone de dos componentes: el voltaje de Peltier generado en las uniones más el voltaje de Thomson generado en los cables por el gradiente de temperatura.

El voltaje de Peltier es proporcional a la temperatura de cada unión mientras que el voltaje de Thomson es proporcional al cuadrado de la diferencia de la temperatura entre las dos uniones. Es el voltaje de Thomson el que cuenta con la mayor parte del voltaje y no-lineal observados en respuesta del termopar.(12)

Cada tipo del termopar tiene su curva característica de voltaje de Seebeck. La curva depende de los metales, su pureza, su homogeneidad y su estructura cristalina. En el caso de las aleaciones el cociente de componentes y su distribución en el cable son también importantes. Estas características potenciales no homogéneas del metal son porque los termopares de cable grueso pueden ser más exactos en aplicaciones de alta temperatura, cuando los metales del termopar y sus impurezas llegan a ser más móviles por la difusión.(12)

#### **i. Tipos de termopares.**

Aunque el termopar puede construirse con dos metales diferentes cualesquiera, la necesidad de una elevada sensibilidad, estabilidad, a lo largo del tiempo, linealidad, etc. Ha llevado a que tan sólo se utilicen determinados materiales dando lugar a diferentes tipos. Algunos de los más importantes son: J, K, N, T, R, S y B, aunque existen otros como, por ejemplo, el E y el W. Los cuatro primeros se conocen con el nombre de termopares

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

de metales base porque están hechos de metales comunes como el cobre, níquel, aluminio, etc. Mientras que los termopares R, S y B se conocen como termopares de metales nobles porque están hecho de platino y rodio. Estos últimos se utilizan cuando las temperaturas a medir son muy elevadas y exceden los márgenes que se pueden alcanzar con los metales base o cuando hay problemas de compatibilidad química.(6)

| Tipo | Composición<br>(Terminal positivo - negativo) | Campo de medida<br>recomendado | Sensibilidad<br>(a 25°C)      |
|------|---|--------------------------------|-------------------------------|
| J    | Fe – Constantán*                              | 0 a 760°C                      | 51.5 $\mu V/^\circ C$         |
| K    | Cromel* - Alumel*                             | -200 a 1250°C                  | 40.5 $\mu V/^\circ C$         |
| N    | Nicrosil* - Nisil*                            | 0 a 1260°C                     | 26.5 $\mu V/^\circ C$         |
| T    | Cu - Constantán                               | -200 a 350°C                   | 41 $\mu V/^\circ C$           |
| R    | 13%Pt 87%Rh - Pt                              | 0 a 1450°C                     | 6 $\mu V/^\circ C$            |
| S    | 10%Pt 90%Rh - Pt                              | 0 a 1450°C                     | 6 $\mu V/^\circ C$            |
| B    | 30%Pt 70%Rh – 6%Pt 94%Rh                      | 800 a 1800°C                   | 9 $\mu V/^\circ C$ (a 1000°C) |

Tabla 3. 7: Tipos de termopares y características fundamentales de composición. \*Constantán: 55%Cu 45%Ni, Cromel: 90%Ni 10%Cr, Alumel: 95%Al 5%Ni, Nicrosil: 84.6%Ni 14.2%Cr 1.4%Si, Nisil: 95.5%Ni 4.4%Si 1.0%Mg.(6)

A continuación se muestra en la Figura 3. 4 las curvas de calibración de tensión termoeléctrica en los diferentes termopares en función de la temperatura así como en la Tabla 3. 8 la aplicabilidad de los mismos.

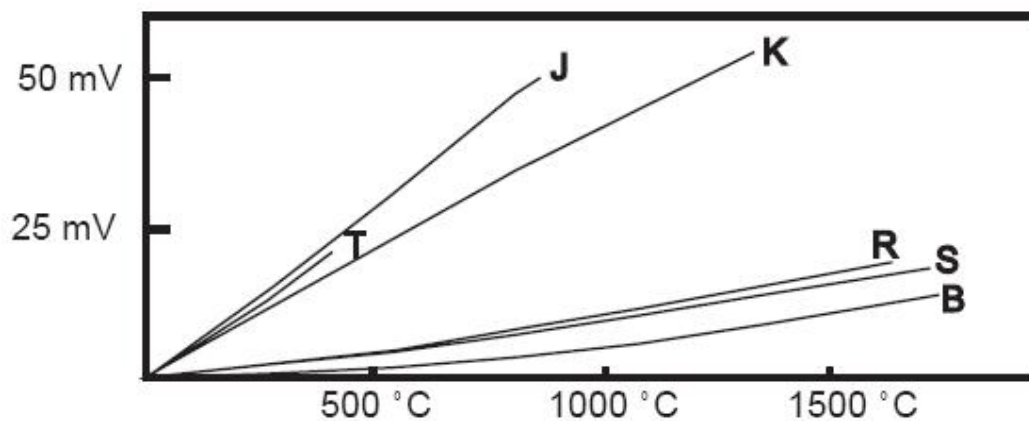


Figura 3. 4: Tensiones termoeléctricas en los diferentes termopares.

CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO  
PARA IMPLEMENTACIÓN

| Tipo | Aplicabilidad   |
|------|---|
| J    | Apropiado para atmósferas inertes o reductoras. Las atmósferas oxidantes disminuyen la vida útil debido a la presencia de hierro en el termopar que, además se oxida por encima de 538°C. No es adecuado para bajas temperaturas (por debajo de 0°C)  |
| K    | Muy utilizado por encima de 538°C debido a las limitaciones del termopar de tipo J. El cromo tiende a oxidarse ante la presencia de oxígeno lo que puede llevar a importantes derivas en el margen de 816 a 1038°C  |
| N    | Se utiliza en aplicaciones donde el termopar de tipo K tiene problemas de oxidación.  |
| T    | Adecuado para atmósferas oxidantes, inertes y reductoras.   |
| R, S | Recomendados para altas temperaturas. El tipo R se utiliza industrialmente, mientras que el S se usa en laboratorios. El uso continuado a altas temperaturas provoca el crecimiento del granulado y puede sufrir una ruptura mecánica. Deben protegerse con tubos no metálicos y aislantes cerámicos. Tienden a descalibrarse debido a la difusión del rodio a la rama de platino puro y a su volatilización. |
| B    | Semejante a los tipos R y S aunque el límite de temperatura es mayor y es menos susceptible al crecimiento del granulado.   |

*Tabla 3. 8: Aplicabilidad de los diferentes tipos de termopares.(6)*

**ii. Ventajas y desventajas de los termopares.**

Teniendo en cuenta sus características físicas, las ventajas de los termopares son:

- Pueden ser fabricados duros, como inmunes a una descarga eléctrica y a la vibración.
- Son muy útiles para un rango ancho de temperaturas.
- Son prácticamente simples en su fabricación.
- No requieren ninguna corriente de excitación, no tienen auto calentamiento y pueden fabricarse muy pequeños.

Como desventaja:

- El termopar produce a la salida una señal relativamente baja que no es lineal.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

- Requieren una medida sensible y estable que puede proporcionar la compensación y lineal de la unión de referencia.
- Posee un nivel bajo de señal exige un alto nivel de precaución tomada al instalarlo para minimizar las fuentes potenciales de ruido.
- El hardware de acondicionamiento necesita de una buena capacidad de rechazo del ruido.
- Los bucles de tierra pueden ser un problema para los sistemas sin aislar, a menos que el rango en modo común y el rechazo sean adecuados.

#### 3.1.4.2. Detectores de temperatura resistivos (RTD).

Los metales se caracterizan por poseer coeficientes térmicos positivos de variación de la resistencia eléctrica, ello se produce que al aumentar en los mismos la energía interna aumenta su resistividad. Esta propiedad se utiliza desde hace mucho tiempo en el diseño y construcción de sensores de temperatura de resistencia metálica, que se designan con las siglas RTD (en inglés *Resistance Temperature Detector*).

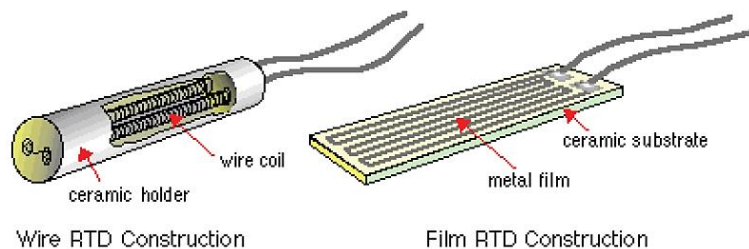


Figura 3. 5: Tipos de RTDs según su construcción.(4)

Si se tiene un conductor metálico de resistividad  $\rho$ , longitud  $l$  y área de la sección transversal  $A$ , su resistencia eléctrica vendrá dada por:(6)

$$R = \frac{\rho * l}{A} \quad [\Omega] \quad \text{Ecuación 3. 1}$$

Consideremos que un hilo metálico se encuentra inmerso en un medio a la temperatura  $T_a$ . Si el volumen y la masa del hilo son muy pequeños en comparación con los del medio, en equilibrio térmico, el hilo adoptará la misma temperatura que le medio sin apenas “intercambiar” energía con el mismo, no afectando de esta manera al medio la inserción del hilo. En equilibrio térmico, el hilo presentará una resistencia  $R_{T_a}$  proporcional a la temperatura  $T_a$ . Si la temperatura del medio crece hasta  $T_b > T_a$ , la resistividad  $\rho$ , e

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

incluso en alguna medida, la longitud  $l$  y el área  $A$  en el hilo cambian como producto de la dilatación del metal. Si consideramos los cambios en las dimensiones pequeños en comparación con la resistividad  $\rho$ , entonces la resistencia del hilo  $R$  cambiará linealmente con la resistividad y ésta, a su vez, con la temperatura. Así de la Tabla 3. 9 se desprende que ante un cambio en la temperatura del medio  $\Delta T$  se producirá un cambio  $\Delta R$  en la resistencia de la RTD linealmente dependiente de éste.(6)

En la Tabla 3. 9 se presenta la resistividad y el coeficiente térmico de variación de la resistencia a la temperatura ambiente para algunos metales comúnmente usados en la fabricación de las RTDs.

| Metales      | Resistividad( $\rho$ ), [ $\Omega \cdot m$ ] | Coficiente térmico( $\alpha$ ), [ $K^{-1}$ ] |
|--------------|--|--|
| Platino, Pt  | $10.6 * 10^{-8}$                             | $3.9 * 10^{-3}$                              |
| Níquel, Ni   | $6.48 * 10^{-8}$                             | $7 * 10^{-3}$                                |
| Wolframio, W | $5.6 * 10^{-8}$                              | $4.5 * 10^{-3}$                              |
| Cobre, Cu    | $1.68 * 10^{-8}$                             | $4.3 * 10^{-3}$                              |

Tabla 3. 9: Resistividad y coeficiente térmico de metales usados para construir RTDs.(6)

No es conveniente en las RTDs utilizar en su forma de detección básica del elemento, pues son demasiado delicadas y frágiles. Por eso se construyen generalmente en un cierto tipo de ensamblaje, que permitirá soportar las diferentes condiciones ambientales a los cuales serán expuestos cuando se estén utilizando.

Es muy común un tubo de acero inoxidable con una grasa conductora del calor (que también humedezca la vibración).

#### i. Tipos de RTDs.

Son unos cuantos metales los que se usan para la fabricación de las RTDs, por sus propiedades y su forma de reacción en la práctica, aunque se puede fabricar de cualquier metal.

De los ya mencionados anteriormente citamos algunos con un breve comentario en la siguiente tabla.

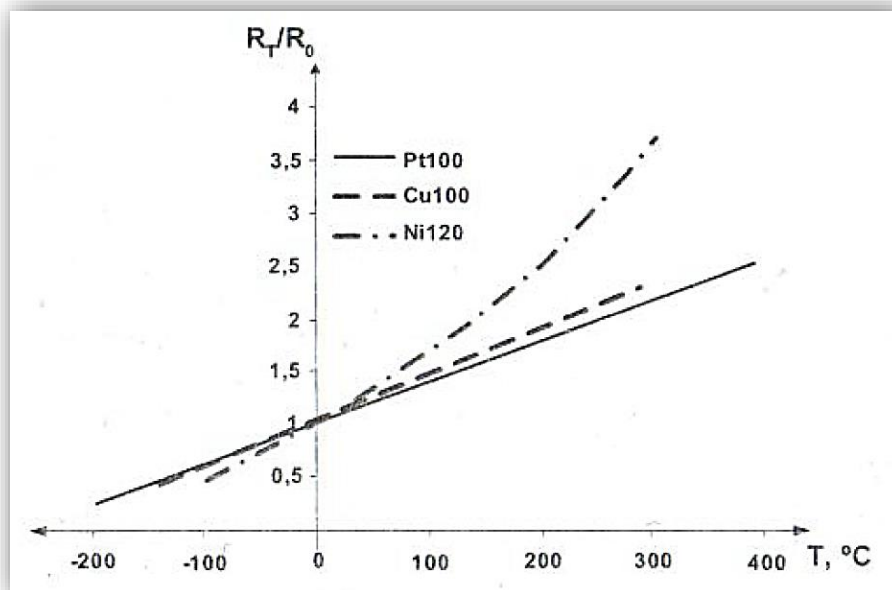


| Metal         |       | Rango de temperatura | Comentarios  |
|---------------|-------|----------------------|--|
| Cobre         | Cu    | -200°C a 260°C       | Bajo coste   |
| Molibdeno     | Mo    | -200°C a 200°C       | Bajo coste, alternativa al platino para rangos bajos de temperatura  |
| Níquel        | Ni    | -80°C a 260°C        | Bajo coste, rango limitado de temperatura                            |
| Níquel-Hierro | Ni-Fe | -200°C a 200°C       | Bajo coste   |
| Platino       | Pt    | -240°C a 660°C       | Buena precisión, rango amplio de temperatura disponible hasta 1000°C |

*Tabla 3. 10: Tipos de RTDs.(12)*

**ii. Curvas de calibración.**

Los fabricantes ofrecen para cada RTD su tabla de calibración que no es más que una lista de valores de resistencia  $R$  para cada temperatura. Con los datos de calibración de la RTD, o sea , la gráfica de resistencia  $R_T$  de la RTD en función de su temperatura.(6)



*Figura 3. 6: Curvas de calibración normalizadas de tres RTDs.(6)*

El valor de la resistencia  $R_T$  para la temperatura de cero grados centígrados se denomina  $R_0$ . La Figura 3. 6 presenta las curvas calibradas normalizadas para tres diferentes RTDs

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

de diferentes materiales de  $-200^{\circ}\text{C}$  a  $+300^{\circ}\text{C}$ , en este caso  $R_0 = 100\Omega$  en las de platino y cobre mientras que en la de níquel  $R_0 = 120\Omega$ .

Se observa que la RTD de peor sensibilidad es la de platino, poco superada en este margen de temperaturas por la de cobre y muy superada por la Níquel. Pero si analizamos la linealidad de las curvas, la de níquel presenta una gran No-Linealidad y por esta razón fundamental se prefiere utilizar las de platino o las de cobre en la mayoría de las aplicaciones.(6)

#### iii. RTD de platino y modelo matemático.

Por lo citado anteriormente decimos que la RTD de platino es la mejor candidata para la elección del tipo de sensor de temperatura para objetivo de este trabajo, sobre todo debido a su estabilidad a largo plazo en el aire.

Podemos encontrar dos tipos estándares de sensor de platino, la diferencia es simplemente la cantidad de impurezas. Los estándares de platino RTD adopta el IEC751-1983 internacional, con la enmienda 1 de 1986 y la enmienda 2 de 1995. Los EE.UU. continúan manteniendo su propio estándar.

Para estos dos tipos de RTDs de platino encontramos dos coeficientes o alfas de temperatura diferentes, el uso de cada uno viene de la preferencia nacional de cada país, la cual mostramos en la siguiente tabla.

| Standard       | Alpha ohmios/ohmio/ $^{\circ}\text{C}$ | $R_0$ ohmios | Coefficientes Polinomios   | Países  |
|----------------|--|--------------|--|---|
| IEC751 (Pt100) | 0.00385055                             | 100          | $-200^{\circ}\text{C} < t < 0^{\circ}\text{C}$<br>$a = 3.90830 \times 10^{-3}$<br>$b = -5.77500 \times 10^{-7}$<br>$c = -4.18301 \times 10^{-12}$<br>$0^{\circ}\text{C} < t < 850^{\circ}\text{C}$<br>a y b como arriba,<br>pero $c = 0.0$ | Australia, Austria, Bélgica, Brasil, Bulgaria, Canadá, República Checa, Dinamarca, Egipto, Finlandia, Francia, Alemania, Israel, Italia, Japón, Polonia, Rumania, África del sur, Turquía, Rusia, UK, USA |
| SAMA RC-4      | 0.0039200                              | 98.129       | $a = 3.97869 \times 10^{-3}$<br>$b = -5.86863 \times 10^{-7}$<br>$c = -4.16696 \times 10^{-12}$  | USA   |

Tabla 3. 11: Estándares de RTD de platino.(12)

El modelo matemático que mejor se adecua a la curva de calibración RTD, desde el punto de vista estático, es el siguiente:

$$R_T = R_0 * (1 + \alpha * \Delta T + \beta * \Delta T^2 + \gamma * \Delta T^3 + \dots) \quad \text{Ecuación 3. 2}$$

Donde:

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

$R_0$  : es la resistencia de la RTD a  $T = T_0K$

$\Delta T$  : es la variación de la temperatura ( $T - T_0$ )

$\alpha, \beta, \gamma \dots$  : son los coeficientes del modelo para los términos lineal, cuadrática, cubica, etc.

Por lo general, los valores de los coeficientes  $\beta$  y  $\gamma$  son muy pequeños (del orden de  $10^4$  y  $10^9$  veces más pequeños respectivamente, que el valor de  $\alpha$  para el platino) respecto al valor de  $\alpha$  cuando se pretende aplicar en un margen limitado de temperatura por lo que, sin cometer un gran error para las aplicaciones más generales de instrumentación, y como la magnitud del grado centígrado ( $^{\circ}C$ ) es igual al grado Kelvin ( $K$ ), entonces puede expresarse como:(6)

$$R_t = R_0(1 + \alpha * t) \qquad \text{Ecuación 3. 3}$$

El estándar internacional del IEC751 especifica las clases de tolerancia según lo indicado en la tabla siguiente. Mientras que las clases A y B solamente se definen en IEC751, estas han empezado como práctica común para extenderse a las clases C y D, con una tolerancia de error aproximadamente del doble a la anterior. Las clases de tolerancia se aplican a menudo a otros tipos de RTDs.(12)

| Clases de Tolerancia | Ecuación de Tolerancia( $^{\circ}C$ ) |
|----------------------|---------------------------------------|
| <b>Clase A</b>       | $\pm(0.15 + 0.002 *  T )$             |
| <b>Clase B</b>       | $\pm(0.30 + 0.005 *  T )$             |
| <b>Clase C</b>       | $\pm(0.40 + 0.009 *  T )$             |
| <b>Clase D</b>       | $\pm(0.60 + 0.018 *  T )$             |

*Tabla 3. 12: Ecuación de tolerancia según Clase de tolerancia de las RTDs.(12)*

El IEC751 especifica un número de otras características, resistencia de aislamiento, protección del medio ambiente, efecto termoeléctrico máximo, tolerancia de vibración, marcar del cable y marca del sensor, etc. A continuación citamos algunas:(12)

– **Efecto termoeléctrico:**

Un RTD de platino emplea generalmente dos metales, el platino que detecta los cables de plomo del elemento y del cobre, haciéndole un buen candidato para

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

un termopar. Si es un gradiente de temperatura permite convertirse a lo largo del elemento a medir, un voltaje termoeléctrico con una magnitud cerca de  $7 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$  será generado. Esto probablemente es un problema con medidas de operación de muy alta precisión en las corrientes bajas de excitación.

#### - **Configuraciones del cableado y la marcar del cable:**

Hay tres configuraciones unidas con cable que se pueden utilizar para medir la resistencia 2, 3 y 4 conexiones del cable.

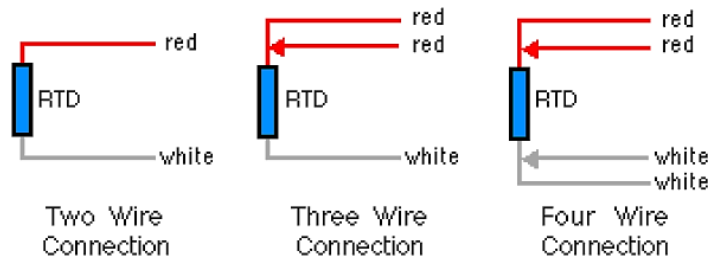


Figura 3. 7: Conexiones del cableado.

El IEC751 requiere que los cables conectados por el mismo extremo del resistor sean del mismo color, rojo o blanco, y que los cables en cada extremo sean diferentes.

#### - **Marca del sensor:**

El IEC751 estipula que un sensor se debe marcar con su valor nominal  $R_0$ , la clase de tolerancia, la configuración del cableado y el rango de temperaturas permisible. Por ejemplo una marca de este tipo de sensor es:

$$Pt100 / A / 3 / -100 / +200$$

Que correspondiendo a 100 ohmios de platino, clases A, configuraciones de 3 cables y con un rango de temperaturas de  $-100^\circ\text{C}$  a  $+200^\circ\text{C}$ .

#### - **Corriente de medida:**

Las corrientes preferidas de medida se especifican como 1, 2 y 5mA, aunque 5mA no se permiten con los sensores de la clase A debido a los errores potenciales de auto-calentamiento.

#### iv. **Ventajas y desventajas de las RTDs.**

Teniendo en cuenta sus características físicas, citamos:

Las ventajas de las RTDs son:

- Salida de gran amplitud.
- Rango amplio de medidas de temperatura.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

- Sensibilidad a cambios de temperatura alta.
- Excelente linealidad.
- Alta exactitud, estabilidad y resistencia a choques térmicos.

Como desventaja:

- Velocidad de reacción medianamente baja, comparada con un termopar o con un termistor.
- Afectados por el auto-calentamiento.
- Inestables ante vibraciones o choque mecánicos fuertes.

#### 3.1.5. Elección del sensor de temperatura.

Luego de haber mencionado los requerimientos del proceso y el área donde se va a instalar el sensor y la aplicación que se le va a dar para objetivos de este trabajo podemos descartar algunas opciones en cuanto a la selección el tipo de sensor, tomando en cuenta las características especiales de cada uno de éstos, a continuación se muestran las características primordiales de los que pueden ajustarse, de los cuales tenemos los termopares y termómetros de resistencia (RTDs) en una tabla de comparación.

Tomaremos una representación de colores de la siguiente manera, para dar razón favorable, desfavorable o igualdad en función a la aplicación que hemos declarado de nuestro trabajo.

|  |  |
|--|--|
|  | Favorable  |
|  | Desfavorable                                       |
|  | Igualdad de función, no es requisito indispensable |
|  | Consideración                                      |

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

| Consideración                    | RTD  | TERMOPAR   |
|----------------------------------|--|--|
| Precisión                        | Más preciso                                | Menos Preciso  |
| Rango de Temperatura             | -200°C a 850°C                             | -200°C a 2000°C  |
| Costo                            | Más caro(2 o 3 veces más)                  | Más económico  |
| Sensibilidad                     | Sensitivo en la base                       | Sensitivo en la punta  |
| Percepción al ruido              | No tan susceptible                         | Susceptible  |
| Velocidad de respuesta           | Más lenta                                  | Más rápida   |
| Tamaño                           | Medianamente grande                        | Pequeño como sea posible   |
| Unión de referencia              | No aplicable                               | Requerida  |
| Temperatura de superficie        | Generalmente inconveniente                 | Conveniente  |
| Fuente de alimentación           | Requerida                                  | No requerida   |
| Auto-calentamiento               | Aplicable                                  | No aplicable   |
| Estabilidad para periodos largos | Excelente                                  | Menos satisfactoria  |
| Robustez                         | Menos conveniente                          | Más conveniente  |
| Terminales de conexión           | Normalmente cobre                          | Material de termopar a la unión de referencia  |
| Salida                           | Puente de resistencias (Aprox. 0.4 por °C) | Generación de Fem<br>Metal base: aprox. 40µV por °C<br>Metal noble: aprox. 10µV por °C |
| Linealidad                       | Casi Lineal                                | No lineal  |
| Captación eléctrica              | Menos captable                             | Más susceptible  |

*Tabla 3. 13: Tabla de comparación para la elección del sensor de temperatura.*

Teniendo en consideración la comparación entre las RTDs y los TERMOPARES de la tabla anterior, notamos un ajuste más favorable a las RTDs a nuestros objetivos y la aplicación que le vamos a dar.

Cabe resaltar que se mencionó anteriormente la justificación de la no elección de sensores de temperatura de semiconductor, la elección del sensor para este trabajo se hizo en función a los requerimientos, aplicación, características de la prueba de temperatura que se hace en tierra para el nano satélite de la UNSAAC.

A partir de este punto, nos hemos dedicado al diseño del circuito de acondicionamiento de un sensor de temperatura RTD en su presentación como PT100 y todo el hardware correspondiente.

### 3.2. CIRCUITO DEL SISTEMA ANALÓGICO DE SENSADO CON RTD/PT100.

#### 3.2.1. Circuito de la fuente de alimentación.

La fuente de alimentación se ha de encargar de la transformación de la corriente alterna de la línea eléctrica comercial, 220 VAC en Perú, en corriente continua, que es la que se utiliza para poner en funcionamiento los dispositivos electrónicos.

Se ha optado por un diseño de una fuente de tipo lineal frente a una fuente conmutada por tres ventajas: la simplicidad del diseño, no necesitamos de un diseño muy elaborado, la operación suave y bajo ruido de salida a una respuesta dinámica muy rápida a comparación del ruido eléctrico producido por una fuente conmutada que es superior y tercero como las potencias de consumo no superan los 10W, el costo de los componentes es mucho menor y de fácil adquisición en el mercado que el de las fuentes conmutadas.

Nuestro circuito de alimentación desarrollado ha contado con las etapas que se muestra en la Figura 3. 8.

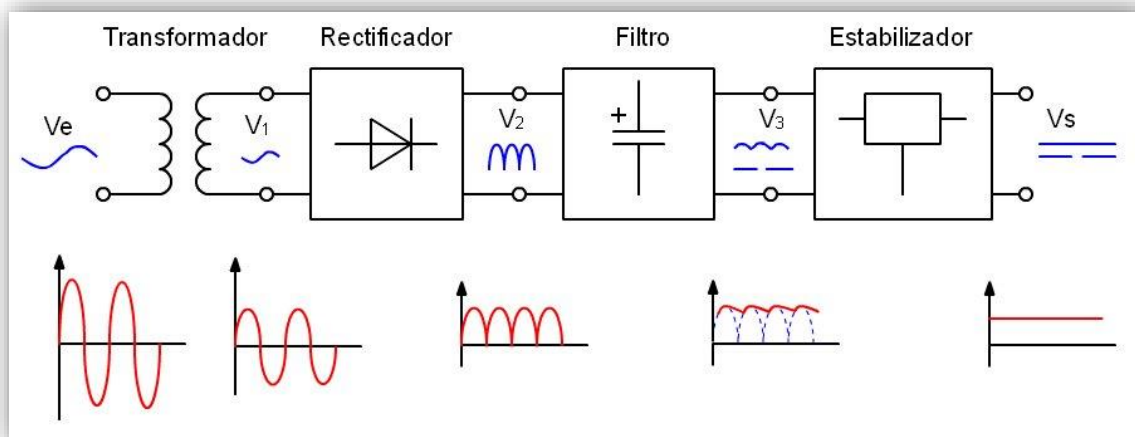


Figura 3. 8: Etapas de la fuente de alimentación para el circuito con RTD/PT100.

Brevemente explicamos de qué trata cada etapa que conforma la fuente de alimentación para nuestro circuito.

**Transformación:** se consigue reduciendo la tensión de entrada a la fuente, de 220 VAC a valores menores, pero mayores cercanos a los niveles de tensión de alimentación de salida, esta parte es conformada por una maquina eléctrica estática o también llamado transformador.

**Rectificación:** esta parte tiene el objetivo de asegurar que no se produzcan oscilaciones de voltaje alterno ni su cambio de polaridad. Se asegura haciendo pasar la corriente alterna a corriente continua a través de diodos de rectificación o un puente rectificador. Esto permite que el voltaje no baje de 0 voltios, si se desea una salida positiva, o

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

mantenerlas bajo 0 voltios si se requiere una salida negativa, es decir que se mantenga en valores únicos sin variar la polaridad.

**Filtrado:** En esta fase se aplana al máximo la señal, es decir reducir el rizado de la conversión, se consigue con uno o varios condensadores, que retienen la corriente y la dejan pasar lentamente, con lo que se logra el efecto deseado.

**Estabilización:** Cuando se dispone ya de la señal continua y casi del todo plana, solo resta estabilizarla por completo a niveles de tensión DC de trabajo como las ya estandarizadas como por ejemplo 3.3V, 5V, 12V, etc.

Para nuestro circuito en primer lugar se ha utilizado un transformador con derivación central, este posee una salida de  $16VAC - 0V - 16VAC$ , es decir que el secundario del transformador hay una bobina que está separada en 2 partes, si medimos la tensión de extremo a extremo se medirá  $32VAC$ , pero si medimos un extremo y el cero de la bobina se obtendrá  $16VAC$ , este mismo transformador nos puede proporcionar hasta  $3A$  según la información del mismo, que es más que suficiente para alimentar el circuito de acondicionamiento para las RTDs.

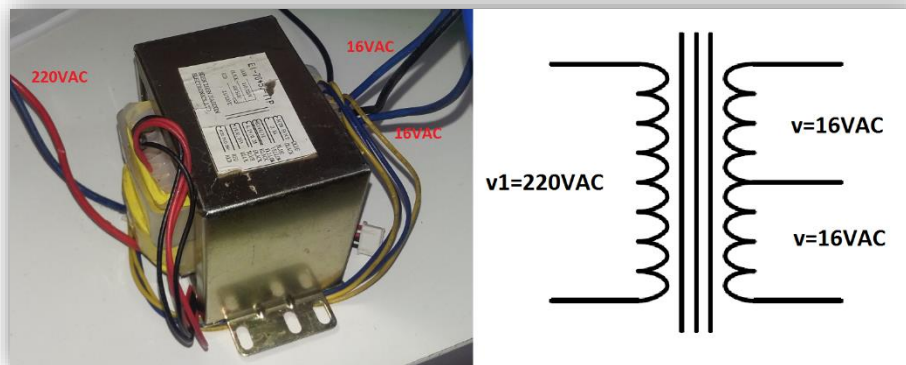


Figura 3. 9: Transformador con toma central en el secundario.

El requerimiento para alimentar nuestro circuito o energizarlo es una tensión simétrica de  $+12VDC$  y  $-12VDC$ , esto es a razón de la utilización de amplificadores operacionales, pues necesitan alimentación positiva y negativa.

#### 3.2.1.1. Salida positiva:

Para la parte de la salida positiva tenemos un  $V_{ef} = 16V$ , donde el voltaje pico viene a ser  $V_p = 16 * \sqrt{2} = 22.627V$ , restando la caída de tensión de un par de diodos propios del puente rectificador (referencia el diodo 1N4004) tendremos un voltaje máximo de la siguiente manera.

$$V_{max} = 22.627 - 1.4 = 21.22V$$



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

Esperando un voltaje pico a pico de rizado que sea  $V_{ppr} = 10\% * V_{max}$  entonces:

$$V_{ppr} = 10 * \frac{21.22}{100} = 2.122 V$$

Por lo tanto el valor del voltaje mínimo viene a ser:

$$V_{min} = V_{max} - V_{ppr} = 21.22 - 2.122$$

$$V_{min} = 19.098 V$$

Según la hoja de datos del regulador LM7812, la tensión de entrada  $V_{in}$  debe estar comprendida entre 15 V y 30 V, el cual  $15 < V_{min} = 19.098 V < 30 V$  cumple con la condición de entrada.

Para la elección de un condensador para la etapa de filtrado, el cual se considera una salida en continua con un rizado cuyo  $V_{ppr} = 10\% * V_{max}$ , se usará la Ecuación 3. 4.

$$c = \frac{10 * I}{f * V_{min}} \quad \text{Ecuación 3. 4}$$

Donde:  $f = 120 Hz$ ,  $V_{min} = 19.098 V$ ,  $I = 500 mA$

Cabe resaltar que la frecuencia de la red eléctrica es de 60 Hz, la onda sinusoidal al pasar por el puente rectificador, las dos medias longitud de onda se convierten en positivas, por ende se duplicó la frecuencia por convertirse en una sola onda rectificada.

Reemplazando valores tenemos:

$$c = \frac{10 * 0.5}{120 * 19.098} = 2181.729 \times 10^{-6} F$$

Aproximando a un capacitor de valor comercial, asignamos un capacitor  $c = 2200 \mu F$ .

Para una visualización directa que indique la presencia de tensión incluiremos un diodo led emisor con su respectiva resistencia.

#### 3.2.1.2. Salida negativa:

Para el diseño de la parte negativa, los cálculos se han hecho de la misma forma que en el caso de la salida positiva, incluida el valor del capacitor, solo que esta vez nuestra referencia hace que el voltaje pico sea  $V_p = -16 * \sqrt{2} = -22.62V$ .

De igual forma para una visualización que indique la presencia de tensión en la parte negativa, se incluirá un diodo led con su respectiva resistencia. El esquema de las etapas

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

de transformación, rectificación y filtrado queda mostrado de la siguiente manera en la Figura 3. 10.

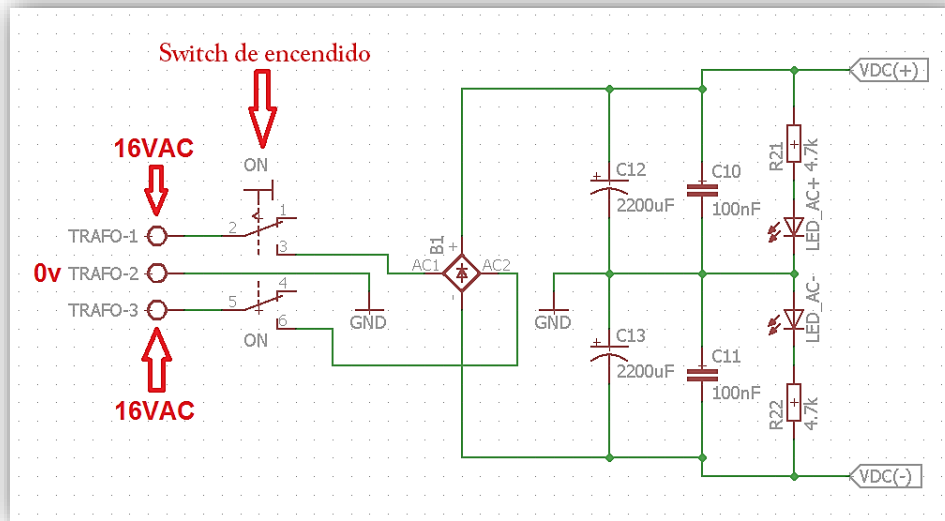


Figura 3. 10: Esquema del circuito de etapas de transformación, rectificación y filtrado.

Para la etapa de regulación, en el mercado encontramos una lista extensa de reguladores de voltaje, pues bien ya sea en la salida positiva y en la salida negativa, se han usado los dispositivos LM7812 y LM7912, son fáciles de encontrar y sencillos en su funcionamiento según su hoja de datos técnicos, estos son reguladores de tensión a +12Vdc y a -12Vdc respectivamente.

Para el caso del LM7812, se recomienda insertar un capacitor de 0.33uF en la entrada y otro capacitor de 0.1uF en la salida, lo completaremos con su respectivo disipador de calor.

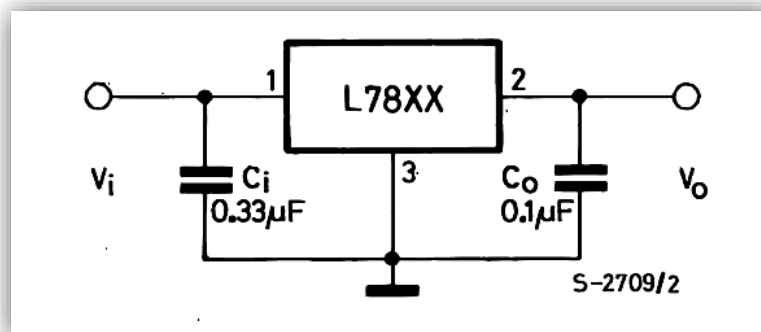


Figura 3. 11: Esquema de conexión típica del regulador L7812. (Fuente: hoja de datos del dispositivo)

En el caso del LM7912, según su hoja de datos nos recomienda insertar un capacitor de 2.2uF en la entrada y otro de 1uF en la salida, instalaremos con su respectivo disipador de calor.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

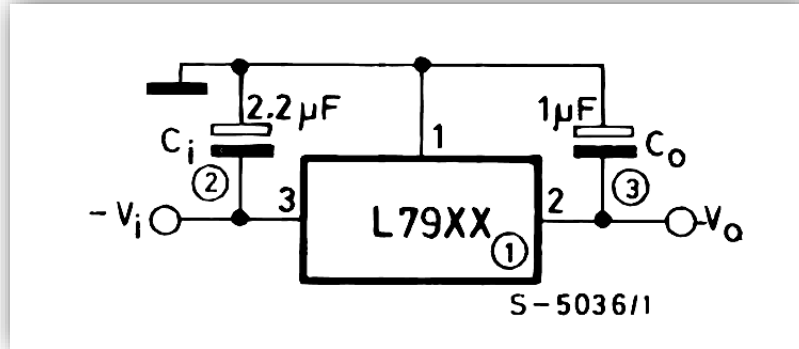


Figura 3. 12: Esquema de conexión típica del regulador L7912. (Fuente: hoja de datos del dispositivo)

Cabe resaltar el calentamiento normal de los reguladores, por ende se instalan los disipadores previa fijación con pasta térmica hacia los dispositivos.

Para una rápida visualización de presencia de tensión regulada en ambos casos, insertaremos un par de diodos leds con sus respectivas resistencias, seguidamente conectaremos una bornera de alimentación de +12V y -12V para alimentar a otros circuitos que posteriormente pueden necesitar de una alimentación. Finalmente nuestro circuito de la fuente de alimentación queda como muestra en la Figura 3. 13.

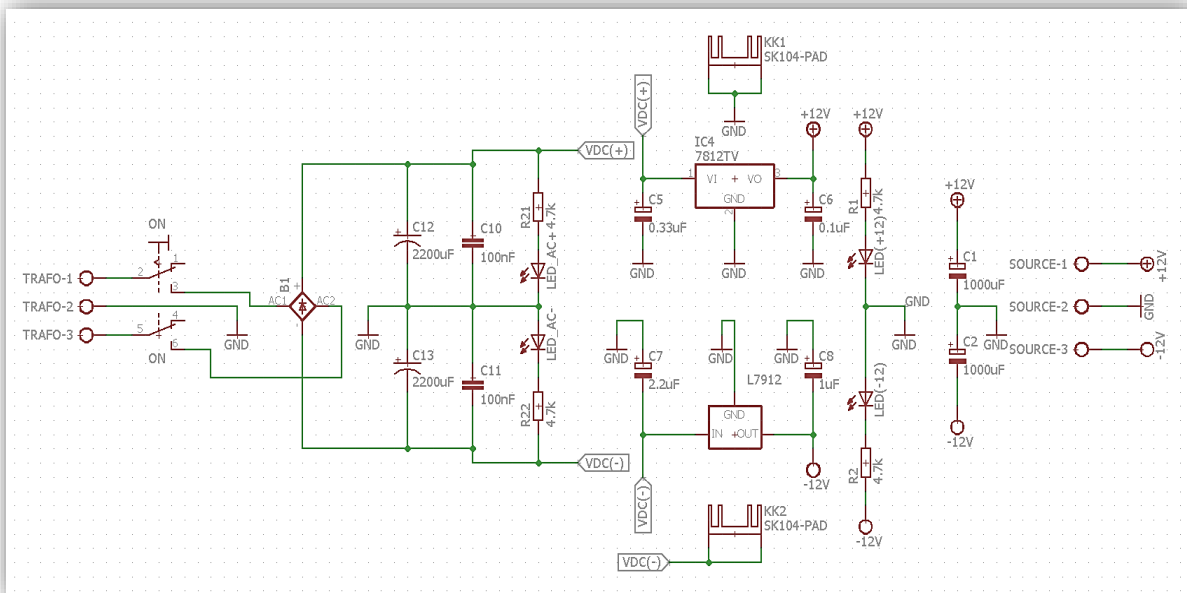


Figura 3. 13: Diagrama esquemático de la fuente de alimentación para el sensado con RTD/PT100.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

#### 3.2.2. Caracterización, acondicionamiento y circuito del sensor de temperatura RTD/PT100.

El sensor de temperatura denominado sensor PT100 es un tipo específico de sensor RTD que consiste en un alambre de platino encapsulado que al aumentar la temperatura aumenta su resistividad, tiene una resistividad de 100 ohm a 0°C. Pues esa es una de sus ventajas frente a otros sensores, te permite de manera fácil y rápida medir un amplio rango de temperaturas.

Otra ventaja es que al contrario que otros sensores que se degradan con el tiempo y dan lecturas erróneas, el PT100 abre el circuito y se puede saber cuándo es necesario cambiarlo. Entre sus aplicaciones más comunes es un sensor para ambientes en edificios, aire acondicionado, maquinaria, control y monitoreo de procesos industriales, etc.

| ESPECIFICACIONES TÉCNICAS |   |
|---------------------------|---|
| Rango de Trabajo          | -200°C hasta +400°C                             |
| Clase                     | B: Precisión de $\pm 0,3^{\circ}\text{C}$ a 0°C |
| Longitud del cable        | 0.5m  |
| Diámetro del sensor       | $\varnothing=4 \times 30\text{mm}$              |
| Protección exterior       | sonda de metálica                               |
| Protección interior       | Fibra de vidrio                                 |
| A prueba de Agua          | Si  |



Tabla 3. 14: Características del RTD/PT100 modelo WZP-Pt100.

El modelo teórico de un RTD/PT100 (6) es:

$$RTD(T) = R_0(1 + \alpha T) \quad \text{Ecuación 3. 5}$$

Y según la norma DIN43760 (35),  $R_0 = 100\Omega$  y  $\alpha = 3.85 \times 10^{-3}^{\circ}\text{C}^{-1}$ , la cual tiene una función característica en función de la temperatura como muestra la Figura 3. 14.

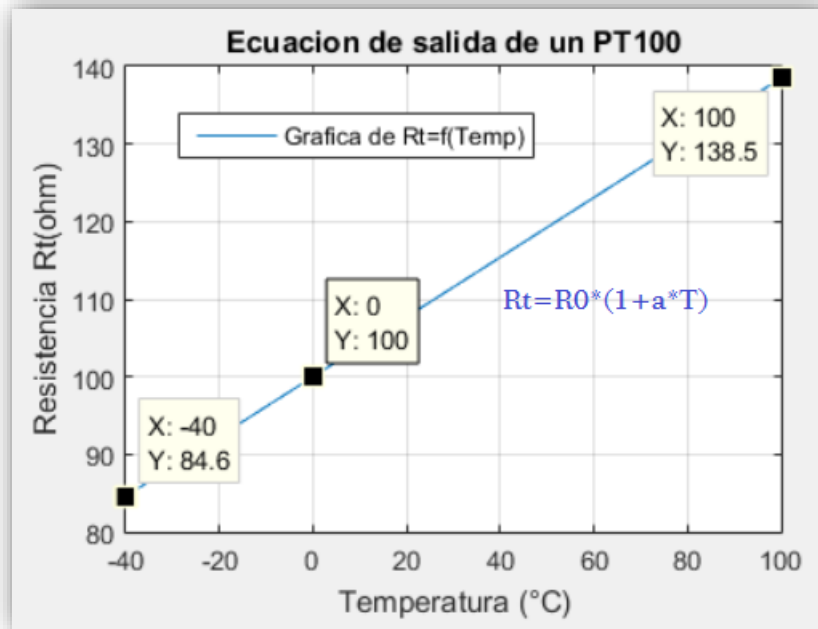


Figura 3. 14: Curva característica de un RTD/PT100. (Programación propia en Software MATLAB)

Cabe resaltar que el tamaño del sensor determina la velocidad de respuesta y esto más se aprecia en los sensores de tipo RTD, la corriente de medida y/o excitación se especifican en la hoja de datos como 1mA, 2mA o 5mA, como se mencionó anteriormente, por ejemplo 5mA no se permite para un PT100 de clase A.

Para los sensores elegidos de modelo WZP-Pt100, los haremos actuar con 1mA de corriente de alimentación, esto evita el efecto de sobrecalentamiento y por ende no cometer errores de medida.

Como la corriente es constante y la variación de impedancia es variable, la señal a registrar es de naturaleza de voltaje, es decir la señal a sensar es la lectura de voltaje del producto de la corriente de 1mA por la resistencia que ofrece el PT100. Para ello será necesario una etapa de conversión de corriente a voltaje  $V_{RTD}$  con un amplificador operacional.

Tomaremos el acondicionamiento del libro de Instrumentación Electrónica de M. Pérez García(6), con un inversor con RTD en el bucle de retroalimentación con un amplificador operacional de la siguiente manera.

$$V_{RTD} = -RTD * i$$

$$V_{RTD} = -1 \times 10^{-3} * RTD$$

Ecuación 3. 6

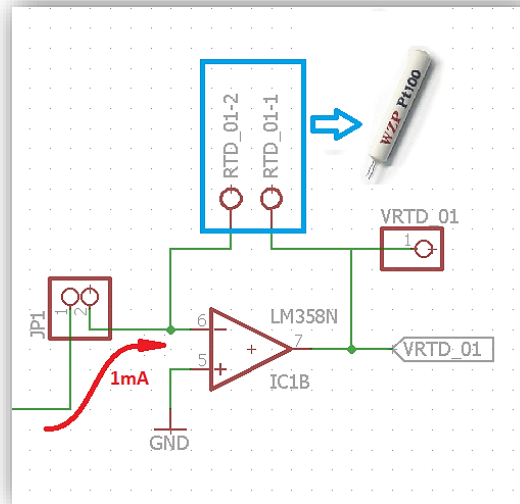


Figura 3. 15: Convertidor de Corriente a Voltaje con Amplificador Operacional.

La corriente de 1mA es suministrada por un amplificador operacional en modo de conversión de Voltaje a Corriente, puesto que el voltaje de control se nos hace más fácil generar con componentes resistivos como resistencias variables o potenciómetros. Éste se muestra a continuación en la Figura 3. 16.

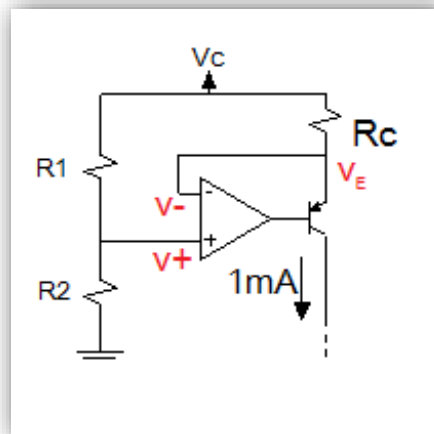


Figura 3. 16: Amplificador operacional en modo convertidor de voltaje a corriente.

De la Figura 3. 16 debemos obtener una corriente  $i=1\text{mA}$ , como nuestra fuente de voltaje es  $V_c = 12\text{V} \rightarrow R_c \cong \frac{V_c}{1\text{mA}} = 12\text{k}\Omega$ .

La resistencia  $R_c$  está en el orden de los miles de ohmios, para efectos de variación de corriente y aproximando a una resistencia comercial haremos  $R_c = 10\text{k}\Omega$ .

La corriente está en función del seguidor de tensión y dependerá de los valores de  $R_1$  y  $R_2$ , entonces en el circuito tenemos:

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

$$V_E = V_C - R_C(1mA) , \text{ haciendo que } I_E \approx I_C = 1mA$$

$$V_E = 12 - 10k(1m)$$

$$V_E = 2V$$

Pero del gráfico  $V_E = V_- = V_+ \Rightarrow V_+ = 2V$

De la Figura 3. 16 por divisor de tensión se tiene:

$$V_+ = \frac{R_2}{R_1 + R_2} * V_C$$

$$2 = \frac{R_2}{R_1 + R_2} 12$$

$$2R_1 + 2R_2 = 12R_2$$

$$R_1 = 5R_2$$

Hagamos por criterio de diseño  $R_1 = 100k\Omega$ , entonces  $R_2 = 20k\Omega$ , para efectos de calibración podemos asignar  $R_2 = R_{pot} + R_{fija}$ . Dando valores  $R_2 = 10k + 15k$  puesto que son resistencias comerciales, además de eso colocaremos un capacitor en paralelo para evitar picos quedando nuestra primera etapa del acondicionamiento queda de la siguiente manera.

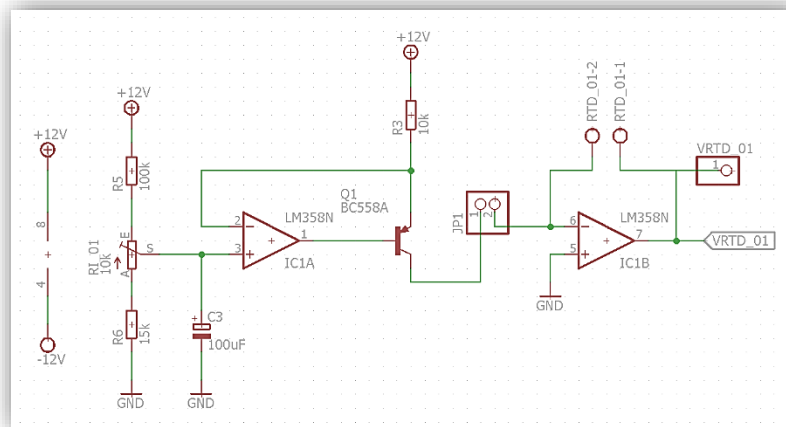


Figura 3. 17: Diagrama esquemático del inyector de corriente de 1mA al RTD/PT100.

De la Ecuación 3. 5 en la Ecuación 3. 6 y sustituyendo  $R_0$  y  $\alpha$ , podemos definir lo siguiente:

$$V_{RTD} = -R_0(1 + \alpha T) * 10^{-3}$$

$$V_{RTD} = -100(1 + 3.85 * 10^{-3}T) * 10^{-3}$$

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

$$V_{RTD} = -0.1 - 3.85 * 10^{-6}T$$

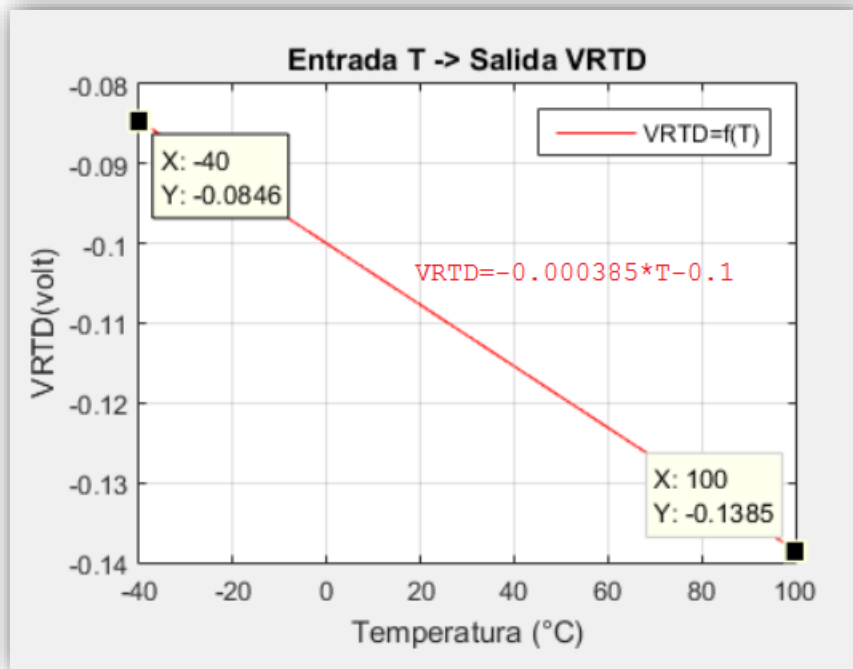
$$V_{RTD} = -0.000385 * T - 0.1$$

*Ecuación 3. 7*

Los límites de trabajo establecidos de la temperatura serán entre  $-40^{\circ}C$  a  $100^{\circ}C$ , sustituyendo estos valores en la Ecuación 3. 7 tenemos.

$$V_{RTD}(T = 100^{\circ}C) = -0.1385V = V_{RTDmin}$$

$$V_{RTD}(T = -40^{\circ}C) = -0.0846V = V_{RTDmax}$$



*Figura 3. 18: Relación del VRTD y la temperatura de un RTD/PT100 entre  $-40^{\circ}C$  a  $100^{\circ}C$ . (Programación propia en Software MATLAB)*

#### 3.2.2.1. Diseño de la etapa del inversor de tensión de VRTD.

El proceso de invertir consiste en llevar los elementos de  $V_{RTD}$  a valores positivos de la siguiente forma.

|     | $V_{RTD}$       | $V_{li}$       |
|-----|-----------------|----------------|
| Min | $x_1 = -0.1385$ | $y_1 = 0.1385$ |
| Max | $x_2 = -0.0846$ | $y_2 = 0$      |

*Tabla 3. 15: Tabla de inversión.*

Para determinar los elementos de la ecuación de la recta se tendrá que resolver las equivalencias por puntos de paso.



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Se tiene la ecuación de la recta:

$$y = Ax + B \quad \text{Ecuación 3. 8}$$

O también representada de la forma:

$$\frac{x - x_1}{x_2 - x_1} = \frac{y - y_1}{y_2 - y_1} \quad \text{Ecuación 3. 9}$$

Donde:  $y = V_{li}$   $\wedge$   $x = V_{RTD}$  y llevando la Ecuación 3. 9 a la forma de la Ecuación 3. 8 y despejando llegamos a las siguientes equivalencias.

$$V_{li} = A * V_{RTD} + B$$

$$\text{Donde: } A = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \quad \wedge \quad B = y_1 - x_1 \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1}$$

Desarrollando y hallando valores de A y B usando el software MATLAB tenemos.

$$A = -2.5696 \quad \wedge \quad B = -0.2174$$

Sustituyendo los valores de A y B definimos la siguiente ecuación.

$$V_{li} = -2.5696 * V_{RTD} - 0.2174 \quad \text{Ecuación 3. 10}$$

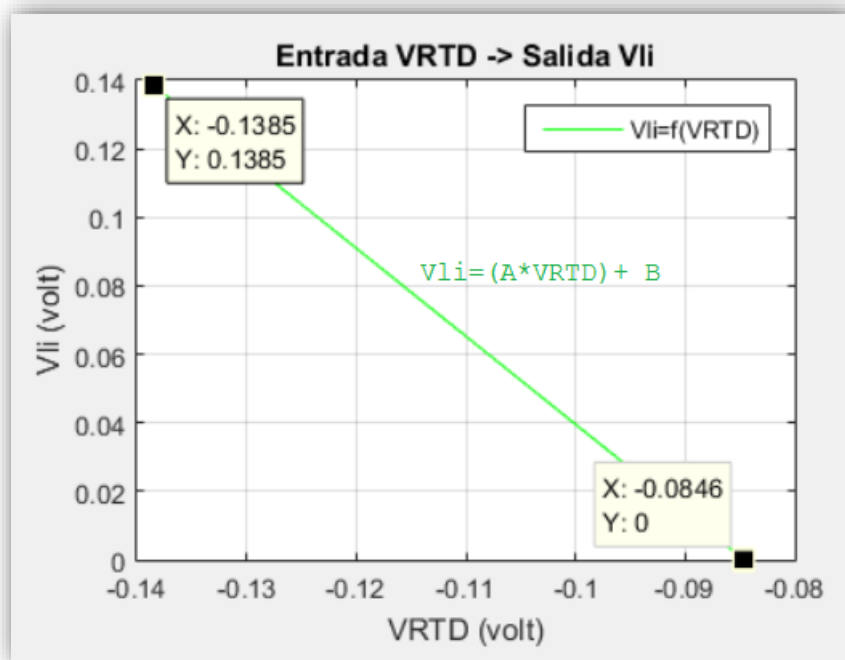


Figura 3. 19: Gráfica de Vli en función de VRTD. (Programación propia en Software MATLAB)

De la Ecuación 3. 10 podemos deducir y definir algunas expresiones con su respectivo circuito equivalente.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Notamos que la expresión  $-2.5696 * V_{RTD}$  es un equivalente a un amplificador inversor donde  $V_{RTD}$  es la entrada y  $-2.5696$  es la ganancia, mientras el término independiente  $+0.2174$  es un voltaje offset que es equivalente a un circuito analógico de configuración de un amplificador operacional como seguidor de voltaje, es decir:

$$V_{off} = 0.2174 \quad \wedge \quad V_g = -2.5696 * V_{RTD} \quad \Rightarrow \quad V_{li} = V_g - V_{off}$$

Finalmente  $V_{li}$  vendría a ser la resta de estas 2 entradas, éste tiene un circuito equivalente a un amplificador operacional en configuración como restador. En resumen podemos representarlo de la siguiente manera.

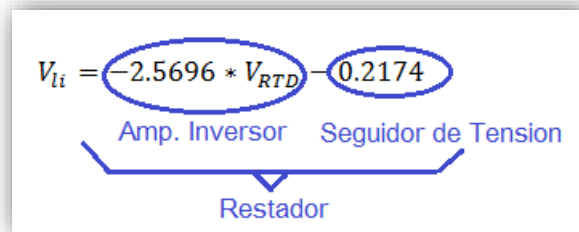


Figura 3. 20: Asignación de circuitos equivalentes de  $V_{li}$ .

#### i. Voltaje Offset:

Iniciemos el análisis diseñando una tensión regulada, la cual se puede conseguir con un diodo zener como regulador, según el libro de Principios de Electrónica(7) de Albert Paul Malvino tenemos.

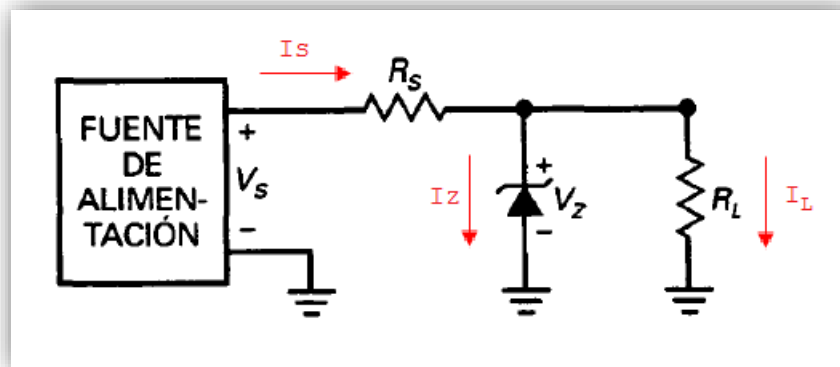


Figura 3. 21: Regulador Zener con carga.(7)

Donde:

$$V_s = 12V, V_z = 5.1V, D_z = 1N5231, I_z = 20mA$$

Para que el diodo zener regule, definimos un  $V_{TH}$  y debemos tener en cuenta lo siguiente.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

$$V_{TH} = \frac{R_L}{R_s + R_L} * V_s$$

Donde se debe cumplir que  $V_{TH} \geq V_z$ , para que el diodo zener actúe como regulador, esto se obtiene haciendo  $R_L \gg R_s$ , entonces por criterio de diseño asignaremos:

$$R_L = 100k\Omega$$

Desarrollando el circuito tenemos:

$$I_L = \frac{V_z}{R_L} = \frac{5.1V}{100k}$$

$$I_L = 0.051mA$$

$$I_s = \frac{V_s - V_z}{R_s} = \frac{12 - 5.1}{R_s}$$

$$I_s = \frac{6.9}{R_s}$$

Trabajando ahora con las corrientes de la Figura 3. 21 tenemos:

$$I_s = I_z + I_L$$

$$\frac{6.9}{R_s} = 20mA + 0.051mA$$

Despejando  $R_s$ , tenemos:

$$R_s = \frac{6.9}{20.051mA} \rightarrow R_{s\ min} = 0.344k\Omega$$

Esto nos indica que para no estropear el diodo zener, es decir  $I_z$  no debe superar los 20mA, se debe cumplir que  $R_s \geq 0.344k\Omega$ , por criterio de diseño duplicaremos este valor y le asignaremos un valor comercial más cercano.

$$R_s \cong 0.688k\Omega$$

Resistencia cercana comercial  $R_s = 1k\Omega$

Teniendo estos valores podemos citar al siguiente circuito que posee una tensión regulada con un diodo zener, más un divisor de tensión y un amplificador en modo seguidor de tensión para poder obtener nuestro voltaje  $V_{off} = 0.2174V$ .

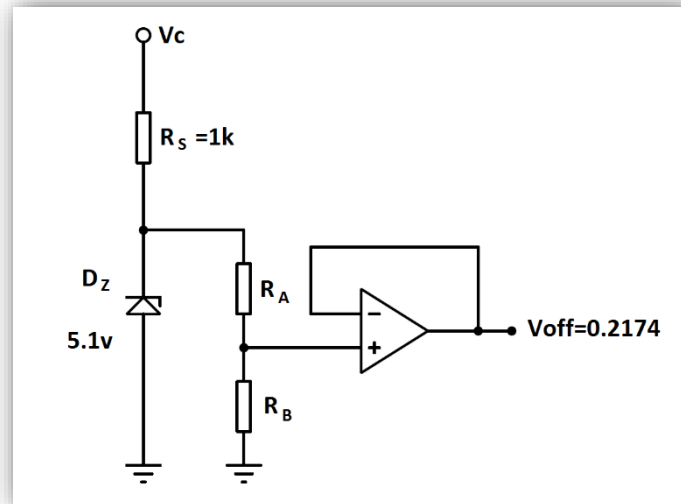


Figura 3. 22: Asignación del circuito equivalente para  $V_{off}$ .

Analizando el circuito y desarrollando tenemos que  $V_{off} = V_- = V_+ = 0.2174V$

Mientras en el divisor de tensión:

$$V_+ = \frac{R_B}{R_A + R_B} (5.1)V$$

$$0.2174 = \frac{R_B}{R_A + R_B} (5.1)$$

$$0.2174R_A + 0.2174R_B = 5.1R_B$$

$$R_B = 0.0445R_A$$

Hacemos por criterio de diseño que:

$$R_A = 100k\Omega \rightarrow R_B = 4.45k\Omega$$

Como no encontramos el valor comercial de  $R_B$  en el mercado, tenemos que hacer un ajuste de una resistencia que dependa de  $R_B$ , podemos asignar un resistencia variable más una resistencia fija, es decir.

$$R_B = \sum (R_{pot} = 1k + R_B = 3.9k)$$

De tal manera que  $R_{B_{max}} = 4.9k$ .

Para finalizar colocaremos un capacitor en paralelo al divisor de voltaje para evitar ruido e interferencia, quedando nuestro circuito de la siguiente manera.

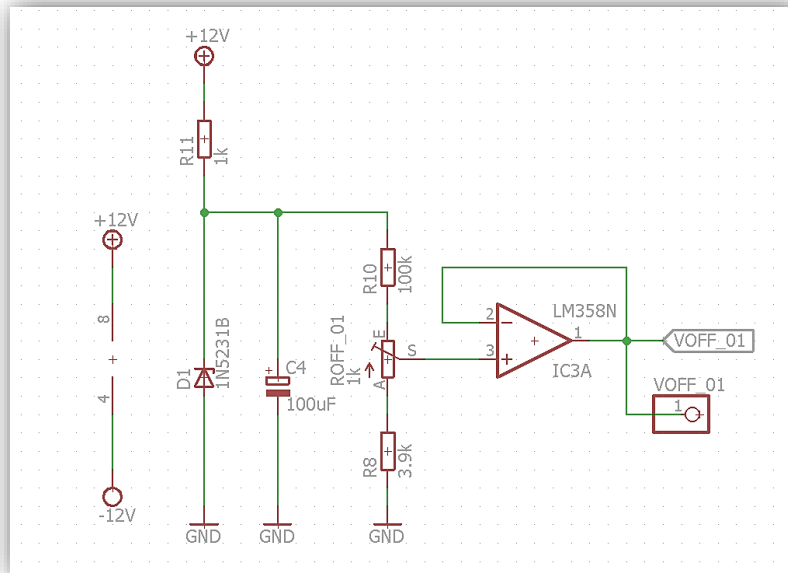


Figura 3. 23: Diagrama esquemático de la obtención de Voff.

ii. **Ganancia del Amplificador Inversor:**

Por definición de un amplificador operacional en modo amplificador inversor se tiene:

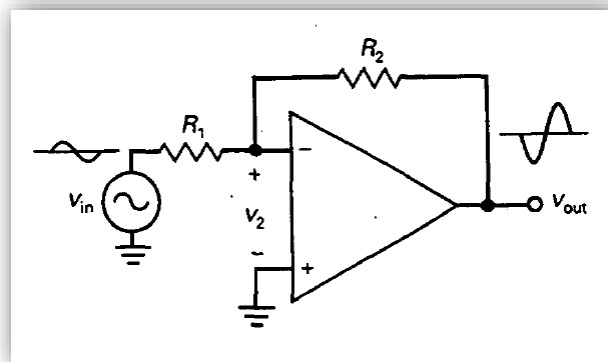


Figura 3. 24: Amplificador operacional en modo inversor con ganancia.(7)

Del circuito de la Figura 3. 24:  $V_{out} = -\frac{R_2}{R_1} * V_{in}$  y para nuestro caso definimos:

$$V_g = -\frac{R_2}{R_1} * V_{RTD}$$

Donde:

$$-\frac{R_2}{R_1} = -2.5696$$

$$R_2 = 2.5696 * R_1$$

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Si asignamos a  $R_1 = 22k\Omega$  entonces  $R_2 \approx 56.53k\Omega$  que aproximándolo a una resistencia comercial más cercana tenemos que  $R_2 = 56k\Omega$ .

Quedando nuestro circuito amplificador inversor de la siguiente manera.

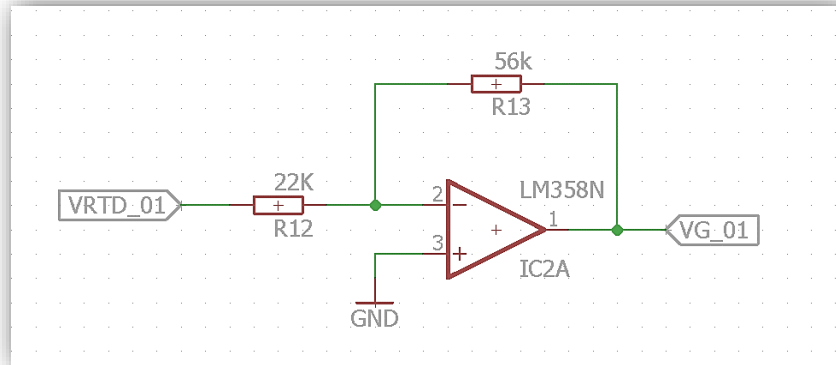


Figura 3. 25: Diagrama esquemático de la obtención de  $V_g$ .

#### iii. Restador de Voltaje:

Para la diferencia entre  $V_g$  y  $V_{off}$ , el circuito equivalente es un amplificador operacional en configuración restador, que se define de la siguiente forma:

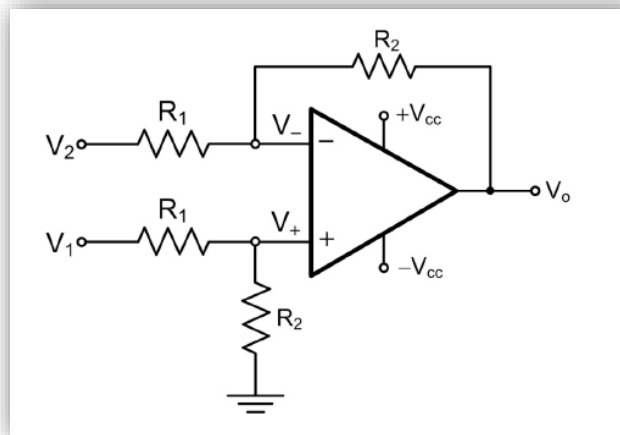


Figura 3. 26: Amplificador operacional en modo restador.(7)

Donde:

$$V_o = \frac{R_2}{R_1} (V_1 - V_2)$$

Tal que para nuestro criterio de diseño  $R_2=R_1$ , y asignando las igualdades:

$$V_1 = V_g \quad \text{y} \quad V_2 = V_{off}$$

Por criterio las entradas son de voltaje, en la diferencia de estas la salida es también una señal de voltaje, como el trabajo es de voltajes el valor de las corrientes no es de tanta importancia en cierto modo, así que a  $R_1=R_2$  asignaremos una resistencia de valor

## CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

elevado como  $R_1 = R_2 = 100k\Omega$ , quedando finalmente nuestro restador de la siguiente manera:

$$V_{li} = V_g - V_{off}$$

Para terminar la etapa del inversor de VRTD, el circuito conjunto queda de la siguiente forma:

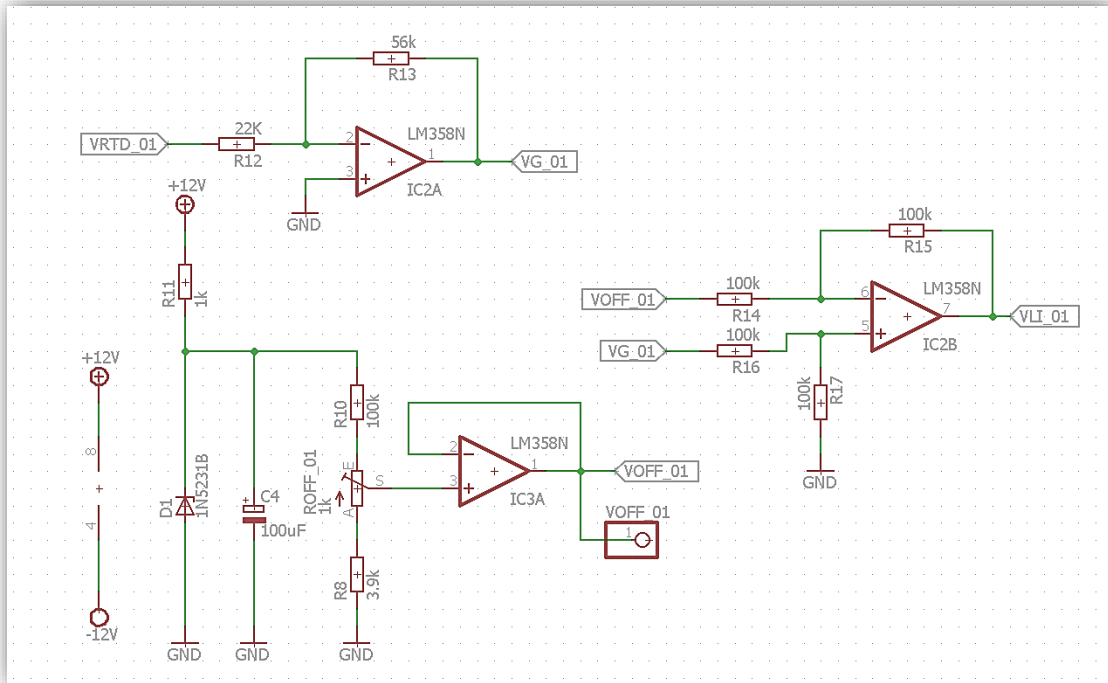


Figura 3. 27: Diagrama esquemático del inversor de VRTD.

### 3.2.2.2. Diseño de la etapa del escalador de Vli.

Teniendo en cuenta que la mayoría de tarjetas electrónicas programables de adiestramiento que poseen entradas de conversión analógico-digital o ADC, están comprendidas entre los límites de voltaje de 0V a 5V, en nuestro caso sabemos que:

$$V_{li} \in [0V, 0.1385V]$$

Será necesario que  $V_{es} \in [0V, 5V]$ , mostrado de otra forma tenemos la siguiente tabla.

|     | $V_{li}$       | $V_{es}$  |
|-----|----------------|-----------|
| Min | $x_1 = 0$      | $y_1 = 0$ |
| Max | $x_2 = 0.1385$ | $y_2 = 5$ |

Tabla 3. 16: Tabla del escalador de tensión de Vli.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Visto de forma gráfica tenemos la Figura 3. 28.

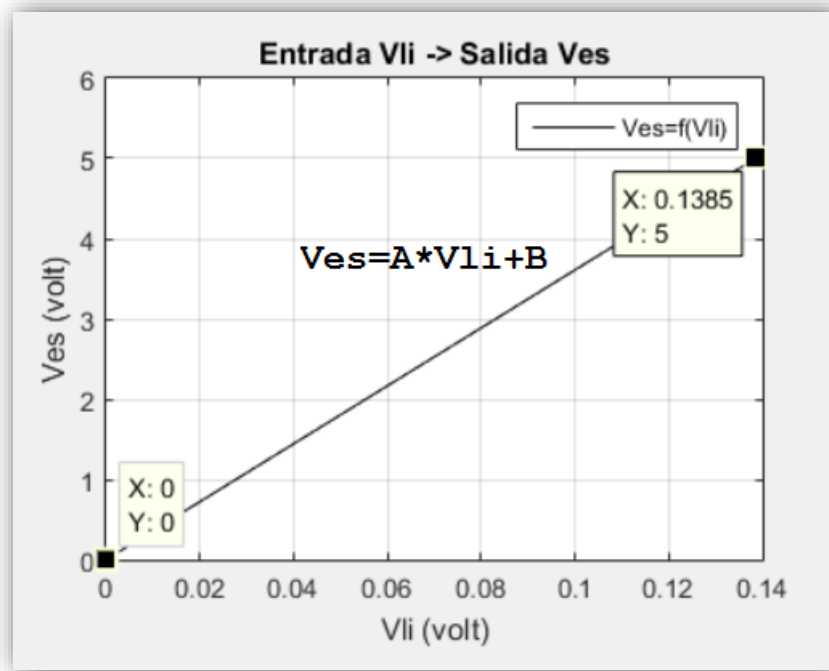


Figura 3. 28: Gráfica de Ves en función de Vli. (Programación propia en Software MATLAB)

Nuevamente tenemos una expresión lineal, característica de una recta:

$$y = Ax + B$$

De tal forma que  $y = V_{es}$   $\wedge$   $x = V_{li}$ , para hallar las constantes de pendiente y término independiente usamos las equivalencias de la Ecuación 3. 8 y Ecuación 3. 9:

$$A = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \quad \wedge \quad B = y_1 - x_1 \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1}$$

Desarrollando tenemos:

Para A:

$$A = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} = \frac{5 - 0}{0.1385 - 0}$$

$$A = 36.1011$$

Para B:

$$B = y_1 - x_1 \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} = 0 - 0 \frac{5 - 0}{0.1385 - 0}$$

$$B = 0$$



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

De esta forma la etapa del escalador viene ser definida con la siguiente ecuación:

$$V_{es} = 36.1011V_{li} \quad \text{Ecuación 3. 11}$$

Por la naturaleza lineal de la ecuación y pendiente positiva, tiene un circuito equivalente correspondiente a un amplificador operacional como amplificador no inversor con ganancia de 36.1011, el cual es definido de la siguiente manera.

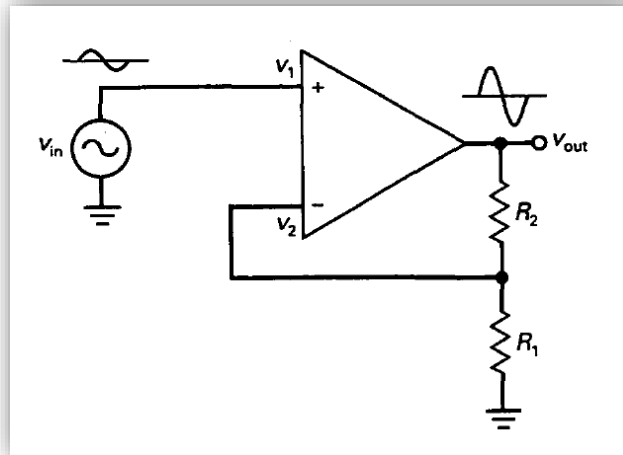


Figura 3. 29: Amplificador no Inversor.

Donde:

$$V_{out} = \left(1 + \frac{R_2}{R_1}\right)V_{in}$$

En el cual:

$$V_{out} = V_{es} ; V_{in} = V_{li} ; \left(1 + \frac{R_2}{R_1}\right) = 36.1011$$

Despejando R2:

$$\frac{R_2}{R_1} = 35.1011 \rightarrow R_2 = 35.1011R_1$$

Tomando con criterio algunos valores para R1 y R2:

$$R_1 = 2.7k\Omega \rightarrow R_2 \approx 94.77297k\Omega$$

Para una aproximación a una resistencia comercial.

$$R_2 = 100k\Omega$$

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Finalmente para obtener una salida  $V_{out}$ , la tensión  $V_{es}$  la filtraremos para evitar picos y rizados propios de interferencias de estática o corrientes parásitas, el modelo más simple de un filtro es por medio de un filtro pasivo pasa bajo de 1er orden de tipo RC.

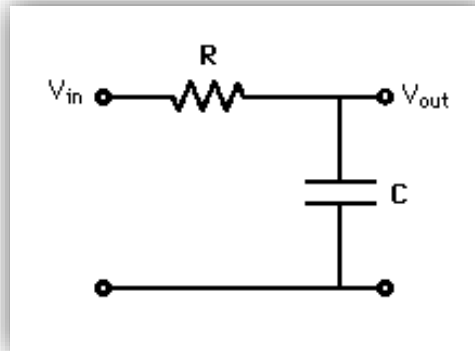


Figura 3. 30: Filtro Pasivo de 1er orden.

Donde la frecuencia de corte es:

$$\omega_c = \frac{1}{RC}$$

Para tener una señal DC pura, bastara con trabajar en frecuencias en orden de los Hertz, puesto el ruido o picos poseen una alta frecuencia en comparación con nuestra señal DC, haremos  $f_c = 1 \text{ Hz}$  y  $R = 100k\Omega$ , entonces tenemos:

Como  $\omega_c = 2\pi f_c$  reemplazando se tiene.

$$f_c = \frac{1}{2\pi RC}$$

$$C = \frac{1}{2\pi f_c R}$$

$$C = \frac{1}{2\pi 1(100k)}$$

$$C \approx 1.5915 \mu F$$

Aproximando a un capacitor comercial asignamos a  $C = 1\mu F$ .

Finalmente nuestra etapa de caracterización y acondicionamiento para el sensado con un sensor RTD/PT100 se muestra en la siguiente figura.

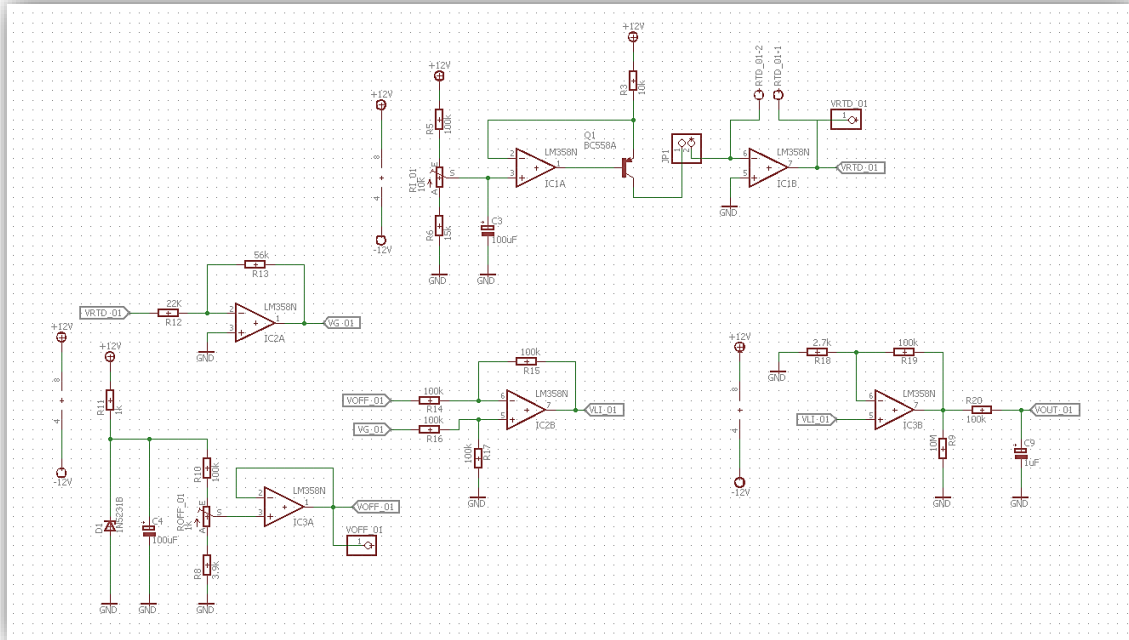


Figura 3. 31: Diagrama esquemático del acondicionamiento del sensor RTD/PT100.

Para hacer un análisis de cuan ha sido la variación del voltaje de salida por las aproximaciones que hicimos a algunos componentes en los circuitos como resistencias y capacitores, compararemos las dos funciones de salida.

### 3.2.3. Función de salida $V_{out}$ en función de la temperatura con los dispositivos comerciales aproximados.

De la Ecuación 3. 6 tenemos que:

$$V_{RTD} = -1 \times 10^{-3} * RTD$$

De la parte del inversor de VRTD:

$$V_{ii} = V_g - V_{off} \text{ Tal que } V_{off} = 0.2174V$$

$$V_g = -\frac{R_2}{R_1} * V_{RTD} \text{ Tal que } R_1 = 22k\Omega \text{ y } R_2 = 56k\Omega$$

Entonces:

$$V_g = -2.5454 * V_{RTD}$$

Reemplazando tenemos:

$$V_{ii} = -2.5454 * V_{RTD} - 0.2174$$

*Ecuación 3. 12*

De la parte del escalador:

$$V_{out} = \left(1 + \frac{R_2}{R_1}\right)V_{li}$$

Tal que:

$$R_1 = 2.7k\Omega \text{ y } R_2 = 100k\Omega$$

$$V_{out} = \left(1 + \frac{100k}{2.7k}\right)V_{li}$$

$$V_{out} = 38.0370V_{li}$$

*Ecuación 3. 13*

De la Ecuación 3. 12 en la Ecuación 3. 13 tenemos.

$$\Rightarrow V_{out} = 38.0370(-2.5454V_{RTD} - 0.2174)$$

$$V_{out} = -96.8194V_{RTD} - 8.2692$$

Sustituyendo el VRTD de la Ecuación 3. 6 tenemos.

$$V_{out} = -96.8194(-1 * 10^{-3} * RTD) - 8.2692$$

$$V_{out} = 0.0968194 * RTD - 8.2692$$

*Ecuación 3. 14*

Ahora en función de la temperatura hallamos  $V_{out}$ :

$$V_{out} = f(T)$$

Sabiendo que:

$$RTD = R_o(1 + \alpha T) \text{ y } R_o = 100\Omega \text{ y } \alpha = 3.85 \times 10^{-3} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$$

Sustituimos estos valores en la Ecuación 3. 14.

$$V_{out} = 0.0968194 * R_o(1 + \alpha T) - 8.2692$$

$$V_{out} = 0.0968194 * 100(1 + 3.85 \times 10^{-3}T) - 8.2692$$

$$V_{out} = 9.68194 + 0.037275T - 8.2692$$

$$V_{out} = 0.037275 * T + 1.41274$$

Esta ecuación es la que fundamenta el voltaje de salida de nuestro sistema de acondicionamiento del RTD/PT100 en función de la temperatura con las aproximaciones en la asignación de resistencias, por ende lo declaramos como voltaje de salida a experimentar.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

$$V_{exp} = 0.037275 * T + 1.41274$$

Ecuación 3. 15

Desde el punto de diseño teórico para nuestro sistema de sensado del RTD/PT100, desarrollamos la Ecuación 3. 10. En la Ecuación 3. 11 quedando de la siguiente manera:

$$V_{li} = -2.5696 * V_{RTD} - 0.2174 \quad \text{En} \quad V_{es} = 36.1011V_{li}$$

Teniendo como resultado:

$$V_{es} = 36.1011 * (-2.5696 * V_{RTD} - 0.2174)$$

$$V_{es} = 36.1011 * (-2.5696 * V_{RTD} - 0.2174)$$

$$V_{es} = -92.76538656 * V_{RTD} - 7.84837914$$

Como:

$$V_{RTD} = -1 \times 10^{-3} * RTD$$

Reemplazamos en la anterior ecuación y obtenemos:

$$V_{es} = -92.76538656 * (-1 \times 10^{-3} * RTD) - 7.84837914$$

$$V_{es} = 92.76538656 * 10^{-3} * RTD - 7.84837914$$

De la Ecuación 3. 5 sabemos que:

$$RTD = R_o(1 + \alpha T) \text{ y } R_o = 100\Omega \text{ y } \alpha = 3.85 \times 10^{-3} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$$

Sustituyendo estos últimos valores tenemos:

$$V_{es} = 92.76538656 * 10^{-3} * R_o(1 + \alpha T) - 7.84837914$$

$$V_{es} = 92.76538656 * 10^{-3} * 100(1 + 3.85 \times 10^{-3}T) - 7.84837914$$

$$V_{es} = 9.276538656 + 35714.67383 \times 10^{-6} * T - 7.84837914$$

$$V_{es} = 0.03571467383 * T + 1.428159516$$

Esta ecuación es la que fundamenta el voltaje de salida de nuestro sistema de acondicionamiento del RTD/PT100 en función de la temperatura respetando las relaciones y condiciones de equivalencias propias del diseño, por ende lo declaramos como voltaje de salida teórico.

$$V_{teo} = 0.03571467383 * T + 1.428159516$$

Ecuación 3. 16

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Finalmente haciendo una comparación entre las pendientes y los términos independientes de la Ecuación 3. 15 y la Ecuación 3. 16 tenemos:

|                              | Vexp     | Vteo          |
|------------------------------|----------|---------------|
| <b>Pendiente</b>             | 0.037275 | 0.03571467383 |
| <b>Término independiente</b> | 1.41274  | 1.428159516   |

Tabla 3. 17: Pendientes y términos independientes de las ecuaciones Vexp y Vteo.

Hallando un error relativo entre variables de ambas ecuaciones obtenemos:

| <b>Error relativo de diseño</b> |        |
|---------------------------------|--------|
| <b>Pendiente</b>                | 4.186% |
| <b>Termino independiente</b>    | 1.091% |

Tabla 3. 18: Error relativo de diseño del sistema de sensado con RTD/PT100.

Visto de forma gráfica entre ambas ecuaciones, las representamos mediante el software MATLAB en la Figura 3. 32.

Con este cuadro de comparación señalamos una pequeña modificación de los parámetros de diseño a causa de las aproximaciones en las ecuaciones con sus respectivos circuitos equivalentes reales al momento de asignar valores a las resistencias.

De tal forma con una pequeña variación de diseño en las pendientes y los términos independientes, declaramos como válido nuestro sistema de sensado con RTD/PT100.

Cabe resaltar que en el proceso de la implementación del hardware en físico del sistema de sensado de temperatura con RTD/PT100, el modelo de diseño que se ha presentado con las aproximaciones nunca se va dar exactamente en la realidad, pero si se será gobernada por el fundamento teórico de análisis y diseño.

Tendremos la misma función de respuesta y estarán garantizados los parámetros que nos dimos de diseño mas no obtener una respuesta totalmente ilógica ni con un gran porcentaje de error, teniendo en consideración los conceptos abarcados, diremos que el sistema que se ha implementado es un instrumento de medida la cual debe pasar por un proceso de validación.

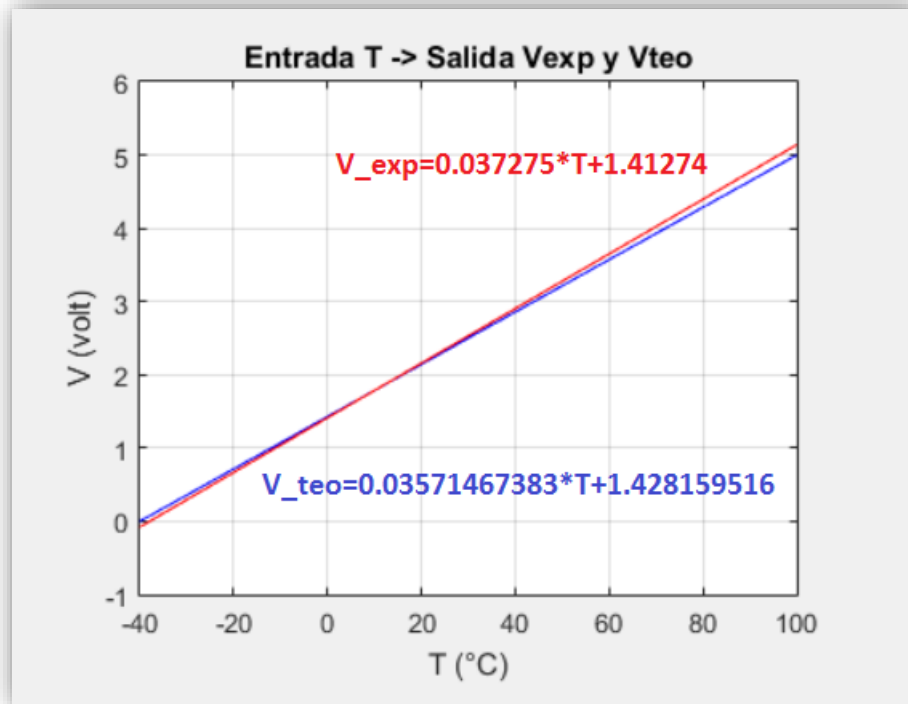


Figura 3. 32: Gráficas de Vexp y Vteo. (Programación propia en Software MATLAB)

Este proceso está conformada por:

- Identificación.
- Estimación.
- Validación.
- Predicción.

La naturaleza de la validación del instrumento de medida que se ha optado es de tipo analítico-estadístico que es presentado y también se ha desarrollado en los anexos de este trabajo, junto con la metodología y la justificación que respaldan el procedimiento de la validación propiamente dicho.

El software que se ha utilizado para el análisis muestral de los datos que se han trabajado y procesado es el IBM SPSS STATISTICS 23, el cual es un soporte de análisis estadístico que presenta las funciones principales necesarias para la realización del proceso analítico del estudio que nos brinda todos los resultados que queremos probar y analizar, como las operaciones de variables independiente y dependiente, análisis de dispersión de puntos, etc.

## CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

### 3.3. MODELO DE LA CÁMARA DE TERMO VACÍO PARA PRUEBAS FÍSICAS DEL UNSAAC SAT-I.

Teniendo en consideración como referencias las cámaras espaciales de grandes entidades como la agencia espacial estadounidense - NASA o la empresa Angstrom Engineering, tienen un mismo sistema base para la prueba de vacío térmico.

Las diferencias son las técnicas de generación de vacío y de variación de temperatura, como son el uso de sustancias de criogenización, nitrógeno líquido, etc. Cabe mencionar que en la convención de CubeSat Developer's Workshop desarrollada en el 2009 en el estado de California dan un aporte en la solución de implementar un módulo de termo vacío dedicado pruebas ambientales para CubeSat, la cual fue presentada por la Stanford Research Institute International.

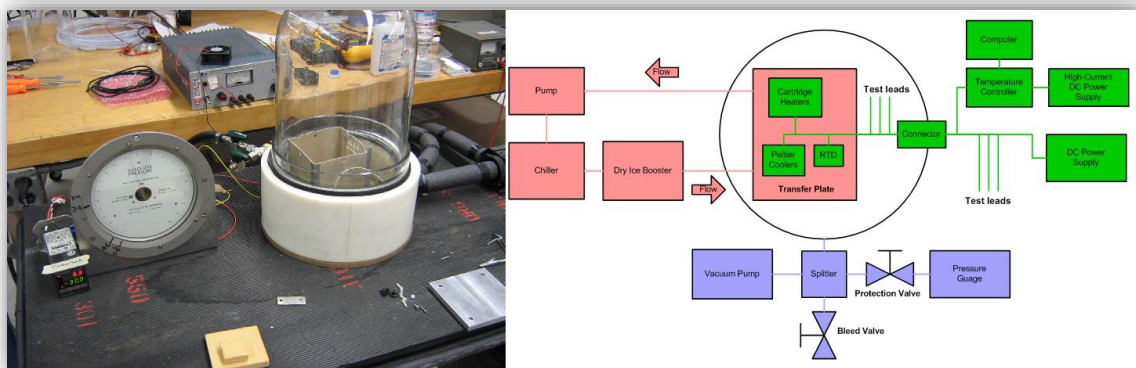


Figura 3. 33: Cámara de vacío térmico CTEC desarrollada por SRI International.(11)

Esta institución tomó como justificación que la prueba de vacío térmico tradicional de CubeSat es ineficiente para solucionar problemas de cargas útiles. Como por ejemplo(11).

- Acceso limitado a las señales internas de la carga útil.
- No existe buen grado de confianza que si el problema está en el lado del bus o de la carga útil.
- Las cargas útiles sensibles al calor y generadoras de calor necesitan ser evaluadas para ciclos térmicos LEO realistas.
- Los proyectos de carga útil de SRI CubeSat requieren una solución rápida y de bajo costo.

Para lo cual se establecieron metas como las siguientes:

- Construir una cámara de vacío suficiente para suprimir la convección.
- Diseñar una piel externa simulada de CubeSat capaz de forzar térmicamente el usuario.



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

- Limitar el volumen de la cámara para una rápida evacuación y purga para facilitar el acceso a la carga útil.
- Proporcionar múltiples pares trenzados y rutas de señal de RF.
- Mantener los costos de los materiales baratos.

Para ello construyeron un módulo con el diagrama de bloques que se muestra en la Figura 3. 33, como también podemos observar las pequeñas dimensiones de la cámara estructural.

Así como anteriormente mencionamos en el marco teórico al modelo de la cámara de vacío térmico de la Universidad Kyung Hee, cuyo diagrama de bloques se muestra a continuación.

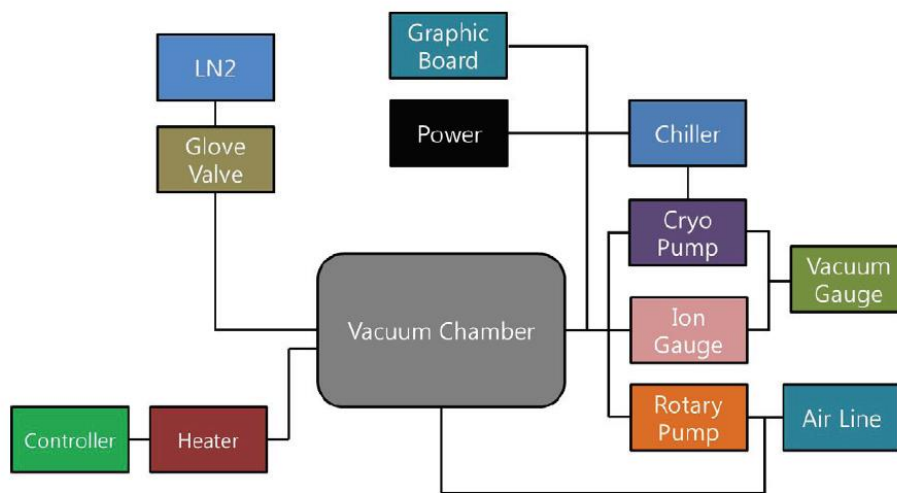


Figura 3. 34: Diagrama de bloques de la Cámara de vacío térmico de KHU.(15)

El modo de control en la cámara de vacío térmico se puede dividir en un modo de inyección de nitrógeno líquido y un modo de circulación de refrigerante. El primero es un sistema de control térmico que utiliza nitrógeno líquido y un calentador eléctrico, y este último es un sistema de control térmico que puede controlar el calor dentro de un amplio rango de temperatura mediante refrigeración y calentamiento del refrigerante.(15)

El modo de inyección de nitrógeno líquido tiene la ventaja de permitir enfriar el interior de la cámara a una temperatura por debajo de  $-180^{\circ}\text{C}$  y menor con una estructura de circulación simple, con una desventaja de dificultad en el control de la temperatura.(15)

Se ha tomado como referencia el esquema de estos dos sistemas con la similitud en el sistema base de termo vacío con la de las grandes empresas de tecnología aeroespacial ya que las pruebas que se van a efectuar, teniendo en consideración el marco teórico, consiste en llevar y someter a toda la estructura del satélite a las temperaturas promedio

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

de la órbita LEO, en otras palabras, se variará la temperatura externa del satélite de manera oscilante en un tiempo establecido, de tal forma simular las condiciones térmicas en los momentos de traslación del nano satélite alrededor del planeta en el espacio.

Debemos indicar que cuando se hace pruebas a los sistemas mecánicos y sistemas electrónicos en tierra y apreciar que funcionen correctamente, no garantizarán que funcionen en el espacio, al efectuar las pruebas correspondientes nos pueden al menos dar un grado mayor de confiabilidad haciendo uso del simulador espacial. Es por ello que es imperativo realizar las pruebas de temperatura en vacío, antes de enviar el nano satélite al espacio.

Teniendo como referencia el modelo de cámara de termo vacío de estas 2 últimas citadas y sus pruebas exitosas, el modelo de la cámara de termo vacío para pruebas físicas del UNSAAC SAT-I se muestra en la Figura 3. 35, que tiene similitud en el sistema base de toda cámara ambiental dedicado a estas pruebas, con las diferencias claves en cuanto a las técnicas de obtención de temperatura alta y baja.

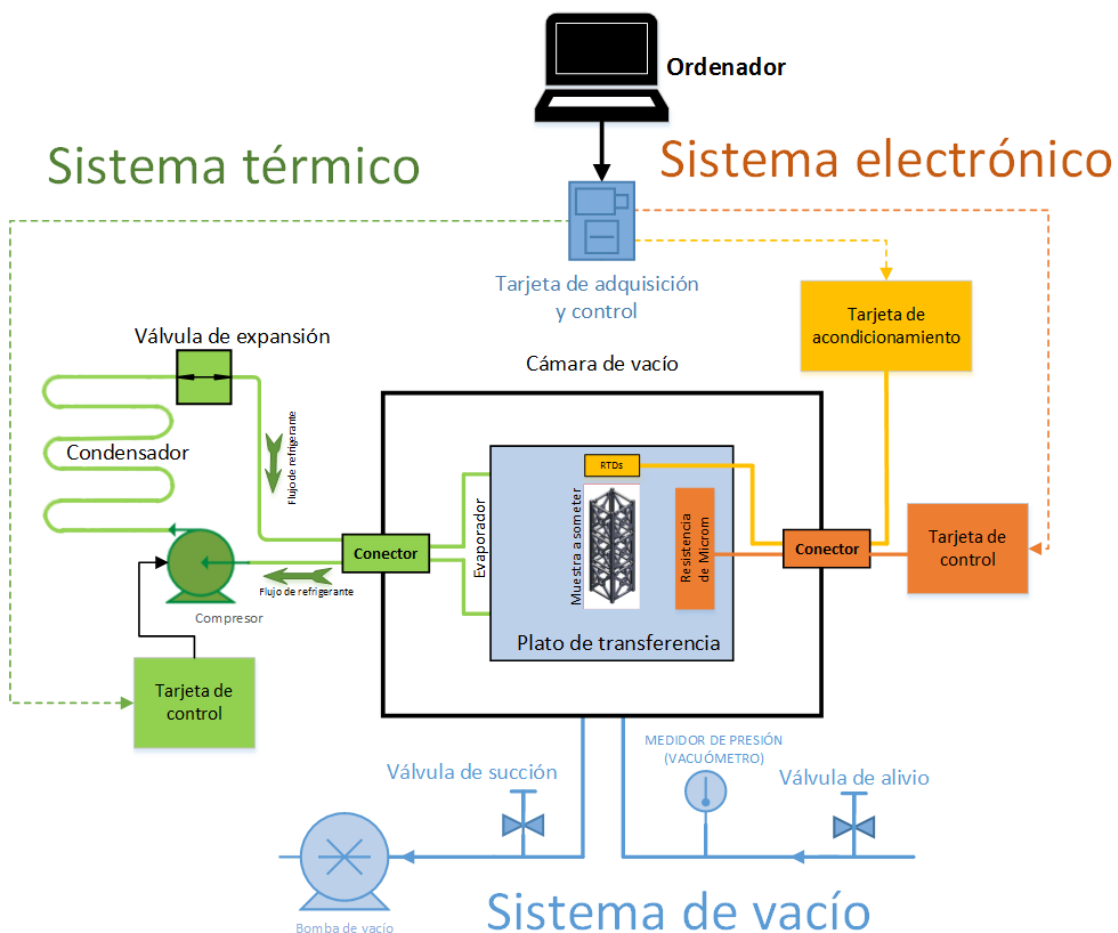


Figura 3. 35: Diagrama de bloques de la cámara de termo-vacío para el nano satélite de la UNSAAC.

### 3.4. CIRCUITO CONTROL PARA EL SISTEMA DEL ACTUADOR DE CALOR.

Se denominan actuadores a aquellos elementos que pueden provocar un efecto sobre un proceso automatizado, modificando los estados de un sistema. Su función es generar el movimiento de los elementos según las órdenes dadas por la unidad de control. El actuador recibe la orden de un regulador o controlador y da una salida necesaria para activar un elemento final de control, transformando la energía de entrada en energía de salida utilizable para realizar una acción.(36)

Los actuadores son elementos que generan, accionan, ejecutan, desplazan, calientan, enfrían, etc. La acción de otros elementos según las órdenes dadas por la unidad de control.

Para el caso de un control de temperatura para esto existen actuadores con las características para cumplir este propósito entre ellos podemos encontrar resistencias eléctricas, ventiladores, extractores, entre otros.

El propósito principal para la prueba de ciclo térmico es proporcionar un análisis ambiental térmico del nano satélite en función del tiempo, esto significa exponer el diseño, mano de obra, materiales y la muestra a someter, a variaciones de temperatura.

#### **3.4.1. Actuadores de calor.**

Los actuadores de temperatura alta o de calor generalmente están conformados por semiconductores en donde el flujo de la corriente eléctrica produce una pérdida de energía que se transforma en calor. El calor producido por un actuador calorífico se propaga por todo el espacio que lo rodea. Esta transmisión del calor puede producirse de tres formas.(36)

El calor proveniente del sol viaja a través del espacio y tarda cerca de 8.5 minutos para llegar a la Tierra. Como se ha indicado anteriormente el calor puede propagarse por tres diferentes formas como son la convección, conducción y radiación, dependiendo de cómo y a través de qué debe viajar.

Por ejemplo el calor proveniente del sol es por radiación, por medio de rayos invisibles. Esta es la única manera de como el calor puede viajar por el espacio vacío.

El calor se transfiere mediante emisiones electromagnéticas que son irradiadas por cualquier cuerpo cuya temperatura sea mayor a Cero Grados Kelvin. El estado de la superficie incluye en gran medida en la cantidad de calor radiado.(36)

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

Las superficies mates son más favorables que las pulidas y los cuerpos negros son los de mayor poder de radiación, por este motivo se efectúa un ennegrecimiento de la superficie radiante.

En caso de actuadores por conducción, es el principal medio de transferencia de calor. Se realiza por la transferencia de energía cinética entre moléculas, es decir, se transmite por el interior del cuerpo estableciéndose una circulación de calor. La máxima cantidad de calor que atravesará dicho cuerpo será aquella para la cual se consigue una temperatura estable en todos los puntos del cuerpo. Por conducción es como el calor viaja a través de los sólidos.

Cabe resaltar la propiedad de todos los sólidos conducen el calor, pero no todos lo hacen con la misma eficiencia, dependerá de sus propiedades de cada material.

En caso de actuadores por convección. El calor de un sólido se transmite mediante la circulación de un fluido que le rodea y este lo transporta a otro lugar, a este proceso se le llama convección natural. Si la circulación del fluido está provocada por un medio externo se denomina convección forzada.

Por convección es la forma como el calor viaja a través de líquidos o gases, como el mar y el aire.

A continuación mostramos una lista de actuadores de calor, cabe resaltar que muchos de ellos pueden calentar en dos o inclusive en tres formas de propagación del calor, solo estará determinada según la técnica de cómo se usen.

- Estufas a combustión.
- Lámparas incandescentes.
- Paneles calentadores infrarrojos.
- Resistencias de calor.
- Ventiladores.
- Bomba de calor neumática.
- Celdas Peltier.
- Calentador de paso o boiler.
- Calentador de acumulación.
- Calderas.

Para conveniencia de nuestro trabajo, debemos citar que en caso de los metales son los mejores conductores de calor, puesto que la agitación térmica es muy eficaz en la transmisión no por los átomos en sí, sino por los mismos electrones responsables de su buena conductividad eléctrica.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Por lo expuesto anteriormente la única manera de transferir o quitar calor es a través de un cuerpo intermediario, porque existe una condición de vacío, que por antecedentes éste vendría a ser un plato intermediador de temperatura, el cual estará en contacto con nuestro actuador de calor.

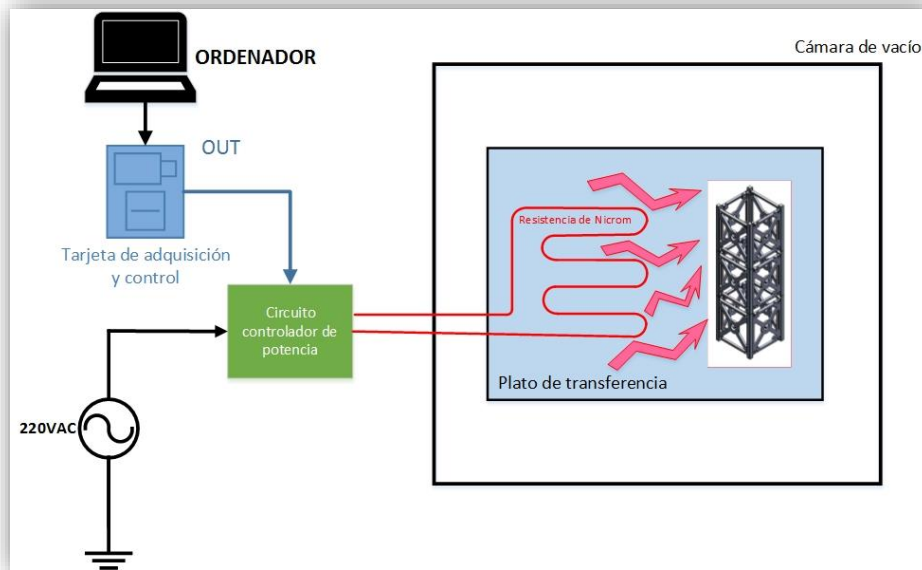


Figura 3. 36: Diagrama de bloques de la instalación de un intermediador de calor mediante un plato de transferencia.

Por las características de naturaleza eléctrica y por sus ventajas en instalación y rangos de temperatura de trabajo, la resistencia de calor es la mejor opción para este trabajo.

La resistencia de calor o comúnmente llamada resistencia de Nicrom (aleación de Níquel y Cromo), si está conectada a un diferencial de potencial, hay una gran intensidad de corriente lo que produce que haya un aumento en la temperatura del material de la resistencia, el diámetro de éste es insuficiente para albergar esta gran cantidad de electrones lo que ocasiona una fricción de electrones con las paredes de la resistencia generando así un incremento de la temperatura de la resistencia.

Cabe resaltar que este tipo de transferencia de calor es por conducción, ya que el control de potencia hacia una resistencia es de fácil implementación y la técnica más eficiente para que transferir este calor generado hacia nuestro elemento a someter, es por conducción por la condición de vacío que hemos generado.

En la actualidad las resistencias calentadoras se utilizan para infinidad de aplicaciones, la gran mayoría de ellas son fabricadas con un alambre de una aleación de níquel (80%) y cromo (20%). Esta aleación soporta temperaturas muy altas (1000°C), es resistivo (por el orden de las decenas de ohmios, comúnmente 50 ohm), es muy resistente a los

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

impactos y es inoxidable. Como el punto de fusión es alto, es más que suficiente para objetivo de nuestro trabajo.

Las resistencias de mayor comercialización, como se mencionó anteriormente, hechas de alambre de níquel-cromo las encuentras como un alambre desnudo (sin ningún recubrimiento de protección) como por ejemplo en los secadores de cabello o tostadoras.

Así como también podemos encontrarlas en las lámparas de calor, que son fabricadas para generar calor y no luz. Su filamento incandescente se mantiene a baja temperatura y así se evita producir luz dentro del espectro visible. Pero por su naturaleza no encontramos ninguna lámpara incandescente por mínimo voltaje que consuma, siempre emitirá luz en cualquier espectro.

También podemos encontrar estas resistencias en acumuladores de calor doméstico. Un acumulador de calor es un aparato que consume energía eléctrica para producir y almacenar calor durante la noche y expulsarlo durante el día.

En el núcleo acumulador, también llamado núcleo cerámico, es un conjunto de ladrillos refractarios capaces de almacenar calor. En él están alojadas las resistencias eléctricas que calientan el núcleo hasta la temperatura indicada.

La temperatura máxima de trabajo del núcleo acumulador se limita mediante termostato y se recomienda que esté entorno a los 600 a 700°C, la resistencia eléctrica no debe sobrepasar los 800°C, a partir de esta temperatura se producirían corrientes de fuga a través del aislamiento. Cuando el aislamiento se deteriora, salta el arco eléctrico entre el conductor y el blindaje de la resistencia provocando una derivación a tierra. El aislamiento térmico sirve para conservar el calor acumulado por el núcleo y, además, impide que el aparato supere los 90°C de temperatura máxima permitida.



*Figura 3. 37: Resistencia eléctrica de acumulador de calor.*

A partir de este punto, nos hemos dedicado al diseño del circuito de control para una resistencia de calor, el análisis electrónico y todo el hardware correspondiente.

### 3.4.2. Circuito de la fuente de alimentación.

Para la etapa de la fuente de alimentación del circuito del actuador de calor, hemos decidido contar con tensiones de alimentación de +12Vdc y +5Vdc, tensiones que son vitales para la activación de los dispositivos dedicados a esta tarjeta, para ello se ha usado los integrados LM7812 y LM7805 que comercialmente nos ofrecen dichas tensiones respectivamente, previamente a estos reguladores, las tensiones de entrada deben pasar por las etapas de rectificación para luego ser filtradas.

Este análisis se detalló en el diseño de la fuente del sistema de sensado con RTD/PT100 mostrado en la Figura 3. 8, por ende no hay razón de explicarlo y desarrollarlo nuevamente.

Contamos con un transformador de voltaje, cuyo primario es de 220VAC de entrada y con un secundario de 14.6VAC de salida.

Para esta etapa de alimentación, será necesaria solo una fuente positiva con respecto a un punto de referencia. Prosiguiendo con el diseño tenemos un voltaje de entrada con un  $V_{ef} = 14.6 \text{ VAC}$ , donde:

$$V_p = 14.6\sqrt{2} \rightarrow V_p = 20.648 \text{ V}$$

Restando la caída de tensión de un par de diodos, pasando previamente por un puente rectificador, tenemos:

$$V_{max} = 20.648 - 1.4 = 19.248 \text{ V}$$

Teniendo en consideración la presencia de un rizado de  $V_{ppr} = 10\%V_{max}$ , entonces  $V_{ppr} = 1.9248\text{V}$ , por lo tanto el voltaje mínimo viene a ser dado de la siguiente manera:

$$V_{min} = V_{max} - V_{ppr}$$

$$V_{min} = 20.648 - 1.9248$$

$$V_{min} = 18.7232 \text{ V}$$

Para un regulador LM7812 la tensión de entrada  $V_{in}$  debe estar comprendida entre 15V y 30V, por lo cual  $15\text{V} < V_{min} = 18.7232 < 30\text{V}$ , de igual forma para el regulador LM7805,  $V_{in}$  debe estar entre 8V y 20V por lo cual tenemos  $8\text{V} < V_{min} = 18.7232 < 20\text{V}$ , para los dos casos cumple con la condición de voltaje de entrada.

Para la elección de un capacitor para la etapa de filtrado, el cual se obtendrá una tensión en continua, considerando un rizado  $V_{ppr} = 10\%V_{max}$  usamos la Ecuación 3. 4.

De la siguiente forma:

## CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

$$c = \frac{10 * I}{f * V_{min}}$$

Donde:  $f = 120 \text{ Hz}$ ,  $V_{min} = 18.7232 \text{ V}$ ,  $I = 250 \text{ mA}$

$$c = \frac{10 * 0.25}{120 * 18.7232} = 1112.70 \times 10^{-6} \text{ F}$$

Aproximando a un capacitor de valor comercial:

$$c = 1000 \text{ uF}$$

Para una visualización directa que indique la presencia de tensión incluiremos un diodo led con su respectiva resistencia. Sabemos que esto facilita la revisión y la facilidad de detectar algún tipo de problema.

Por recomendación de la hoja de datos de los integrados LM7805y LM7812, se ha de colocar unos capacitores en sus respectivas entradas y salidas, el esquema de esta etapa se muestra a continuación.

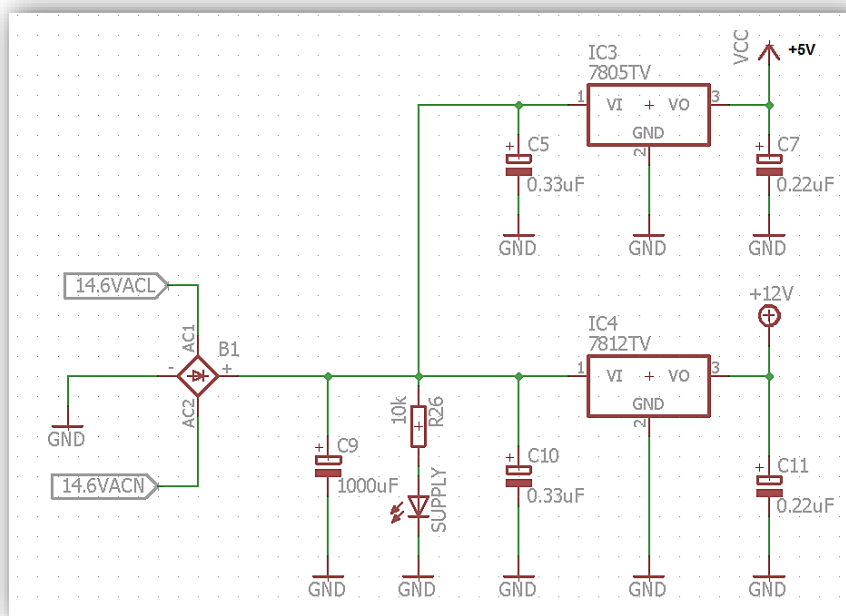


Figura 3. 38: Diagrama esquemático de la fuente de alimentación para la placa de circuito del actuador de calor.

### 3.4.3. Sistema electrónico del actuador de calor.

Esta etapa está dedicada a la activación y desactivación de la fase de calor, dicho de otra forma al control de potencia eléctrica suministrada a una resistencia de calor o resistencia de Nicrom para la parte del calentamiento, la presencia de temperatura positiva o temperatura en alta, a esta sección la llamaremos fase de calor.



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

Una solución más rápida nos brinda una resistencia de transferencia de energía eléctrica a energía calorífica que podemos encontrar fácilmente en el mercado y en todas sus variedades.

Por lo general son de alimentación eléctrica de una red doméstica de 220VAC con una potencia eléctrica de 1000 Watts, estos niveles de potencia como se aprecia son mayores comparados con los niveles de tensión y corrientes propios de los sistemas digitales de control y adquisición como los micro controladores o microprocesadores.

Por ende como se va efectuar la manipulación de potencias altas comparado con la tarjeta de control citamos los requerimientos para esta tarjeta. Los cuales por criterio básico de diseño se deben cumplir.

- Contar con un aislamiento eléctrico, para no comprometer el sistema de control y no correr el riesgo de malograr ni quemar estas tapas. Éstas son por medio de dispositivos opto-acoplados.
- Una etapa de activación de potencia hacia la carga (resistencia de calor), comúnmente se utilizan dispositivos electrónicos de potencia y con una funcionalidad de activación y desactivación como triacs, tiristores, etc. Para esta etapa se ha utilizado un triac para el control de potencia eléctrica a disiparse en la carga.
- Como se ha utilizado dispositivo para corriente alterna como es el Triac, se ha considerado una etapa de detección de cruce por cero, para determinar un ángulo de disparo que controle la activación del Triac.
- Una etapa de sensado de corriente, esto para observar el comportamiento de activación de la carga, así poder detectar si está en operación el actuador a pesar que se está mandando un disparo de activación, esto nos garantizará este dato.
- Una etapa de desactivación electromagnética para cortar la energía en caso de sobre corrientes, emergencia, etc. Esta etapa estará gobernada desde la tarjeta de control y nos da la funcionalidad también de cortar la energía eléctrica en cualquier forma posible, incluso protege a la tarjeta cuando esté apagado el módulo pero sí conectado a la red eléctrica.

Seguidamente detallamos el análisis y el diseño de estas etapas en el gráfico de referencia.

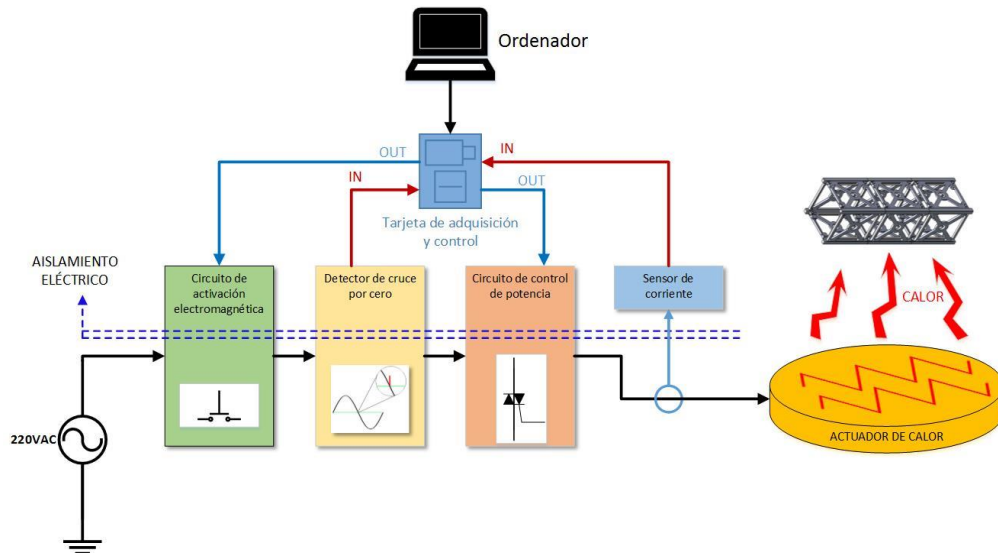


Figura 3. 39: Diagrama de bloques del circuito de activación del actuador de calor. (Diseño propio)

### 3.4.3.1. Circuito de activación electromagnética:

Para esta etapa se ha optado que esté conformada por un relevador que directamente cortará el suministro de energía eléctrica de 220VAC a la carga, esta etapa es considerada en caso de emergencia en el cual se tiene que inhabilitar por completo al actuador de calor, a la vez es gobernada por nuestra tarjeta de adquisición y control.

Como el relevador es un dispositivo que funciona como un interruptor controlado por una bobina primaria que se acciona como un electroimán y cortocircuita a terminales de contactos secundarios que generalmente son de mayor potencia que la parte primaria de la bobina, dichos contactos están aislados naturalmente con la bobina que los cortocircuita o deshabilita, para esta parte basta con controlar la bobina del relevador, para tal caso se ha utilizado el siguiente relevador.



Figura 3. 40: Relé de código: JZC-20F(4088)/ 12VDC.

El circuito básico para el control de un relé es comúnmente con un transistor que funciona como un interruptor que lo acciona, éste se presenta en la siguiente figura.

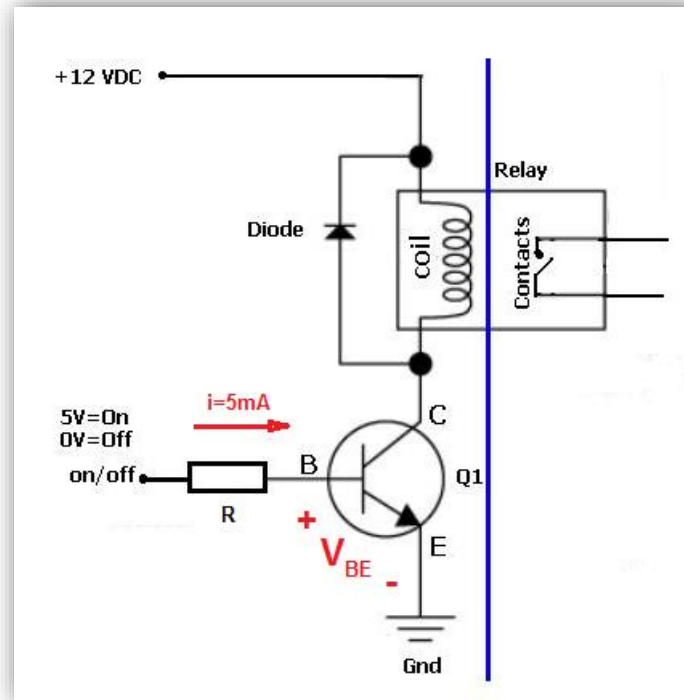


Figura 3. 41: Control de un relevador.

Los entrenadores y circuitos con micro controladores en sus salidas digitales pueden ofrecer comúnmente  $20mA$ , se ha utilizado un transistor BC548 que funciona como interruptor, que conmutando su estado de saturación y corte, acciona y corta a la bobina del relevador, para una visualización directa agregaremos un diodo led con su respectiva resistencia como indicador.

Para limitar la salida de la corriente de nuestro puerto digital de control, asignaremos una corriente de  $5mA$ , ésta es la corriente de base del transistor que por la hoja de datos del BC548, basta con  $5mA$  para saturarlo, teniendo en consideración el voltaje de Base-Emisor del transistor, que según la hoja de datos  $V_{BEsat} = 0.7V$ , por consiguiente de la Figura 3. 41 tenemos:

$$\frac{V_{ON} - V_{BE}}{R} = 5mA$$

$$R = \frac{V_{ON} - V_{BE}}{5m} = \frac{5 - 0.7}{5m}$$

$$R \cong 0.86k\Omega$$

Para efectos de aproximación a una resistencia comercial podemos asignar a la resistencia de base que  $R = 1k\Omega$ , quedándonos esta etapa de la siguiente manera.

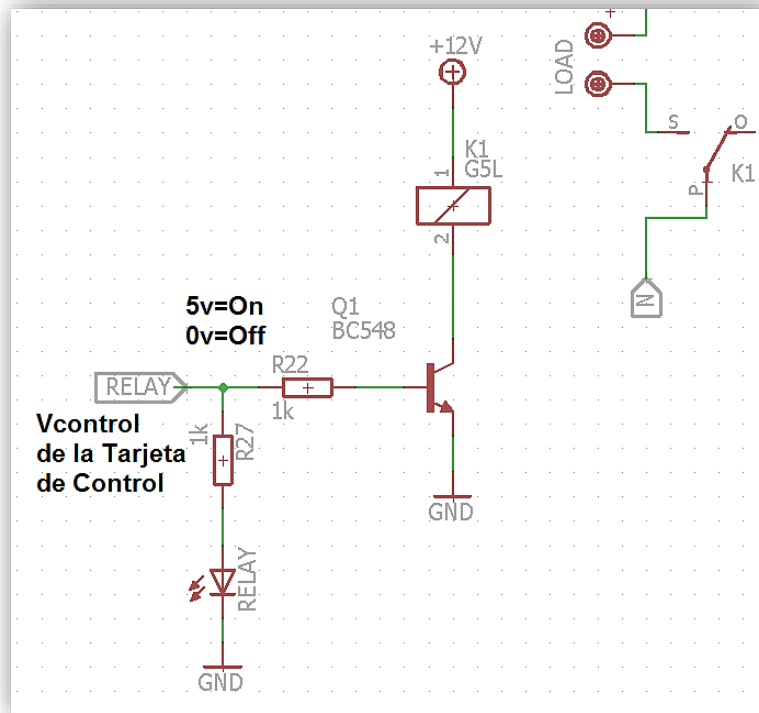


Figura 3. 42: Diagrama esquemático del control de relevador para el actuador de calor.

### 3.4.3.2. Circuito detector de cruce por cero:

Para tener referencia por el ángulo de disparo para accionar al triac es necesario saber en qué momento debe efectuar el disparo por ello la importancia de un detector de cruce por cero.

Esta etapa es capaz de mandar una señal cuando se produzca el cambio de polaridad del voltaje de red de 220 VAC.

Para el diseño de nuestro detector de cruce por cero se debe cumplir que sea aislado para evitar riesgos de sobrecargas en nuestra tarjeta de adquisición y control, porque el objetivo de esta etapa es entregarle a la tarjeta de control un pulso de señales que indica que el voltaje de 220VAC pasó por el cero, esto nos permitirá hacer disparos de triac de control de fase de forma sincronizada.

El primer paso es obtener una forma de onda que sea positivo y poder usarla, este se corrige haciendo pasar por un puente rectificador, previamente la tensión 220AC se ha reducido a 12 VAC, usando un transformador reductor.

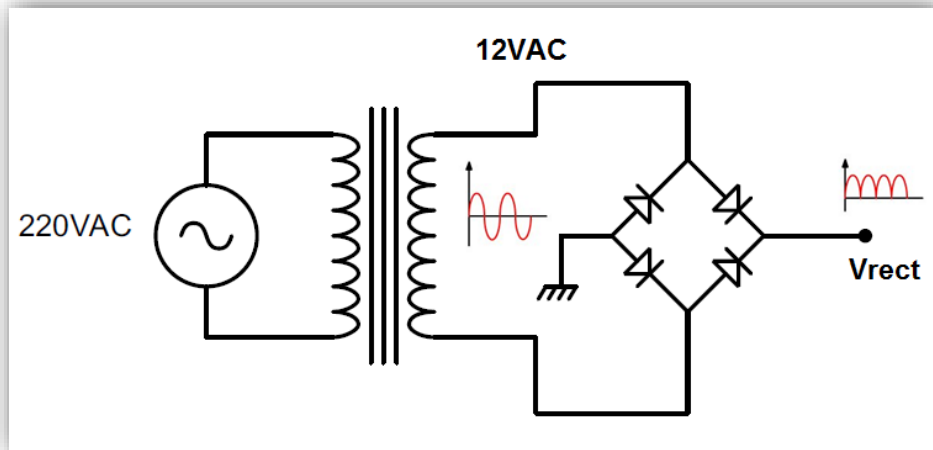


Figura 3. 43: Rectificación de la onda sinusoidal de la red eléctrica.

Para el aislamiento eléctrico se ha utilizado el dispositivo 4N25, que es un integrado de tipo opto acoplador que contiene un led infrarrojo y un fototransistor en caja negra es decir no hay interferencia de luz externo. El criterio para detectar el cruce por cero es el de activar el led cuando no halla cruce por cero y de desactivar el led cuando exista.

Como necesita de una tención de alimentación, la hemos obtenido desde la misma onda rectificada, puesto que lo aislado no es correcto extraer es fuente de otra tarjeta, ya que no se estaría cumpliendo la condición de aislamiento, esta se explica en el siguiente circuito en esquemático

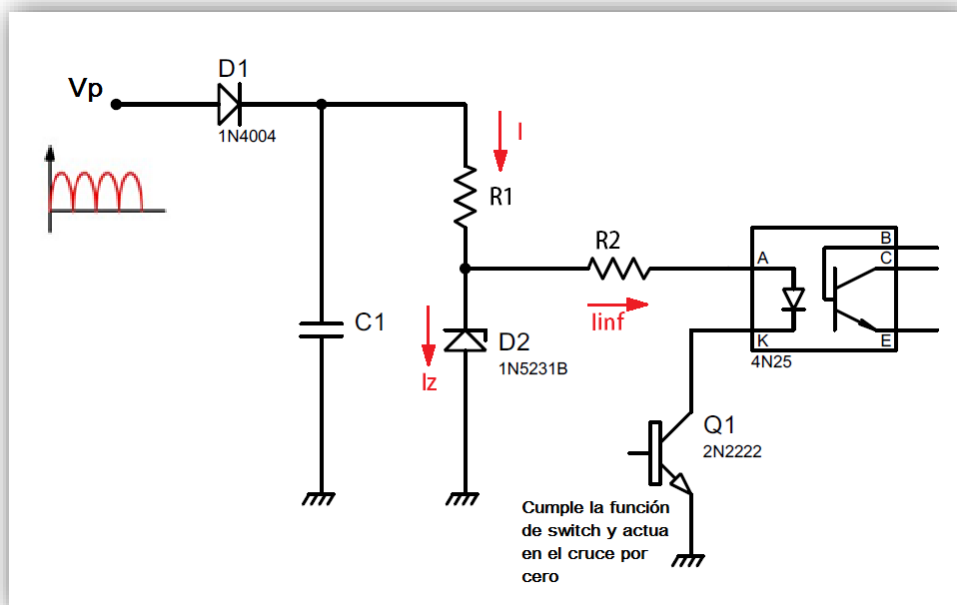


Figura 3. 44: Alimentación del diodo led infrarrojo para detección de cruce por cero.

De la Figura 3. 44 tenemos:

$$V_p = 12 \times \sqrt{2}$$

$$V_p = 16.97 \text{ volt}$$

$$V_{min} = V_p - 1.4$$

(caída de voltaje de 2 diodos)

$$V_{min} = 16.97 - 1.4$$

$$V_{min} = 15.57 \text{ volt} \quad ; \quad I = 100 \text{ mA}$$

Para un rizado de 10%, hallar el valor del condensador por la Ecuación 3. 4:

$$C_1 = \frac{10 \times I}{f \times V_{min}}$$

$$C_1 = \frac{10 \times 100 \times 10^{-3}}{120(15.57)}$$

$$C_1 \cong 0.53521 \times 10^{-3} \mu F$$

Aproximado a un capacitor comercial designamos que:  $C_1 = 470 \mu F$

Para obtener los valores de  $R_1, R_2$  del circuito anterior, hemos considerado lo siguiente:

$$I_{inf} = 10 \text{ mA} ; \quad V_z = 5.1 \text{ volt} ; \quad I_z = 20 \text{ mA}$$

$$\frac{V_z - V_{diodo}}{R_2} = I_{inf}$$

$$R_2 = \frac{V_z - V_{diodo}}{I_{inf}} = \frac{5.1 - 1.5}{10 \text{ mA}}$$

$$R_2 \cong 0.36 \text{ k}$$

Aproximado a una resistencia comercial designamos que:

$$R_2 = 330 \Omega$$

Haciendo el análisis con las corrientes tenemos que:

$$I = I_z + I_{inf}$$

$$I = 20 \text{ mA} + 10 \text{ mA}$$

$$I = 30 \text{ mA}$$

$$\frac{V_{min} - V_z}{R_1} = I$$

$$\frac{V_{min} - V_z}{I} = R_1$$

$$R_1 = \frac{15.57 - 5.1}{30 * 10^{-3}} = 0.349k$$

Para no quemar el diodo zener  $R_1 \geq 349\Omega$  , duplicamos este valor para asegurar un valor confiable y aproximamos a un valor comercial, para ello elegimos  $R_1 = 1k\Omega$  .

Trabajando con el transistor en modo switch, según características del transistor tenemos que:

$$I_B = 15mA ; V_{BE} = 1.2volt ; I_z = 20mA ; V_z = 3.3volt$$

Tenemos el circuito de la Figura 3. 45.

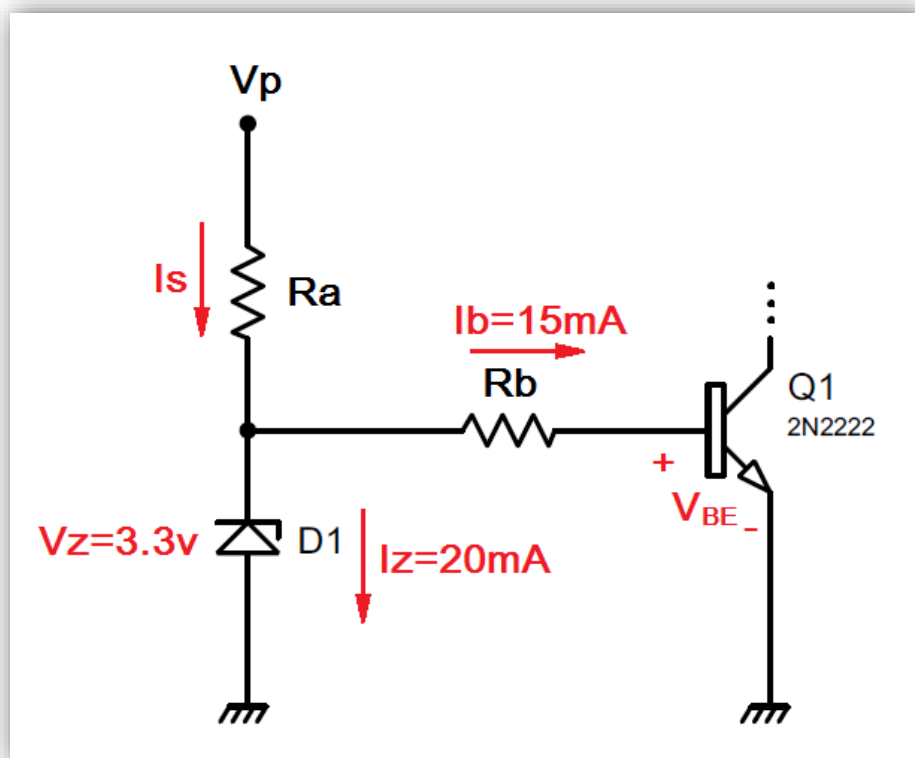


Figura 3. 45: Diagrama esquemático de un transistor como switch en un cruce por cero.

Para el diseño del circuito del transistor como modo switch en un cruce por cero:

$$R_B = \frac{V_z - V_{BE}}{I_B}$$

$$R_B = \frac{3.3 - 1.2}{15 \times 10^{-3}}$$

$$R_B = 140\Omega$$

$$I_s = \frac{V_p - V_z}{R_a}$$

$$I_s = 15mA + I_z$$

$$I_s = 35mA$$

$$R_a = \frac{16.097 - 3.3}{35 \times 10^{-3}}$$

$$R_a \cong 390.5714\Omega$$

Por criterio:  $R_a \geq 390.57\Omega$   $\wedge$   $R_b = 140\Omega$  para evitar quemar el diodo zener y no sobrecalentar al transistor, duplicamos los valores y aproximaremos a un valor comercial más cercano, asignando de la siguiente forma:

$$R_a = 1k\Omega ; R_b = 330\Omega$$

Pasando al lado aislado que va hacia la tarjeta de adquisición y control, parte del fototransistor, tenemos una señal analógica de salida en el colector del fototransistor, la posibilidad de variar el ancho del pulso depende de  $R_c$ , para esta parte se opta asignarle una resistencia variable con una resistencia baja enseriada, para no correr el riesgo de quemar el fototransistor si en algún momento la resistencia variable se hace despreciable o hace un puente como un corto circuito, esto se protege enseriando una resistencia fija de no tan bajo valor.

Esta parte se muestra en la siguiente figura.

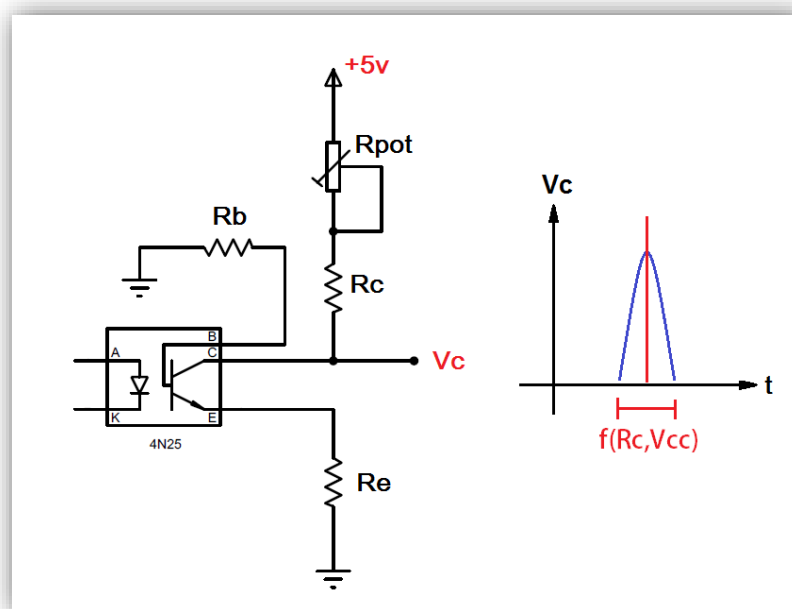


Figura 3. 46: Voltaje de salida del 4N25 en un cruce por cero.



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Cabe resaltar que la referencia de voltaje o el cero voltios es parte de otro circuito, seguidamente el pulso  $V_c$  debe tener un naturaleza digital, puesto que esta será una entrada a nuestra tarjeta de adquisición, para ello lo hemos hecho pasar por el CI555 con lazo de histéresis.

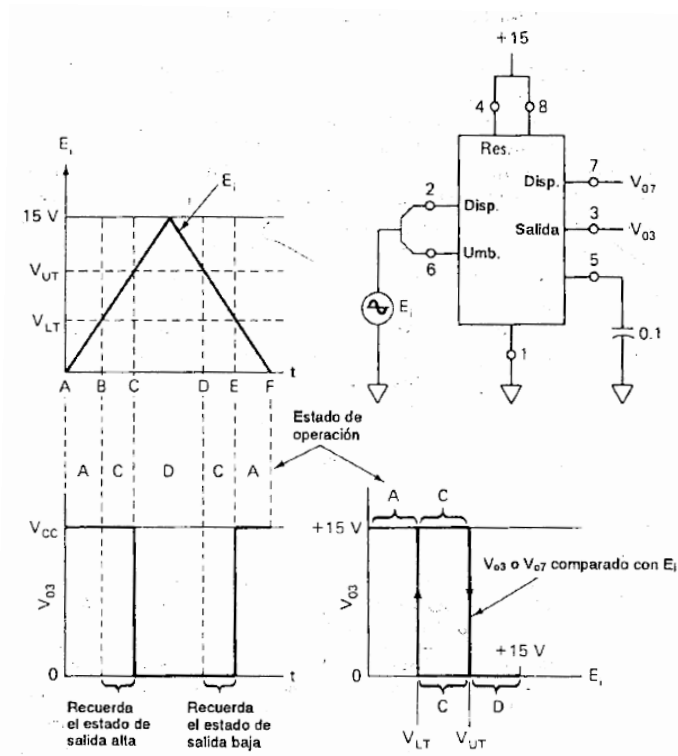


Figura 3. 47: C.I. 555 con lazo de histéresis.(14)

Esta configuración del CI555 nos demuestra que nuestro circuito tiene memoria. Esto significa que si las entradas se encuentran en uno de los estados de memoria, no puede decirse en qué estado se encuentra la salida, a menos que conozca el estado previo. Por ende el CI555 nos dará 2 salidas lógicas de "0" o "1" a partir de una señal analógica.

Finalmente el circuito detector de cruce por cero lo representamos esquemáticamente de la siguiente forma.

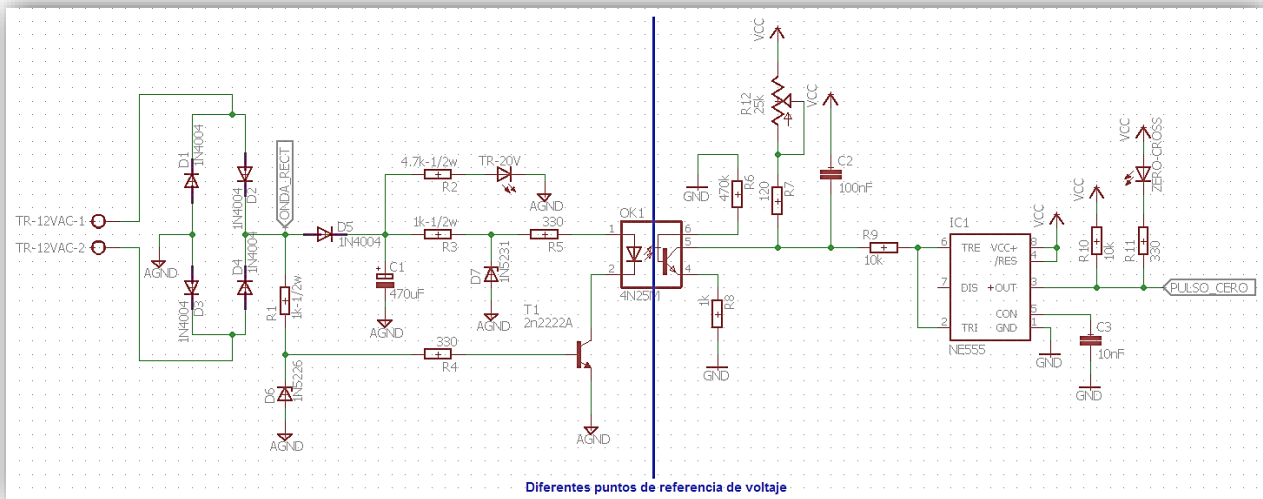


Figura 3. 48: Diagrama esquemático del circuito detector de cruce por cero.

### 3.4.3.3. Circuito de control de potencia del actuador de calor:

Para esta parte se ha determinado el uso de un dispositivo electrónico de potencia con una funcionalidad de conmutador como es un triac, la carga en este caso la resistencia de calor, está en el orden de los 1kwatt, es decir a una tensión de 220VAC aproximadamente disipa 5A, por ende buscando en el mercado optamos por los triacs de la serie BT1XX, caso el triac BT138/600E tiene una referencia de 600V pico y una corriente máxima de 12A RSM, la cual es idónea para el control de potencia a entregar en la carga.

Sin embargo, los pulsos de disparo hacia el triac deberán ser de forma aislada por ende para seguir con la condición de aislamiento eléctrico por parte de la tarjeta de adquisición hemos usado un opto-acoplador con código MOC3021M, este dispositivo clásico que contiene un diodo emisor infrarrojo y un interruptor bilateral de silicón activado por luz, el cual funciona como un opto-triac.

Según recomendación de la hoja de datos, para activar al diodo emisor recomienda que se active mediante un transistor a modo de interruptor y se ha determinado de siguiente manera según la hoja de datos del dispositivo.

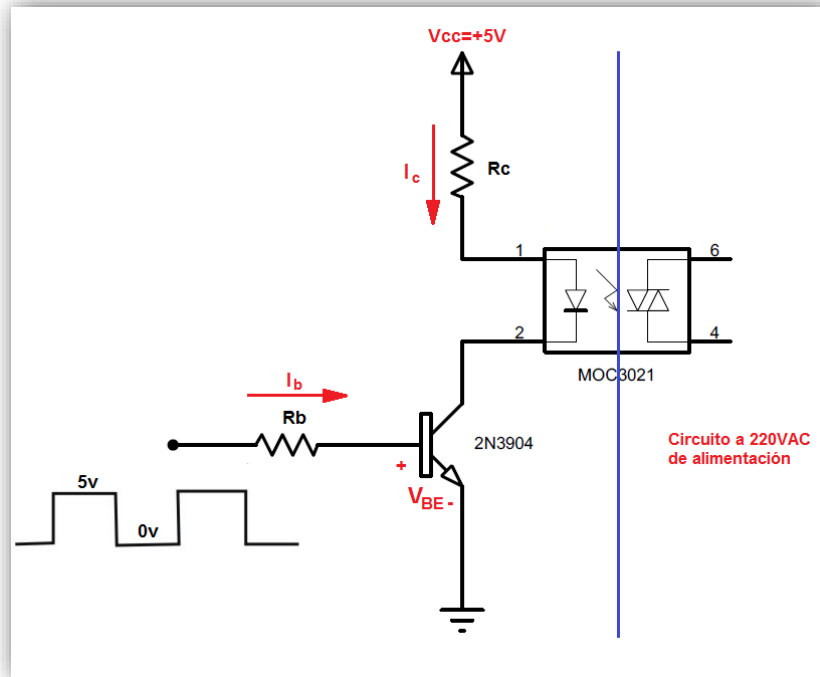


Figura 3. 49: Circuito de aislamiento para activación de triac por medio del MOC3021.

Teniendo en consideración los datos para el dimensionamiento.

$$V_{cc} = 5v ; I_{Bsat} = 5mA ; V_{BE} = 0.95 ; V_{led} = 1.08v ; V_{CESat} = 0.3 ; I_c = 10mA$$

$$I_B = \frac{5 - V_{BE}}{R_b}$$

$$5 \times 10^{-3} = \frac{5 - 0.95}{R_b}$$

$$R_b = 810\Omega \quad \text{aproximando a una resistencia comercial asignamos: } R_b = 1k\Omega$$

Trabajando con la corriente de colector de la Figura 3. 49:

$$I_c = \frac{V_{cc} - V_{led} - V_{CESat}}{R_c}$$

$$R_c = \frac{5 - 1.08 - 0.3}{10 \times 10^{-3}}$$

$$R_c \cong 362\Omega \text{ aproximando a una resistencia comercial: } R_c = 330\Omega$$

En la siguiente figura mostramos el circuito típico de control de potencia con triac, donde el valor eficaz en la carga es variada mediante el MOC3021, este circuito puede controlar cargas con potencias entre 10 y 2000 Watts.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Cuando el MOC3021 entra en activación, deja pasar suficiente corriente hacia el terminal Gate o puerta del triac, la resistencia  $R_1$  de  $330\Omega/1W$  limita esta corriente que pasa por el foto-triac para evitar que supere un valor máximo de 100mA.

Podemos apreciar un filtro RC, que es ideal para acoplamiento de cargas con componentes inductivas, puesto que nuestra carga al ser una resistencia con algunas ondulaciones del conductor tiene una componente inductiva, se recomienda la instalación de un disipador de calor para el triac.

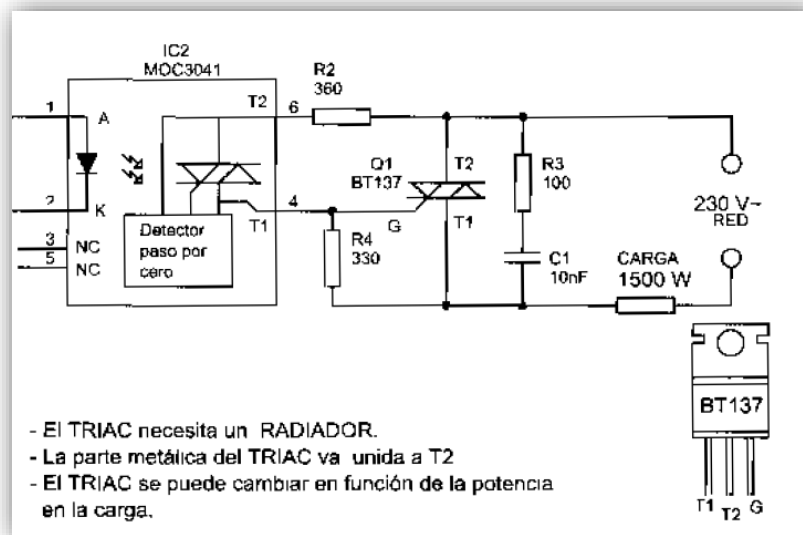


Figura 3. 50: Circuito de activación de un Triac.(10)

Cabe mencionar que en la implementación de este circuito las resistencias que limitan el corriente en el foto-triac y la de filtrado son de 1Watt de potencia de disipación, puesto que están a una red eléctrica de 220 VAC, las resistencias comunes de  $\frac{1}{4}$ Watt no son recomendables en este caso.

Por medida de seguridad la mayoría de equipos eléctricos que funcionan con una red doméstica de 220VAC poseen un fusible de entrada, dicho fusible está constituido por un soporte adecuado, no es mas que un filamento de un metal o aleación de bajo punto de fusión a causa del efecto Joule, cuando la intensidad de corriente lo supera, por un cortocircuito o un exceso de carga, este evento puede hacer peligrar la integridad de la instalación con el consiguiente riesgo de incendio o destrucción de otros elementos. Por ello antes de la carga se ha instalado en porta fusible, por medida de precaución.

Nuestra etapa del circuito de control de potencia hacia la carga implementado se muestra a continuación.

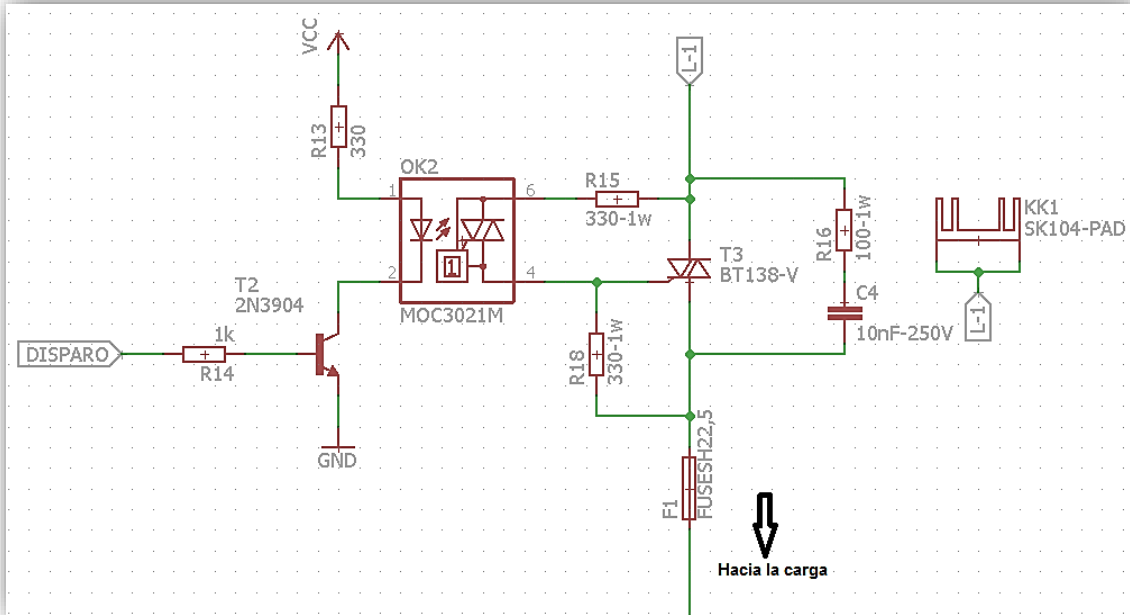


Figura 3. 51: Diagrama esquemático del circuito de control de potencia con Triac.

#### 3.4.3.4. Circuito de sensado de corriente:

Esta etapa nos permite detectar la corriente que se disipa en el actuador, así como también nos brinda la información de que el actuador está en funcionamiento o en estado desactivado, así poder detectar algún error en la etapa de control de potencia.

Como debemos seguir cumpliendo la condición de aislamiento para proteger nuestra tarjeta de adquisición, se ha buscado en el mercado un dispositivo que cumpla con este requerimiento.

Las más comunes son de tipo transformador y de efecto hall, que hacen una medición indirecta por diferentes técnicas de trabajo en la relación de conversión, los de tipo transformador o también llamados no invasivos o transformadores de corriente (CT) son sensores utilizados para la medición de corriente alterna. Son particularmente útiles para medir el consumo o generación de electricidad alterna, tiene poca resolución en su sensibilidad, a comparación de los sensores de efecto hall que están por los 200mV/A.

Para esta etapa se ha elegido el sensor ACS712, el cual es un sensor integrado de corriente de efecto hall con un voltaje de aislamiento de 2.1kVRMS (voltaje máximo permitido de aislamiento de protección).

## CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

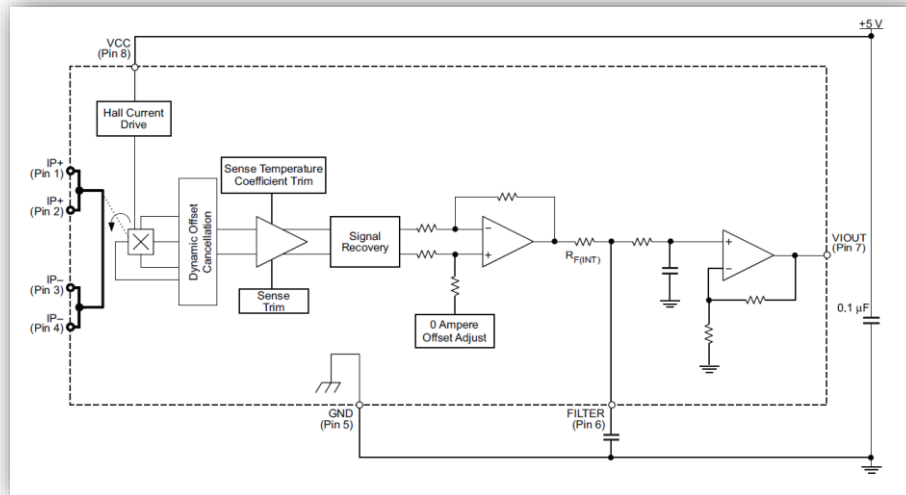


Figura 3. 52: Diagrama de bloques funcional del sensor de corriente ACS712.

Entre sus características principales posee una resistencia shunt de  $1.2m\Omega$ , el cual se apoya de la ley de ohm para su función de obtención de la corriente que circula por el conductor desde la tensión que esta produce en la misma, su voltaje de operación del integrado es de 5v, una sensibilidad de 66 a 185mV/A según sea el modelo.

Para nuestro circuito a implementar se ha utilizado el AC5712-30A-T, que tiene una sensibilidad de 66 mV/A.

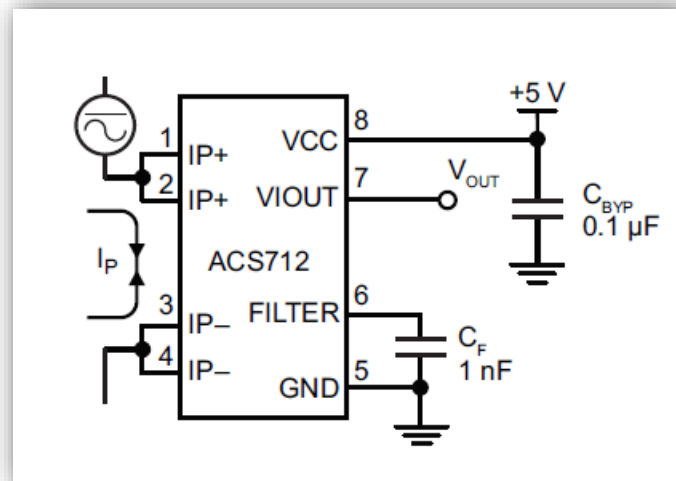


Figura 3. 53: Sensor ACS712-30A y modo de uso. (Fuente: hoja de datos del dispositivo)

Basándonos en una aplicación típica según la ficha técnica del ACS712 podemos otorgarle una ganancia en función de  $R_3$  y  $R_F$  de la siguiente figura, además añadiéndole antes un filtrado de picos propios de ruido eléctrico para así obtener un  $V_{Iout}$ .

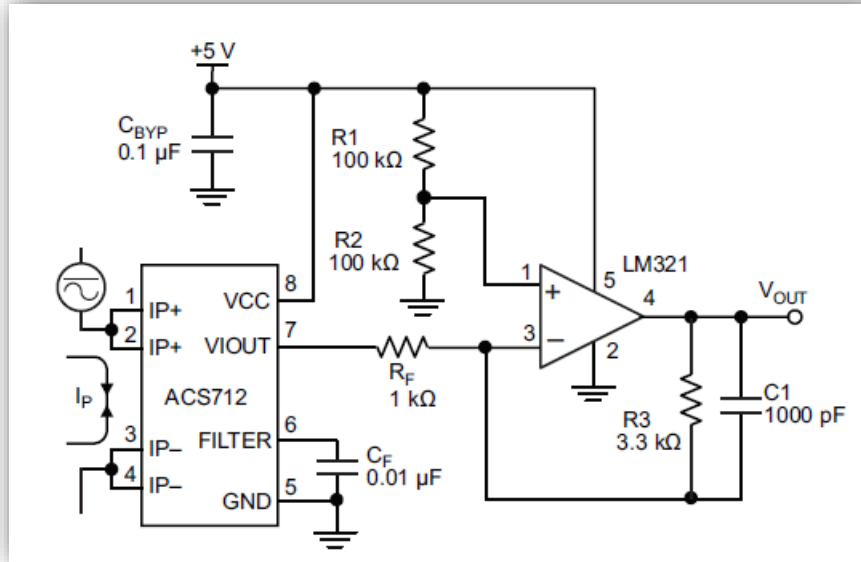


Figura 3. 54: Configuración de incremento de ganancia del ACS712 con Amplificador Operacional. (Fuente – hoja de datos del dispositivo)

Previa a la etapa de entrada del amplificador operacional en modo amplificador con ganancia, se hizo un tratamiento del VIOUT del ACS712, haciéndolo pasar por un filtro pasivo básico.

Para un filtro RC de una frecuencia de  $f_c = 15kHz$  pasivo tenemos asignamos una resistencia  $R = 1k\Omega$ , entonces:

$$f_c = \frac{1}{2\pi RC} \Rightarrow C = \frac{1}{f_c(2\pi)R} = \frac{1}{15k(2\pi)R} = 10.61 \times 10^{-9}F$$

Aproximando a un capacitor comercial tenemos que:

$$C = 10nF$$

Para un acoplamiento de impedancia desde el filtro hacia la etapa de amplificación de ganancia hemos utilizado un amplificador operacional como seguidor de tensión.

Para esta función elegimos el CI TL062, que incluye 2 amplificadores operacionales por circuito integrado. Son de alta velocidad J-FET de entrada doble de la familia de amplificador operacional. Cada uno de estos amplificadores operacionales de entrada J-FET incorpora transistores J-FET y bipolares de alto voltaje bien ajustados en un circuito integrado monolítico.

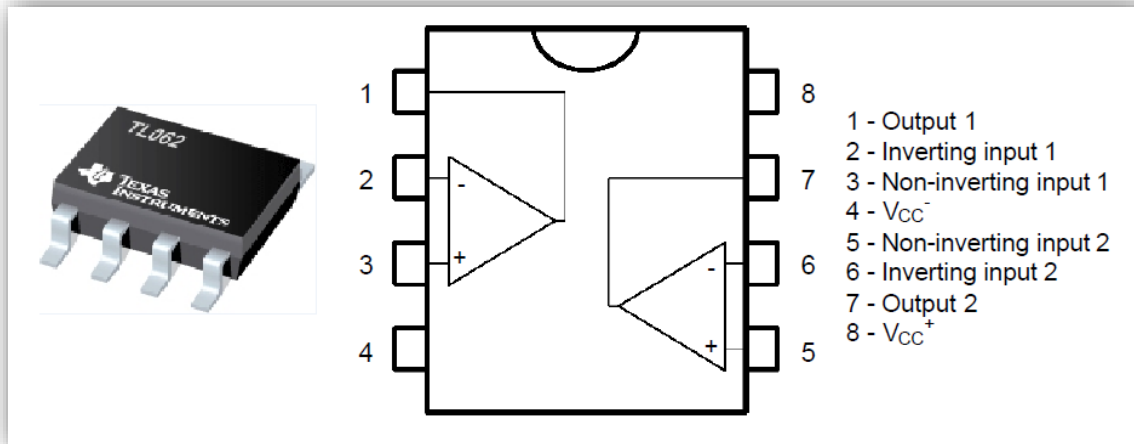


Figura 3. 55: Circuito integrado TL062.

Para la ganancia, observamos que de la Figura 3. 54 las resistencias  $R_3$  y  $R_F$  determinan la ganancia de voltaje de salida. Considerando que a lo máximo nuestra carga consumirá una corriente de 5ARMS, en la salida de AC5712 tendremos;

$$V_{Iout} = 66\text{mv/A} * 5\text{A}$$

$$V_{Iout} = 330\text{mV}$$

Teniendo en consideración un voltaje offset que es de 2.5V que se disgrega de la configuración del amplificador operacional, el valor máximo permitido de  $V_{Iout}$  es  $V_{Iout} = 5\text{volt}$ , que es la tensión de alimentación del integrado.

Seguidamente tenemos que hallar una ganancia  $G$  que no exceda el 2.5 volt, entonces:

$$2.5 \geq 330\text{mV} * G$$

$$G \leq \frac{2.5}{0.33}$$

$$G \leq 7.57$$

Esta ganancia depende de las resistencias  $R_3$  y  $R_F$  en la relación  $G = \frac{R_3}{R_1}$  pero como se ha obtenido que  $G \leq 7.57$  declaramos que:

$$\frac{R_3}{R_1} \leq 7.57$$

$$R_3 \leq 7.57 * R_1$$

Por criterio de diseño de han escogido dos resistencias comerciales que cumpla esta condición, para evitar problemas de calibración se optaron que sean resistencias fijas y cercanas a esa relación, así que:



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

$$R_3 = 56k \text{ y } R_1 = 10k$$

Así obtenemos una ganancia  $G = 5.6$  teniendo una sensibilidad de la siguiente manera:

$$\text{Sensibilidad} = 0.066 \frac{mV}{A} * 1A * 5.6$$

$$\text{Sensibilidad} = 369.6 \frac{mV}{A}$$

Para una forma gráfica de  $V_{Iout}$  la representamos con MATLAB de la siguiente forma.

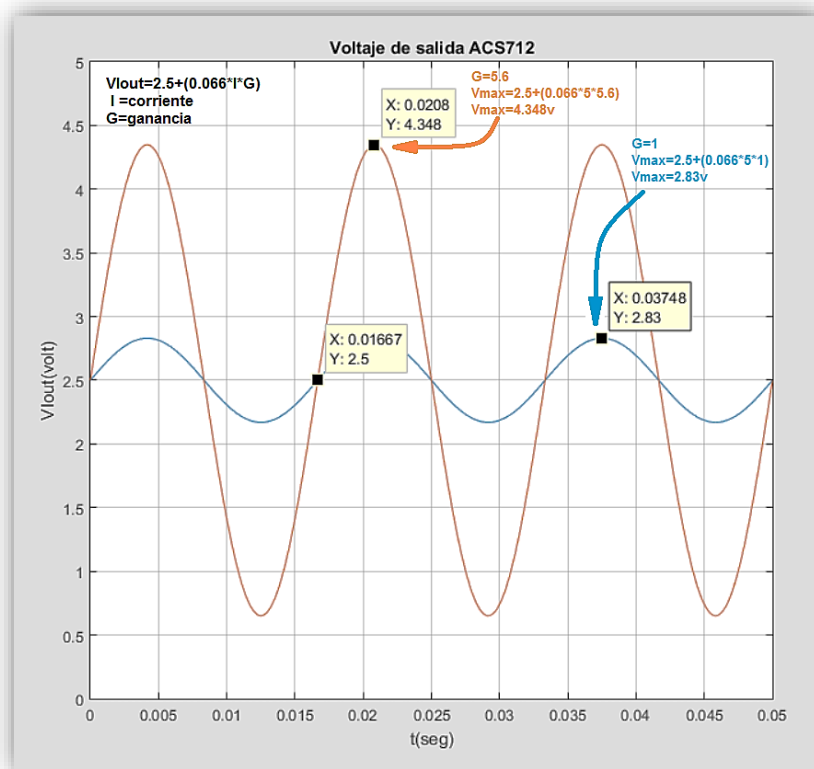


Figura 3. 56: Voltaje de salida del sensor ACS712 con ganancia  $G=5.6$

Para la implementación se ha utilizado el módulo comercial aplicativo del sensor ACS712 con su presentación en tecnología SMD como se muestra en la Figura 3. 58, de tal forma que el módulo comercial se ha montado en la placa final del circuito de control de potencia, de esa forma ha diseñado la placa final solo teniendo en cuenta simplemente los pines de uso del módulo mas no el diagrama esquemático del propio circuito integrado ACS712, ya que no es práctico la utilización del circuito integrado contando ya con el módulo para utilizarlo.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

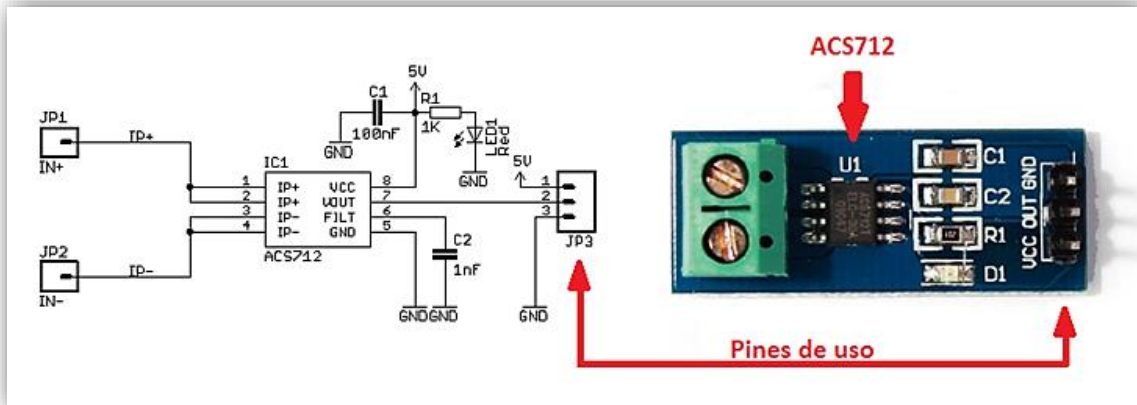


Figura 3. 58: Diagrama esquemático y pictórico del módulo ACS712.

Teniendo en consideración la referencia en el diseño del incremento de ganancia de la Figura 3. 54 y los cálculos en el análisis y diseño de esta etapa y los demás valores, finalmente nuestra etapa de sensado de corriente para el actuador de calor se muestra a continuación.

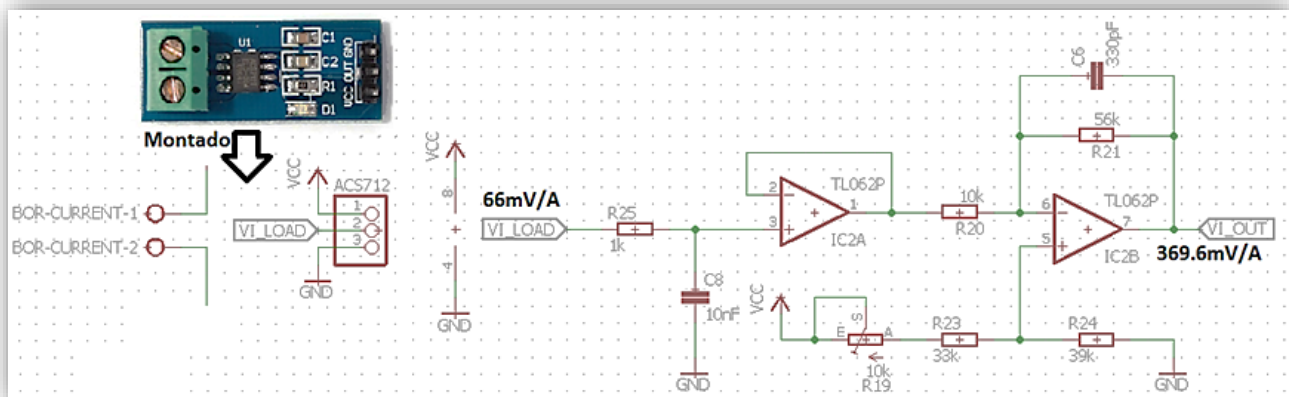


Figura 3. 57: Diagrama esquemático del circuito de sensado de corriente del actuador de calor.

Cabe resaltar que las borneras del módulo ACS712 están enseriadas con la carga, el triac de potencia y la entrada de energía de 220VAC, podemos decir que el acoplamiento que se le da a esta etapa es análogo con un amperímetro, por su funcionalidad de medir la corriente en cuanto la enseriemos con la carga en la cual se va a medir su amperaje de trabajo.

El diagrama esquemático en plano como construido se ha de apreciar en el anexo de este documento, ahí se indica las etapas que lo conforman y sus conexiones para una representación más técnica de la implementación y sus direccionamientos de conexión.

### 3.5. CIRCUITO CONTROL PARA EL SISTEMA DEL ACTUADOR DE FRÍO.

Antes de explicar el método para obtener temperaturas bajas para objetivo de este trabajo, explicamos algunos conceptos previos para el buen entendimiento del actuador de frío que se ha escogido.

El enfriamiento o la congelación de objetos es una forma de conservación que se basa en la solidificación del agua contenida en éstos, esto está dirigido a la conservación de alimentos. Para fines de este trabajo, en esta prueba de ciclo térmico es proporcionar un análisis ambiental térmico, esto significa exponer el diseño, mano de obra, materiales y la muestra a someter a temperaturas bajas, propias las condiciones ambientales de la órbita LEO a la cual se va lanzar el nano satélite de la UNSAAC.

Así que definimos el proceso de enfriamiento como la aplicación intensa de frío capaz de simular condiciones ambientales de la termosfera en caso de eclipse al nano satélite.

Algunas técnicas de enfriamiento citamos:

- Por aire: una corriente de aire frío extrae el calor de la muestra hasta que se consigue la temperatura deseada.
- Por contacto: una superficie fría en contacto con la muestra que extrae el calor de ésta, este tipo pertenece a la transferencia de calor por conducción.
- Por criogénico: se utilizan fluidos criogénicos, nitrógeno o dióxido de carbono, que sustituyen al aire frío para conseguir el efecto congelador.

Para la elección de la técnica que se va utilizar para enfriar se hicieron las siguientes consideraciones que descartan algunas opciones.

Como la acción de variación de temperatura se hace en condiciones de vacío, no tenemos presencia de aire y otros gases en el ambiente dentro del volumen a someter esta condición, por ende la técnica por flujo de aire se descarta.

La utilización de sustancias como las de criogenia como nitrógeno o dióxido de carbono, tienen un nivel de control más complejo que el uso de otros refrigerantes, además los dispositivos actuadores como del nitrógeno líquido son más robustos y caros además no tiene la facilidad de encontrarlos porque no son tan comercializados.

Teniendo en consideración lo anteriormente citado, se ha optado por la técnica de refrigeración o congelamiento por contacto y éste a la vez nos hace referencia inmediatamente a un sistema de una máquina térmica como el sistema de congelación de equipos frigoríficos, el cual es un sistema mecánico-eléctrico bien estudiado y comercializado, es de fácil entendimiento y mediana complejidad de control.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

A continuación explicamos los conceptos de una maquina térmica, caso equipo frigorífico.

Un equipo frigorífico, actúa mediante la compresión de un gas refrigerante de bajo punto de evaporación. El objetivo de esta máquina térmica es transportar el calor desde su interior hasta el exterior, con el fin de mantener un nivel de frío o temperaturas bajas con respecto al ambiente dentro de una cavidad que está aislada térmicamente.

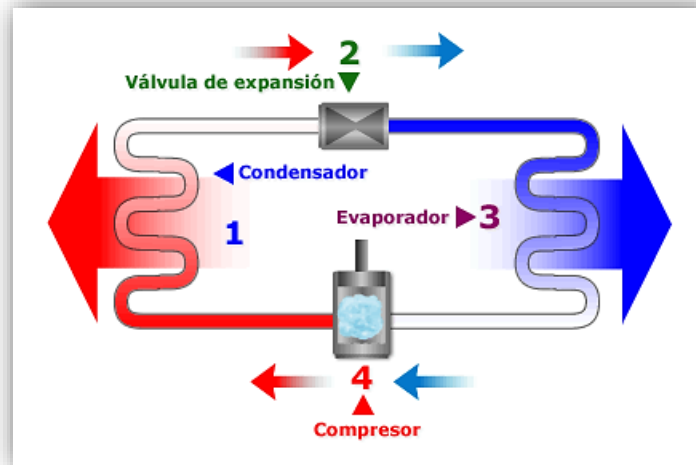


Figura 3. 59: Esquema del funcionamiento de una máquina térmica caso un equipo frigorífico.

Esta máquina térmica dispone de un circuito cerrado formado por dos serpentines de conductor de fluido, un compresor de impulsión (electrobomba), una válvula de expansión y un conjunto de tuberías que unen todos los elementos.

Uno de los serpentines se encuentra situado en el interior del frigorífico se le denomina evaporador y el otro que se sitúa en la parte externa y posterior del frigorífico se le denomina condensador.

Empezando en la proceso 1 de la Figura 3. 59, el refrigerante a una presión mayor a la de una atmósfera evacua el calor contenido hacia el exterior, en su camino hacia el interior del frigorífico, en el proceso 2 el líquido refrigerante atraviesa la válvula de expansión y pierde presión, posteriormente entra a la proceso 3, en el serpentín interior, es decir en el evaporador, en donde se evapora debido a esa expansión y recoge el calor por contacto de las muestras que se tiene dentro, es decir en contacto con este serpentín.

En el proceso 4, es decir en la salida del evaporador el gas refrigerante se encuentra con el compresor que, a su salida, le proporciona al gas más presión, retornando al proceso 1. Con este aumento de presión el gas vuelve otra vez al estado líquido y cede calor a la atmósfera, a través de la superficie de las paredes de los tubos del condensador.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

El ciclo se repite continuamente hasta que el termostato dé la orden de parar al motor del compresor, debido a que ya se haya alcanzado la temperatura deseada en el interior del frigorífico.



Figura 3. 60: Compresor hermético.

Dentro de una carcasa de chapa soldada que se muestra en la Figura 3. 60. Se encuentran encerrados el motor eléctrico que mueve al compresor, el compresor de pistón y el gas refrigerante. De esta forma, encontramos un cigüeñal del compresor del gas refrigerante que se encuentra en el extremo del eje del motor eléctrico y por ello no es necesario el uso de empaquetaduras para evitar fugas del gas refrigerante. El motor del compresor está suspendido en la carcasa mediante muelles, con lo que se reduce la propagación de ruidos y vibraciones hacia la estructura, porque como sabemos todo motor en activación produce una vibración propia de un pequeño error en el lineamiento del eje rotatorio.



Figura 3. 61: Vista interior del compresor hermético.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Cabe resaltar que el nivel de frío obtenido dependerá de cuanta área de contacto tenga el evaporador con la muestra, un buen aislamiento térmico del evaporador y del funcionamiento del motor del compresor.



Figura 3. 62: Motor eléctrico y conjunto del compresor.

Los motores que se usan en los compresores para estos sistemas podemos encontrarlos en dos tipos como:

- LST (Low Starting Torque): bajo torque de arranque, que son empleados en sistemas con tubo capilar.
- HST (High Starting Torque): alto torque de arranque, empleados en sistemas con válvula de expansión.

Los compresores HST pueden ser aplicados en sistemas que utilizan un compresor LST (tubo capilar) cuando los períodos de parada son muy cortos, no permitiendo la igualación de las presiones. Entre tanto, los compresores LST no pueden ser aplicados en sistemas con válvula de expansión.

Los motores que se usan en este tipo de compresoras son los motores de tipo asíncronos o de inducción, que son un tipo de motor de corriente alterna en el que la corriente eléctrica del rotor necesaria para producir torsión es producida por inducción electromagnética del campo magnético de la bobina del estator.

Es por eso que un motor de inducción no requiere una conmutación mecánica fuera de su misma excitación inducida para todo o parte de la energía transferida del estator al rotor.

La mayoría de los motores para las compresoras son de tamaño mediano y de caballaje fraccionario, es decir menores de 1HP de potencia. Sin embargo, algunas empresas fabrican en tamaños normales de caballaje integral, tanto para 115VAC como para

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

230VAC de naturaleza monofásica y aun para servicios de 440VAC en estándares industriales entre 7.5 a 10HP.

El compresor en cualquier sistema eléctrico de refrigeración se le considera como el corazón del sistema, comprime el gas refrigerante hasta que llega a la válvula de expansión, lo que permite que la temperatura del gas caiga por medio de una expansión.

El motor del compresor está dividido en 2 bobinas, una de ellas es la de trabajo y la otra de arranque, como es obvio la bobina de arranque solo funciona en los primeros instantes en el momento de al arranque, esta le da una fuerza extra para que pueda rotar, mientras que la bobina de trabajo permanece funcionando cuando ya se ha ganado inercia en la revolución.

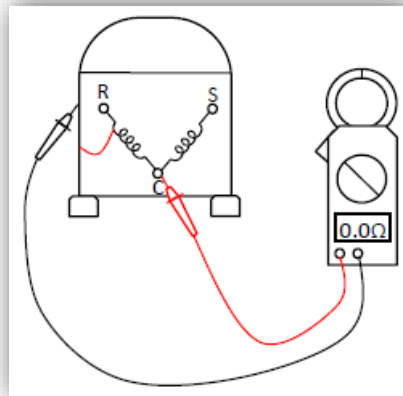


Figura 3. 63: Bobinas de un motor de inducción monofásico de compresora.

Para una identificación de bobinas, la resistencia de la bobina de arranque es mayor a la resistencia de la bobina de trabajo.

Para el arranque del motor de las compresoras, existen 3 tipos de arranque más utilizados. Cabe mencionar que el arranque literalmente se hace al motor de inducción monofásico.

Estos métodos son los que citamos a continuación.

#### - **Relé de intensidad:**

Al conectarse en serie la bobina del relé con el devanado principal del motor compresor, este tipo de arranque se emplea en motores de poca potencia.

En la Figura 3. 64 se muestra un relé de intensidad, notamos que posee cinco terminales enumerados como 10, 11, 12, 13, 14. Observamos que cuenta de un contacto NA entre los terminales 10 y 11.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Al circular la corriente por la bobina del relé (10 y 12) el contacto se cierra. Cuando la corriente que circula por la bobina es insuficiente para mantener el contacto cerrado éste se abre por efectos de un muelle (resorte) o por la gravedad.

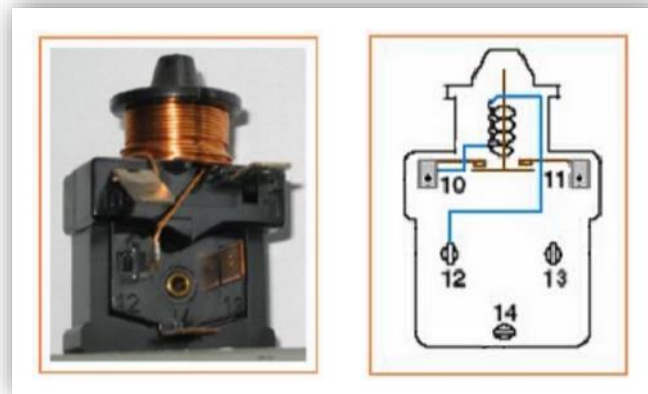


Figura 3. 64: Relé de intensidad.

Para más detalle en la siguiente figura se muestra la conexión del relé de intensidad para un moto compresor RSIR y otro CSIR, nos fijamos que el contacto del relé se conecta en serie con el devanado de arranque (S) y el condensador de arranque (en el moto compresor CSIR) va conectado en serie con el mismo devanado y el propio contacto del relé de intensidad.

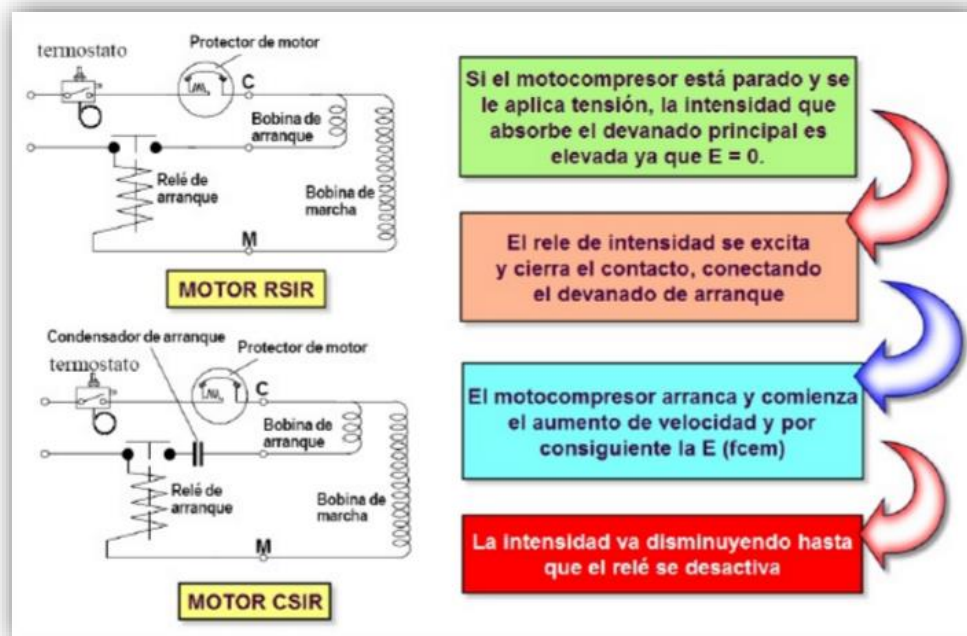


Figura 3. 65: Conexión e instalación de un relé de intensidad.



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

#### - PTC:

Como se dijo antes en los tipos de sensores de temperatura, el PTC es un semiconductor de coeficiente de temperatura positivo, esto significa que no ofrece resistencia al paso de corriente cuando el compresor está frío. Cuando éste se pone en marcha, la corriente que pasa través del PTC hace que se caliente rápidamente, creando una resistencia tan elevada en su circuito de manera para mantener caliente el PTC.

Es por ello que en el PTC requiere un tiempo de enfriamiento antes de efectuar un nuevo arranque. Cuanto más tiempo se disponga el PTC para enfriarse, mejor preparado estará el siguiente arranque. Para el uso de esta técnica de arranque del motor se tiene que tener en cuenta que hay que asegurarlo mediante un termostato que el tiempo de parada permita la igualación de presión en la máquina frigorífica y que según el tamaño de compresor, el periodo de parada debe ser de 3 a 5 minutos como mínimo.

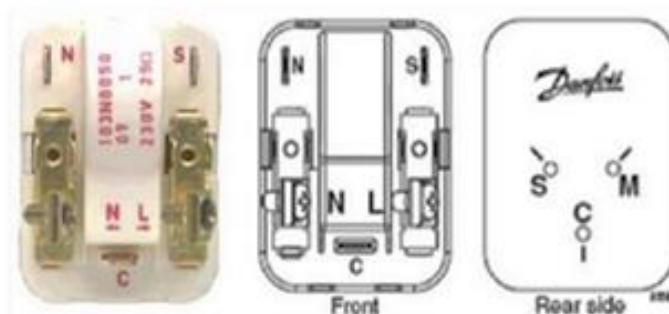


Figura 3. 66: Dispositivo PTC para sistema de arranque de motor de compresor.

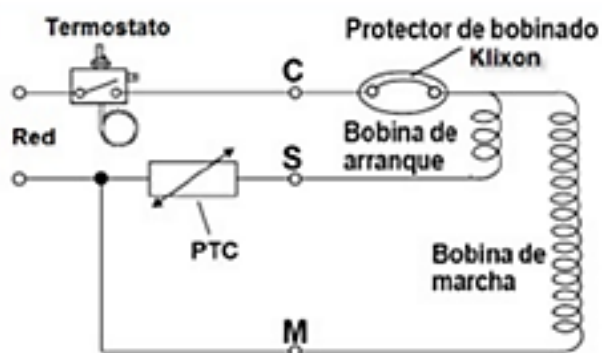


Figura 3. 67: Arranque de un RSIR con PTC.

De la figura anterior describimos que cuando el circuito de control (termostato) cierra su contacto, la tensión presente produce una circulación de corriente a través del devanado principal y por otro lado por el PTC y el devanado de arranque.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

En estas condiciones, el motor gira a la corriente que se pasa a través del PTC calienta a ésta rápidamente gracias a la corriente de arranque, con el efecto de un rápido aumento de su resistencia hasta el punto que permite el paso de una corriente muy reducida (despreciable), que prácticamente desconecta el devanado de arranque.

Las ventajas de este tipo de arranque son: mejor protección del bobina de arranque, el PTC no se ve afectada frente a altas y bajas tensiones, no tiene interferencia a campos electromagnéticos ni de RF, no tiene desgaste mecánico por ser de semiconductor.

#### - Relé de tensión:

Este tipo de arranques es más conveniente en motores con mayor potencia de consumo, la bobina del relé se conecta en paralelo con el devanado de arranque. Como en el instante del arranque la tensión de la fuerza contra electromotriz es nula la bobina no se excita y el contacto NC permanece cerrado y por lo tanto el compresor arranca, A medida que la velocidad empieza a aumentar, la tensión en la bobina del relé también aumenta hasta alcanzar el valor que permita excitar el relé.

Cuando se excita el relé se abre su contacto y se desconecta el condensador de arranque, en la siguiente figura se muestra el circuito de arranque para un compresor de tipo CSR.

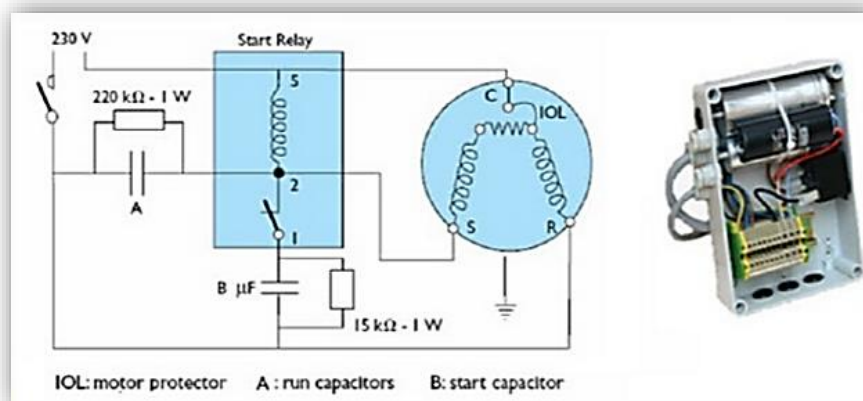


Figura 3. 68: Arranque con relé de tensión en un compresor CSR.

La carga almacenada en el condensador se descarga a través de los contactos de relé ocasionando que estos se dañen. Para evitar esto se conecta en paralelo con el condensador de arranque una resistencia de 15000 a 18000 ohm, para que el condensador se descargue a través de estas resistencias y evitar el daño de los contactos del relé por el estadillo.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

Para el objetivo de este trabajo, que es el de enfriar en esta etapa, citamos algunas consideraciones.

- La muestra a someter deberá estar instalada en el evaporador conjuntamente con el plato de transferencia para poder enfriar.
- El control va estar directamente asociado al control del motor eléctrico del compresor, fuese cual fuese el método de arranque del motor.
- Puesto que el motor es un elemento eléctrico, la implementación de nuestra tarjeta de control de frío será capaz de activar y desactivar a este motor.

Representamos la forma de instalación del actuador de frío de la siguiente manera.

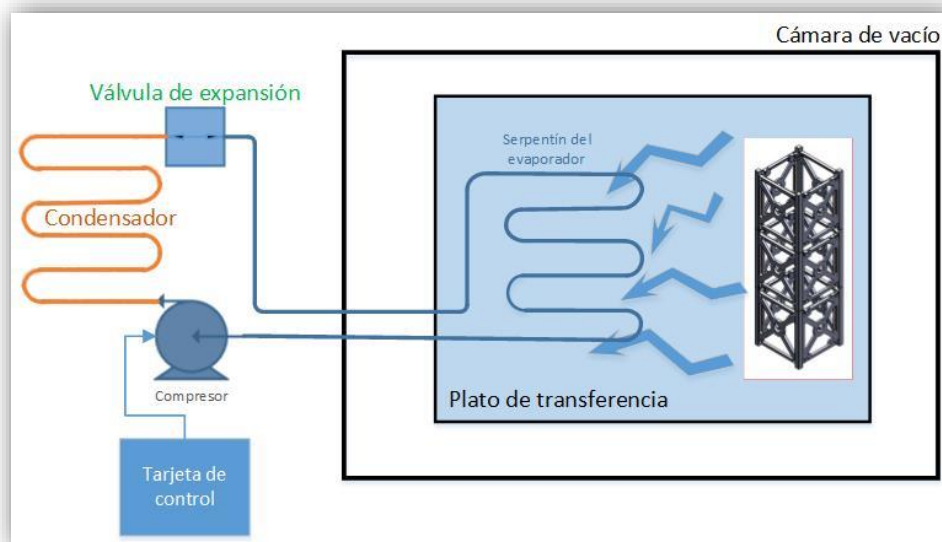


Figura 3. 69: Diagrama de instalación de un intermediador de frío (evaporador) mediante un plato de transferencia.

#### 3.5.1. Circuito de la fuente de alimentación:

Aprovechando los niveles de voltaje de alimentación de la tarjeta de control del actuador de calor, que son +12Vdc y +5Vdc, no tiene caso diseñar uno propio para la tarjeta de control del actuador de frío, puesto que por criterio de diseño esta tarjeta tendrá el mismo principio de funcionamiento así como sus mismos niveles de tensión de trabajo, por ende para la placa del actuador de frío se ha instalado una bornera de entrada hacia esta placa para la fuente de alimentación y un diodo led con su respectiva resistencia para tener una visualización directa de la presencia de tensión.

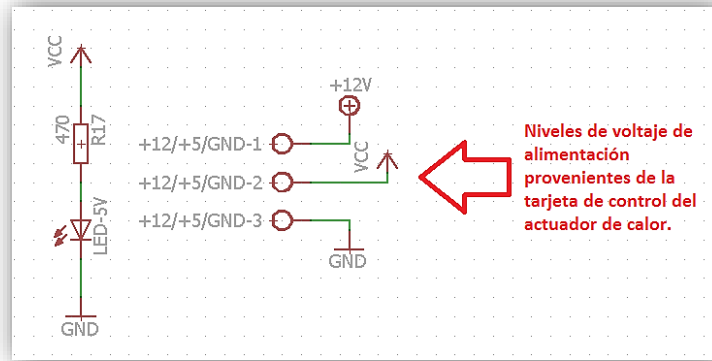


Figura 3. 70: Borneras de conexión para niveles de tensión de alimentación.

### 3.5.2. Sistema electrónico del actuador de frío:

Esta etapa está dedicada a la activación y desactivación de un motor eléctrico que acciona a el compresor de un sistema de refrigeración, puesto que se ha decidido este método de enfriamiento por su accesibilidad y mediana complejidad de control.

La parte eléctrica a alimentar en este tipo de equipos frigoríficos con tensión alterna son el motor-compresor, algunas lámparas de indicación, y algún ventilador para el condensador.

Para la normativa en Perú son de alimentación de una red doméstica de 220VAC con una potencia no mayor de 1HP.

Como ya se ha explicado la funcionalidad del actuador de frío, este apartado solo está dedicado al diseño y análisis del sistema electrónico del actuador de frío.

Como bien se dijo anteriormente los niveles de potencia son mayores comparados con los sistemas digitales de control y adquisición de nuestra tarjeta interfaz. Por tanto citamos los requerimientos para esta tarjeta.

- Debemos seguir contando con un aislamiento eléctrico como el caso del actuador de calor, para no correr el riesgo de malograr ni quemar etapas de adquisición. Han de ser por medio de dispositivos de aislamiento de tipo opto-acoplados.
- Una etapa de activación de potencia hacia la carga (motor del compresor). Para esta etapa se ha utilizado un triac para el control de potencia eléctrica de la misma forma como el de circuito control de calor.
- Siempre es necesario tener el dato de la corriente que efectúa el trabajo y está accionando al compresor. Por ende una etapa de sensado de corriente es

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

implementada para tener datos rápidos de que el actuador está efectuando su trabajo de enfriamiento.

- Una etapa de desactivación electromagnética para cortar la energía en caso de sobre corrientes, emergencia, etc. Esta etapa ha de estar gobernada desde la tarjeta de control y adquisición.

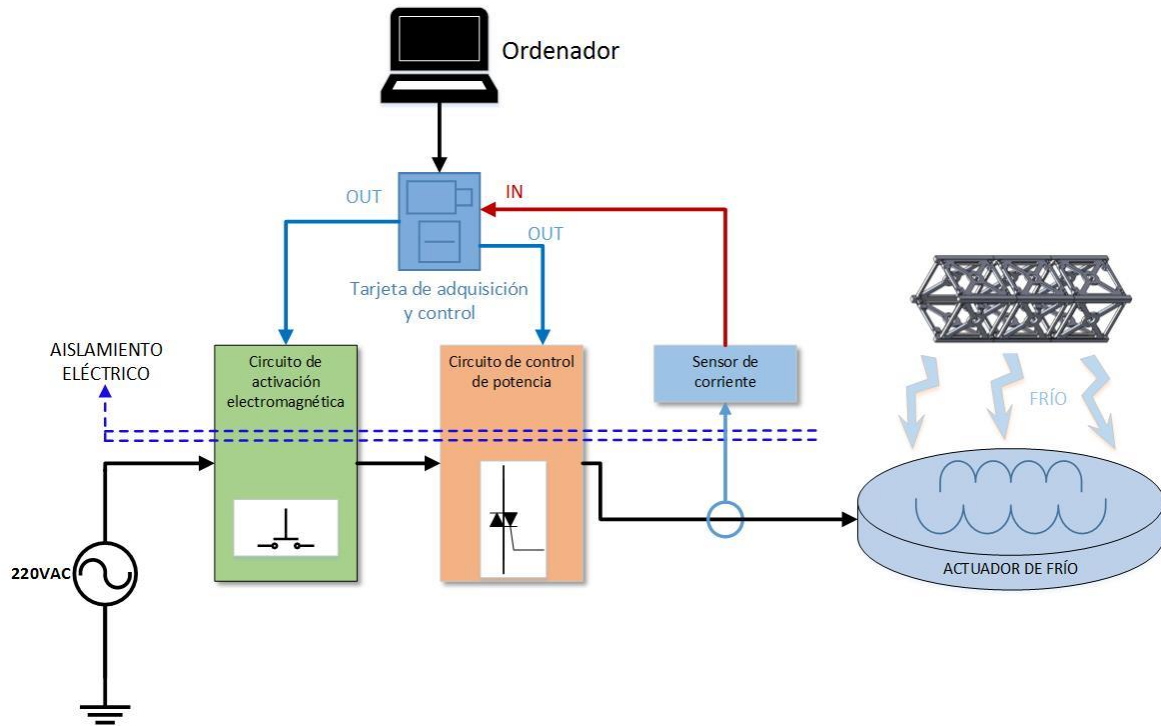


Figura 3. 71: Diagrama de bloques del circuito de activación del actuador de frío. (Diseño propio)

Tal como apreciamos en la Figura 3. 71, la conformación de los bloques es similar al del actuador de calor, a diferencia del bloque de detección de cruce por cero, puesto que ya se obtiene desde la tarjeta de control del actuador de calor, por tal razón el criterio de diseño es el mismo para la implementación de estas etapas.

**3.5.2.1. Circuito de activación electromagnética:**

En esta etapa sabemos que está conformada por un relevador que directamente cortará el suministro de energía, en caso de emergencia, y que ha de estar gobernada por nuestra tarjeta de adquisición y/o control.

Esta tiene la misma característica del actuador de calor, por ende el hardware es el mismo, no falta más que realizar otro hardware idéntico, en la plano de ingeniería se muestra esta etapa.

**3.5.2.2. Circuito de control de Potencia del actuador de frío:**

Nuestro circuito de control de potencia con el triac BT138/600E tiene todas las características y las funcionalidades para cumplir con la misma función de activar y desactivar al motor del sistema de refrigeración de forma aislada y de buena operación.

Como la potencia de consumo de los motores de las compresoras no superan los 1HP (745.7watts), el diseño de la tarjeta de potencia del actuador de calor puede controlar hasta 2000Watts, por ende se ajusta perfectamente a la tarea para controlar dicho motor.

Sin embargo, el control de activación y desactivación no la podemos hacer por un ángulo de disparo, puesto que no tiene la misma forma de trabajo que una resistencia de calor, a medida que disminuimos su valor eficaz, es decir al ángulo de disparo cercano a los 180° (control por fase), el motor deja de funcionar o se produce una traba mientras está rotando, puesto que posee una carga contra-mecánica que se refleja en una presión que impide al motor seguir girando, esto nos produce varios picos de corriente, por consiguiente el control del motor no es por ángulos de disparo, si no por un modo de control cíclico que no es más que el triac deja activo al motor por un número determinado de ciclos y otro número determinado de ciclos desactivado, este funcionamiento se ha de explicar en la parte del controlador electrónico.

Los motores dedicados a este tipo de máquinas son de tipo asíncronos o de inducción, son un tipo de motor de corriente alterna en el que la corriente eléctrica del rotor necesaria para producir torsión es inducida por inducción electromagnética del campo magnético de la bobina del estator.

Teniendo como referencia el funcionamiento de un motor asíncrono de inducción, el circuito electrónico de control de calor cumple con este nuevo modo de control, por ende se ha utilizado el mismo hardware.

# CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

## 3.5.2.3. Circuito de sensado de corriente:

Como se mencionó anteriormente, esta etapa nos permite detectar la corriente que se disipa en el actuador, como debemos seguir cumpliendo la condición de aislamiento para proteger nuestra tarjeta de adquisición y tomando como referencia el circuito de sensado de corriente del actuador de calor, este hardware presta las misas facultades para el actuador de frío. Por ende se ha utilizado el mismo circuito que se ha utilizado en el actuador de calor para este fin.

Las etapas del circuito de electrónico del actuador de frío se muestran a continuación.

Cabe resaltar que se tienen que considerar los disipadores de calor en los dispositivos reguladores y triac de potencia, con su debido acoplamiento con pasta térmica.

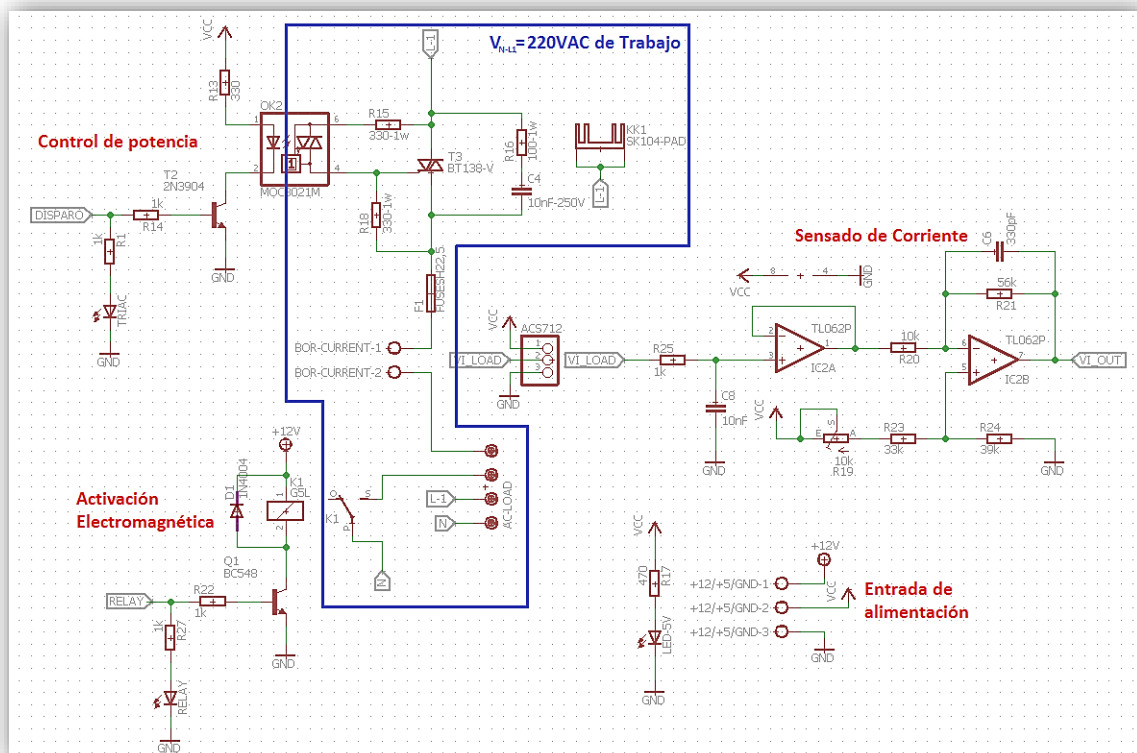


Figura 3. 72: Diagrama esquemático del circuito de activación del actuador de frío.

Haciendo un comentario para el circuito de sensado de corriente para el actuador de frío, la posibilidad de aumentar una ganancia de tensión a ser leída por un ADC, dicho sea de paso recordar que estamos midiendo indirectamente la corriente con la lectura de una tensión proporcional a la misma, dependerá del valor de la resistencia  $R_{21}$  de la Figura 3. 72 haciendo un análisis de ganancia según el valor de la corriente que se está consumiendo en el motor de inducción monofásico del compresor del sistema de refrigeración como se hizo en la Figura 3. 56.

### 3.6. SISTEMA DE VACÍO.

Antes de desarrollar los componentes y equipos que se ha de utilizar en el la etapa de condición de vacío, citamos algunos alcances.

La presión decrece con la altitud, cerca de los 90 km de altitud la presión decrece a  $10^{-3}$  torr (troposfera y estratosfera). A los 1 000 km, la presión es de aproximadamente  $10^{-10}$  torr. Se calcula que después de esta altura la presión decrece en proporciones pequeñas, por lo que a los 10 000 km la presión es igual a  $10^{-13}$  torr. Por esta razón, y para la tecnología espacial, son importantes las técnicas de ultra alto vacío, pues ayudan en las pruebas de naves espaciales, trajes, materiales, satélites, auto transportes, equipo y herramienta en condiciones extremas de baja presión y micro gravedad. La simulación espacial se hace en cámaras especiales, proporcionando un conocimiento más claro de los efectos obtenibles en el espacio y de la confiabilidad en el equipo con que se cuenta para este campo.(37)

Cuando decimos alto vacío, referimos a sistemas cuya presión está en el orden de  $10^{-5}$  a  $10^{-7}$  mbar, es decir, de  $10^{-3}$  a  $10^{-5}$  Pa. De los sistemas a presiones menores que  $10^{-8}$  mbar se dice que son sistemas de ultra alto vacío, y podemos decir de los sistemas a presiones mayores que  $10^{-4}$  mbar, sistemas de vacío pobre.(9)

|                                       |
|---------------------------------------|
| 1 atmósfera = $1.013 \times 10^5$ Pa  |
| bar = $10^5$ Pa                       |
| 1 atmósfera $\cong$ 1 bar = 1000 mbar |
| 1 atmósfera = 760 Torr                |
| 1 mbar $\cong$ 0.76 Torr              |
| 1 Torr = 131 Pa                       |
| 1 mbar = 100 Pa                       |

Figura 3. 73: Cuadro de equivalencias de unidades de presión.(9)

Para el presente trabajo se cuenta con los elementos de una cámara hermética de hierro estructural, un actuador como es la bomba de vacío, los medidores de vacío, y sus respectivas cañerías.

Este tipo de cámaras se utilizan con frecuencia en las pruebas de naves espaciales o partes de ellas en un entorno espacial simulado, razón por la cual con frecuencia se denominan simuladores espaciales.



### 3.6.1. Cámara de vacío.

Una cámara de vacío es el espacio hermético en que se realizan las reacciones, procesos o manipulaciones en las condiciones de baja presión requeridas. Generalmente se usan campanas de experimentación pero más eficazmente se construyen aparatos o cámaras especialmente adaptadas a este fin. La campana es generalmente la más fácil de conseguir, ésta es un espacio construido con versatilidad, capacidad para adaptarse a muchas situaciones o experimentos diferentes a la cual llegan la mayor parte de las tomas de vacío, introducción de gases, medición, corrientes, etc.

La cámara de vacío debe ser de apertura fácil para poder modificar la situación de los componentes o la muestra a someter, para poder cambiar los materiales a tratar, debe resistir la presión del aire atmosférico, el calentamiento que puede suponer descargas eléctricas internas y a veces el efecto de agentes corrosivos.

Para generar un buen diseño de la cámara tuvimos que tener en consideración las partes en materiales que se resistan a ser torcidas, el lugar donde se va instalar la cámara, las medidas físicas, y la forma de instalar el sistema térmico que enfríe y caliente.

La planta donde se va realizar las pruebas de temperatura es en una cámara de vacío de fierro estructural, a continuación explicamos a detalle.

La cámara de vacío para nuestro trabajo es un recipiente cerrado con posibilidad de apertura de una tapa, de paredes rígidas del que se extrae el aire y otros gases mediante una bomba de vacío. El resultado de este efecto es la condición de baja presión dentro de ella, a esto se le llama vacío, esto permite en otros experimentos físicos probar dispositivos mecánicos que deben operar en el espacio exterior, temperaturas de ebullición de otros compuestos, etc. Así por ejemplo las construidas con material de aluminio permiten controlar que el campo magnético interior salga fuera del vacío.

Estas cámaras suelen tener varias puertas según sea el aplicativo, cubiertas con bridas de vacío, para permitir que los instrumentos o las ventanas puedan ser instalados en las paredes. En las aplicaciones de mediano a bajo vacío, éstas son selladas con caucho. En aplicaciones de vacío más alto, las bridas poseen duros filos de acero soldados en ellas.

El tipo de cámara de vacío para este trabajo es la de ingeniería de naves espaciales, la cual tiene por nombre cámara de vacío térmico, que ofrece un ambiente térmico que representa lo que una nave espacial experimentaría en el espacio.

Nuestra cámara de medio vacío tiene las siguientes características y accesorios

- Tapa de vidrio.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

- Vacuómetro analógico 0 - 30 Hg.
- Manguera de 2 metros.
- Válvula de carga.
- Válvula de descarga.



Figura 3. 74: Cámara de vacío fabricada con fierro estructural.

| Dimensiones |          |
|-------------|----------|
| Altura      | 400mm    |
| Ancho       | 400mm    |
| Largo       | 400mm    |
| Volumen     | 64litros |

| Material           |
|--------------------|
| Fierro estructural |

- Espesor de vidrio 19mm.
- Presión máxima 0 a 29 hg, a la cámara se le realizo pruebas a máxima presión de vacío por un tiempo de 12 horas y no presento inconvenientes, pero operar con precaución y evitar golpes en el vidrio. *(Información del fabricante)*
- Material de sellado de tapa de Neopreno.
- Peso aproximado de 50Kg.
- Tiempo de trabajo máximo de 12 horas.
- Las válvulas son bronce para gas (identificado color amarillo por normativa)
- Espesor de planchas de 3/16inch.

### 3.6.2. Bomba de vacío.

Las bombas de vacío son aquellos dispositivos que se encargan de extraer moléculas de gas de un volumen sellado, formando un vacío parcial, también llegan a extraer sustancias no deseadas de un volumen cerrado, sistema y/o proceso.

La clasificación de estas bombas de vacío está en función de su velocidad de bombeo y la cantidad de gas evacuado por una unidad de tiempo de las bombas de vacío.

Dos características esenciales de las bombas de vacío son:

- La presión límite, también llamada presión mínima de entrada.
- El tiempo necesario para alcanzar dicha presión.

Ambos factores no dependen necesariamente del tipo de bomba sino del recipiente a evacuar.

Para nuestro sistema de vacío y para fines del trabajo de evacuación de aire de la cámara se ha utilizado la bomba de vacío VP12D de CPS PRO SET, VACUUM PUMP SERIES.

La serie VP12 de estas bombas de vacío ha sido específicamente diseñada para trabajar en aire acondicionado y refrigeración. También utiliza un motor eléctrico y una recámara para bomba de vacío rotativa llena de aceite. (*Información de la hoja técnica*)(38)

Las siguientes son funcionalidades de este equipo:

- Equipado con un puerto de escape libre de niebla de aceite.
- Doble voltaje de entrada, puede convertirse rápidamente a la operación de 115 voltios o 230voltios.
- Agarradera de diseño ergonómico fácil de transportar.
- Base sólida de plástico para mejorar la resistencia a golpes.
- Motor enfriado por aire para operar en condiciones de altas temperaturas.
- Valores máximos de vacío de 10-15 Micrones (doble etapa) y 50-100 micrones (una etapa).
- Múltiples tipos de conexiones de entrada para la preferencia del usuario.
- Boquete del aceite para el mantenimiento fácil del aceite de la bomba de vacío.
- Operación de 2 etapas, ofrece un vacío más alto y una evacuación más rápida.
- Válvula de escape para contaminantes, al ser usada reduce la cantidad de humedad que existe en el aceite de la bomba.
- Válvula de aislamiento, permite que la bomba de vacío sea aislada del sistema que es evacuado, permite que el usuario compruebe para saber si hay escapes.
- Boquete del aceite - para el mantenimiento fácil del aceite de la bomba de vacío

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

- Visor de nivel de aceite de la bomba de vacío- Verificación visual del nivel y pureza del aceite.

| <b>VP12D</b>                      |   |
|-----------------------------------|---|
| <b>Fuerza del motor</b>           | 1HP   |
| <b>Dimensiones</b>                | 14.9inch(largo)x5.7inch(ancho)x10.6inch(alto)                     |
| <b>Peso</b>                       | 14.0Kg  |
| <b>Rango de operación</b>         | 0°C a 52°C  |
| <b>Fuente de poder</b>            | 115-230 VAC 50/60Hz   |
| <b>Vacío final</b>                | 10 micrones   |
| <b>Capacidad de aceite y tipo</b> | 27 onzas de aceite CPS para bombas de vacío(800ml)                |
| <b>Válvula de cierre</b>          | Válvula de succión de aislamiento                                 |
| <b>Material</b>                   | Chasis de aluminio con agarradera de polietileno de alta densidad |
| <b>Protección de sobrecarga</b>   | Protección térmica  |
| <b>Sistema de control</b>         | Botón de encendido  |
| <b>Desplazamiento de aire</b>     | 12 CFM@60Hz(*) o 288 litros/min                                   |
| <b>RPM</b>                        | 1730 RPM @60Hz  |

(\*) CFM=pies cúbicos por minuto.

*Tabla 3. 19: Especificaciones técnicas de la bomba de vacío VP12D.*



*Figura 3. 75: Bomba de vacío CPS-VP12D.*

### 3.6.3. Medidor de vacío - Vacuómetro.

Recordemos que la presión atmosférica o presión de la atmósfera refleja la fuerza por unidad de superficie ejercida por el aire sobre la superficie planetaria. Se trata de una magnitud física que señala cómo se proyecta la fuerza de forma perpendicular por cada unidad de superficie.

Se cita el concepto de presión absoluta a la presión que está en referencia del cero absoluto, debajo de ella no existe presiones negativas, dichas presiones se pueden medir con un instrumento llamado barómetro, es por ello que también se le conoce a la presión atmosférica como presión barométrica.

Pero para hacer mediciones menores a la de una atmósfera, es que sale el concepto de presión relativa que no toma al 0 absoluto como referencia, sino a la presión atmosférica, se le mide con un instrumento llamado manómetro y para el caso de presiones inferiores a una atmósfera, es decir presiones negativas, se usa el vacuómetro.

Los vacuómetros disponen de sensores que pueden medir la presión inferior a 1 atmósfera (760mmHg = 29.92 inchHg = 14.7PSI) más allá de la clase de gas que se use en caso de las industrias. Estos dispositivos también se destacan por su estabilidad y por tener una dependencia reducida de la temperatura.

El vacuómetro es un elemento importante para esta parte de vacío, se encarga de medir cómo cae la presión en un nuestro entorno de la cámara aislada. La funcionalidad de éste es la medición de vacío que se está trabajando, así como la posibilidad de detectar si se produce una fuga. El vacuómetro, con sus mediciones, refleja las eventuales fugas. En resumen el vacuómetro es un instrumento que permite realizar la medición de la presión cuando ésta resulta menor a la presión de la atmósfera. Por eso se dice que los vacuómetros miden el vacío.



Figura 3. 76: Medidor de vacío mecánico-análogo Winters.

### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

Para la medición directa y de fácil visualización se ha utilizado un vacuómetro mecánico-analógico de la Figura 3. 76, de una escala de 0 a -30 pulgadas de mercurio, o también de 0 a -760 mm de mercurio, o de 0 a -15 PSI.

En la medición de nivel de vacío, la última pulgada de mercurio es la más crítica, entre -29 y -30 inch Hg, puesto que el vacuómetro analógico no nos muestra adecuadamente el nivel de vacío en esa pequeña brecha, de ahí la necesidad de usar la escala de medida en micrones que viene a ser la milésima parte de 1mm de Hg, en esta última pulgada de mercurio podemos encontrar en división 25400 segmentos en micrones, este grado de exactitud es imposible de ver con un vacuómetro común como el mecánico-analógico.

Teniendo en consideración lo citado anteriormente, se nos hace la necesidad de contar con un instrumento que nos pueda medir y mostrar una medida exacta en el último tramo de la lectura analógica, como nuestra magnitud a medir está en el orden de los micrones, la única forma de hacerlo es mediante vacuómetros digitales graduados en micrones.

Para la medición de la escala más pequeña en el orden de los micrones, se ha utilizado el vacuómetro digital o indicador digital de vacío VG200 de la marca CPS.



Figura 3. 77: Medidor digital de vacío VG200.

Este indicador digital de vacío es fabricado para examinar el proceso de evacuación de principio a fin. El indicador ha sido diseñado para proveer la máxima confiabilidad y durabilidad. La operación se simplifica con el uso de un botón para apagar y encender el indicador y otro para cambiar de unidades entre MICRONES, MILIBARS, TORR y PULGADAS DE HG.; la pantalla LCD muestra todos los resultados en caracteres grandes, fáciles de leer. El instrumento se ajusta automáticamente de cara a los cambios de

**CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO  
PARA IMPLEMENTACIÓN**

temperatura usando un sistema avanzado de compensación; no se requieren ajustes manuales. (*Información de la hoja técnica*)(39)

Las características técnicas se muestran a continuación en la siguiente tabla.

|   |   |
|---|---|
| <b>Tipo de sensor</b>                             | Puente de termistor auto calentado con compensación integral de temperatura de 0 a 50°C (32 a 122 °F)   |
| <b>Gama de presión de funcionamiento</b>          | Presión atmosférica a 0 micrones. Presión máxima de trabajo: 400 PSIG   |
| <b>Presión de rotura</b>                          | 3000 PSIG   |
| <b>Rango de operación</b>                         | Una atmósfera a 0 micrones  |
| <b>Exactitud</b>                                  | +/-10% de lectura   |
| <b>Rango de temperatura de operación</b>          | Compensado (precisión como se indica): 0 °C a 50°C. No compensado (agregue +/- 0,5% de error para cada intervalo de compensación exterior de °C): 0 a 50 °C (-22 °C A 158 °F) |
| <b>Funcionamiento y almacenamiento de humedad</b> | 0-95%, sin condensación   |
| <b>Rango de temperatura</b>                       | - 40 a 185°F / - 40 a 85°C  |
| <b>Fuente de poder</b>                            | Una pila alcalina de 9 voltios (incluida)   |
| <b>Vida de la batería</b>                         | 30 horas de uso continuo. Apagado automático después de 10 minutos  |
| <b>Peso</b>                                       | 5.5 oz. / 153 g. Excluyendo la batería  |
| <b>Dimensiones</b>                                | 68mm de diámetro, 40mm de profundidad, 124mm de altura (2,7 "de diámetro por 1,6" de profundidad por 5 "de altura)  |
| <b>Conexión mecánica</b>                          | Tipo de manguera de refrigerante SAE estándar de 1/4"con depresor de núcleo   |
| <b>Indicador de batería</b>                       | Símbolo de la batería con 3 segmentos Gráfico de barras del nivel de potencia   |

*Tabla 3. 20: Especificaciones técnicas del medidor de vacío VG200.(40)*

### 3.6.4. Conexiones de la cámara estructural de vacío.

Teniendo en consideración los elementos principales que conforman el sistema de vacío que son la bomba de vacío, la cámara hermética y los medidores de vacío (vacuómetros analógico y digital), añadimos 2 elementos mecánicos importantes para el sistema que son las válvulas de control, mostramos en la siguiente figura la conexión de estos bloques que conforman la parte mecánica y el sistema que nos brinda la condición de vacío.

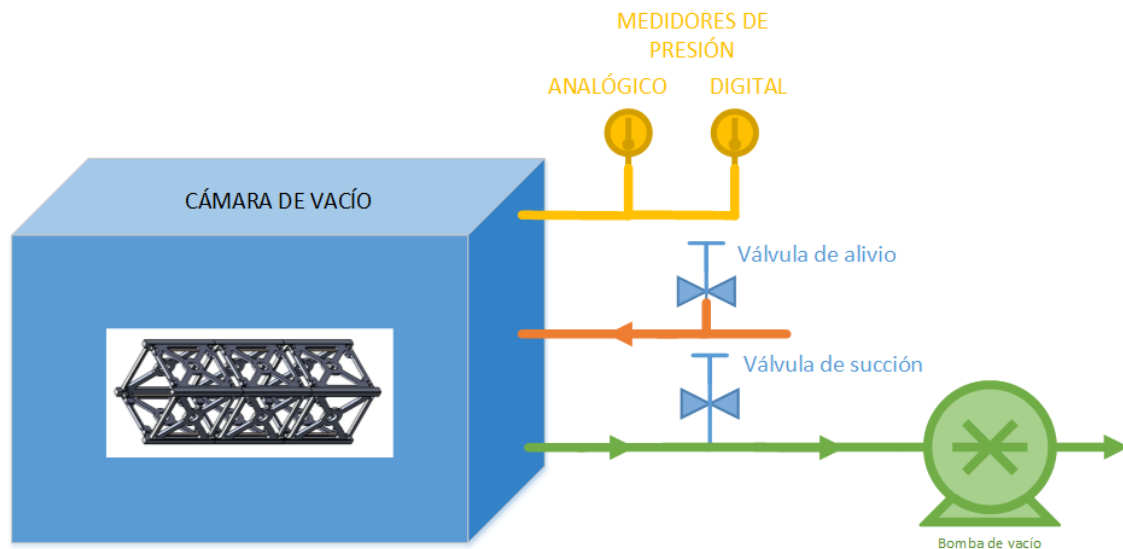


Figura 3. 78: Diagrama de conexión y elementos de la cámara de vacío.

Teniendo como volumen principal y el ambiente a someter a la cámara de vacío de hierro estructural, cabe resaltar que se tiene que corregir de forma inmediata problemas de hermeticidad si en algún momento se presenta, porque es de vital consideración no contar con estos desperfectos ya que ocasionarían fugas en el sistema.

La máquina eléctrica dinámica es la bomba de vacío como actuador, la cual está conectada mediante una tubería de sistema de vacío, el diámetro nominal de las tomas de la bomba de vacío no determina el diámetro de las respectivas tuberías, pero debemos tomar en cuenta que las tuberías nunca deben tener diámetro menor que sus respectivas tomas. Para dimensionar correctamente las líneas de vacío, se debe tener como objetivo minimizar las pérdidas de cargas entre el elemento de drenaje y la fuente de vacío. Las recomendaciones son reducir las distancias y reducir el número de curvas y válvulas (que aumenta la pérdida de carga en cuanto mayor fuera la diferencia de presión que está conectado).

Las válvulas de control a ser instaladas son tipo bola, una válvula de bola o válvula de esfera, es un mecanismo de llave de paso que sirve para regular el flujo de un fluido canalizado y se caracteriza porque el mecanismo regulador situado en el interior tiene forma de esfera perforada.



### CAPÍTULO III: CONSIDERACIONES Y CÁLCULO ANALÍTICO DE DISEÑO PARA IMPLEMENTACIÓN

---

Se pueden abrir o cerrar mediante la ejecución de un giro del eje unido a la esfera o bola perforada, de tal forma que permite el paso del fluido cuando está alineada la perforación con la entrada y la salida de la válvula. Cuando la válvula está cerrada, el agujero estará perpendicular a la entrada y a la salida. La posición de la manilla de actuación indica el estado de la válvula (abierta o cerrada).

La ventaja de este tipo de válvula es que la bola perforada permite la circulación directa en la posición abierta con una pérdida de carga bastante más reducida que las de asiento, y corta el paso cuando se gira la maneta 90° y cierra el conducto.

Debemos tener en cuenta que las válvulas de bola manuales pueden cerrarse rápidamente, lo que puede producir un golpe de ariete (cuando se cierra bruscamente una válvula o un grifo instalado en el extremo de una tubería de cierta longitud, las partículas de fluido que se han detenido son empujadas por las que vienen inmediatamente detrás y que siguen aún en movimiento.). Por ello se recomienda el uso de forma lenta.

Se va a contar con 2 válvulas mecánicas para este sistema, una de ellas conectada entre la cámara y la bomba, denominada válvula de succión, será la que corte el paso de retorno del flujo cuando se quiera desactivar la bomba, la otra válvula es conectada directamente a la cámara, la cual es denominada válvula de alivio, ésta será encargada de ofrecerle entrada de aire (por ende presión) hacia la cámara para inhabilitar la condición de vacío.

Por último se ha de conectar los medidores de presión, son los indicadores que nos darán la información de la medida de vacío que se está generando, estos estarán conectados independientemente a la cámara o también conectados en la cañería de la válvula de alivio, puesto que en los dos casos comparten el mismo volumen.

Se reitera siempre en la implementación evitar problemas de hermeticidad, algunas técnicas prácticas son la instalación de selladores en las cañerías así como cintas de teflón que compactan de buena manera las conexiones.

Finalmente se ha de construir una estructura metálica que ha de tener la funcionalidad de base de soporte para poder instalar todos los elementos, así como tener la posibilidad de transporte de manera práctica, ésta ha de ser de material de hierro angular y de estructura robusta por el peso de los elementos de vacío.

## CAPÍTULO IV

### IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

En el presente capítulo se presenta el proceso de implementación del hardware de los sistemas electrónicos como son el sistema analógico de sensado con RTD/PT100, el sistema del circuito control del actuador de calor, el sistema del circuito control de actuador de frío, así como algunos alcances de naturaleza mecánica en la implementación de la cámara de vacío y el sistema de vacío.

Todos los diseños de los circuitos en PCB se han desarrollado en el software EAGLE: Easily Applicable Graphical Layout Editor. Versión 7.3.0 para Windows y fabricados con la ayuda de las máquinas de la marca LPKF, que son de naturaleza automática y de manufactura en placas electrónicas, como el uso de la CNC, pintada, seri-grafiada, etc.

#### 4.1. IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA ELECTRÓNICO.

##### 4.1.1. Implementación del circuito del sistema analógico de sensado con RTD/PT100.

Para el circuito del sistema analógico de sensado con RTD/PT100, se ha implementado en una placa el circuito de la Figura 3. 13: Diagrama esquemático de la fuente de alimentación para el sensado con RTD/PT100. Conjuntamente con el circuito de la Figura 3. 31: Diagrama esquemático del acondicionamiento del sensor RTD/PT100.

Se ha visto por conveniente no tener solo una punta de medida de temperatura, es decir no contar con un solo sensor PT100, sino tener la posibilidad de tener varias puntas de medida para poder hacer mediciones de temperatura en diferentes partes dentro de la cámara, esto es por motivos de hacer un análisis de gradientes y flujos de temperatura, puesto que la temperatura no es homogénea dentro de la cámara por disposiciones de los actuadores de calor y frío, existen puntos en donde la temperatura tienen diferenciales en su medida.

Para ello se ha dispuesto contar con cinco sensores PT100 con los que podemos hacer medidas en las 5 caras de la cámara, como la forma de la cámara es cúbica se cuenta con 6 lados, pero una de ellas es vidrio templado. Otra posibilidad es solo concentrarse en el plato de transferencia donde estará situado las muestras del nano satélite a someter, en la cual poder tener varios puntos en el plano del plato y poder determinar en cuanto es homogénea la temperatura en el mismo.

Otra ventaja de contar con varios sensores es la facilidad de intercambiabilidad en cuanto se presente inconvenientes un uno, así como para posteriores pruebas o

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

medidas de temperatura de forma específica que no contempla la presente tesis, como la medida de un elemento en particular, etc.

El plano de ingeniería del circuito esquemático final con RTDs de esta placa se está presentado en los anexos de este documento, que está diseñado para 5 sensores RTDs/PT100, en la Figura 4. 1 mostramos el circuito esquemático de este sistema de medida para un solo sensor de temperatura, seguidamente mostramos a continuación el proceso de diseño de la placa electrónica así como el montaje de los componentes electrónicos.

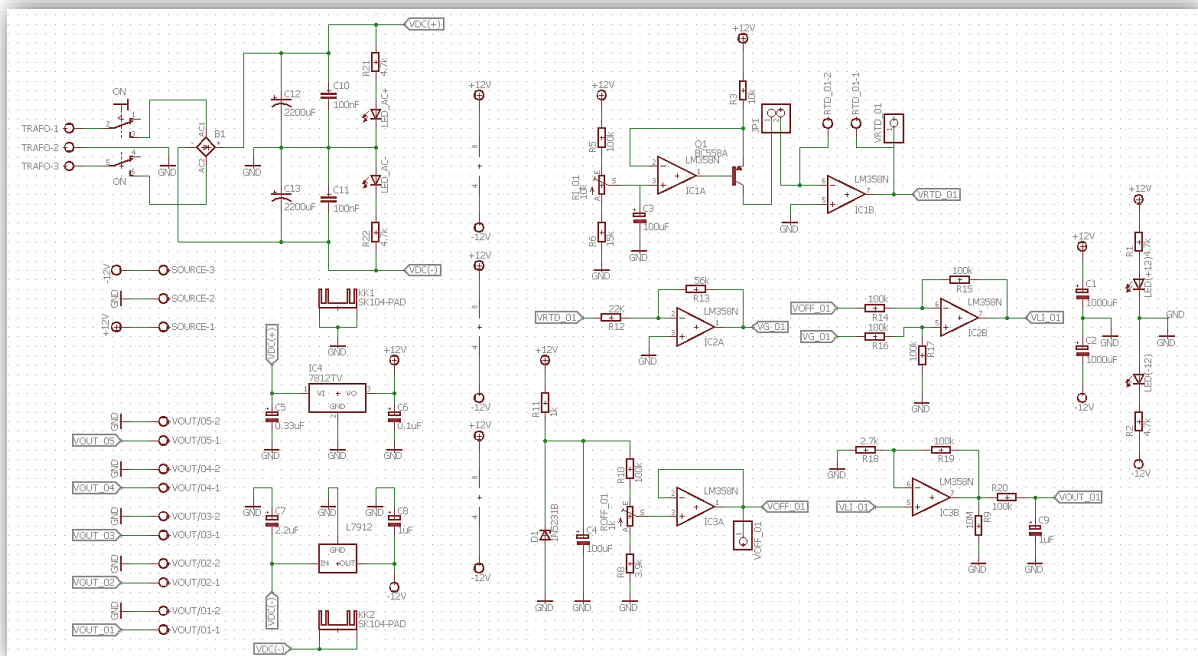


Figura 4. 1: Diseño esquemático del circuito de sensado con RTD/PT100 para un solo sensor.

Viendo la densidad circuital y el número de componentes electrónicos para 5 sensores de temperatura, se ha visto por conveniente que el diseño de la tarjeta se debe realizar en 2 capas, una denominada Top donde van instalados los componentes así como también pistas rutadas y la otra capa denominada Bottom donde se han realizado puramente pistas rutadas.

En la Figura 4. 2 podemos apreciar el diagrama pictórico del montaje de los dispositivos a escala real, cabe resaltar que a todos los CI antes del montaje se han soldado zócalos de 4 por 2 pines, esto nos facilita la intercambiabilidad de los dispositivos en caso de problemas como desperfectos de fábrica o que estén malogrados. Así como las borneras de conexión, en la parte superior van instalados los cables provenientes de los sensores PT100 y en la parte inferior las borneras de salida que son de naturaleza de voltaje para conectarlas a la tarjeta de adquisición para su posterior conexión a un ADC.

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

En la parte izquierda se encuentra la bornera de entrada del transformador de tensión, resaltamos también que todas las resistencias variables son de tipo multi-vueltas por su característica de ser bien ajustables para poder tener buenos resultados en la calibración.

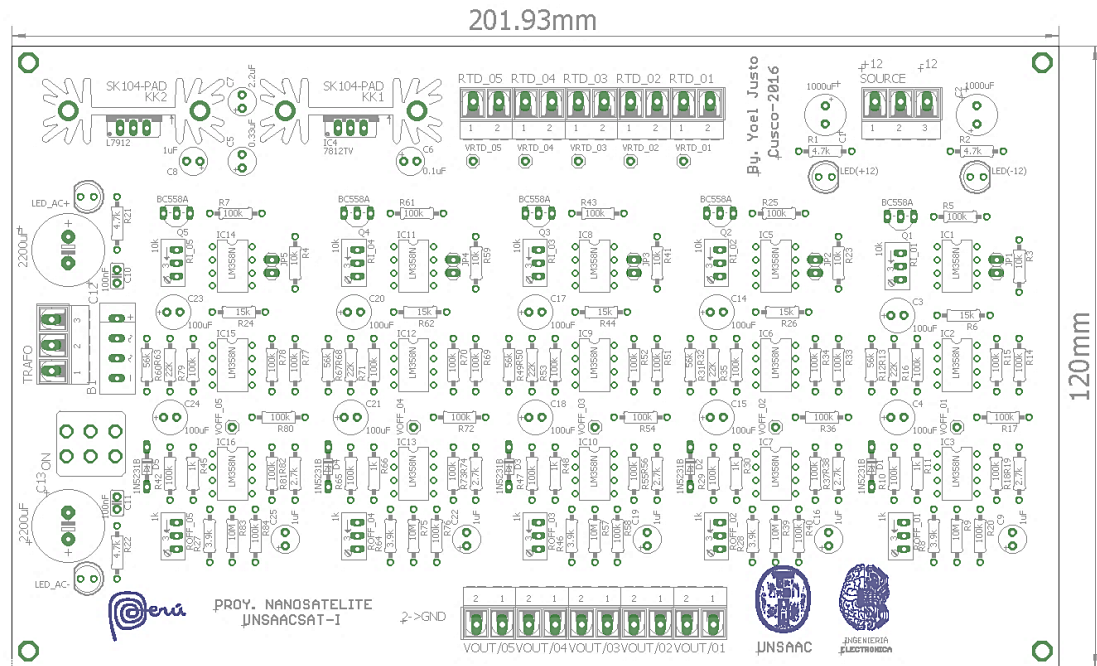


Figura 4. 2: Diagrama pictórico del circuito de sensado con RTD/PT100 para cinco sensores.

En la Figura 4. 3 mostramos la capa Bottom así como en la Figura 4. 4 la capa Top del diagrama pictórico de este circuito, mencionamos que el terminal GND o masa del circuito está conectada con la mayor cantidad de cobre que se aprecia en ambas capas.

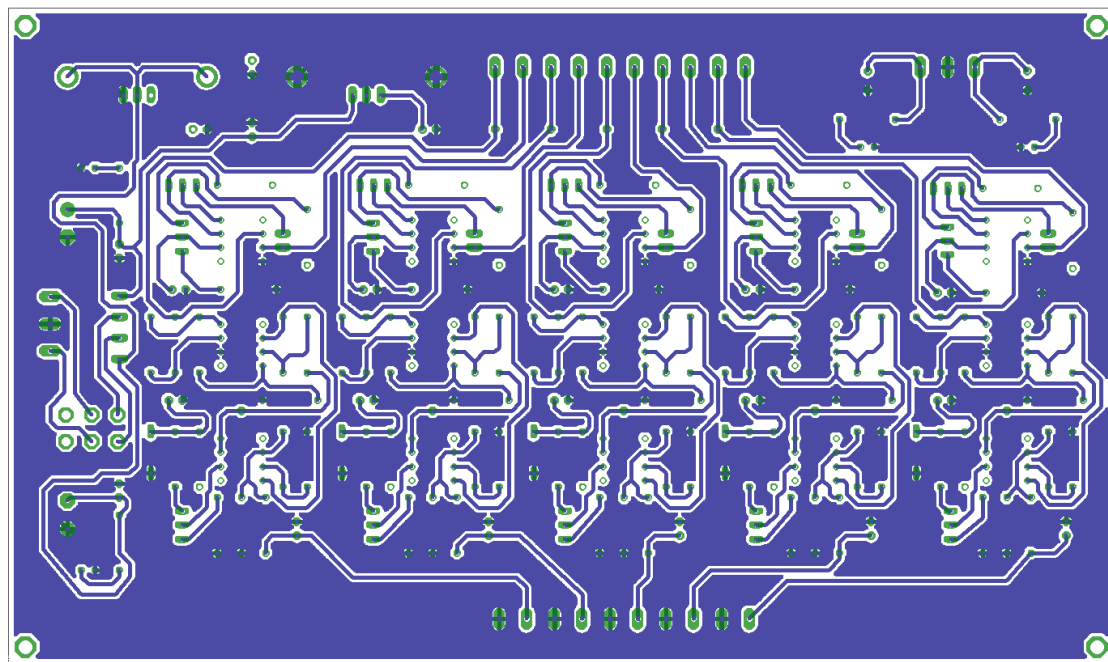


Figura 4. 3: Capa Bottom del circuito de sensado con RTD/PT100 para cinco sensores.

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

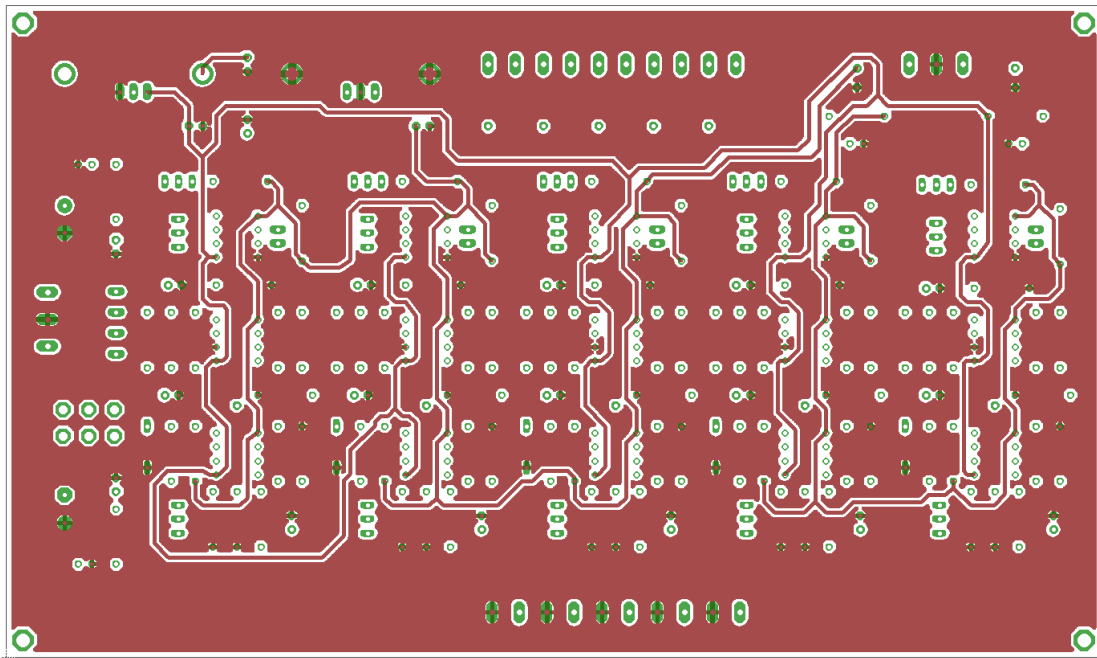


Figura 4. 4: Capa Top del circuito de sensado con RTD/PT100 para cinco sensores.

El proceso de frezado y desgaste de cobre para fabricar las pistas de conexión de las placas, se han desarrollado en el máquina de LPKF de nombre ProtoMat-S103, está máquina es de tipo CNC la cual nos garantiza un buen acabado de las pistas rutadas.

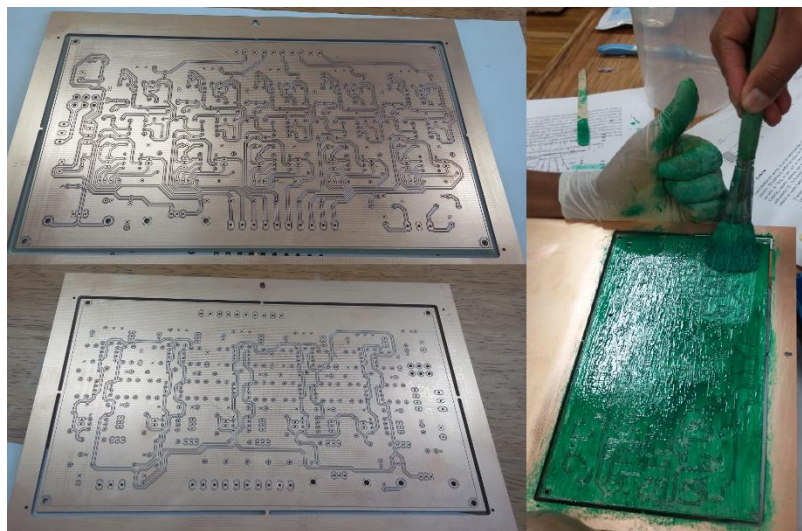


Figura 4. 5: Diseño fabricado en placas de material RF4 doble cara de la marca LPKF, vista de la capa Top y Bottom y serigrafía.

Debemos adelantar que la tarjeta de adquisición que se ha utilizado es la de la marca de National Instrument NI USB-6351, como las entradas de voltaje, que son la medida de temperatura de esta placa, están parametrizadas entre 0 y 5Volt, en caso de alguna falla en la tarjeta de sensado con RTD/PT100, la tensión de medida se disparará a la tensión de alimentación de la tarjeta, es decir 12Volt, por motivos de la saturación de los amplificadores operacionales, dicho esto el problema radica en que el voltaje máximo

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

permiso para entradas analógicas de la tarjeta de adquisición es 11Volt, para ello por seguridad y proteger a la tarjeta de adquisición se ha implementado el siguiente circuito limitador.

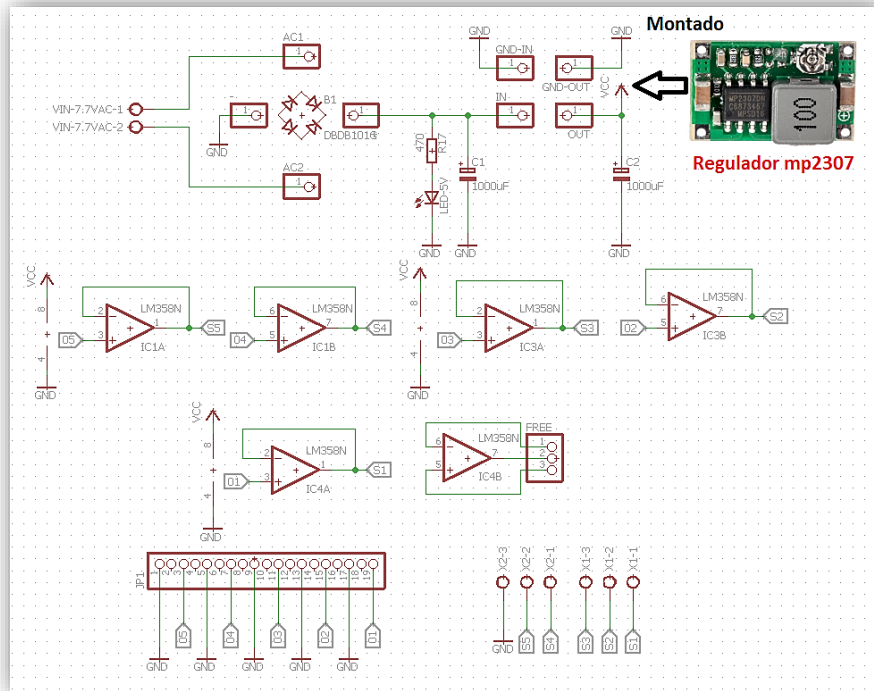


Figura 4. 6: Circuito limitador de tensión hacia entrada de tarjeta de adquisición NI USB-6351.

El papel que cumple esta placa es la de SEGUIDOR DE TENSIÓN con amplificadores operacionales, siguen la tensión que ofrece la placa de sensado con RTD para cada sensor, pero con la condición de que su voltaje de alimentación para los CI, es menor a los 11 Volt, que es el voltaje máximo permitido por la tarjeta NI USB-6351, para ello se ha utilizado un módulo comercial de tipo STEP DOWN como es el módulo electrónico regulador MP2307, al cual se ha montado en la placa del circuito limitador, el cual vamos a poder regular a la tensión de alimentación que no va ser letal a las entradas analógicas de la tarjeta de adquisición en caso de alguna saturación de los amplificadores operacionales, para efectos prácticos el Vcc de la Figura 4. 6 se ha establecido a 8 volt de alimentación.



Figura 4. 7: Fuente regulable Step Down Dc-Dc MP2107 Mini360 1v A 17v.

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

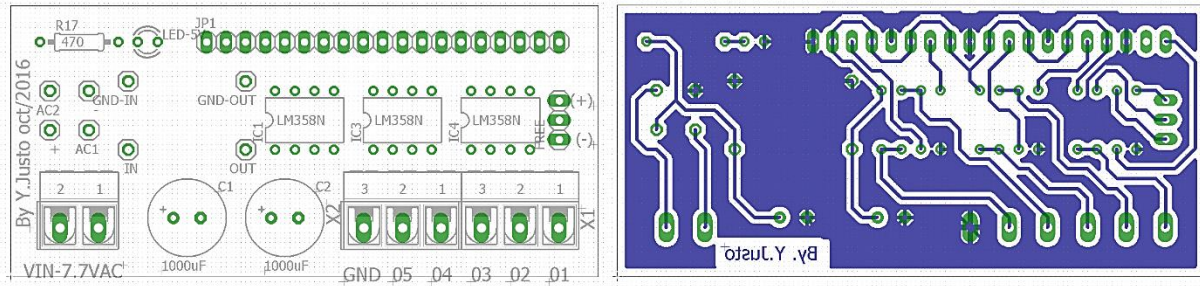


Figura 4. 8: Diagrama pictórico y capa Bottom del circuito limitador de tensión de alimentación.

Las entradas podemos apreciar en la parte superior, las hemos instalado con espadines macho para que puedan enclavarse en las borneras del circuito de la Figura 4. 2.

Las salidas de esta placa limitadora de tensión de alimentación van hacia la entrada de la tarjeta de adquisición NI USB-6351, posteriormente indicamos los periféricos de direcciones y entradas en la regleta de pines de la tarjeta de adquisición, cabe mencionar que la alimentación de la tarjeta limitadora de alimentación proviene del mismo transformador que alimenta a la tarjeta de sensores, esto por tener varios bobinas en el secundario del transformador, se ha elegido una entrada de 7.7VAC, la cual pasa por un puente rectificador mostrado en la Figura 4. 6 y un filtrado con un condensador electrolítico.

A continuación mostramos los dos circuitos finales luego de su fabricación, montaje de componentes, serigrafía e instalación en un tablero electrónico para su posterior funcionamiento y pruebas correspondientes.

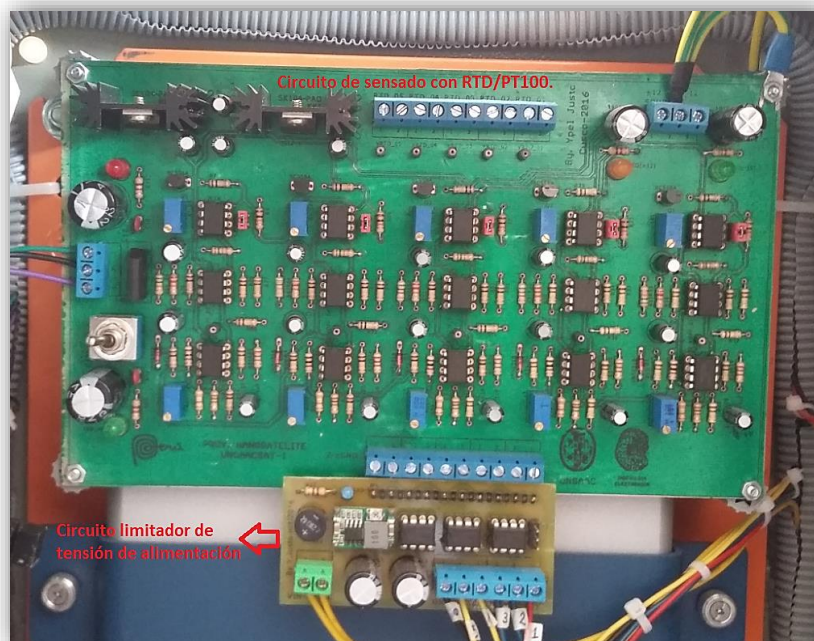


Figura 4. 9: Circuitos de sensado de temperatura con RTD/PT100 y circuito limitador de tensión de alimentación.

4.1.2. Implementación del circuito para el sistema del actuador de calor.

El circuito final de control para el sistema del actuador de calor se muestra en la Figura 4. 10, resaltamos de este diagrama que las resistencias R1, R2 y R3 son de ½ watt y las resistencias R15, R16 y R18 son de 1 watt de potencia, así como la instalación de zócalos para los CI como son el opto-acoplador 4N25, el CI555, el opto-triac MOC3021 y el amplificador operacional TL062.

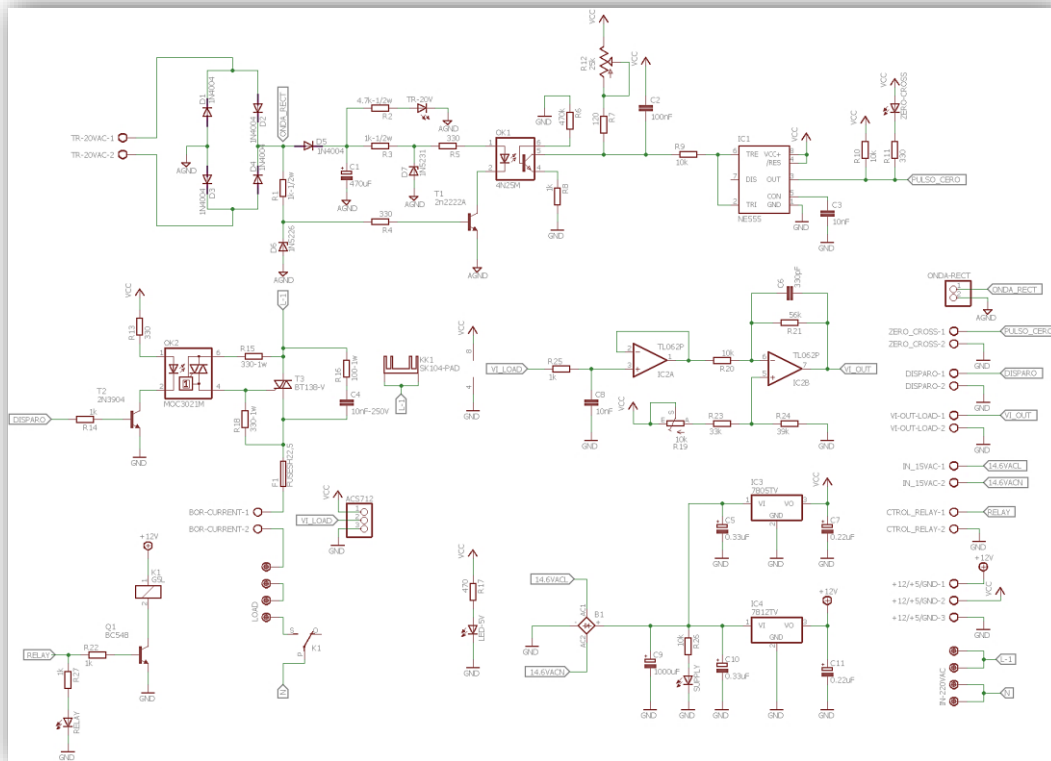


Figura 4. 10: Diagrama esquemático final del circuito control del actuador de calor implementado.

Por la densidad circuital y el número de dispositivos, no hizo falta realizarlo en una placa de cobre de doble cara, sino en una de una sola cara, se usó la placa comercial de LPKF denominada RF4 simple.

Volvemos a reiterar que este circuito se encuentra dividido en 2 partes por la razón de la del aislamiento eléctrico por que manejan cargas AC con voltajes de trabajo de 220VAC que es la resistencia de Nicrom, por ello en el diagrama pictórico de la Figura 4. 11. En la mitad superior se encuentran los dispositivos que funcionan con niveles de tensión en el orden de los 12 a 5 volt DC, vale decir baja potencia o niveles de control, en la mitad inferior se encuentran los dispositivos de potencia, vale decir dispositivos de fuerza, entre las dos partes existe una brecha de aislamiento caso el relevador, el sensor de corriente de efecto hall, el opto-acoplador de cruce por cero y el opto-triac que activa o desactiva le funcionamiento del Triac de potencia BT138, así que se cumple esta condición de manera segura.



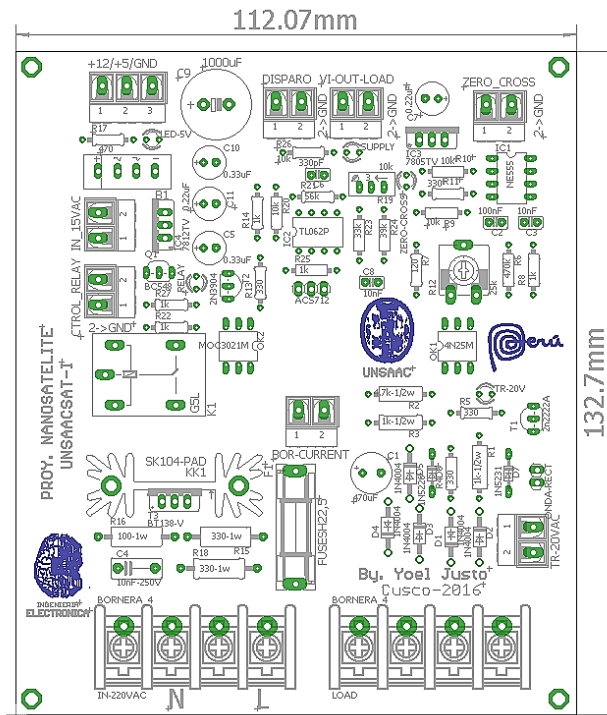


Figura 4. 11: Diagrama pictórico del circuito control del actuador de calor.

En la Figura 4. 12 se muestra claramente la brecha en la mitad de la placa el aislamiento eléctrico entre las 2 partes de baja y alta potencia, así como en la Figura 4. 11 notamos las borneras de potencia donde van conectados los cables de la red eléctrica de 220VAV indicados como N de neutro y L de línea, así como las borneras de carga o denominada en la tarjeta como LOAD o carga que es en este caso la resistencia de Nicrom.

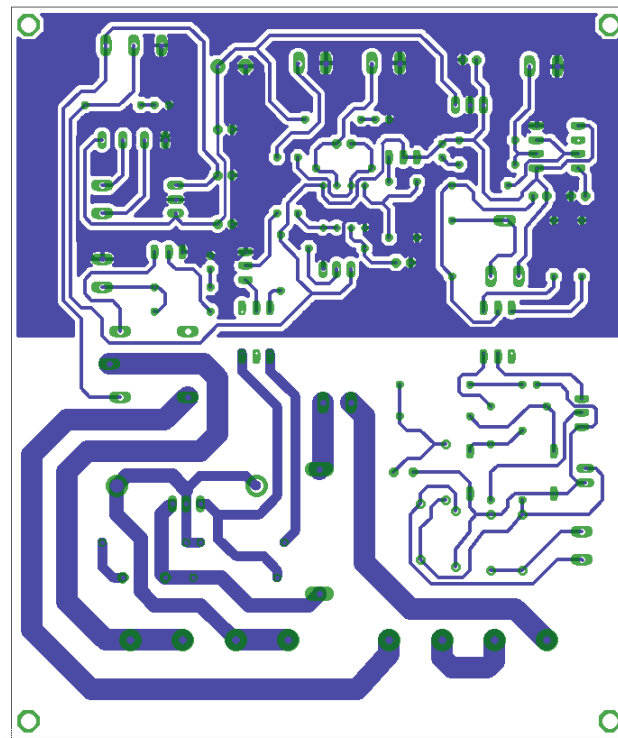


Figura 4. 12: Capa Bottom del circuito control del actuador de calor.

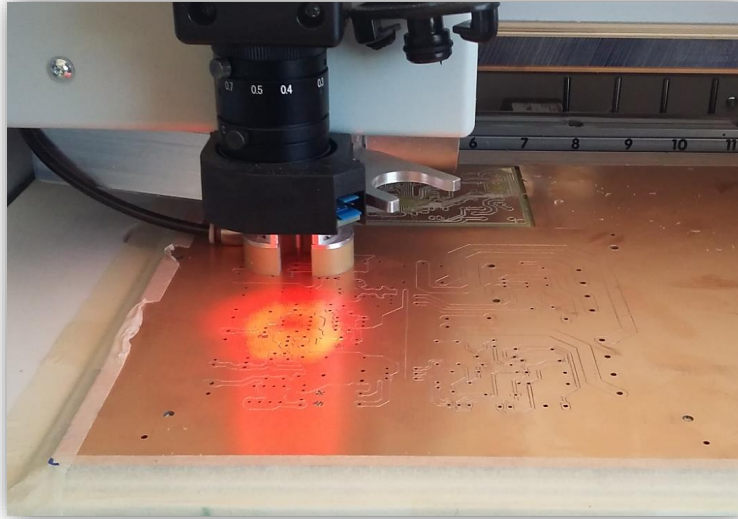


Figura 4. 13: Proceso de frezado de placa en ProtoMat S103 de LPKF.

En la Figura 4. 13 Se muestra el proceso de frezado de la placa control del actuador de calor, la cual lo efectúa mediante cortes y desgastes del cobre de la placa mediante brocas sujetas a un cabezal controlada mediante 2 ejes coordinados en un plano, así como la profundidad en un eje vertical, se posee diferentes calibres de brocas así como funcionalidades diferentes como usos también, como existen diferentes brocas para taladrar, cortar o gastar.

En la Figura 4. 14 se muestra en lado izquierdo la capa Bottom de la placa ya frezada, cortada y taladrada, notamos el grosor de las pistas de potencia que son más anchas que las de control, así como al lado derecho la placa final donde están montados todos los dispositivos electrónicos con su respectivo seri-grafiado.

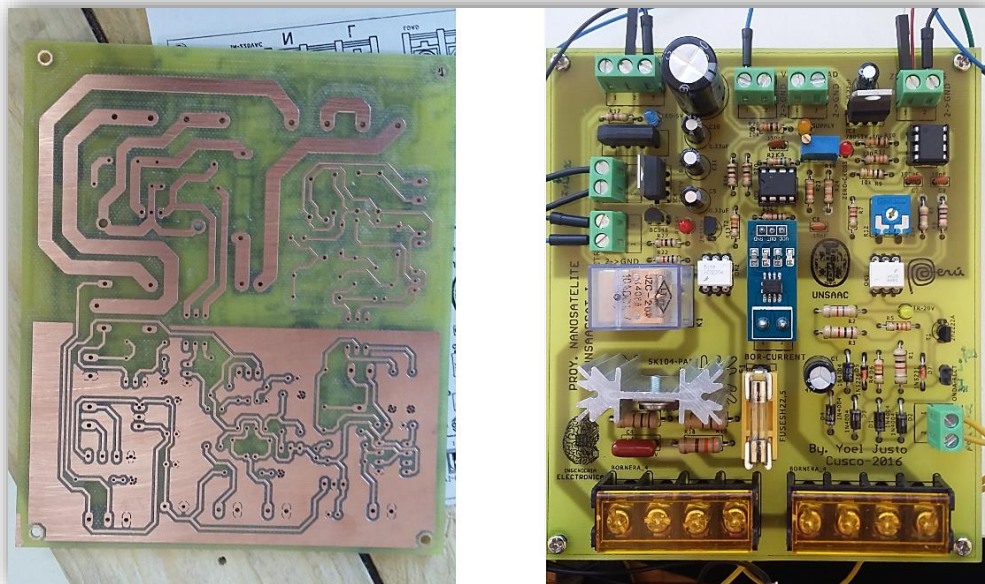


Figura 4. 14: Placa final y montaje de dispositivos de la placa control del actuador de calor.

# CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

## 4.1.3. Implementación del circuito para el sistema del actuador de frío.

El diagrama final del circuito control del actuador de frío se muestra en la Figura 4. 15, de igual forma resaltamos que las resistencias R15, R16 y R18 son de 1 watt de potencia y las demás son de ¼ watt, de igual forma por la simplicidad en el número de dispositivos se ha diseñado una placa de una sola cara.

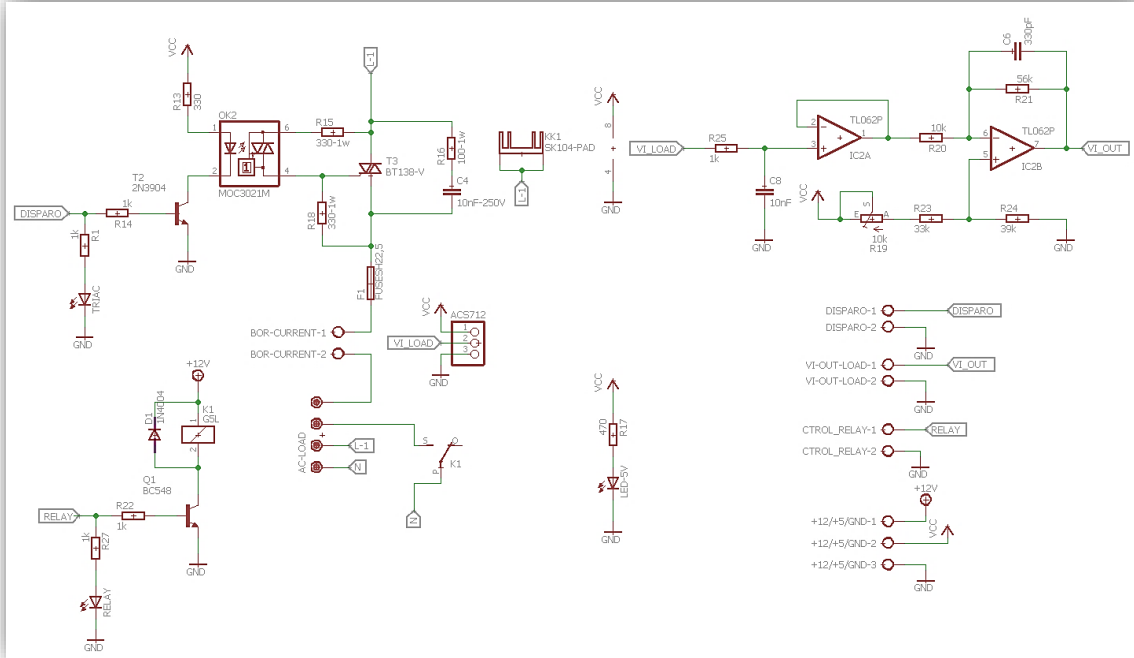


Figura 4. 15: Diagrama esquemático final del circuito control del actuador de frío implementado.

En la Figura 4. 16 se muestra el diseño pictórico del circuito control del actuador de frío a ser fabricado, fácilmente se aprecia los terminales de control de entrada y salida.

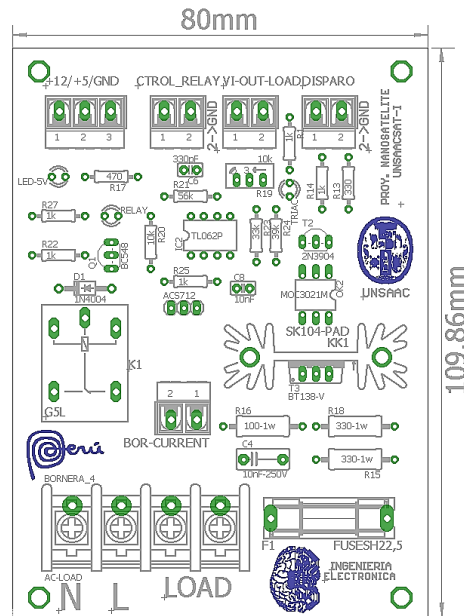


Figura 4. 16: Diagrama pictórico del circuito control del actuador de frío.

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

Como se mencionó en el capítulo de diseño, el mismo sistema base del circuito de control de calor puede resolver la funcionalidad para el actuador de frío que en resumen es el control de activación y desactivación del motor del compresor del sistema de enfriamiento con gas refrigerante. Así que se nos hace fácil la implementación de este circuito.

Debemos resaltar la calibración de un voltaje offset para el sensor de corriente, la resistencia R19 de la Figura 4. 15 es la que se tiene que regular para obtener un valor de 2.5Volt en la entrada no invertida del IC2B de la misma figura que es el segundo amplificador operacional del circuito integrado TL062.

En la Figura 4. 17 se muestra en el lado izquierdo el diseño en el software EAGLE de la capa Bottom de este circuito de control, al lado derecho de esta misma imagen el circuito final implementado con el montaje de dispositivos, seri-grafiado y lista para pruebas de funcionamiento.

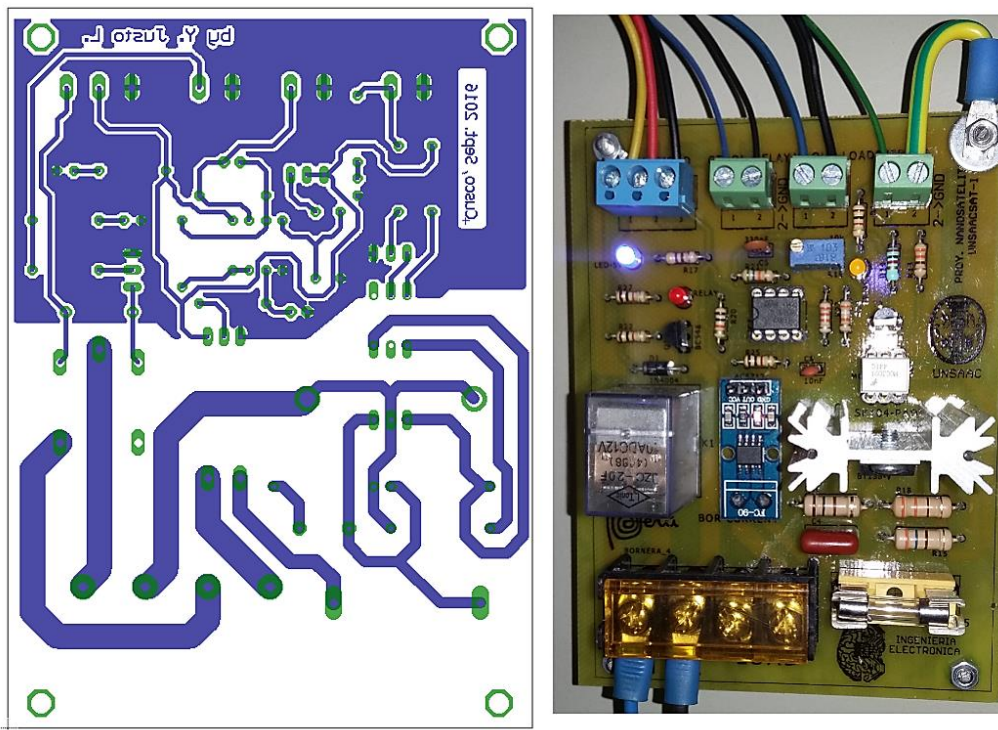


Figura 4. 17: Capa Bottom y circuito final con dispositivos montados del circuito control del actuador de frío.

Para el voltaje de alimentación para esta tarjeta, las entradas de 12 y 5 voltios son tomados desde la placa control del actuador de calor, puesto que ya cuenta con estos voltajes de alimentación, para la parte de fuerza en la parte inferior se aprecia unas borneras, el primer par de la izquierda es para la conexión de la carga o del motor y el segundo par es la entrada de 220VAC.

#### 4.2. IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA TÉRMICO Y DE VACÍO.

Teniendo en consideración los elementos del sistema térmico y de vacío que se han desarrollado en el capítulo 3, son de naturaleza mecánica, se van a explicar en este apartado.

##### 4.2.1. Implementación del sistema térmico.

Para el caso del sistema térmico, consideramos elementos de este sistema a las partes que su desenvolvimiento es de tipo térmico-mecánico como los elementos de la máquina térmica caso de los equipos frigoríficos como el compresor hermético, el condensador térmico, el evaporador, sus respectivas cañerías de cobre y un conector de tubo capilar.

Según a la Figura 3. 35: Diagrama de bloques de la cámara de termo-vacío para el nano satélite de la UNSAAC. El sistema térmico a implementarse constará en una máquina térmica de tipo frigorífico, cuyas partes mencionamos según el orden en la implementación.

El lugar donde se van a realizar las pruebas de temperatura es dentro de la cámara y para el caso de temperatura baja, el elemento de donde se produce la evaporación del refrigerante es en el circuito del evaporador dentro de la cámara, la cual está constituido por una tubería como se puede apreciar en la Figura 3. 59: Esquema del funcionamiento de una máquina térmica caso un equipo frigorífico. Este tubo es hecho de cobre en contacto con la muestra a someter. Resaltamos que estos elementos están dentro de la cámara de vacío.



Figura 4. 18: Implementación del evaporador del sistema de enfriamiento.

Los otros tres elementos que restan de la Figura 3. 59 como son el tubo capilar, el compresor hermético y el condensador deben de estar instalados fuera de la cámara, como estos dos últimos elementos están sometidos a calor, como por ejemplo el condensador expulsa el calor que ha absorbido dentro de la cámara y el compresor

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

calienta por la activación de un motor asíncrono, estarán acompañadas de un ventilador para generar un flujo de aire para poder así optimizar su funcionamiento.

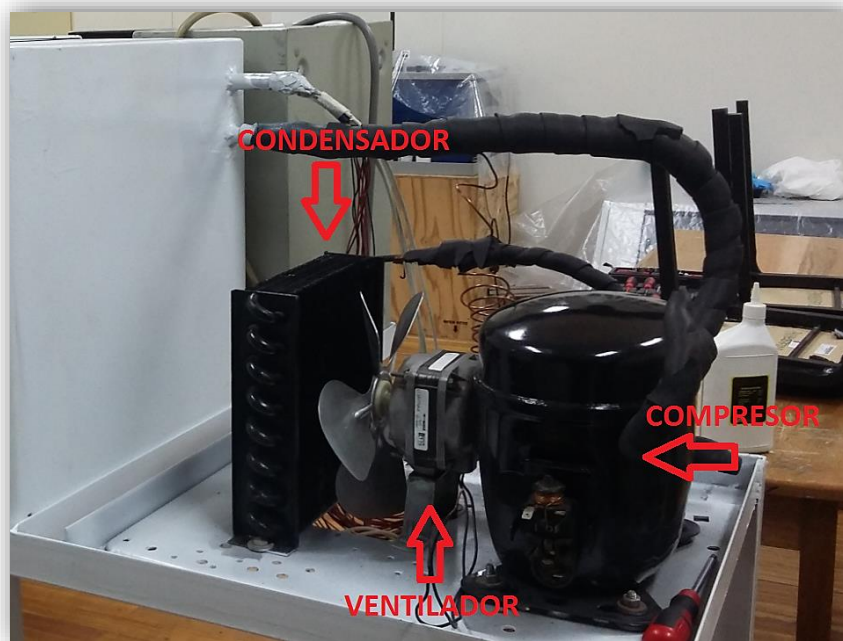


Figura 4. 19: Instalación del condensador, compresor y ventilador del sistema de enfriamiento.

A diferencia del válvula de expansión de la Figura 3. 59, se la ha reemplazado con un tubo capilar que tiene la misma funcionalidad de dividir o ser frontera entre condensador y evaporador.

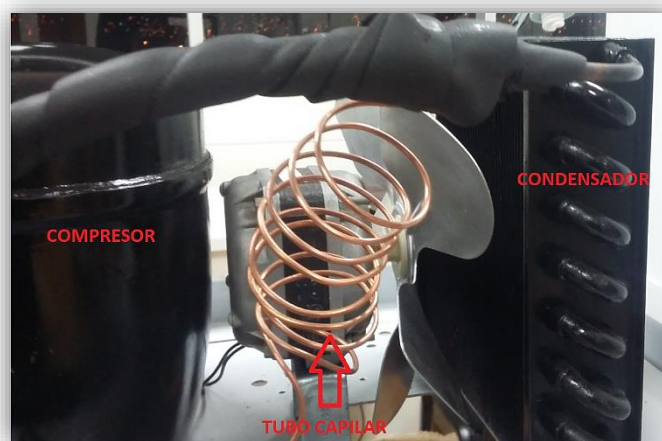


Figura 4. 20: Instalación de un tubo capilar entre las cañerías del condensador y el evaporador.

Resaltamos el uso de un aislante térmico dentro de la cámara entre el evaporador y la cámara de hierro estructural como es la instalación de espuma de poliuretano, que aísla térmicamente el interior con el exterior para no haber transferencias de calor entre ellas, esto ocasionaría la pérdida del frío que se está generando dentro de la cámara.

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

Así como el recubrimiento del tubo de salida de la cámara del evaporador y el tubo hacia el condensador con un una cinta térmica denominada Cinta Parker Virginia, que es un aislante de espuma dedica a recubrir tuberías.



Figura 4. 21: Aislantes térmicos, Cinta Virginia y Poliuretano.

El gas refrigerante que se ha inyectado en las tuberías y el ciclo cerrado de refrigeración es el R134A, es ODP (potencial de agotamiento del ozono) es cero, por lo que no causa ningún daño a la capa de ozono.

El uso de este refrigerante muy comercial tiene ventajas frente a otro como los que mencionamos a continuación:

- R134a no contiene átomos de cloro, por lo tanto, no produce ningún daño a la capa de ozono.
- Es seguro usarlo, ya que es ignífugo, no explosivo, no tóxico, no irritante y no corrosivo.
- A comparación con R12, el R134a tiene una mejor conductividad de calor. Esto reduce considerablemente el consumo de refrigerante.
- Así como el R12 tienen una conductividad térmica similar, así que la modificación de su sistema de refrigeración es mucho más fácil.

Su punto de ebullición  $-26.2^{\circ}\text{C}$ , y su pureza es superior a 99.9%. Su humedad es menor al 0.001%, por lo que su sistema de refrigeración está libre de corrosión.

El contenido de ácido del refrigerante R134a es menor al 0.00001%, y el residuo de la evaporación es menor al 0.01%.

En la Figura 4. 22 mostramos el refrigerante R134A como se le encuentra en el mercado y citamos también a continuación una tabla con sus características técnicas principales y propiedades físicas del mismo.

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I



*Figura 4. 22: Refrigerante R134 en su presentación comercial.*

|   |              |   |                                  |
|---|--------------|---|----------------------------------|
| <b>Peso Molecular</b>                             | 102.03       | <b>Vaporización de calor BP (KJ/Kg)</b> | 215                              |
| <b>Punto de ebullición (°C)</b>                   | -26.2        | <b>ODP</b>                              | 0                                |
| <b>Temperatura crítica (°C)</b>                   | 101.1        | <b>GWP</b>                              | 0.29                             |
| <b>Presión crítica (MPa)</b>                      | 4.067        | <b>Pureza (%)</b>                       | ≥99.9                            |
| <b>Densidad del líquido saturado 25,(g/cm3)</b>   | 1.207        | <b>Humedad (%)</b>                      | ≤0.001                           |
| <b>Calor específico del líquido 25, [KJ/(KG)]</b> | 1.51         | <b>Acides (%)</b>                       | ≤0.00001                         |
| <b>Solubilidad (agua, 25)%0.15</b>                | 0.15         | <b>Residuo de evaporación (%)</b>       | ≤0.01                            |
| <b>Densidad crítica (g/cm3)</b>                   | 0.512        | <b>Apariencia</b>                       | Sin color, sin elementos turbios |
| <b>Olor</b>                                       | Nada extraño |   |                                  |

*Tabla 4. 1: Características técnicas del refrigerante R134A.*

Con ello se han instalado todos los elementos para el caso del sistema de enfriamiento, pero a ello mas agregaremos la instalación de la resistencia de Nicrom, aunque no pertenece al sistema de enfriamiento, consideramos su instalación en este apartado porque es un actuador físico que debe estar dentro de la cámara, pues es el que permite la funcionalidad de calentar.

Como ya se mencionó el uso de una resistencia de Nicrom en el capítulo 3 con características de una resistencia con acumulador de calor, la resistencia que se ha



## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

instalado tiene una potencia de 1000 Watt y está en contacto con el plato de transferencia como se muestra en la Figura 4. 23.



*Figura 4. 23: Instalación de la resistencia de Nichrom en el plato de transferencia.*

### **4.2.2. Implementación del sistema de vacío.**

Según la Figura 3. 35: Diagrama de bloques de la cámara de termo-vacío para el nano satélite de la UNSAAC. Se ha implementado el sistema de vacío en el módulo en físico con apoyo mecánico.

Para la implementación del sistema de vacío los únicos elementos importantes son su respectiva bomba de vacío, una válvula de entrada, una válvula de alivio y un medidor de vacío que en este caso es un par de vacuómetros, un analógico que me mide a una escala mayor en el trabajo de vaciado de aire y el otro digital para una medición precisa cuando el analógico no se no sea posible percibir pequeñas variaciones. Estos elementos ya se han desarrollado en el capítulo 3 donde en la Figura 3. 78: Diagrama de conexión y elementos de la cámara de vacío. Se muestran cómo es que van instalados.

Para no tener fugas en los acoples, se han instalado las conexiones con selladores y cintas de teflón, para reducir y eliminar cualquier situación de pérdida o fugas, debemos citar la importancia de trabajar en forma segura, ya que tenemos la posibilidad de una implosión si es que hay algún desperfecto en la parte mecánica.

La implosión la podemos definir como la acción de romper hacia dentro con estruendo las paredes de una cavidad en cuyo interior existe una presión inferior a la exterior.

## CAPÍTULO IV: IMPLEMENTACIÓN DEL HARDWARE Y MANUFACTURA DE LA CÁMARA TÉRMICA PARA PRUEBAS DEL UNSAAC SAT-I

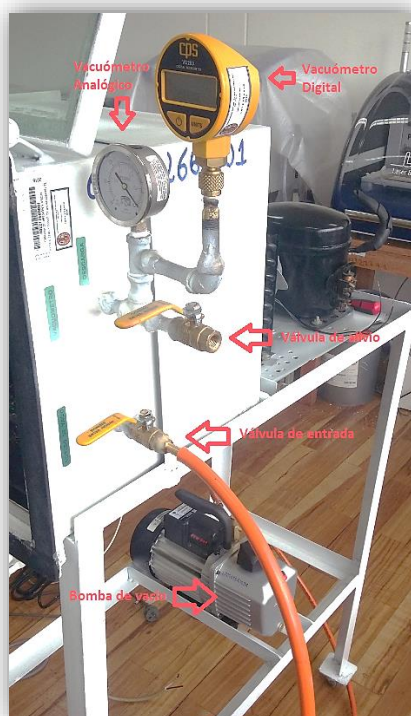


Figura 4. 24: Implementación del sistema de vacío.

En la Figura 4. 24 se indican los elementos del sistema de vacío y para finalizar este apartado mostramos la Figura 4. 25 una vista general del módulo de termo-vacío para pruebas físicas del UNSAAC SAT-I que se ha implementado y queda lista para pruebas de funcionamiento.



Figura 4. 25: Módulo de termo-vacío para pruebas físicas del UNSAAC SAT-I.

## CAPÍTULO V

### IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

En este capítulo se detalla el diseño del controlador en software en la plataforma LabVIEW, según las características de los actuadores y el módulo según sus características físicas en el calentamiento y el enfriamiento.

#### 5.1. TARJETA DE ADQUISICIÓN Y/O CONTROL.

Antes de desarrollar el soporte en software del sistema de control de temperatura, debemos indicar que la tarjeta de adquisición y/o control que se ha utilizado es de la marca de National Instrument de modelo NI USB-6351.

Este dispositivo llamado DAQ multifunción con conexión USB para host u ordenador, nos proporciona ventajas frente a otras tarjetas de entrenamiento, con su soporte en hardware y software en la plataforma de LabVIEW nos ha ofrecido un alto nivel de confiabilidad en la adquisición de datos y en el control de las demás tarjetas electrónicas implementadas.

La razón de la utilización de este DAQ, es por la facilidad de crear un entorno virtual en la adquisición y monitoreo de la información que se maneja para el desarrollo de este trabajo, aparte posee las herramientas virtuales propias del programa LabVIEW que nos ha ofrecido un interfaz amigable, didáctico y fácil entendimiento, motivo aparte es un préstamo por parte del proyecto CANON porque se contaba ya con esta tarjeta.

Las características de esta tarjeta de adquisición se han de apreciar en el anexo de este documento.

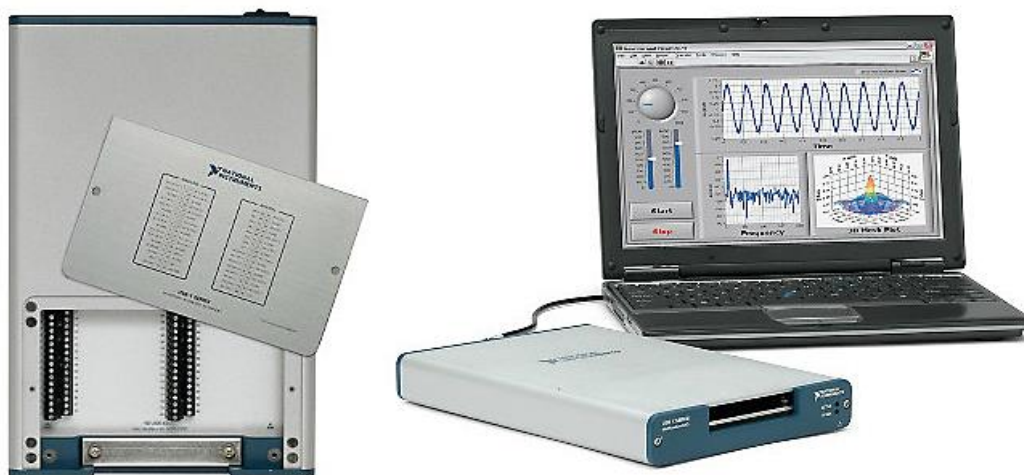


Figura 5. 1: Tarjeta de Adquisición NI USB-6351.

## 5.2. ESTABLECIMIENTO DE LÍMITES DE LA PRUEBA DE CICLO TÉRMICO.

Teniendo en consideración lo expuesto anteriormente en el apartado 2.8.2. Contexto espacial donde orbitará el UNSAAC SAT-I (órbita LEO). Para definir el rango de temperaturas máximo y mínimo promedio y según Mihail P. Petkov con su libro “The Effects of Space Environments on Electronic Components” los límites que se van a establecer son de  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $+55^{\circ}\text{C}$  con márgenes de error de  $\pm 5^{\circ}\text{C}$  con un periodo de ciclo térmico de 30 min.

Tomando como experiencia satisfactoria a otras pruebas de otros CubeSats, como ya mencionamos en la parte teórica, a pesar de que el ciclo realizado por esta prueba no realiza el periodo correspondiente del ciclo térmico en el espacio, su desempeño es válido para comprobar la buena funcionalidad del nano satélite.

Para el diseño del controlador se ha optado por un control on/off con lazo de histéresis, porque el tipo de prueba que se ha de realizar fácilmente se ajusta a este tipo de control, ya que podemos admitir una oscilación continua entre dos límites, además que la evolución del proceso es relativamente lento.

Muchos reguladores incorporan esta regulación básica y en esta ocasión se va a combinar con otro tipo de dependencia que es el tiempo de establecimiento ya sea en temperatura en alta como en baja, por ende es necesario sacar la variación de temperatura en función del tiempo de los dos actuadores (calor y frío).

Para evitar un número excesivo de conmutaciones y asegurarnos el establecimiento de las temperaturas que vamos a fijar, vamos a incorporar un lazo de histéresis. La histéresis es como una oposición a experimentar cualquier cambio.

Su respuesta es de tipo todo o nada, de forma que se conecta cuando la variable regulada ha descendido hasta un valor por debajo de la variable de consigna y solo se desconecta cuando dicha variable supera el límite superior de la variable de consigna.

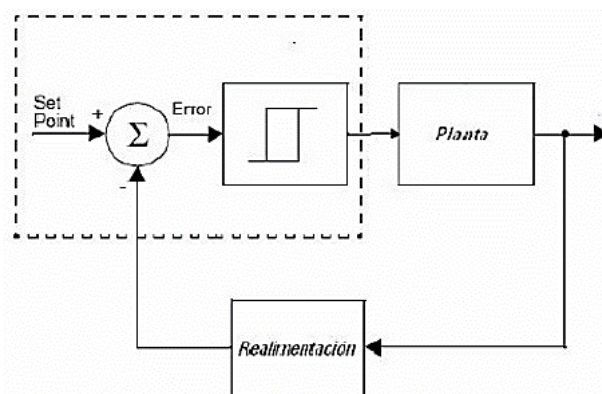


Figura 5. 2: Control ON/OFF con histéresis.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

En la siguiente figura se muestra gráficamente el tipo de control que ha de aplicarse para el control de temperatura en alta como en baja.

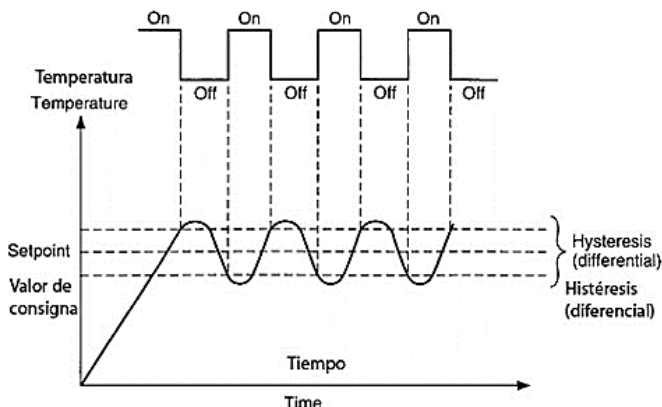


Figura 5. 3: Diagrama de control ON/OFF con histéresis.

Como se ha mencionado la sencillez y fácil concepto de este tipo de control se ajusta al control de temperatura que se tiene que efectuar para un ciclo térmico de 30min. Cabe resaltar que la precisión depende de la previa calibración de nuestros sensores y actuadores. Este tipo de control se ha usado en la prueba de desgasificación que se muestra en la Figura 2. 21: Ciclo de prueba de desgasificación.

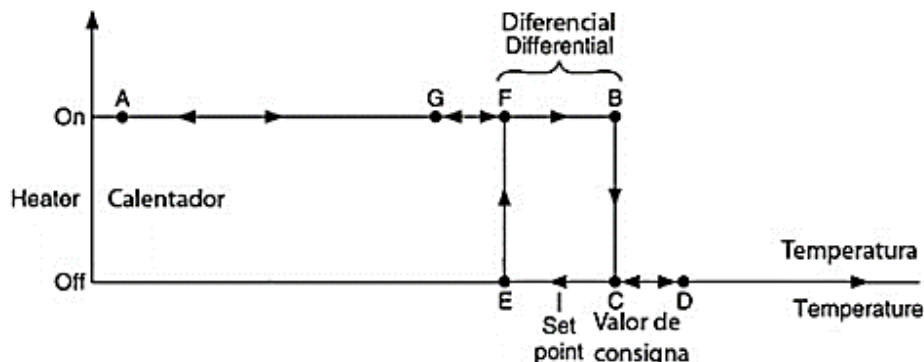


Figura 5. 4: Curva de transferencia de un control con histéresis.

En la Figura 5. 4 Se muestra una curva de transferencia de un control con histéresis de forma más resumida y de fácil entendimiento, en otras palabras el cambio de accionamiento de un actuador es diferente de subida que de bajada, como se indicó anteriormente la inclusión de esta función al control ON/OFF nos hará más fácil la instalación y la programación del controlador.

Solo nos queda obtener un modelo matemático de la variación de temperatura de los dos actuadores para establecer los tiempos de activación de ambos actuadores para cumplir con el ciclo térmico dirigida a la prueba de termo vacío.

5.2.1. Obtención de variación de temperatura del actuador de calor según el ángulo de disparo.

Para obtener la variación de temperatura del actuador de calor, se ha dispuesto del siguiente algoritmo de programación, debemos indicar que el ángulo de disparo para activar el triac va de 0° a 180°, donde a mayor ángulo de disparo, menor potencia eléctrica que disipa la carga, en consecuencia menor tasa de cambio en la temperatura en alta.

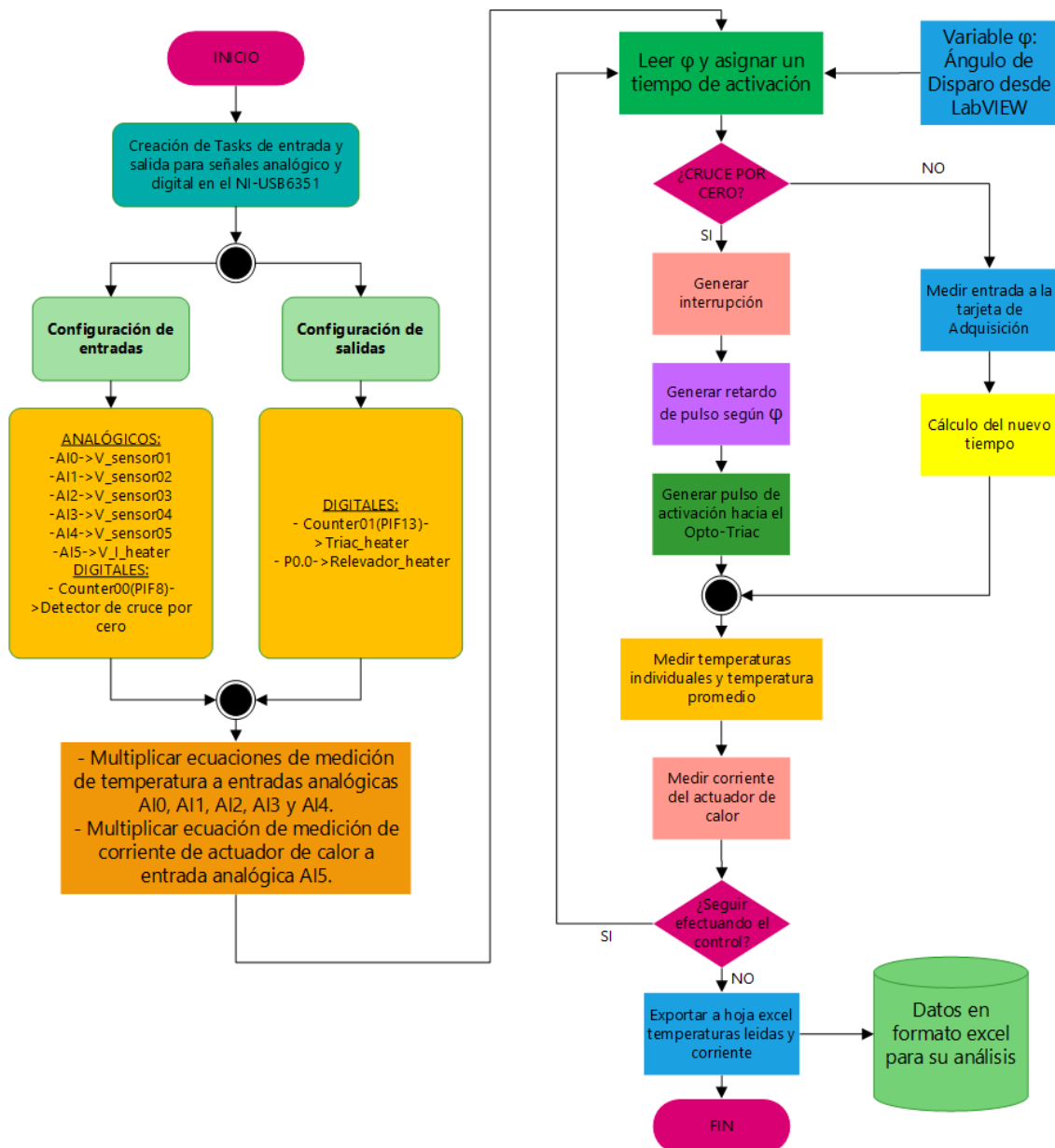


Figura 5. 5: Diagrama de flujo para obtención de variación de temperatura del actuador de calor según ángulo de disparo.

Para obtener una respuesta a un determinado ángulo de disparo, se ha tomado como condiciones iniciales a la temperatura ambiente y sensar cada segundo las temperaturas dentro de la cámara.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

Para registrar la variación de temperatura se ha tenido que realizar un experimento por individual por cada ángulo de disparo, es decir, luego de haber realizado una prueba para uno en particular, se ha ventilado el compartimiento de la cámara llevándolo otra vez a temperatura ambiente y proseguir con otro ángulo de disparo.

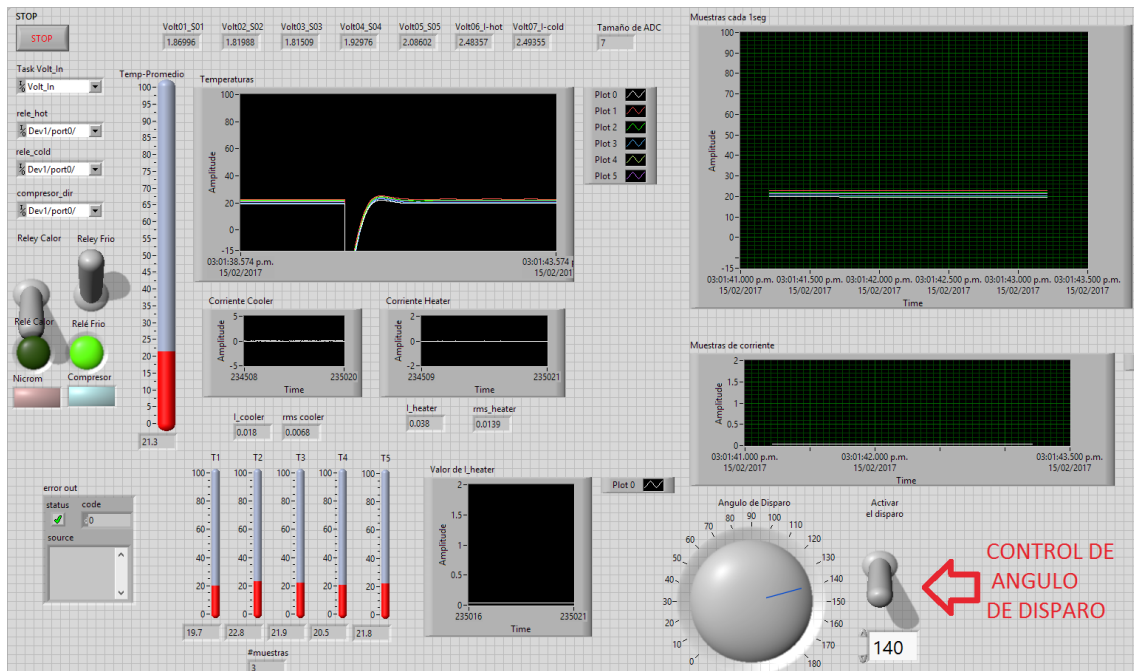


Figura 5. 6: Panel frontal del programa en LabVIEW para medición de temperatura según ángulo de disparo.

En la Figura 5. 6 se muestra el panel frontal del VI para obtener la variación de temperatura del actuador de calor, notamos un elemento de control de ángulo para cada disparo por individual así como elementos de registro para cada sensor de temperatura. Así también en la Figura 5. 7 se muestra el diagrama de bloques en la programación para este VI en específico.

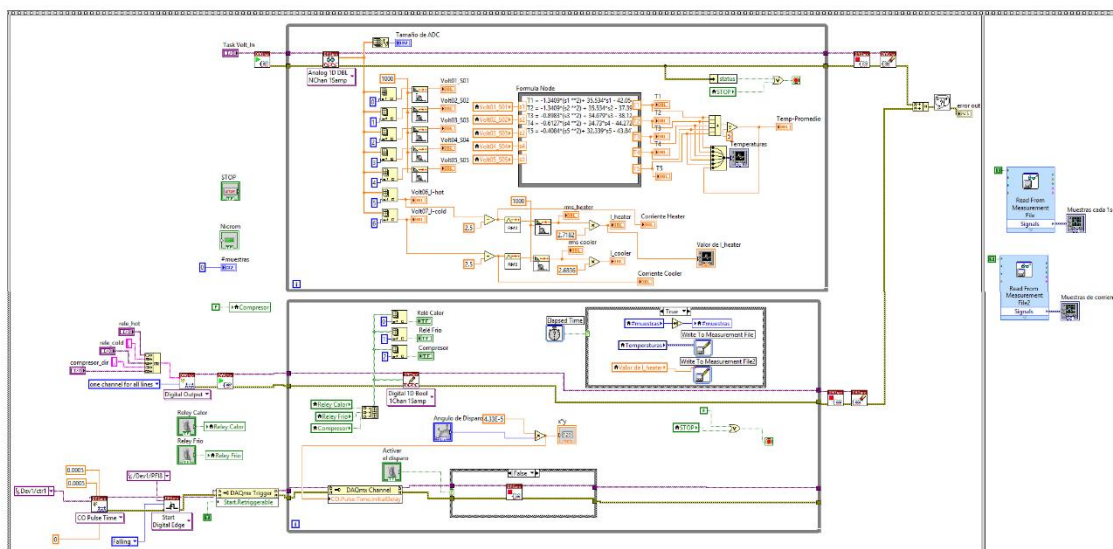


Figura 5. 7: Diagrama de bloques para medición de temperatura según ángulo de disparo.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

En la Figura 5. 8 se muestra la disposición de las puntas de los RTD/PT100 para la medición de temperatura, se las ha fijado con una cinta de aluminio, que facilita la disipación de calor hacia todo el bulbo del sensor.

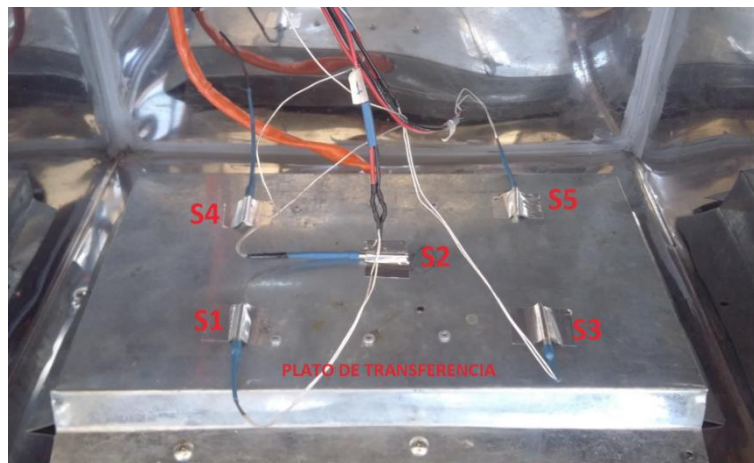


Figura 5. 8: Disposición de sensores para obtención de variación de temperatura en alta según ángulo de disparo.

En el siguiente gráfico se muestra los niveles de corriente para cada ángulo de disparo que se hizo, esto nos va a confirmar un incremento más rápido de temperatura según disipa más corriente la carga (resistencia de Nicrom), en la Tabla 5. 1 se muestran los valores numéricos de máximo y mínimo de corriente, así como la potencia eléctrica que disipa la carga.

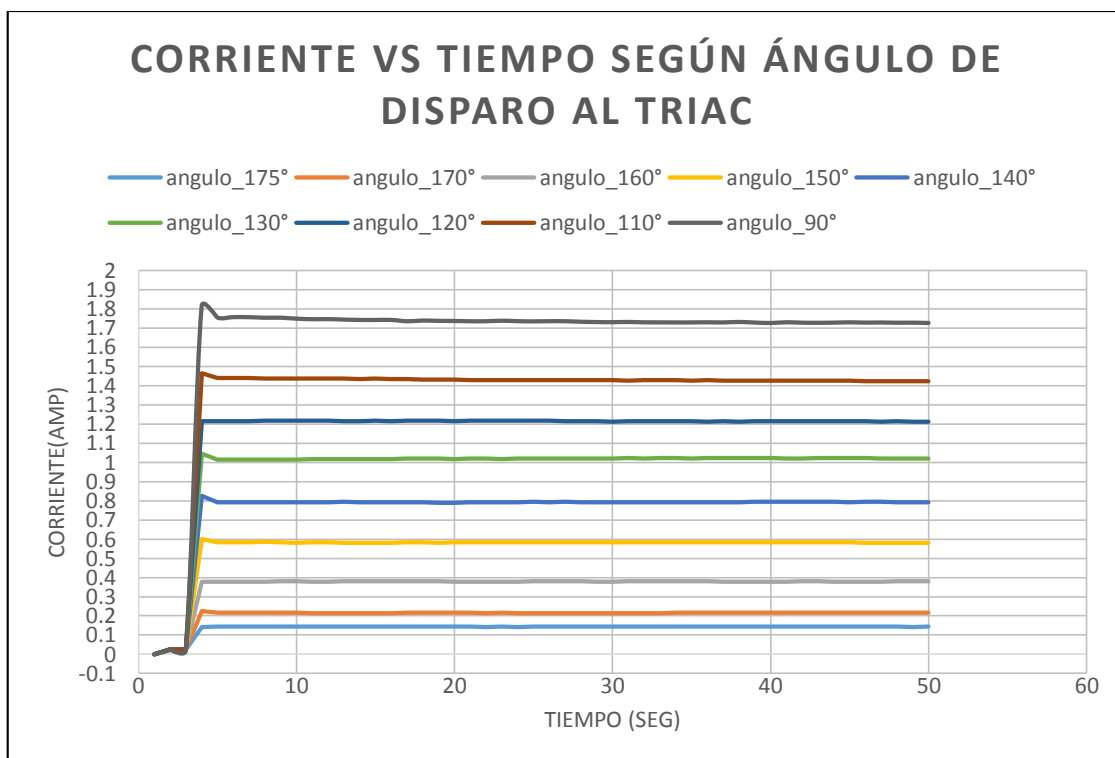


Figura 5. 9: Gráfica de disipación de corriente por la resistencia de Nicrom según ángulo de disparo.



## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

|           | ang_175° | ang_170° | ang_160° | ang_150° | ang_140° | ang_130° | ang_120° | ang_110° | ang_90° |
|-----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|---------|
| $I_{min}$ | 0.021A   | 0.024A   | 0.024A   | 0.025A   | 0.025A   | 0.023A   | 0.024A   | 0.023A   | 0.021A  |
| $I_{max}$ | 0.146A   | 0.225A   | 0.381A   | 0.599A   | 0.825A   | 1.045A   | 1.217A   | 1.465A   | 1.814A  |
| $I_{rms}$ | 0.144A   | 0.216A   | 0.379A   | 0.583A   | 0.793A   | 1.020A   | 1.215A   | 1.430A   | 1.737A  |
| Potencia  | 31.7w    | 47.5w    | 83.4w    | 128.3w   | 174.5w   | 224.4w   | 267.2w   | 314.7w   | 382.2w  |

Tabla 5. 1: Tabla de valores de corriente y potencia según ángulo de disparo y potencia de disipación.

En la Figura 5. 10 Se muestra la tendencia de la temperatura promedio según el ángulo de disparo, el paso siguiente es el de obtener un modelo matemático aproximado de cada curva para poder tomarlas en el programa del ciclo térmico que se ha de implementar, esto es porque tenemos que tener en cuenta la rapidez con la que varía la temperatura según el periodo que se va a tomar.

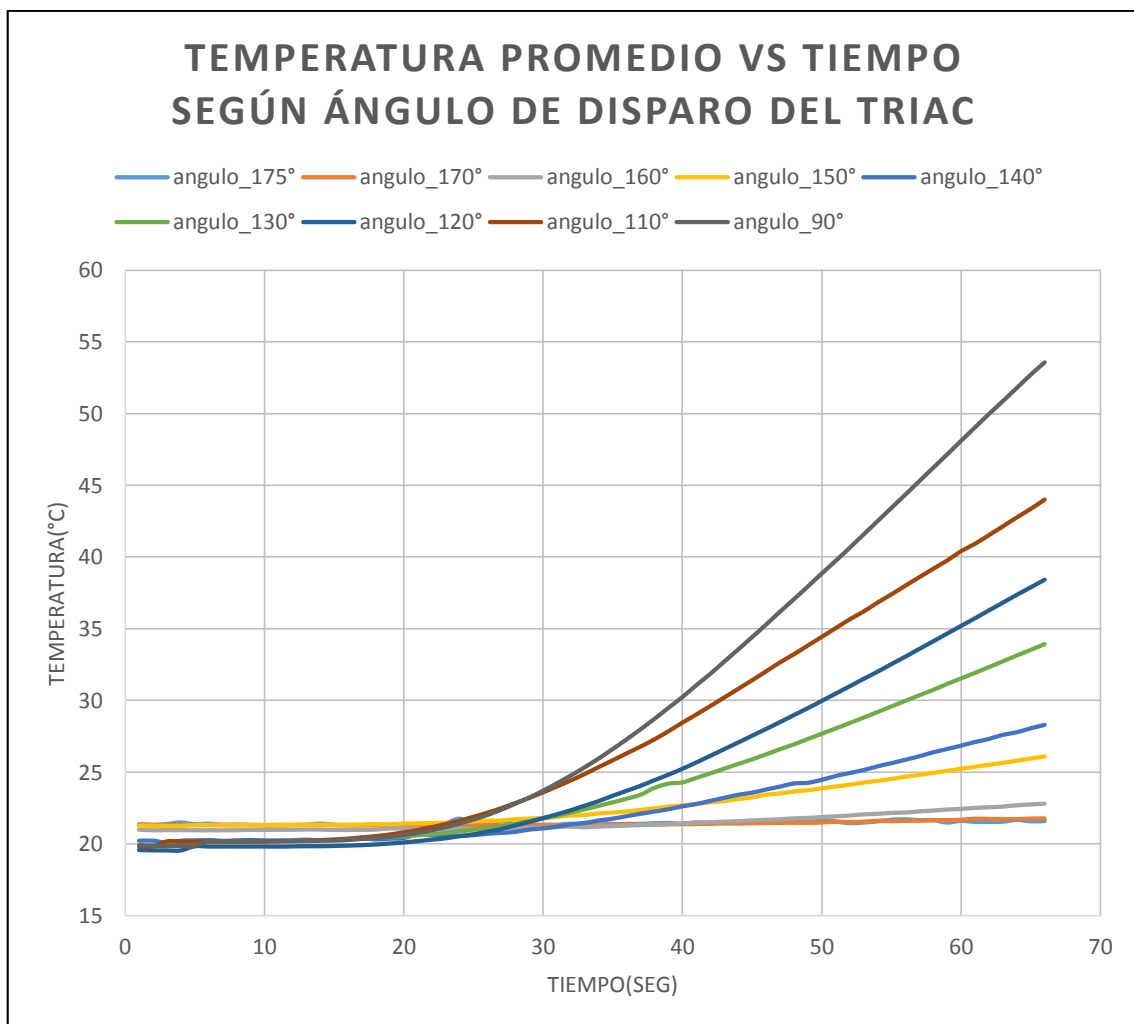


Figura 5. 10: Registro de temperatura promedio según ángulo de disparo.

Como podemos apreciar en la Figura 5. 10 para todos los casos cuando se dispara al triac para que conduzca, existe un retardo aproximado de 25 segundos antes de empezar con una pendiente de variación de temperatura según sea el caso a cada ángulo.

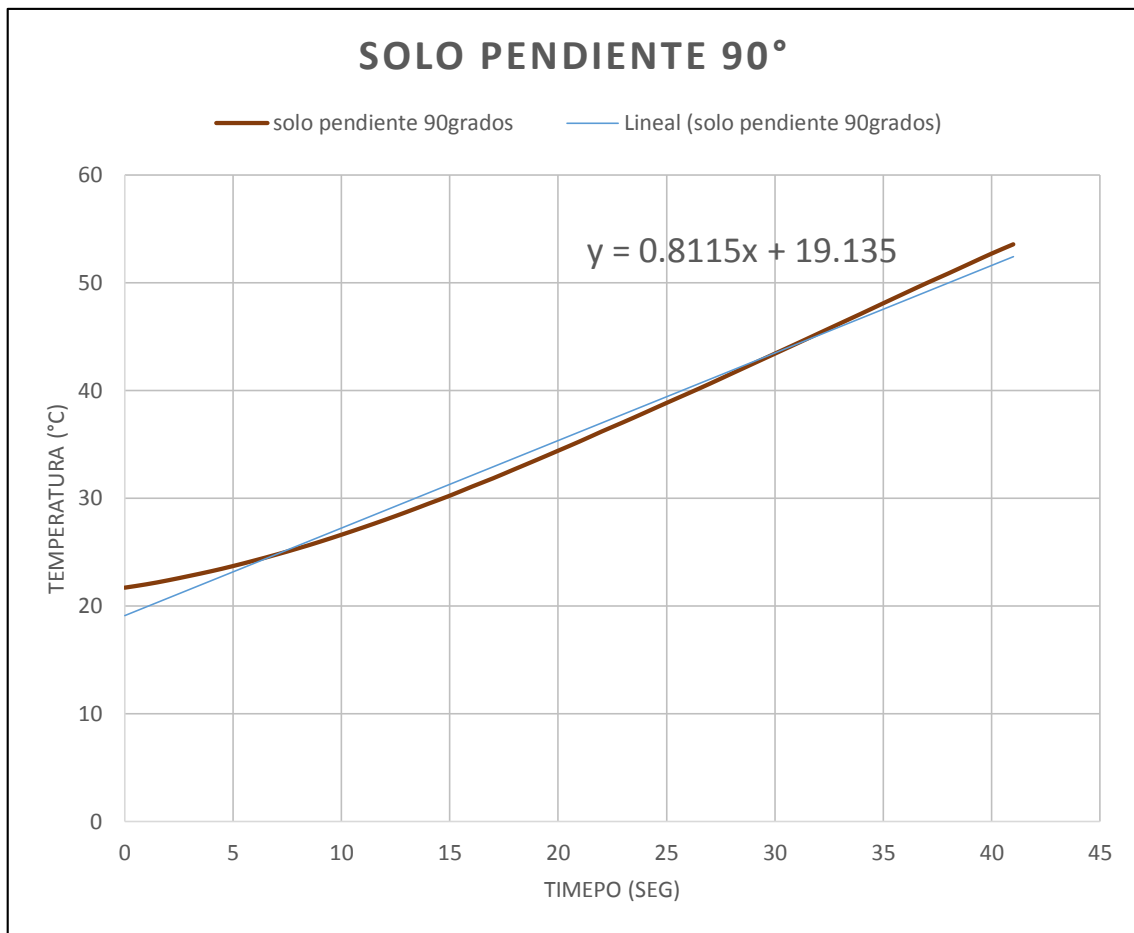


Figura 5. 11: Variación de temperatura para un ángulo de 90°.

Por ejemplo tenemos la gráfica de temperatura para un ángulo de 90°, obviamos el retardo antes que empieza a incrementar la temperatura, notamos que tiene una variación casi lineal, que ajustando a una recta obtenemos que:

$$T(^{\circ}\text{C}) = 0.8115 * t(\text{seg}) + 19.135$$

Lo que nos interesa de la expresión anterior es el término que multiplica a la variable  $t$ , que es la variación de temperatura por unidad de tiempo, es decir:

$$\Delta T(^{\circ}\text{C}/\text{seg}) = 0.8115^{\circ}\text{C}/1 \text{segundo}$$

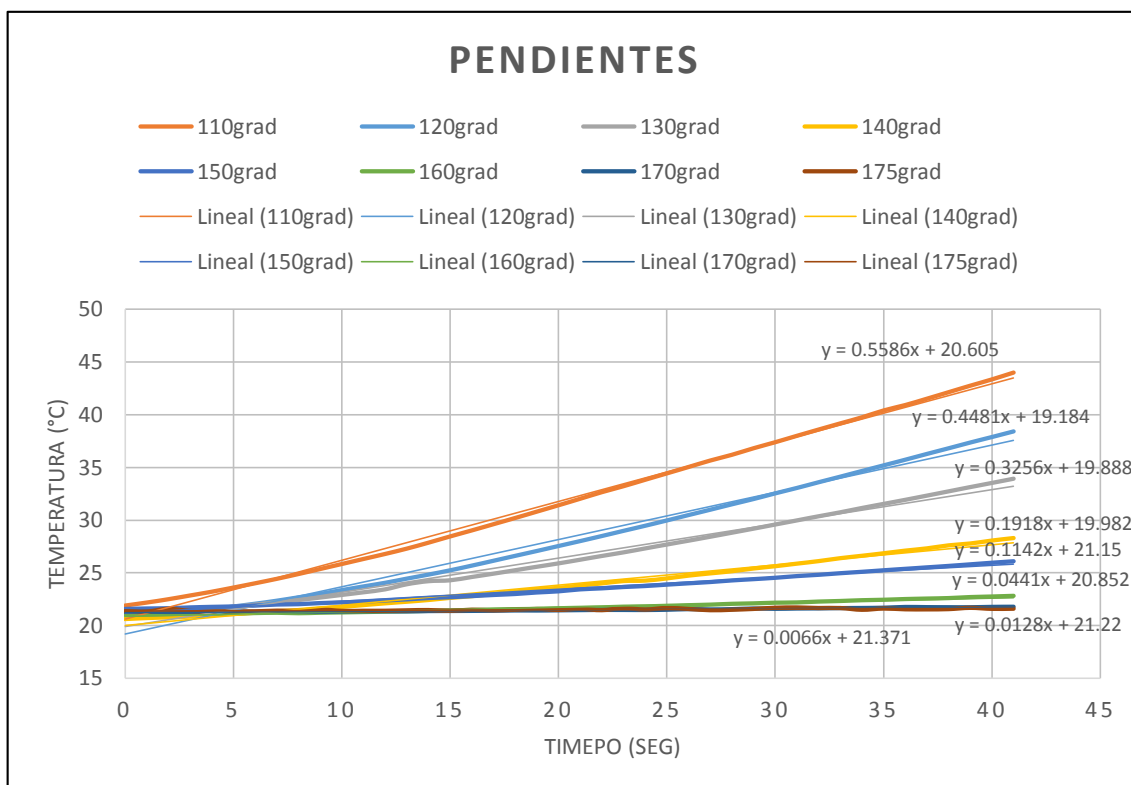
Que llevándolo a en tiempo en minutos, que no es mas que multiplicar por 60 a la expresión, tenemos que para un ángulo de disparo de 90° la variación de temperatura es:

$$\Delta T(^{\circ}\text{C}/\text{min}) = \frac{0.8115^{\circ}\text{C}}{1\text{seg}} * \frac{60\text{seg}}{1\text{min}}$$

$$\Delta T(^{\circ}\text{C}/\text{min}) = 48.69^{\circ}\text{C}/\text{min}$$

Esto debemos hacer para cada ángulo de disparo, así obtenemos la siguiente figura resumen de variaciones de temperatura.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.



*Figura 5. 12: Variaciones de temperatura para diferentes ángulos de disparo.*

Haciendo un ajuste de dispersión lineal de todas las señales y de los cuales a continuación se muestra un cuadro resumen de diferentes ángulos de disparo con sus respectivas variaciones de temperatura por minuto.

|                           | ang_175° | ang_170° | ang_160° | ang_150° | ang_140° | ang_130° | ang_120° | ang_110° | ang_90° |
|---------------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|---------|
| $\Delta T(^{\circ}C/seg)$ | 0.0066   | 0.0128   | 0.0441   | 0.1142   | 0.1918   | 0.3256   | 0.4481   | 0.5586   | 0.8115  |
| $\Delta T(^{\circ}C/min)$ | 0.396    | 0.768    | 2.646    | 6.852    | 11.508   | 19.536   | 26.886   | 33.516   | 48.69   |

*Tabla 5. 2: Variaciones de temperatura por minuto para diferentes ángulos de disparo.*

Esta información ha de ser muy importante para el posterior diseño del controlador para realizar la prueba de ciclo térmico que se ha planteado, ya que ahora contamos con la información de cuanto cambia la temperatura por unidad de tiempo, esto nos permitirá en que momento, durante la generación y/o recreación del ciclo térmico, usar un determinado ángulo para subir la temperatura cuando toque realizar un ciclo en alto.

Debemos indicar que solo se hicieron medidas de temperatura y ángulos de disparo mayores a 90° porque a ángulos menores del indicado la temperatura de la resistencia de Nicrom llega a superar los 200°C y se pone al rojo vivo, estas operaciones ya no son necesarias porque supera en mucho al límite máximo de temperatura que se ha puesto a recrear.

**5.2.2. Obtención de variación de temperatura del actuador de frío.**

Para la obtención de la variación de temperatura del actuador de frío, se ha de cumplir el algoritmo de la Figura 5. 13, donde se ha de registrar la temperatura en baja que se genera cuando se pone en funcionamiento el compresor hermético y hace circular en el circuito frigorífico el gas refrigerante, como ya se mencionó anteriormente, la única acción de control para este actuador es la activación y desactivación del compresor que es el motor asíncrono monofásico.

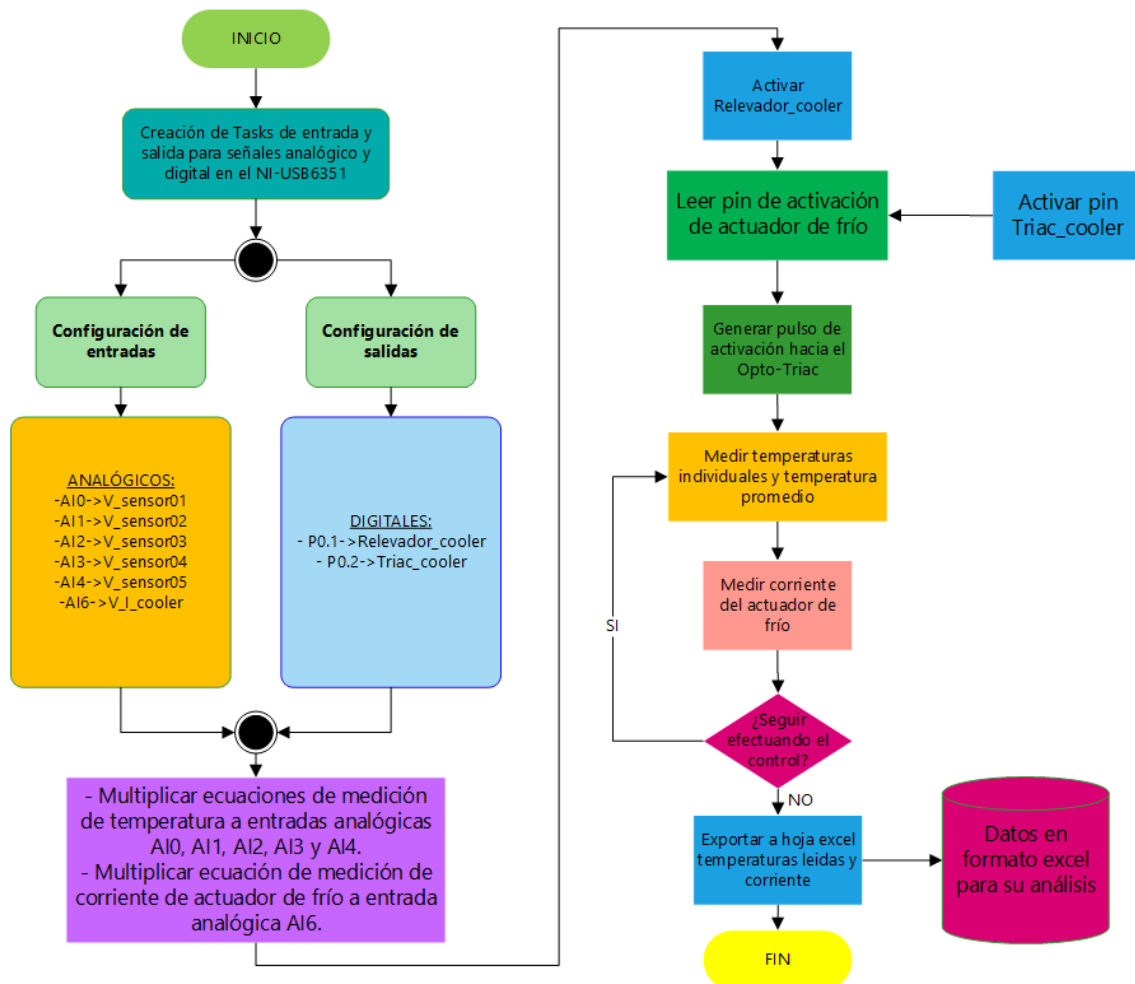


Figura 5. 13: Diagrama de flujo para obtención de variación de temperatura del actuador de frío.

Al igual que en el caso del actuador de calor, la condición inicial es la temperatura ambiente dentro de la cámara, se han tomado muestras cada un segundo de cómo desciende la temperatura promedio, así también se han tomado muestras de la corriente de trabajo del compresor, para monitorizar el desempeño del compresor y observar su comportamiento, como la corriente pico que se genera hasta su corriente RMS cuando entra en una etapa de establecimiento, recalamos que el monitoreo de la corriente del actuador nos asegura que el actuador está en funcionamiento y su inexistencia nos asegura que el actuador está desactivado.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

Solo se realizó un solo experimento del desenvolvimiento de este actuador, ya que cuenta con solo dos estados, estado activo o inactivo, en la Figura 5. 14 se muestra el panel frontal del VI en LabVIEW para esta prueba, así como en la Figura 5. 15 el diagrama de bloques de la programación, en ésta se indica los bloques más importantes como la medición de temperatura, medición de corriente y el bit activador del actuador de frío.

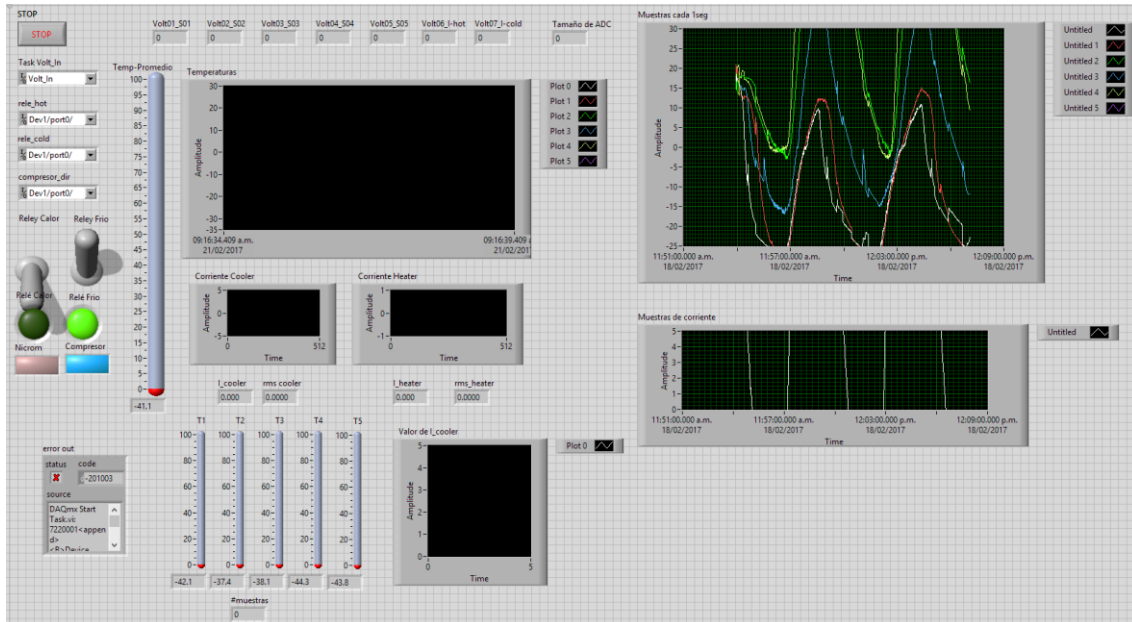


Figura 5. 14: Panel frontal del programa en LabVIEW para medición de temperatura baja del actuador de frío.

La prueba de frío se llevó a cabo para 600 segundos (10min), en la Figura 5. 16 se muestra la corriente del actuador de frío para 300 segundos, como se aprecia en el gráfico, no existe anomalías en la corriente, no mas que el comportamiento normal de arranque de un motor con un pico de corriente en el arranque y un establecimiento progresivo.

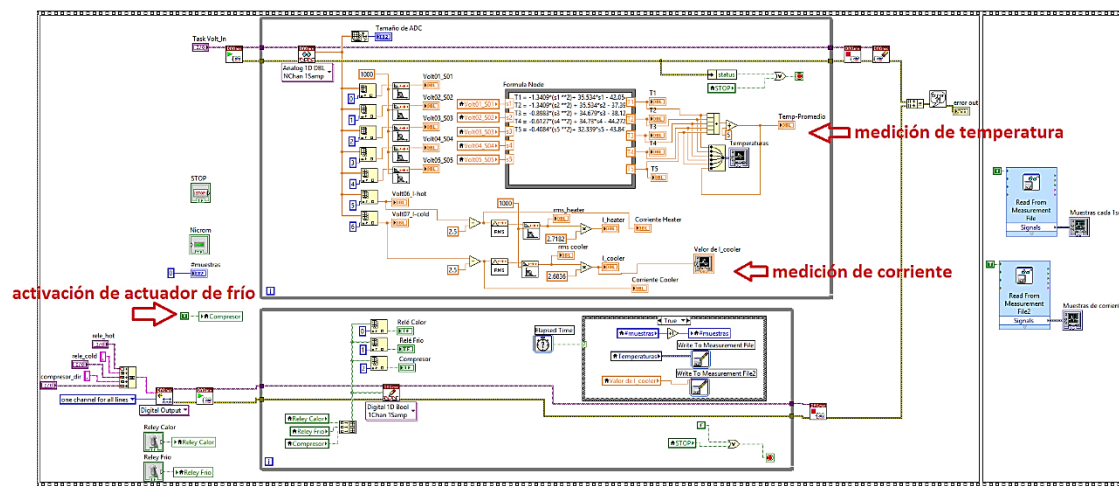


Figura 5. 15: Diagrama de bloques para medición de temperatura baja del actuador de frío.

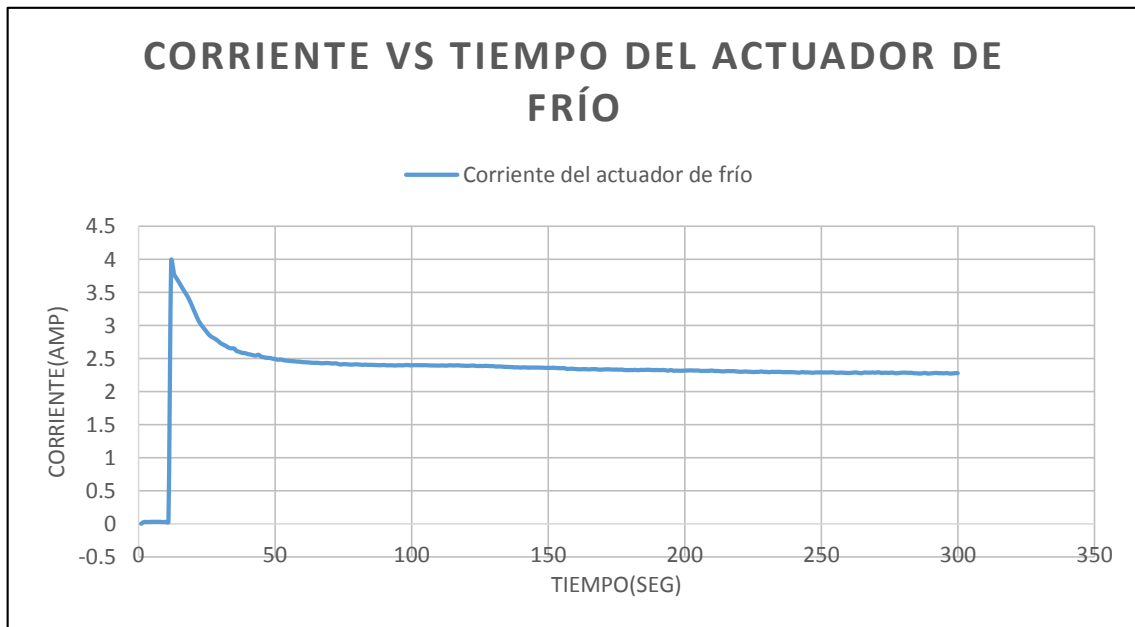


Figura 5. 16: Gráfica de la corriente del actuador de frío para 300 segundos de funcionamiento.

Los valores máximo y mínimo de corriente así como la potencia del actuador de frío se muestran en la siguiente tabla.

|          | Valores medidos del Actuador de Frío |
|----------|--------------------------------------|
| I_min    | 2.27A                                |
| I_max    | 3.98A                                |
| I_RMS    | 2.35A                                |
| Potencia | 517W                                 |

Tabla 5. 3: Valores de corriente y potencia del actuador de frío.

En la Figura 5. 17 Se muestra la tendencia de la temperatura promedio cuando se activa el compresor hermético, como se dijo antes el paso siguiente es el de obtener un modelo matemático aproximado de la curva para poder tomarla en el programa del ciclo térmico que se ha de implementar, como se mencionó anteriormente tenemos que tener en cuenta la rapidez con la que varía la temperatura según el periodo que se va a tomar.

En la misma Figura 5. 17 notamos que la tendencia de la gráfica va acercándose a una temperatura poco menos inferior a los  $-20^{\circ}\text{C}$  ya a partir de los 600 segundos (10min), con esta temperatura en baja obtenida con el actuador de frío se puede garantizar los  $-10^{\circ}\text{C}$  que nos hemos puesto de límite inferior para nuestra prueba de ciclo térmico, otro, debemos recalcar que el accionamiento de activación del motor del compresor no es necesario una señal de paso por cero, por ello es que en nuestro diagrama de flujo no depende de esta variable de entrada.

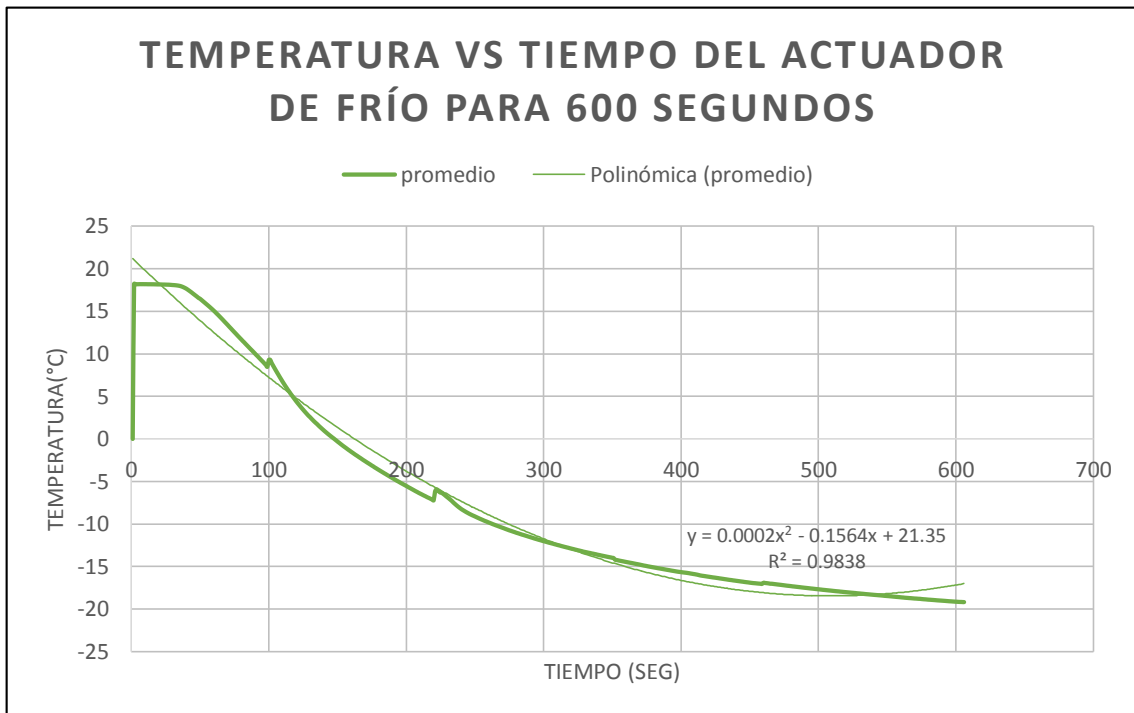


Figura 5. 17: Registro de temperatura en baja del actuador de frío para 600 segundos.

Según el comportamiento de enfriamiento y ajustándolo a una ecuación de segundo grado se tiene:

$$T(^{\circ}\text{C}) = 0.0002 * t^2 - 0.1564 * t + 21.35$$

Donde  $t$  está en segundos, llevándolo a un conteo por minuto se tiene:

$$T(^{\circ}\text{C}) = 0.72 * t^2 - 9.384 * t + 21.35$$

Que para una temperatura de  $-10^{\circ}\text{C}$  que tiene que cumplir, el tiempo que tomaría llegar a esa temperatura es de 4.41 minutos, el cual relativamente es un tiempo muy bueno para enfriar hasta ese nivel.

Resaltamos que esta prueba de enfriamiento se hizo desde la temperatura ambiente, si el punto de inicio es mas alto, existirá una demora adicional, pero siempre la temperatura final que puede llegar este actuador de frío será menos a los  $-20^{\circ}\text{C}$  según la tendencia de la gráfica de la Figura 5. 17.

La ventaja de aplicar el controlador ON/OFF con lazo de histéresis, es que para el control no se necesita mas información de la planta a controlar, ni un análisis más profundo del actuador en físico, mas en cambio solo necesitamos el valor de la variación de temperatura que éste puede generar para poder darle un tiempo de ejecución en el programa de ciclo de frío, esto se explicará de mejor manera en el diseño del programa para la recreación del ciclo térmico.

### 5.3. DISEÑO DEL PROGRAMA PRINCIPAL.

Para el diseño del VI principal de la prueba de ciclo térmico, se ha de seguir en primer lugar del algoritmo de la Figura 5. 18, la cual explicamos a continuación. Debemos crear un task, que es un registro de configuración de los periféricos de la tarjeta de adquisición para poder declarar que puertos se va utilizar, ya sean analógicos o digitales.

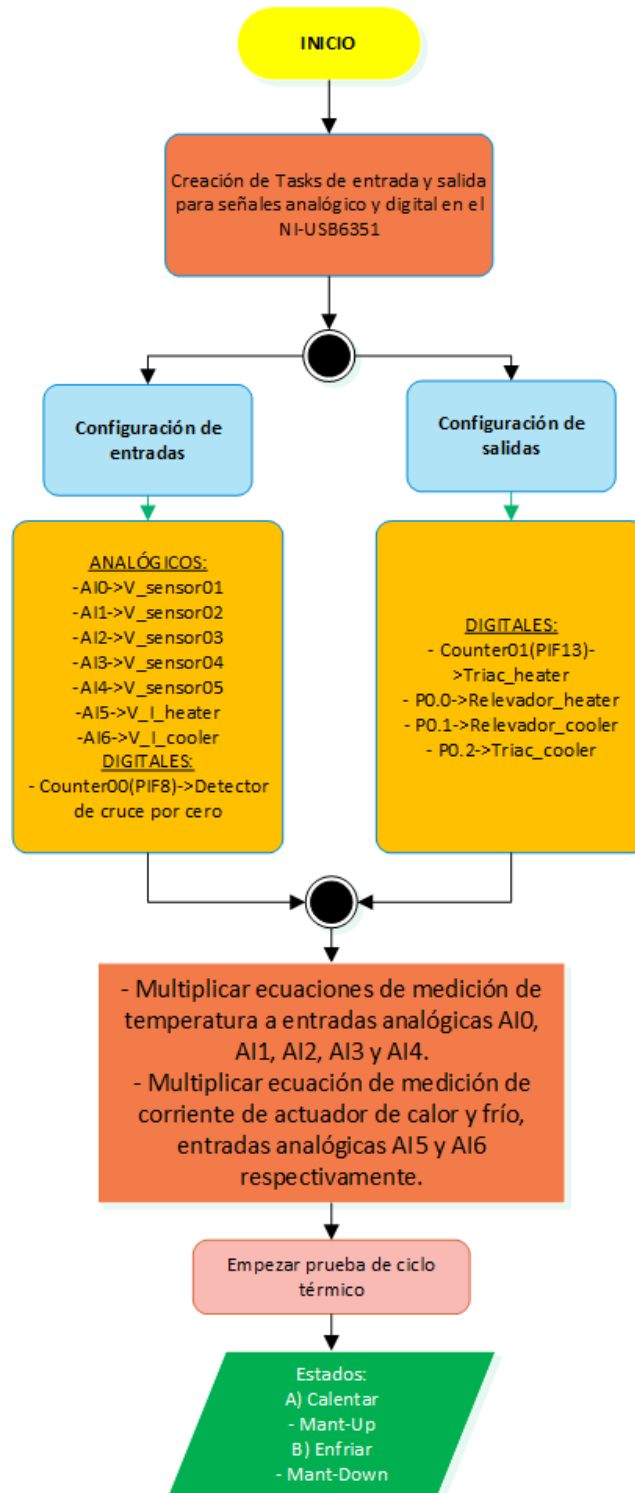


Figura 5. 18: Diagrama de flujo del inicio del programa.



## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

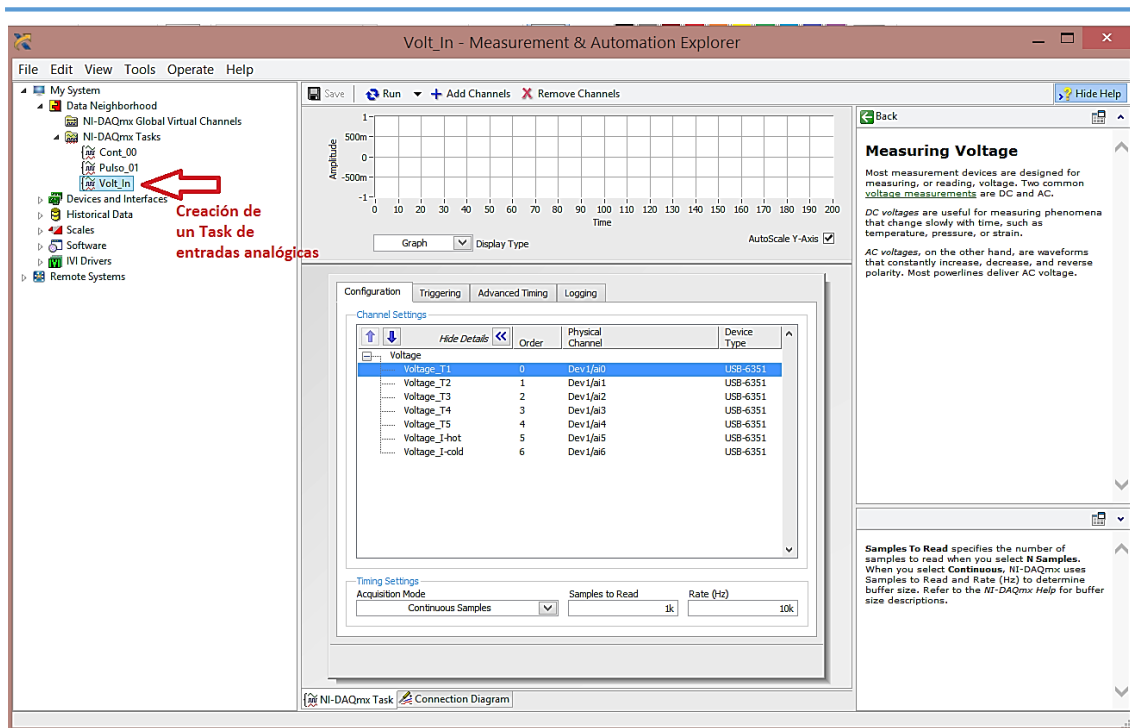


Figura 5. 19: Ventana NI-Max para la creación de Task para el NI-DAQ.

El soporte viene con el programa de LabVIEW conjuntamente con el driver del NI-DAQ, a continuación se cita los puertos usados para el controlador que se ha implementado.

| PUERTO ANALÓGICO DEL NI-DAQ |                    |   |       |
|-----------------------------|--------------------|---|-------|
| Puerto                      | Variable designada | Descripción   | Tipo  |
| A10                         | V_sensor01         | Voltaje del sensor 01                                 | Input |
| A11                         | V_sensor02         | Voltaje del sensor 02                                 | Input |
| A12                         | V_sensor03         | Voltaje del sensor 03                                 | Input |
| A13                         | V_sensor04         | Voltaje del sensor 04                                 | Input |
| A14                         | V_sensor05         | Voltaje del sensor 05                                 | Input |
| A15                         | V_I_heater         | Voltaje del sensor de corriente del actuador de calor | Input |
| A16                         | V_I_cooler         | Voltaje del sensor de corriente del actuador de frío  | Input |

Tabla 5. 4: Configuración del puerto analógico del DAQ USB-6351.

| PUERTO DIGITAL DEL NI-DAQ |              |  |        |
|---------------------------|--------------|--|--------|
| Puerto                    | Variable     | Descripción  | Tipo   |
| PFI8                      | DCC          | Counter00, detector de cruce por cero                        | Input  |
| PFI13                     | Triac_heater | Counter01, Pin de activación del triac del actuador de calor | Output |
| P0.0                      | Rel_heater   | Relevador del actuador de calor                              | Output |
| P0.1                      | Rel_cooler   | Relevador del actuador de frío                               | Output |
| P0.2                      | Triac_cooler | Pin de activación del triac del actuador de frío             | Output |

Tabla 5. 5: Configuración del puerto digital del DAQ USB-6351.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

Para el caso de las entradas analógicas, como su lectura es de voltaje, en el programa deben multiplicarse por su ecuación que los gobierna, ya sea para los puertos AI0, AI1, AI2, AI3 y AI4 la ecuación que mide temperatura y para AI5 y AI6 que miden corrientes.

La subrutina calentar se muestra en la Figura 5. 20, el diagrama de flujo indicado controla al actuador de calor y cómo queremos que aumente la temperatura según el tiempo “t” que se inserte en el programa, y según el tiempo “t” se ha de determinar qué ángulo de disparo se va utilizar para el proceso de calentamiento, como se muestra ya se encuentra establecida para una temperatura máxima de +55°C con un tramo de histéresis de  $\pm 5^{\circ}\text{C}$ .

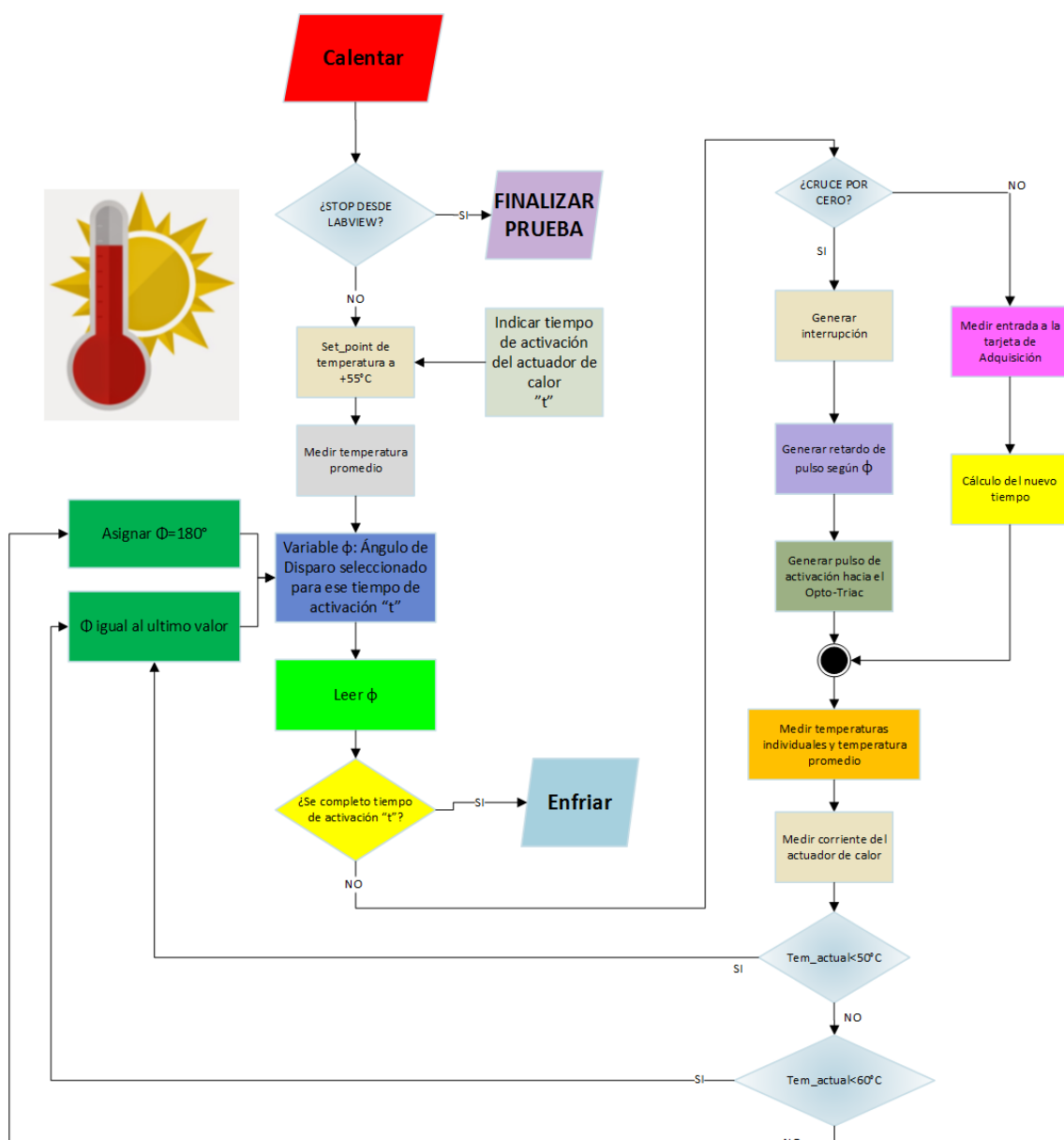


Figura 5. 20: Diagrama de flujo de la subrutina Calentar.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

Para el caso de la subrutina de enfriamiento que se muestra en la Figura 5. 21, se hace mas fácil el algoritmo de la programación, puesto que no se cuenta con la variable de ángulo de disparo.

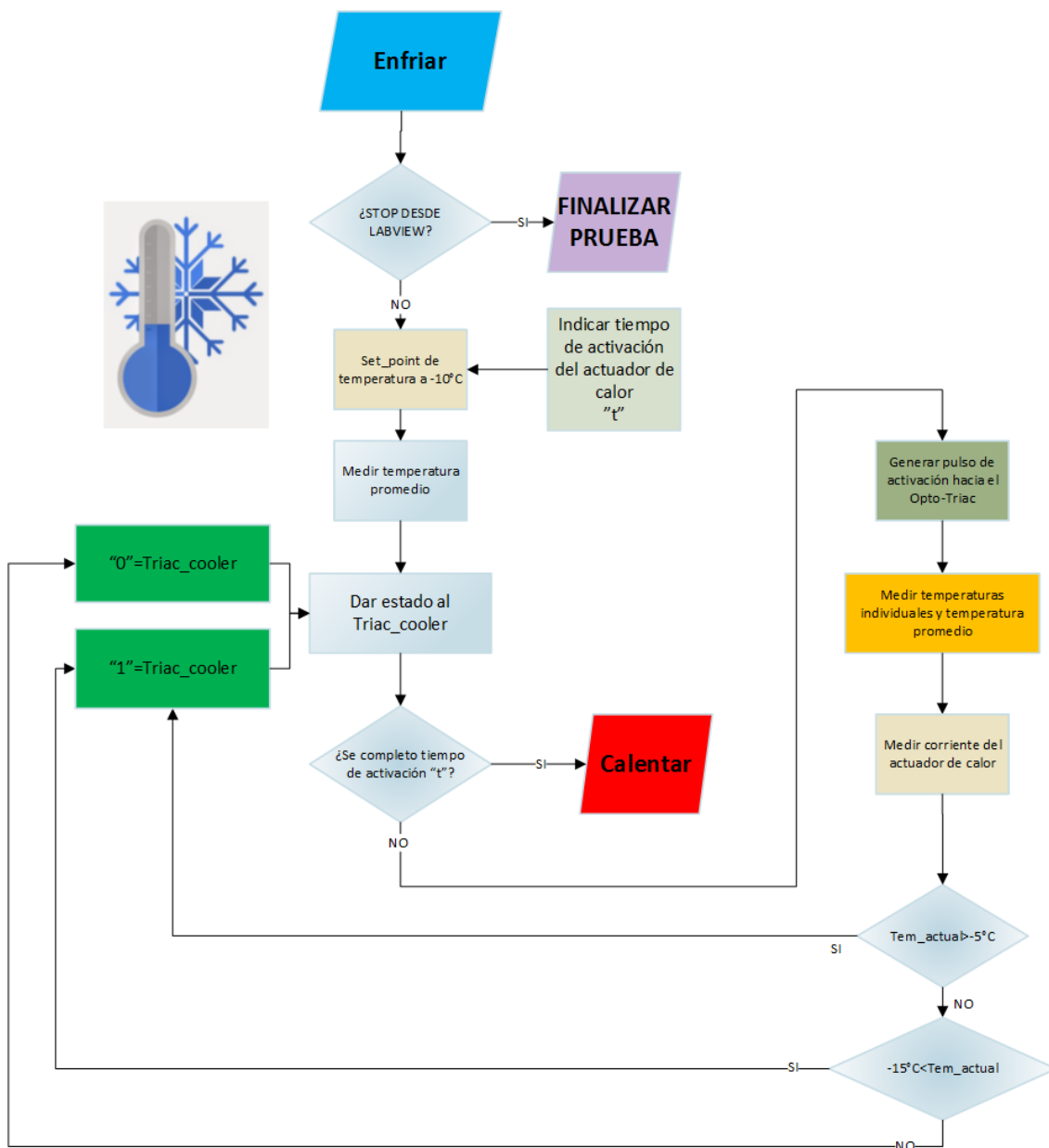


Figura 5. 21: Diagrama de flujo de la subrutina Enfriar.

De igual forma el algoritmo se encuentra establecida para una temperatura de  $-10^{\circ}\text{C}$  como límite y con un margen de histéresis de  $\pm 5^{\circ}\text{C}$ , también dependerá de la variable "t" que es insertada en el programa principal del VI, esto determinará en cuanto queremos que efectúe el enfriamiento el actuador de frío.

Para evitar errores y percances que puedan poner en peligro a todo el sistema, se ha implementado una subrutina de Parada de Emergencia, que depende de las lecturas de las corrientes de los actuadores.

## CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

La lógica es que mientras se le dé la orden de parada a cualquier actuador, éste no debe de disipar corriente, si es que sucede nos indicaría problemas en las tarjetas de potencia que están activando a los actuadores sin tener la orden correspondiente, así como también este algoritmo nos puede detectar una alarma de error pues si un actuador está en funcionamiento, debería disipar corriente, esto vendría a ser una falla en el sistema de control. El algoritmo de esta subrutina se muestra a continuación, donde  $I_c$  es la corriente del actuador de calor e  $I_f$  es la corriente de actuador de frío.

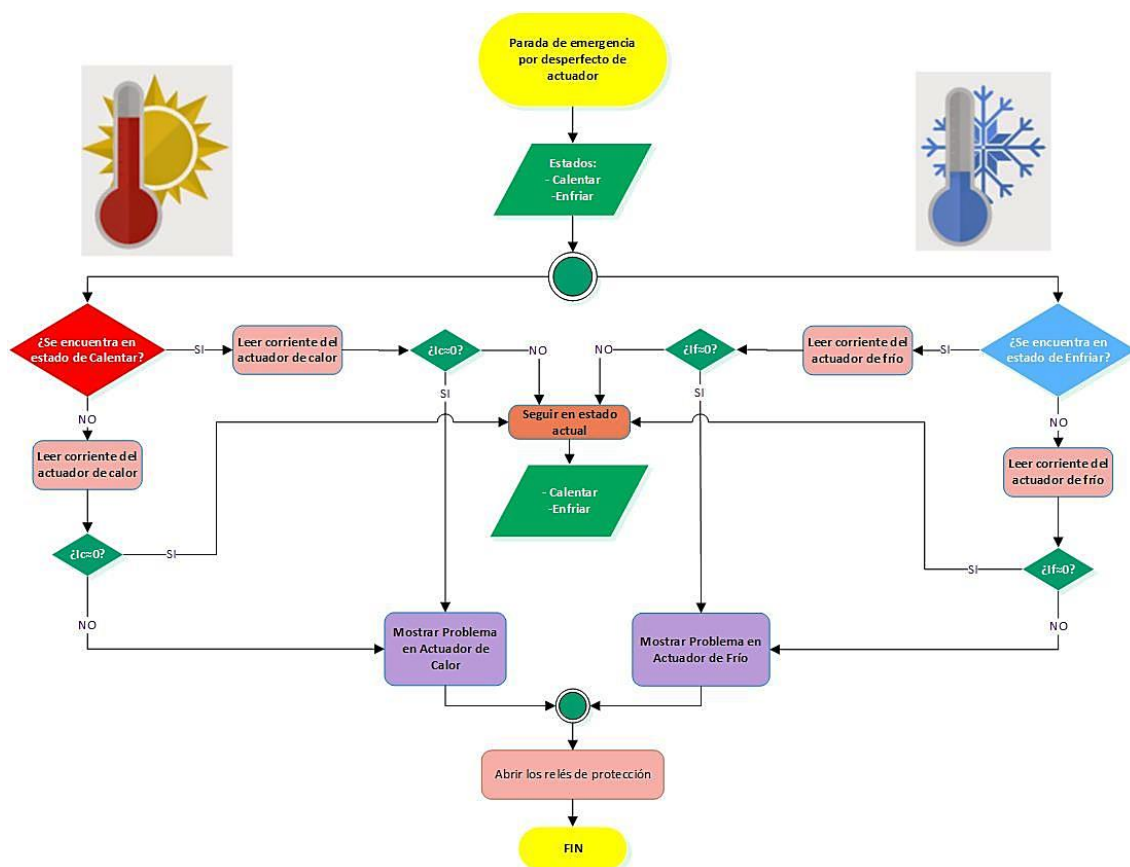


Figura 5. 22: Diagrama de flujo de la subrutina de para de emergencia.

Para finalizar el programa y por ende la prueba de ciclo térmico, el que indicará que el test ha concluido será un botón de stop que será activado desde el panel frontal del VI, que luego se pasará a proceder a la exportación de los datos obtenidos a un formato Excel para su almacenamiento y posterior análisis. Esta subrutina se muestra en la Figura 5. 23.

En la Figura 5. 24 y Figura 5. 25 se muestran el panel frontal y el diagrama de bloques respectivamente del VI de Ciclo Térmico final que se ha desarrollado.

# CAPÍTULO V: IMPLEMENTACIÓN DEL SOFTWARE PARA EL CONTROL DE TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE TERMO-VACÍO.

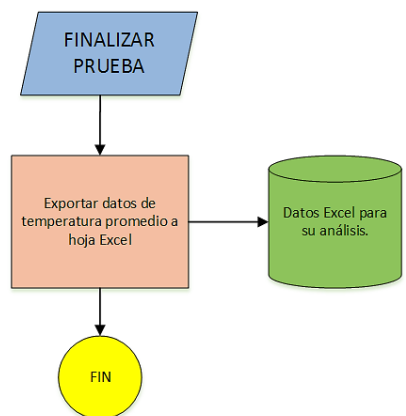


Figura 5. 23: Diagrama de flujo de la subrutina de FINALIZAR PRUEBA.

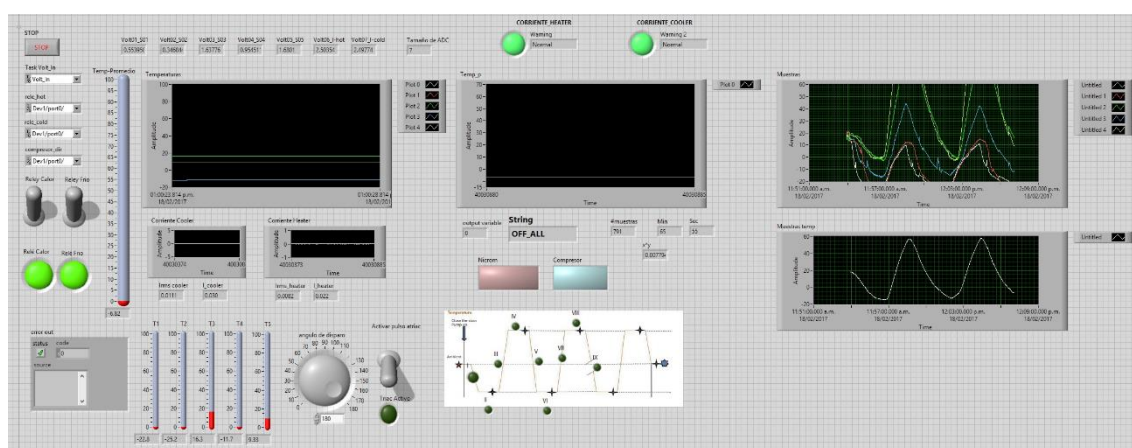


Figura 5. 24: Panel frontal del VI de ciclo térmico.

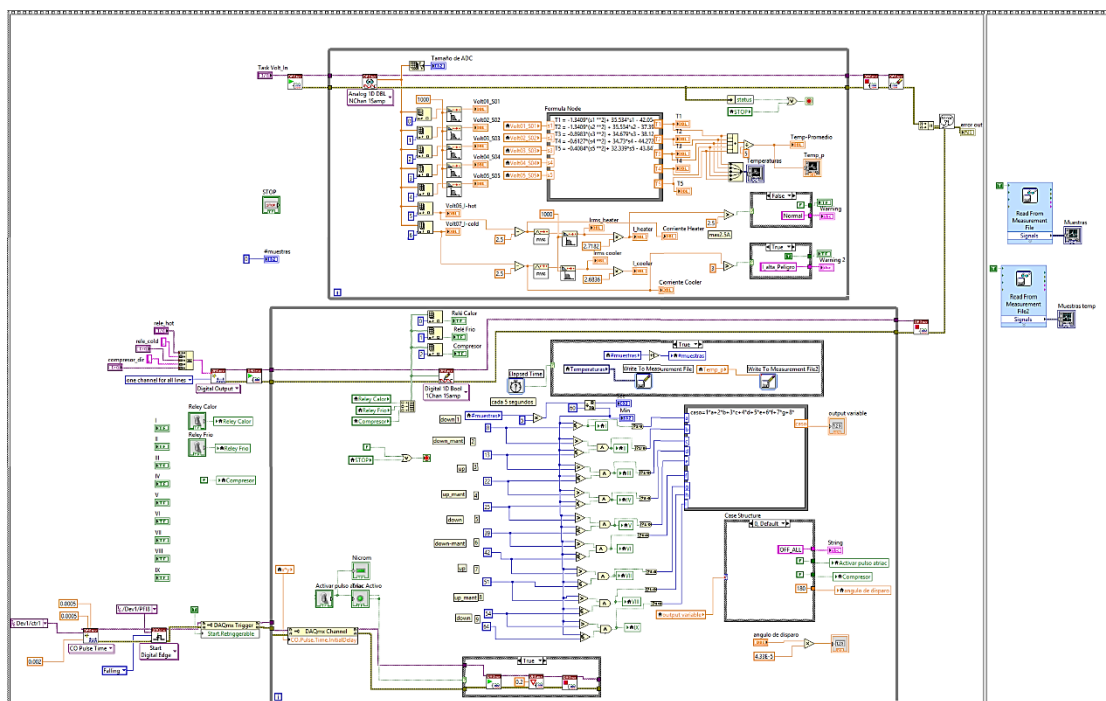


Figura 5. 25: Diagrama de bloques del VI de ciclo térmico.

## CAPÍTULO VI

### PRUEBAS Y RESULTADO

En este capítulo se muestra y detalla las pruebas y los resultados que se han obtenido luego de haber implementado el sistema de control en LabVIEW, así como el funcionamiento de los circuitos fabricados.

#### 6.1. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO DE CIRCUITOS IMPLEMENTADOS

##### 6.1.1. Circuito sensado con RTD/PT100.

Lo más importante en este sistema es la calibración de la corriente de 1mA de excitación al PT100 y el voltaje offset  $V_{off}$  definido en el capítulo 3.

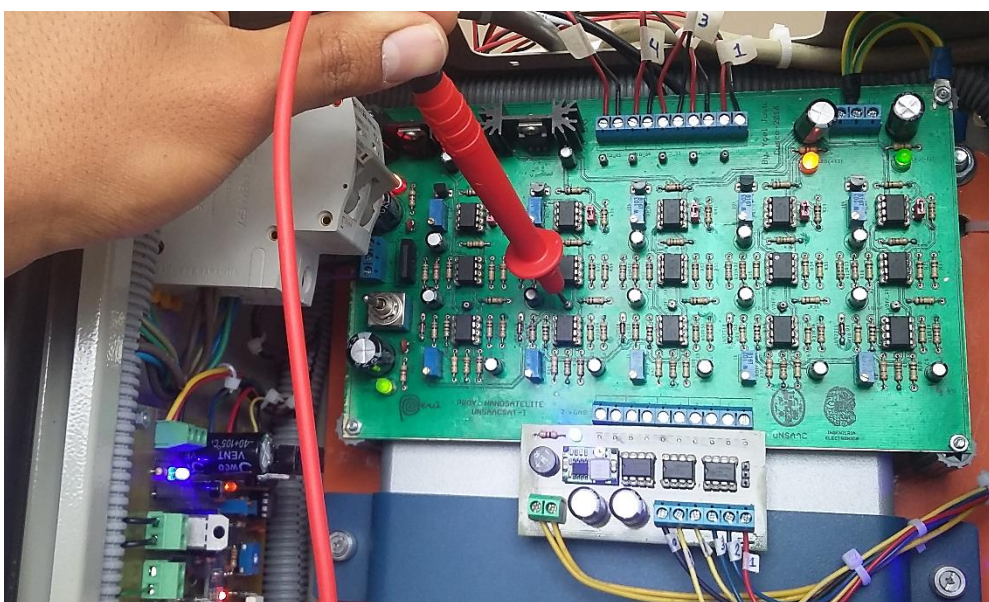


Figura 6. 1: Calibración del circuito de sensado con RTD/PT100.



Figura 6. 2: Corriente de 1mA de excitación al RTD/PT100 y calibración de  $V_{off}=0.2174$ .

Los resultados que nos brinda este circuito está desarrollado en el anexo de esta tesis, en ahí se explica con mas detalle los pasos que se hizo para la prueba de este subsistema así como sus gráficos porque se ha tenido que validar este instrumento de medida.

### 6.1.2. Circuitos de potencia.

#### 6.1.2.1. Detección de cruce por cero.

Podemos apreciar en la siguiente imagen a una onda sinusoidal rectificada (color amarillo) que es el resultado del paso por un puente rectificador del voltaje de entrada del transformador de alimentación en las borneras de entrada de la Figura 3. 48: Diagrama esquemático del circuito detector de cruce por cero. Y al canal 3 (color fucsia) de cómo cambia de estado cuando la onda rectificada que representa a la onda alterna AC de 220, pasa por un cambio de polaridad, esta señal de detección de cruce por cero cambia a estado lógico cero cuando se da esa ocurrencia.

El canal 2 la misma figura (color celeste), es la señal analógica de detección antes de pasar por el CI555 de la misma Figura 3. 48, en cuanto al canal 3 es el resultado de pasar por un lazo de histéresis.

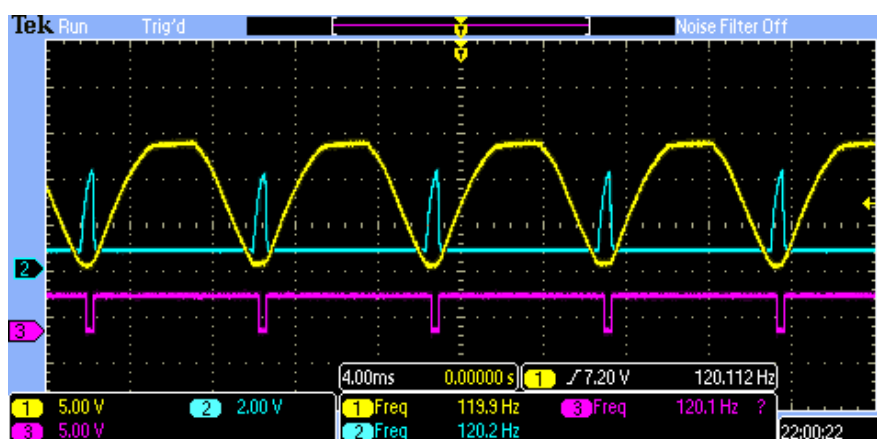


Figura 6. 3: Detección de cruce por cero de la señal AC de la red de 220V.

#### 6.1.2.2. Prueba de disparo a triac de potencia.

Para la prueba de disparo de los triacs de potencia, se tuvo en cuenta la señal de detección de cruce por cero, que citamos en la Figura 6. 3, puesto que la detección de flanco de bajada de esta señal digital nos da el inicio del retardo al cual queremos emitir un disparo al triac para que éste a la vez haga actuar a la carga de 220 VAC, haciendo esto podemos contralar la potencia eléctrica que queremos que se disipe en las cargas, mas especialmente para la carga del actuador de calor.

El algoritmo de funcionamiento para disparo lo hemos visto anteriormente y se ha presentamos en el capítulo 5, a continuación presentamos en la Figura 6. 4, Figura 6. 5 y Figura 6. 6 los resultados en las pruebas de disparo a 90°, 0° y 45° respectivamente, que se ha realizado en la placa de potencia del actuador de calor. Resaltamos que la referencia de cero grados que se hace de disparo es empezando desde el cruce por cero es cuando se detecta un flanco de bajada en la señal digital del cruce por cero (canal 3 –color fucsia).

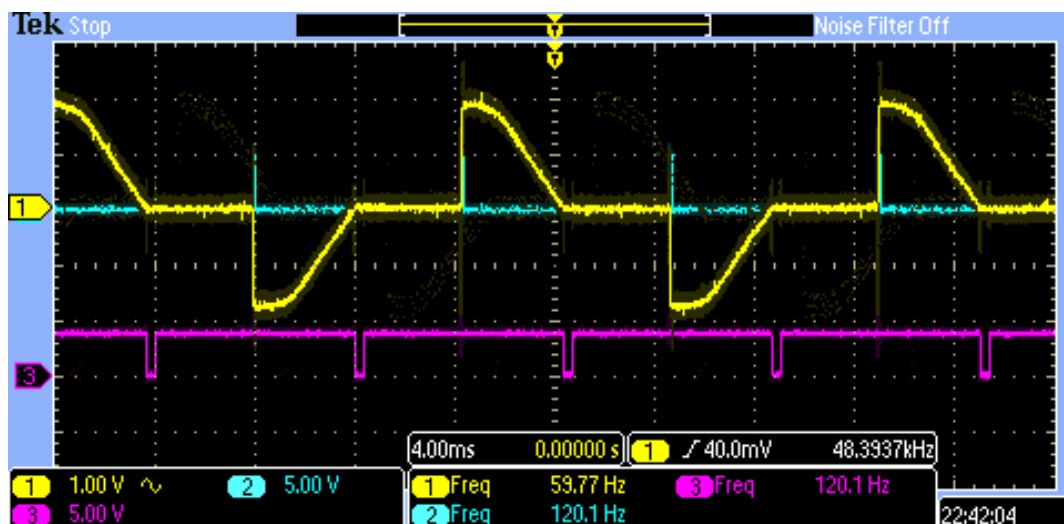


Figura 6. 4: Disparo de triac a 90°.

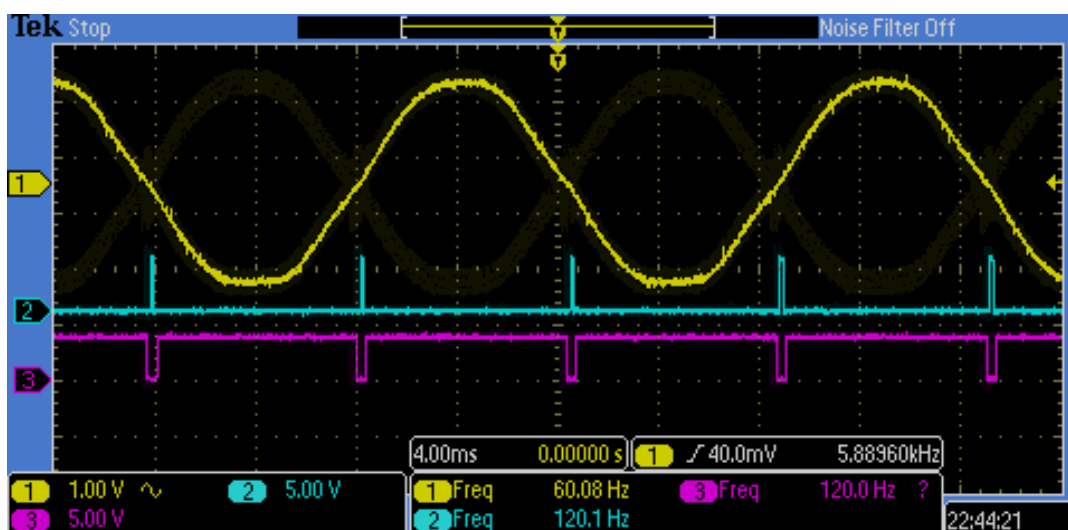


Figura 6. 5: Disparo de triac a 0°.

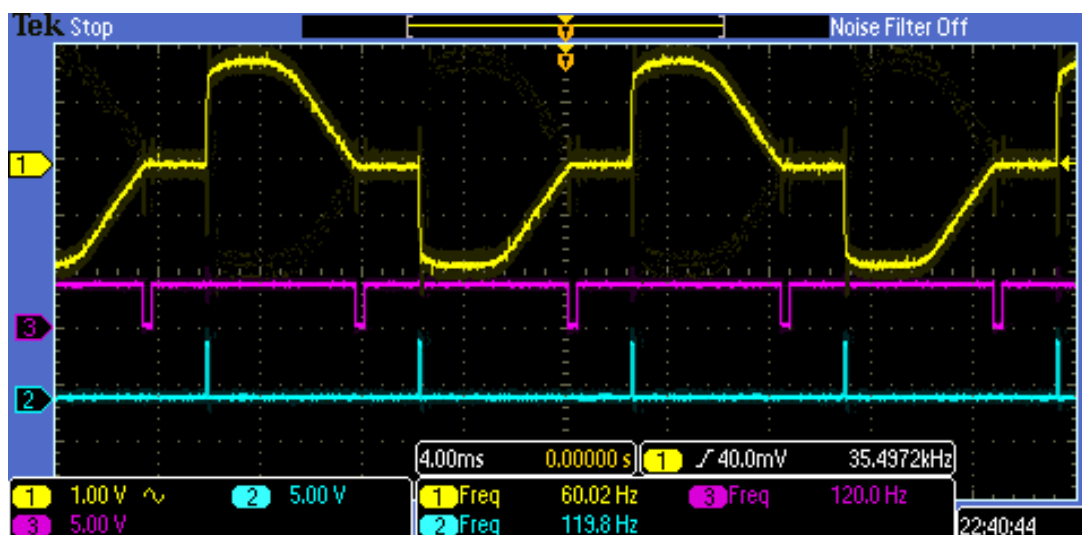


Figura 6. 6: Disparo de triac a 45°C.



6.2. PRUEBA DE CONDICIÓN DE VACÍO.

Las pruebas de ciclo térmico se hicieron a un nivel de vacío entre 10 a 13.19 Torr, que aproximadamente equivale 0.39inchHg, esto corresponde a un nivel de bajo vacío o vacío grueso.

| Nivel de vacío promedio(Torr) | Nivel de vacío promedio(inchHg) | Nivel de vacío promedio(mbar) | Tiempo de establecimiento |
|-------------------------------|---------------------------------|-------------------------------|---------------------------|
| 10 Torr                       | 0.3937                          | 13,3322                       | 8min                      |

Tabla 6. 1: Nivel de vacío de trabajo para pruebas de ciclo térmico.



Figura 6. 7: Nivel de vacío medido por el vacuómetro digital VG200-CPS.

Para la prueba de vacío, como ya se mencionó anteriormente, se ha utilizado una bomba de vacío de la marca CPS, durante el tiempo de evacuación del aire, los que nos indican el nivel de vacío son los vacuómetros analógico y digital que se han instalado en la cámara.



Figura 6. 8: Llenado de aceite para bomba de vacío CPS PRO-SET para pruebas reales.

Pero aprovechando la funcionalidad de colocar muestras dentro de la cámara, se ha realizado un experimento para ver los efectos de trabajar en condiciones de vacío, hemos colocado en un tubo recipiente de plástico con agua aproximadamente 100ml a 25°C, agua que está a temperatura ambiente, luego hemos quitado el aire dentro de la cámara accionando la bomba y llegando a los 20Torr, el agua ha empezado a evaporarse, este fenómeno se debe que cuando la presión atmosférica disminuye, la temperatura de ebullición del agua también lo hace, es por eso que el agua hierve en Cusco a 89°C aprox. y no a 100°C como lo hace en la costa.

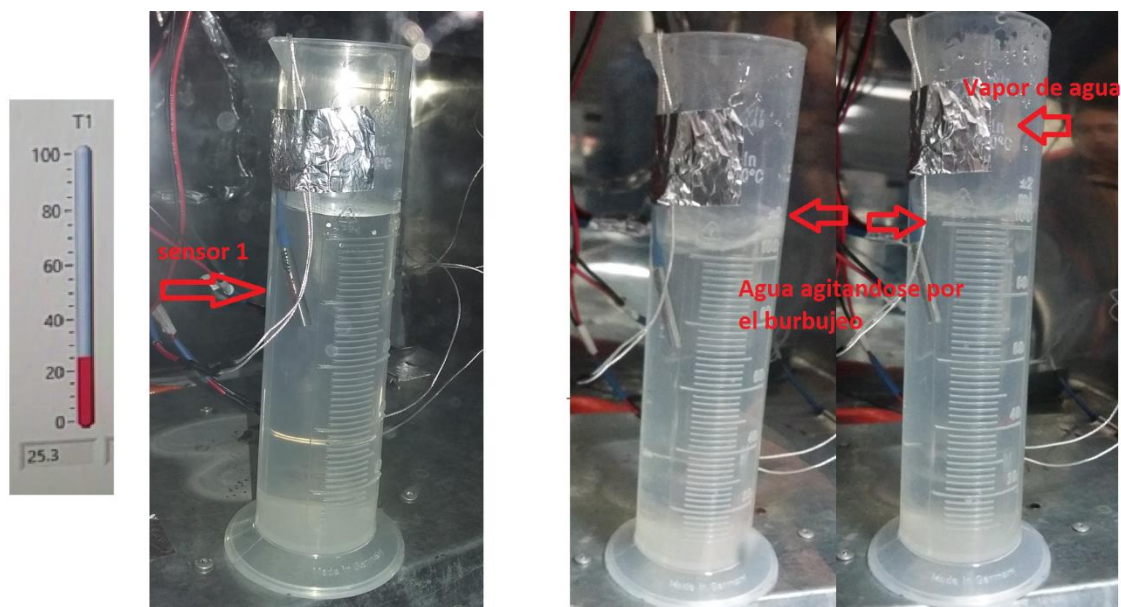


Figura 6. 9: Experimento de ebullición de agua a 25°C en la cámara de vacío.

### 6.3. PRUEBA DE CICLO TÉRMICO.

La prueba de ciclo térmico es el objetivo de este trabajo, teniendo buenos resultados podemos ya asegurar el cumplimiento del controlador de temperatura y el funcionamiento del módulo de termo vacío.

#### 6.3.1. Pruebas iniciales.

Teniendo ya conocimiento de los modelos matemáticos con que se desenvuelven los actuadores de calor y frio, presentamos una de las pruebas iniciales que se ha efectuado.

Las consideraciones iniciales que se dieron fueron:

- Nivel de vacío de 12Torr aprox (ocurrencia de oscilaciones no mayores de 3Torr).
- Periodo de oscilación 30 min.
- Tiempo "t" de programa de enfriamiento de 7min.
- Tiempo "t" de programa de calentamiento de 8 min.

## CAPÍTULO VI: PRUEBAS Y RESULTADOS

Ese tiempo que se ha establecido para llegar a los  $+55^{\circ}\text{C}$ , aproximadamente corresponde a un Angulo de disparo  $\varphi=150^{\circ}$ .

En esta primera experiencia se observa el comportamiento de nuestro algoritmo, el cual según al grafico obtenido, confirmamos que nuestro control si pretende hacer variar la temperatura en alta como en bajo, también con esta prueba se comprobó el correcto funcionamiento de las tarjetas electrónicas, como son la tarjeta de sensado con RTD y las dos tarjetas de potencia que controlan ambos actuadores.

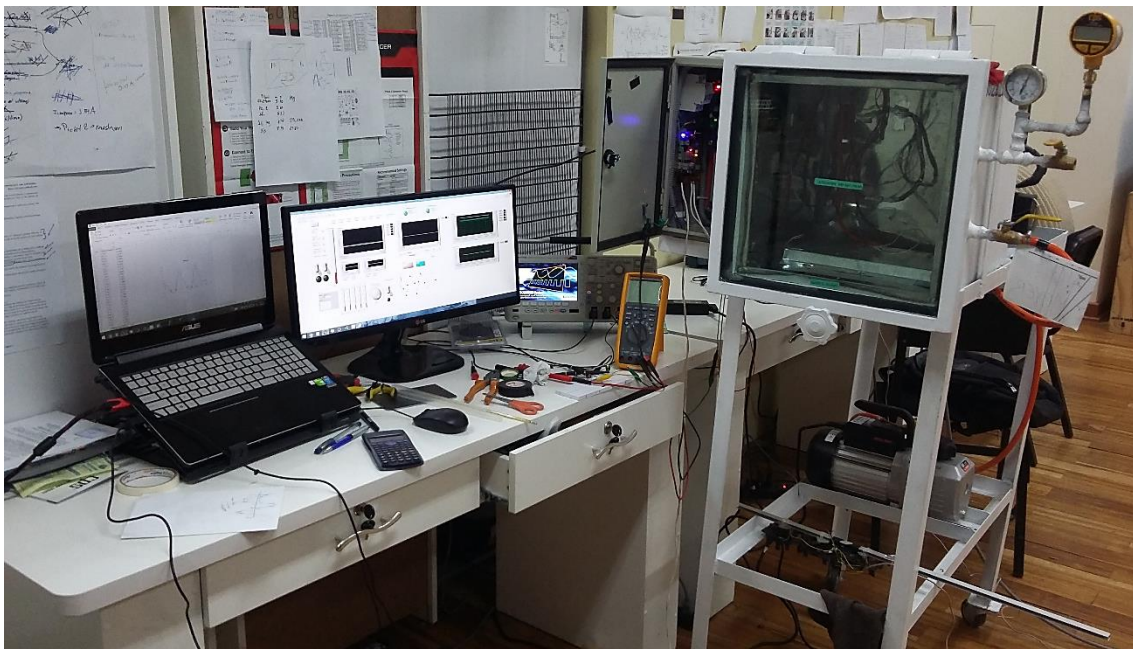


Figura 6. 10: Primera prueba inicial de ciclo térmico, lugar laboratorio del Nanosatélite de la UNSAAC.

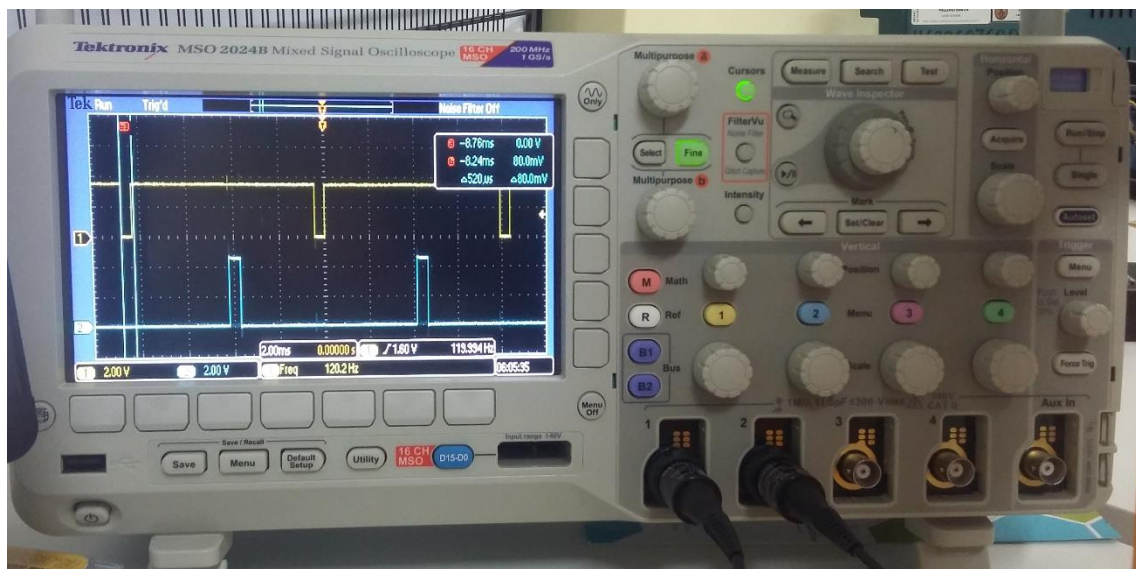


Figura 6. 11: Angulo de disparo de  $150^{\circ}$ .

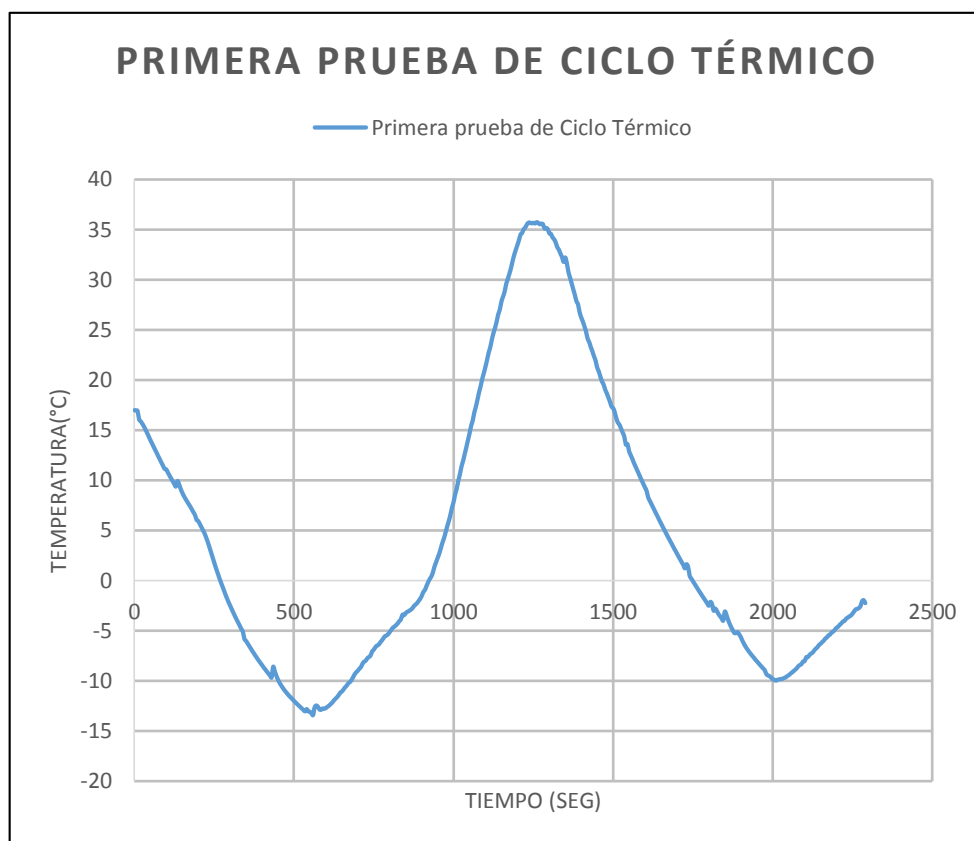


Figura 6. 12: Primera prueba de ciclo térmico.

Los primeros resultados citamos:

- Periodo de 1535segundos, que es equivalente a 25.58min.
- Temperaturas en los picos altos de 35.1°C.
- Temperaturas mínimas en los bajos de -13.41°C y de -9.81°C.

Esta prueba nos da una respuesta lógica de programa de control, pues bien verificando la concordancia de la respuesta debemos dar más tiempo en alta para llegar a los 55°C que es la temperatura superior que nos hemos planteado, pero debemos mantener las temperaturas baja.

Las siguientes pruebas a realizarse se fueron acercándose a nuestro periodo de 30min, así como también acercándonos a la temperatura en alta que son los 55°C.

### 6.3.2. Pruebas finales.

Con las experiencias previas y algunos ajustes en los tiempos que deben actuar ya sea en alta o en baja, definimos las nuevas condiciones iniciales.

- Nivel de vacío de 10Torr aprox (ocurrencia de oscilaciones no mayores de 2Torr).
- Periodo de oscilación 30 min.
- Tiempo "t" de programa de enfriamiento de 8min.

- Tiempo "t" de programa de calentamiento de 9min.

Debemos recalcar que para esta prueba hicimos algunas modificaciones en el programa, no de naturaleza del controlador, sino de repetir un ciclo más de recreación. Es decir obtener dos ciclos térmicos.

AL momento de repetir un segundo ciclo, vamos a obtener unos nuevos tiempos de enfriamiento y de calentamiento, puesto que cuando inicia el programa arranca en una temperatura ambiente, mientras que el segundo ciclo va empezar cuando acaba la temperatura en alta del primer ciclo. No es más que definir nuevos tiempos. Los resultados se muestran a continuación.

- Tiempo t1 enfriamiento (1er ciclo) de 8min.
- Tiempo t1 calentamiento (1er ciclo) de 9min.

EL ángulo de disparo para el primer ciclo es  $\varphi=130^\circ$ .

- Tiempo t2 enfriamiento (2do ciclo) de 14min.
- Tiempo t1 calentamiento (2do ciclo) de 9min.

EL ángulo de disparo para el segundo ciclo es  $\varphi=110^\circ$ .

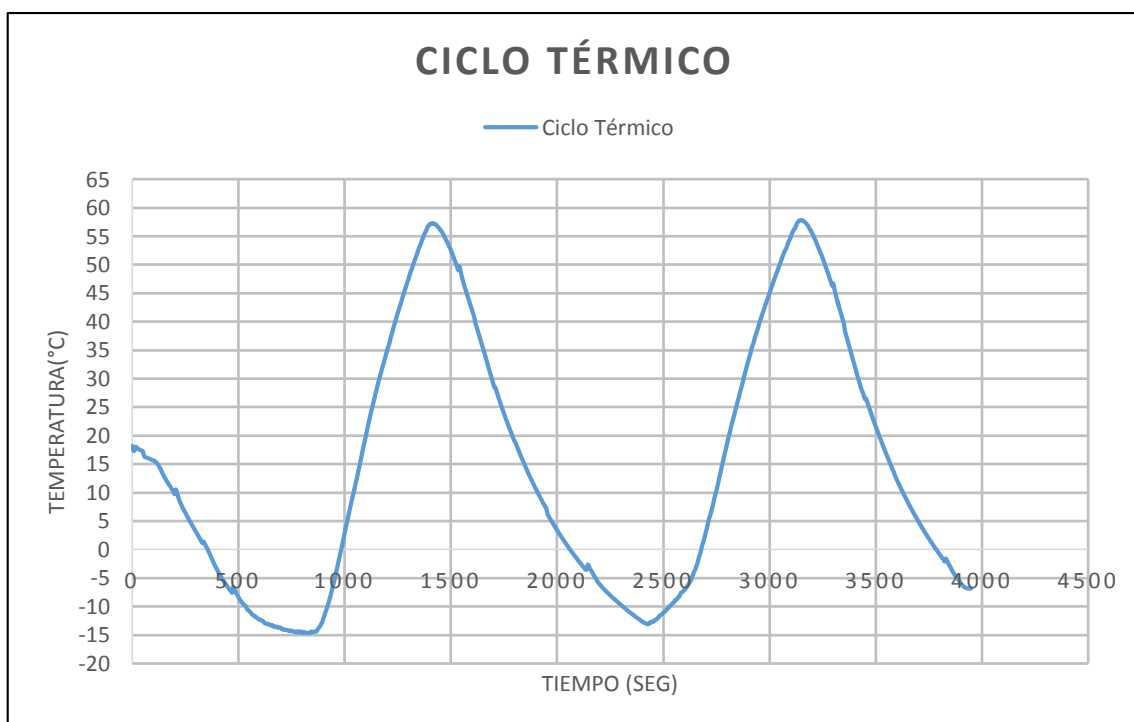


Figura 6. 13: Prueba final de ciclo térmico.

## CAPÍTULO VI: PRUEBAS Y RESULTADOS

Observamos en la Figura 6. 13, la recreación de 2 ciclos térmicos con variación de temperatura de 55°C y de -10°C, con un margen de histéresis de  $\pm 5^{\circ}\text{C}$ .

El periodo de cada ciclo es de 1820 segundos que equivalen a 30.3 minutos, tal como nos hemos planteado al inicio.

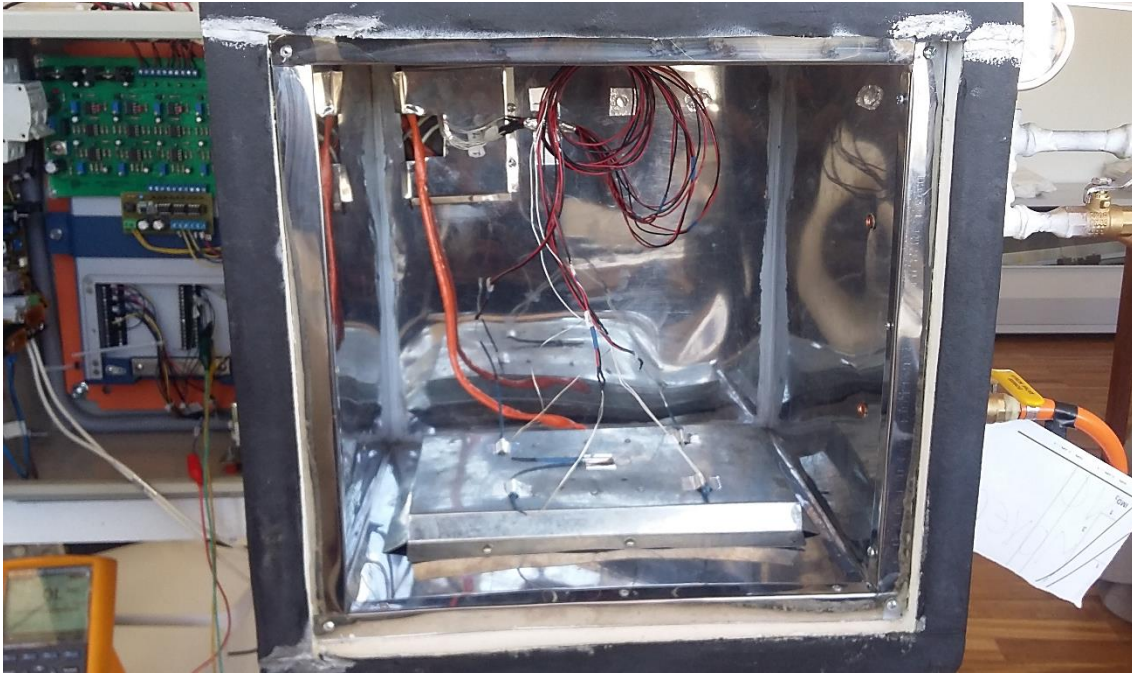


Figura 6. 14: Vista interior de la cámara de termo vacío después de la prueba de ciclo térmico

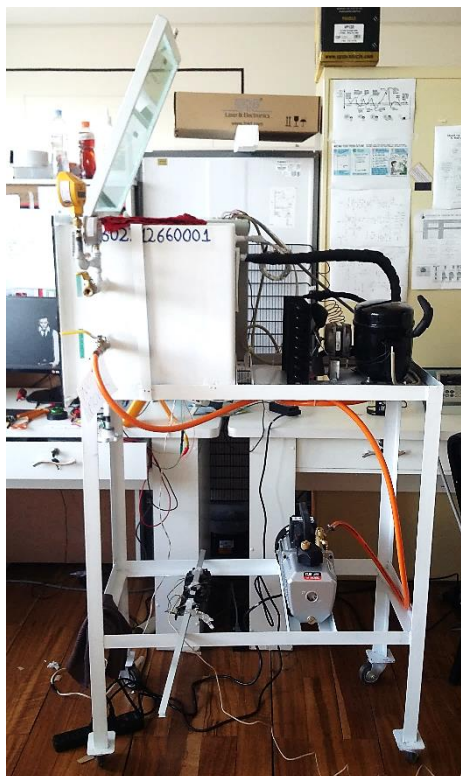


Figura 6. 15: Vista de perfil de la cámara de termo vacío para el UNSAAC SAT-I.

## CAPÍTULO VII COSTO DE IMPLEMENTACIÓN

En este capítulo detallamos el costo de todos los dispositivos que se ha utilizado en la ejecución de la presente tesis, como los que han sido elegidos y los que se han usado para pruebas de desarrollo, así como también materiales de manufactura de la cámara térmica y otros gastos.

| Materiales Electrónicos - Eléctricos |  |                     |                       |            |
|--------------------------------------|--|---------------------|-----------------------|------------|
| N°                                   | Descripción  | Cantidad (unidades) | Precio Unidad (Soles) | Precio(S/) |
| 1                                    | circuito LM358N  | 20                  | S/. 1.00              | S/. 20.00  |
| 2                                    | resistencias de 1/4 W                                    | 250                 | S/. 0.10              | S/. 25.00  |
| 3                                    | resistencias de 1/2 W                                    | 25                  | S/. 0.20              | S/. 5.00   |
| 4                                    | resistencias de 1 W                                      | 25                  | S/. 0.50              | S/. 12.50  |
| 5                                    | Transistor NPN 2N3904                                    | 12                  | S/. 0.50              | S/. 6.00   |
| 6                                    | Transistor 2N2222  | 12                  | S/. 0.50              | S/. 6.00   |
| 7                                    | Transistor NPN BC548                                     | 12                  | S/. 0.40              | S/. 4.80   |
| 8                                    | Transistor PNP BC558A                                    | 12                  | S/. 0.50              | S/. 6.00   |
| 9                                    | Potenciómetros multivuelatas                             | 36                  | S/. 0.80              | S/. 28.80  |
| 10                                   | Condensadores electrolíticos                             | 50                  | S/. 0.30              | S/. 15.00  |
| 11                                   | Condensadores cerámicos                                  | 50                  | S/. 0.10              | S/. 5.00   |
| 12                                   | Diodo zener 1N5231 (5.1 V)                               | 36                  | S/. 0.30              | S/. 10.80  |
| 13                                   | Puente de diodos   | 6                   | S/. 1.20              | S/. 7.20   |
| 14                                   | Diodo Led  | 24                  | S/. 0.30              | S/. 7.20   |
| 15                                   | Circuito 7812 (regulador de voltaje 12 V)                | 6                   | S/. 1.50              | S/. 9.00   |
| 16                                   | Circuito 7912 (regulador de voltaje negativo)            | 3                   | S/. 1.80              | S/. 5.40   |
| 17                                   | Circuito MOC 3021  | 6                   | S/. 2.00              | S/. 12.00  |
| 18                                   | Triac BT138  | 6                   | S/. 3.00              | S/. 18.00  |
| 19                                   | Fusibles   | 12                  | S/. 0.50              | S/. 6.00   |
| 20                                   | Relé   | 6                   | S/. 1.20              | S/. 7.20   |
| 21                                   | Circuitos TL062 (Amplificador operacional baja potencia) | 12                  | S/. 0.20              | S/. 2.40   |
| 22                                   | Diodo rectificador 1N4004                                | 24                  | S/. 0.20              | S/. 4.80   |
| 23                                   | Diodo Zener 1N5226 (3.3 V)                               | 24                  | S/. 0.30              | S/. 7.20   |
| 24                                   | Circuito fototransistor opto acoplador 4N25M 10V         | 12                  | S/. 1.00              | S/. 12.00  |
| 25                                   | Circuito integrado 555                                   | 4                   | S/. 0.50              | S/. 2.00   |
| 26                                   | Circuito regulador de voltaje 7812 (12 V)                | 6                   | S/. 1.50              | S/. 9.00   |
| 27                                   | Conectores   | 10                  | S/. 2.00              | S/. 20.00  |
| 28                                   | Disipadores  | 6                   | S/. 1.00              | S/. 6.00   |
| 29                                   | Plancha de cobre   | 1                   | S/. 120.00            | S/. 120.00 |
| 30                                   | Cables de potencia                                       | 1                   | S/. 150.00            | S/. 150.00 |
| 31                                   | Celdas peltier   | 6                   | S/. 20.00             | S/. 120.00 |
| 32                                   | Driver de potencia                                       | 1                   | S/. 150.00            | S/. 150.00 |
| 33                                   | Microcontralor Atmel                                     | 1                   | S/. 120.00            | S/. 120.00 |
| 34                                   | Reguladores de voltaje                                   | 6                   | S/. 35.00             | S/. 210.00 |

## CAPÍTULO VII: COSTO DE IMPLEMENTACIÓN

|    |                                 |    |            |              |
|----|---------------------------------|----|------------|--------------|
| 35 | Sensores de corriente ACS712    | 6  | S/. 35.00  | S/. 210.00   |
| 36 | Borneras y molex                | 36 | S/. 0.80   | S/. 28.80    |
| 37 | Sensor de temperatura PT100     | 6  | S/. 10.00  | S/. 60.00    |
| 38 | Pack de cables de conexión      | 2  | S/. 30.00  | S/. 60.00    |
| 39 | Resistencias de calor           | 4  | S/. 35.00  | S/. 140.00   |
| 40 | Amarra cables                   | 4  | S/. 15.00  | S/. 60.00    |
| 41 | Sensores de presión             | 6  | S/. 30.00  | S/. 180.00   |
| 42 | Baterías                        | 12 | S/. 20.00  | S/. 240.00   |
| 43 | Otros accesorios y dispositivos | 1  | S/. 500.00 | S/. 500.00   |
|    |                                 |    | Costo      | S/. 2,629.10 |

*Tabla 7. 1: Costo en dispositivos electrónicos-eléctricos.*

| Materiales Mecánicos |                       |                     |                       |              |
|----------------------|-----------------------|---------------------|-----------------------|--------------|
| N°                   | Descripción           | Cantidad (unidades) | Precio Unidad (Soles) | Precio(S/)   |
| 1                    | Cámara de vacío       | 1                   | S/. 1,600.00          | S/. 1,600.00 |
| 2                    | Bomba de vacío        | 1                   | S/. 1,000.00          | S/. 1,000.00 |
| 3                    | Vacuómetros analógico | 3                   | S/. 100.00            | S/. 300.00   |
| 4                    | Vacuómetro digital    | 1                   | S/. 800.00            | S/. 800.00   |
| 5                    | Compresor térmico     | 1                   | S/. 300.00            | S/. 300.00   |
| 6                    | Evaporador térmico    | 1                   | S/. 200.00            | S/. 200.00   |
| 7                    | Cañerías de cobre     | 1                   | S/. 300.00            | S/. 300.00   |
| 8                    | Gas refrigerante      | 1                   | S/. 120.00            | S/. 120.00   |
| 9                    | Estructura metálica   | 1                   | S/. 200.00            | S/. 200.00   |
| 10                   | Otros accesorios      | 1                   | S/. 800.00            | S/. 800.00   |
|                      |                       |                     | Costo                 | S/. 5,620.00 |

*Tabla 7. 2: Costo en material mecánico.*

|  |                      |
|--|----------------------|
| Materiales en dispositivos electrónicos y eléctricos | S/. 2,629.10         |
| Materiales en mecánica                               | S/. 5,620.00         |
| Horas - hombre                                       | S/. 10,000.00        |
| Material de escritorio                               | S/. 600.00           |
| Costos de importación y envío                        | S/. 500.00           |
| Otros  | S/. 700.00           |
| <b>COSTO TOTAL</b>                                   | <b>S/. 20,049.10</b> |

*Tabla 7. 3: Resumen de costo utilizado en la presente tesis.*



## CONCLUSIONES

Del desarrollo y la culminación de la presente tesis, se concluye lo siguiente:

- Se ha investigado los parámetros de temperatura de la órbita LEO a partir de experiencias de otros CubeSats, caso el CP3 que ha registra un rango de temperatura externa de  $-30^{\circ}\text{C}$  a  $50^{\circ}\text{C}$ , con un periodo orbital de 60min, sin embargo los requisitos térmicos para el buen desenvolvimiento de los componentes electrónicos están definidos en los límites de temperatura alta y baja en el peor de los casos como son de  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $+55^{\circ}\text{C}$  que limitan todas las misiones espaciales y son considerados como un entorno típico.
- Se ha evaluado la importancia de la condición de medio vacío y alto vacío, para pruebas en tierra dedicadas a CubeSat, puesto que los niveles de muy baja presión produce el fenómeno de desgasificación, lo cual ocasiona el desprendimiento de gases de los materiales con los que han sido fabricados los CubeSats.
- Se ha elaborado un diseño de prototipo de cámara térmica dedicada a pruebas de variación de temperatura en vacío para el nano satélite UNSAAC SAT-I, la cual ha sido implementada según los datos de diseño concernientes a la Órbita LEO.
- Se ha comparado y analizado los sensores y actuadores para la implementación de la cámara de termo vacío del nano satélite UNSAAC SAT-I, de los sensores se ha escogido a las RTDs en su presentación como PT100, por su linealidad, estabilidad y rango de temperatura que se acomoda mejor a los límites de trabajo, mientras que los actuadores son una resistencia de Nicrom para el caso de temperatura en alta, por su sencillez y fácil uso para generar calor, y un sistema de refrigeración de circuito cerrado con gas refrigerante, para el caso de enfriamiento, por ser mas cómodo y de fácil adquisición en el mercado de sus componentes y de la implementación frente a otros sistemas de refrigeración que usan técnicas más complicadas.
- Se ha desarrollado 3 sistemas de diferente naturaleza, que en conjunto logran efectuar la prueba de variación de temperatura en vacío dedicado a pruebas físicas de CubeSat, las cuales son un sistema térmico, un sistema electrónico de control y un sistema de vacío.
- Se implementó un sistema de control de temperatura que está conformada a la vez por un subsistema de sensado de temperatura con RTD/PT100, un subsistema de control de potencia para el del actuador de calor y un subsistema de control para el accionamiento del actuador de frío. Así también se ha logrado

satisfactoriamente la interconexión entre estos subsistemas a través de la tarjeta de adquisición NI DAQ-USB-6351 y el software LabVIEW.

- Hemos podido implementar un sistema de control en el software LabVIEW que manipula la variable de temperatura dentro de la cámara térmica, pudimos hacerla variar entre los límites de  $-10^{\circ}\text{C}$  a  $55^{\circ}\text{C}$  con un margen de histéresis de  $\pm 5^{\circ}\text{C}$ , con un periodo de 30min por ciclo.
- Se ha logrado elaborar una interfaz gráfica en el software LabVIEW para el monitoreo de las variables de entradas y salidas en tiempo real del proceso de la prueba de ciclo térmico dedicada al UNSAAC SAT-I.

## RECOMENDACIONES

- El plato de transferencia que va dentro de la cámara debe ser sujeto de diseño y análisis de material para una mejor conducción de calor para poder hacer más homogéneo la temperatura que se genera.
- Es recomendable hacer un cambio en la técnica de instalación del actuador de calor en la cámara, para poder hacer un mejor acoplamiento con el plato de transferencia, esto estará sujeto al diseño y estudio de un material exclusivo y a medida del plato de transferencia para la cámara térmica.
- Con respecto a los sensores RTDs/PT100 tienen la forma de un bulbo, su desempeño es válido para nuestras pruebas, sin embargo sí es aplicable el cambio por los de modelos de tipo plano y de menor dimensión.
- La conexión a la red eléctrica de 220VAC, debe contar con una tercera conexión a tierra, puesto que así se va a evitar problemas de estática y ruido eléctrico en la etapa de acondicionamiento de los sensores.
- Si bien se ha desarrollado un sistema de control básico como es el control ON/OFF con lazo de histéresis, es posible mejorar el desempeño del programa con otro tipo de control, pero estará sujeta a un análisis más elaborado para un posterior mejoramiento, esto conlleva ya un tema de desarrollo académico, puesto que el objetivo del simulador se está cumpliendo.
- Tener cuidado al manipular la ventana de la cámara, está fabricada con vidrio templado, puesto que tiene mayor probabilidad de romperse a cualquier impacto o choque.
- Al trabajar con una bomba de vacío, tener en cuenta que existe el peligro de una implosión, la cual es tan peligrosa como una explosión.
- El aceite de la bomba debe ser cambiada si toma una tonalidad gris o de aspecto contaminada, pues si no se la intercambia puede dañar a las paletas de la bomba.
- Se debe tomar en cuenta que por la funcionalidad de tener una ventana en la cámara, se es propenso a tener fugas, así como el pasa muro de fluido y de cables no están totalmente hermetizadas, es necesario hacer un sellado más fuerte de estas intersecciones, así como cambiar el empaque de la ventana de neopreno si se nota una excesiva cantidad de fuga.

## BIBLIOGRAFÍA

1. cubesatkit P-. Available from: <http://www.cubesatkit.com/>.
2. CubeSat Design Specification. The CubeSat Program, Cal Poly SLO [Internet].
3. Petkov MP. The Effects of Space Environments on Electronic Components 2003.
4. CV ICYTSD. RTD México 2016. Available from: <http://www.icytsa.com.mx/rtd.html>.
5. Takushi Tanaka YK, Takakazu Tanaka. Development and operations of nano-satellite FITSAT-1 (NIWAKA). 2015.
6. Pérez García M. Instrumentación Electrónica. 2da ed. España 2008.
7. Malvino AP. Principios de Electrónica. 6ta ed. España: MonoComp.S.A.; 1999.
8. Rodríguez MO. Comunicaciones Satelitales 2010. Available from: <https://comunicacionesvsat.wordpress.com/2010/11/04/comunicaciones-satelitales/>.
9. Talledo A. TECNOLOGÍA DE ALTO VACÍO HERRAMIENTA BÁSICA PARA EL DESARROLLO INDUSTRIAL. Lima - Perú Octubre, 2013.
10. Enrique Palacios FR, Lucas J. López. Microcontrolador PIC16F84. Desarrollo de proyectos. Primera edición ed. México 2004 agosto 2004.
11. Bryan Klofas KvD, Rick Doe, editor CTEC: CubeSat Thermal Environment Chamber. CubeSat Developers' Workshop 2009; 2009; 2009 CUBESAT DEVELOPER'S CONFERENCE, SAN LUIS OBISPO, CA: SRI International.
12. Pajares JAE. Simulador de Temperatura de un Sensor RTD PT100 mediante MicroConvertidor ADuC812 e Interfaz de Usuario LabVIEW: Escola Técnica Superior Ingeniería; 2011.
13. Arellano AdJS. Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario. México: UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO; 2015.
14. Robert F. Coughlin FFD. Amplificadores Operacionales y Circuitos Integrados Lineales. 4ta ed. México 1993.
15. Jeheon Jeon SL, Seyoung Yoon, Jongho Seon, Ho Jin, Donghun Lee, Robert P. Lin. Construction of a Thermal Vacuum Chamber for Environment Test of Triple CubeSat Mission TRIO-CINEMA. 2013.
16. Ryan Nugent RM, Alexander Chin, Roland Coelho, Dr. Jordi Puig-Suari. The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education. Aerospace Engineering Department California Polytechnic State University. San Luis Obispo, CA 93407.
17. Chen-Joe Fong AL, Allen Shie, Marco Yeh, Wen-Chen Chiou, Ming-Hsien Tsai, Pei-Yi Ho, Chin-Wen Liu, Ming-Shong Chang, Hsu-Pan Pan, Steven Tsai, Chiuder Hsiao. Lessons Learned of NSPO's Picosatellite Mission: YamSat - 1A, 1B & 1C. National Space Program Office, Taiwan, ROC, <http://www.nsp.gov.tw/>.
18. McKibbin JFaS. Thermal Analysis of the CubeSat CP3 Satellite. San Luis Obispo, CA: California Polytechnic State University; Julio, 2011.
19. Roman-Gonzalez A. THE UNSAAC ACTIVITIES IN AEROSPACE DEVELOPMENT. 2014.
20. Jamalipour A. Low Earth Orbital Satellites for Personal Communication Networks. ARTECH HOUSE I, editor 1998.
21. Co-Director PJP-SCP. Available from: <http://www.cubesat.org>.
22. Space IISI. CubeSat Structures.
23. Ravi A. Deepak RJT. Tinking Out of the Box: Space Science Beyond the CubeSat. 2012.
24. Encyclopedia Astronautica Available from: <http://www.astronautix.com/c/cubesat.html>.
25. GSFC-STD-7000. GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS) For GSFC Flight Programs and Projects. 4/22/2013.
26. Mashburn K. Simplified Configuration Management and Qualification Testing for CubeSats. Space Science and Engineering Laboratory Montana State University 2008.

27. Simmons R. MOLA Analysis Definitions 1995. Available from: <https://analyst.gsfc.nasa.gov/ryan/MOLA/definit.html>.
28. Frisancho AVM. DISEÑO DE UN NANOSATÉLITE PARA EL PROYECTO DE ESTUDIO ATMOSFÉRICO QB50. Lima, Perú: PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ; 2012.
29. Arturo P. Sandoval G. EEJ, Jorge L. Barahona A. Celdas Peltier: Una alternativa para sistemas de enfriamiento con base en semiconductor. Instituto de Electrónica Universidad Tecnológica de la Mixteca.
30. Canseco DEPD. DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN CONTROLADOR DE TEMPERATURA BASADO EN EL DISPOSITIVO PELTIER PARA CÁMARA AMBIENTAL EN LA PRUEBA DEL SATÉLITE PUCPSAT-1. Lima - Perú: PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ; marzo del 2011.
31. Czernik S. Design of the Thermal Control System for Compass-1: University of Applied Sciences Aachen Germany; August 2004.
32. Garner R. Mission to Hubble Making Hubble More Powerful Than Ever: Robert Garner, NASA's Goddard Space Flight Center. Thermal Vacuum Chamber]. Available from: [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/hubble/servicing/series/testing\\_chambers.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/hubble/servicing/series/testing_chambers.html).
33. SPACE SIMULATION: Testing Equipment for Space & Satellite Hardware Copyright 2015 Angstrom Engineering. Available from: <http://angstromengineering.com/applications/spaceenvironmental-simulation/>.
34. Armen Toorian RC, Simon Lee, Roland Coelho, Armen Toorian. DNEPR Safety Compliance Requirements (DSCR). August 2004.
35. RTD STANDARDS. Available from: [www.gilsoneng.com/reference/rtdinfo.pdf](http://www.gilsoneng.com/reference/rtdinfo.pdf).
36. RUIZ BC. ACTUADORES de temperatura 7 de Abril de 2014. Available from: <https://prezi.com/vk5erg8ch-df/actuadores-de-temperatura/>.
37. VILLAR JAGD. DISEÑO, FABRICACIÓN E INSTALACIÓN DE UN EQUIPO EN ALTO VACÍO PARA PREPARAR MUESTRAS DE PELÍCULAS DELGADAS DE SEMICONDUCTORES. Lima - Perú: PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ; Octubre 2008.
38. Operation Manual - CPS Pro\_Set VACUUM PUMP SERIES. In: CPS Products I, editor.
39. Owner's Manual-VG200 INDICADOR DIGITAL DE VACIO. In: CPS Products I, editor.
40. CPS - VACROMETER.
41. Walpole RE. PROBABILIDAD Y ESTADÍSTICA PARA INGENIERÍA Y CIENCIAS. 9na ed. México: Pearson Educación de México, S.A.; 2012.

## **ANEXOS**

- ANEXO A: VALIDACIÓN DE DATOS DEL SISTEMA DEL CIRCUITO ANALÓGICO DE SENSADO CON RTD/PT100
- ANEXO B: ESPECIFICACIONES DE DISEÑO DE UN CUBESAT – CDS, THE CUBESAT PROGRAM, CAL POLY SLO.
- ANEXO C: CÓDIGOS Y CÁLCULOS EN MATLAB
- ANEXO D: HOJA DE DATOS DE LA TARJETA DE ADQUISICIÓN NI USB-6351
- ANEXO E: PLANOS ELECTRÓNICOS

## ANEXO A: VALIDACIÓN DE DATOS DEL SISTEMA DEL CIRCUITO ANALÓGICO DE SENSADO CON RTD/PT100

### 1. JUSTIFICACIÓN:

En términos generales y explicación para este apartado, la validación se refiere al grado en que un instrumento realmente mide la variable que pretendemos medir.

Por la elección del tipo de sensor que se ha utilizado para el sistema de sensado de temperatura, el RTD en su presentación como PT100 presenta un modelo prácticamente lineal en la dependencia de su resistencia en función de la temperatura a la cual es sometida, luego de haber hecho el análisis y el diseño del circuito acondicionador, el modelo lineal se mantiene en la función de transferencia y en la variable de salida, para su respectiva validación debemos tratar con conceptos estadísticos de regresión lineal.

El concepto de análisis de regresión se refiere a encontrar la mejor relación entre Y X cuantificando la fuerza de esa relación, y empleando métodos que permitan predecir los valores de la respuesta dados los valores del regresor X.(41)

### 2. VARIABLES:

**Variable independiente:** Voltaje proveniente del circuito analógico de sensado con RTD/PT100.

**Variable dependiente:** Temperatura a medir, la cual hace actuar a los bulbos-PT100 y se está midiendo en grados centígrados (°C).

### 3. INSTRUMENTO PATRÓN:

Termómetro de mercurio, para uso en laboratorio de inmersión total de -20 a 110 °C, termómetro de mercurio fabricado en vidrio estable y recocido. Dicho termómetro debe sumergirse en la sustancia que quiere medirse para obtener valores correctos de temperatura. Así como de cualquier clase de líquidos que se encuentren en exposición ambiental o en reacción química.

|   |              |                                   |
|---|--------------|-----------------------------------|
|  | <b>MARCA</b> | <b>TAYLOR</b>                     |
|   | Rango        | -20 a 110 °C                      |
|   | Lectura      | Columna de mercurio, por contacto |
|   | Resolución   | divisiones de 1°C                 |
|   | Dimensión    | 14''                              |

#### 4. RECOLECCIÓN DE DATOS:

Los datos son obtenidos mediante nuestro interfaz creado en el software LabVIEW v14.0 conjuntamente conectada a nuestra tarjeta de adquisición NI USB-6351.



Ilustración A- 1 Interfaz LabVIEW Panel Frontal.

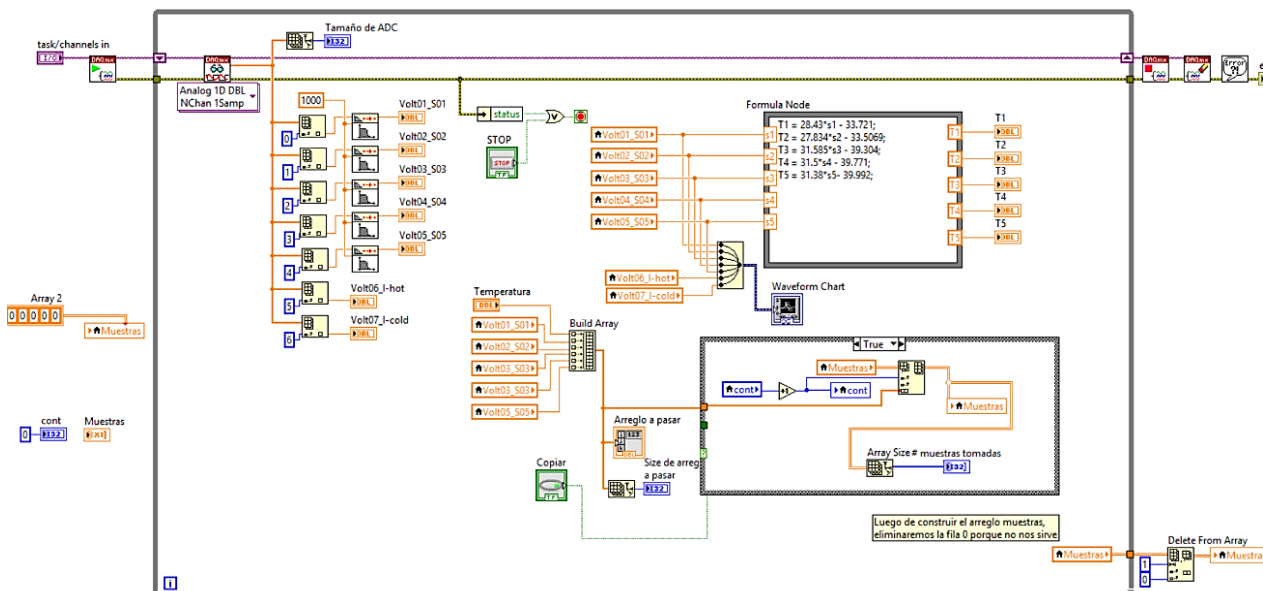


Ilustración A- 2 Interfaz LabVIEW Diagrama de bloques.



## 5. METODOLOGÍA:

Contamos con nuestro sistema de adquisición para medir la temperatura mediante los 5 bulbos respectivos a cada RTD, es decir podemos percibir la medida de temperatura a través de la lectura de los 5 canales de voltaje, cabe resaltar que la medida de la temperatura a asignar en cada punto de medida será mediante nuestro instrumento patrón que es el termómetro de vidrio.

Para asignar un punto de temperatura confiable, se han instalado en un espacio donde la temperatura sea lo más estable posible y se mantenga sin ninguna variación en un tiempo por lo menos prologando, donde así se pudo asignar un punto de prueba de temperatura a las medidas de voltaje de los bulbos, este espacio donde se efectuó las variaciones se hizo en un termo.

Dicho termo o también llamado vaso Dewar no es mas que un recipiente que se puede cerrar y así mantener excelentes características para un buen aislamiento térmico.

El termo que se ha utilizado es un producto común y comercial que se puede encontrar fácilmente, este se trata de dos envases, uno exterior de metal y uno interior de vidrio, estas están separadas por un espacio. La superficie interior del termo se un espejo, aprovechando la propiedad que este tiene para impedir el paso del calor. El poco calor que se puede escapar o también adquirir del exterior que pasa a través del espejo, se encuentra con el vacío de ese espacio entre las dos superficies y es sabido que en el vacío no hay transmisión de calor. De esa manera, la temperatura no tiene cómo salir ni entrar.

Para la variación de temperatura dentro del envase se ha utilizado agua común en estado líquido de forma caliente y fría hasta su punto de congelamiento.

El procedimiento es instalar el termómetro patrón conjuntamente los bulbos de los RTDs dentro del termo y variar la temperatura del interior insertando agua caliente casi al punto de ebullición y agregando agua fría progresivamente y a la vez tomar puntos de medida en cada agregado. Este programa se explica en el siguiente diagrama de flujo.

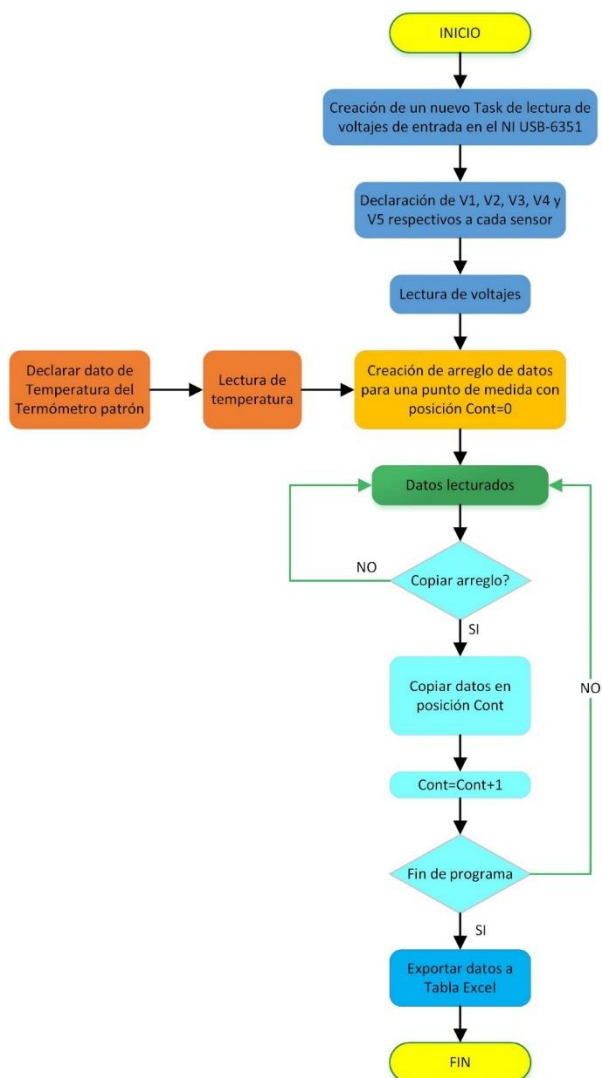


Ilustración A- 3 Diagrama de flujo para la obtención de puntos de medida de temperatura. (Diseño propio)

Luego de haber explicado el método para obtener datos de los puntos de medida, citaremos conceptos matemáticos y estadísticos que deben pasar dichos datos para la validación del instrumento.

EL software que se ha utilizado para el análisis muestral es el IBM SPSS STATISTICS 23, que nos brinda todos los resultados que queremos probar.

- **IDENTIFICACIÓN:**

Se declaran las variables dependiente e independiente de la función, luego generamos el diagrama de dispersión, se observa que la relación entre TEMPERATURA y VOLTAJE es directa y de naturaleza lineal, es decir puede ser caracterizada por una ecuación de primer grado, por consiguiente puede ser gobernada por la ecuación:

$$T = \alpha + \beta * V + \varepsilon \quad \text{Modelo poblacional lineal (modelo real)}$$

$$\hat{T} = \alpha + \beta * \hat{V} \quad \text{Modelo muestral lineal (modelo matemático equivalente)}$$

Donde: T=temperatura

V=voltaje

- **ESTIMACIÓN:**

Se hace la estimación de los parámetros  $\alpha$  y  $\beta$ , para ello utilizamos el método de mínimos cuadrados y hallar dichos parámetros poblacionales.

Podríamos decir que el parámetro  $\beta$  es la relación de cambio entre voltaje y temperatura, de la misma naturaleza que una pendiente de la función lineal y el parámetro  $\alpha$  a una constante o término independiente.

- **VALIDACIÓN:**

El modelo lineal estimado debe cumplir los siguientes supuestos.

**a) Linealidad:** viene representado por el coeficiente de determinación o coeficiente de regresión lineal, nos indica la intensidad o grado de dependencia entre las variables X e Y. El coeficiente de correlación r es un número que se obtiene mediante la fórmula.

$$r = \frac{\sum(x_i - \langle x \rangle)(y_i - \langle y \rangle)}{N\sigma_x\sigma_y}$$

Se declaran dos hipótesis:

$H_0$ : Es lineal si  $r \approx 1$  ( $r$  tiende a 1)

$H_1$ : No es lineal si  $r \neq 1$  ( $r$  muy diferente de 1)

**b) Normalidad:** es cuando los valores de la variable aleatoria dependiente siguen una distribución normal en la población a la que pertenece la muestra, o también se le puede definir cuando el comportamiento de la regresión es frecuente de acuerdo a un modelo matemático teórico que diferencia lo frecuente de lo raro, para este supuesto utilizaremos la prueba de Kolmogorov-Smirnov.

### PRUEBA DE KOLMOGOROV-SMIRNOV

Se aplica para contrastar la hipótesis de normalidad de la población, el estadístico de prueba es la máxima diferencia:

$$D = \text{máx}|F_n(x) - F_0(x)|$$

Siendo  $F_n(x)$  la función de distribución muestral y  $F_0(x)$  la función teórica o correspondiente a la población normal especificada en la hipótesis nula.

La distribución del estadístico de Kolmogorov-Smirnov es independiente de la distribución poblacional especificada en la hipótesis nula y los valores críticos de este estadístico están tabulados. Si la distribución postulada es la normal y se estiman sus parámetros, los valores críticos se obtienen aplicando la corrección de significación propuesta por Lilliefors.

Para esta prueba se debe cumplir que  $n \geq 50$ , es decir tener más de 50 datos, considerando un nivel de significancia del 0.05 debemos hallar el  $P_{valor}$ .

Se declaran dos hipótesis:

$$H_0: \text{Es normal si } P_{valor} > 0.05$$

$$H_1: \text{No es normal } P_{valor} < 0.05$$

**c) Independencia:** la independencia de 2 variables consiste en que la distribución de una de las variables es similar sea cual sea el nivel que examinemos de la otra. Esto se traduce en una tabla de contingencia en que las frecuencias de las filas (y también las columnas) son aproximadamente proporcionales. Posiblemente sea más cómodo reconocerlo usando en la tabla de contingencia los porcentajes por fila (y también columnas) y observando si estos son similares.

Dicho de forma matemática se debe cumplir que:

$$COV(y_i, y_{i-1}) = 0 ; \forall i \neq j$$

O también con la ecuación:

$$COV(\varepsilon_i, \varepsilon_{i-1}) = 0 ; \forall i \neq j$$

- **PREDICCIÓN:**

Teniendo ya en consideración los pasos anteriores podemos predecir los valores que puede tomar la variable dependiente (temperatura) en función de la que estamos midiendo para cualquier valor que este puede optar, ha de referirnos al voltaje.

| IDENTIFICACIÓN |  | ESTIMACIÓN DE PARÁMETROS |         |                          |    | VALIDACIÓN                    |    |  | PREDICCIÓN                |
|----------------|--|--------------------------|---------|--------------------------|----|-------------------------------|----|--|---------------------------|
|                | ¿Modelo poblacional tiende a una recta lineal? | Mínimos cuadrados        |         | Linealidad $r \approx 1$ |    | Normalidad $P_{valor} > 0.05$ |    | Independencia $COV(\varepsilon_i, \varepsilon_{i-1}) = 0 ; \forall i \neq j$ | Ecuación válida           |
|                |  | $\alpha$                 | $\beta$ |                          |    |                               |    |  |                           |
| Sensor_1       | Si   | - 33.696                 | 28.423  | 1.000                    | Si | $P_{valor} = 0.078$           | Si | 0  | Temp = 28.423*S1 - 33.696 |
| Sensor_2       | Si   | - 36.842                 | 28.075  | 1.000                    | Si | $P_{valor} = 0.077$           | Si | 0  | Temp = 28.075*S2 - 36.842 |
| Sensor_3       | Si   | - 36.582                 | 31.756  | 1.000                    | Si | $P_{valor} = 0.081$           | Si | 0  | Temp = 31.756*S3 - 36.582 |
| Sensor_4       | Si   | - 37.959                 | 30.791  | 0.999                    | Si | $P_{valor} = 0.075$           | Si | 0  | Temp = 30.791*S4 - 37.959 |
| Sensor_5       | Si   | - 42.558                 | 31.453  | 0.999                    | Si | $P_{valor} = 0.079$           | Si | 0  | Temp = 31.453*S5 - 42.558 |

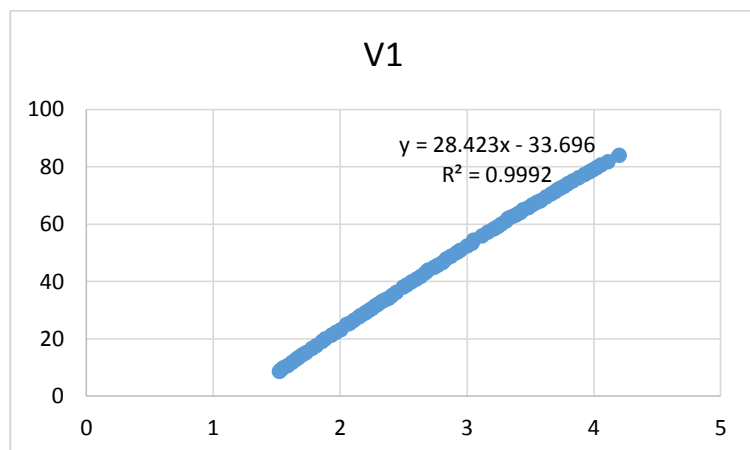
Ilustración A- 4: Tabla de parámetros matemáticos del sistema de medida de temperatura.

### Prueba de Kolmogorov-Smirnov.

|  | S1                  | S2                  | S3                  | S4                  | S5                  | Temp                |
|--|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
| N  | 81                  | 81                  | 81                  | 81                  | 81                  | 81                  |
| Parámetros normales <sup>a,b</sup> Media | 2,8007325           | 2,9475005           | 2,5976870           | 2,7237760           | 2,8126640           | 45,910              |
| Desviación estándar                      | ,77689078           | ,78647225           | ,69544089           | ,71704424           | ,70196154           | 22,0903             |
| Máximas diferencias Absoluta             | ,078                | ,077                | ,081                | ,075                | ,079                | ,085                |
| extremas Positivo                        | ,075                | ,077                | ,077                | ,075                | ,076                | ,075                |
| Negativo                                 | -,078               | -,077               | -,081               | -,075               | -,079               | -,085               |
| Estadístico de prueba                    | <b>,078</b>         | <b>,077</b>         | <b>,081</b>         | <b>,075</b>         | <b>,079</b>         | <b>,085</b>         |
| Sig. asintótica (bilateral)              | ,200 <sup>c,d</sup> | ,200 <sup>c,d</sup> | ,200 <sup>c,d</sup> | ,200 <sup>c,d</sup> | ,200 <sup>c,d</sup> | ,200 <sup>c,d</sup> |

- La distribución de prueba es normal.
- Se calcula a partir de datos.
- Corrección de significación de Lilliefors.
- Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

## SENSOR 1



*Ilustración A- 5: Diagrama de dispersión Sensor\_1.*

### Resumen del modelo

| Modelo | R                  | R cuadrado | R cuadrado ajustado | Error estándar de la estimación |
|--------|--------------------|------------|---------------------|---------------------------------|
| 1      | 1,000 <sup>a</sup> | ,999       | ,999                | ,6163                           |

a. Predictores: (Constante), S1

### Estadísticos descriptivos

|      |                     | Estadístico | Simulación de muestreo <sup>a</sup> |                |                              |           |
|------|---------------------|-------------|-------------------------------------|----------------|------------------------------|-----------|
|      |                     |             | Sesgo                               | Error estándar | Intervalo de confianza a 95% |           |
|      |                     |             |                                     |                | Inferior                     | Superior  |
| Temp | Media               | 45,910      | -,052                               | 2,411          | 41,253                       | 50,661    |
|      | Desviación estándar | 22,0903     | -,1720                              | 1,0870         | 19,6875                      | 24,0150   |
|      | N                   | 81          | 0                                   | 0              | 81                           | 81        |
| S1   | Media               | 2,8007325   | -,0018553                           | ,0848135       | 2,6400334                    | 2,9693028 |
|      | Desviación estándar | ,77689078   | -,00614402                          | ,03880541      | ,69284229                    | ,84492627 |
|      | N                   | 81          | 0                                   | 0              | 81                           | 81        |

### ANOVA<sup>a</sup>

| Modelo |           | Suma de cuadrados | gl | Media cuadrática | F          | Sig.              |
|--------|-----------|-------------------|----|------------------|------------|-------------------|
| 1      | Regresión | 39008,328         | 1  | 39008,328        | 102706,451 | ,000 <sup>b</sup> |
|        | Residuo   | 30,005            | 79 | ,380             |            |                   |
|        | Total     | 39038,332         | 80 |                  |            |                   |

a. Variable dependiente: Temp

b. Predictores: (Constante), S1

### Coeficientes<sup>a</sup>

| Modelo |             | Coeficientes no estandarizados |                | Coeficientes estandarizados |  | t        | Sig. |
|--------|-------------|--------------------------------|----------------|-----------------------------|--|----------|------|
|        |             | B                              | Error estándar | Beta                        |  |          |      |
| 1      | (Constante) | -33,696                        | ,258           |                             |  | -130,776 | ,000 |
|        | S1          | 28,423                         | ,089           | 1,000                       |  | 320,478  | ,000 |

## SENSOR 2

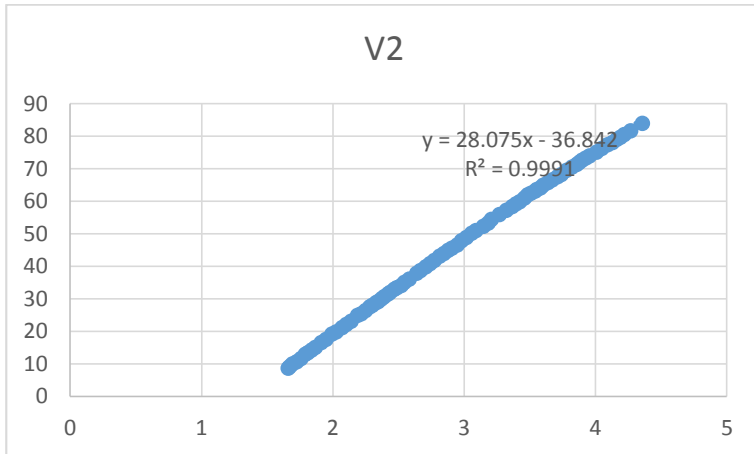


Ilustración A- 6: Diagrama de dispersión Sensor\_2.

### Resumen del modelo

| Modelo | R                  | R cuadrado | R cuadrado ajustado | Error estándar de la estimación |
|--------|--------------------|------------|---------------------|---------------------------------|
| 1      | 1,000 <sup>a</sup> | ,999       | ,999                | ,6632                           |

a. Predictores: (Constante), S2

### Estadísticos descriptivos

|      |                     | Estadístico | Simulación de muestreo <sup>a</sup> |                |                              |           |
|------|---------------------|-------------|-------------------------------------|----------------|------------------------------|-----------|
|      |                     |             | Sesgo                               | Error estándar | Intervalo de confianza a 95% |           |
|      |                     |             |                                     |                | Inferior                     | Superior  |
| Temp | Media               | 45,910      | -,103                               | 2,423          | 40,967                       | 50,481    |
|      | Desviación estándar | 22,0903     | -,1701                              | 1,0694         | 19,9338                      | 24,1021   |
|      | N                   | 81          | 0                                   | 0              | 81                           | 81        |
| S2   | Media               | 2,9475005   | -,0037200                           | ,0862885       | 2,7716087                    | 3,1103331 |
|      | Desviación estándar | ,78647225   | -,00618160                          | ,03859670      | ,70789029                    | ,85965403 |
|      | N                   | 81          | 0                                   | 0              | 81                           | 81        |

### ANOVA<sup>a</sup>

| Modelo |           | Suma de cuadrados | gl | Media cuadrática | F         | Sig.              |
|--------|-----------|-------------------|----|------------------|-----------|-------------------|
| 1      | Regresión | 39003,590         | 1  | 39003,590        | 88689,401 | ,000 <sup>b</sup> |
|        | Residuo   | 34,742            | 79 | ,440             |           |                   |
|        | Total     | 39038,332         | 80 |                  |           |                   |

a. Variable dependiente: Temp

b. Predictores: (Constante), S2

### Coeficientes<sup>a</sup>

| Modelo |             | Coeficientes no estandarizados |                | Coeficientes estandarizados | t        | Sig. |
|--------|-------------|--------------------------------|----------------|-----------------------------|----------|------|
|        |             | B                              | Error estándar | Beta                        |          |      |
| 1      | (Constante) | -36,842                        | ,287           |                             | -128,158 | ,000 |
|        | S2          | 28,075                         | ,094           | 1,000                       | 297,808  | ,000 |

### SENSOR 3

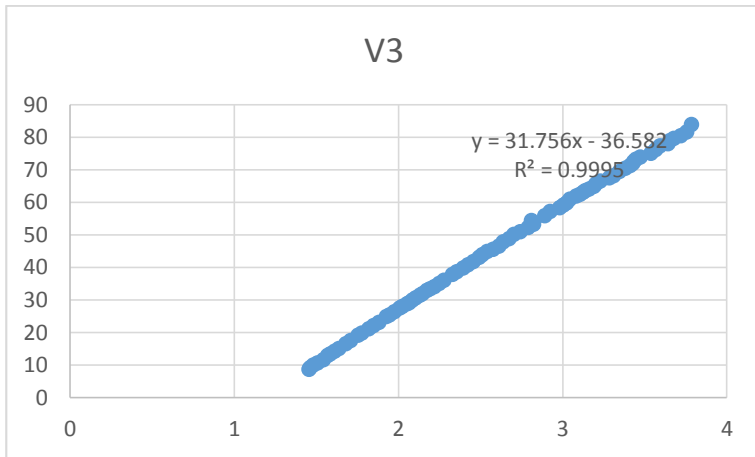


Ilustración A- 7: Diagrama de dispersión Sensor\_3.

#### Resumen del modelo

| Modelo | R                  | R cuadrado | R cuadrado ajustado | Error estándar de la estimación |
|--------|--------------------|------------|---------------------|---------------------------------|
| 1      | 1,000 <sup>a</sup> | ,999       | ,999                | ,5086                           |

a. Predictores: (Constante), S3

#### Estadísticos descriptivos

|      | Estadístico         | Simulación de muestreo <sup>a</sup> |                |                              |           |           |
|------|---------------------|-------------------------------------|----------------|------------------------------|-----------|-----------|
|      |                     | Sesgo                               | Error estándar | Intervalo de confianza a 95% |           |           |
|      |                     |                                     |                | Inferior                     | Superior  |           |
| Temp | Media               | 45,910                              | ,029           | 2,369                        | 40,904    | 50,678    |
|      | Desviación estándar | 22,0903                             | -,1695         | 1,1277                       | 19,5912   | 24,0826   |
|      | N                   | 81                                  | 0              | 0                            | 81        | 81        |
| S3   | Media               | 2,5976870                           | ,0008717       | ,0746948                     | 2,4413556 | 2,7485944 |
|      | Desviación estándar | ,69544089                           | -,00530350     | ,03553638                    | ,61623613 | ,75771632 |
|      | N                   | 81                                  | 0              | 0                            | 81        | 81        |

#### ANOVA<sup>a</sup>

| Modelo | Suma de cuadrados | gl        | Media cuadrática | F         | Sig.       |                   |
|--------|-------------------|-----------|------------------|-----------|------------|-------------------|
| 1      | Regresión         | 39017,894 | 1                | 39017,894 | 150818,102 | ,000 <sup>b</sup> |
|        | Residuo           | 20,438    | 79               | ,259      |            |                   |
|        | Total             | 39038,332 | 80               |           |            |                   |

a. Variable dependiente: Temp

b. Predictores: (Constante), S3

#### Coefficientes<sup>a</sup>

| Modelo |             | Coefficients no estandarizados |                | Coefficientes estandarizados | t        | Sig. |
|--------|-------------|--------------------------------|----------------|------------------------------|----------|------|
|        |             | B                              | Error estándar | Beta                         |          |      |
| 1      | (Constante) | -36,582                        | ,220           |                              | -166,431 | ,000 |
|        | S3          | 31,756                         | ,082           | 1,000                        | 388,353  | ,000 |



## SENSOR 4

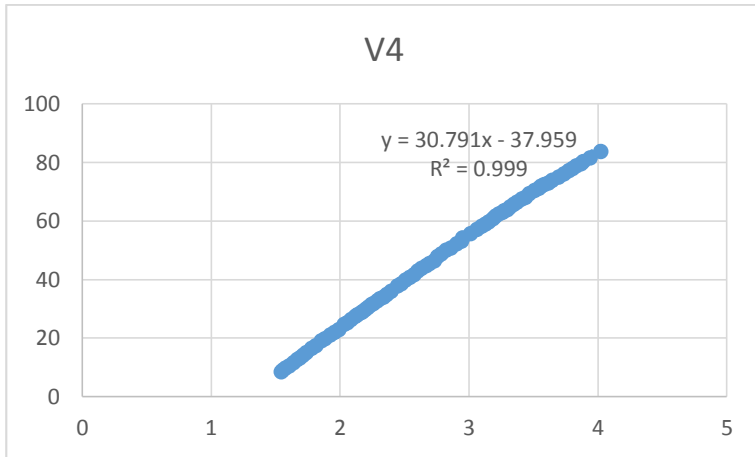


Ilustración A- 8: Diagrama de dispersión Sensor\_4.

### Resumen del modelo

| Modelo | R                 | R cuadrado | R cuadrado ajustado | Error estándar de la estimación |
|--------|-------------------|------------|---------------------|---------------------------------|
| 1      | ,999 <sup>a</sup> | ,999       | ,999                | ,7193                           |

a. Predictores: (Constante), S4

### Estadísticos descriptivos

|      |                     | Estadístico | Simulación de muestreo <sup>a</sup> |                |                              |           |
|------|---------------------|-------------|-------------------------------------|----------------|------------------------------|-----------|
|      |                     |             | Sesgo                               | Error estándar | Intervalo de confianza a 95% |           |
|      |                     |             |                                     |                | Inferior                     | Superior  |
| Temp | Media               | 45,910      | ,019                                | 2,551          | 41,207                       | 50,927    |
|      | Desviación estándar | 22,0903     | -,1943                              | 1,0504         | 19,7464                      | 23,9814   |
|      | N                   | 81          | 0                                   | 0              | 81                           | 81        |
| S4   | Media               | 2,7237760   | ,0005821                            | ,0828059       | 2,5711163                    | 2,8869955 |
|      | Desviación estándar | ,71704424   | -,00640638                          | ,03480384      | ,63997757                    | ,78119963 |
|      | N                   | 81          | 0                                   | 0              | 81                           | 81        |

### ANOVA<sup>a</sup>

| Modelo |           | Suma de cuadrados | gl | Media cuadrática | F         | Sig.              |
|--------|-----------|-------------------|----|------------------|-----------|-------------------|
| 1      | Regresión | 38997,459         | 1  | 38997,459        | 75375,193 | ,000 <sup>b</sup> |
|        | Residuo   | 40,873            | 79 | ,517             |           |                   |
|        | Total     | 39038,332         | 80 |                  |           |                   |

a. Variable dependiente: Temp

b. Predictores: (Constante), S4

### Coeficientes<sup>a</sup>

| Modelo |             | Coeficientes no estandarizados |                | Coeficientes estandarizados | t        | Sig. |
|--------|-------------|--------------------------------|----------------|-----------------------------|----------|------|
|        |             | B                              | Error estándar | Beta                        |          |      |
| 1      | (Constante) | -37,959                        | ,316           |                             | -120,212 | ,000 |
|        | S4          | 30,791                         | ,112           | ,999                        | 274,545  | ,000 |

## SENSOR 5

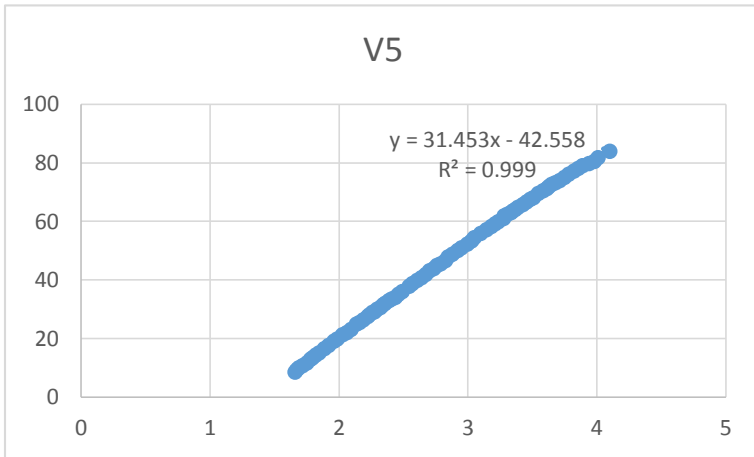


Ilustración A- 9: Diagrama de dispersión Sensor\_5.

### Resumen del modelo

| Modelo | R                 | R cuadrado | R cuadrado ajustado | Error estándar de la estimación |
|--------|-------------------|------------|---------------------|---------------------------------|
| 1      | ,999 <sup>a</sup> | ,999       | ,999                | ,7077                           |

a. Predictores: (Constante), S5

### Estadísticos descriptivos

|      |                     |           |            |           | Inferior  | Superior  |
|------|---------------------|-----------|------------|-----------|-----------|-----------|
| Temp | Media               | 45,910    | ,042       | 2,501     | 40,965    | 50,938    |
|      | Desviación estándar | 22,0903   | -,1340     | 1,0843    | 19,8118   | 24,0761   |
|      | N                   | 81        | 0          | 0         | 81        | 81        |
| S5   | Media               | 2,8126640 | ,0014712   | ,0794512  | 2,6553719 | 2,9726376 |
|      | Desviación estándar | ,70196154 | -,00408548 | ,03532608 | ,62886241 | ,76848888 |
|      | N                   | 81        | 0          | 0         | 81        | 81        |

### ANOVA<sup>a</sup>

| Modelo |           | Suma de cuadrados | gl | Media cuadrática | F         | Sig.              |
|--------|-----------|-------------------|----|------------------|-----------|-------------------|
| 1      | Regresión | 38998,763         | 1  | 38998,763        | 77860,681 | ,000 <sup>b</sup> |
|        | Residuo   | 39,569            | 79 | ,501             |           |                   |
|        | Total     | 39038,332         | 80 |                  |           |                   |

a. Variable dependiente: Temp

b. Predictores: (Constante), S5

### Coeficientes<sup>a</sup>

| Modelo |             | Coeficientes no estandarizados |                | Coeficientes estandarizados | t        | Sig. |
|--------|-------------|--------------------------------|----------------|-----------------------------|----------|------|
|        |             | B                              | Error estándar | Beta                        |          |      |
| 1      | (Constante) | -42,558                        | ,327           |                             | -130,284 | ,000 |
|        | S5          | 31,453                         | ,113           | ,999                        | 279,035  | ,000 |

a. Variable dependiente: Temp

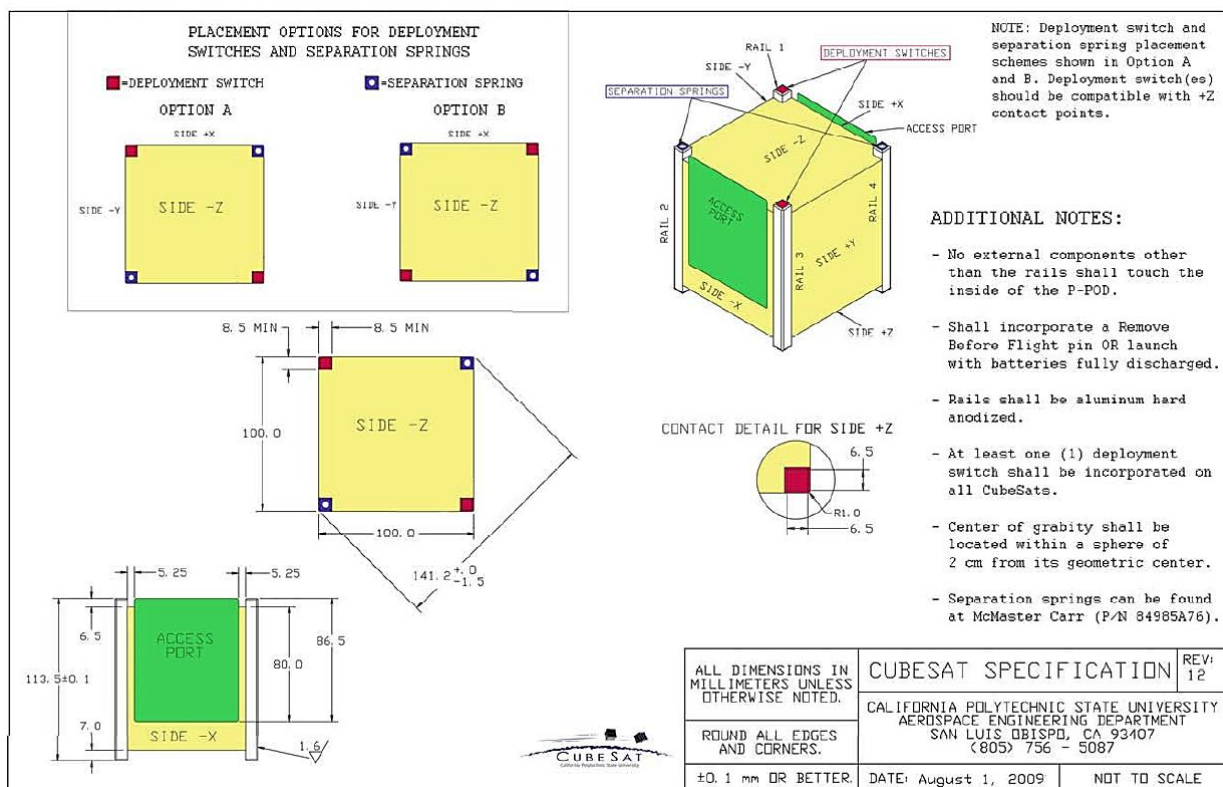
## ANEXO B: ESPECIFICACIONES DE DISEÑO DE UN CUBESAT – CDS, THE CUBESAT PROGRAM, CAL POLY SLO.

### VISION GENERAL:

El proyecto CubeSat comenzó en 1999 como un esfuerzo de colaboración entre el profesor Jordi Puig-Suari de la Universidad Politécnica de California (Cal Poly), San Luis Obispo y el profesor Bob Twiggs del Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales (SSDL) de la Universidad de Stanford. El propósito del proyecto es proporcionar un estándar para el diseño de picosatélites para reducir costos y tiempo de desarrollo, aumentar la accesibilidad al espacio y sostener lanzamientos frecuentes.

En la actualidad, el Proyecto CubeSat es una colaboración internacional de más de 100 universidades, escuelas secundarias y empresas privadas que desarrollan picosatélites que contienen cargas científicas, privadas y gubernamentales.

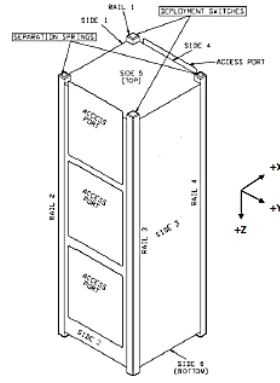
Un CubeSat es un cubo de 10 cm con una masa de hasta 1,33 kg. Los desarrolladores se benefician del intercambio de información dentro de la comunidad. Si planea iniciar un proyecto CubeSat, póngase en contacto con Cal Poly. Visite el sitio web de CubeSat en <http://cubesat.org> para obtener más información.



# CubeSat Acceptance Checklist

Revision: 12  
 Revision Date: August 1, 2009  
 Author: Riki Munakata

This document is intended to be used concurrently with the CubeSat Integration Procedure (CIP) and should be used by developers before and after each testing phase to verify the CubeSat dimensions did not change.



| List Item            | Actual | Required                         |
|----------------------|--------|----------------------------------|
| Mass                 | _____  | ≤ 4000g                          |
| Remove Before Flight | _____  | Protrudes ≤ 6.5 mm               |
| Spring Plungers      | _____  | Option (A/B)<br>Functional (Y/N) |
| Rails                | _____  | Anodized (Y/N)                   |
| Deployment Switches  | _____  | Option (A/B)<br>Functional (Y/N) |

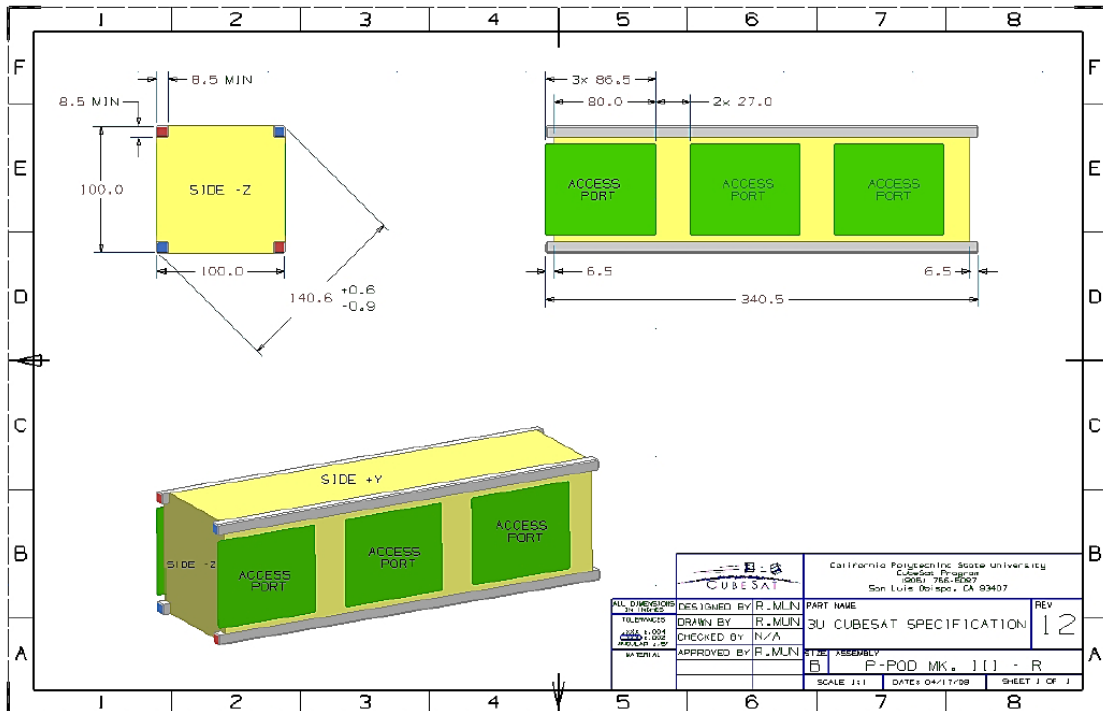
| Width [x-y], Top    |       |               |
|---------------------|-------|---------------|
| Side 1              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 2              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 3              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 4              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Width [x-y], Middle |       |               |
| Side 1              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 2              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 3              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 4              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Width [x-y], Bottom |       |               |
| Side 1              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 2              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 3              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |
| Side 4              | _____ | 100.0 ± 0.1mm |

| List Item  | Actual | Required      |
|------------|--------|---------------|
| Height [z] |        |               |
| Rail 1     | _____  | 340.5 ± 0.3mm |
| Rail 2     | _____  | 340.5 ± 0.3mm |
| Rail 3     | _____  | 340.5 ± 0.3mm |
| Rail 4     | _____  | 340.5 ± 0.3mm |

| Diagonal [x-y] |       |  |
|----------------|-------|--|
| Top 1&3        | _____ | 141.2 <sup>+0</sup> <sub>-1.5</sub> mm |
| Top 2&4        | _____ | 141.2 <sup>+0</sup> <sub>-1.5</sub> mm |
| Bottom 1&3     | _____ | 141.2 <sup>+0</sup> <sub>-1.5</sub> mm |
| Bottom 2&4     | _____ | 141.2 <sup>+0</sup> <sub>-1.5</sub> mm |

| Protrusions |       |             |
|-------------|-------|-------------|
| Side 1      | _____ | 6.5 + 0.0mm |
| Side 2      | _____ | 6.5 + 0.0mm |
| Side 3      | _____ | 6.5 + 0.0mm |
| Side 4      | _____ | 6.5 + 0.0mm |
| Side 5      | _____ | 6.5 + 0.0mm |
| Side 6      | _____ | 6.5 + 0.0mm |

|                |               |
|----------------|---------------|
| Authorized By: | Testing Info: |
| IT #1: _____   | Date: _____   |
| IT #2: _____   | Passed: Y / N |



|                     |                          |              |
|---------------------|--------------------------|--------------|
| DESIGNED BY: R. MLN | PART NAME                | REV          |
| DRAWN BY: R. MLN    | 3U CUBESAT SPECIFICATION | 12           |
| CHECKED BY: N/A     | SCALE                    | 1:1          |
| APPROVED BY: R. MLN | DATE: 04/17/09           | SHEET 1 OF 1 |

## ANEXO C: CÓDIGOS Y CÁLCULOS EN MATLAB

### CARACTERIZACIÓN DE UN RTD/PT100

```
clc
clear all
T=-40:0.1:100;
alfa=0.00385;
Ro=100;
Rt=Ro*(1+alfa*T);

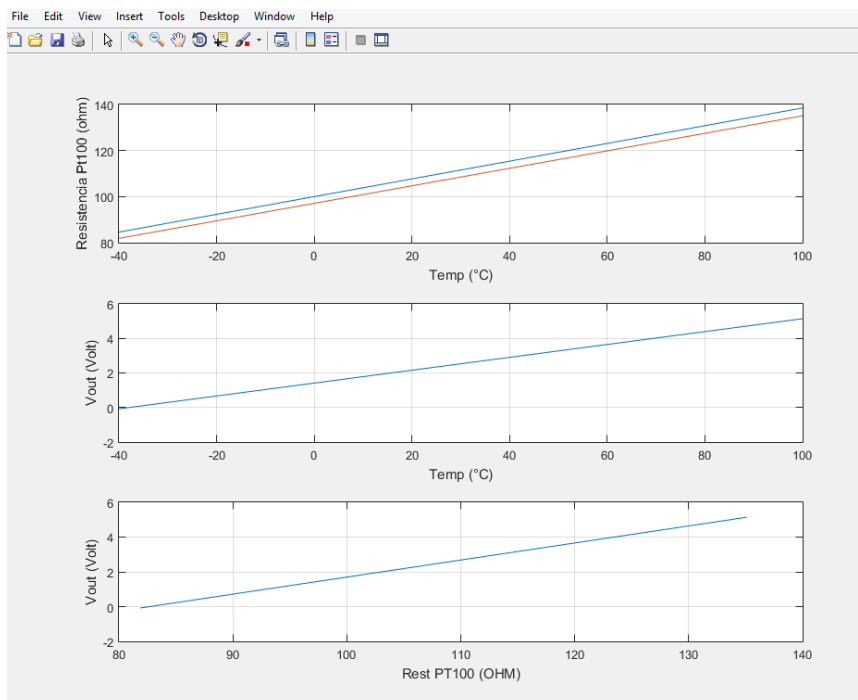
alfa1=0.003915;
Ro1=97.088;
Rt1=Ro1*(1+alfa1*T);

%%Vout=0.09158655414*Rt1-7.822045051;
%%Vout=0.09182135*Rt1-7.83288944;
%%a 1mA con rest de aprox
Vout=0.0968194*Rt-8.2692;
subplot(3,1,1)
plot(T,Rt,T,Rt1)

grid on
xlabel('Temp (°C)')
ylabel('Resistencia Pt100 (ohm)')

subplot(3,1,2)
plot(T,Vout)
grid on
xlabel('Temp (°C)')
ylabel('Vout (Volt)')

subplot(3,1,3)
plot(Rt1,Vout)
grid on
xlabel('Rest PT100 (OHM)')
ylabel('Vout (Volt)')
```



## ANÁLISIS DEL CIRCUITO SENSADO DE TEMPERATURA CON RTD/PT100

```

clear all
%%caracterizacion de un PT100
T=-40:0.1:100; %Rango de Temperarura
R0=100; % 100ohm a 0'C
a=3.85*10^(-3); %C^-1
Rt=R0*(1+a*T); %ecuacion de un PT100

subplot(2,3,1)
plot(T,Rt)
grid on
title('Ecuacion de salida de un PT100')
legend('Grafica de Rt=f(Temp)')
xlabel('Temperatura (°C)')
ylabel('Resistencia Rt(ohm)')

%%Etapa de conversion de Rt a Volt // amplificador inversor
Vi=3;
R1=3000; %para tener un corriente de 10mA por el RTD
R2=Rt;

VRTD=-(R2/R1)*Vi;
subplot(2,3,2)
plot(T,VRTD,'r')
grid on
title('Entrada Rt -> Salida VRTD')
legend('VRTD=f(T)')
xlabel('Temperatura (°C)')
ylabel('VRTD(volt)')

%%Etapa del lnealizdor
%ECUACION DE LA RECTA
% (x-x1)/(x2-x1)=(y-y1)/(y2-y1)
% DONDE:y=Vli x=VRTD // x1=VRTD(T=100°C) x2=VRTD(T=-40°C)
% // y1=Vli=valor positivo de VRTDmin
% // y2=Vli=0
% Despejando de la ecuacion de la Recta queda de la siguiente manera
% Vli=A*VRTD+B
% Donde: A=(y2-y1)/(x2-x1)
% B=y1-x1*((y2-y1)/(x2-x1))
% size(VRTD) ans = [1 1401] tamaño de la matriz VTDR
%entonces
global x2;
x2=VRTD(1,1);
global x1;
x1=VRTD(1,1401);

y1=abs(x1);
y2=0;

A=(y2-y1)/(x2-x1);
B=y1-x1*((y2-y1)/(x2-x1));

Vli=(A*VRTD)+ B;
subplot(2,3,3)
plot(VRTD,Vli,'g')
grid on
title('Entrada VRTD -> Salida Vli')
legend('Vli=f(VRTD)')

```

```

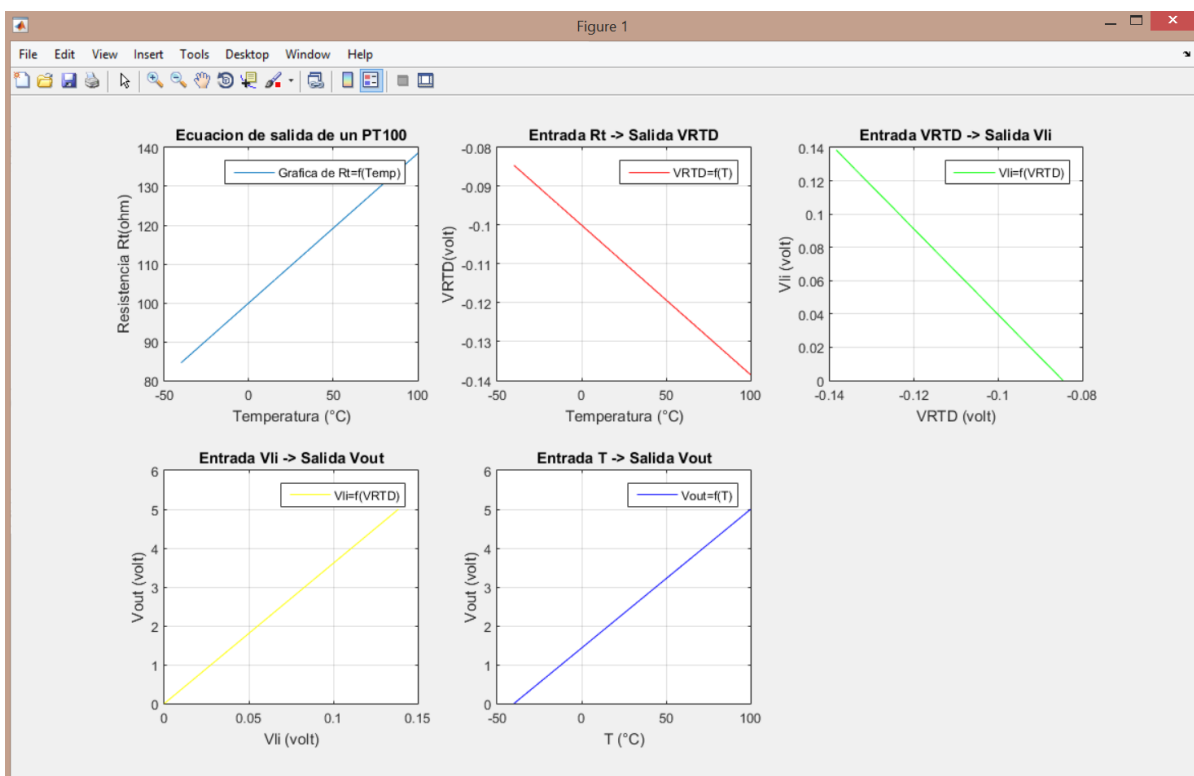
xlabel('VRTD (volt)')
ylabel('Vli (volt)')

%Etapa del Escalador
% entonces en sabemos que Vli=<0 , 1.385 > =(x1,x2)
% necesitamos una funcion de salida Vout=<0,5> =(y1,y2)
% desarrollando la ecuacion de la recta
% Vout=A*Vli+B
% Donde: A=(y2-y1)/(x2-x1)
% B=y1-x1*((y2-y1)/x2-x1)
Vout=36.1011*Vli;
subplot(2,3,4)
plot(Vli,Vout,'y')
grid on
title('Entrada Vli -> Salida Vout')
legend('Vli=f(VRTD)')
xlabel('Vli (volt)')
ylabel('Vout (volt)')

subplot(2,3,5)
plot(T,Vout,'b')
grid on
title('Entrada T -> Salida Vout')
legend('Vout=f(T)')
xlabel('T (°C)')
ylabel('Vout (volt)')

clear all

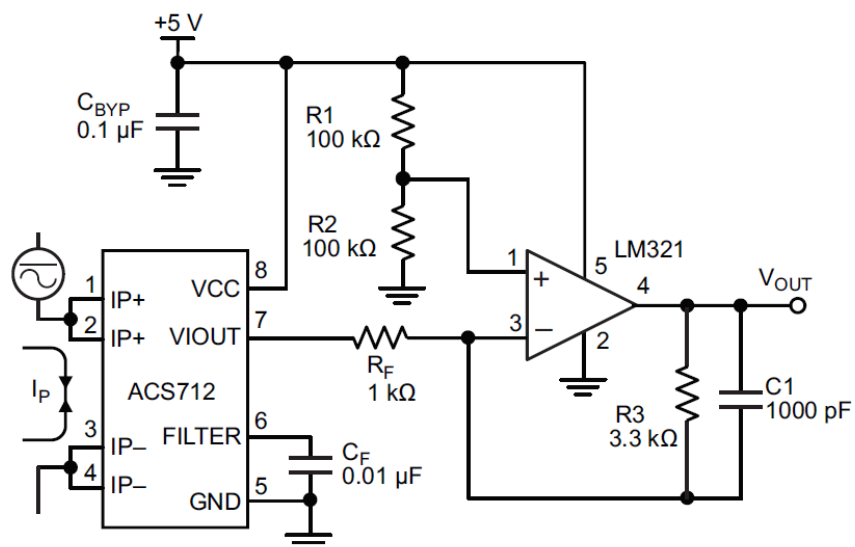
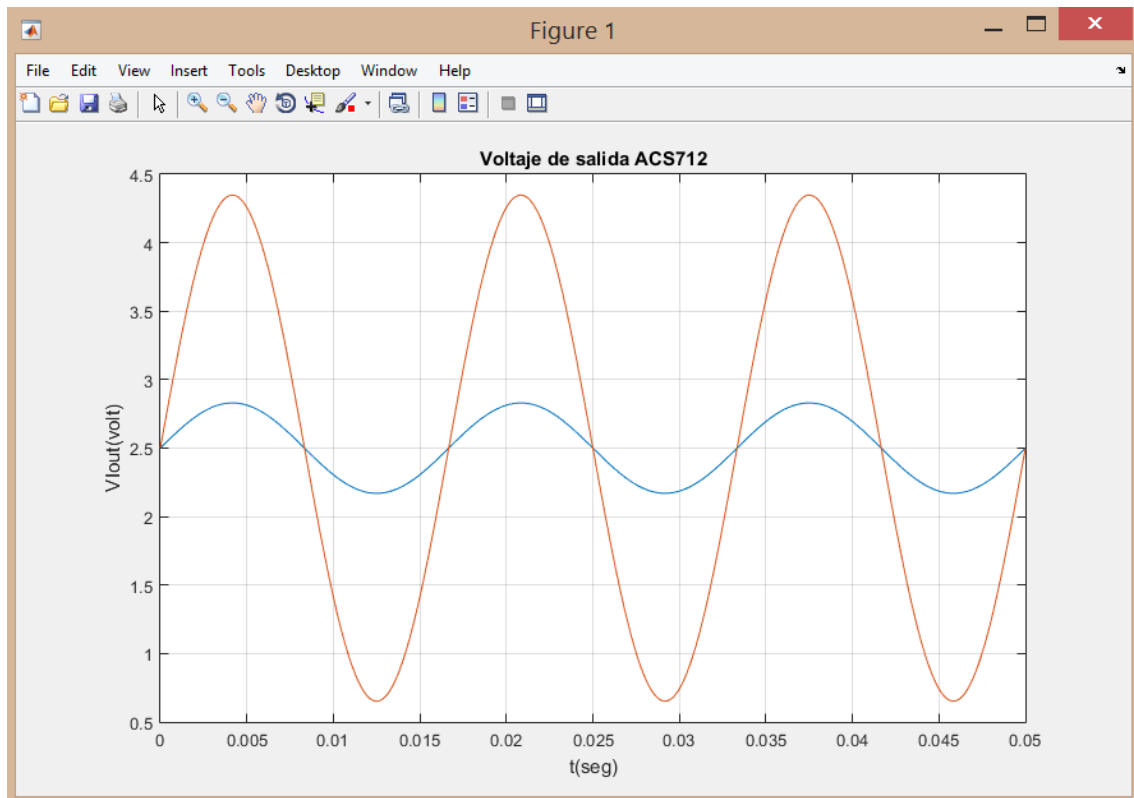
```



SIMULACION DE GANANCIAS DEL SENSOR ACS712

```

t=0:0.0001:0.05;
x=2.5+0.066*5*sin(2*3.1415*60*t);
x1=2.5+0.066*5*5.6*sin(2*3.1415*60*t);
plot(t,x,t,x1)
grid on
title('Voltaje de salida ACS712')
xlabel('t(seg)')
ylabel('Vlout(volt)')
    
```



Application 3. This configuration increases gain to 610 mV/A (tested using the ACS712ELC-05A).



# ANEXO D: HOJA DE DATOS DE LA TARJETA DE ADQUISICIÓN NI USB-6351

## DEVICE SPECIFICATIONS

# NI 6351

X Series Data Acquisition: 1.25 MS/s, 16 AI, 24 DIO, 2 AO

The following specifications are typical at 25 °C, unless otherwise noted. For more information about the NI 6351, refer to the *X Series User Manual* available from [ni.com/manuals](http://ni.com/manuals).

## Analog Input

|  |   |
|--|---|
| Number of channels   | 8 differential or 16 single ended                 |
| ADC resolution   | 16 bits   |
| DNL  | No missing codes guaranteed                       |
| INL  | Refer to the <i>AI Absolute Accuracy</i> section. |
| Sample rate  |   |
| Single channel maximum   | 1.25 MS/s   |
| Multichannel maximum (aggregate)                                 | 1.00 MS/s   |
| Minimum  | No minimum  |
| Timing resolution  | 10 ns   |
| Timing accuracy  | 50 ppm of sample rate                             |
| Input coupling   | DC  |
| Input range  | ±0.1 V, ±0.2 V, ±0.5 V, ±1 V, ±2 V, ±5 V, ±10 V   |
| Maximum working voltage for analog inputs (signal + common mode) | ±11 V of AI GND                                   |
| CMRR (DC to 60 Hz)   | 100 dB  |
| Input impedance  |   |
| Device on  |   |
| AI+ to AI GND  | >10 GΩ in parallel with 100 pF                    |
| AI- to AI GND  | >10 GΩ in parallel with 100 pF                    |

|  |                                      |
|--|--------------------------------------|
| Device off   |                                      |
| AI+ to AI GND  | 820 Ω                                |
| AI- to AI GND  | 820 Ω                                |
| Input bias current   | ±100 pA                              |
| Crosstalk (at 100 kHz)   |                                      |
| Adjacent channels  | -75 dB                               |
| Non-adjacent channels  | -95 dB                               |
| Small signal bandwidth (-3 dB)                                 | 1.7 MHz                              |
| Input FIFO size  | 2,047 samples                        |
| Scan list memory   | 4,095 entries                        |
| Data transfers   |                                      |
| PCIe   | DMA (scatter-gather), programmed I/O |
| USB  | USB Signal Stream, programmed I/O    |
| Overvoltage protection for all analog input and sense channels |                                      |
| Device on  | ±25 V for up to two AI pins          |
| Device off   | ±15 V for up to two AI pins          |
| Input current during overvoltage condition                     | ±20 mA max/AI pin                    |

## Setting Time for Multichannel Measurements

| Range                   | ±60 ppm of Step (±4 LSB for Full-Scale Step) | ±15 ppm of Step (±1 LSB for Full-Scale Step) |
|-------------------------|--|--|
| ±10 V, ±5 V, ±2 V, ±1 V | 1 μs   | 1.5 μs                                       |
| ±0.5 V                  | 1.5 μs                                       | 2 μs   |
| ±0.2 V, ±0.1 V          | 2 μs   | 8 μs   |

## Digital I/O/PFI

### Static Characteristics

|                          |  |
|--------------------------|--|
| Number of channels       | 24 total, 8 (P0.<0..7>),<br>16 (PFI.<0..7>/P1, PFI.<8..15>/P2) |
| Ground reference         | D GND  |
| Direction control        | Each terminal individually programmable as input or output     |
| Pull-down resistor       | 50 k $\Omega$ typical, 20 k $\Omega$ minimum                   |
| Input voltage protection | $\pm$ 20 V on up to two pins                                   |

 **Caution** Stresses beyond those listed under the *Input voltage protection* specification may cause permanent damage to the device.

### Waveform Characteristics (Port 0 Only)

|                                |                    |
|--------------------------------|--------------------|
| Terminals used                 | Port 0 (P0.<0..7>) |
| Port/sample size               | Up to 8 bits       |
| Waveform generation (DO) FIFO  | 2,047 samples      |
| Waveform acquisition (DI) FIFO | 255 samples        |
| DI Sample Clock frequency      |                    |

|                           |  |
|---------------------------|--|
| PCIe                      | 0 to 10 MHz, system and bus activity dependent |
| USB                       | 0 to 1 MHz, system and bus activity dependent  |
| DO Sample Clock frequency |  |
| PCIe                      |  |
| Regenerate from FIFO      | 0 to 10 MHz                                    |
| Streaming from memory     | 0 to 10 MHz, system and bus activity dependent |
| USB                       |  |
| Regenerate from FIFO      | 0 to 10 MHz                                    |
| Streaming from memory     | 0 to 1 MHz, system and bus activity dependent  |

#### Data transfers

|                              |   |
|------------------------------|---|
| PCIe                         | DMA (scatter-gather), programmed I/O    |
| USB                          | USB Signal Stream, programmed I/O       |
| Digital line filter settings | 160 ns, 10.24 $\mu$ s, 5.12 ms, disable |

### PFI/Port 1/Port 2 Functionality

|                          |   |
|--------------------------|---|
| Functionality            | Static digital input, static digital output, timing input, timing output  |
| Timing output sources    | Many AI, AO, counter, DI, DO timing signals   |
| Debounce filter settings | 90 ns, 5.12 $\mu$ s, 2.56 ms, custom interval, disable; programmable high and low transitions; selectable per input |

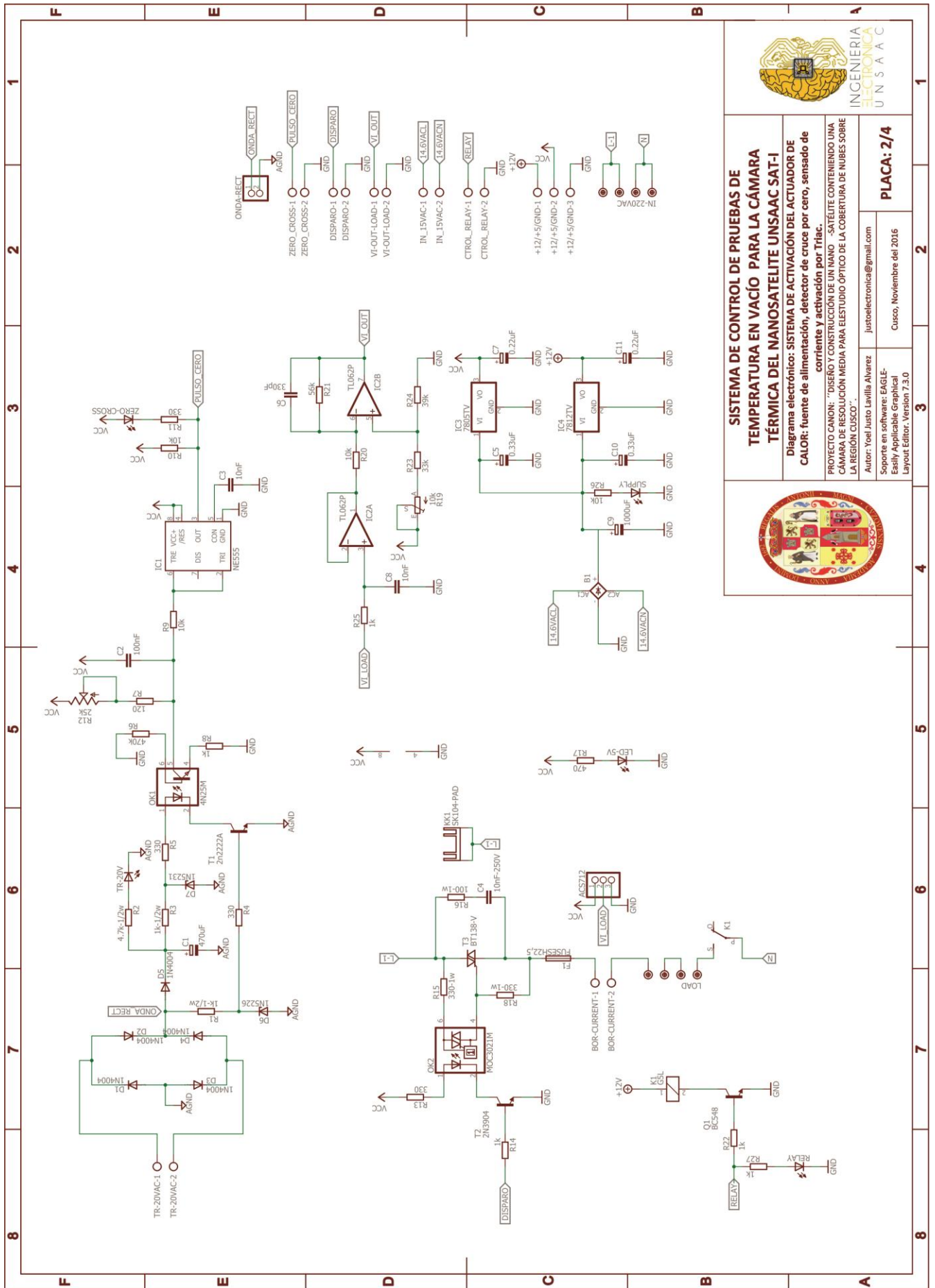
### Recommended Operating Conditions

|  |                |
|--|----------------|
| Input high voltage (V <sub>IH</sub> )  |                |
| Minimum                                | 2.2 V          |
| Maximum                                | 5.25 V         |
| Input low voltage (V <sub>IL</sub> )   |                |
| Minimum                                | 0 V            |
| Maximum                                | 0.8 V          |
| Output high current (I <sub>OH</sub> ) |                |
| P0.<0..7>                              | -24 mA maximum |
| PFI.<0..15>/P1/P2                      | -16 mA maximum |
| Output low current (I <sub>OL</sub> )  |                |
| P0.<0..7>                              | 24 mA maximum  |
| PFI.<0..15>/P1/P2                      | 16 mA maximum  |

### Digital I/O Characteristics

|  |                     |
|--|---------------------|
| Positive-going threshold (VT+)                             | 2.2 V maximum       |
| Negative-going threshold (VT-)                             | 0.8 V minimum       |
| Delta VT hysteresis (VT+ - VT-)                            | 0.2 V minimum       |
| I <sub>IL</sub> input low current (V <sub>IN</sub> = 0 V)  | -10 $\mu$ A maximum |
| I <sub>IH</sub> input high current (V <sub>IN</sub> = 5 V) | 250 $\mu$ A maximum |





**SISTEMA DE CONTROL DE PRUEBAS DE TEMPERATURA EN VACÍO PARA LA CÁMARA TÉRMICA DEL NANOSATELITE UNSAAC SAT-I**

Diagrama electrónico: SISTEMA DE ACTIVACIÓN DEL ACTUADOR DE CALOR: fuente de alimentación, detector de cruce por cero, sensor de corriente y activación por Triac.

PROYECTO CANON: "DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN MANDO -SATELÍTE CONTENIENDO UNA CÁMARA DE RESOLUCIÓN MEDIA PARA EL ESTUDIO ÓPTICO DE LA COBERTURA DE NUBES SOBRE LA REGIÓN CUSCO".

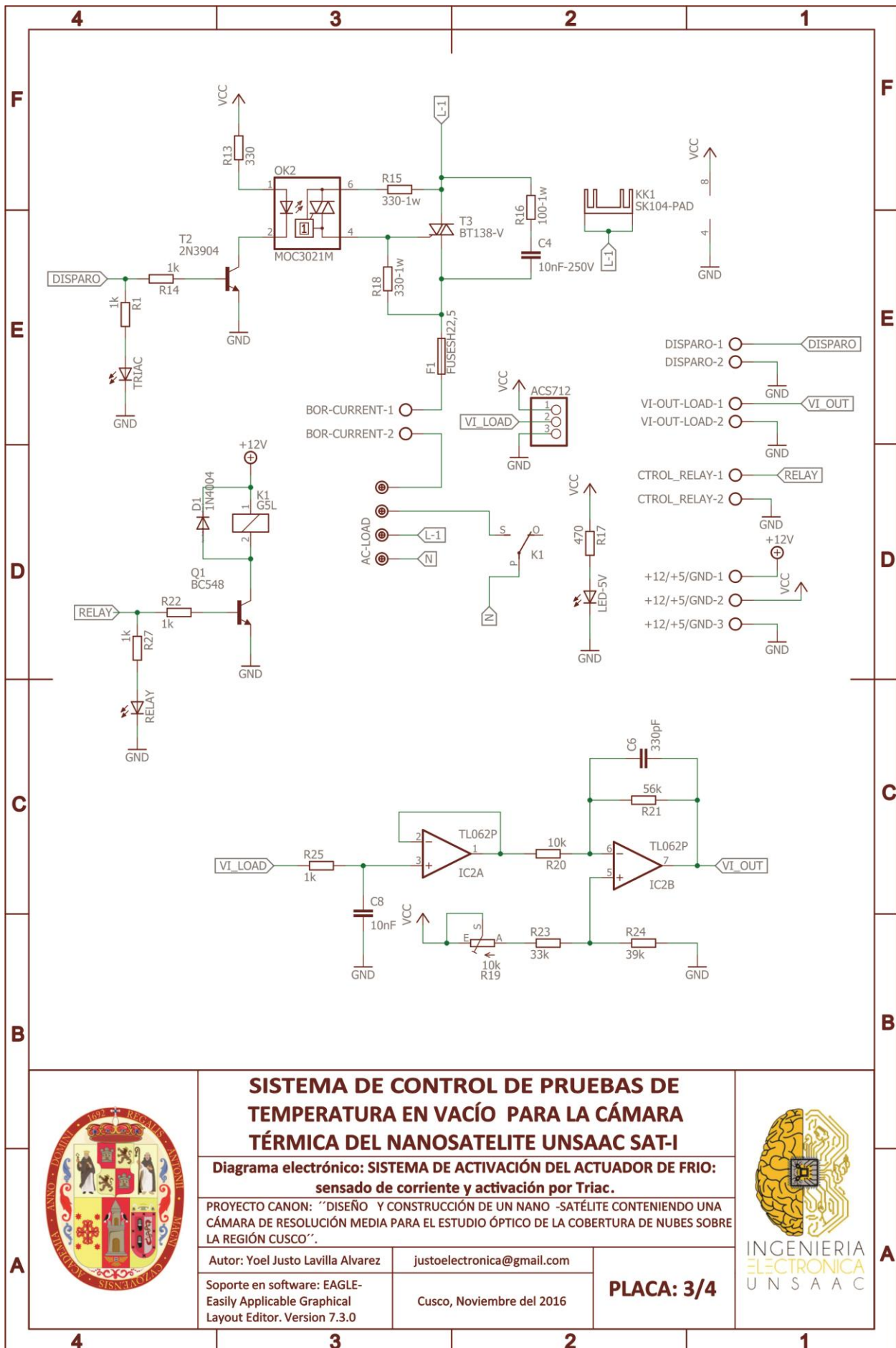
Autor: Yoel Justo Lavilla Alvarez  
justoelavilla@gmail.com

Soporte en software: EAGLE- Easily Applicable Graphical Layout Editor. Version 7.3.0

**PLACA: 2/4**

Cusco, Noviembre del 2016





**SISTEMA DE CONTROL DE PRUEBAS DE TEMPERATURA EN VACÍO PARA LA CÁMARA TÉRMICA DEL NANOSATELITE UNSAAC SAT-I**

**Diagrama electrónico: SISTEMA DE ACTIVACIÓN DEL ACTUADOR DE FRIO: sensado de corriente y activación por Triac.**

PROYECTO CANON: "DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN NANO -SATÉLITE CONTENIENDO UNA CÁMARA DE RESOLUCIÓN MEDIA PARA EL ESTUDIO ÓPTICO DE LA COBERTURA DE NUBES SOBRE LA REGIÓN CUSCO".

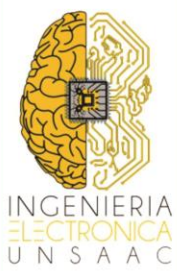
Autor: Yoel Justo Lavilla Alvarez

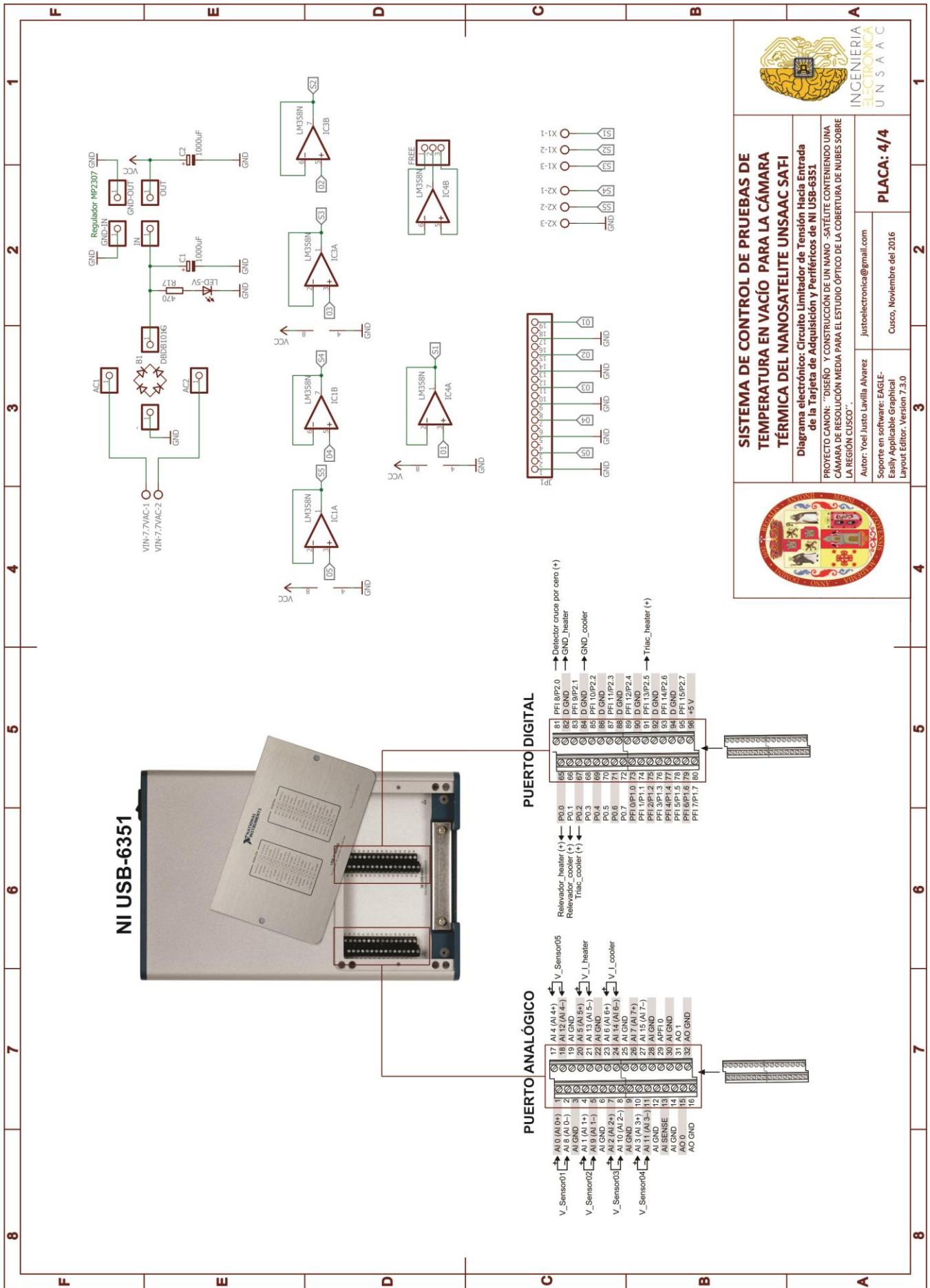
justoelectronica@gmail.com

Soporte en software: EAGLE- Easily Applicable Graphical Layout Editor. Version 7.3.0

Cusco, Noviembre del 2016

**PLACA: 3/4**





**SISTEMA DE CONTROL DE PRUEBAS DE TEMPERATURA EN VACÍO PARA LA CÁMARA TÉRMICA DEL NANOSATELITE UNSAAC SATI**

Diagrama electrónico: Circuito Limitador de Tensión Entrada de la Tarjeta de Adquisición y Periféricos de NI USB-6351.



PROYECTO CANON: "DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN NANO -SATELITE CONTENIENDO UNA CÁMARA DE RESOLUCIÓN MEDIA PARA EL ESTUDIO ÓPTICO DE LA COBERTURA DE NUBES SOBRE LA REGIÓN CUSCO".

Autor: Yoel Justo Lavilla Alvarez  
justoelectronica@gmail.com

Soporte en software: Eagle-  
Easily Applicable Graphical  
Layout Editor. Version 7.3.0

Cusco, Noviembre del 2016

**PLACA: 4/4**

- Cada uno es artífice de su propia ventura.
- El ver mucho y leer mucho aviva los ingenios de los hombres.

