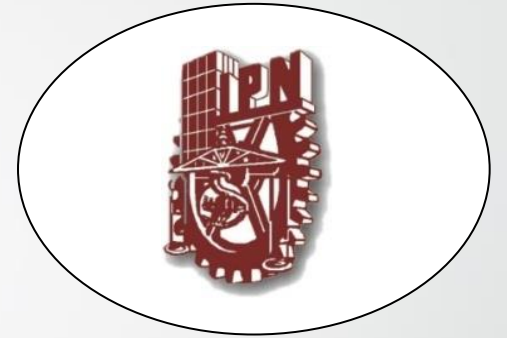




1^E CONGRESO de **ELECTROMECHANICA**
RINTERNACIONAL & **ELECTRICA** **15 - 16 - 17**
Junio 2016

Universidad Tecnológica Equinoccial
15, 16 y 17 de Junio, 2016
Santo Domingo - Ecuador

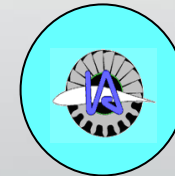
INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL



ESIME U.P. TICOMAN



Ingeniería Aeronáutica



Metodología del Cálculo de la Estructura de un Nano-Satélite por Cargas Térmicas

- Proyecto SIP del IPN
- No. de Registro: 20051304

Presenta:

- José Félix Vázquez Flores
- Emmanuel Alonso Sánchez
- Martín Ernesto Andrade Sánchez

Índice

- Introducción
 - En qué consiste el proyecto
 - Definición de la misión del Nano-Satélite
 - Toma de fotografías
 - La forma exacta de la tierra
- Requerimientos de la estructura del satélite
 - Cargas en el despegue
 - Efectos térmicos
- Avances
- Requerimientos para el análisis de esfuerzos y deformaciones por efectos térmicos
 - Albedo
 - Radiación Solar
 - Ambiente espacial
- Determinación de las temperaturas críticas
 - Posición del satélite con respecto a la tierra
 - Posición de la tierra con respecto al Sol

Introducción

El presente trabajo muestra la metodología de cálculo para determinar los esfuerzos y las deformaciones, que se tiene en el proyecto “Diseño y Construcción de un Nano-Satélite”, que se lleva a cabo en la ESIME U.P.-Ticomán del Instituto Politécnico Nacional. Este proyecto tiene como objetivo principal introducir a los alumnos en el quehacer espacial, se trata de un nano-satélite:

Satélite	
Cubo	10 cm de lado
Peso	1 kg
Paneles Solares	fijos
Control de actitud	Bobinas magnéticas
Órbita	Polar
Carga útil	1. Cámara fotográfica 2. MEMS



MEMS (sistema de micro-electromecánicos)

Misión

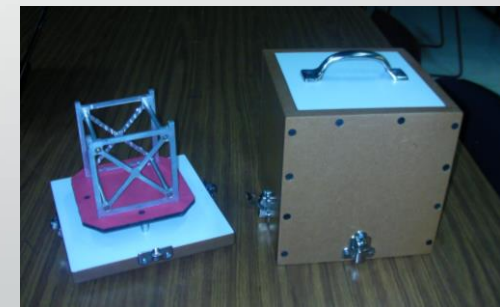
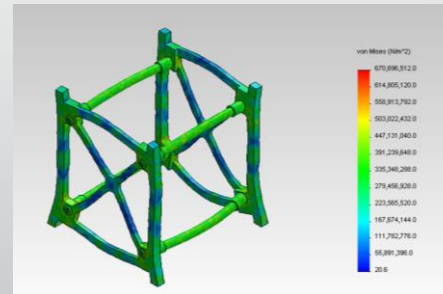
- Toma de fotografías.



- Determinar la forma exacta de la tierra.

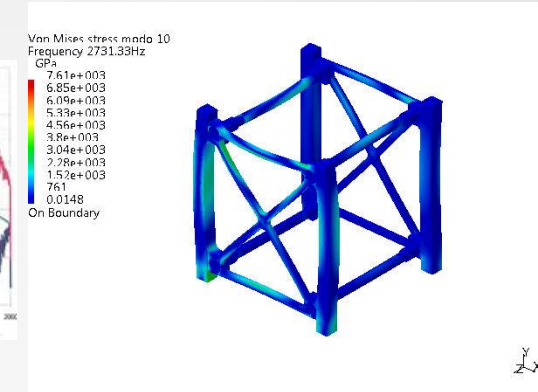
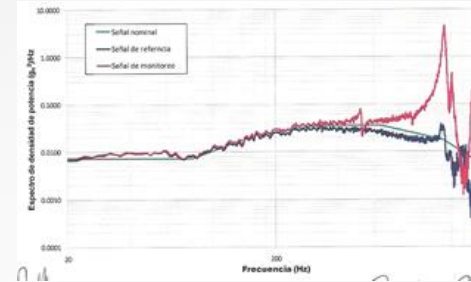
Avances

- Diseño y Construcción de un prototipo
- Selección del Material y Manufactura de la estructura
- Análisis de Esfuerzos y Deformaciones Estático Mediante MEF
- Ensaye Destructivo

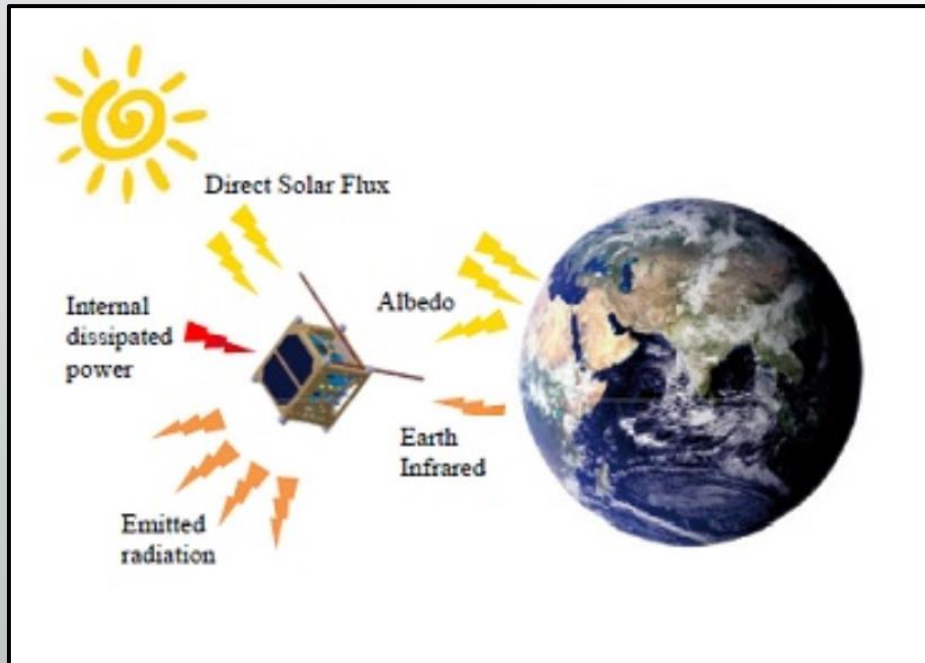


...continuación

- Análisis Dinámico por FEM
- Ensaye de Vibraciones
- Determinación de los esfuerzos por Métodos Experimentales
- Extensometría Eléctrica
- Correlación de Imágenes



Análisis de la estructura por cargas térmicas



Cargas térmicas

Flujo solar

Flujo terrestre

Albedo

Emisión del satélite

Órbita polar



Intercambio Térmico



Factores

Tiempo de órbita

Tipo de órbita: Polar

Altitud orbital

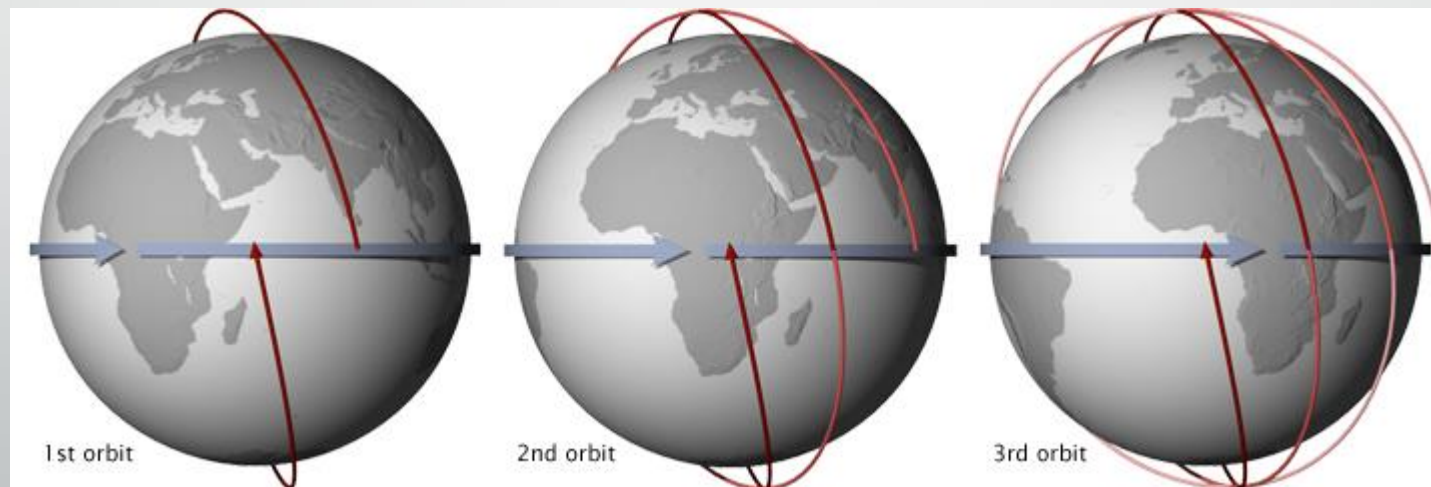
Materiales empleados y sus propiedades

Temperatura inicial

Geometría y características del nano-satélite

Casos Críticos

- Una órbita que se encuentre en exposición directa a la luz solar durante toda su trayectoria con la proximidad máxima relativa al sol.
- La órbita con menor exposición solar posible y con la mayor distancia posible respecto al sol.



Cálculos

$$q_{s,i} = C_s(\vec{n}_i \cdot \vec{r}_{sol}) [W/m^2]$$

$$qA = C_s F_e [W/m^2]$$

$$qT = C_t * 2A_{ef-max} [W/m^2]$$

$$q_{sal} = S_{tot} F_{Emis} C_{Boltzmann} T^4 [W/m^2]$$

$$\Delta T = \Delta q_{tot} / C_{cal} [K]$$

$$C_{cal} = \dot{C}_{cal} * m [J/K]$$

Parámetro	Magnitud	Unidades
Constante Solar Máxima	1414	W / m ²
Constante Solar Mínima	1367.7	W / m ²
Constante Terrestre	220	W / m ²
Superficie Total del Nanosatélite	0.06	m ²
Superficie Efectiva Máxima	0.01732051	m ²
Factor de Absorción del Aluminio	0.3	Adimensional
Emisividad del Aluminio (para aluminio pulido)	0.31	Adimensional
Capacidad Calorífica Específica del Aluminio 7075-T6	0.915	J / kg K
Albedo promedio ángulo Theta=90°	0.35	Adimensional
Masa de la Estructura	0.17671	kg
Masa de los Paneles	0.1002	kg
Tiempo de Órbita (Estimado)	5400	s
Temperatura Inicial (Referencia)	258.15	K
Constante de Boltzmann**	5.67051x10 ⁻⁸	W / m ² K ⁴

Resultados

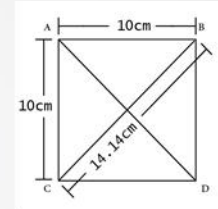
- Caso *caliente*

Temperatura inicial	259.15 K (-14°C)
Aumento	72.9690 K(-200.1811°C)
Temperatura final	331.1190 K(57.969°C)

- Para el caso *frío*

Temperatura inicial	318.5061 K(45.356°C)
Decremento	59.3502 K(-213.80°C)
Temperatura final	259.1559 K(-14.0°C)

Cálculos

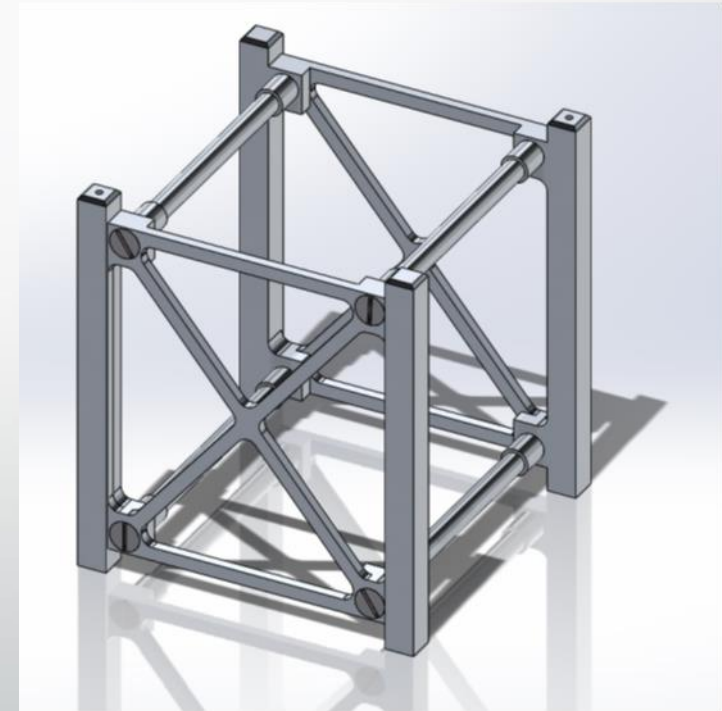


$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \end{Bmatrix} = \frac{AE}{L} \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \cos\theta\text{sen}\theta \\ \text{sen}\theta\cos\theta & \text{sen}^2\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} d_x \\ d_y \end{Bmatrix}$$

$$\{f'_n\} = [k'_n]\{d'_n\}$$

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \end{Bmatrix} = \frac{AE}{L} \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \cos\theta\text{sen}\theta \\ \text{sen}\theta\cos\theta & \text{sen}^2\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} d_x \\ d_y \end{Bmatrix}$$

$$\sigma = \frac{\alpha\Delta TLEA}{A} = E\Delta L [Pa]$$



Resultados

Resultados Caso Caliente

Elemento	Deformación	Esfuerzo	Elemento	Deformación	Esfuerzo
A-B	0.018088 cm	1,302.32 Pa	C-D	0.018088 cm	1,302.32 Pa
A-C	0.018088 cm	1,302.32 Pa	B-D	0.018088 cm	1,302.32 Pa
A-D	0.0255798 cm	1,841.47 Pa	C-B	0.0255798 cm	1,841.47 Pa

Resultados Caso Frio

Elemento	Deformación	Esfuerzo	Elemento	Deformación	Esfuerzo
A-B	0.01418 cm	1,021.23 Pa	C-D	0.01418 cm	1,021.23 Pa
A-C	0.01418 cm	1,021.23 Pa	B-D	0.01418 cm	1,021.23 Pa
A-D	0.020058 cm	1,444.01 Pa	C-B	0.020058 cm	1,444.01 Pa

Conclusiones

Las temperaturas que se obtuvieron en el análisis para el caso caliente, van desde los 259.15K hasta los 331.12K y del caso frío de 318.15K hasta 259.16K, con estos valores pudimos calcular las deformaciones por dilatación considerando las propiedades del material y las geométricas, resultando valores muy pequeños. Si la estructura tuviera restricciones en sus desplazamientos, entonces se generarían esfuerzos en los elementos, sin embargo al encontrarse en el ambiente espacial no hay restricciones y por lo tanto los elementos de la estructura se dilatan de manera libre. Para nuestro cálculo consideramos restricciones en los nodos de las caras y calculamos los esfuerzos, resultando valores muy pequeños, valores que nos dejan ver que la parte térmica afecta más en el funcionamiento de los componentes electrónicos del satélite. Otro detalle es que los cambios de temperatura disminuirán de mayor manera debido a las capas de material aislante.