



UNIVERSIDAD DE CHILE  
FACULTAD DE CIENCIAS FÍSICAS Y MATEMÁTICAS  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA

OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO PARA EL CONTROL TÉRMICO PASIVO DE UN  
NANOSATÉLITE MEDIANTE UN ALGORITMO GENÉTICO

TESIS PARA OPTAR AL GRADO DE MAGISTER EN  
CIENCIAS DE LA INGENIERÍA, MENCIÓN MECÁNICA

EMANUEL SALOMÓN ESCOBAR LAVÍN

PROFESOR GUÍA:  
JUAN CRISTÓBAL ZAGAL M.

MIEMBROS DE LA COMISIÓN:  
MARCOS DÍAZ Q.  
WILLIAM CALDERÓN M.

SANTIAGO DE CHILE  
2016

RESUMEN DE LA TESIS PARA OPTAR AL  
GRADO DE: Magister en Ciencias de la  
Ingeniería, Mención Mecánica.  
POR: Emanuel Salomón Escobar Lavín  
FECHA: 23/03/2013  
PROFESOR GUÍA: Juan Cristóbal Zagal

## **OPTIMIZACIÓN DEL DISEÑO PARA EL CONTROL TÉRMICO PASIVO DE UN NANOSATÉLITE MEDIANTE UN ALGORITMO GENÉTICO**

El presente trabajo estudia el uso de algoritmos genéticos para automatizar el diseño del sistema de control térmico pasivo de un nanosatélite tipo CubeSat de 3U en una configuración HotCase.

Una metodología de tres pasos es propuesta. En el primer paso, las soluciones candidatas se representan por medio un mosaico de dos materiales diferentes distribuidos sobre las caras externas de un satélite tipo CubeSat. Estas soluciones son evaluadas utilizando el método de los elementos finitos (FEM) y clasificadas de acuerdo a su capacidad de cumplir los requerimientos de temperatura considerados para la misión.

En un segundo paso se construye un modelo a escala del mejor individuo. Se realiza un ensayo térmico del modelo creado, describiendo el montaje y la electrónica necesaria para obtener la información de temperatura sobre las caras del CubeSat.

En un tercer paso la simulación es adaptada utilizando los datos obtenidos en el ensayo térmico con el propósito de validar el proceso de optimización. Para este procedimiento se actualizan los parámetros con los cuales se analiza la solución optimizada ajustándolos a los utilizados en el ensayo experimental.

Las diferencias entre los resultados de simulación y los obtenidos a través del ensayo térmico se encuentran en el orden de los 1,45 (K) para las caras que apuntan directamente al sol y 2,4 (K) para las caras que están directamente apuntando a la superficie terrestre. Ambos resultados considerando un error cuadrático medio.

También se observó que el diseño optimizado presenta una disminución de 5 (K) comparado con un diseño definido por un usuario que considera los mismos materiales. También se estudia el efecto de la pintura sobre la superficie del CubeSat, donde se observa que el diseño optimizado reduce la temperatura en 8 (K) comparado con un satélite sin pintar (paredes de aluminio expuestas al ambiente).

## **Dedicatoria**

A mi esposa Elizabeth y mis hijos Alonso y Victoria. Por su incomparable amor y comprensión.

## Tabla de contenido

1	Presentación .....	1
1.1	Introducción.....	1
1.2	Contexto.....	1
2	Objetivos .....	3
2.1.1	Objetivos Generales .....	3
2.1.2	Objetivos Específicos .....	4
3	Conceptos importantes .....	4
3.1	Estándar CubeSat.....	5
3.2	El Ambiente Espacial y sus Influencias .....	6
3.2.1	Ambiente Espacial .....	6
3.2.2	Efectos del ambiente sobre el comportamiento térmico .....	7
3.2.3	Cargas térmicas incidentes en los sistemas satelitales .....	8
3.3	Control Térmico Satelital .....	9
3.4	Algoritmos Evolutivos.....	10
3.5	Pruebas de verificación térmica .....	14
4	Trabajos relacionados .....	18
5	Metodología .....	19
5.1	Diseño Automatizado del control térmico en simulación .....	22
5.1.1	Búsqueda automatizada.....	22
5.1.2	Análisis térmico.....	24
5.2	Descripción del modelo por elementos finitos FEM .....	26
5.3	Fabricación y ensayo .....	27
5.4	Actualización del moldeo por elementos finitos.....	31
6	Análisis y Discusión de Resultados.....	33
6.1	Resultados del proceso de optimización .....	33
6.2	Resultados para la actualización de FEM .....	37
7	Conclusiones.....	39
8	Bibliografía .....	40

# 1 Presentación

## 1.1 Introducción

Los CubeSat son nanosatélites que han despertado el interés tanto de organismos científicos, académicos y gubernamentales en el último tiempo. Debido a su bajo costo y reducido tiempo de fabricación han abierto las puertas del desarrollo y la experimentación sobre sistemas satelitales, democratizando de esta forma el acceso al espacio.

Una de las principales características de los CubeSat es su reducido tamaño, lo que desafía e impulsa a los ingenieros e investigadores a desarrollar soluciones innovadoras tanto, para obtener la mayor cantidad de información de los instrumentos utilizados como carga útil, como para protegerlos del riguroso ambiente espacial. Esto exige esfuerzos considerables en el desarrollo de metodologías que permitan optimizar el diseño de estructuras, materiales, disposición de equipos en el interior del satélite, sistemas de comunicación, control térmico, entre otros.

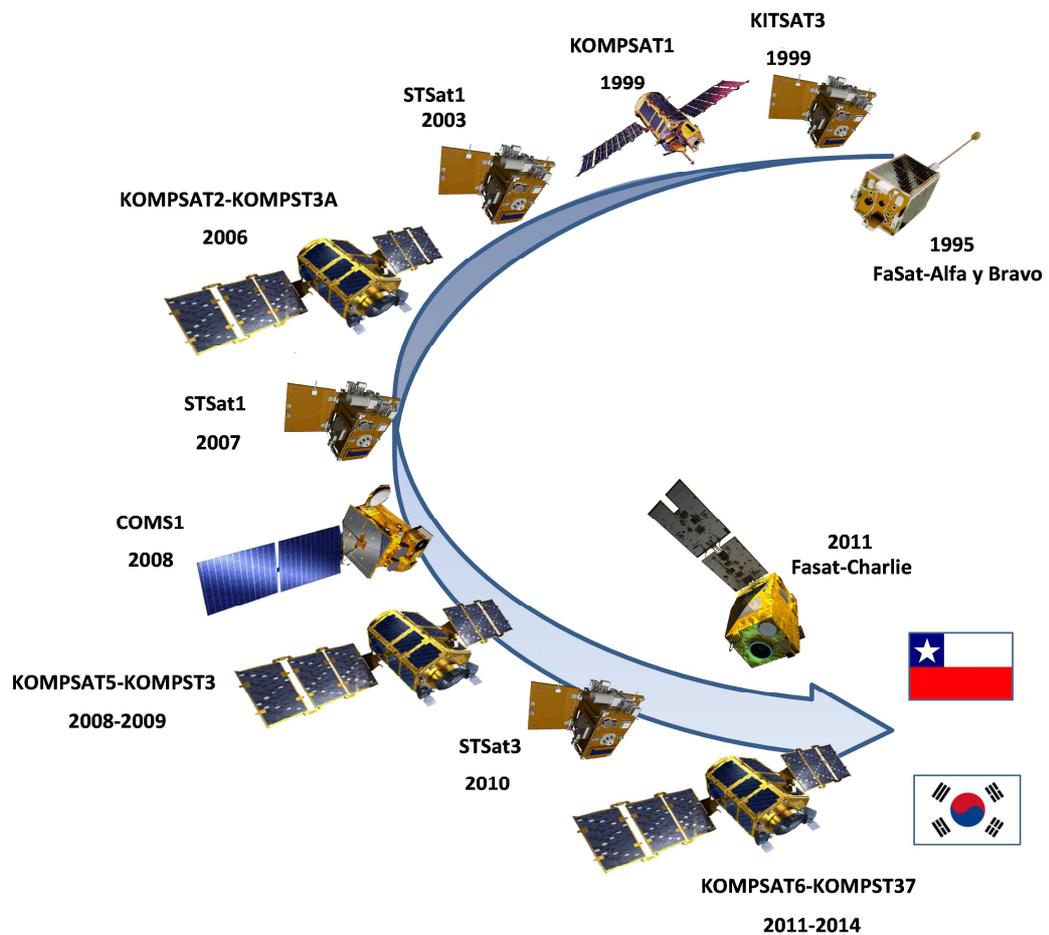
Proteger la carga útil de los cambios de temperatura en el espacio es la función principal de los sistemas de control térmico satelital. Para satélites de estándar CubeSat, la optimización en el diseño del control térmico es un tema muy importante, por lo que la literatura recomienda [1] la implementación de un control térmico pasivo, producto de sus limitaciones de espacio y energía.

Este trabajo explora la capacidad de los algoritmos genéticos para diseñar de forma automática el control térmico pasivo de un CubeSat de 3U, describiendo la metodología para la búsqueda de un diseño optimizado y el proceso de evaluación de cada diseño utilizando FEM (Finite Element Method).

## 1.2 Contexto

El desarrollo de tecnología espacial en Chile es posible trazar desde el año 1995 con la integración y lanzamiento de los satélites experimentales FaSat-Alfa y Bravo [2]. Este desarrollo no tuvo evolución hasta el año 2011 con el lanzamiento del satélite de observación FaSat-Charlie el cual fue adquirido al consorcio Francés Astrium.

En comparación a países como Corea del Sur, que iniciaron sus esfuerzos en tecnología espacial de forma paralela a Chile (ver Figura 1), nuestro país presenta un notorio retraso.



**Figura 1.** Evolución de la experiencia satelital sur coreana v/s experiencia chilena. La experiencia surcoreana en el desarrollo de tecnología satelital es un punto de comparación aceptable debido a que en sus inicios, los proyectos KITSAT1, 2 y 3, se desarrollaron en paralelo a los proyectos chilenos FaSat-Alfa y Bravo [2].

Sin embargo, el desafío de desarrollar este tipo de tecnología y tomar provecho de sus aplicaciones ha sido abordado por diversas instituciones en el último tiempo, dentro de las cuales, la Facultad de Ciencias Físicas y Matemáticas (FCFM) de la Universidad de Chile, ha propuesto la construcción y lanzamiento de un nano-satélite, bajo el estándar CubeSat, con el nombre de proyecto SUCHAI.

El estándar CubeSat [10,14,15,16] propone la construcción de un satélite pequeño y de bajo costo, logrando de esta forma una democratización en el desarrollo de plataformas satelitales.

El proyecto SUCHAI plantea una innovación en el desarrollo de nano-satélites, destacándose el uso de técnicas de Fabricación Digital y Automatización de Diseño

para la estructura y sistemas asociados (ver Figura 2). Es así como este trabajo plantea una alternativa de Automatización del Diseño mediante herramientas de Algoritmos Genéticos.



**Figura 2.** Estructura propuesta para el satélite SUCHAI la cual incluye una cara construida por fabricación digital.

Técnicas de Algoritmos Genéticos han sido utilizadas con anterioridad en el diseño y optimización de plataformas satelitales, pero sus aplicaciones han estado principalmente ligadas al problema de la distribución de sus sistemas al momento de la integración [11,12], en la cual se requiere incorporar una gran cantidad de carga útil en el reducido volumen disponible al interior de un satélite.

Este trabajo se enfoca en la optimización del diseño térmico para una plataforma CubeSat. Particularmente se ha seleccionado optimizar el control térmico pasivo, es decir, que no considera elementos tales como intercambiadores de calor de tubo o persianas para la disipación de calor, sino más bien apunta a la capacidad de reflexión de los materiales seleccionados para recubrir el satélite [13].

## 2 Objetivos

### 2.1.1 Objetivos Generales

El objetivo general de este trabajo consiste en desarrollar una metodología de optimización basada en Algoritmos Genéticos, Método de los Elementos Finitos y evaluaciones reales en el laboratorio, que permita optimizar automáticamente el diseño del control térmico para el caso de exposición directa al sol de un

CubeSat, de manera tal que cumpla con las condiciones definidas para su operación.

### **2.1.2 Objetivos Específicos**

Para lograr el objetivo general propuesto, se han trazado los siguientes objetivos específicos:

- Desarrollar un Algoritmo Genético que permita optimizar el diseño de control térmico pasivo de un CubeSat para el caso de exposición directa al sol, teniendo como variables los materiales utilizados y la superficie asignadas a éstos sobre el satélite.
- Evaluar el desempeño de las distintas soluciones propuestas por el Algoritmo Genético empleando un software de elementos finitos. Para esto es necesario construir las interfaces necesarias (módulos de software).
- Crear una aplicación que automatice la obtención de resultados.
- Proponer un método de evaluación empleando las capacidades disponibles en la FCFM, que sirva para validar algunos aspectos del modelo computacional propuesto.

## **3 Conceptos importantes**

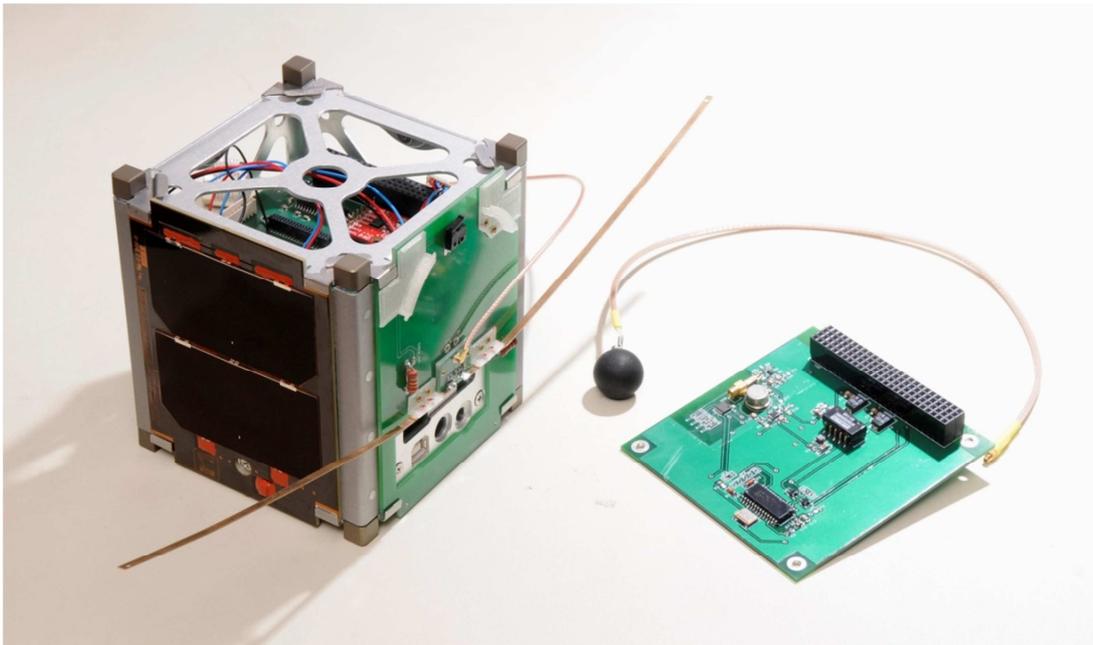
Un aspecto crítico en el diseño de plataformas satelitales es el control térmico, cuya función es mantener todos los sistemas dentro de los márgenes de operación. Existen dos técnicas para el control térmico satelital: el control pasivo y el control activo [13, 19, 20, 21]. El control pasivo es dependiente de las longitudes de onda incidentes o reflejadas por el satélite, por lo que se vale del uso de recubrimientos tales como MLI (Multy Layer Insulation), pinturas o reflectores, para mantener las condiciones de temperatura de los equipos. El control activo, utiliza diferentes elementos actuadores para la disipación o mantención del calor, tales como: tubos intercambiadores de calor, calentadores y persianas de intercambio.

En la optimización del diseño de sistemas satélites se ha explorado exitosamente el uso de algoritmos evolutivos para la distribución interna de sus elementos [12]. Esto da pie a estudiar la capacidad de dichos algoritmos para abordar de forma más eficiente el diseño térmico satelital.

A continuación se presenta una revisión de los temas centrales pertinentes a este trabajo.

### 3.1 Estándar CubeSat

El estándar CubeSat propone la construcción de un satélite cúbico de 10 [cm] de lado y masa 1,33 [kg] (CubeSat 1U) como muestra la Figura 3, con el objetivo de reducir los costos y tiempo de desarrollo de los proyectos satelitales e incrementar la accesibilidad al espacio [10].



**Figura 3.** Estructura del estándar CubeSat mostrando algunos de sus componentes.

El estándar CubeSat ha demostrado grandes potencialidades no solo como una herramienta de introducción y aprendizaje en tecnología satelital [14, 15, 16, 17, 18], sino que también con aplicaciones científicas y comerciales como por ejemplo en los sistemas RAX 2 y Planet Labs [1, 9, 44, 45].

La necesidad de obtener más y mejor información desde este tipo de satélites ha llevado a extender el estándar CubeSat a esquemas de mayor volumen, desarrollándose modelos de dos y tres unidades (2U y 3U). Para estos modelos las dimensiones son: 10 (cm) x 10 (cm) x 20 (cm) para 2U y 10 (cm) x 10 (cm) x 30 (cm) para 3U.

La extensión desarrollada para los CubeSat de 2U y 3U ha permitido la incorporación de cámaras y elementos de control de actitud entre otros tipos de carga útil [17, 18], con lo que se extiende la aplicación de esta tecnología más allá de aspectos puramente experimentales.

## **3.2 El Ambiente Espacial y sus Influencias**

El ambiente espacial ejerce una influencia trascendental sobre el diseño de cualquier sistema satelital imponiendo un alto desafío a los ingenieros.

En esta sección se describen las principales características del ambiente espacial y sus influencias sobre el sistema satelital y su misión. Adicionalmente a esto se describe la influencia del ambiente en el comportamiento térmico de los satélites.

### **3.2.1 Ambiente Espacial**

EL ambiente espacial es un medio agresivo, por lo cual, todo sistema satelital experimentará una degradación de componentes y sus desempeños mientras se mantenga en órbita.

Dependiendo de las características de la órbita para cada satélite ciertas condiciones ambientales serán más influyentes que otras.

El ambiente espacial interactúa con los sistemas satelitales de la siguiente forma [13, 19, 20]:

- **Atmósfera**
  - **Drag:** el arrastre producido por la atmósfera es especialmente relevante para satélites de baja y media órbita (LEO y Molnia respectivamente). Esto hace que los objetos pierdan energía sobre su órbita disminuyendo su altura. Si la disminución de la altura orbital no es controlada la fricción de la estructura con los gases atmosféricos a medida que se reingresa a la atmósfera destruirá la aeronave.
  - **Erosión:** una erosión es producida debido al oxígeno atómico en órbitas bajas. La densidad de este oxígeno atómico depende de la actividad solar. Una consecuencia de esta interacción es la modificación de las propiedades de los materiales.
- **Campo magnético**

- Existe una interacción con el campo magnético terrestre el cual puede producir pequeños torques con ciertos componentes del satélite.
- Partículas cargadas electrónicamente
  - Algunos ejemplos de estas partículas son electrones, protones e iones altamente cargados. Las consecuencias de la interacción con estas partículas es la degradación de los componentes y descargas electroestáticas.
- Radiación solar
  - Efectos térmicos. los efectos térmicos están relacionadas a las tolerancias térmicas de cada componente en su operación y vida útil.
  - Presión solar: la presión solar realiza una perturbación sobre la órbita del satélite. Los efectos son mayores para satélites geoestacionarios.
- Basura espacial
  - La basura espacial es producto de satélites no operativos y restos de lanzadores. Estos restos pueden impactar a los satélites operativos causando daños estructurales graves para los propósitos de la misión.

### **3.2.2 Efectos del ambiente sobre el comportamiento térmico**

En el espacio los mecanismos de transporte de energía que permiten el control térmico tales como convección, conducción y radiación son limitados por las condiciones ambientales existentes. Algunas de estas condiciones y su implicancia se muestran a continuación [13, 20]:

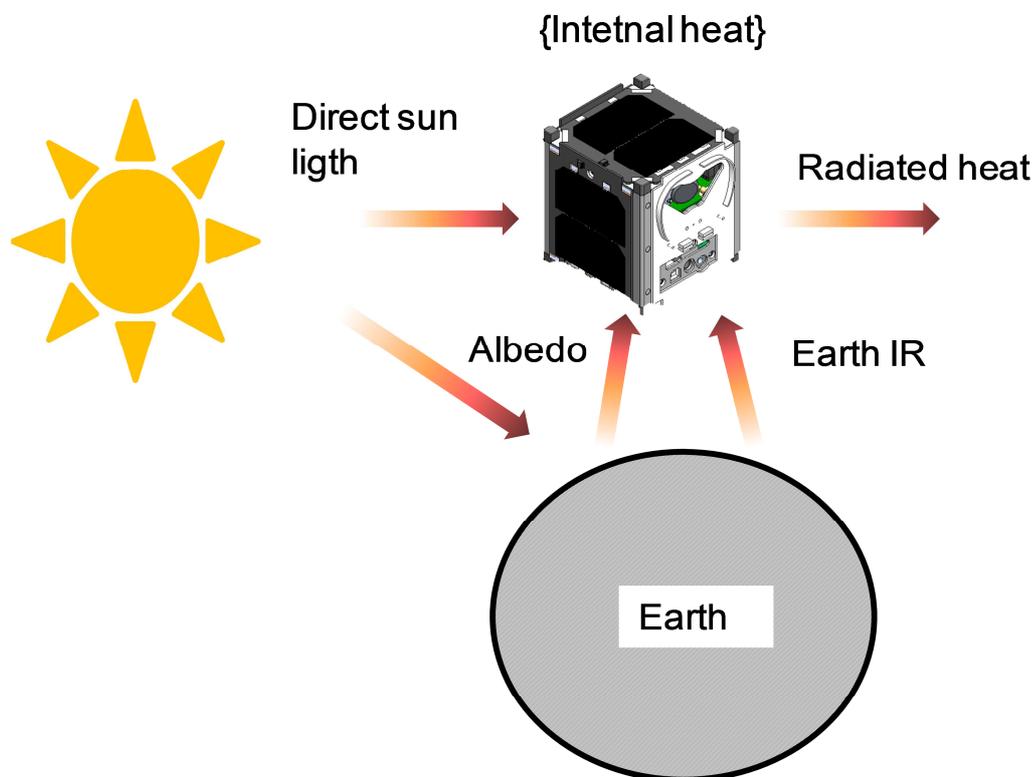
- Vacío interplanetario, de aproximadamente  $10^{-6}$  (torr) a 2200 (km) presenta las siguientes limitaciones:
  - Elimina la posibilidad de intercambio de energía por convección.
  - Presenta efectos de degasificación y recondensación.
- Efecto de caída libre durante la órbita, implica una aparente ausencia de peso, con lo que se elimina la posibilidad de convección en cámaras presurizadas.

- Flujo de partículas y basura espacial, implica un desgaste progresivo de los recubrimientos del satélite.
- Radiación electromagnética, induce cargas térmicas sobre el satélite las cuales deben ser aisladas o disipadas, con la finalidad de mantener los equipos satelitales bajo sus márgenes de diseño.

### 3.2.3 Cargas térmicas incidentes en los sistemas satelitales

Todo sistema satelital o vehículo espacial debe superar los desafíos particulares del entorno en el cual opera, lo que implica un diseño único para cada sistema, donde el manejo de las cargas térmicas presenta un problema particularmente complejo.

Un ejemplo común de la interacción térmica para un satélite orbitando la Tierra se observa en la Figura 4, donde las principales fuentes de calor se detallan a continuación.



**Figura 4.** Interacción típica de cargas térmicas sobre un CubeSat. Esta interacción está influenciada por el tipo de órbita y los componentes internos y externos del satélite.

Las cargas térmicas mostradas en la Figura 4 pueden afectar los equipos a bordo del sistema satelital, reduciendo su vida útil o simplemente dañándolos de forma permanente. Los valores de referencia para estas cargas térmicas se muestran en la Tabla 1.

<b>Fuente</b>	<b>Valor de referencia</b>
Radiación solar directa	1367 (W/m <sup>2</sup> )
Albedo	479 (W/m <sup>2</sup> )
IR Terrestre	221 (W/m <sup>2</sup> )
Radiación de componentes internos	Depende de los componentes internos del satélite.
Radiación eliminada por el satélite	Depende del diseño térmico del satélite.

**Tabla 1.** Valores de referencia para las fuentes calor. Los valores de esta tabla corresponden a un promedio el cual considera: el ciclo solar, la órbita de la Tierra en torno al Sol y las diferentes zonas geográficas del planeta (desiertos, océanos, hielo, bosque, etc.).[13]

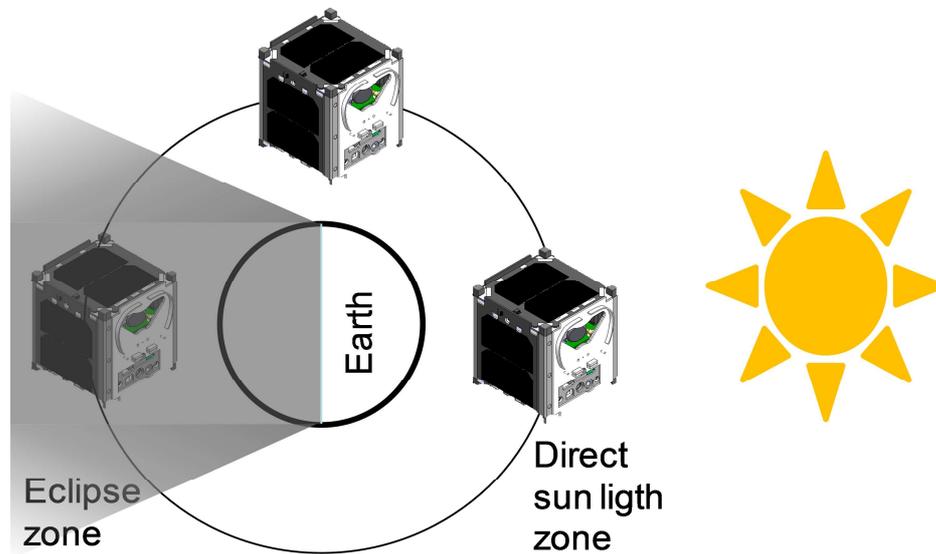
### **3.3 Control Térmico Satelital**

El control térmico es importante para todo tipo de satélite debido a que en un pequeño volumen es necesario integrar una gran cantidad de subsistemas que deben ser mantenidos en torno a sus rangos operativos de temperatura. Debido a las limitaciones de espacio en una misión CubeSat no es posible la implementación de sistemas de control térmico activos tales como calentadores (heaters), persianas térmicas (louvers) o intercambiadores de calor tipo tuberías (heat pipes). Debido a lo anterior es necesario utilizar sistemas de control térmico pasivo tales como el acabado superficial, sistemas de coberturas (MLI: Multi Layer Insulation) y radiadores [13].

El propósito del sistema de control térmico es mantener la integridad de los componentes del satélite en torno a las temperaturas de diseño, considerando que en el espacio los sistemas se encuentran expuestos a condiciones extremas que pueden provocar fallas catastróficas.

Desde el punto de vista térmico, el principal desafío es hacer frente a la gran variación de temperatura que se presenta entre las zonas de exposición directa al sol y eclipse (desde 100 (°C) a -130 (°C) respectivamente, ver Figura 5) en un corto periodo de tiempo. En caso de satélites de órbita baja el impacto de esta

variación se ve incrementado por la alta frecuencia de paso entre las zonas de Exposición Directa al Sol y Eclipse.



**Figura 5** Esquema de la posición del satélite con respecto al sol. Se detallan las zonas de Exposición directa al Sol y Eclipse.

Las dos zonas antes mencionadas someten al satélite a dos fases críticas de operación denominadas “Hot Case” y “Cold Case”. Durante la fase de “Cold Case” el satélite se encuentra en la zona de Eclipse operando con un mínimo consumo de potencia. Durante la fase de “Hot Case” el satélite se encuentra en la zona de Exposición Directa al Sol operando a máxima potencia. En este trabajo se considera el análisis para la fase de “Hot Case”

Otros aspectos importantes a considerar para el control térmico satelital son el Albedo terrestre, la radiación infrarroja de la Tierra, el calor de los equipos internos y el calor radiado al espacio, los cuales se esquematizan en la Figura 4.

Para este trabajo se consideran las condiciones de borde referenciadas en la Tabla 1. Los valores mostrados deben ser afectados por un “Factor de Vista” (View Factor) producto del ángulo entre la fuente de radiación y las caras del satélite. Para calcular este Factor de Vista se utiliza el algoritmo propuesto por J. Richmond [40].

### **3.4 Algoritmos Evolutivos**

Tomando en consideración las razones expuestas en los capítulos anteriores se hace notoria la necesidad de optimizar el diseño del control térmico para cualquier plataforma satelital, siendo el estándar CubeSats un caso particular que requiere especial atención.

Dentro de las herramientas disponibles para abordar un problema de optimización se encuentran los Algoritmos Evolutivos (AE) o computación evolutiva. Estos se definen en su forma más general como algoritmos de optimización directos, de búsqueda probabilística, inspirados en el proceso de evolución natural y adaptación de organismos [22]. Estos algoritmos de búsqueda operan bajo una estructura similar a mostrada en la Figura 6, utilizando todos o una combinación de los operadores genéticos mostrados.

- Población: en un Algoritmo Genético se llama población a la representación genética de soluciones de un problema [24], la cual debe seguir un ciclo de creación, representación, evaluación y evolución.

La creación de una población inicial, paso que da inicio a la ejecución de un Algoritmo Genético, es normalmente aleatoria, aunque acotada dentro de un dominio de búsqueda con un punto de partida conocido [22].

Cada una de las soluciones que componen una población se denominan individuos los cuales, debidamente codificados representan una solución al problema. La codificación sigue un alfabeto definido el cual puede ser binario, real, entero o una estructura de datos. En este sentido, cada elemento del alfabeto dentro del individuo se denomina gen y representa uno o más parámetros de la solución. El propósito de la codificación es facilitar la evolución y auto-adaptación de cada individuo por medio de los operadores genéticos.

Una vez creada la población, cada individuo es evaluado y clasificado según una medida de conveniencia (fitness).

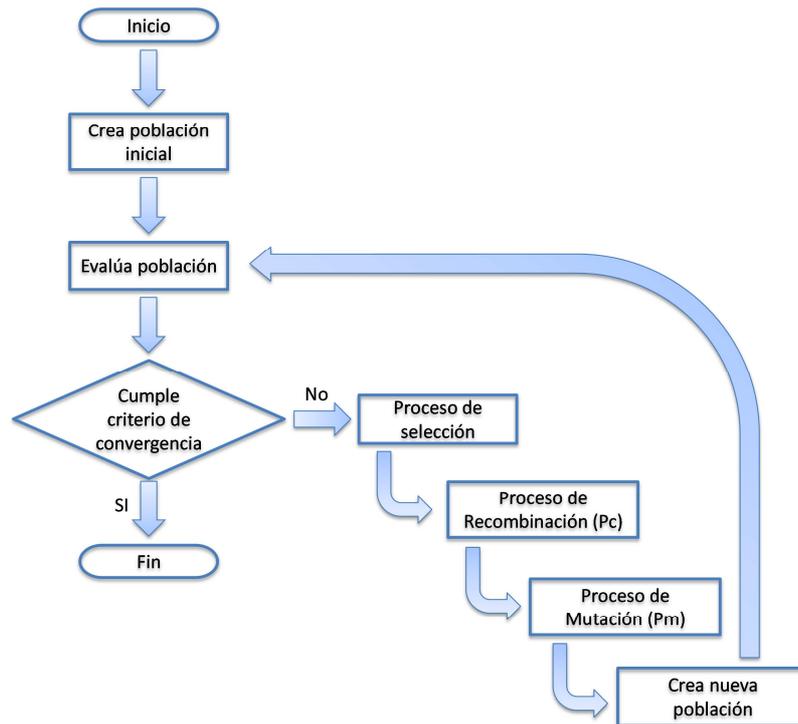
La evolución de la población es realizada por la acción de operadores genéticos sobre cada individuo creando de esta forma una nueva población la cual seguirá el ciclo antes descrito.

El desarrollo de la población en un AG (creación-representación-evaluación-evolución) no se considera un operador genético, sin embargo la comprensión de su evolución es indispensable en el desarrollo de esta técnica de optimización.

- Recombinación: el operador genético de recombinación o cruzamiento genera nuevos individuos combinando la información genética de soluciones

previamente evaluadas. La recombinación se lleva a cabo bajo una probabilidad  $P_c$  sobre la población existente.

- Mutación: el operador de mutación genera nuevos individuos modificando la información genética de soluciones previamente evaluadas. Se lleva a cabo sobre una población con una probabilidad  $P_m$ .



**Figura 6.** Esquema de trabajo estándar utilizado en computación evolutiva.

Un esquema de clasificación [24] de estos algoritmos evolutivos se muestra en la Figura 7, para los cuales es posible detallar lo siguiente:

- Estrategias evolutivas: esta variante de AE, inicialmente orientada a la optimización en problemas de ingeniería, se concibió como un simple set de reglas para el diseño y análisis automático de casos experimentales, en los cuales ciertas variables de una solución se ajustan y se evalúan en una serie de pasos sucesivos llamados generaciones [25, 26]. Acorde a esta descripción, el principal operador genético es mutación, y dado que este operador genético es aplicado solamente a una solución no es posible introducir el concepto a una “población” de variadas soluciones al problema. En adaptaciones a la metodología planteada inicialmente [22, 25] es posible introducir una población de soluciones, así se incorpora un operador de cruzamiento de forma discreta e intermedia con operadores sexuales y

panmíticos, siempre manteniendo a la mutación como operador genético principal. El proceso de selección se hace de manera determinística, basado en la preservación de los mejores individuos evaluados. Para el control de la aplicación de los operadores genéticos se suelen utilizar métodos auto-adaptativos.

- Programación Evolutiva (PE): la técnica de PE utiliza valores reales para obtener una representación del genotipo. Una de las particularidades de esta técnica es el uso exclusivo de la mutación (aleatoria uniformemente distribuida) como operador de reproducción, facilitando de esta forma la auto-adaptación de los parámetros [22] En la literatura, es posible identificar cinco variantes de programación evolutiva:
  - Estándar, la cual se caracteriza por la ausencia de cualquier tipo de mecanismo auto-adaptativo [22, 27].
  - Estándar continua, en donde cada individuo creado es evaluado de forma inmediata. Esto no ocurre cuando se siguen los mecanismos basados en generaciones.
  - Meta PE, donde la auto-adaptación es ejecutada por medio de la inclusión de variaciones al genotipo [22, 28].
  - Meta PE continua, es una combinación de la variante meta y continua antes descrita.
  - R-meta PE, donde el proceso de auto-adaptación de los individuos se realiza incluyendo coeficientes de correlación al genotipo y obteniendo al covarianza de los mismos [22].
- Programación Genética (PG): la PG desarrollada por J. Koza en la década de los 90's, está principalmente orientada a la optimización de estructuras computacionales, donde el espacio de búsqueda son todos aquellos programas cuyas funciones aplican al dominio del problema. Al trabajar con PG, la población inicial está compuesta de programas computacionales generados de forma aleatoria, los cuales se forman utilizando funciones y terminales apropiados. Las funciones utilizadas en PG pueden ser operaciones aritméticas estándar (suma, multiplicación, etc.), funciones lógicas (not, xor, etc.) u otras funciones específicas. La evolución de la población es hecha utilizando un operador genético de cruzamiento [29]. Es posible encontrar en la literatura una gran variedad de aplicaciones de esta

técnica de algoritmo evolutivo [30, 31, 32], siendo particularmente destacable la generación del software Eureka [33].

- Algoritmo Genético (AG): es probablemente la técnica más conocida y estudiada de computación evolutiva presentando una amplia aplicación a problemas de ingeniería [34, 35, 36]. Dentro de las principales características de los GA es posible destacar la recombinación como operador principal relegando el operador de mutación a mantener la diversidad en la población de soluciones [22, 24].

Otras formas de algoritmos evolutivos han sido desarrolladas incorporando diferentes aspectos de las técnicas mencionadas con anterioridad, dentro de ellas es posible mencionar: Age Layered Population Structures, Embriogenia Artificial, Neuroevolución, etc.

En el siguiente capítulo se abordará en detalle el modelo utilizado en el presente trabajo.

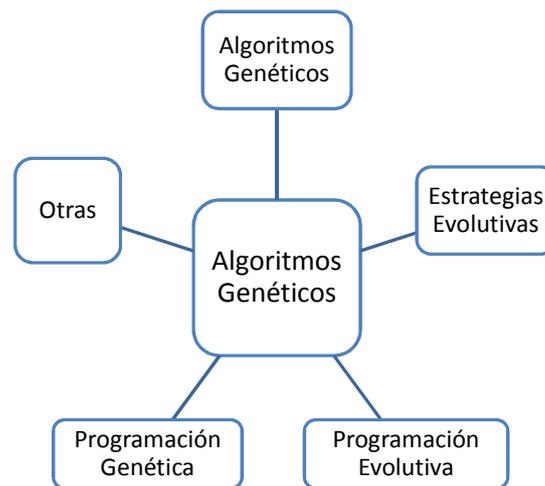
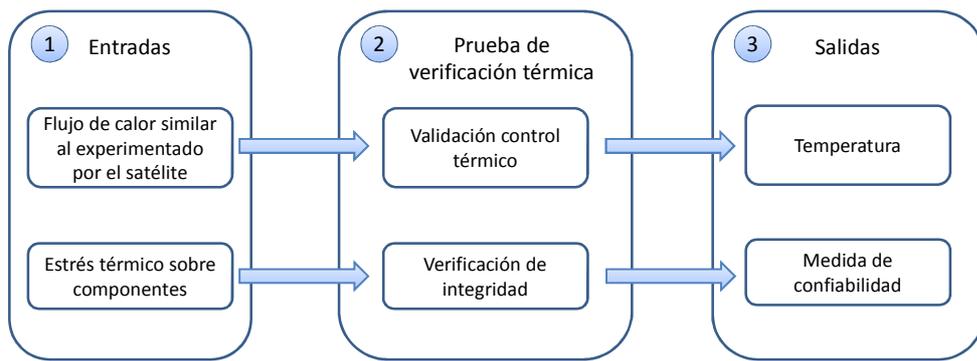


Figura 7. Clasificación de las técnicas denominadas Algoritmos Evolutivos (AE).

### 3.5 Pruebas de verificación térmica

Desde un punto de vista sistémico, en la industria las pruebas de verificación térmica tienen dos variedades, por una parte se encuentran los destinados a *validar el control térmico*, y por otro lado se observan aquellos destinados a *verificar la integridad de componentes* [41]. Un esquema que describe estos conceptos se aprecia en la Figura 8.



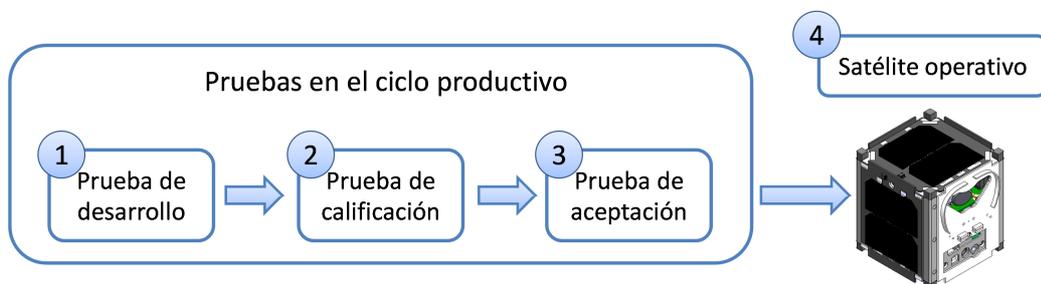
**Figura 8.** Esquema que describe las pruebas de verificación térmica típicamente utilizados en la industria espacial. La configuración la prueba de verificación es dependiente de la información que se quiera obtener [43].

Para la prueba de validación del control térmico (Figura 8), la entrada al sistema es un flujo de calor, simulando las cargas térmicas experimentadas por el satélite en el espacio. La salida al sistema es una temperatura, la cual es comparada con cálculos basados en modelos computacionales u otro tipo de análisis.

Si se requiere verificar la integridad de los componentes, la entrada al sistema es una temperatura que normalmente excede los valores esperados en operación nominal, lo cual somete los componentes a un estado de estrés térmico. Para este caso la salida esperada es una medida del desempeño y sobrevivida bajo condiciones extremas. Los resultados de este tipo de test, permiten proyectar la confiabilidad de los equipos.

Es importante señalar que los requerimientos para los test de verificación térmica pueden variar dependiendo de cada programa, misión satelital u objetivo estudiado, sin embargo se observa que los mejores resultados son obtenidos cuando el test se realiza en condiciones de vacío, debido a la ausencia o disminución de transferencia de calor por convección [41].

Desde un punto de vista productivo, como se puede apreciar en la Figura 9 las pruebas de verificación térmica se pueden clasificar en tres tipos [13]: Desarrollo, Calificación y Aceptación, los cuales se describen a continuación:



**Figura 9.** Representación de las pruebas de verificación que tienen lugar en el ciclo productivo para cualquier sistema espacial. El objetivo del proceso de pruebas es poner a disposición un sistema que pueda operar de forma confiable en todas las fases de la misión, desde el despegue, puesta en órbita y reingreso (en el caso de ser necesario).

Prueba de desarrollo: llamados igualmente prueba de ingeniería, tiene como uno de sus principales objetivos la validación de nuevos conceptos de diseño. Un aspecto importante de este tipo de test es que sus requerimientos (niveles de vacío, ciclos de temperatura, etc.) no están especificados en los estándares comerciales o militares, dado que se definen de forma exclusiva dependiendo de los objetivos que se quiera alcanzar.

Prueba de calificación: este tipo de prueba busca demostrar que el diseño y los procesos de manufactura cumplen con los requerimientos especificados. Además es útil para validar el programa de pruebas de aceptación, lo que incluye técnicas de medición, procedimientos, equipamiento, instrumentación y software, por cuanto todo sistema o subsistema que deba ser aceptado, debe cumplir una prueba de calificación.

Prueba de aceptación: este tipo de pruebas tiene por objetivo demostrar que el sistema estudiado o una característica específica de él, está conforme con las especificaciones técnicas solicitadas y puede ser entregado a la entidad demandante. Este tipo de prueba además permite establecer garantías sobre la calidad y el control de la mano de obra y los materiales utilizados.

Tomando en consideración que para este trabajo se requiere validar un nuevo concepto de diseño, se desarrollará una prueba de verificación con un enfoque de prueba de desarrollo.

Desde el punto de vista térmico, las pruebas de desarrollo pueden clasificarse de la siguiente forma [13]:

Prueba de balance térmico: generalmente esta prueba es aplicada sobre elementos o subsistemas del satélite, con bajo nivel de ensamblaje pero que necesariamente entrarán en operación, y en condiciones de vacío. Las pruebas de balance térmico definen dos objetivos generales, la obtención de data para la correlación de modelos térmicos y la verificación de los subsistemas de control térmico.

Prueba de mapeo térmico: en este tipo de prueba los objetivos buscados son similares a la prueba de balance térmico, con la diferencia que para este caso el test se aplica sobre un elemento que trabaje con altos niveles de potencia eléctrica (ej. Circuitos impresos). La obtención de los datos en este tipo de pruebas se realiza por medio de una cámara infrarroja (IR) y especialmente se buscan puntos de alta concentración térmica sobre los equipos, desviación de los parámetros de diseño sobre conectores y confirmación de las capacidades de transferencia de calor de las estructuras diseñadas para ello.

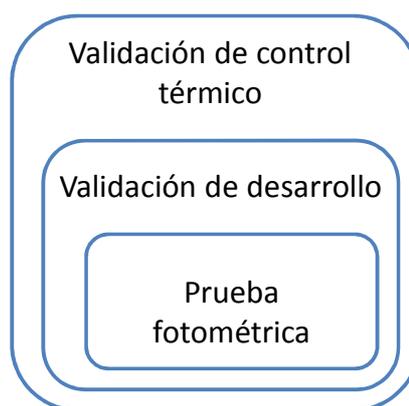
Prueba de conductividad: este tipo de pruebas no necesariamente deben aplicarse bajo niveles de vacío, y están orientadas a evaluar las características de conducción de calor para nuevos materiales, especialmente aquellos que serán utilizados para la cobertura térmica de los sistemas espaciales.

Prueba fotométrica: Las pruebas fotométricas se realizan sobre modelos del vehículo satelital (que no entrarán en operación) y que pueden ser construidos en diversas escalas. El objetivo de este tipo de prueba es evaluar las propiedades ópticas del vehículo y su interacción con la energía incidente del sol, obteniendo como resultado un flujo de calor o temperatura que puede ser comparada con resultados obtenidos desde otras fuentes de cálculo.

Pruebas de despliegue mecánico: este tipo de pruebas se enfoca en verificar que en correcto funcionamiento de mecanismos montados normalmente en el exterior del satélite y en consecuencia expuesto a toda la rigurosidad del ambiente espacial.

Pruebas de intercambiadores de calor de tuberías: generalmente en la industria espacial se requiere una medida especial de confiabilidad para los intercambiadores de calor de tuberías, de esta forma este tipo de pruebas se enfoca en verificar el correcto funcionamiento y fabricación de este tipo de intercambiadores de calor.

Teniendo en cuenta lo anterior, en este estudio se lleva a cabo una prueba de validación del control térmico, bajo el concepto de prueba de desarrollo y ejecutado como una prueba fotométrica, según se observa en la Figura 10.



**Figura 10.** Esquema que muestra la clasificación de la prueba de control térmico desarrollado en el presente trabajo.

## 4 Trabajos relacionados

En la literatura es posible encontrar numerosas referencias al estudio del control térmico de nanosatélites y CubeSat, donde el comportamiento térmico ha sido modelado haciendo uso de herramientas de simulación y, en algunos casos, validado por medio de ensayos térmicos [3-9, 40]. Estos esfuerzos han sido documentados en diversos artículos y disertaciones donde es posible destacar el trabajo de Corpino et all. [3], quien propone un algoritmo basado en diferencias finitas para modelar el comportamiento térmico en satélites de órbita baja y compara sus resultados con los obtenidos por medio del software comercial ESATAN-TMS. Diaz-Aguado et all. [4] analiza el diseño térmico del nanosatélite FASTRAC comparando resultados experimentales obtenidos por medio de pruebas térmicas en vacío versus los alcanzados a través de la modelación con FEM utilizando el software ABAQUS-MatLab. Bulut et all [5] realiza un análisis del comportamiento térmico de un CubeSat utilizando el método de los elementos finitos, considerando configuraciones predefinidas de paneles solares sobre la estructura. Otros trabajos similares incluyendo los antes mencionados, son mostrados en la Tabla 2.

Autor (año)	Método	Resultado
Corpino, et all. (2015) [3]	Simula el comportamiento térmico del nanosatélite PICPot utilizando un modelo de diferencias finitas programado en MatLab. Los resultados son comparados con una simulación en ESATAN-TMS.	La comparación de ambos modelos muestra una diferencia menor a 9% en la temperatura de la batería.
Bulut, el all. (2015) [5]	Análisis del comportamiento térmico de un CubeSat utilizando FEM (Finite Element Method). Este estudio considera diversas razones celda solar-pintura de aluminio sobre las caras de un CubeSat.	Los resultados muestran que el porcentaje de superficie utilizada para las celdas solares sobre la superficie de un CubeSat, en conjunto con la pintura sobre los espacios remanentes afecta la temperatura de los componentes internos.
Reiss ,et all. (2012) [7]	Propone un algoritmo basado en resistencia equivalentes para modelar el comportamiento térmico de CubeSats.	El algoritmo propuesto es comparado con aplicado al comportamiento térmico del CubeSat UKube-1.
Richmond, et all. (2010) [40]	Desarrollo de una herramienta (ATMA) basado en el cálculo de resistencias equivalentes, para modelar el comportamiento térmico de sistemas satelitales de bajo costo.	La herramienta ATMT fue validada con diversos software comerciales obteniendo diferencias menores a 5% en el cálculo de la temperatura.

Autor (año)	Método	Resultado
	El modelo desarrollado fue aplicado al satélite CASTOR.	
Diaz-Aguado, et al. (2006) [4]	Utilizando como objeto de estudio la plataforma satelital FASTRC, realiza una comparación entre resultados experimentales versus resultados obtenidos utilizando FEM (ABAQUS-MatLab).	Los resultados obtenidos muestra que las curvas de temperatura trazadas por el modelo siguen la tendencia de los resultados experimentales. Se muestra que en promedio las temperaturas calculadas por el modelo son menores a las temperaturas experimentales en un cerca de 10°C.
Garzon (2012) [9]	Este estudio analiza el comportamiento térmico del CubeSat OSIRIS-3U por medio del método de los elementos finitos, utilizando en software COMSOL. La investigación se enfoca en los efectos teóricos del uso de generadores termoeléctrico (TEG) para la obtención energía a bordo del satélite.	Los resultados del análisis térmico fueron utilizados como base para el diseño térmico del CubeSat OSIRIS-3U. El estudio también muestra que el uso de TEG presenta bajos niveles de eficiencia (menos del 1%) debido a los bajos gradientes de temperatura registrados sobre la superficie del satélite.
Lyon,et all. (2002) [8]	Utilizando un modelo de diferencias finitas calcula la temperatura sobre las caras del satélite FalconSat-2. Considera la interacción de los componentes internos.	Utilizando el modelo desarrollado se lograron obtener curvas de temperatura versus tiempo para diversos componentes del satélite en estudio. Las curvas no fueron validadas experimentalmente.

**Tabla 2.** Trabajos relacionados con la presente investigación. Es posible observar que el estudio del diseño térmico en nano y pico satélites tipo CubeSat es un problema abierto a investigación.

## 5 Metodología

En esta sección se presenta una metodología para la automatización del diseño del control térmico pasivo en un satélite tipo CubeSat. La idea de este proceso es generar de forma automática un mosaico de diferentes pinturas sobre las caras externas del satélite con el objetivo de que las superficies diseñadas reflejen la mayor cantidad de energía posible.

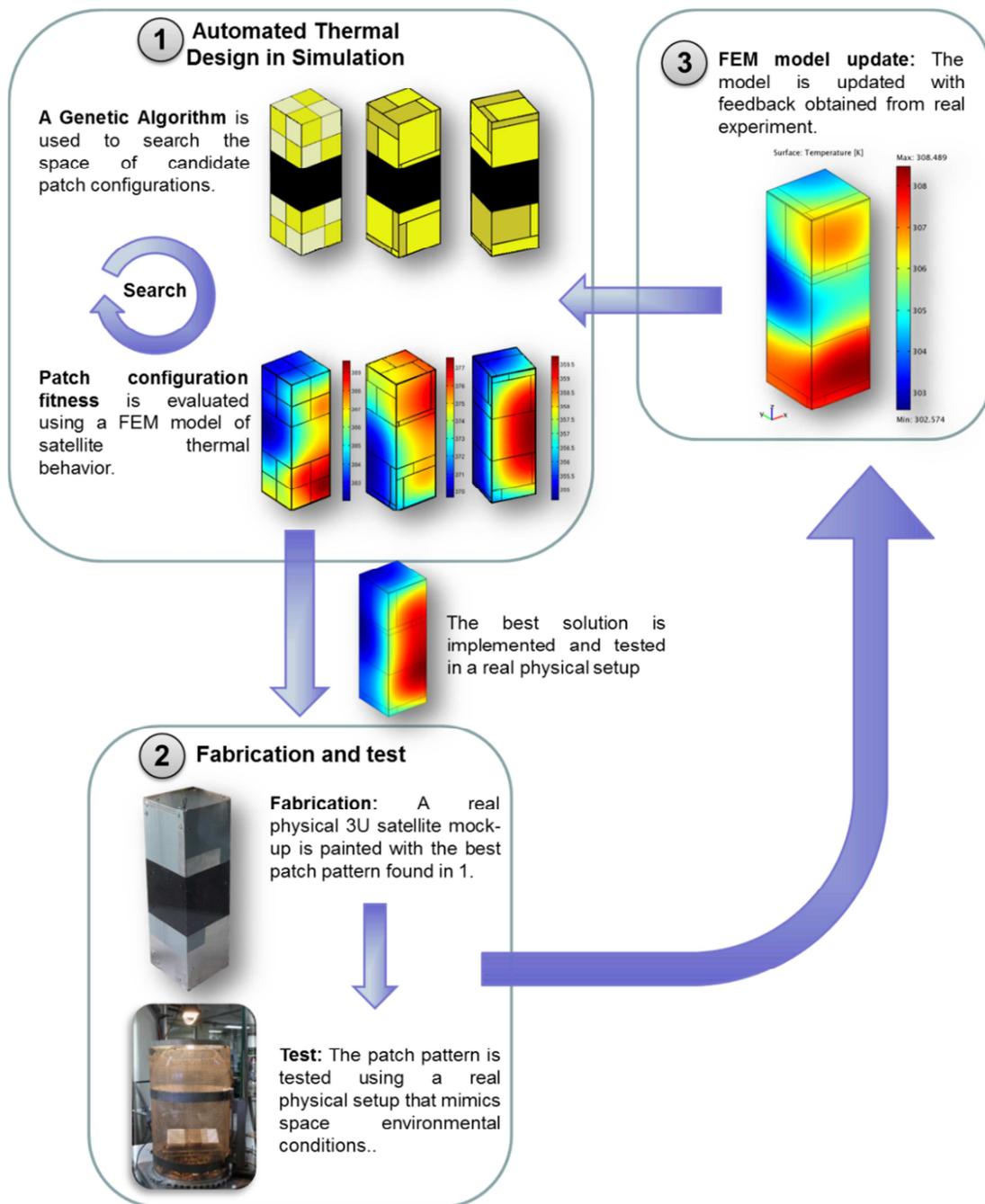
Un Algoritmo Genético es utilizado para generar diferentes mosaicos, los cuales se constituyen en soluciones candidatas para el sistema de control térmico pasivo. La

energía disipada por cada una de las soluciones candidatas es evaluada utilizando el Método de Elementos Finitos (FEM).

El método descrito en este trabajo consta de tres fases las cuales son ilustradas en la Figura 11. La primera fase es la simulación de la automatización del diseño térmico. Esta fase, descrita en la sección 5.1 , hace uso del Método de Elementos Finitos (FEM) y un Algoritmo Genético para realizar una búsqueda eficiente de una solución candidata (mosaico).

La segunda fase consiste en la fabricación de un modelo a escala de un CubeSat de 3U, en cuya superficie se reproduce el mosaico de pinturas correspondiente a la mejor solución candidata derivada de la fase 1. Concluida la fabricación y el pintado del modelo a escala, éste es sometido a un ensayo experimental con la finalidad de evaluar su respuesta térmica. Esta fase se describe en la sección 5.3.

Finalmente, la fase 3 consiste en la actualización del modelo FEM propuesto inicialmente, tomando en cuenta los parámetros y datos obtenidos del ensayo experimental. El objetivo de esta etapa es la validación del modelo desarrollado.



**Figura 11.** Esquema de tres fases para describir el método de diseño automático. Fase 1, corresponde a la automatización y simulación del diseño térmico. Esta fase hace uso de un Método por Elementos Finitos (FEM) y un Algoritmo Genético para realizar una búsqueda eficiente de una solución candidata. Fase 2, la cual consiste en la fabricación de un modelo a escala real de un CubeSat de 3 unidades y su posterior ensayo térmico. El modelo fabricado es pintado siguiendo la configuración de la mejor solución candidata. Fase 3, consiste en actualizar el modelo FEM inicial con los datos obtenidos del ensayo térmico.

## **5.1 *Diseño Automatizado del control térmico en simulación***

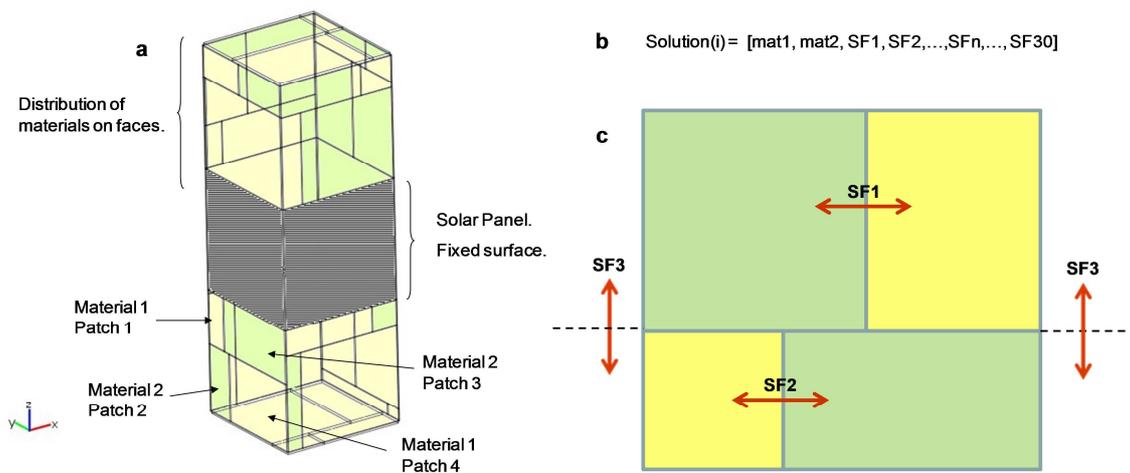
El método planteado en este trabajo tiene por objetivo automatizar el diseño de un sistema de control térmico pasivo. Esto se logra utilizando un Algoritmo Genético en combinación con un análisis térmico por medio de un modelo de elementos finitos (FEM), el cual permite evaluar el comportamiento térmico de cada solución candidata.

### **5.1.1 *Búsqueda automatizada***

En esta sección se describe el proceso de creación de un mosaico sobre la superficie de un CubeSat de 3U, donde a cada elemento del mosaico se le asigna una pintura en particular. El método permite la elección de las pinturas, como también la distribución de los elementos que conforman el mosaico. El resultado del proceso es interpretado como el control térmico pasivo que será aplicado para cumplir con la misión del satélite.

Un Algoritmo Genético (AG) [42] es utilizado para buscar un espacio de posibles soluciones a la distribución de los elementos que componen un mosaico sobre la superficie del satélite. Luego, cada solución generada por el AG es evaluada utilizando FEM [4, 5, 39]. El propósito de este proceso es evaluar la capacidad de cada solución para mantener al satélite dentro de los requerimientos térmicos asignados a su misión.

Cada solución es representada por un genoma de 32 elementos, donde cada elemento es codificado como un número real [22, 24]. Los dos primeros elementos representan los materiales seleccionados para el control térmico (pinturas) y los 30 restantes, denominados Factores de Superficie (SF), son utilizados para representar la distribución geométrica de los elementos del mosaico, los cuales se observan como parches de material sobre la superficie del CubeSat. Como ilustra la Figura 12a se divide la superficie del satélite en un total de 14 caras de las cuales 10 (cinco en la parte superior y cinco en la inferior) son sometidas a un proceso de optimización genética. La porción central del satélite se aparta para fijar los paneles solares.



**Figura 12.** Ejemplo de una solución para el control térmico, esquema de genoma utilizado para cada solución y configuración de una cara utilizando Factores de Superficie (SF). (a) Distribución de los elementos del mosaico sobre las caras de un CubeSat de 3U. Cada cara contiene cuatro elementos y dos pinturas diferentes. (b) Esquema representando la codificación del genoma para cada solución. Los dos primeros genes representan las pinturas utilizadas, los treinta restantes representan los Factores de Superficie (SF). (c) Distribución para los elementos del mosaico sobre una cara utilizando una combinación de SF.

Cada parche de material es una región rectangular que ocupa un porcentaje de la superficie. La Figura 12c muestra como la geometría de cada cara es definida por tres SF los cuales varían en un rango entre 0 y 1. La Figura 12a ilustra una solución con dos diferentes materiales en colores verde y amarillo. La Tabla 5 muestra las propiedades de los cuatro materiales considerados para la optimización. Una representación de la codificación del genoma se muestra en la Figura 12b.

Una población inicial de 12 soluciones candidatas es generada, inicialmente, de forma aleatoria.

El proceso de búsqueda del algoritmo corre sobre una condición de cantidad de evaluaciones sobre una población dada, seleccionando en cada generación a los individuos que presentan una mejor condición en la cantidad de calor disipada por su superficie. Luego la condición térmica que caracteriza a cada individuo es la capacidad de irradiar energía, y el algoritmo se detiene luego de realizar 100 procesos evolutivos sobre cada población

Los padres para una nueva generación son seleccionados mediante un algoritmo SUS (Stochastic Universal Sampling) [23, 24]. El cruzamiento se realiza con una probabilidad  $P_c = 0.8$  y la mutación con una probabilidad  $P_m = 0.1$ . La nueva

generación es nuevamente evaluada y el algoritmo procede a una nueva iteración.

Las soluciones son clasificadas para una nueva generación en base a su fitness. El fitness, mostrado en la Eq.(5-1), es una medida del producto total de la emisividad de cada parche y la temperatura de éste. La idea de esta aproximación es maximizar la cantidad de calor disipada por el satélite.

$$Fitness = \sigma \cdot \sum_{k=1}^N \left( \varepsilon_k \cdot \int_{A_k} t \cdot dA \right) \quad (5-1)$$

Donde N = 40 representa el total de parches bajo optimización,  $A_k$  ( $m^2$ ) es el área de cada parche k que irradia calor,  $\varepsilon_k$  es el factor de emisividad de cada parche k y  $\sigma$  ( $W/m^2 \cdot K^4$ ) es la constante de Stefan-Boltzman.

### 5.1.2 Análisis térmico

El comportamiento térmico del satélite puede ser analizado siguiendo las relaciones de fuente y sumidero mostradas en la Figura 4. Las contribuciones de calor son resumidas en la Eq. (5-2).

$$Q_{absorbed} - Q_{emitted} + Q_{generated-power} = 0, \quad (5-2)$$

donde

$$Q_{absorbed} = G_{DS} \cdot A_{DS} \cdot \alpha \cdot \cos(\gamma) + G_{DS} \cdot A_E \cdot a \cdot \alpha \cdot vf + G_{IR} \cdot A_E \cdot vf \quad (5-3)$$

$$Q_{emitted} = A_{out} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \quad (5-4)$$

Los parámetros incluidos en la Eq. (5-3) y (5-4) son detallados en la Tabla 3.

Parámetro	Descripción	Valor
$G_{DS}$	Flujo de energía radiada desde el sol. [2, 13, 41]	1367 ( $W/m^2$ )
$G_{IR}$	Flujo de energía del espectro infrarrojo, el cual es una función de la temperatura de la tierra y del factor de visión [2, 13, 40, 41]	221 ( $W/m^2$ )
$\alpha$	Coefficiente de absorción de cada material.	Ver Tabla 5.

Parámetro	Descripción	Valor
$\epsilon$	Coeficiente de emisión de cada material.	Ver Tabla 5.
$\gamma$	Ángulo entre un rayo imaginario que une el sol y el satélite, versus el vector normal a la cara que está siendo analizada. Se requiere un valor para cada cara.	$\left[\frac{\pi}{2}, \frac{3\pi}{4}, \frac{3\pi}{4}, \frac{\pi}{4}, \frac{\pi}{4}, \frac{\pi}{2}\right]$
$a$	Factor de albedo.	35%
$vf$	Factor de Visión [6, 40]. Se utilizan seis valores.	[0.24,0.6,0.6,0.02,0.02,0.24]
$\sigma$	Constante de Stefan-Boltzman	5,67e-8 (W/m <sup>2</sup> ·K <sup>4</sup> )
$A_{SD}, A_E, A_{out}$	Áreas apuntando hacia el sol, la tierra y el espacio respectivamente.	Definidos como parámetros de cada parche.
$T$	Temperatura	Valor a ser calculado.

**Tabla 3.** Valores a considerar para el balance térmico de un sistema satelital en órbita alrededor de la tierra.

El término  $Q_{power-generated}$  corresponde a la potencia generada por los componentes electrónicos a bordo, tales como baterías, GPS, receptores de señal, computador a bordo y carga útil, etc. Debido a que estos valores son diferentes para cada satélite, los datos utilizados en este trabajo se detallan en la Tabla 4. Para propósitos de la simulación se asume que las cargas térmicas son distribuidas de forma homogénea en las paredes internas del satélite.

Pese a que existe una amplia gama de materiales que pueden ser utilizados en el proceso de optimización [13, 38], en este trabajo se fija que cada satélite puede utilizar como máximo dos materiales para el control térmico, los cuales son obtenidos desde una lista de cuatro materiales propuestos en la Tabla 5.

Components	Day (W)	Nigth (W)
Alinco	1,92	1,92
PicoPacket	6,00E-02	6,00E-02
ATOMIC CLOCK	7,5	0
GPS	1,2	0
ABSL BATTERY	0,1	0,3
MGT	0,3	1,5
MCU-2	1,00E-01	1,00E-01

Components	Day (W)	Nigth (W)
ISIS TXRX	3,24	3,24
PDU	0,25	0,25
EPS-2	1,63	0,37
EPS-1	1,63	0,37
MCU-1	1,00E-01	1,00E-01
ARAZIM MGM	0,132	0,0055
GYRO	0,5	0,5
Total	18,662	8,7155

**Tabla 4.** Potencia generada por los componentes de un CubeSat tipo. Valores utilizados para los cálculos del modelo [37].

Material	$A$	$\epsilon$
Brilliant Aluminum Paint	0.3	0.31
Epoxy Aluminum Paint	0.77	0.81
Finch Aluminium Paint 643-1-1	0.22	0.23
Leafing Aluminium in Epon. 828	0.37	0.36

**Tabla 5.** Resumen de materiales utilizados para el diseño del control térmico pasivo.

Finalmente, el análisis térmico se desarrolla utilizando FEM. Este análisis permite simular la distribución de temperaturas sobre el CubeSat para todas las configuraciones creadas (ver Figura 11, fase 1).

## 5.2 Descripción del modelo por elementos finitos FEM

El comportamiento de cada solución candidata es evaluada por medio del método de los elementos finitos (FEM), obteniendo como resultado la distribución de temperatura sobre la superficie del satélite. El modelo es utilizado cada vez que un nuevo individuo requiere ser evaluado en su proceso evolutivo.

El modelo es aplicado a un CubeSat de 3U (10 cm x 10 cm x 30 cm) con 40 parches de geometría variable, la cual es definida por el Factor de Superficie (SF) en el genoma de cada solución candidata. El espesor de cada parche es de 1 (mm).

Se define que la sección media es para uso exclusivo de los paneles solares, los cuales se representan por una superficie rectangular uniforme.

Para realizar el análisis se define una malla de 14.000 elementos tetraédricos. Cada elemento es analizado en términos del balance de energía en concordancia a lo expuesto en la Eq. (5-5) utilizando el software COMSOL.

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} + \nabla \cdot (-k \nabla T) = q_0 + q_r + q_s + h(T_{inf} + T), \quad (5-5)$$

En la Eq. (5-5)  $q_0$  representa el flujo de energía ( $W/m^2$ ) que incide en las superficies del satélite. El valor utilizado para el modelo se muestra en la Eq. (5-3) como  $Q_{absorved}$ . El término  $\rho$  representa la densidad del material. El término  $C_p$  es el calor específico del material. El término  $k$  representa la conductividad térmica del material. El término  $T$  es la temperatura.

El término  $q_s$  representa la contribución de una capa delgada altamente conductiva en contacto con la superficie. Esta contribución no está presente como condición de borde en el modelo.

El término  $h$  es un coeficiente de transferencia de calor utilizado para modelar la baja conductividad térmica entre una capa delgada (shell) y la superficie. En algunos casos este parámetro es útil para modelar el proceso de enfriamiento debido a los efectos convectivos producto de la exposición a un fluido de menor temperatura que la superficie ( $T_{inf}$ ). Esta contribución no está presente como condición de borde en este trabajo toda vez que el satélite opera en vacío y por lo tanto los efectos convectivos son despreciables.

El término  $q_r$  representa la transferencia de calor debido a la radiación la cual se expresa por la Eq. (5-6).

$$q_r = \varepsilon(G - \sigma T^4), \quad (5-6)$$

donde el término  $G$  representa la radiación desde las caras del satélite hacia el ambiente, en el caso de las caras externas del CubeSat, o la radiación entre superficies vecinas para las caras internas.

El término transiente de  $\delta T/\delta t$  no se considera en este análisis.

### 5.3 Fabricación y ensayo

Como parte del método propuesto se realiza una prueba de validación del control térmico, bajo el concepto de prueba de desarrollo y ejecutado como una prueba fotométrica (ver sección 3.5, Figura 10), utilizando modelo a escala de un CubeSat de 3U. La prueba propuesta tiene por objetivo reproducir el ambiente espacial y la condición térmica del satélite cuando se encuentra directamente iluminado por el sol. Se presta especial atención al reproducir las condiciones de vacío.

El modelo a escala se construye utilizando láminas de aluminio de 1(mm) de espesor. Las láminas se unen con remaches ciegos con mandril. Las superficies externas del modelo a escala son pintadas siguiendo el patrón resultante de la fase de diseño automatizado (ver Figura 11, fase 1).

El patrón pintado sobre el modelo a escala se muestra en la Figura 13a. En la parte interior de la estructura son distribuidos un total de 64 sensores de temperatura (tipo NTC). La Figura 13b muestra la distribución interna de los sensores (13 en cada cara lateral, 5 en la cara superior y 5 en la cara inferior). Los sensores permanecen fijos y pegados a la estructura utilizando Kapton como muestra la Figura 13c. Pequeñas placas de circuito, usadas para organizar las líneas de alimentación a 5V, son colocadas al interior del modelo generando cada una de ellas una emisión de calor despreciable.

La información de cada sensor es adquirida usando un Arduino UNO y nueve unidades del multiplexor 74HC4051 (8 canales análogos). En este caso los multiplexores permiten expandir la cantidad de entradas analógicas para el Arduino UNO de 6 a 72. Para este propósito se elaboró una placa PCB, como se muestra en la Figura 14, donde se realiza la conexión de los multiplexores mencionados, los adaptadores a la placa Arduino Uno y una serie de resistencias de 10kΩ que actúan como divisor de voltaje según la Eq. (5-7) para el cálculo de la temperatura de cada termistor NTC utilizando la ecuación de Steinhart-Hart (Eq. (5-8)).

$$R_t = R \left( \frac{V_s}{V_0} - 1 \right), \quad (5-7)$$

$$T = \frac{1}{c_1 + c_2 \ln(R_t) + c_3 (\ln(R_t))^3}, \quad (5-8)$$

Donde R representa la resistencia fija de 10 kΩ, V<sub>0</sub> corresponde a la señal analógica leída por cada sensor NTC en la placa Arduino, V<sub>s</sub> tiene el valor de 1023 y es el máximo valor posible para 5V (alimentación de Arduino) en una escala cuantificada con 10bits, R<sub>t</sub> representa la resistencia equivalente de cada sensor. Los valores c<sub>1</sub>, c<sub>2</sub> y c<sub>3</sub> representan las constantes de calibración de cada sensor y

T es la interpretación de la medición de cada sensor NTC a valores de temperatura ( $^{\circ}\text{C}$ ).

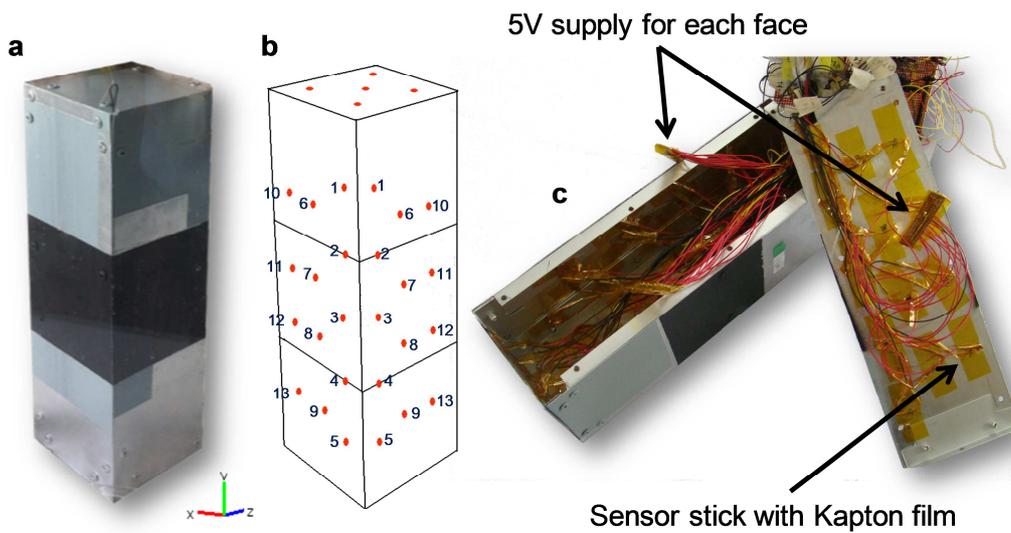
Para prevenir los efectos del transporte convectivo de calor y aproximar de mejor forma las condiciones del espacio, el modelo a escala se introduce a una cámara de alto vacío transparente (Veeco Instruments, serie 775 de 40 (cm) de diámetro), la cual mantiene un nivel de presión de  $5.4\text{E-}6$  (mbar) durante toda la fase experimental. Este nivel de presión es una buena aproximación de lo observado en órbitas bajas y se ajusta a las normas establecidas para este tipo de ensayos [13, 19, 20, 41].

La cámara de vacío consiste de una campana de vidrio de 1 (cm) de espesor con una base de acero inoxidable. La cámara se encuentra rodeada con una malla protectora de acero cilíndrica. La malla protectora se encuentra abierta en su parte superior lo cual permite proyectar un haz de luz el cual interactúa con el modelo del CubeSat dentro de la cámara de vacío, como se muestra en la Figura 15a. La Figura 15b muestra la disposición interna del modelo y de la electrónica propuesta para realizar la medición.

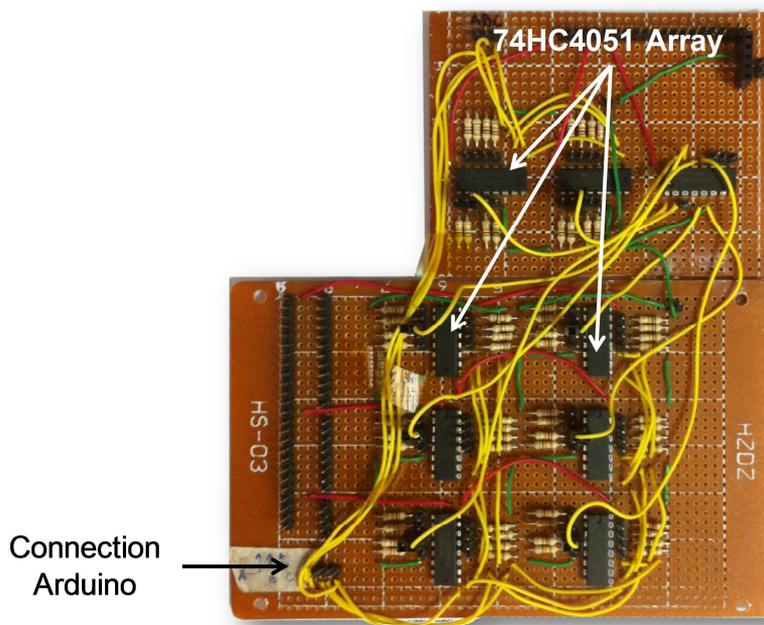
Una lámpara halógena de 150 (W) se posiciona apuntando hacia el modelo a una distancia de 94 (cm) como se muestra en la Figura 15a. La lámpara representa el efecto de la luz del sol sobre la estructura. El experimento se lleva a cabo durante seis horas de operación con la finalidad de lograr una estabilidad en la temperatura del modelo.

Las mediciones de temperatura de cada sensor se obtienen en tiempo real estableciendo una comunicación vía bluetooth. Para este procedimiento se utilizó el módulo HC-06 como se ilustra en la Figura 15b.

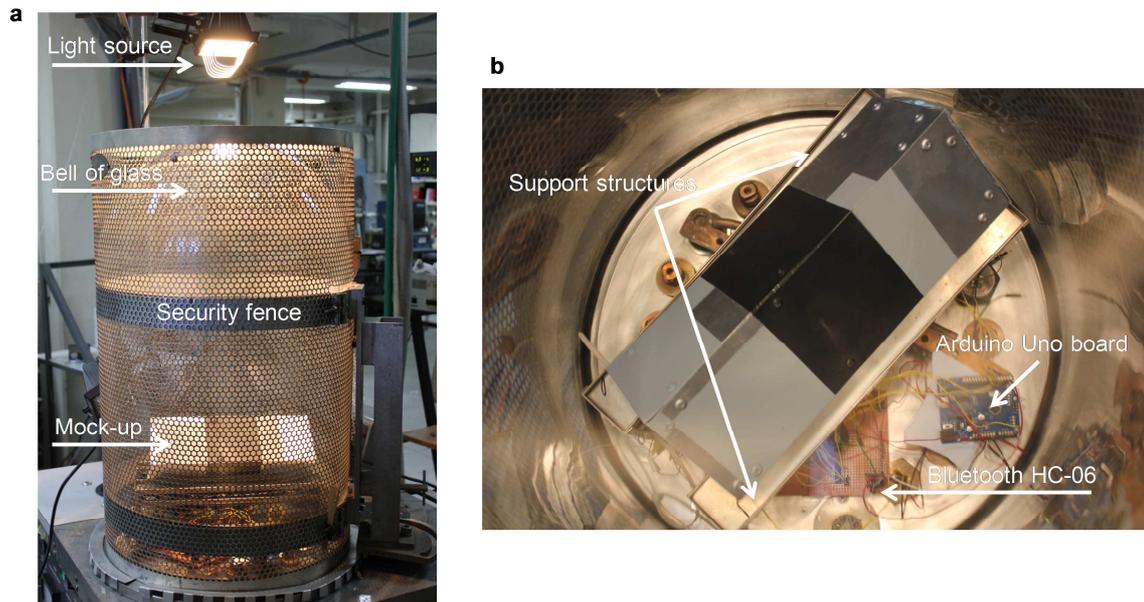
Una vez el experimento es completado la información es analizada con la finalidad de actualizar el modelo de elementos finitos siguiendo el procedimiento mostrado en la sección 5.4.



**Figura 13.** Modelo a escala CubaSat 3U. a, modelo a escala fabricado en aluminio pintado con el patrón genéticamente evolucionado resultante de la fase 1 en la metodología propuesta. b, disposición espacial de los sensores de temperatura al interior del modelo a escala (64 sensores NTC). Los números en azul identifican a cada sensor sobre las caras laterales. Trece sensores fueron posicionados sobre las caras laterales. Cinco sensores en la cara superior y cinco en la inferior. c, Sensores fijos con Kapton.



**Figura 14.** Placa multiplexores. En la figura se aprecia la placa construida para la integración de los 09 multiplexores y la conexión para la placa Arduino.



**Figura 15.** Montaje experimental. a, Vista del modelo a escala del CubeSat al interior de la cámara de vacío. La fuente de iluminación se encuentra en la parte superior de la cámara de vacío. b, Estructuras de soporte. Esta figura muestra las estructuras que soportan el modelo a escala al interior de la cámara de vacío, además se observa la placa Arduino UNO y el módulo HC-06 con el cual se transmite la información de temperaturas hacia el exterior de la cámara.

#### 5.4 Actualización del moldeo por elementos finitos

Los datos obtenidos durante el ensayo experimental son utilizados para actualizar el modelo FEM descrito anteriormente. En esta sección se describe la forma en la que el modelo por elementos finitos es actualizado con la finalidad de validar el método de diseño propuesto. La modificación del modelo FEM consiste principalmente en la actualización de las condiciones de borde en términos de las utilizadas en el ensayo experimental. El resultado del proceso iterativo (Figura 11) es simulado utilizando la herramienta descrita para el análisis térmico (Figura 11, fase 1) y la configuración geométrica del CubeSat utilizada en la fase de test (Figura 11, fase 2).

El término  $Q_{absorbed}$  definido en la Eq. (5-2) debe ser ajustado considerando la intensidad de energía recibida por el modelo físico del CubeSat durante la fase experimental. Esta nueva magnitud se denomina  $Q_{absorbed\_experimental}$  y se describe en la Eq. (5-9). La forma de calcular este parámetro es dividiendo la energía emitida por la fuente de iluminación directa del ensayo experimental (Light source,

Figura 15a) por el área total sobre la cual la energía es distribuida antes de llegar a las superficies.

$$Q_{absorbed\_experimental} = \frac{P_{lamp}}{A_{vc\_BasePlate}} \cos(\gamma), \quad (5-9)$$

donde,  $P_{lamp}$  es la potencia de la lámpara que proporciona la fuente de luz (ver Figura 15).  $A_{vc\_BasePlate}$  es el área de la cámara de vacío perpendicular al eje de emisión de luz y  $\gamma$  es el ángulo subtendido entre la normal a las caras del CubeSat y la dirección de emisión de luz (Tabla 3)

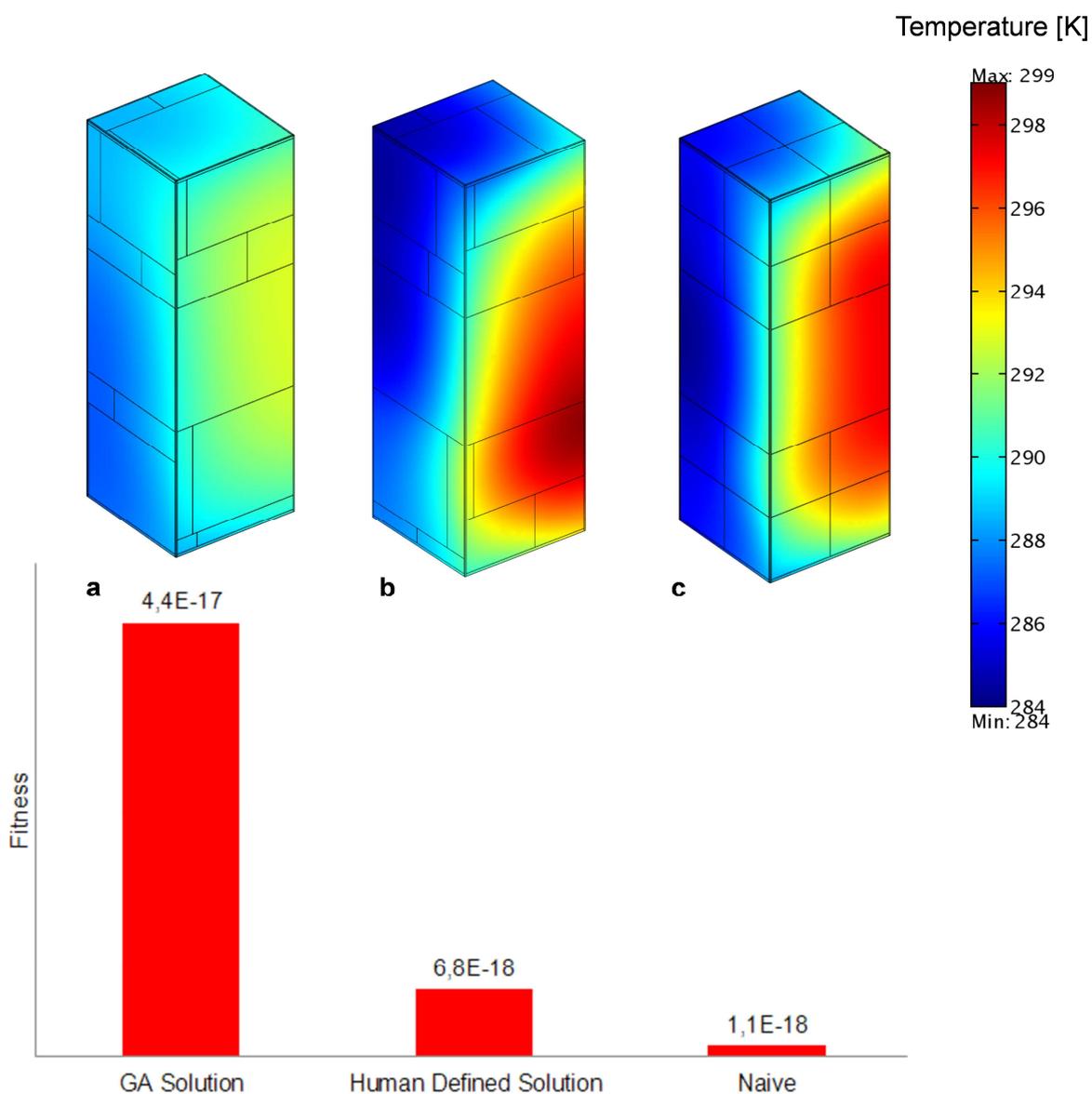
La componente infrarroja de la radiación se desprecia en este caso debido a que el área efectiva para la emisión se encuentra reducida por las estructuras de soporte del CubeSat. Tomando en cuenta estas consideraciones se procede a la actualización del modelo FEM descrito en la sección 5.2.

## 6 Análisis y Discusión de Resultados

### 6.1 Resultados del proceso de optimización

Los resultados del proceso de optimización aplicado a un CubeSat de 3U como modelo, se muestran en la Figura 16. La ilustración muestra una solución obtenida utilizando el método propuesto (GA Solution), una solución definida por el usuario (Human Defined Solution) y una solución trivial (Naive). Una escala de temperatura se muestra en la parte superior derecha de la imagen. En la parte inferior se muestran los correspondientes valores de fitness encontrados para cada solución. La solución trivial considera parches cuadrados de igual tamaño, mientras que la solución definida por el usuario se obtuvo definiendo manualmente el tamaño y el material de cada parche.

En la Figura 16 se puede apreciar cómo, al modificar la distribución y las propiedades de las pinturas que cubren el satélite, se afecta la temperatura superficial del CubeSat, y por lo tanto varía de esta forma la energía disipada por el sistema de control térmico.



**Figura 16.** Resultados del proceso de optimización. En la parte superior se muestran los resultados para la simulación del comportamiento térmico de un CubeSat de 3U utilizando FEM y considerando tres diferentes distribuciones de pinturas. a. Resultado de la distribución de pinturas utilizando el método de optimización propuesto. b. Resultados para una distribución de pinturas definida por el usuario. c. Resultados para una distribución de pinturas trivial. El correspondiente valor de fitness (Eq. (5-1)) se muestra en la parte inferior de la imagen, donde se observa que a mayor fitness, existe menor temperatura superficial y por lo tanto más energía disipada.

Es posible observar que existe una diferencia de temperatura entre los tres modelos propuestos lo cual muestra que existe una relación entre la proporción de los parches de material y el comportamiento térmico del CubeSat, debido a que

para los tres casos mostrados se utilizan los mismos materiales. Esta relación es posible de observar en otros trabajos [5].

El modelo Naive muestra el peor desempeño debido a que considera una distribución simétrica de materiales sobre la superficie, es decir 50% del material 1 y 50 % del material 2 de la Tabla 5. Es posible observar que en algunos sectores de la superficie el modelo Naive tiene temperaturas más bajas en comparación con el modelo evolucionado (GA) pero en la zona de concentración de calor las temperaturas superficiales del modelo evolucionado son más bajas. Estas diferencias de temperaturas muestran que el calor disipado por el modelo evolucionado es mayor que el calor disipado por el modelo Naive.

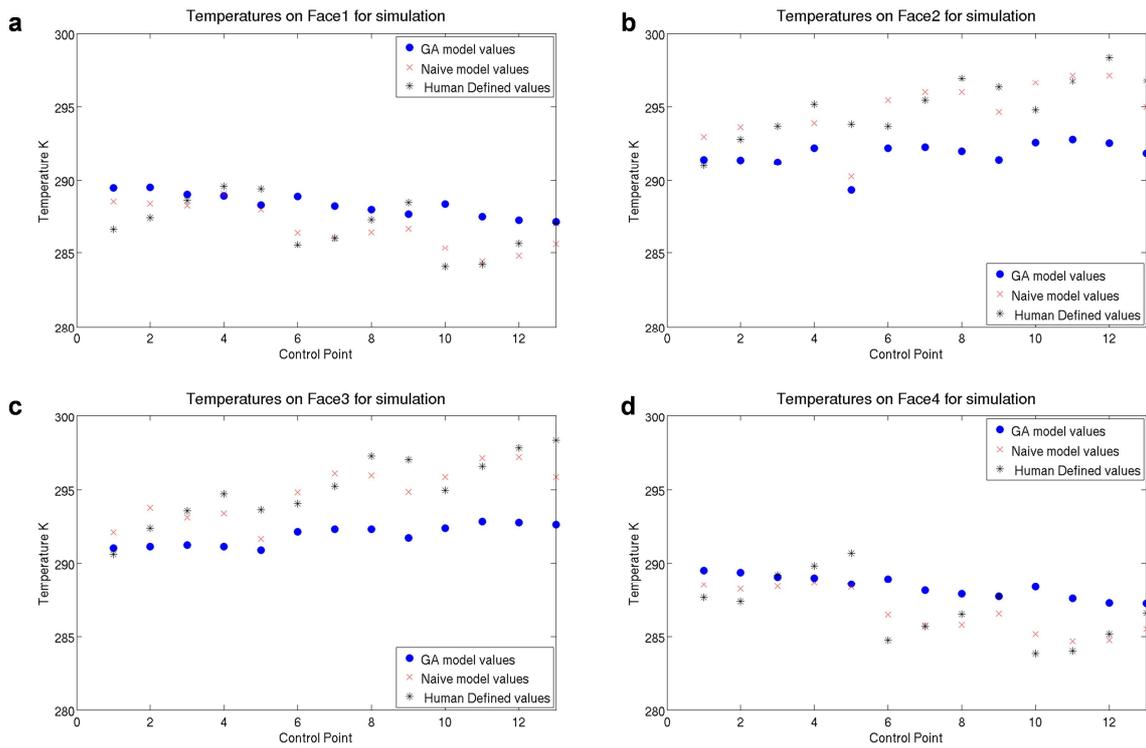
Al observar el comportamiento del modelo "Human Defined Solution" y compararlo con el modelo GA, es posible concluir que el modelo evolucionado disipa una mayor cantidad de energía, por lo que se aprecia claramente la ventaja de generar un diseño optimizado para el control térmico pasivo.

La solución definida por el usuario ("Human Defined Solution") se generó por medio de una distribución aleatoria de los materiales 1 y 2 de la Tabla 5, donde estos materiales son los mismos que se distribuyen en el modelo GA.

Desde los resultados mostrados en la Figura 16, es posible rescatar el valor de temperatura que se registra sobre la superficie del satélite para diferentes puntos de control. En este caso se escogieron 13 puntos de control, cuya ubicación sobre la estructura coincide con la ubicación asignada a cada sensor de NTC utilizado en el ensayo experimental descrito en el capítulo 5.3 y mostrado en la Figura 13b.

Como una forma de organizar los resultados se identifican como Face2 y Face3 las caras del satélite que recibe radiación directa del sol. Las caras que reciben el albedo y la radiación IR terrestre se identifican como Face1 y Face4. Esta definición es también consistente con los resultados mostrados en la Figura 18.

Una gráfica comparativa entre los resultados de la solución optimizada, la solución definida por el usuario y la solución Naive se muestra en la Figura 17.



**Figura 17.** Valores de temperatura bajo condiciones de simulación para cada punto de control. Las temperaturas alcanzadas por la simulación en cada punto de control para la solución GA, Human Defined y Naive. Es posible observar cómo la solución optimizada se muestra consistente, mostrando temperaturas más bajas en las caras expuestas a la radiación solar (Face2 y Face3).

De la Figura 17 es posible apreciar que la solución optimizada mantiene diferencias de temperatura de hasta 4K en los puntos de control ubicados sobre las caras Face2 y Face3, los cuales reciben la radiación directa del sol.

## 6.2 Resultados para la actualización de FEM

La Figura 18 muestra la temperatura registrada por cada sensor en el ensayo experimental y la temperatura que se obtiene por medio de simulación en la misma ubicación del sensor. Las temperaturas de simulación son obtenidas siguiendo el procedimiento de actualización del FEM descrito en la sección 5.4. La Figura 18a,b muestra la distribución de temperaturas que resulta para todas las caras externas del modelo a escala del CubeSat. Una comparación entre las temperaturas medidas y modeladas se muestran en la Figura 18c,d para las caras F1 y F2 y en la Figura 18e,f para las caras F3 y F4. Los valores experimentales se muestran en azul y las temperaturas que resultan de la actualización del FEM se muestran en rojo.

Las caras F2 y F3 están expuestas directamente a la fuente de luz (luz de la lámpara para el ensayo experimental), mientras que las caras F1 y F4 se encuentran en la zona de sombra.

Es necesario considerar que la simulación no toma en cuenta la influencia de la malla de protección de la cámara de vacío, la cual puede reflejar luz proveniente desde la lámpara. También el modelo no considera la influencia de los soportes del modelo a escala al interior de la cámara de vacío.

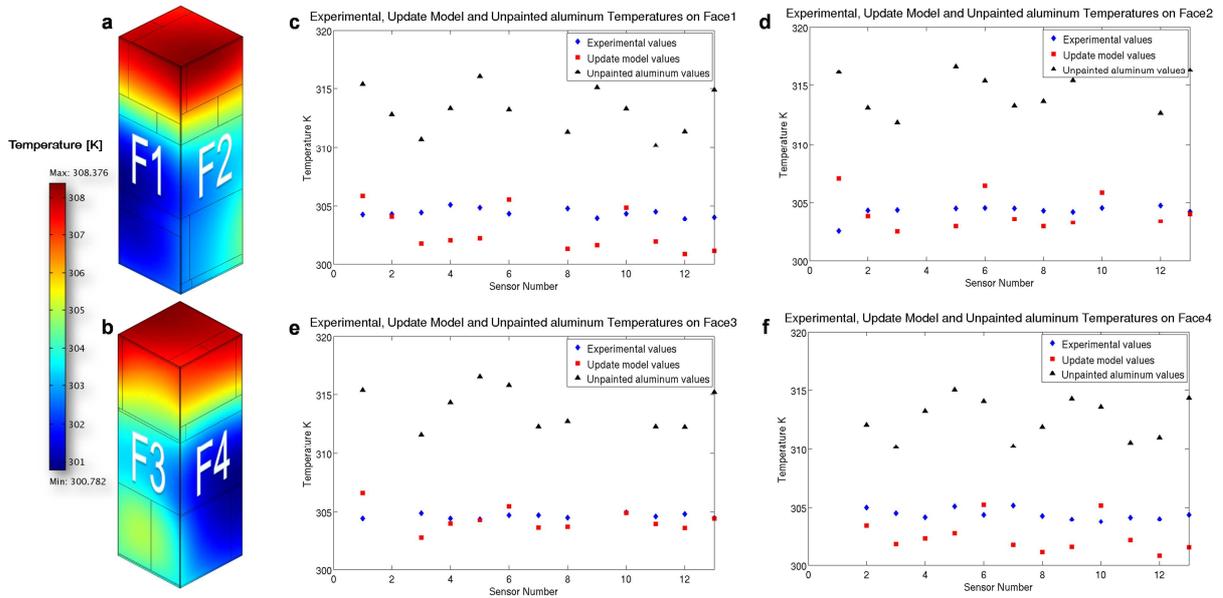
Pese a las simplificaciones antes expuestas es posible observar una alta correlación entre los valores de temperatura predichos y los obtenidos durante el ensayo experimental. El modelo es particularmente preciso para predecir el comportamiento de las caras expuestas directamente a la fuente de luz (caras F2 y F3), pero menos preciso cuando se comparan los resultados experimentales y los resultados del modelo para las caras en la zona sombra (caras F1 y F4).

Una posible explicación para esta diferencia es la presencia de elementos fijos que son utilizados para sostener el modelo a escala del CubeSat. Estos elementos ejercen una transferencia de temperatura por conducción la cual no se considera en el modelo de elementos finitos actualizado.

Los resultados experimentales muestran una diferencia promedio de 2,3 (K) entre los valores experimentales y los obtenidos por FEM. La máxima diferencia encontrada es de 4,5 (K) en la cara F2 y la mínima diferencia es de 2,1 (K) en la cara F3. Estos resultados muestran una mejora importante a trabajos previos los cuales muestran una precisión de 10 (K) cuando se compara los resultados FEM y los datos experimentales [4].

Es importante observar el efecto que resulta de aplicar pintura sobre la superficie del satélite. Al comparar el ensayo experimental (azul), se observa una disminución

promedio de aproximadamente 8 (K) en comparación a los datos simulados para un satélite sin pintar (negro) en las caras que apuntan directamente al sol, con lo que se aprecia la ventaja que resulta de la aplicación del patrón diseñado sobre la superficie del CubeSat. Este resultado es coincidente con investigaciones realizadas por otros investigadores [5].



**Figura 18.** Validación del diseño automatizado. a. Simulación del comportamiento para el modelo físico del CubeSat en las caras F1 y F2. b. Simulación del comportamiento para el modelo físico del CubeSat en las caras F3 y F4. c. Valores experimentales (azul) y valores simulados (rojo) en el mismo punto para las caras F1. d. Valores experimentales (azul) y valores simulados (rojo) en el mismo punto para las caras F2. e. Valores experimentales (azul) y valores simulados (rojo) en el mismo punto para las caras F3. f. Valores experimentales (azul) y valores simulados (rojo) en el mismo punto para las caras F4. Los valores en negro para cada una de las caras corresponden a la simulación de un CubeSat sin pintar. En el sector izquierdo, una escala de temperatura muestra el comportamiento del CubeSat bajo la configuración experimental. La comparación entre los valores experimentales y simulados se muestra en el sector derecho.

## 7 Conclusiones

En el presente trabajo se desarrolla un método que permite la automatización del diseño del control térmico pasivo de un CubeSat de 3U utilizando Algoritmos Genéticos. Se describe también la construcción de un modelo a escala del diseño creado y la metodología que permite realizar un ensayo térmico con la finalidad de validar los resultados obtenidos.

La optimización busca encontrar la distribución de materiales sobre las caras del satélite que permita disipar la mayor cantidad de energía posible. Este proceso genera un mosaico de materiales en la superficie del CubeSat. Las variables manipuladas por el algoritmo son: los materiales, que corresponden a un conjunto de cuatro pinturas diferentes recomendadas para el control térmico pasivo y la proporción de cada material, que corresponde al área que debe cubrir una determinada pintura sobre una superficie analizada. La evaluación de cada solución es evaluada utilizando el método de elementos finitos (FEM).

Para llevar a cabo el proceso, se elabora un código ejecutable en el software Comsol, permitiendo obtener automáticamente una solución optimizada al diseño del control térmico pasivo para un CubeSat de 3U. El resultado del proceso evolutivo se valida por medio de un ensayo térmico en una cámara de vacío.

Para realizar la validación se construye un modelo a escala de la solución optimizada. Sensores de temperatura tipo NTC se utilizan para medir la temperatura superficial del CubeSat. Para procesar los datos, se diseña un circuito especial que permite obtener en tiempo real los datos de temperatura desde el interior de la cámara de vacío a través de bluetooth.

De los resultados obtenidos para Hotcase, se observa que el diseño optimizado presenta temperaturas inferiores en hasta 4(K), en comparación a otras configuraciones de diseño (configuración definida por un humano y configuración Naive). También es posible observar que existe una diferencia promedio de 8(K) entre los resultados experimentales y la simulación de un satélite sin pintar.

De los resultados experimentales se observa una diferencia promedio de 2,3 (K) entre los valores experimentales y los obtenidos por FEM. La máxima diferencia encontrada es de 4,5 (K) y la mínima diferencia es de 2,1 (K). Estos resultados muestran una mejora importante a trabajos previos para los cuales se reporta una precisión de 10 (K) al momento de comparar los resultados FEM y los datos experimentales, con lo cual es posible concluir satisfactoriamente la validación de la metodología propuesta.

## 8 Bibliografía

1. Agasid, E. (2013). Small spacecraft technology state of the art (No. NASA/TP-2014-216648/REV1). National Aeronautics and Space Administration, Moffett Field, California.
2. Sellers, J. J., Astore, W. J., Giffen, R. B., & Larson, W. J. (2000). Understanding space: an introduction to astronautics. Primis.
3. Corpino, S., Caldera, M., Masoero, M., Nichele, F., & Viola, N. (2015). Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Acta Astronautica*.
4. Diaz-Aguado, M. F., Greenbaum, J., Fowler, W. T., & Lightsey, E. G. (2006, May). Small satellite thermal design, test, and analysis. In *Defense and Security Symposium* (pp. 622109-622109). International Society for Optics and Photonics.
5. Bulut, M., & Sozbir, N. (2015). Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. *Applied Thermal Engineering*, 75, 1076-1083.
6. VanOutryve, C. B. (2008). A thermal analysis and design tool for small spacecraft.
7. Reiss, P. (2012). New methodologies for the thermal modelling of CubeSats. In *The 4S Symposium*. (pp. 1-16).
8. Lyon, C. I. C., Sellers, L. J., & Underwood, C. (2002). Small satellite thermal modeling and design at USAFA: FalconSat-2 applications. In *Aerospace Conference Proceedings, 2002*. IEEE (Vol. 7, pp. 7-3391). IEEE.
9. Garzon, M. M. (2012). Development and analysis of the thermal design for the OSIRIS-3U CubeSat (Doctoral dissertation, The Pennsylvania State University)
10. Munakata, R. (2009). Cubesat design specification rev. 12. The CubeSat Program, California Polytechnic State University, 1.
11. Teng, H. F., Chen, Y., Zeng, W., Shi, Y. J., & Hu, Q. H. (2010). A dual-system variable-grain cooperative coevolutionary algorithm: satellite-module layout design. *Evolutionary Computation, IEEE Transactions on*, 14(3), 438-455.
12. Zhang, B., Teng, H. F., & Shi, Y. J. (2008). Layout optimization of satellite module using soft computing techniques. *Applied Soft Computing*, 8(1), 507-521.

13. Gilmore, D. G. (2002). *Spacecraft thermal control handbook: fundamental technologies* (Vol. 1). AIAA.
14. Heidt, H., Puig-Suari, J., Moore, A., Nakasuka, S., & Twiggs, R. (2000). CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation.
15. Alminde, L., Bisgaard, M., Bhanderi, D., & Nielsen, J. D. (2005). Experience and Methodology gained from 4 years of Student Satellite Projects. In *Recent Advances in Space Technologies, 2005. RAST 2005. Proceedings of 2nd International Conference on* (pp. 94-99). IEEE.
16. Waydo, S., Henry, D., & Campbell, M. (2002). CubeSat design for LEO-based Earth science missions. In *Aerospace Conference Proceedings, 2002. IEEE* (Vol. 1, pp. 1-435). IEEE.
17. Antti Kestilä, Tuomas Tikka, Pyry Peitso, Jesperi Rantanen, Antti Näsilä, Kalle Nordling, Jaan Praks , Heikki Saari, Rami Vainio, Pekka Janhunen, Martti Hallikainen. (2012). Science operations of the remote sensing nanosatellite AALTO-1. *Proceedings of the 4S Symposium*.
18. Fussen, D., De Keyser, J., De Mazière, M., Pieroux, D., Lamy, H., Ranvier, S., Dekemper, E., Merlaud, A., Neef, E., Karatekin, O., Ping, Z., Dehant, V., Van Ruymbeke, M. & JP Noël. (2012). The PICASSO Mission. *Proceeding of 4S Symposium*.
19. Wertz, J., Larson, J. (2007). *System mission analysis and design*. Space Tehnology Library, Springer.
20. Silverman, E. M. (1995). *Space environmental effects on spacecraft: LEO materials selection guide, part 2*. Progress Report, Apr. 1993-Mar. 1995 TRW, Inc., Redondo Beach, CA. Space and Electronics Group., 1.
21. Larson, W., Kirkpatrick, D., Sellers, J. (2009). *Applied space systems engineering*, Space Technology Series. Mc Graw Hill.
22. Bäck, T. (1996). *Evolutionary algorithms in theory and practice: evolution strategies, evolutionary programming, genetic algorithms*. Oxford university press.
23. Baker, J. E. (1987, July). Reducing bias and inefficiency in the selection algorithm. In *Proceedings of the second international conference on genetic algorithms* (pp. 14-21).

24. Gen, M., & Cheng, R. (2000). Genetic algorithms and engineering optimization (Vol. 7). John Wiley & Sons.
25. Beyer, H. G., & Schwefel, H. P. (2002). Evolution strategies—A comprehensive introduction. *Natural computing*, 1(1), 3-52.
26. Rechenberg, I. (1994). *Evolutionsstrategie: Optimierung technischer systeme nach prinzipien der biologischen evolution*. Frommann-holzbog, Stuttgart, 1973. Step-Size Adaptation Based on Non-Local Use of Selection Information. In *Parallel Problem Solving from Nature (PPSN3)*.
27. Fogel, D. B. (1992). *Evolving artificial intelligence*.
28. Fogel, D. B. (1991). *System identification through simulated evolution: A machine learning approach to modeling*. Ginn Press.
29. Koza, J. R. (1992). *Genetic programming: on the programming of computers by means of natural selection (Vol. 1)*. MIT press.
30. Nordin, P., & Banzhaf, W. (1995, November). Genetic programming controlling a miniature robot. In *Working Notes for the AAAI Symposium on Genetic Programming (Vol. 61, p. 67)*. MIT, Cambridge, MA, USA, AAAI.
31. Koza, J. R., Bennett III, F. H., & Stiffelman, O. (1999). Genetic programming as a Darwinian invention machine. In *Genetic Programming (pp. 93-108)*. Springer Berlin Heidelberg.
32. Koza, J. R. (1994). Genetic programming as a means for programming computers by natural selection. *Statistics and Computing*, 4(2), 87-112.
33. Schmidt, M., & Lipson, H. (2009). Distilling free-form natural laws from experimental data. *science*, 324(5923), 81-85.
34. Durán, O., Rodríguez, N., & Consalter, L. A. (2008). Definición automática de la geometría de herramientas de corte usando algoritmos genéticos. *Información tecnológica*, 19(2), 51-58.
35. González, S., & Idrobo, E. A. (2004). Caracterización dinámica de yacimientos estratigráficamente complejos usando algoritmos genéticos. *CT&F-Ciencia, Tecnología y Futuro*, 2(5), 23-51.

36. Walters, D. C., & Sheble, G. B. (1993). Genetic algorithm solution of economic dispatch with valve point loading. *Power Systems, IEEE Transactions on*, 8(3), 1325-1332.
37. D. Rockberger et al. (2009). Thermal and mechanical optimization of the first Israeli NanoSatellite. *Proceedings of the 49th Israel annual conference on aerospace sciences*.
38. Henninger, J. H. (1984). Solar absorptance and thermal emittance of some common spacecraft thermal-control coatings (No. NASA-RP240400-1121). National Aeronautics and Space Administration Washington DC.
39. Escobar, E., Diaz, M., & Zagal, J. C. (2012). Design automation for satellite passive thermal control. In *The 4S Symposium* (pp. 1-10).
40. Richmond, J. A. (2010). Adaptive thermal modeling architecture for small satellite applications. *Aeronautics and Astronautics*. Cambridge, MA, Massachusetts Institute of Technology. MSc.
41. Karam, R. D. (1998). *Satellite thermal control for systems engineers* (Vol. 181). AIAA.
42. Golberg, D. E. (1989). *Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning*. Addison Wesley.
43. MIL-STD-1540D, *Product verification requirements for launch, upper stage, and space vehicles*, Department of Defense.
44. Springmann, J., Kempke, B., Cutler, J., & Bahcivan, H. (2012). Initial flight results of the RAX-2 satellite.
45. Marshall, W., & Boshuizen, C. (2013). Planet labs remote sensing satellite system.