

**PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ**  
**FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA**



PONTIFICIA  
**UNIVERSIDAD**  
**CATÓLICA**  
DEL PERÚ

**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN CONTROLADOR DE  
TEMPERATURA BASADO EN EL DISPOSITIVO PELTIER PARA  
CÁMARA AMBIENTAL EN LA PRUEBA DEL SATÉLITE  
PUCPSAT-1**

Tesis para optar el Título de Ingeniero Electrónico, que presenta el bachiller:

**Diana Elena Postigo Diez Canseco**

ASESOR: Dr. Jorge Arturo Heraud Pérez

**Lima, marzo del 2011**

## TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO ELECTRÓNICO

Título : Diseño e implementación de un controlador de temperatura basado en el dispositivo Peltier para cámara ambiental en la prueba del satélite PUCPSAT-1

Área : Electrónica # 818

Asesor : Dr. Jorge Heraud Pérez

Alumno : Diana Postigo Diez Canseco

Código : 20052169

Fecha : 12 de mayo de 2010



### Descripción y Objetivos

Actualmente, el Instituto de Radioastronomía de la PUCP está desarrollando un pico satélite del formato CubeSat, denominado PUCPSAT-1. Para asegurar el buen funcionamiento de este en el espacio, se probará con anterioridad en tierra. Una de las principales pruebas es la térmica y de vacío, en la cual el satélite se someterá a las condiciones ambientales de la órbita.

Las cámaras ambientales comerciales constan de sistemas mecánicos y electrónicos para poder generar un ambiente a determinada temperatura; sin embargo, en ellos no es posible realizar pequeños cambios del estado interno debido a sus características constructivas, por ello se optó por usar dispositivos termoeléctricos- Peltier- que mediante un control electrónico permitan realizar las variaciones de temperatura deseadas.

La presente tesis tiene como objetivo el diseño e implementación de una cámara ambiental que simule las variaciones de temperatura en una órbita baja terrestre (LEO), sometiendo a toda la estructura del satélite a las temperaturas extremas de esta órbita en un tiempo determinado, de tal forma que se pueda simular el efecto térmico de rotación en el espacio.

El sistema a desarrollar constará de una fuente regulada de voltaje y corriente para poder controlar la cantidad de flujo de calor a través del dispositivo Peltier. Adicionalmente, un circuito que permita cambiar el estado del dispositivo para calentar o enfriar la cámara y un sistema de control de temperatura que junto a un sensor de temperatura permita la simulación térmica serán diseñados.

## TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO ELECTRÓNICO

Título : Diseño e implementación de un controlador de temperatura basado en el dispositivo Peltier para cámara ambiental en la prueba del satélite PUCPSAT-1

### Índice

#### Introducción

1. Descripción del ambiente espacial
2. Descripción de la prueba y requerimientos del sistema
3. Diseño del sistema de control de temperatura de dos dispositivos Peltier
4. Pruebas y resultados

Conclusiones

Recomendaciones

Bibliografía

Anexos

*Jorge...*

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERU  
SECCION ELECTRICIDAD Y ELECTRONICA

*Andrés Flores Espinoza*

Ing. ANDRES FLORES ESPINOZA  
Coordinador de la Especialidad de Ingeniería Electrónica

*[Handwritten signature]*

## Resumen

El objetivo del presente trabajo de tesis es desarrollar un sistema de control de temperatura basado en el manejo del sentido de corriente a través de un dispositivo termoeléctrico denominado PELTIER, el cual permitirá variar el flujo de calor que será conducido a una carga; este trabajo implica desarrollar diversos subsistemas que interactúen de forma eficiente es por ello que se cuentan con objetivos secundario que facilitarán el funcionamiento óptimo de todo el sistema, entre ellos está el desarrollar un circuito electrónico que permita la regulación de tensión suministrada al Peltier, así como implementar un sistema de control de potencia que permita controlar el sentido de la corriente.

Esto también implica elaborar un módulo de control digital que trabaje con un sensor de temperatura y pueda trabajar en coordinación con el control de potencia para lograr una variación de temperatura oscilante. Este trabajo se realizará con todas las especificaciones necesarias para poder dejar un sistema de control listo para añadirse a una cámara ambiental.

Para poder detallar todo este trabajo se ha dividido el estudio y el desarrollo en diversas partes las cuales están mencionadas en capítulos y se nombran a continuación.

En el capítulo 1, se va a encontrar una descripción y análisis del ambiente espacial, de esta forma se podrá apreciar como repercute el entorno espacial a los equipos electrónicos.

En el capítulo 2, se puede apreciar un informe acerca de pruebas similares desarrollados por otros equipos de investigación los cuales se han considerados como referencia además se describe el diseño mecánico electrónico de la cámara ambiental que se va a elaborar en el Instituto de Radioastronomía, el cual es el ente encargado de realizar las pruebas.

En el capítulo 3, se encuentra el diseño de todo el sistema así como la elección de los componentes y circuitos definidos en subsistemas. También se aprecia la interacción y relación que hay entre ellas.

En el capítulo 4, se encuentra documentado las pruebas y resultados que se han obtenido del sistema luego de someterlo a simulaciones de funcionamiento. En la parte final de documento se presenta las conclusiones obtenidas gracias a las pruebas llevadas a cabo así como las respectivas recomendaciones respecto al desarrollo de este trabajo.





Esta tesis va dedicada a mis queridos padres,  
Rossana y Henry,  
quienes me acompañaron en todo momento  
y se preocuparon siempre por darme lo mejor;  
y también a aquellas personas que con su apoyo  
incondicional me mostraron lo que es la verdadera amistad.

## Índice

INTRODUCCIÓN	1
1. DESCRIPCIÓN DEL AMBIENTE ESPACIAL	3
1.1. PROYECTO PUCP SAT I	3
1.2. DESCRIPCIÓN DE UN CUBESAT	4
1.3. MEDIO ESPACIAL	5
1.3.1. ORBITAS DE COMUNICACIÓN SATELITAL	5
1.3.2. ORBITA BAJA TERRESTRE (LEO)	7
1.3.3. CARACTERISTICAS DEL MEDIO ESPACIAL Y SU REPERCUCCIÓN EN LOS OBJETOS	9
1.3.4. CONTEXTO ESPACIAL DE UN SATELITE CUBESAT	10
1.3.5. CONCLUSION SOBRE EL MEDIO ESPACIAL	12
2. DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA Y REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA	13
2.1. ESTADO DEL ARTE	13
2.1.1. PRUEBAS AMBIENTALES	13
2.1.1.1. PRUEBA DE TEMPERATURA Y VACIO	14
2.1.1.2. PRUEBA DE CICLO TERMICO	16
2.2. DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA A REALIZAR EN LA CAMARA AMBIENTAL DEL PROYECTO PUCP-SAT 1	17
2.3. PRESENTACIÓN DEL ASUNTO DE ESTUDIO	18
2.3.1. MODELO DE CAMARA TERMICA AMBIENTAL PARA CUBESAT DE STANDFORD RESEARCH INSTITUTE	20
2.3.2. MODELO DE CAMARA AMBIENTAL PARA PROBAR SATÉLITE PUCP-SAT 1	21
2.4. TERMOELECTRICIDAD Y EFECTO PELTIER	24
2.4.1. MÓDULO TERMOELÉCTRICO-PELTIER	24
2.4.2. FUNCIONAMIENTO DEL MODULO PELTIER	25
2.4.3. VENTAJAS DE UN MODULO PELTIER	26
2.5. REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA CONTROLADOR DE TEMPERATURA	26
3. DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DE TEMPERATURA DE LOS DISPOSITIVOS PELTIER	28
3.1. OBJETIVOS	28

3.1.1. OBJETIVO PRINCIPAL	28
3.1.2. OBJETIVOS SECUNDARIOS	28
3.2. PRINCIPIOS DE OPERACIÓN DEL CONTROLADOR DE TEMPERATURA BASADO EN DISPOSITIVOS PELTIER	29
3.2.1. PLANTEAMIENTO GENERAL DEL SISTEMA	31
3.2.2. ETAPAS DEL SISTEMA DE CONTROL DE TEMPERATURA BASADO EN DISPOSITIVOS PELTIER	32
3.3. DISEÑO DE LAS ETAPAS DEL SISTEMA DE CONTROL DE TEMPERATURA BASADO EN DISPOSITIVOS PELTIER	33
3.3.1. REGULADOR DE VOLTAJE PARA ALTAS CORRIENTES	33
3.3.2. CIRCUITO DE CONTROL DE POTENCIA	37
3.3.3. DISEÑO DEL MÓDULO DE CONTROL DIGITAL	40
3.3.3.1. DISEÑO DEL HARDWARE	40
3.3.3.2. DISEÑO DEL SOFTWARE	46
4. PRUEBAS Y RESULTADOS	51
4.1. PRUEBAS DEL SISTEMA	51
4.1.1. CONSIDERACIONES PREVIAS	51
4.1.2. IMPLEMENTACIÓN DEL CIRCUITO REGULADOR DE VOLTAJE	52
4.1.3. IMPLEMENTACIÓN DEL CIRCUITO DE CONTROL DE POTENCIA	55
4.1.4. IMPLEMENTACIÓN DEL MÓDULO DE CONTROL DIGITAL	57
4.1.5. IMPLEMENTACIÓN Y PRUEBAS DEL SISTEMA CONTROLADOR DE TEMPERATURA	59
4.1.5.1. PRUEBAS INICIALES	61
4.1.5.2. PRUEBAS FINALES	64
CONCLUSIONES	67
RECOMENDACIONES	68
REFERENCIAS	69

## Introducción

Para el hombre, el espacio siempre resultó ser un lugar con mucho misterio, y con incógnitas inexplicables, de allí que la vehemencia humana por interpretar lo desconocido, hizo posible el desarrollo de la ciencia y la tecnología, logrando esclarecer las dudas que tuviera al respecto.

En el siglo pasado a fines de la década de 1950, los Estados Unidos de Norte América y la Unión Soviética, en su afán de conquistar el espacio y motivados por el deseo de ser el primero en alcanzarlo, dieron inicio a una particular competencia denominada “la carrera espacial”. Para ello iniciaron sus primeras pruebas realizando lanzamientos de artefactos o vehículos espaciales. Mediante estas interacciones con el espacio, y los viajes que posteriormente pudo realizar el hombre hacia ese entorno, se corroboraron las teorías científicas formuladas; hipótesis planteadas siglos atrás fueron experimentalmente demostradas o refutadas esto también generó la formulación de nuevas hipótesis lo cual hace del espacio el lugar perfecto para que pueda interactuar la tecnología y la ciencia en todas sus expresiones.

Desde ese entonces han transcurrido más de cincuenta años, y hoy también nuestro país está en condiciones de experimentar con el conocimiento del espacio. La tecnología satelital juega un importante rol en el mundo moderno y una de las alternativas que nos brinda esta oportunidad es la tecnología de los pico satélites también llamados CubeSat, diseñados y patentados por el talentoso profesor Robert Twiggs, en colaboración conjunta entre el Politécnico de California (Cal Poly) y la Universidad de Stanford.

Actualmente, la Pontificia Universidad Católica del Perú se encuentra desarrollando el proyecto PUCP-SAT-1, el cual tiene como objeto, poner en órbita el primer satélite peruano. El logro de este objetivo no solo implica desarrollar las unidades internas del satélite sino también implica poner en marcha proyectos colaterales que permitan preparar al satélite para que tenga un exitoso rendimiento cuando interactúe con las condiciones extremas que presente el ambiente espacial.

Para poder probar el correcto funcionamiento de la tecnología desarrollada para el satélite PUCP-SAT-1, es necesario realizar distintas pruebas ambientales con las que se garantice la resistencia del satélite a los diferentes factores del clima espacial.

La presentación y ejecución de esta tesis tiene como objetivo desarrollar un sistema de control de temperatura para un modulo que realizara mediciones mediante una cámara ambiental de pruebas para el pico satélite, cuyo diseño mecánico utiliza como actuador para enfriar y calentar dispositivo termoeléctrico Peltier. Es por ello, que esta tesis está abocada a realizar la electrónica necesaria para controlar estos elementos de tal forma que se pueda realizar variaciones de temperaturas necesarias para demostrar el funcionamiento óptimo del satélite PUCP-SAT-1.



## Capítulo 1

# DESCRIPCIÓN DEL AMBIENTE ESPACIAL

Este capítulo tiene como finalidad describir el contexto espacial en el que se hallan orbitando los satélites artificiales, particularmente los picos satélites de la familia CubeSat. De esta manera, al finalizar esta división habremos percibido la problemática que implican las condiciones espaciales para con el conjunto del satélite.

### 1.1. PROYECTO PUCP-SAT- 1

Como mencionamos en la parte introductoria, la Pontificia Universidad Católica del Perú, al igual que otras universidades del mundo, ha asumido el reto de inducir a sus jóvenes alumnos en la adquisición de nuevas habilidades, que los conduzcan a investigar y a participar en ingeniería espacial.

Todo ello es posible gracias al desarrollo de la nueva generación de satélites, los que al ser cada vez más pequeños, de reducido costo económico y de fácil implementación, hacen accesible su inversión por parte de esta Casa de Estudios.

El Ingeniero Aeroespacial Robert Twiggs, profesor de la Universidad de Stanford, es quien dio origen a este movimiento intelectual al crear este nuevo estándar de satélites, CubeSat. Su propósito al introducir este concepto en el ámbito de las instituciones educativas fue motivar a estudiantes a desarrollar estos pico satélites y así propulsar una suerte de carrera espacial.

La promoción de la actividad académica a través del desarrollo de proyectos es un objetivo que comparte el Doctor Jorge Hearud Pérez, Director del Instituto de Radioastronomía de la Pontificia Universidad Católica del Perú, quien gracias a su iniciativa y a su vínculo con Robert Twiggs, viene dirigiendo el Proyecto PUCPSAT-1 con la decisión de lanzar el primer pico satélite peruano en el presente año.

Esta tesis en el proyecto se ubica dentro de la etapa de realización de pruebas preliminares del satélite el cual es desarrollado por los alumnos participantes. Es así, que el diseño e implementación de esta, forma parte de la elaboración de una cámara ambiental de pruebas para el satélite PUCP-SAT-1.

Este sistema permitirá así, ejecutar la prueba de ciclo térmico, con el cual al exponer todos los componentes del satélite a un ambiente de temperatura variante entre extremos de calor y frío, se podrá demostrar el buen desempeño de cada uno de ellos.

## 1.2. DESCRIPCION DE UN CUBE SAT

Un Cube Sat es un satélite artificial y como su nombre indica, este tiene la forma de un cubo. Este satélite pertenece al tipo pico satélite pues sus dimensiones son de  $100.0 \pm 0.1$  mm de ancho (aristas X e Y) y  $113.5 \pm 0.1$  mm de alto (arista Z), y cuyo peso – estructura metálica junto con todos los dispositivos internos- no puede exceder 1.33 kg. El material utilizado tanto para la estructura del satélite como de los rieles debe ser aluminio 7075 ó 6061. [1]



Fig. 1.1 Estructura básica de un satélite CubeSat estándar.

Fuente: <http://www.cubesatkit.com/>

Según el propósito del satélite se variará la carga interna, pero siempre se contará con estos subsistemas:

- Unidad de Alimentación.

- Sistema de Comunicación.
- Procesador Principal.
- Sensores.

Un parámetro de gran importancia al momento de la selección de los componentes para cada fin particular del satélite, es el rango de temperatura al que puede ser sometido cada dispositivo ya que esto asegurará su buen funcionamiento en el espacio. Más adelante se discutirá sobre el rango de temperatura establecido para elaborar la prueba de vacío y temperatura.

### 1.3. MEDIO ESPACIAL

Al ser el objetivo del proyecto PUCP-SAT-1 realizar un satélite artificial Cube Sat y el fin de esta tesis colaborar con las pruebas en tierra, debemos conocer las características del medio donde será puesto en órbita para así poder establecer los parámetros que definirán el diseño de la cámara ambiental.

#### 1.3.1. ORBITAS DE COMUNICACIÓN SATELITAL

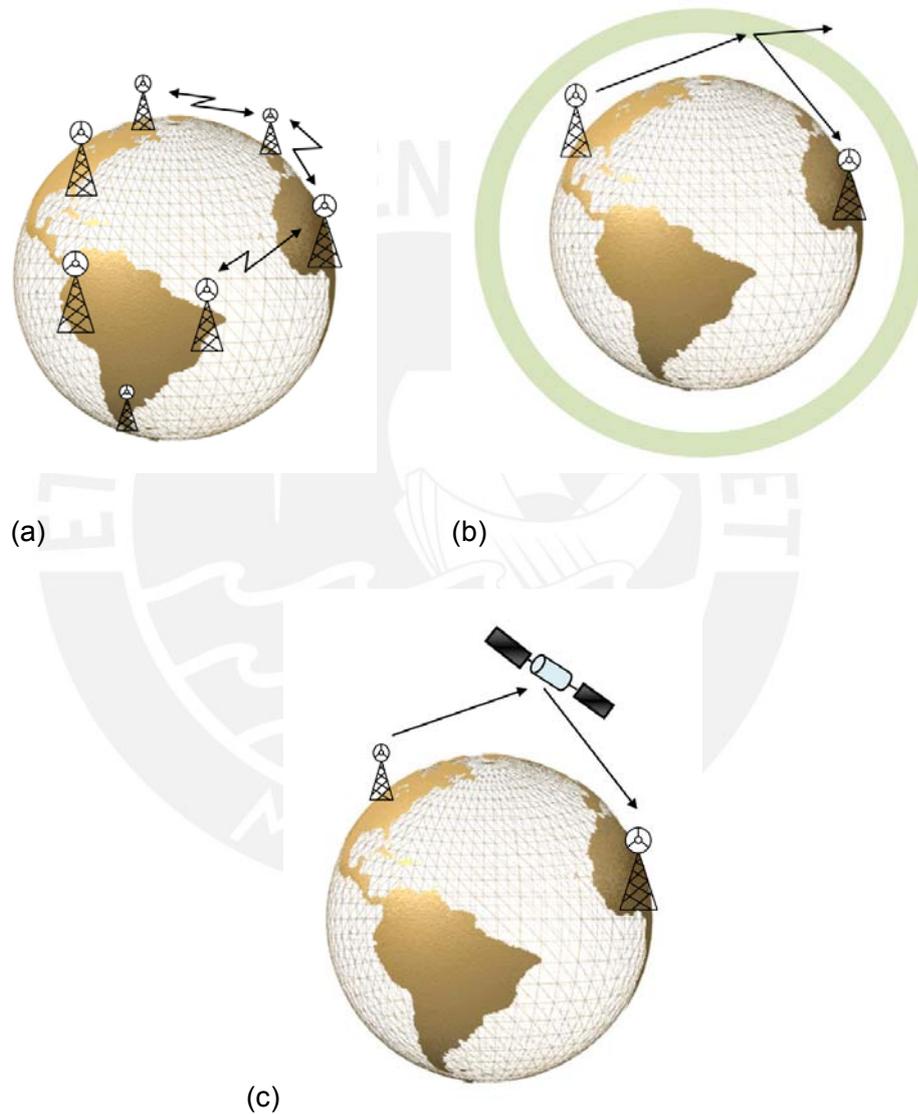
En la historia de las telecomunicaciones, el uso de satélites artificiales rompió las fronteras de la comunicación, pues ellos aún permiten la transmisión de información a largas distancias, con mayor rapidez y gran eficiencia.

Antes de los satélites, se buscaron diversas alternativas de solución para el problema de comunicación en línea recta entre antenas separadas grandes distancias (de un continente a otro). Una solución posible es colocar una antena relevo entre otras dos, sin embargo, como la gran parte del planeta es agua, resultaba imposible o muy costoso. [2]

La siguiente alternativa fue usar la ionosfera terrestre para reflejar las señales transmitidas, pero este método tiene problemas como el limitado ancho de banda y la atenuación debido a efectos propios e incontrolables de la atmósfera.

Si se sigue con la idea de considerar a la ionosfera como un simple reflector se induce la validez de utilizar otros elementos del espacio para esta finalidad, como la

luna. Es así que surgen los satélites artificiales como estaciones espaciales que reciben las señales de un punto y lo retransmiten a otro punto en la Tierra. Entonces, la característica más importante de este tipo de comunicación es el poder abarcar grandes extensiones sobre la superficie terrestre. [2]

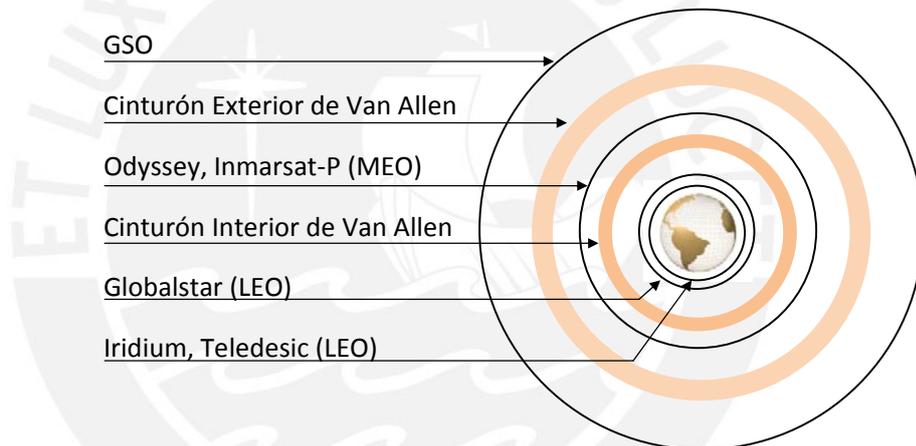


**Fig.1.2 Diferentes métodos de comunicación entre dos lugares distantes sobre la Tierra:** (a) Utilización de grandes antenas sobre masa continental; (b) uso de la ionosfera terrestre como un reflector natural; y (c) aplicación de satélites artificiales como reflectores en el espacio. [2]

De esta manera surge el campo de la comunicación satelital, el cual ha tenido un rápido desarrollo y actualmente se ha vuelto una herramienta indispensable para las actividades sociales humanas.

Existen distintos tipos de órbitas según su separación de la tierra, estas son: [3]

- Órbita Baja Terrestre (LEO).
- Órbita Geoestacionaria (GEO).
- Órbita Polar.
- Órbita Solar Síncrona.
- Órbita de Mediana (MEO) y Gran Altura (HEO).
- Orbits Elíptica o Molniya.
- Órbitas de Parqueo y Desecho.



**Fig.1.3 Selección de altura para sistemas satelitales. [2]**

### 1.3.2. ORBITA BAJA TERRESTRE (LEO)

Para la comunicación satelital lo ideal sería tener al satélite en una órbita geoestacionaria, que tenga un periodo de rotación de 24 horas y parezca estática respecto a la tierra. Sin embargo, solo existe una órbita que cumple con esta característica, esta está ubicada en el plano ecuatorial a una altura de 35 780 km y además presenta problemas de eficiencia como retardo y pérdida de energía en la transmisión debido a la gran distancia de separación con la tierra además del medio entre los mismos. Por estas razones se prefieren las órbitas bajas LEO para ciertas aplicaciones. [2]

Las orbitas terrestres bajas (**LEO**) se encuentran entre los 100 a 1000 km sobre la superficie terrestre. La posición de estas órbitas está entre la atmósfera terrestre y el cinturón interior de Van Allen, esta es una de las ventajas de las orbitas LEO, pues estos anillos de radiación reducen el tiempo de vida de un satélite. Pero las características más importantes de un sistema satelital LEO son el poco retardo y las pocas pérdidas en la transmisión comparado con otros sistemas ubicados en otras órbitas. [3], [2]

En el siguiente cuadro se muestran algunas de las diferencias entre las órbitas LEO, MEO y GEO con respecto al satélite y la telecomunicación.

	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

**Cuadro 1.1 Comparación de diferentes sistemas satelitales. [2]**

En nuestro caso, el satélite PUCP-SAT-1 es un satélite con fines educativos, diseñado no para ser una estación de retransmisión de señales, sino para enviar información acerca del espacio y de esta forma establecer contacto con los estudiantes. Enviar un satélite al espacio es un proyecto ambicioso, en el cual el factor capital monetario es un limitante; sin embargo, al basarse este en un pico-satélite – CubeSat- y por tener fines educativos, los costos deben reducirse al máximo.

Es así, que una conveniente selección de órbita favorece a este propósito. El costo para colocar un objeto espacial en una órbita LEO es el más barato y el más fácil pues se requiere menos energía que para una órbita más alejada, por estas razones los satélites CubeSat orbitan a esta distancia. [3]

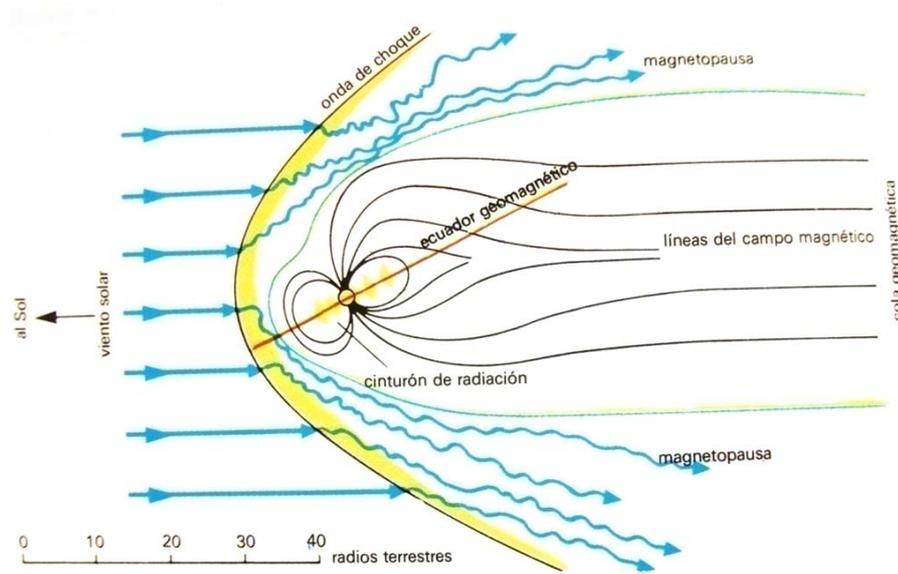
### 1.3.3. CARACTERÍSTICAS DEL MEDIO ESPACIAL Y SU REPERCUSIÓN EN LOS OBJETOS

En tierra, bajo las condiciones de presión y temperatura promedio (1 atm, 25°C), los equipos electrónicos funcionan correctamente de acuerdo a sus especificaciones técnicas; sin embargo, el contexto de trabajo en el espacio es completamente distinto y no considerar los nuevos parámetros de este medio imposibilitaría el buen desempeño de cualquier circuito electrónico.

Los principales factores que influyen en cualquier objeto en el espacio son los siguientes: [4]

- Vacío (o vacío parcial)- que induce la desgasificación, la cual es la emanación de gases de las superficies de los materiales dentro de un sistema cuando se es sometido a una presión similar a su presión de vaporización. Esto tiene una gran repercusión en las propiedades mecánicas, eléctricas y térmicas de los componentes internos.
- Oxígeno atómico, radiación ultravioleta/exposición solar.
- El ciclo térmico puede producir microgrietas.
- El plasma espacial produce carga y descarga del objeto.
- Basura espacial- aún no es mucha.
- Crecimiento de bacterias u hongos.
- Inflamabilidad, corrosión química o física (stress).
- Interferencia electromagnética (EMI).
- Condiciones planetarias (planetary environment).

Muchos de estos fenómenos son producto de la interacción de los campos magnéticos del sol y de la tierra. Sabemos que las corrientes eléctricas del interior de la Tierra originan la componente cuantitativamente más importante del campo magnético terrestre llamado dipolo, pero también las corrientes de la Ionosfera participan en menor proporción alterando el campo magnético externo. Estas alteraciones son debidas a la dependencia del estado de la Ionósfera respecto de la actividad solar.



**Fig.1.4 Estructura global del campo magnético terrestre, cinturón de radiación y magnetopausa.** El viento solar incidente deforma el campo magnético, creando una cola magnética que se aparta del Sol. [5]

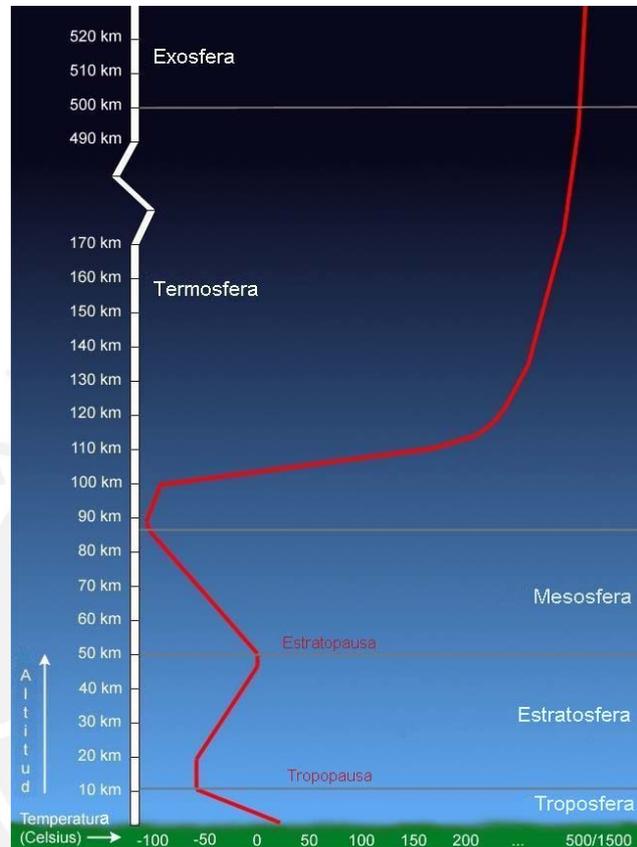
Algo más que deberíamos considerar son los cinturones de radiación. Las partículas ionizadas que llegan a la Tierra, principalmente del Sol (“viento solar”), son desviadas y dirigidas hacia dos grandes anillos que rodean a la Tierra por el Ecuador, conocidos como Cinturones de Van Allen. Estos cinturones 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.

#### 1.3.4. CONTEXTO ESPACIAL DE UN SATÉLITE CUBE-SAT

El satélite artificial CUBE-SAT orbitará entre 100 a 1 000 Km alrededor de la tierra, lugar correspondiente a una órbita tipo LEO. Si nos fijamos en la correspondencia de alturas de las capas de la atmosfera terrestre podremos verificar que las órbitas LEO aún están dentro de ella.

Como se observa en la figura 1.5, la temperatura en la atmósfera va variando conforme aumenta la altura y a partir de la exosfera se eleva hasta sobrepasar los 1500°K. De ser así, un satélite en el espacio estará sometido a temperaturas extremas: por un lado recibirá todo el calor del Sol (6 000°C) y por el otro, el frío del espacio

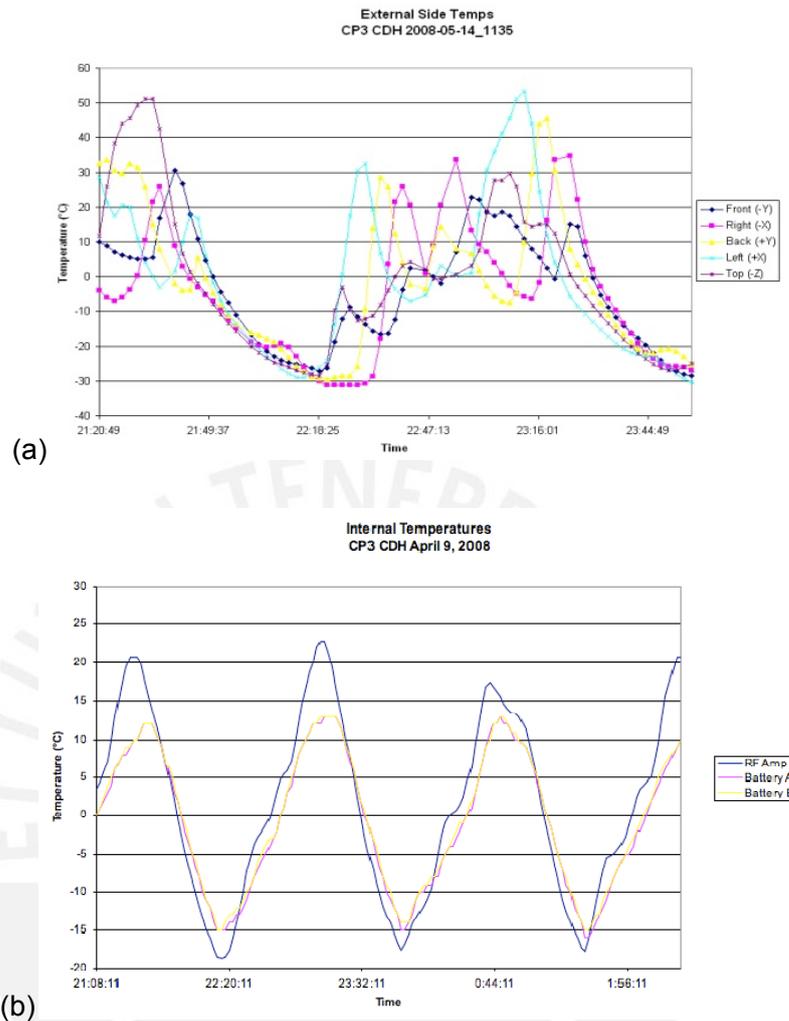
profundo (aprox. 3°K); sin embargo, este rango dependerá de la zona donde se encuentre orbitando. Por ejemplo la temperatura promedio alrededor de nuestro planeta oscila entre -180°C a 122°C.



**Fig. 1.5** Corte a través de la atmósfera terrestre.

Fuente: <http://www.educa.madrid.org/educamadrid/>

Según datos de temperatura recogidos por los satélites del formato CubeSat que se encuentran ya orbitando alrededor de la tierra, el rango de temperaturas externas promedio va entre -30°C y 50°C con fluctuaciones de extremo a extremo en un tiempo promedio de 60 min. Asimismo, el rango de temperaturas en el interior del satélite es de -20 °C a 20°C aproximadamente.



**Fig.1.6 Fluctuación de temperaturas en el exterior (a) e interior (b) del satélite CP3. [22]**

### 1.3.5. CONCLUSIÓN SOBRE EL MEDIO ESPACIAL

Frente a los agentes nocivos anteriormente descritos, de una realidad aún poco comprendida, es necesario tomar las debidas precauciones al momento de diseñar un objeto que operará en el espacio exterior. En el caso del proyecto PUCP-Sat-1, al ser el satélite un elemento con parte mecánica y electrónica, deberán considerarse muy en serio las especificaciones técnicas de cada elemento por separado, pero además de ello, será necesario examinar el desempeño del conjunto en un ambiente que se asemeje al lugar donde se ubicará finalmente. Es aquí que la necesidad de realizar pruebas ambientales se hace imprescindible.

## Capítulo 2

# DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA Y REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA

### 2.1. ESTADO DEL ARTE

#### 2.1.1. PRUEBAS AMBIENTALES

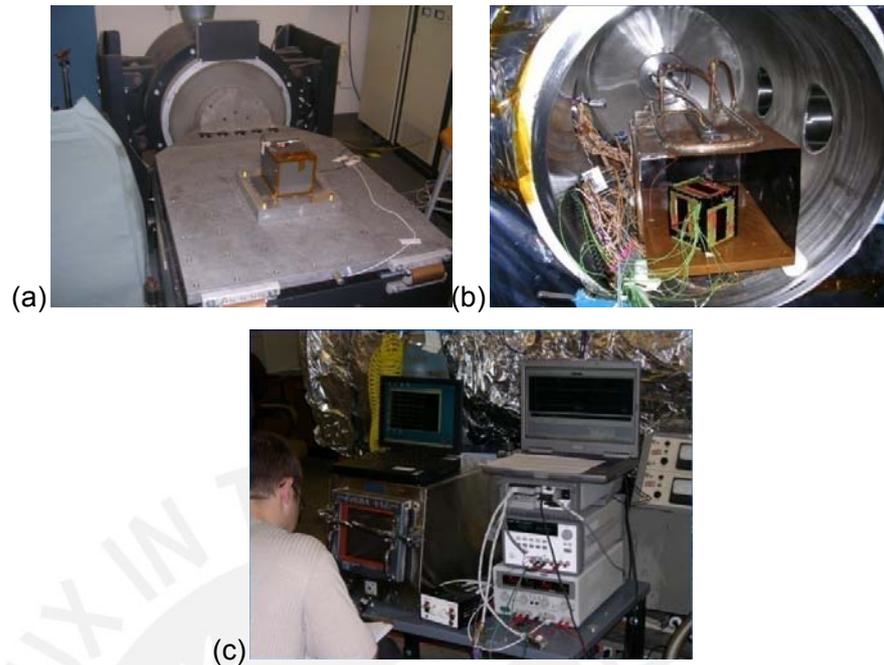
Antes de llevarse a cabo el lanzamiento de un satélite al espacio, siempre es necesario efectuar las debidas pruebas en tierra para garantizar el correcto funcionamiento de este en el exterior.

Las pruebas que normalmente se realizan son tres:

- Prueba de Interferencia Electromagnética (EMI)
- Prueba de Vibración
- Prueba Térmica y de Vacío



**Fig.2.1 Secuencia de pruebas ambientales.** Programa de calificación para un CubeSat de Montana State University (MSU). [9]



**Fig.2.2 Pruebas de vibración(a), de interferencia electromagnética (c) y de temperatura y vacío (b).** Programa de calificación para un CubeSat de Montana State University (MSU). [9]

En proyectos como CUTE – I, realizado por el Instituto Tecnológico de Tokio – (Tokyo Institute of Technology), se realizó además, la prueba de micro-gravitación para estimar velocidades de separación, y la alteración del CUTE-I durante la separación, y la prueba de comunicación a largas distancias. Mientras más pruebas en tierra se hagan, mejor será el desenvolvimiento del satélite en el espacio.

#### 2.1.1.1. PRUEBA DE TEMPERATURA Y VACÍO

Cuando el satélite se encuentre en el espacio exterior, orbitando alrededor de la tierra, estará sujeto a las características del medio: rayos cósmicos, plasma, micro meteoritos, basura espacial, altas y bajas temperaturas, vacío, entre otros, siendo las dos últimas, pruebas críticas que deberá superar el satélite para mantenerse funcionando en el espacio.

Las características del diseño de cualquier objeto espacial deben considerar los efectos que producen el vacío y la temperatura, sobre los sistemas eléctrico y

mecánico. Muchos materiales que son resistentes en tierra funcionan correctamente; sin embargo, cuando estos son llevados a las condiciones espaciales (temperaturas extremas y presión cero) son inapropiados para desarrollar las mismas tareas.

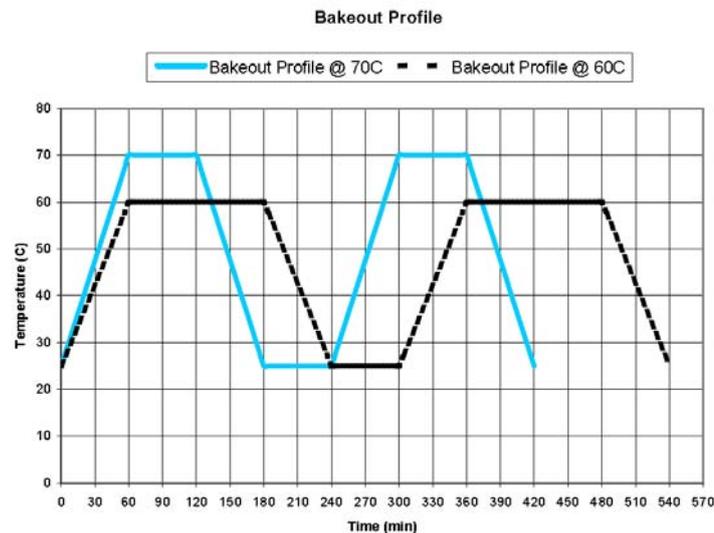
Un factor crucial cuando se diseña para el espacio es el alto vacío. Como sabemos, las distintas combinaciones de presión y temperatura en un material definen su estado, el cual puede ser sólido, líquido, gaseoso o plasma. Una vez en el espacio, sin presión alguna, las temperaturas que definen los estados del material varían. Uno de los principales efectos del vacío es la desgasificación. *“La desgasificación es la emanación de gases de las superficies de los materiales dentro del sistema. Estos gases emanados pueden ser vapor de agua, oxígeno u otros gases adheridos a las superficies internas de las paredes del sistema de vacío o también átomos de las superficies sólidas que se liberan debido a las condiciones de presión y temperatura.”* [12]

La desgasificación puede ser totalmente perjudicial para el desenvolvimiento del satélite por lo siguiente: [4]

- 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.

Para evitar todos los posibles eventos perjudiciales en el proyecto debido a la desgasificación, se realiza la prueba de temperatura y vacío. Esta consiste en crear un espacio a presión mínima- alto vacío- y seguir una secuencia de calentamiento llevando al objeto desde temperatura ambiente (aproximadamente 25°C) hasta 70°C o 60°C dependiendo de las características de la electrónica. Para poder observar el

fenómeno de desgasificación es necesario un vacío mínimo de  $5 \times 10^{-4}$  Torr (1Torr= 133.322 Pa). [25]



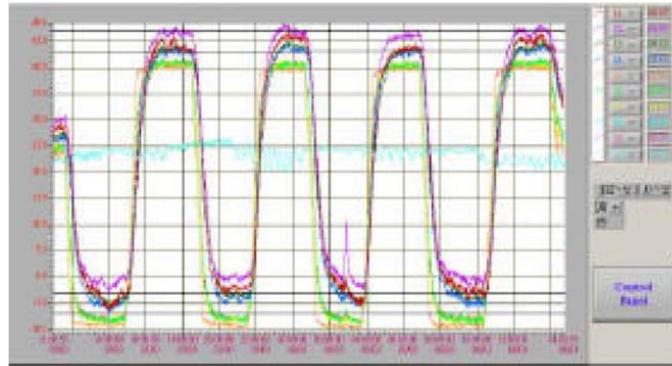
**Fig.2.3** Secuencia de calentamiento para la desgasificación. [25]

#### 2.1.1.2 PRUEBA DE CICLO TÉRMICO

Esta es la prueba que más se aproxima al objetivo de la cámara ambiental para el proyecto PUCP-SAT-1. 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. [26]

En la experiencia realizada por la Misión de Pico satélites NSPO – YamSat, la prueba de ciclo térmico tomó como temperaturas extremas  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $+45^{\circ}\text{C}$ , teniendo una duración de 1.5 horas (fig. 2.4). [8]



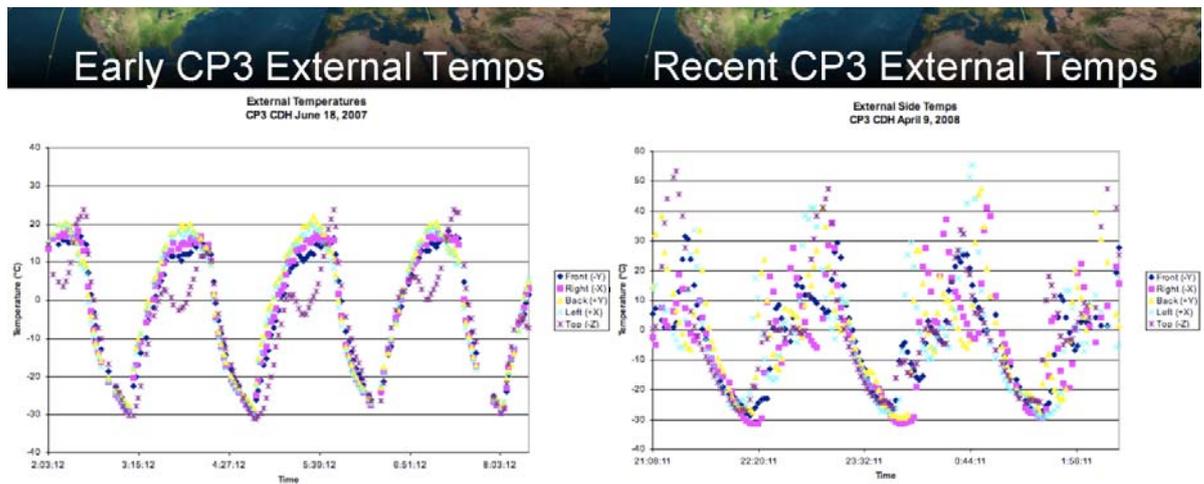
**Fig. 2.4 Resultado de la prueba de ciclo térmico del YamSat. [8]**

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 fig.1.6, su desempeño es válido para comprobar la buena resistencia de cada componente de satélite.

## 2.2. DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA A REALIZAR EN LA CAMARA AMBIENTAL DEL PROYECTO PUCP-SAT-1

La finalidad de realizar un módulo de pruebas ambientales, como se expuso anteriormente, es verificar el correcto funcionamiento de cada una de las partes que componen el satélite PUCP-SAT-1 y el conjunto.

La prueba que se desarrollará particularmente consiste en llevar a toda la estructura del satélite a las temperaturas extremo promedio de una órbita LEO, es decir, se variará la temperatura del satélite de manera oscilante en un tiempo determinado a manera de simular las condiciones térmicas al momento de traslación en el espacio.



**Fig.2.5 Registro de temperaturas externas del Satélite CP3. [22]**

Nos basamos en registros de temperaturas de otros satélites del mismo tipo que se encuentran orbitando alrededor de la tierra para definir las temperaturas extremas de una órbita LEO. La imagen superior (fig.2.5) muestra las temperaturas captadas en cada cara del satélite CP3 de la familia CubeSat. Como se observa en ambas fechas el cambio de temperatura del satélite es oscilante y va entre  $-30^{\circ}\text{C}$  y  $+50^{\circ}\text{C}$  en un periodo de 90 minutos aproximadamente.

Por ser lo requerido una prueba con cierta similitud a la prueba de ciclo térmico, no deberá descartarse la posibilidad de trabajar en rangos menores de temperatura.

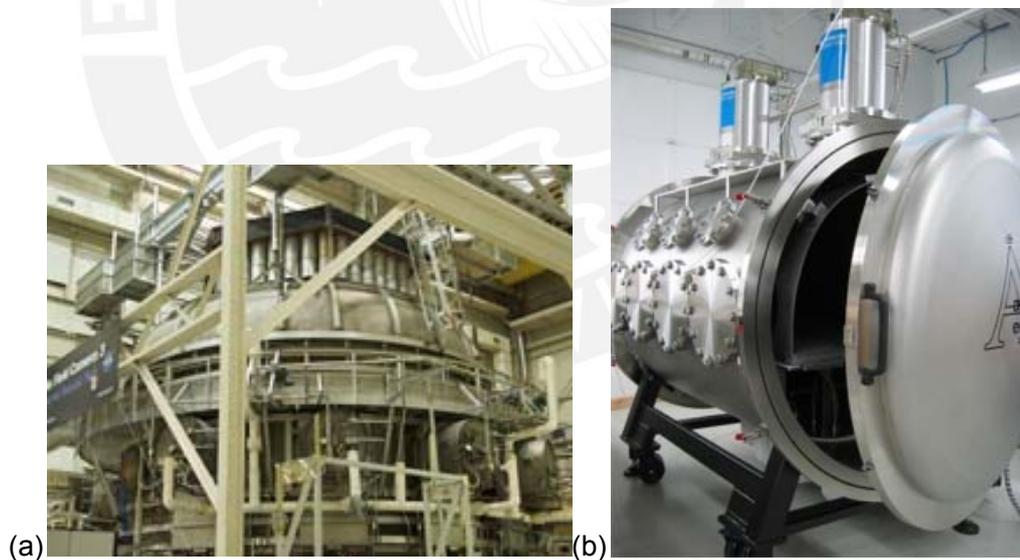
Debemos resaltar, que la prueba a ejecutarse con este sistema no será la prueba de temperatura y vacío descrita en el primer capítulo de este documento.

### 2.3. PRESENTACIÓN DEL ASUNTO DE ESTUDIO

Es sabido que el desarrollo de tecnología espacial implica la inversión de grandiosas sumas de dinero, por ende el correcto funcionamiento del sistema en el exterior debe ser garantizado al cien por ciento. En el caso del proyecto universitario PUCPSat-1, es preciso asegurar que el satélite opere en el espacio tal como se había previsto, pues una vez puesto en órbita no habrá forma de corregir los errores.

Puede ser que el diseño mecánico y el electrónico del sistema funcionen correctamente en tierra, pero esto no es suficiente, para afirmar que el satélite resistirá las agresiones que recibirá por parte del medio espacial una vez que circunde la tierra. Una de estas agresiones será por parte de las extremas temperaturas y del vacío, como se ha descrito anteriormente. Es por ello que realizar la prueba de temperatura y vacío antes de enviar el producto final al espacio es crucial para asegurar la resistencia del sistema frente al medio.

Actualmente podemos encontrar diversas empresas que desarrollan cámaras ambientales para pruebas espaciales que simulan muy bien los casos extremos del medio (fig.2.6); sin embargo, adquirir estos grandiosos equipos involucra un gasto que sobrepasaría el presupuesto asignado para este proyecto, considerando que es un ejercicio universitario que busca, más que todo, la inserción del estudiante a la ingeniería espacial. Además, estas cámaras ofrecen espacios amplios donde caben artefactos espaciales de gran tamaño comparado con las dimensiones de un satélite CubeSat.



**Fig.2.6 Cámaras de temperatura y vacío de NASA [16] (a) y empresa Angstrom Engineering [17] (b).**

### 2.3.1. MODELO DE CÁMARA TÉRMICA AMBIENTAL PARA CUBESAT DE STANFORD RESEARCH INSTITUTE

Una alternativa de solución al problema del elevado costo que implica realizar pruebas ambientales, fue expuesta por Stanford Research Institute International en la convención CubeSat Developer's Workshop llevada a cabo el año 2009 en California, USA. Este instituto de investigación sin fines de lucro propuso utilizar materiales de bajo costo para construir una pequeña cámara ambiental donde se pudiese probar un satélite del formato CubeSat.



**Fig.2.7 Cámara ambiental desarrollada por SRI. [14]**

Uno de los objetivos fue construir un ambiente de vacío suficiente para suprimir la convección en su interior. Esta experiencia nos demostró que no es necesario tener un ambiente de alto vacío para probar al satélite, sino que basta llegar a presiones bajas como 0.2 Torr para realizar las pruebas.

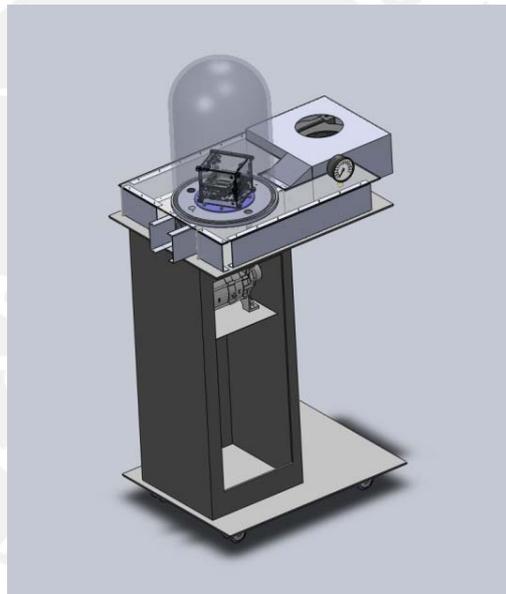
Otro alcance que se obtuvo de esta exposición fue la utilización de dispositivos termoeléctricos Peltier para enfriar el interior y de resistencias para elevar la temperatura. Como se mencionó anteriormente, el rango de temperatura con el que deberá lidiar el satélite será de -30 a +50 grados Celsius en promedio y esto es alcanzado con este equipo.

Esta cámara ambiental cuenta con 3 sistemas: Sistema Térmico, Sistema de Vacío y Sistema Eléctrico. [14]

Las ventajas al realizar una cámara ambiental de este tipo frente a una convencional son grandes en cuanto a costo refiere, pero la más importante es poder obtener información instantánea del satélite funcionando en un lugar donde aún es accesible y se puede variar las cargas al realizar las pruebas.

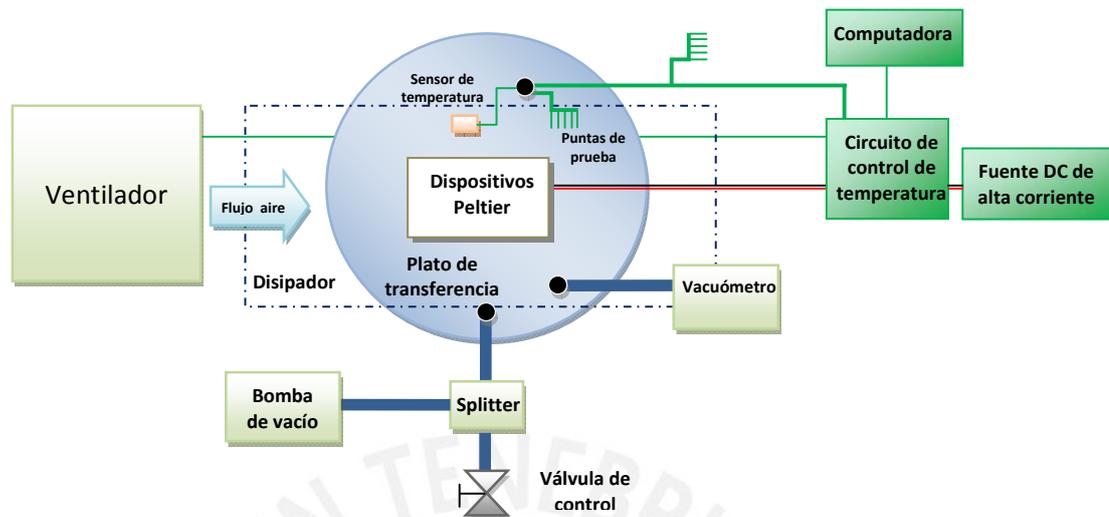
### 2.3.2. MODELO DE CAMARA AMBIENTAL PARA PROBAR SATELITE PUCP-SAT I

Tomando como referencia la experiencia exitosa del instituto SRI en la aplicación de dispositivos termoeléctricos Peltier para enfriar, el ingeniero Omar Piminchumo apoyó al proyecto con el diseño el sistema mecánico térmico para la construcción de una nueva cámara ambiental para la etapa de pruebas del proyecto PUCP-SAT-1 (fig. 2.8).



**Fig. 2.8 Diseño mecánico térmico de cámara ambiental por Ing. Omar Piminchumo**

A diferencia del sistema térmico de la cámara desarrollada por SRI, esta utilizará dos dispositivos Peltier no solo para enfriar, sino también para calentar el interior. Este diseño mecánico será complementado con un sistema de control electrónico, el cual dirigirá el funcionamiento del sistema completo (fig. 2.9).

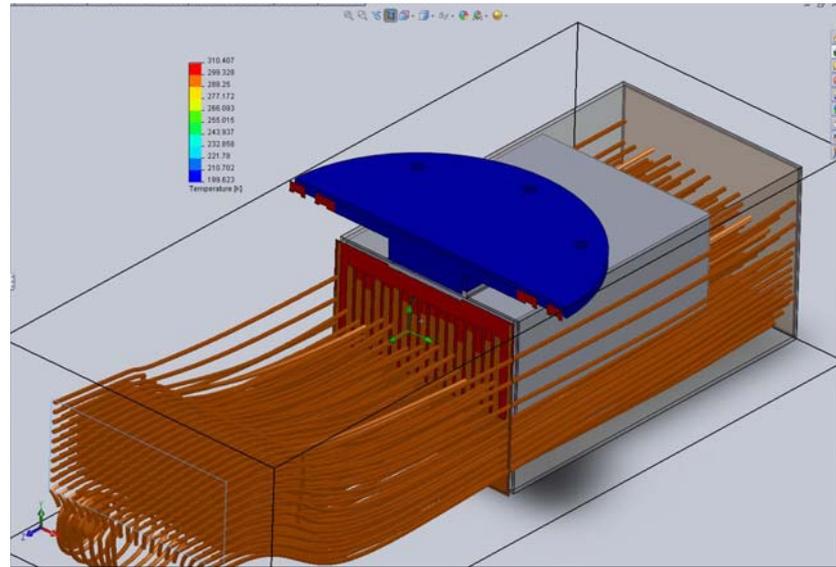


**Fig. 2.9 Diagrama de bloques del sistema de la cámara ambiental del proyecto PUCP-SAT-1**

El ingeniero Omar Piminchumo realizó simulaciones en el software SolidWorks - un programa que permite el diseño de estructuras mecánicas y la simulación del comportamiento de la estructura frente a condiciones impuestas por el usuario- con lo cual acreditó la viabilidad de utilizar dos dispositivos Peltier (VT-199-1.4-1.15) para cubrir el rango de temperaturas desde -30 hasta +50 grados Celsius.

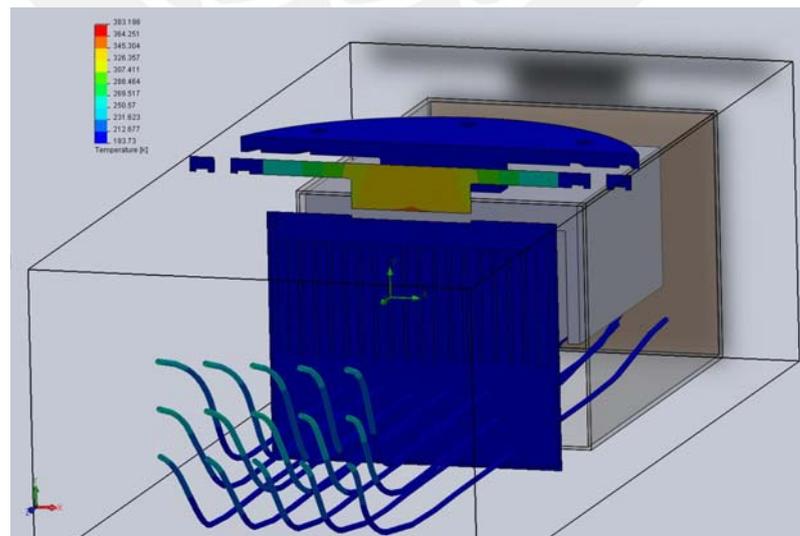
Es importante resaltar que la forma de transferencia de calor hacia el satélite será principalmente por conducción y radiación a través de una base de metal conductor, esto debido al vacío interno que no permite convección por ausencia de aire.

En las imágenes mostradas (Fig.2.10 y 2.11) se observan las simulaciones para ambos extremos de temperaturas. Para la simulación de enfriamiento, se dispuso que la corriente de trabajo para los dispositivos Peltier fuera de 8A en cada uno. Con esta condición de trabajo es posible alcanzar temperaturas aun menores a la requerida (-73°C).



**Fig.2.10 Simulación de enfriamiento con dos dispositivos Peltier (8A)**

Sin embargo, cuando se realizó la simulación para calentar, la corriente de trabajo necesaria por los dispositivos Peltier para alcanzar  $70^{\circ}\text{C}$  fue mayor, llegando a 11A. Como se aprecia en la figura 2.11, el aire que fluye por el disipador es menor y se va enfriando en el transcurso. Esto indica que para lograr  $50^{\circ}\text{C}$  se utilizará una corriente menor a 11A en el caso ideal, pero no se debe descartar la posibilidad de trabajar con la corriente máxima permitida por el dispositivo, pues en la realidad no siempre ocurre lo esperado por la simulación.



**Fig.2.11 Simulación de calentamiento con dos dispositivos Peltier (11A)**

No está demás repetir que la diferencia con el modelo de SRI International radica en el uso de dos dispositivos Peltier en serie tanto para calentar como para enfriar el interior, razón por la cual los requerimientos del sistema de control serán distintos y estarán basados esencialmente en las características de funcionamiento de estos dispositivos termoeléctricos.

#### 2.4. TERMOELECTRICIDAD Y EFECTO PELTIER

La termoelectricidad es un fenómeno que relaciona calor con electricidad y que es posible en metales de textura cristalina y de poder conductor desiguales. Al aplicar o retirar calor a la juntura de estos dos metales se produce una corriente eléctrica que va desde la unión hacia el metal que sea más conductor. *“La electricidad desarrollada de esta manera se llama termo-electricidad; es decir, electricidad desprendida por el calor”*. Este fenómeno fue observado en 1922 por Thomas Seebeck y por ello se conoce como efecto Seebeck. [19]

El opuesto al efecto Seebeck se denomina efecto Peltier donde al circular corriente a través de dos elementos semiconductores, genera calor en la unión de estos.

##### 2.4.1. MÓDULO TERMOELÉCTRICO-PELTIER

Los módulos termoeléctricos consisten en un arreglo de elementos semiconductores conectados eléctricamente en serie, pero térmicamente en paralelo. A esto se adhieren dos láminas de cerámico en cada lado que permitirán el flujo de calor de cara a cara cuando circule corriente continua. Es así, que estos módulos son considerados bombas de calor de estado sólido que operan con el efecto Peltier. [20]

### Schematic of a Thermoelectric Cooler

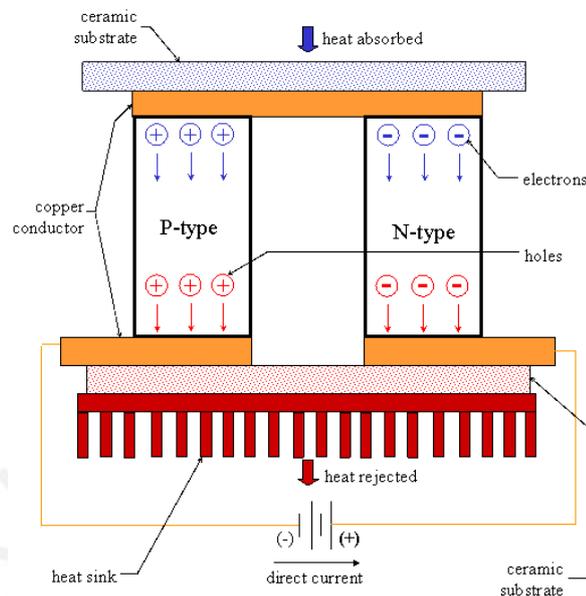


Fig.2.12 Esquemático de un dispositivo Peltier. [20]

#### 2.4.2. FUNCIONAMIENTO DEL MÓDULO PELTIER

Según sean las características eléctricas térmicas de un módulo Peltier se deberá contar con una fuente capaz de otorgar la corriente necesaria para alcanzar la diferencia de temperatura deseada en las caras de este. Sin entrar más en lo particular, a continuación se describirá el funcionamiento general de un módulo Peltier.

Al hacer circular corriente continua a través del módulo Peltier se crea una diferencia de temperatura entre ambas caras. El calor fluye del lado de baja temperatura hacia el de alta temperatura, enfriando el ambiente del lado frío y calentando el del lado opuesto.

Basta cambiar el sentido de la corriente para invertir el flujo de calor. Además, al variar el valor de corriente circulante se logra cambiar la cantidad de calor de bombeo. [21]

### 2.4.3. VENTAJAS DE UN MÓDULO PELTIER

Si se compara contra un compresor, un módulo termoeléctrico no tiene partes móviles y no utiliza freón para refrigerar, por ende no perjudica al medio ambiente, es un equipo fiable y casi no necesita mantenimiento. Pueden trabajar en cualquier dirección y son ideales para refrigerar objetos sensibles a vibración mecánica. Su tamaño compacto los convierte ideales para aplicaciones donde el tamaño o peso no pueden excederse. La capacidad de calentar o enfriar con un cambio en el sentido de corriente los hacen realmente útiles para aplicaciones donde se requieren las dos acciones o donde el control a una temperatura exacta es crítico. [20]

### 2.5. REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA CONTROLADOR DE TEMPERATURA BASADO EN DISPOSITIVOS PELTIER

Este sistema debe permitir al usuario determinar los parámetros de ejecución de la prueba, es decir, poder elegir el rango de temperaturas del ciclo térmico y además, tener control sobre la velocidad de calentamiento o enfriamiento, dado que de esta forma es posible probar gradualmente las partes y no solo trabajar con temperaturas fijas de un ciclo térmico preestablecido.

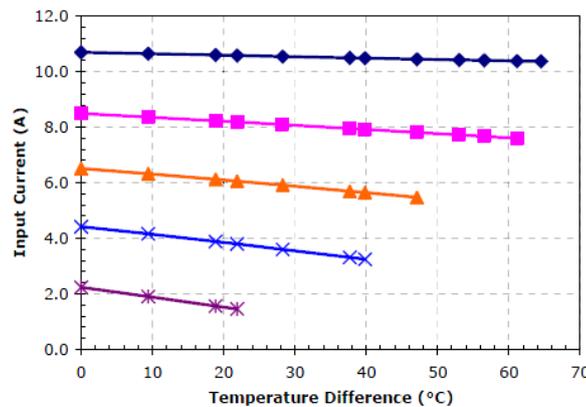
Debe considerarse la opción de detener la prueba, reiniciarla y de retomarla. Cabe indicar que existe la posibilidad de que ocurran eventos inesperados no deseados durante el proceso, lo que hace de esta opción una medida de emergencia.

Respecto a la parte térmica, el actuador del sistema de control de temperatura está basado en dispositivos Peltier que estarán en contacto con una superficie metálica que permite la transferencia de calor hacia el satélite, como se describió anteriormente. Las condiciones de operación según la hoja de especificaciones del módulo termoeléctrico a utilizar [23] fijarán los requerimientos eléctricos del sistema de control a diseñar.

<b>VT-199-1.4-0.8 Thermoelectric Module (Peltier Module) Specifications</b>		Material Specifications (27 °C hot side temperature)	Material Specifications (50 °C hot side temperature)	Module <i>material</i> specifications are nominal values based on the hot-side temperature indicated. Thermoelectric material parameter tolerance is +/- 10%.  In no case should the module temperature be allowed to exceed its maximum operation/storage temperature.  Please review all product and technical information, <i>Thermoelectric Module Mounting Procedure</i> , FAQ's and ordering information posted on our website before purchasing or using this product.
	Vmax (V)	24.6	27.3	
	I <sub>max</sub> (A)	11.3	11.3	
	Q <sub>max</sub> (W)	172.0	188.7	
DT <sub>max</sub> (°C)	69	78		
Operation/storage temperature	-40 °C to +200 °C			

**Fig. 2.13 Especificaciones de operación de dispositivo termoelectrico (Peltier) VT-199-1.4-1.15. [23]**

Podemos observar en este cuadro que las condiciones de operación máximas de este módulo Peltier en particular se dan al suministrarse 27.3 VDC y 11.3 A. Además, al apreciar las curvas de trabajo vemos que su desempeño - diferencia de temperatura entre las caras del dispositivo- varía según los valores de tensión en sus extremos o por la corriente ingresada a él.



**Fig. 2.14 Curvas de Corriente vs. Diferencia de Temperatura a distintos valores de tensión eléctrica suministrada al dispositivo Peltier VT-199-1.4-1.15. [23]**

Además, se dispone de fuentes de voltaje DC fijo con las que se pretende energizar los módulos termoelectricos. Entonces, es conveniente tener control sobre la energía entregada a los dispositivos Peltier y así poder trabajar en todo el rango de su capacidad y no solo alimentar estos con el valor nominal de las fuentes de tensión.

## Capítulo 3

# DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DE TEMPERATURA DE LOS DISPOSITIVOS PELTIER

### 3.1. OBJETIVOS

#### 3.1.1 OBJETIVO PRINCIPAL

Desarrollar un sistema de control de temperatura basado en el manejo del sentido de corriente a través de un dispositivo Peltier que permitirá variar el flujo de calor transmitido hacia una carga.

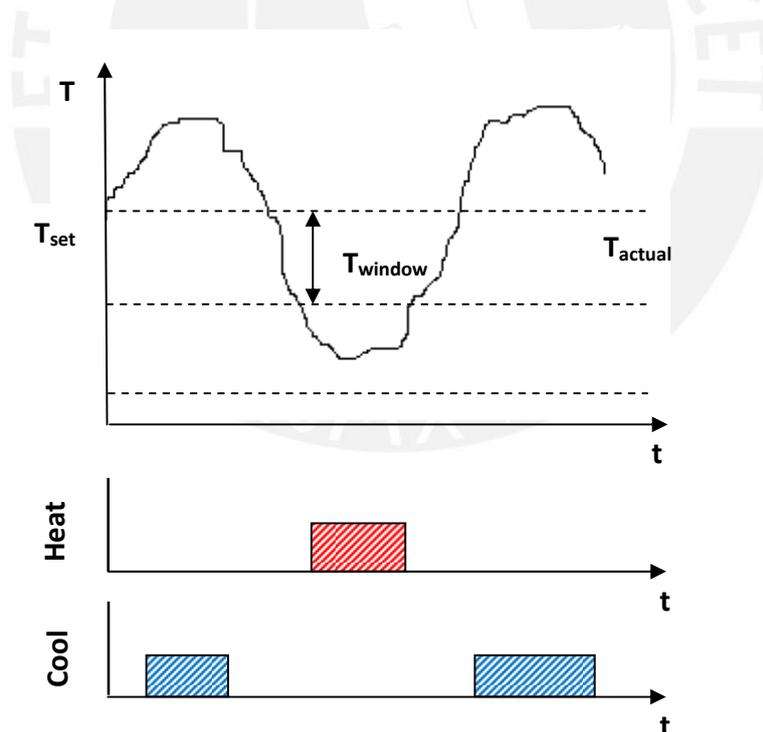
#### 3.1.2 OBJETIVOS SECUNDARIOS

- Diseñar e implementar un circuito que permita la regulación de tensión suministrada al dispositivo Peltier a utilizarse en la cámara ambiental de pruebas para el satélite PUCP-SAT-1.
- Desarrollar un sistema de control de potencia que permita controlar el sentido de corriente a través del dispositivo Peltier.
- Elaborar un módulo de control digital que trabajando conjuntamente con un sensor de temperatura dirija a la etapa de control de potencia para lograr una variación de temperatura oscilante.
- Dejar un sistema de control de temperatura electrónico para una posterior aplicación en el desarrollo de una cámara ambiental de pruebas para el satélite PUCP-SAT-1.

### 3.2. PRINCIPIOS DE OPERACIÓN DEL CONTROLADOR DE TEMPERATURA BASADO EN DISPOSITIVOS PELTIER

El controlador de temperatura a realizar en esta tesis, está diseñado para dirigir el comportamiento de dos dispositivos Peltier; sin embargo, el número de estos solo repercute en la cantidad de reguladores de voltaje y corriente necesarios, mas no habrá diferencia alguna en el programa controlador, es decir, el programa será válido tanto para 1 Peltier como para  $n$  módulos Peltier. A continuación se explicará el porqué de este enunciado.

Para realizar el control sobre dos módulos termoeléctricos nos basamos en un controlador de tres dispositivos Peltier en serie, siendo muy similar la manera de controlar ambos. El control se realiza de una forma muy sencilla, básicamente se efectúa a través de dos modos: encendido y apagado. Así, si la temperatura sobrepasa el margen de error establecido por el usuario, se activa la opción calentar o enfriar según sea el caso para mantener la temperatura deseada. [24]



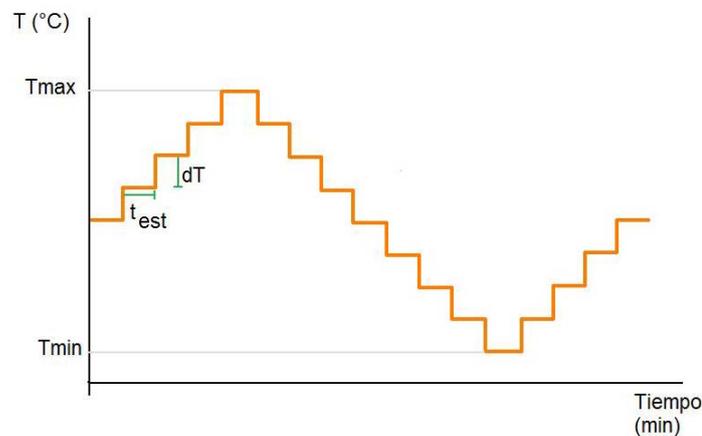
**Fig.3.1 Muestra de la respuesta del controlador a diferentes condiciones de temperatura en el tiempo,  $t$ .** Cuando  $T_{\text{actual}}$  es menor que  $T_{\text{set}} - T_{\text{window}}$ , el controlador responde calentando la muestra. Cuando  $T_{\text{actual}}$  supera  $T_{\text{set}} + T_{\text{window}}$ , el controlador enfría la muestra.

[24]

En el caso de este proyecto, no será necesario mantener una temperatura fija, pero sí variar esta dentro de un rango establecido por el usuario. Para cumplir con los requerimientos de la cámara ambiental, será necesario calentar y enfriar la base de metal que estará en contacto directo con el satélite de manera alternante para simular la variación de temperatura en el movimiento de traslación sobre una órbita LEO.

Para realizar este ciclo térmico aproximaremos la imagen de las temperaturas captadas por el satélite CP3 (Fig.2.5) a una onda escalonada (Fig.3.2), donde se calentará o enfriará la base de conducción de manera gradual, es decir, en rangos menores de temperatura  $dT$  y luego se dará un tiempo de reposo o establecimiento  $t_{est}$  para que se uniformice en cierta forma la temperatura en el interior del satélite. Es posible que en este tiempo de reposo no se mantenga la temperatura final del escalón, lo cual no afectaría la prueba, pues no es trascendental elaborar una onda perfecta.

Prosiguiendo con la descripción, esta escalera ascenderá o descenderá hasta alcanzar, más no sobrepasar, las temperaturas extremas  $T_{max}$  y  $T_{min}$  dadas por el usuario y luego invertirá la pendiente, es decir, si iba ascendiendo ahora descenderá y si descendía, ascenderá.



**Fig.3.2** Secuencia de control de temperatura para la cámara ambiental.

El modo de realizar este cambio de calentamiento a enfriar en la secuencia de control se logra al invertir el sentido de la corriente a través de los dispositivos Peltier. Para ello se recurre a la configuración de Puentes H para cada elemento, como se

muestra en la figura 3.3. De acuerdo a la imagen, en el momento que se desea calentar se cierran los interruptores de color rojo (S1, S3, S6 y S8) y la corriente eléctrica va de izquierda a derecha a través de los módulos. Para enfriar, se cierran los interruptores de color azul (S2, S4, S5 y S7) y la corriente fluye en sentido contrario. Al momento de diseñar el programa de control nunca debe permitirse que ambos interruptores rojos y azules se cierren al mismo instante, esto causaría corto circuito en las fuentes. [24]

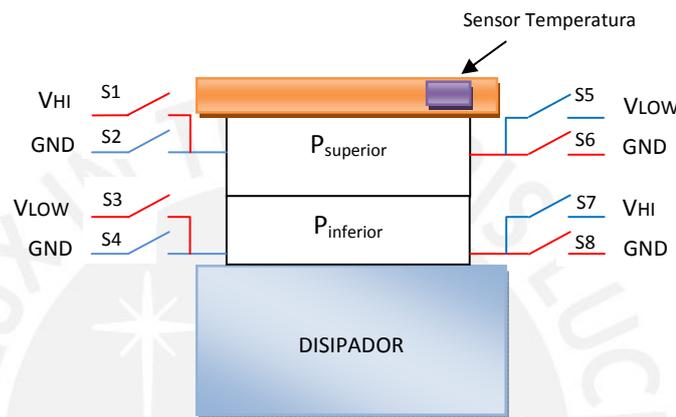


Fig.3.3 Diagrama de conexión eléctrica de dos dispositivos Peltier.

Una nota de suma importancia que se da en el caso del controlador de tres elementos Peltier y que es válida para dos también, es prevenir el sobrecalentamiento de la pila de termoeléctricos manteniendo una diferencia entre los valores de tensión  $V_{hi}$  y  $V_{lo}$ , siendo  $V_{hi} > V_{lo}$ .

### 3.2.1. PLANTEAMIENTO GENERAL DEL SISTEMA

El desarrollo del controlador de temperatura basado en dispositivo Peltier comprende de distintas etapas las cuales son: la etapa de regulación de voltaje, seguido por la etapa de control de potencia y la etapa del módulo de control digital.

La primera etapa es de gran importancia, pues al encargarse esta de graduar la potencia de trabajo para los dispositivos Peltier, será posible cubrir el rango de temperatura deseado. Esta fase es sumamente necesaria, pues estos elementos

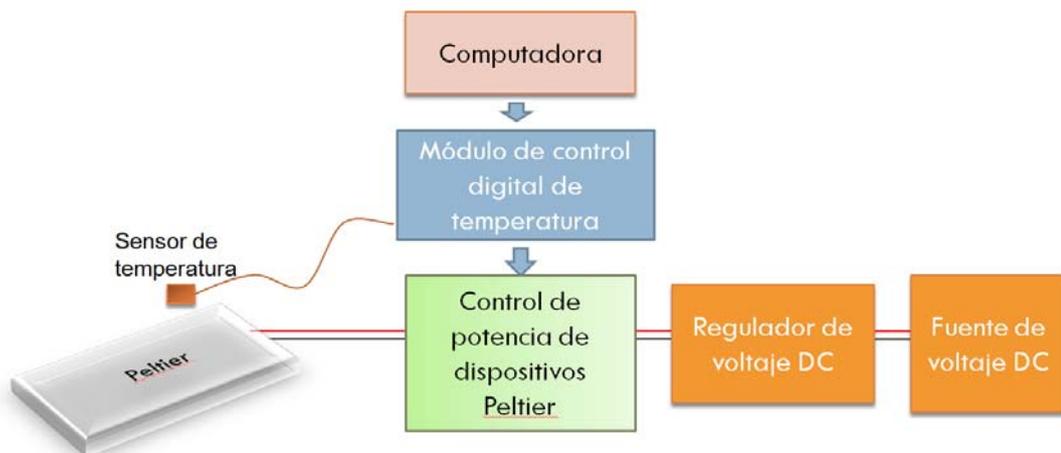
termoeléctricos variarán su capacidad de transferencia de calor entre sus caras de acuerdo al voltaje y corriente suministrados.

El circuito de control de potencia Peltier será el intermediario entre el control digital dado por el programa y este actuador (disp. Peltier). Esta etapa permitirá direccionar el sentido de la corriente a través del dispositivo termoeléctrico y de este modo, alternar entre calentar o enfriar el interior de la cámara ambiental.

Finalmente, para el control digital de temperatura se elaborará un módulo de control, que a través de una interfaz reciba los parámetros de trabajo ingresados por el usuario que definirán el rango de temperatura extremas y tiempo del ciclo para la realización de la prueba.

### 3.2.2. ETAPAS DEL SISTEMA DE CONTROL DE TEMPERATURA BASADO EN DISPOSITIVOS PELTIER

Como fue descrito anteriormente, este proyecto consta principalmente de tres etapas: una encargada de suministrar la potencia necesaria a los dispositivos Peltier, la siguiente es el controlador de los dispositivos y finalmente, un programa que junto con el sensor de temperatura dirigirán todo el proceso.



**Fig.3.4 Esquema del sistema de control de temperatura**

### 3.3. DISEÑO DE LAS ETAPAS DEL SISTEMA DE CONTROL DE TEMPERATURA BASADO EN DISPOSITIVOS PELTIER

#### 3.3.1. REGULADOR DE VOLTAJE PARA ALTAS CORRIENTES

Una de las razones para realizar una cámara ambiental en el instituto de Radioastronomía de esta universidad, pruebas es el bajo costo que implica su elaboración comparado con el precio de las cámaras convencionales. Es por ello que, con el afán de no redundar en mayores gastos, se han utilizado y reutilizado partes con las que se contaban en el INRAS, tanto para elaborar la estructura mecánica como la parte eléctrica.

Para suministrar energía a los dispositivos termoeléctricos se cuenta con fuentes de alimentación extraídas de servidores IBM en desuso. Cada una de estas fuentes entrega 12V @ 16A, con lo cual colocadas dos en serie es posible entregar una potencia cercana a la potencia máxima de los actuadores (ver fig.2.13). Sin embargo, lo que se desea es disponer de todo el rango de trabajo del Peltier no sólo de una línea, como se observa en la imagen de la hoja de datos del modelo seleccionado.

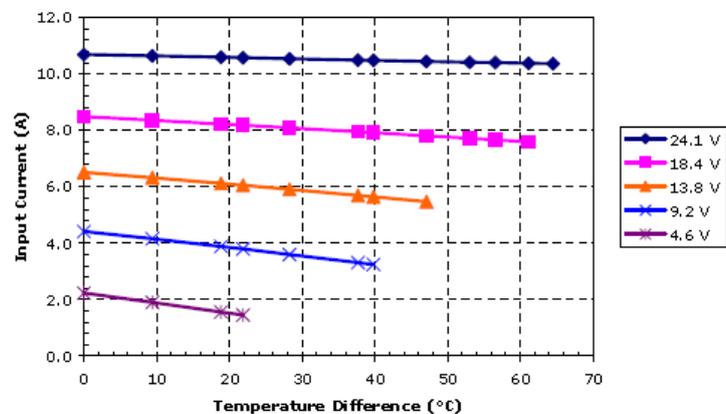


Fig.3.5 Curvas de trabajo de Peltier VT-199-1.4-1.15 Tetechnology,Inc. [23]

Debemos considerar también al momento de elegir el regulador de voltaje, que a pesar de no contarse hoy con fuentes más potentes necesarias para que los Peltier trabajen al límite, es probable que un futuro se las adquiera.

Será entonces prudente diseñar un regulador de voltaje que nos permita regular valores de tensión dentro del rango [0, 24.1] V - según la hoja de especificaciones del

termoeléctrico Peltier - o por encima de 24.1V, en el caso de cambiar a un dispositivos de mayor potencia.

Por este motivo se eligió el regulador de voltaje LM317 que cumple con los requerimientos del rango de tensión según su hoja de especificaciones, además de ser un dispositivo comercial comúnmente usado para este fin.

La condición principal de trabajo de este regulador según su hoja de especificaciones es la siguiente:

$$3V \leq V_{in} - V_{out} \leq 40V$$

$$10mA \leq I_{out} \leq I_{max}$$

$$I_{max} = 1.5 A$$

Entonces, utilizando las fuentes de 12 VDC 16A con las que se cuenta, conectadas 2 en serie, el voltaje a la entrada del regulador será  $V_{in} = 24V$  y el voltaje máximo a su salida será  $V_{out} = 21V$ .

Además, se observa que este regulador de voltaje solo podrá otorgar 1.5 A como máximo, por lo cual será necesario utilizar un elemento que permita transmitir la corriente de entrada hacia el punto de salida, de tal forma que se siga controlando el voltaje en este punto y además se entregue corriente suficiente a la carga.

Para ello se ha tomado como referencia un esquema de un circuito regulador de voltaje para altas corrientes obtenido de la hoja de datos del mismo regulador LM317. Analizando la configuración, vemos que se dispone de una configuración tipo Darlington donde el transistor tipo PNP al ser saturado con una pequeña corriente en su base, permite la conducción a través del transistor NPN de potencia.

Para este diseño se utilizará un transistor NPN de potencia de código MJ802 que soporta hasta 30 A de corriente a través de su colector, esto es mucho más de lo que exigirá la carga- disp. Peltier- de esta forma aseguramos que la fuente reguladora de voltaje permita al módulo termoeléctrico operar en sus condiciones extremas (11.3 A). Para activarlo se utilizará el transistor tipo PNP TIP32 que brindará corriente suficiente a la base del MJ802 para que este pueda trabajar en la región activa (ver Fig. 3.6).

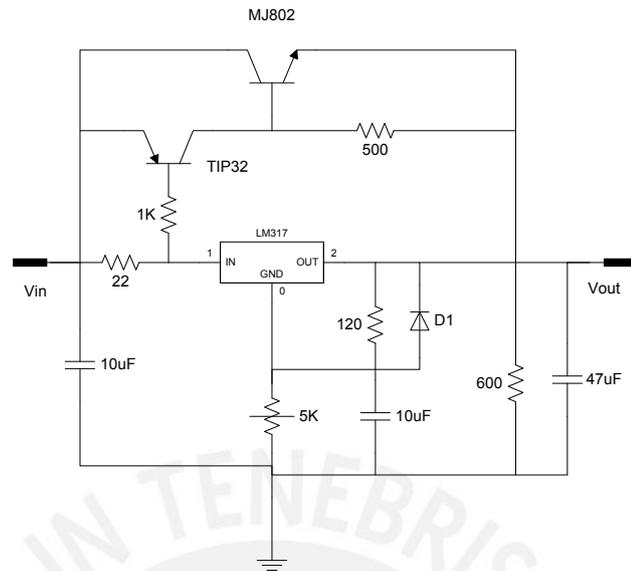


Fig. 3.6 Diagrama esquemático del circuito regulador de voltaje DC para 30 A.

**MAXIMUM RATINGS**

Rating	Symbol	Value	Unit
Collector–Emitter Voltage	$V_{CER}$	100	Vdc
Collector–Base Voltage	$V_{CB}$	100	Vdc
Collector–Emitter Voltage	$V_{CEO}$	90	Vdc
Emitter–Base Voltage	$V_{EB}$	4.0	Vdc
Collector Current	$I_C$	30	Adc
Base Current	$I_B$	7.5	Adc
Total Device Dissipation @ $T_C = 25^\circ\text{C}$ Derate above $25^\circ\text{C}$	$P_D$	200 1.14	Watts $\text{W}/^\circ\text{C}$
Operating and Storage Junction Temperature Range	$T_J, T_{stg}$	-65 to +200	$^\circ\text{C}$

**THERMAL CHARACTERISTICS**

Characteristic	Symbol	Max	Unit
Thermal Resistance, Junction to Case	$\theta_{JC}$	0.875	$^\circ\text{C}/\text{W}$

Cuadro 3.1. Características eléctricas y térmicas del transistor de potencia MJ802.

Algo importante para la elección de este transistor es su capacidad de disipación de potencia. Considerando que la entrada del regulador de voltaje es la máxima  $V_{in} = 24$  y la salida de él es  $V_{out}=21\text{V}$ , existe una diferencia de tensión en el transistor MJ802 de 3V. En este caso el dispositivo Peltier consumirá según sus curvas de trabajo

aproximadamente 10 A que son suministrados en su mayoría por el transistor de potencia.

$$V_{in} - V_{out} = 3V$$

$$I_{out} = 10 A$$

$$P = I_{out} \times \Delta V$$

$$P = 10 A \times 3 V$$

$$P = 30W$$

Haciendo un pequeño cálculo para aproximar la potencia de disipación del transistor MJ802 cuando la corriente por el termoelectrico es máxima, vemos que la potencia es menor a la potencia máxima de disipación del transistor  $P_D=200W$  según su hoja de especificaciones. (Cuadro 3.1)

Pero analizando el caso cuando el voltaje de salida es menor  $V_{out}=12V$  y la carga consume  $I_{out} = 6 A$ , la potencia se incrementa notablemente, pero aún así esta se encuentra dentro de las permisiones del transistor.

$$V_{in} - V_{out} = 12V$$

$$I_{out} = 6 A$$

$$P = I_{out} \times \Delta V$$

$$P = 6 A \times 12 V$$

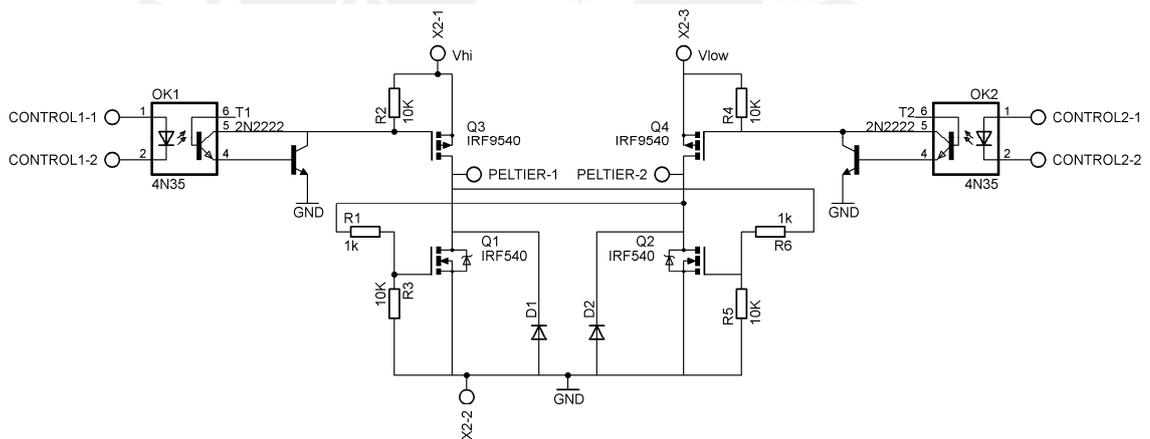
$$P = 72W$$

Con estas consideraciones vemos que es viable utilizar el transistor de potencia de código MJ802 para entregar la corriente requerida por el dispositivo Peltier en cualquiera de sus modos de operación siempre y cuando el valor de tensión a la entrada de este regulador sea cercano al voltaje máximo posible para la carga, con la finalidad de no incrementar la diferencia  $\Delta V$  y del mismo modo la potencia disipada por el transistor.

### 3.3.2. CIRCUITO DE CONTROL DE POTENCIA

Regular los instantes en que se suministra energía a los dispositivos Peltier es a su vez controlar el modo de operación de los mismos, calentar o enfriar, como se describió en el principio de operación del controlador de temperatura. El propósito de este circuito es poder dirigir el sentido de la corriente eléctrica sobre los módulos termoeléctricos, por esta razón se utilizará la configuración de puentes H para cada uno.

Para realizar esta configuración se propone utilizar un modelo modificado de puente H basado en transistores de potencia MOSFET como se muestra en la figura 3.7. Este circuito es aplicable para un diseño mecánico que disponga de uno, dos o más dispositivos Peltier en serie.



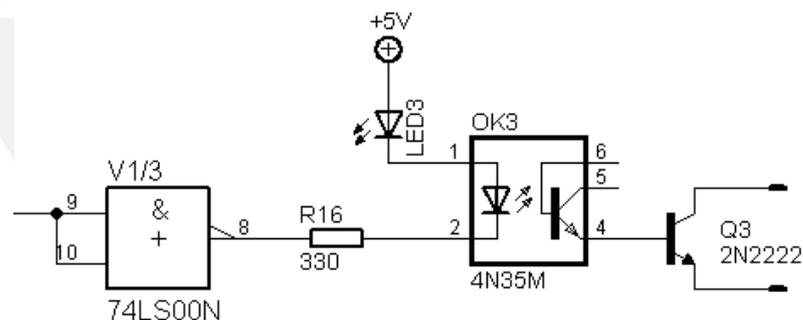
**Fig.3.7 Diagrama esquemático del circuito del puente H modificado.**

Como se observa en la imagen, este puente H permite alternar la alimentación del módulo termoeléctrico entre dos valores de tensión  $V_{hi}$  y  $V_{low}$  con la finalidad de no sobrecargar al siguiente módulo en el caso de un arreglo de dispositivos Peltier en serie. Si solo ha de utilizarse uno, puede trabajarse ambas entradas a una misma tensión o si se desea tener diferentes respuestas al calentar como al enfriar se puede seguir usando los dos terminales.

Las señales de control que activan los modos de enfriamiento o calentamiento sobre el módulo termoeléctrico se muestran en los extremos derecho e izquierdo del circuito. Estas serán activadas solo una a la vez por el microcontrolador. Es de esta manera que el puente H es el medio de conexión entre el control digital y el actuador o dispositivo Peltier.

Para transmitir la señal de control proveniente del microcontrolador al circuito de control es recomendable utilizar optoacopladores con la finalidad de separar eléctricamente las etapas de control digital de la etapa de control de potencia y así, adaptar estas a señales con niveles más altos.

Cada señal de control al ser activa saturará a un optoacoplador de código 4N35, los cuales se encuentran con facilidad en el mercado y además son de bajo costo. El circuito que determina la corriente por el emisor óptico pertenece a la tarjeta del circuito controlador, la cual será descrita posteriormente; sin embargo, es importante nombrarlo ahora, pues complementará el análisis.



**Fig.3.8 Circuito adaptador de la señal de control al puente H.**

La señal eléctrica de control proveniente del microcontrolador ATmega8 es negada por la compuerta NAND 74LS00, la cual lo fija a tierra al momento de emitirse. De esta forma, al cerrar el circuito se activa el LED emisor del optoacoplador y además enciende un LED indicador del modo que está operándose. Asumiendo que la caída de tensiones en cada uno de estos es 1.2 V se obtiene:

$$V_{CC} - V_{LED} - V_F - I_F \times R_F = 0$$

$$5 - 1.2 - 1.2 - I_F \times 330 = 0$$

$$I_F \approx 7.8 \text{ mA}$$

Siendo así, la salida del optoacoplador queda limitada a una corriente  $I_c$  aproximada a 9mA de acuerdo a su curva característica con lo cual la tensión entre su Colector y Emisor se aproximaría a 0.5V. Se observa en el diagrama del circuito (figura 3.8) que la disposición del optoacoplador 4N35 y el transistor NPN de código 2N2222 es de una configuración Darlington con lo cual el primero satura al segundo con una pequeña corriente de Colector y de esta forma el segundo, el transistor 2N2222, activa al transistor de potencia MOSFET canal P.

Para este circuito se ha optado por utilizar transistores MOSFET ya que son dispositivos que permiten conmutar grandes corrientes, además de activarse por diferencia de tensión entre su Compuerta y el Surtidor y no por corriente.

Según la disposición del circuito mostrada en la imagen (fig.3.7), las señales de control necesitarán generar un voltaje bajo en la Compuerta del MOSFET canal P para dispararlo. Se seleccionaron los transistores MOSFET IRF9540, canal P, e IRF540, canal N, cuyas características satisfacen las condiciones impuestas por el actuador o dispositivo Peltier, es decir, ambos soportan como máximo hasta 23 A de corriente a través del Drenador y 100V como diferencia de tensión entre Drenador y Surtidor, según hoja de especificaciones.

Al emitirse la señal de control en la compuerta correspondiente del microcontrolador, ocurrirá la secuencia descrita: la señal de control es transmitida al circuito de puente H gracias al optoacoplador que satura al transistor 2N2222 provocando una tensión baja en la Compuerta del transistor MOSFET IRF9540,  $-2V > V_{GS} > -4V$ , activándolo. Inmediatamente al dispararse el MOSFET canal P, el MOSFET de canal N cuya Compuerta está conectada a la salida del Drenador del mencionado previamente, es activado, completando de esta forma la ruta por donde circulará la corriente a través del dispositivo Peltier.

### 3.3.3. DISEÑO DEL MÓDULO DE CONTROL DIGITAL

Luego de la etapa de potencia es necesaria una etapa de control que dirija el trabajo del conjunto, esto es principalmente, el direccionamiento del flujo de calor a través de los dispositivos Peltier controlando los puentes H según el algoritmo de control con el que se realizará la prueba.

Como se mencionó en el principio de operación del sistema controlador de temperatura basado en dispositivos Peltier, los parámetros que regirán la prueba deberán ser ingresados por el usuario, de ahí la necesidad de contar con un medio de comunicación entre la persona y el programa.

Para ser posible el control de temperatura se debe utilizar un sensor de temperatura que dé la señal de retroalimentación al sistema, de tal manera que informe el estado actual sobre la placa de conducción y participe en el algoritmo de control. Además se contará con un display LCD donde el usuario podrá visualizar la temperatura sensada durante la prueba.

También será necesario, por medidas de prevención, contar con un sensor de flujo que compruebe que el ventilador de disipación se encuentre en funcionamiento y así garantizar la diferencia de temperaturas en las caras de los termoelectrónicos.

En caso de ocurrir un imprevisto durante la prueba, debe existir la posibilidad de detenerla y luego retomarla del modo deseado, calentando o enfriarlo, o simplemente reiniciar el proceso completo o concluir la prueba.

#### 3.3.3.1. DISEÑO DEL HARDWARE

##### MICROCONTROLADOR ATMEGA8

Para el análisis de la información recibida tanto por el usuario como por los sensores, se recurrirá a un microcontrolador, el cual finalmente de acuerdo a la lógica del programa tendrá la capacidad de decisión sobre el sistema.

Por este motivo se utilizará el micro-controlador ATmega8 por contar con periféricos que permiten la interacción tanto con el sistema a controlar, como con el usuario. Los

periféricos requeridos por el sistema son: el conversor análogo-digital (ADC) de 10 bits a través del cual se realizará la lectura del sensor de temperatura; el puerto serial para la adquisición de parámetros de trabajo ingresados por el usuario; temporizador para el conteo del tiempo de estabilización; interrupción externa para detener la prueba.

En el caso de la comunicación serial se utilizará el circuito integrado MAX-232 el cual permitirá la transmisión y recepción de datos entre el microcontrolador y la computadora a través del puerto serial, gracias a su capacidad de conversión de niveles TTL/CMOS a EIA-232.

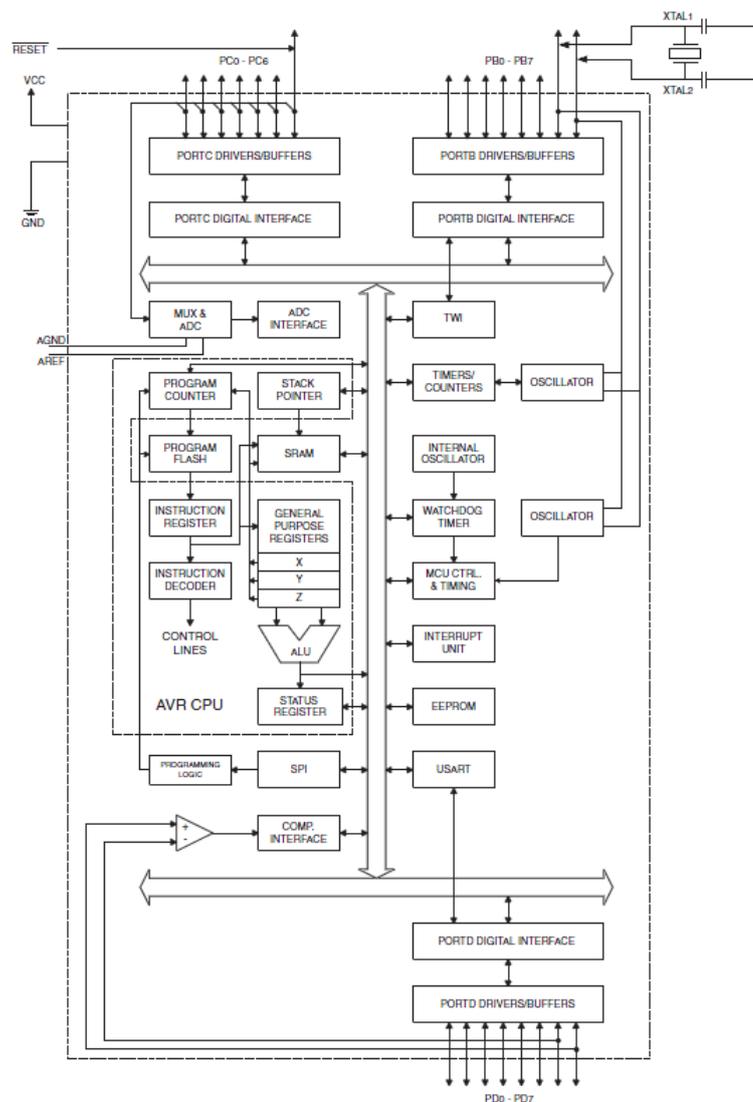


Fig.3.9 Diagrama de bloques del microcontrolador ATmega8



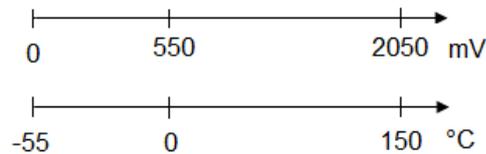
sumará una tensión determinada a la salida del sensor de temperatura para eliminar los valores negativos de voltaje. Si consideramos este valor 550mV, tendríamos:

Antes:

$$V_{\text{out}} = 0 \text{ mV} + 10 \text{ mV/}^{\circ}\text{C} \times T \quad ; T: \text{temperatura en Celsius.}$$

Luego del circuito de adaptación:

$$V_{\text{out}} = 550 \text{ mV} + 10 \text{ mV/}^{\circ}\text{C} \times T$$



**Fig.3.11 Nueva escala de tensiones después de sumar 550mV al rango inicial.**

#### CIRCUITO DE ACONDICIONAMIENTO DEL SENSOR DE TEMPERATURA

Para desplazar la escala de valores de tensión se utilizó principalmente dos configuraciones de amplificadores operacionales (OPAMP): seguidor de voltaje y sumador no inversor.

El circuito propuesto para acondicionar la señal de temperatura proveniente del sensor LM35 se muestra en la imagen a continuación.

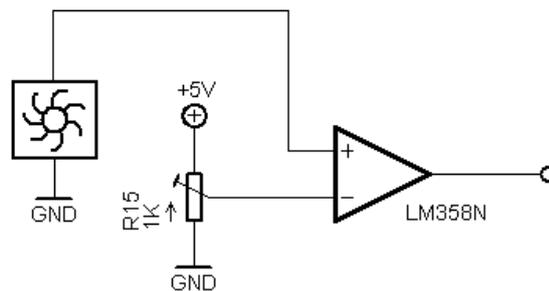


De esta forma el desplazamiento de tensión  $V_2$  que se le aplica a la señal de temperatura sensada,  $V_1$ , debe ser complementado con un desplazamiento digital en el programa del controlador del sistema.

En la fig. 3.12, el potenciómetro de  $1K \Omega$  es el que debe ser regulado para realizar el desplazamiento en la escala de tensiones correspondientes a la temperatura sensada y como se mencionó anteriormente, este debe ser mayor a  $550mV$  para evitar valores de voltaje negativos que no son aceptados por el convertidor análogo digital del microcontrolador ATmega8. Debemos resaltar que la calibración del sensor debe hacerse digitalmente y no utilizando este circuito de adaptación.

### SENSOR DE FLUJO DE AIRE

Se ha dispuesto de un pequeño ventilador de computadora para comprobar que el ventilador, encargado de disipar el calor emitido por el módulo Peltier, se encuentra operando. El funcionamiento de este dispositivo es sencillo, pues cuando el viento gira sus paletas se induce una tensión mayor a  $0.6V$  entre los extremos de su pequeño motor. Para comprobar que este ventilador se encuentra girando, la tensión inducida es comparada con un valor de tensión de  $0.5V$  el cual es regulado a través de un potenciómetro de precisión. El circuito encargado de esta comparación es el mostrado a continuación.



**Fig. 3.13** Circuito de verificación de flujo de aire.

## PANTALLA LCD 2x16 CARACTERES

Durante la realización de la prueba en la cámara ambiental, es necesario que el usuario pueda tener conocimiento de la temperatura actual sensada en cada instante por el sensor LM35 ubicado en la superficie de conducción. Con este requerimiento, se vio conveniente la utilización de una pantalla LCD la cual mostrará la temperatura actual, de tal forma que el usuario pueda verificar las condiciones térmicas del momento dentro de la cámara ambiental.



**Fig.3.14** Display LCD utilizado para visualizar al temperatura actual

### 3.3.3.2. DISEÑO DEL SOFTWARE

El algoritmo del programa se diseñó para cumplir con los principios de operación del sistema expuestos al inicio de este capítulo y ha sido implementado en base al microcontrolador ATmega8.

Al inicio del programa se ejecutarán las configuraciones de los puertos de entrada y salida, así como también los periféricos necesarios para poder interactuar con el resto del sistema, los cuales son el periférico de comunicación serial, el conversor análogo digital, el temporizador y el de interrupción externa. Además, para poder visualizar la temperatura actual sensada dentro de la cámara ambiental, se realizarán las configuraciones que permitan el uso de un del display LCD .

Luego, dentro el programa principal, gracias a la comunicación serial y a la interfaz del programa Hyperterminal, se pedirá al usuario ingresar los parámetros con los cuales desea regirse la prueba y el modo en el que se desea empezar: calentar o enfriar.

Los modos de calentar como enfriar son complementarios, uno va seguido del otro, de tal forma que pueda generarse una onda escalonada de temperatura en la superficie de placa de conducción en contacto con el dispositivo Peltier como se describió en el principio del controlador de temperatura.

Se contará con una subrutina de interrupción que permitirá detener la prueba en caso de emergencia y dará la opción de elegir entre retomar la prueba, reiniciarla o terminarla.

Para mayor detalle sobre las configuraciones realizadas en la programación, revisar anexos Software. Los siguientes diagramas de flujo describen el funcionamiento del programa controlador del sistema.

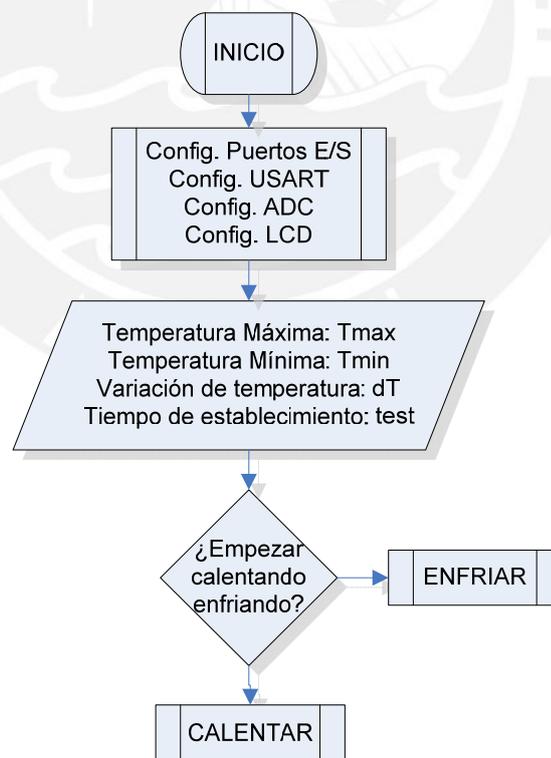


Fig.3.15 Diagrama de flujo del Inicio del programa

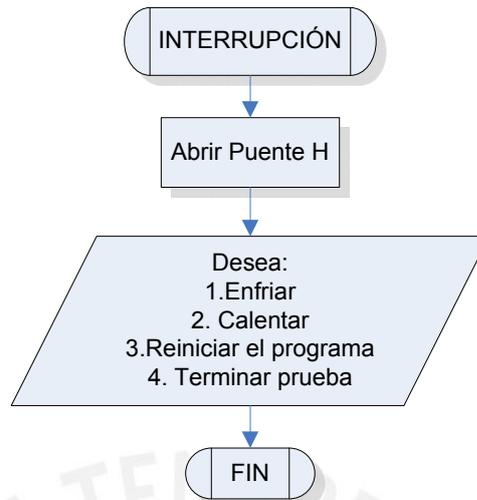


Fig.3.16 Diagrama de flujo de subrutina de interrupción

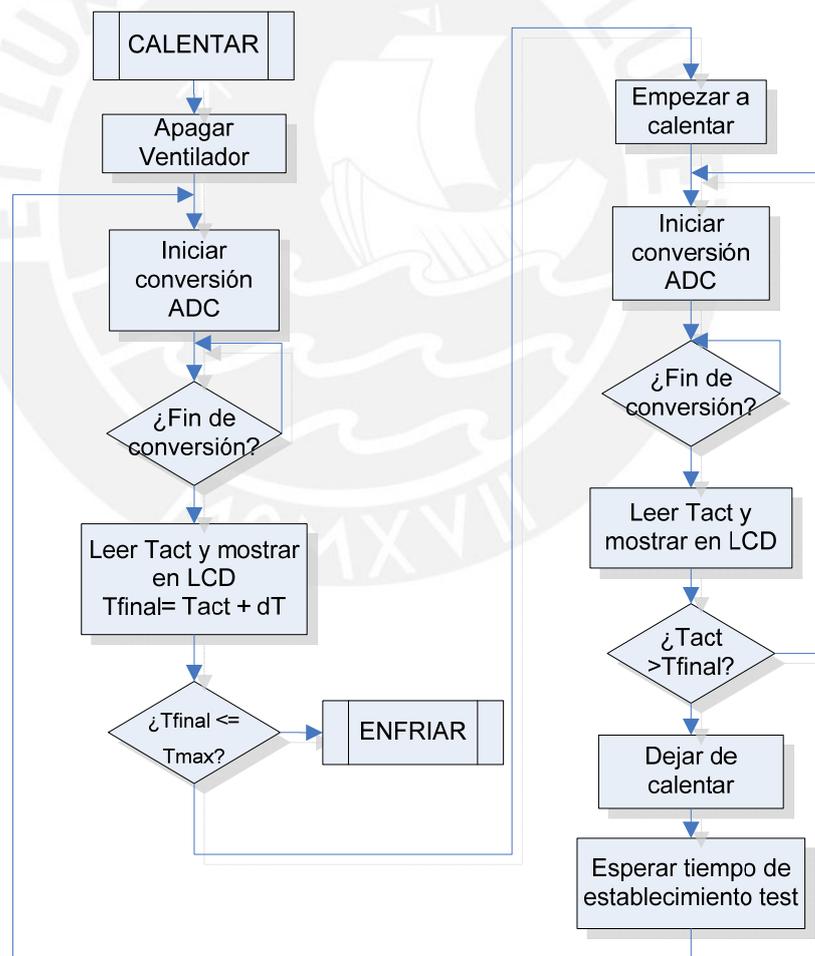


Fig. 3.17 Diagrama de flujo del programa en el modo Calentar

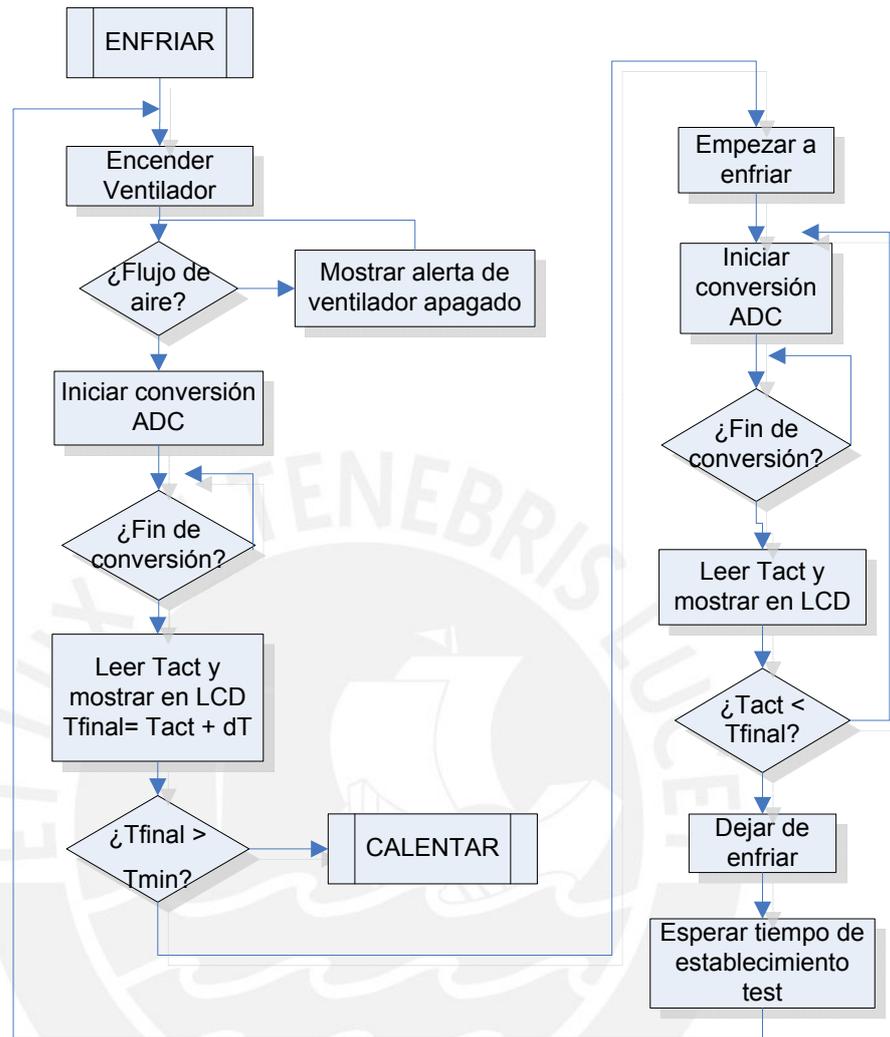


Fig.3.18 Diagrama de flujo del programa en el modo Enfriar



## Capítulo 4

# PRUEBAS Y RESULTADOS

### 4.1. PRUEBAS DEL SISTEMA

El siguiente capítulo tiene por finalidad verificar el correcto funcionamiento de cada circuito propuesto en la etapa de diseño. Es con la implementación que se confronta la respuesta del modelo teórico con el modelo real, lo cual permite tomar las medidas correctivas en caso de error o para mejorar el desempeño del sistema.

#### 4.1.1. PRUEBAS DE LOS SUBSISTEMAS

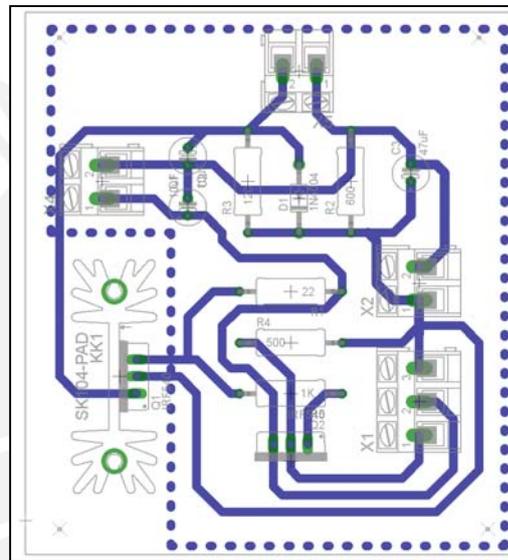
##### CONSIDERACIONES PREVIAS

- Para las pruebas preliminares de las etapas que conforman el control y regulación del suministro de energía de los dispositivos Peltier, se utilizó una resistencia de  $2\Omega$ , 100W, en lugar del módulo termoeléctrico por practicidad. Sin embargo, el consumo de corriente eléctrica de esta resistencia se aproxima al exigido por un dispositivo Peltier.
- Si bien el circuito de control de los dispositivos Peltier- Puente H modificado - ha sido diseñado para trabajar con dos valores de tensión  $V_{hi}$  y  $V_{low}$ , para las pruebas se han unido ambas entradas pues solo se contará con una carga y no será necesario disponer de dos tensiones  $V_{hi}$  y  $V_{low}$  como se describió en el capítulo anterior para el caso de dos dispositivos Peltier en serie.

#### 4.1.1.1. IMPLEMENTACIÓN DEL CIRCUITO REGULADOR DE VOLTAJE

En la implementación de esta etapa se fueron haciendo mejoras a un circuito base con el que se inicio el modelo de regulador de voltaje, llegando finalmente a desarrollarse el circuito mostrado en el capítulo previo.

En la figura 4.1 se muestra el diseño del circuito impreso del circuito final del regulador de voltaje cuyo correcto funcionamiento es respaldado por las pruebas llevadas a cabo durante su implementación.



**Fig. 4.1 Circuito impreso del regulador de tensión**

Para llevar a cabo esta prueba y comprobar la capacidad de transmisión de corriente por el regulador de voltaje se utilizó una resistencia de  $2\Omega$ , 100W como se mencionó anteriormente.

El suministro de energía lo dieron dos fuentes de tensión continua dispuestas en serie, de tal forma que otorgaran como máximo 24 VDC @ 16 A.

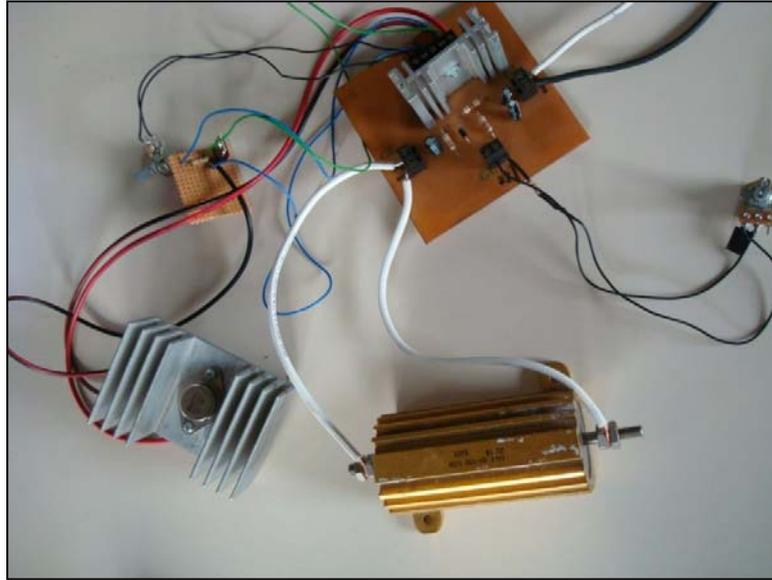


Fig. 4.2 Circuito regulador de voltaje con una carga de  $2\Omega$

Se realizó un pequeño cálculo para conocer la máxima tensión y corriente que se le podía aplicar a la resistencia y así definir el límite del rango a regular con el circuito.

$$V^2/R = P$$

$$V^2/2 = 100 \text{ W}$$

$$V = 14.14 \text{ V}$$

$$I^2 \times R = P$$

$$I^2 \times 2 = 100 \text{ W}$$

$$I = 7.07 \text{ A}$$

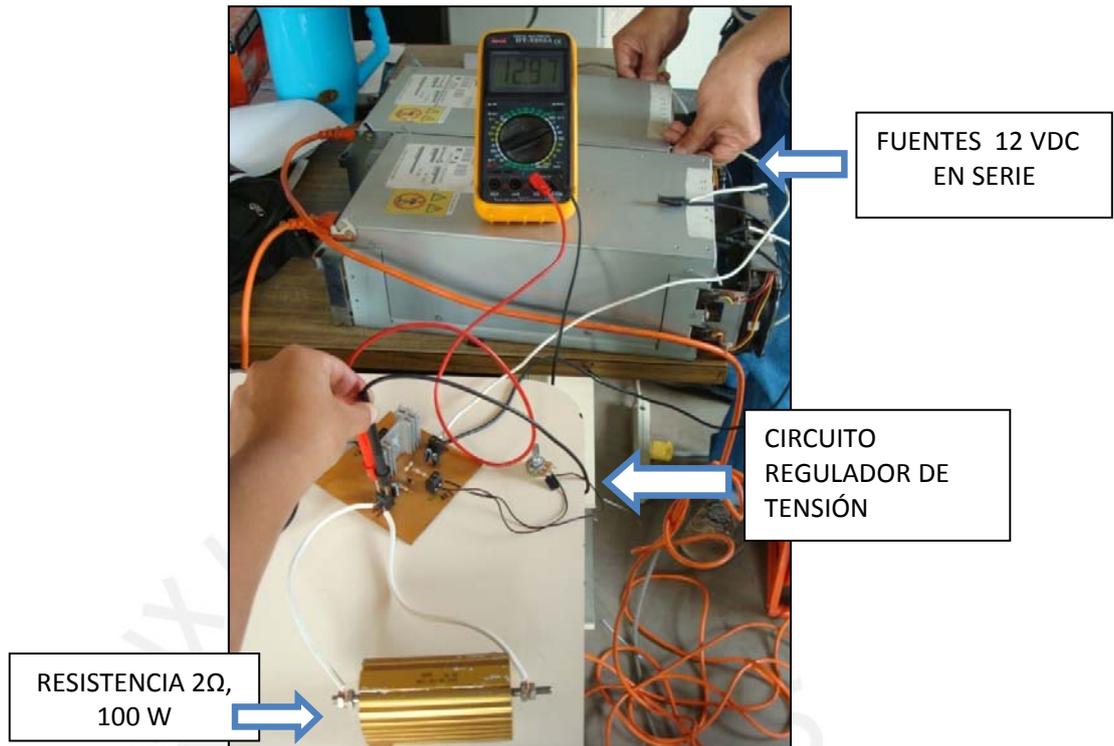
Siendo así, el límite de tensión para esta prueba fue 14V y la máxima corriente entregada 7 A.

Los resultados fueron estos:

- Prueba sin carga:
  - Siendo 24V la tensión entregada por las fuentes, logró regularse dentro del rango [ 2 ; 22 ] V.
- Prueba con carga de 2Ω:
  - Antes de conectar la carga, se reguló la tensión a dos valores y la respuesta para cada uno fue la siguiente:

Tensión sin carga (V)	Tensión con carga (V)
10.6	10.6
13.2	13.2

Con estas pruebas se comprobó la capacidad del circuito de regular la energía suministrada a la salida de este. Además, esta experiencia nos informó sobre la fiabilidad de las fuentes de servidores utilizadas para la prueba, pues se mantuvo el voltaje a pesar de que se le exigió mayor corriente.



**Fig.4.3 Pruebas del circuito regulador de tensión**

#### 4.1.1.2. IMPLEMENTACIÓN DEL CIRCUITO DE CONTROL DE POTENCIA

En esta prueba se juntaron dos etapas del sistema: el regulador de voltaje y el puente H.

Recordando las consideraciones iniciales, para esta prueba solo se utilizará una carga y un solo voltaje para ambos modos de operación. Debemos recordar que los modos de operación: calentar y enfriar, guardan relación con el sentido del flujo de corriente a través de la carga.

Se probó el circuito en ambos sentidos y respondió de la siguiente forma para ambos casos:

Tensión sin carga (V)	Tensión con carga (V)
12.93	11.38

La caída de tensión a la salida al agregar la carga es aproximadamente de 2.6 V y se debe a los transistores MOSFET cuya resistencia interna afecta el rendimiento del sistema.

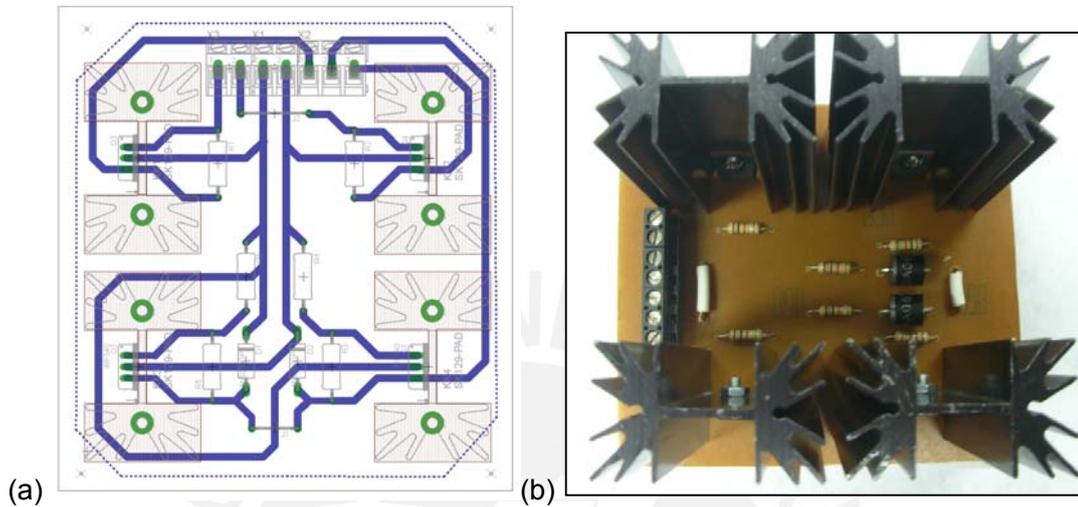


Fig. 4.4. Diseño del circuito impreso del puente H modificado (a) e implementación (b)

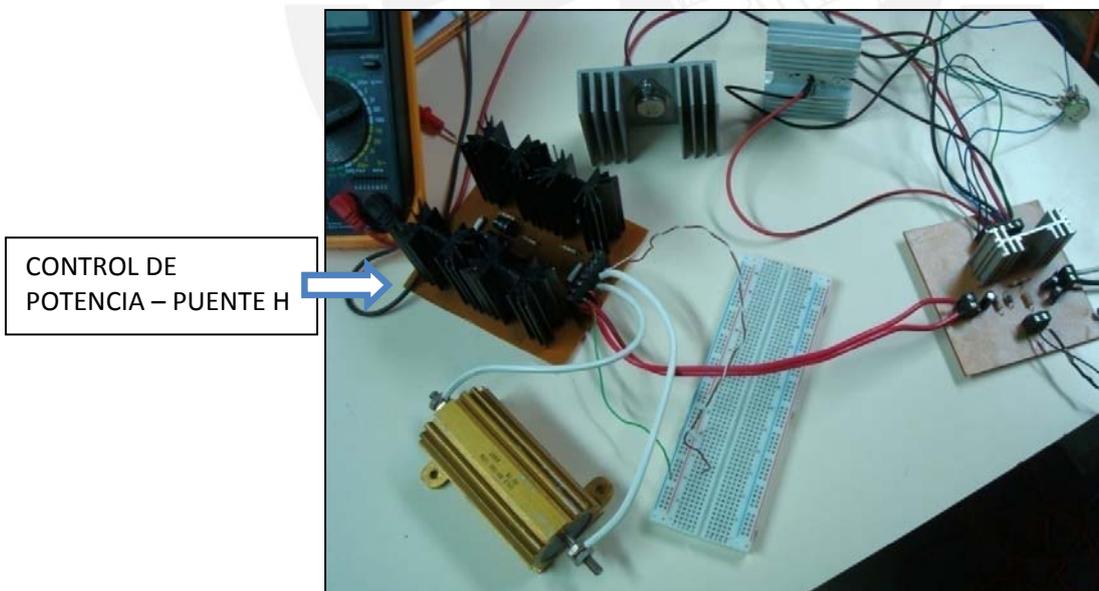
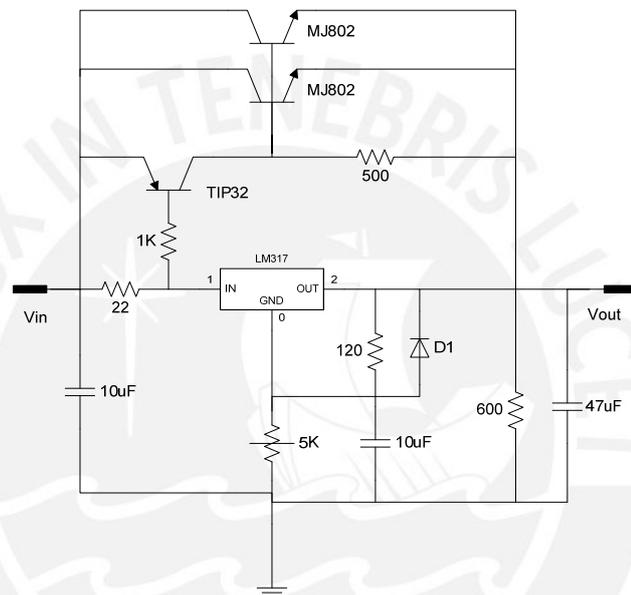


Fig.4.5 Pruebas del circuito de control de potencia alimentado por el regulador de tensión

Se mantuvo el circuito en funcionamiento por un tiempo de dos minutos y se notó que el transistor de potencia disipaba gran cantidad de calor. Frente a este hecho se optó por poner dos transistores de potencia en paralelo en lugar de uno solo, de tal forma que la corriente se dividiera entre los dos y de esta forma evitar que se recalentara.

El regulador de tensión, por otro lado, no se calentó durante el tiempo de la prueba.



**Fig. 4.6 Diagrama esquemático del circuito regulador de voltaje DC para 30 A.**

#### 4.1.1.3. IMPLEMENTACIÓN DEL MÓDULO DE CONTROL DIGITAL

##### SOFTWARE

El programa de control se elaboró utilizando el programa VMLAB el cual brinda las herramientas necesarias para realizar simulaciones y verificar la secuencia lógica del algoritmo diseñado. Se utilizó el lenguaje ensamblador para la programación de este.

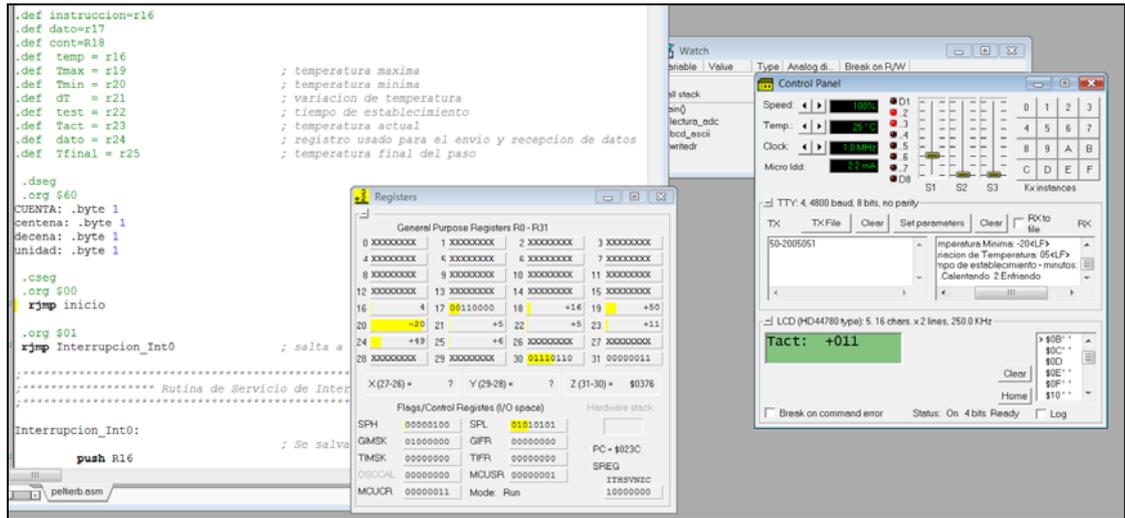


Fig.4.7 Simulaciones realizadas en el programa VMLAB

HARDWARE

Posteriormente, se implementó el circuito impreso correspondiente a este módulo de control y se empezó con la etapa de pruebas.

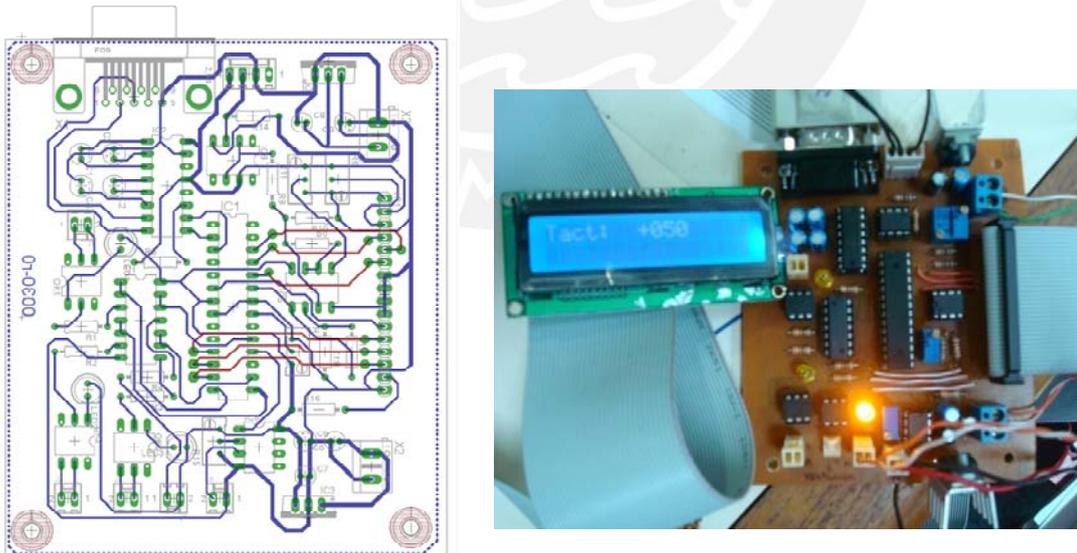


Fig. 4.8 Diseño del circuito impreso de la tarjeta de control digital e implementación

#### CONSIDERACIONES:

- Para simular las variaciones de temperatura se utilizó un potenciómetro en lugar del sensor.
- No se colocó ninguna carga en las salidas de control.

#### PRUEBAS:

Se comprobó la comunicación con la interfaz del usuario a través del puerto serial.

El desempeño del programa frente a las variaciones de voltaje de entrada que correspondían a temperaturas captadas por el sensor, correspondió a la lógica de control.

Se verificó el correcto funcionamiento de circuitos de acondicionamiento de las señales correspondientes al sensor de temperatura y al sensor de flujo de aire.

#### 4.1.2. IMPLEMENTACIÓN Y PRUEBAS DEL SISTEMA CONTROLADOR DE TEMPERATURA

Para las pruebas finales del sistema de control de temperatura basado en dispositivos Peltier se utilizó un módulo Peltier prestado por el Laboratorio Energía de la sección de Ingeniería Mecánica.

Este equipo consiste en un tanque de aluminio de  $10 \times 20 \times 25 \text{ cm}^3$  de volumen donde en el exterior de una de sus caras laterales se encuentra posicionado un dispositivo Peltier con su respectivo disipador térmico y ventilador.



**Fig. 4.9 Tanque de aluminio con dispositivo Peltier acoplado**

Se debe resaltar que este no es el dispositivo Peltier a utilizarse en la cámara ambiental de pruebas para el satélite PUCP-SAT-1, sus características de operación son distintas; sin embargo, de igual forma nos permitió verificar la respuesta del sistema de control de temperatura diseñado aunque a una menor escala.

El código de este módulo termoeléctrico es TEC1 12705 y sus características son las siguientes:

<b>V<sub>max</sub></b> <b>(VDC)</b>	<b>I<sub>max</sub></b> <b>(A)</b>	<b>Q<sub>max</sub></b> <b>(W)</b>	<b>DT<sub>max</sub></b> <b>(°C)</b>
<b>15.4</b>	<b>4.60</b>	<b>42.0</b>	<b>68</b>

#### 4.1.2.1. PRUEBAS INICIALES

Debido a las características del dispositivo Peltier a manejar en estas pruebas, se vio conveniente utilizar solo una fuente de tensión de 12VDC y fijar un voltaje de salida de 10VDC a través del circuito regulador de tensión.

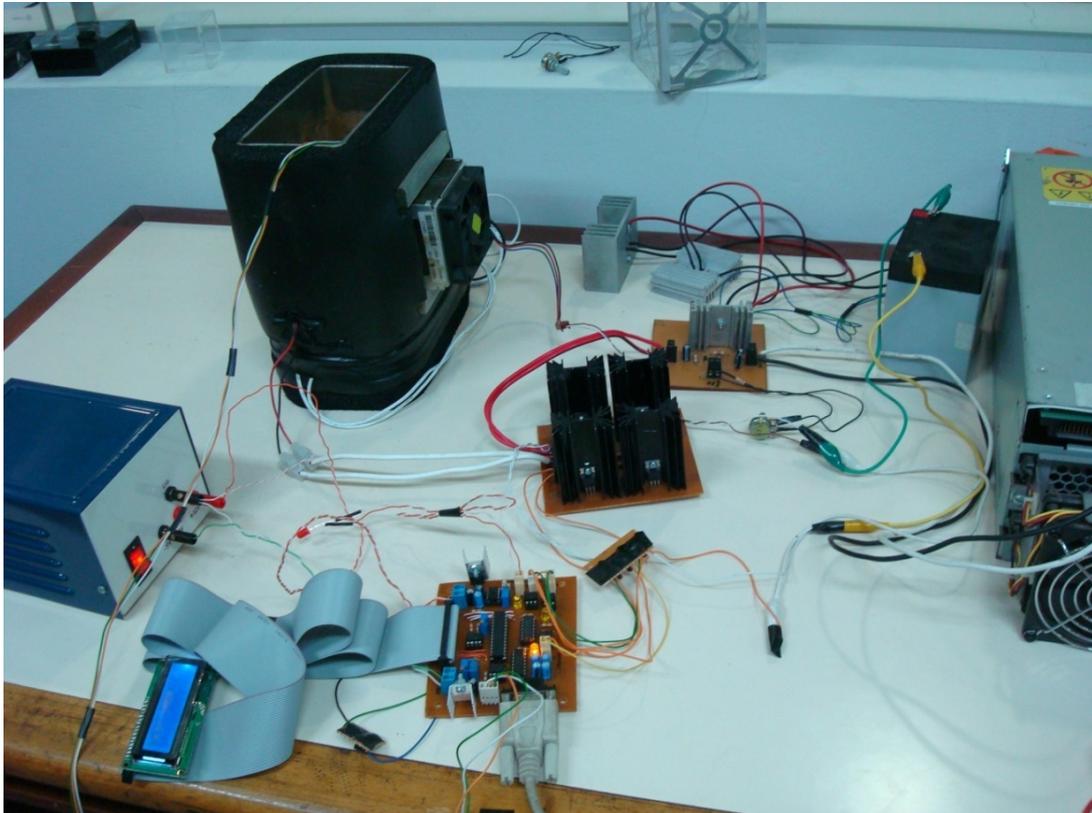
Luego de ser ensambladas todas las etapas correspondientes al sistema controlador, se posicionó el sensor de temperatura dentro del tanque en la cara opuesta al lugar donde estaba ubicado el dispositivo Peltier.



**Fig.4.10 Ubicación del sensor de temperatura**

En la realización de estas primeras pruebas, se varió el programa para omitir el tiempo de establecimiento que ocurre luego de determinada variación de temperatura, de tal forma que podamos observar el rango de temperatura máxima y mínima que se puede obtener con este dispositivo Peltier y el equipo mecánico.

Este rango fue desde 0°C hasta 50°C ubicando el sensor a la menor distancia del dispositivo Peltier, esto es al centro de la cara lateral.



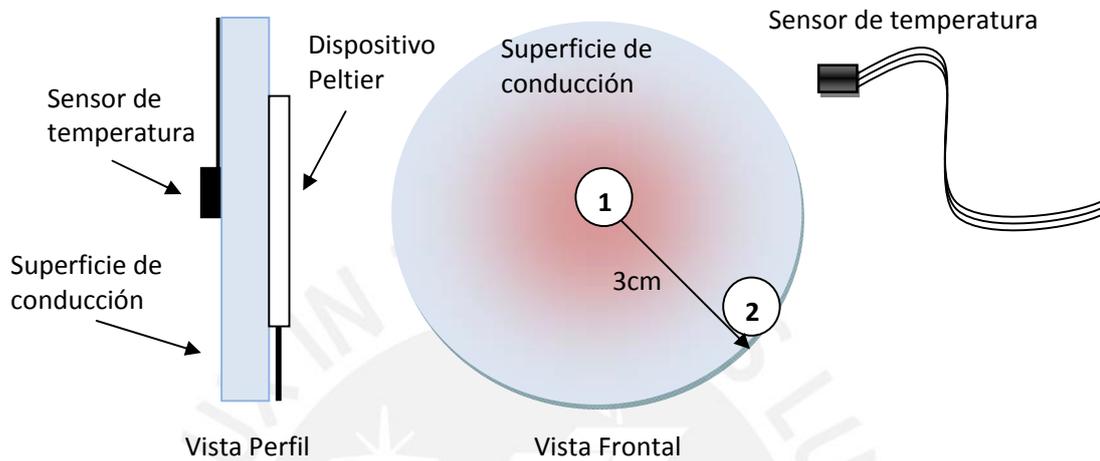
**Fig.4.11** Ensamble de las etapas que conforman el controlador de temperatura

Con esta prueba también se comprobó que el sistema de control de temperatura alternaba los modos de calentamiento y enfriamiento al lograrse las temperaturas límite ingresadas por el usuario a través de la interfaz, lo cual correspondía a la lógica del programa de control.

Luego de verificar la concordancia de la respuesta del sistema con la lógica de control, las siguientes pruebas a realizarse fueron usando el tiempo de establecimiento activo, con la finalidad de observar cambios escalonados de temperatura en la superficie de transmisión.

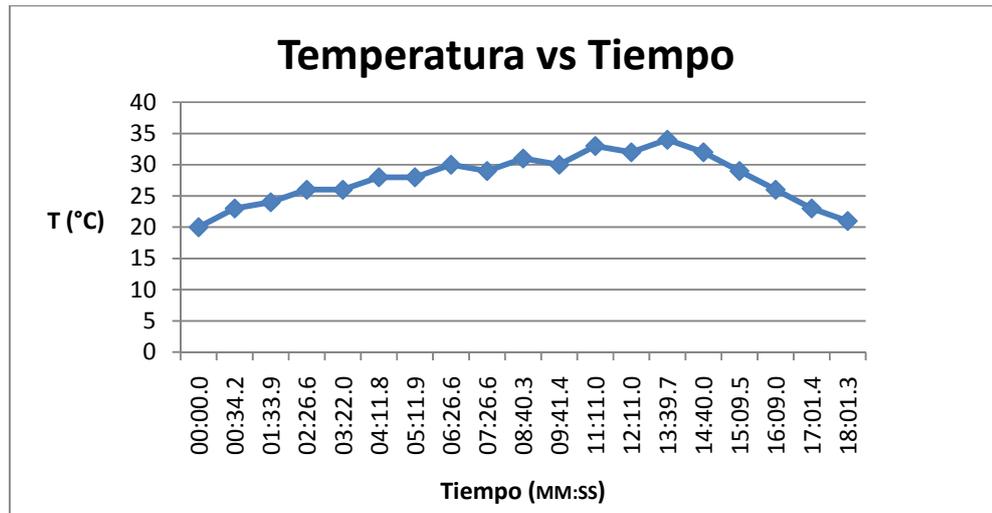
Con el sensor de temperatura ubicado en la parte central de la superficie de conducción (posición 1), aplicar un tiempo de establecimiento de un minuto fue en vano, pues la retención de calor por parte de la superficie de contacto era mínima por

tener menor área y la variación de temperatura alcanzada era perdida durante el tiempo de estabilización (Fig. 4.12).



**Fig. 4.12 Ubicación del sensor de temperatura en la superficie de conducción respecto a la posición del dispositivo Peltier**

Con esta experiencia se optó por alejar 3 cm del centro al sensor de temperatura (posición 2) y lograr un mayor volumen que sea capaz de retener calor por más tiempo. Ejecutamos la prueba con una variación de temperatura de  $3^{\circ}\text{C}$  por paso y 1 minuto de establecimiento. Los resultados se muestran a continuación.



**Fig. 4.13** Curva de temperatura obtenida en la primera prueba.

Ubicando el sensor de temperatura a 3 cm del centro notamos un gran esfuerzo para lograr temperaturas altas como bajas, obteniéndose un rango de trabajo [19; 40] °C.

Notamos también que conforme se va alcanzando temperaturas mayores, el grado de pérdida durante un minuto de establecimiento también es incrementado.

#### 4.1.2.2. PRUEBAS FINALES

Con la experiencia previa, decidió trabajarse el tiempo de establecimiento en segundos, para evitar que el calor se perdiera a través de toda la superficie del tanque de aluminio.

Esta prueba se realizó con una variación de temperatura de 5°C por paso y 15 segundos de establecimiento y el sensor de temperatura ubicado a 2 cm del centro. El resultado fue positivo, y se muestra en la siguiente imagen.

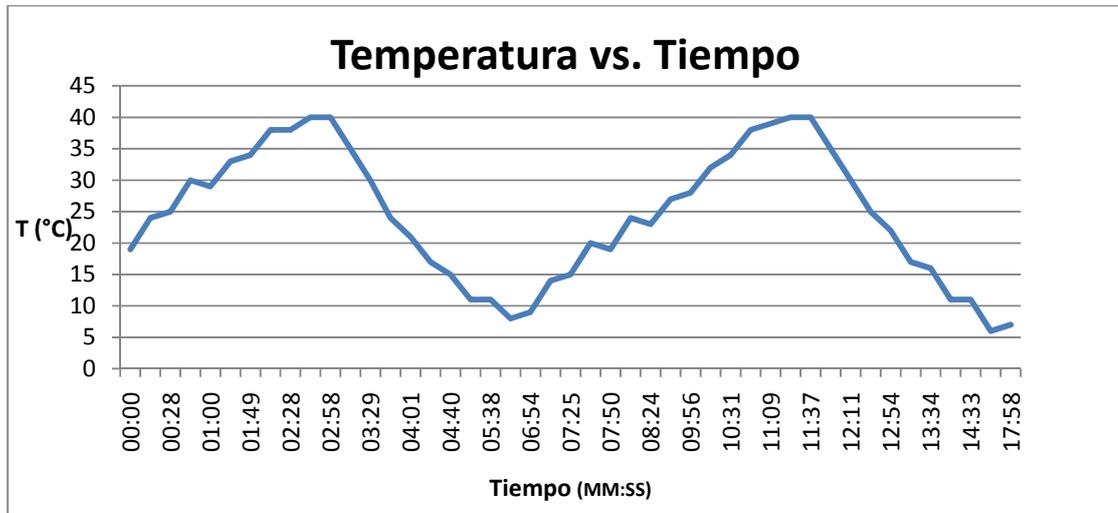


Fig.4.14 Curva de temperatura obtenida en la prueba final

#### OBSERVACIONES

Se observa a través de la curva de temperatura que la pendiente al enfriar es pronunciada al inicio de este modo; sin embargo, al cruzar la temperatura del ambiente (21°C) esta disminuye. La curva de temperatura descrita demuestra que es posible calentar y enfriar este sistema de forma oscilante a través del dispositivo Peltier.

Con esto, podemos verificar el sistema desarrollado permite tener control sobre los dispositivos Peltier y que la respuesta térmica podrá variarse de acuerdo a los requerimientos de la prueba a realizar, la cual es programada en el microcontrolador ATmega 8 que a través del módulo digital de control dirigirá la rutina.

El factor que tiene gran repercusión sobre esta prueba viene dado por las características de la carga a calentar o enfriar, estas tienen que ver mucho con su conductividad térmica y volumen, pues al ser solo posible la transferencia de calor por conducción, el tiempo en que llegue la carga a cierta temperatura dependerá mucho de esta misma. De ser así, la temperatura obtenida por el sensor ubicado en la superficie de conducción, debería ser contrastada con otras obtenidas por diferentes sensores ubicados en distintos puntos de la carga.

Antes de la prueba se pensó que era posible estimar el tiempo de duración de un ciclo de prueba, es decir, que el usuario podía ingresar el tiempo de un ciclo térmico y el programa calcularía el tiempo y la variación de temperatura por paso; sin embargo, esto no será posible, por depender este tiempo de la carga porque es probable que el tiempo necesario sea mayor o menor.

Otro alcance que obtuvimos al realizar estas pruebas fue la gran importancia de la resolución del convertidor análogo digital, pues no solo es necesario conocer el grado de temperatura como número entero, es recomendable trabajar también fracciones de grado.

Respecto a la programación, si lo finalmente deseado para las pruebas del satélite es obtener una curva escalonada de temperatura, es recomendable trabajar con lazos de histéresis en los tiempos de estabilización y considerar tanto minutos como segundos para este. Además de esto, se debe tener mucho cuidado al trabajar con las funciones de comparación junto con las de condición, pues el resultado de estas afectaría la correspondencia entre la variación de temperatura por paso ingresado y lo que en la realidad sucede.

Es recomendable que para pruebas futuras se utilice un sensor de temperatura con mayor resolución, además, con empaque metálico y con facilidades para el montaje sobre superficies para un mejor sensado de temperatura.

Por el tiempo de duración de la prueba, los dispositivos de potencia utilizados se calientan considerablemente, para ello se sugiere contar además con un sistema de ventilación que facilite la disipación de calor de estos.

## Conclusiones

Del desarrollo del presente trabajo de tesis, se concluye lo siguiente:

- Se diseñó e implementó con éxito la electrónica necesaria para regular el suministro de energía al dispositivo Peltier, así como el circuito controlador de potencia que permite variar el sentido de corriente a través de él y el módulo de control digital capaz de dirigir, según el programa controlador, al conjunto durante la prueba.
- Se logró integrar satisfactoriamente todas las etapas del sistema, conformando un sistema de control de temperatura basado en dispositivos Peltier básico, que permite adecuarse a las características de funcionamiento del módulo termoeléctrico a controlar.
- Se ha logrado demostrar que es posible realizar una curva de un ciclo térmico controlando el sentido de corriente que circula a través de los dispositivos Peltier, lo cual es requerido para el proyecto de desarrollo de una cámara ambiental de pruebas para el satélite PUCP-SAT-1

## Recomendaciones

Con respecto a las fuentes de voltaje continuo, que brindan la potencia necesaria para el funcionamiento de los dispositivos Peltier, es recomendable que el valor de tensión entregada de estos supere el voltaje máximo de operación de los elementos termoeléctricos para que así al regular el voltaje sea posible aprovechar al máximo el desempeño de los dispositivos.

Es recomendable contar con grandes disipadores para los transistores MOSFET de la etapa de control de potencia así también para el transistor de potencia en la etapa de regulación de voltaje.

Al ser este sistema de control de temperatura básico basado en dispositivos Peltier, es posible mejorar el desempeño del programa realizando lazos de histéresis para el tiempo de establecimiento al final de la variación de temperatura si lo deseado es obtener una variación de temperatura aproximada a una curva escalonada.

Si bien se desarrolló un sistema básico de control de temperatura, es posible realizar cambios en la programación que permitan variar el tipo de prueba a realizar dependiendo de los requerimientos del proyecto PUCP SAT 1.

El desempeño de la prueba desarrollada por el programa de control dependerá mucho de la respuesta térmica de la estructura mecánica y de la carga, por ello es recomendable que las pruebas se realicen finalmente sobre el sistema mecánico final que incluye la base de transferencia de calor como la carga a calentar o enfriar. De acuerdo al desempeño se realizarán las medidas correctivas del programa.

## Referencias

- [1] *CubeSat design specification* Rev.12, The CubeSat Program, California Poltechnic State University SLO. 2009.  
[http://www.cubesat.org/images/developers/cds\\_rev12.pdf](http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf) >
- [2] Jamalipour, Abbas. *Low earth orbit satellites for personal communication networks*. Boston: Artech House, 1998
- [3] Rogers, Lucy. *It's only rocket science*. New York, NY: Springer Science+Business Media, LLC, 2008.
- [4] Fayazbakhsh, K., Abedian, A., "Materials selection for applications in space environment considering outgassing phenomenon", *Advances in Space Research* (2009), doi: [10.1016/j.asr.2009.11.017](https://doi.org/10.1016/j.asr.2009.11.017)
- [5] Herrmann, Joachim. *Atlas de Astronomía*. Madrid: Alianza Editorial, 1996.
- [6] Rivera Mantilla, Hugo. *Geología General*. Lima: Hugo Rivera Mantilla, 2001.
- [7] Barry, R.G. *Atmósfera, tiempo y clima*. Barcelona: Omega, 1980.
- [8] Fong, Chen-Joe. Lin, Albert. Shie, Allen. Yeh, Marco. Chiou, Wen-Chen. Tsai, Ming-Hsien. Ho, Pei-Yi. Liu, Chin-Wen. Chang, Ming-Shong. Pan, Hsu-Pan. Tsai, Steven. Hsiao, Chiuder. *Lessons Learned of NSPO's Picosatellite Mission: YamSat-1A, 1B & 1C*. National Space Program Office. Taiwan. 2002.
- [9] Mashburn, Keith. Montana State University SSEL. *Simplified configuration management and qualification testing for CubeSats*. 2008 CubeSat Developers' Workshop Conference on Small Satellites. August 2008.
- [10] Nakaya, K., Konoue, K., Sawada H., Ui K., Okada, H., Miyashita, N., Iai, M., Urabe, T., Yamaguchi, N., Kashiwa, M., Omagari, K., Morita, I., Matunaga, S.. *Tokyo Tech CubeSat: Cute-I. Design & development of flight model and Future Plan*. Laboratory for Space Systems, Tokyo Institute of Technology. Tokyo. 2003.  
[http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cubesat/paper/AIAA\\_TokyoTechCubeSat.pdf](http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cubesat/paper/AIAA_TokyoTechCubeSat.pdf)
- [11] Evolution of the CubeSat Program at the University of North Dakota.  
<http://www.und.nodak.edu/org/zamboni/usssp.html>
- [12] Talledo Coronado, Arturo Fernando. *Tecnología de Alto Vacío: Herramienta básica para el desarrollo industrial*. Lima: asamblea Nacional de Rectores, 2004.
- [13] Illinois Tiny Satellite Initiative, University of Illinois @ Urbana- Champaign. *CubeSat@Uofl*.

- <http://cubesat.ece.uiuc.edu/Testing.html>
- [14] Bryan Klofas, Karl Van Dk, Rick Doe. SRI International. "CTEC: CubeSat Thermal Environment Chamber". *2009 CubeSat developer's conference*. San Luis Obispo, CA.
- [15] Alexander D. Schwab, Bruce Boyes. *Triple Peltier Temperature Controller*. 2004.
- [16] NASA. Mission to Hubble. *NASA Goddard Provides Environmental Testing for Hubble Components*.  
[http://www.nasa.gov/mission\\_pages/hubble/servicing/series/testing\\_chambers.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/hubble/servicing/series/testing_chambers.html)
- [17] URL: Angstrom Engineering <http://www.angstromengineering.com/altitude-test-chambers.htm>
- [18] URL: TETECH, VT-199-1.4-0.8 Thermoelectric Module (Peltier Module) Specifications <http://www.tetech.com/temodules/graphs/VT-199-1.4-1.15.pdf>
- [19] Ortiz, Pedro Pablo. *Principios elementales de física experimental y aplicada: incluso la meteorología y la climatología*. Nueva York: Appleton & CO., 1862.
- [20] URL: TeTechnology, Inc. *FAQ & Technical Information*  
<http://www.tetech.com/FAQ-Technical-Information.html#1>
- [21] URL: FUJITAKA. El principio del módulo Peltier.  
[http://www.fujitaka.com/peltier\\_es/experience/experience2.html](http://www.fujitaka.com/peltier_es/experience/experience2.html)
- [22] Cal Poly. "Poly Sat: Building on Success". *2008 CubeSat Developer's Workshop*. Logan, Utah. 2008  
<http://www.cubesat.org/images/cubesat/presentations/SummerWorkshop2008/Sun/4%20PolySat.pdf>
- [23] TeTechnology, Inc. *VT-199-1.4-0.8 Thermoelectric Module (Peltier Module) Specifications*.  
<http://www.tetech.com/temodules/graphs/VT-199-1.4-0.8.pdf>
- [24] Schwab, Alexander D. . *Triple Peltier Temperature Controller*. 2004  
[http://www1.appstate.edu/~schwabad/Schwab\\_Thermoelectric\\_Controller.pdf](http://www1.appstate.edu/~schwabad/Schwab_Thermoelectric_Controller.pdf)
- [25] Armen Toorian, R., Simon Lee. DNEPR Safety Compliance Requirements (DSCR). Version 1.0. Last Updated 8.5.04. CubeSat. 2004  
[http://www.cubesat.org/images/developers/compliance\\_dnepr\\_lv.pdf](http://www.cubesat.org/images/developers/compliance_dnepr_lv.pdf)
- [25] Nugent, Ryan. Munakata, Riki. Chin, Alexander. Puig-Suari, Jordi. *The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education*. Aerospace Engineering Department. California Polytechnic State University. California. 2008.
- [26] URL: SILICONFAREAST <http://www.siliconfareast.com/TCT.htm>
- [27] *CubeSat Design Specification*. CubeSat. California Polytechnic State University. California. 2009.  
[http://cubesat.org/images/developers/cds\\_rev12.pdf](http://cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf)