



Pontificia Universidad Católica de Chile  
Escuela de Ingeniería  
Departamento de Ingeniería Mecánica y Metalúrgica  
ICM3390-1 Taller de Diseño Productos Mecánicos  
Rodrigo Escobar – Ariel Espinoza – Juan Pablo Oyarzun

# Chasis de CubeSat

## Anexo G: Simulación

**Grupo:** 1

**Integrantes:** José Miguel Fernández Izquierdo

Ian Gross Sánchez

Lucas Pettersen Correa

Taisuke Suwa Olguin

Santiago, 15 de diciembre de 2025

# Contenido

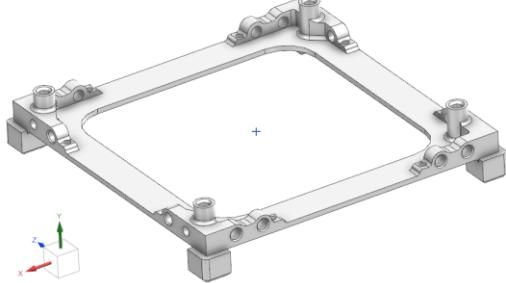
1.	Importando el CAD .....	5
2.	Mallado .....	5
3.	Material .....	6
4.	Ensamble .....	7
5.	Resolución de Conflictos .....	10
6.	Fijación del chasis.....	11
7.	Simulación Lineal (Sol 101) .....	12
7.1.	Axial .....	12
7.2.	Lateral Principal.....	14
7.3.	Lateral Carcasa .....	14
7.4.	Lateral Tapa .....	15
7.5.	Análisis de Convergencia .....	15
7.6.	Resultados .....	15
7.6.1.	Axial .....	16
7.6.2.	Lateral Principal .....	16
7.6.3.	Lateral Carcasa.....	16
7.6.1.	Lateral Tapa .....	17
8.	Análisis Modal (Sol 103) .....	17
8.1.	Iteración de Lánczos .....	17
8.2.	Solución de Prerrequisito .....	18
8.3.	Restricciones .....	18
8.4.	Análisis de Convergencia .....	19
8.5.	Resultados .....	19
9.	Vibración Forzosa (Sol 111).....	20

9.1.	Iteración Global .....	20
9.2.	Frecuencia Forzante y Amortiguación.....	20
9.3.	Solución de Prerrequisito .....	22
9.1.	Restricciones.....	22
9.2.	Añadiendo la Vibración Forzosa.....	23
9.3.	Ánálisis de Convergencia .....	24
9.4.	Resultados .....	25
10.	Vibración Aleatoria (Sol 111, Subcase - Random).....	27
10.1.	Resultados.....	29
10.1.1.	Axial.....	30
10.1.2.	Lateral.....	30
11.	Simulación Ciclo térmico de Operación .....	31
11.1.	Condiciones de Borde (Isostáticas) .....	31
11.2.	Definición de Cargas Térmicas (Thermal Loads).....	33
11.3.	Análisis de Convergencia .....	35
11.4.	Resultados Obtenidos.....	35
11.4.1.	Resultados del Análisis de Esfuerzos Térmicos .....	37
11.4.2.	Conclusión preliminar: .....	38
11.5.	Análisis de Fatiga Térmica.....	38
12.	Cambios al Diseño por Iteraciones .....	39
12.1.	Resistencia de Pines (v2.2) .....	39
12.2.	Soporte de la tapa (v4.0) .....	40
13.	Student Version .....	41
13.1.	Mallado .....	41
13.2.	Simulación Lineal (Sol 101) .....	42

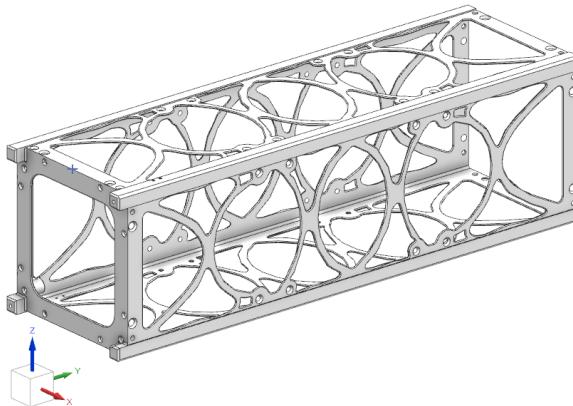
13.2.1.	Axial.....	42
13.2.2.	Lateral Principal.....	42
13.2.3.	Lateral Carcasa .....	43
13.2.4.	Lateral Tapa .....	43
13.3.	Simulación de Resonancia (Sol 103).....	44
13.3.1.	Axial.....	44
13.3.2.	Lateral Principal.....	44
13.3.3.	Lateral Carcasa .....	45
13.3.4.	Lateral Tapa .....	45
13.4.	Vibración Aleatoria (Sol) .....	46
13.4.1.	Axial.....	46
13.4.2.	Lateral Principal.....	46
13.4.3.	Lateral Carcasa .....	46
13.4.4.	Lateral Tapa .....	46
13.5.	Vibración Forzosa (Sol 111) .....	47
13.5.1.	Axial.....	47
13.5.2.	Lateral Principal.....	47
13.5.3.	Lateral Carcasa .....	48
13.5.4.	Lateral Tapa .....	49
13.6.	Vibración Aleatoria (Sol 111) .....	50
13.7.	Térmico de Operación .....	51

## 1. Importando el CAD

El diseño se crea en Inventor en formato ipt, que no es compatible con Simcenter, por lo que se guarda en formato stp, que permite a Simcenter transformarlo en el archivo a formato prt.



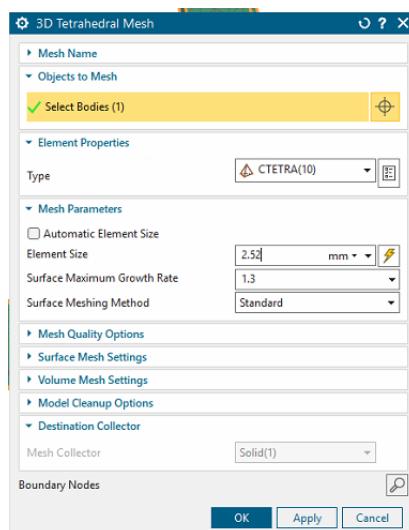
Modelo 3D base\_4.2.prt



Modelo 3D caracasa\_4.2.prt

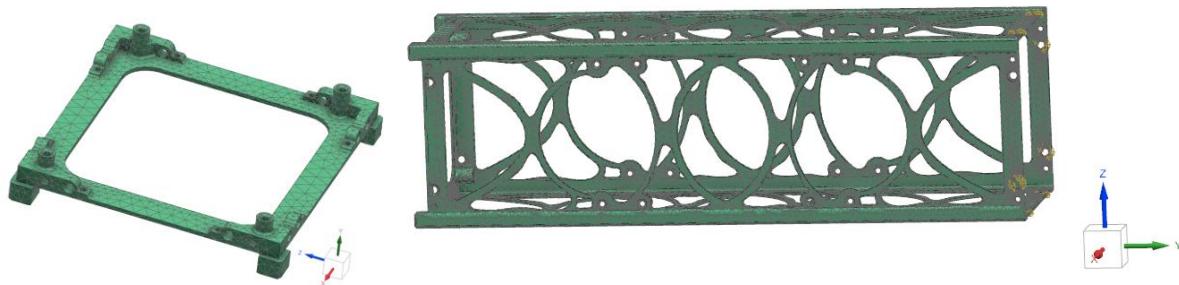
## 2. Mallado

Una vez en Simcenter, se deben establecer las propiedades del material según la tabla de la cuarta sección. Luego, para cada pieza se crea un archivo fem, en el cual se superpone una malla de tetraedros.



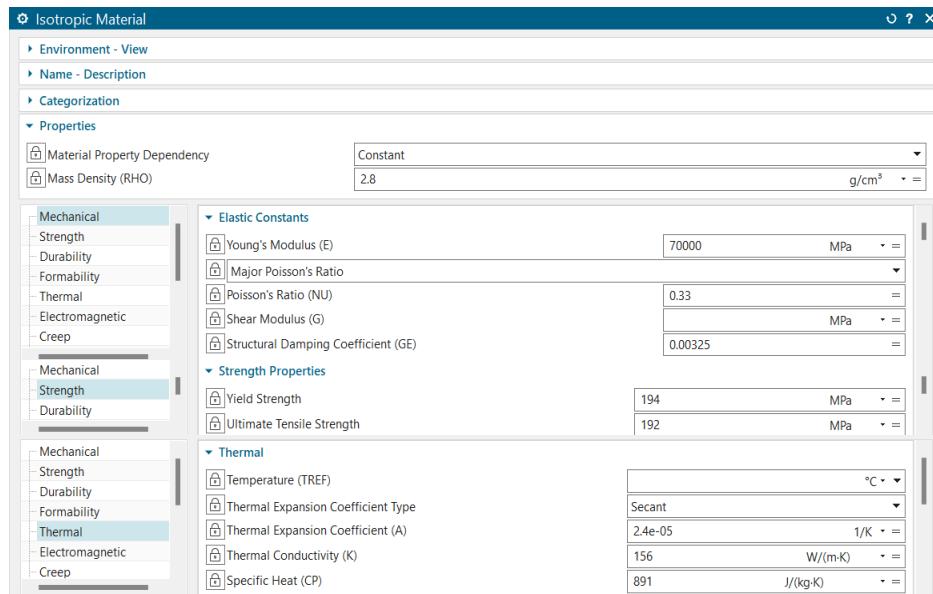
El programa da la opción de elegir automáticamente el tamaño de elementos y sugiere un tamaño para la base de 2.52mm, y para la carcasa de 2.57mm. Sin embargo, para la carcasa no es posible realizar este mallado, por lo que se aumenta el tamaño de malla a 3mm.

Además, ambos mallados contienen una corrección de tamaño de 10% para elementos pequeños, otorgando mayor fineza cerca de los puntos de interfaz.

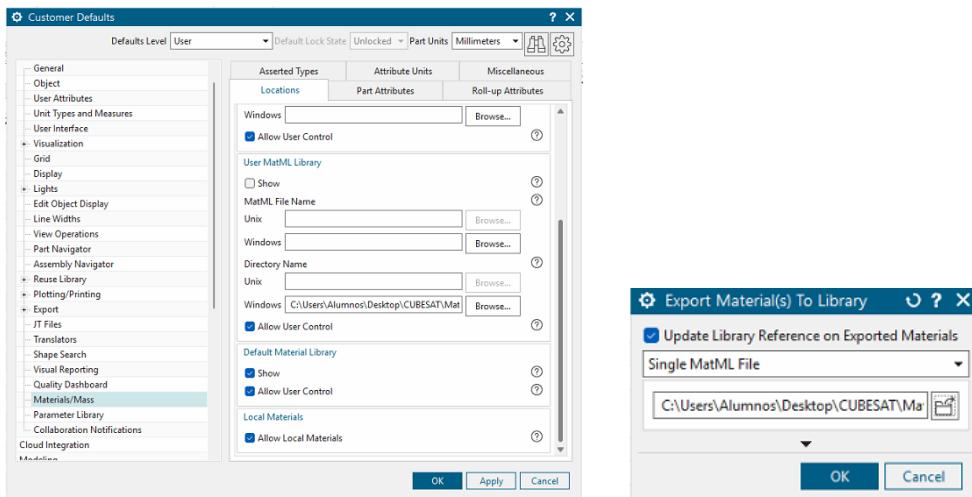


### 3. Material

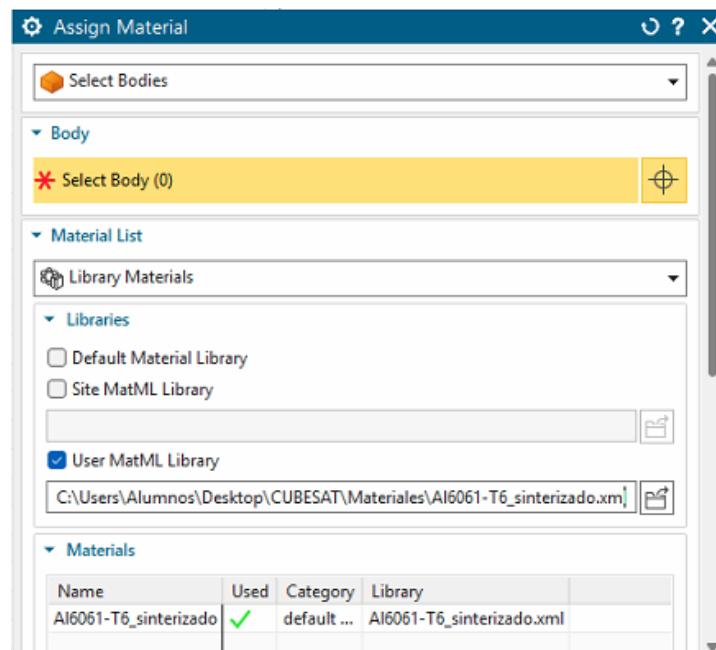
Sobre una pieza .prt del ensamble se define el material Al6061-T6\_sinterizado



El material se exporta a un archivo .xml para poder utilizar el material de forma global



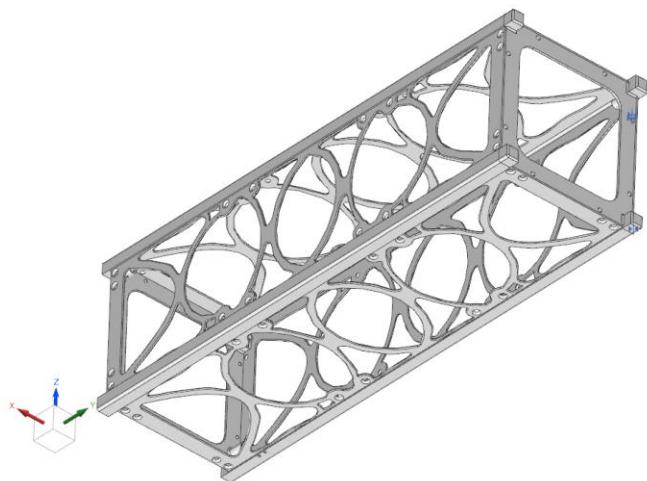
Luego, el material se agrega desde el archivo xml



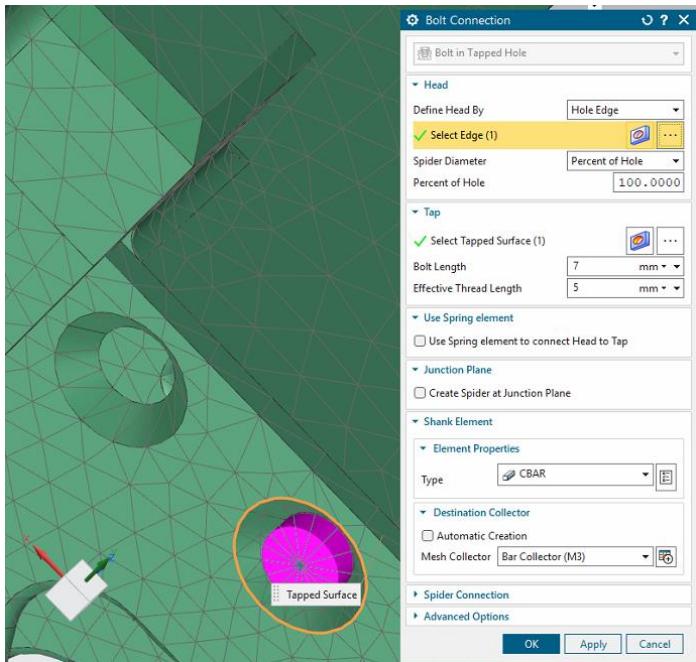
## 4. Ensamble

Se crea un tercer archivo prt para el ensamble. Se importan ambas piezas y se unen mediante tres contactos

1. El agujero del perno
2. Las esquinas en las que se apoya la carcasa sobre la tapa
3. El contacto entre las caras laterales

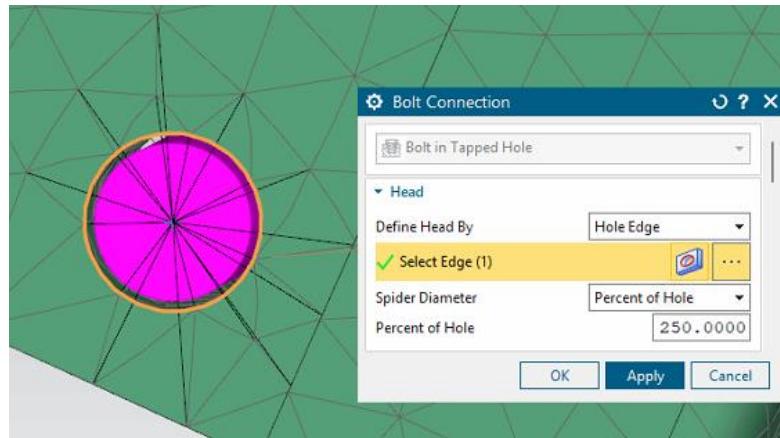


Luego, se crea un archivo de ensamblaje fem, donde se importan los fem individuales y se define la interfaz entre ambos cuerpos. Se identifica el comienzo de la cabeza del perno en el borde externo de la carcasa y el agujero en la tapa, tomando un perno de largo 7mm y con hilado de 5mm para asegurar que se utiliza toda la superficie disponible.



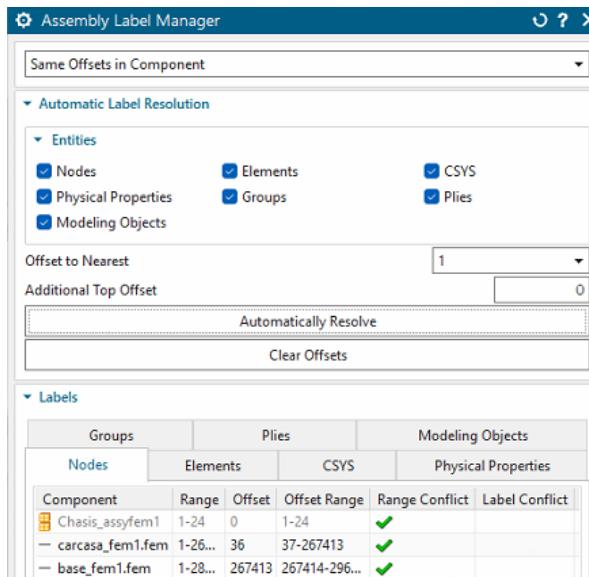
Luego, se crea un recolector de malla personalizado, para esto, primero se define la sección transversal del perno, de radio 1.5mm y de material AISI304 recocido y con masa despreciable.

Adicionalmente, como se asume que los pernos exteriores comienzan en los paneles, se debe aumentar el tamaño de la araña para que el contacto considere la superficie de apoyo del panel, se escoge un factor de aumento de 250%.



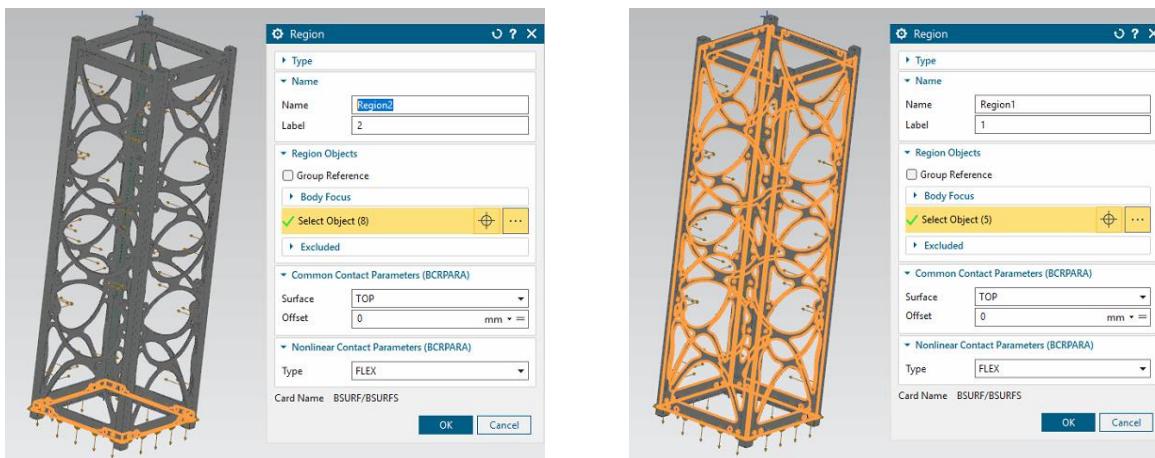
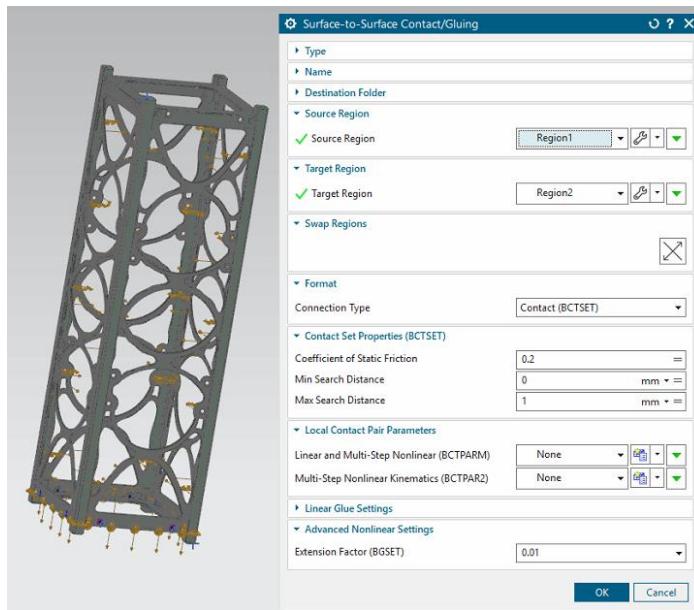
## 5. Resolución de Conflictos

Antes de correr la simulación, se debe resolver los conflictos de etiquetado. En general, la opción Automatically Resolve logra resolver todos los conflictos.



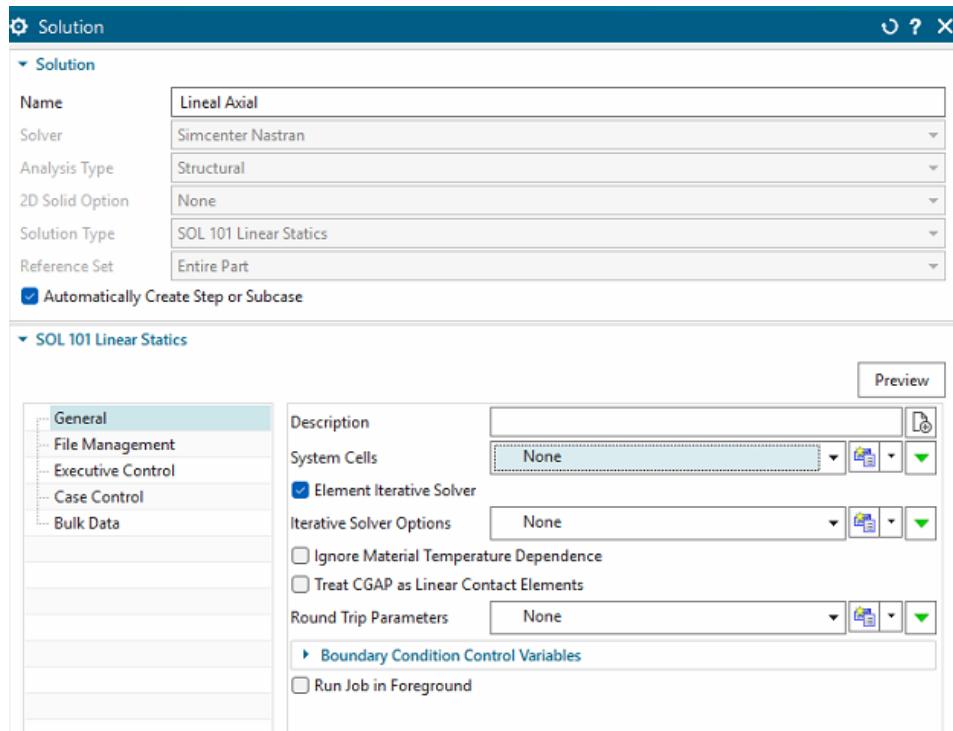
## 6. Fijación del chasis

Para realizar las cargas lineales, se establecen las condiciones de contacto entre las piezas del chasis, aplicando mediante la herramienta, Surface-to-Surface-Glue/Contact, seleccionando la opción “Contact”. Se fija el contacto entre las paredes internas y la cara inferior de la carcasa y las paredes externas y superiores de la tapa. Esto con el objetivo de lograr evitar el movimiento relativo entre las piezas y, así, permitir que el software modele el chasis como un conjunto que interacciona entre sí.



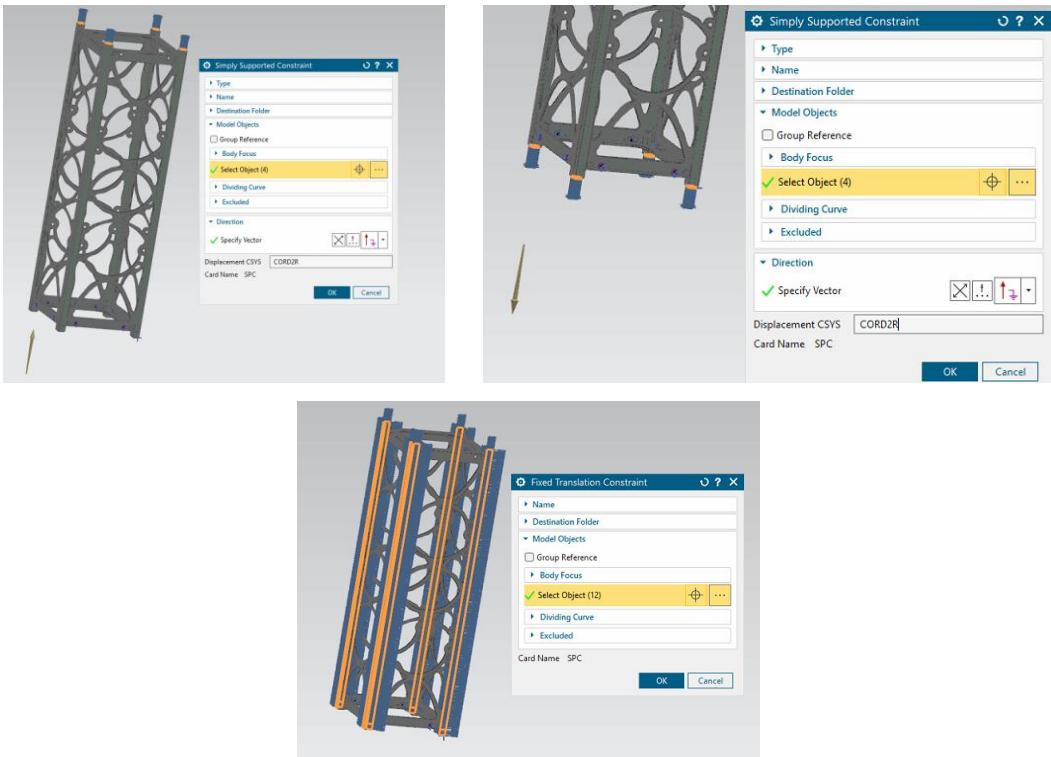
## 7. Simulación Lineal (Sol 101)

La primera solución que se debe construir es la 101 Linear Statistics del solver Simcenter Nastran mediante un análisis estructural. El mismo solver y método de análisis estructural será utilizado siempre. Al configurar la solución, se debe activar la Element Iterative Solver para mejorar la convergencia de la solución.

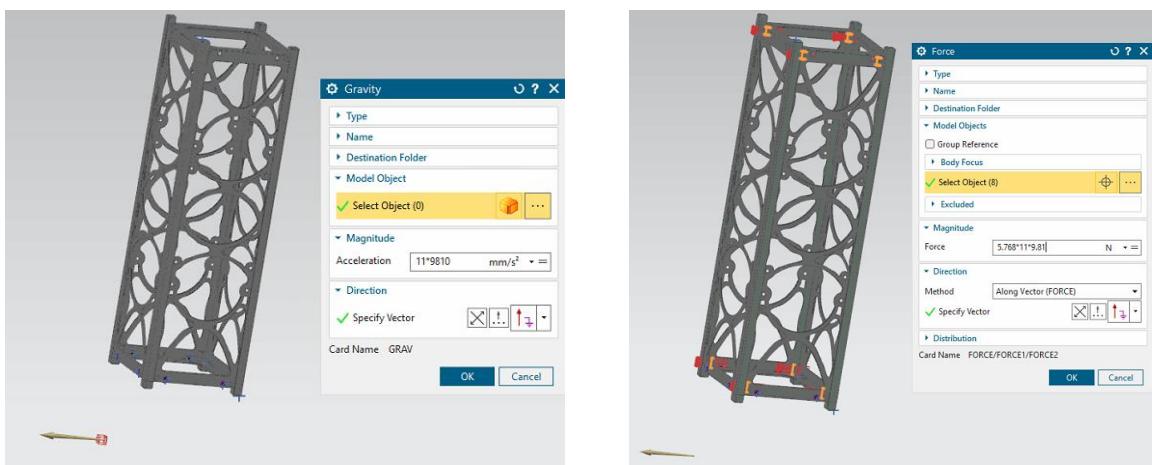


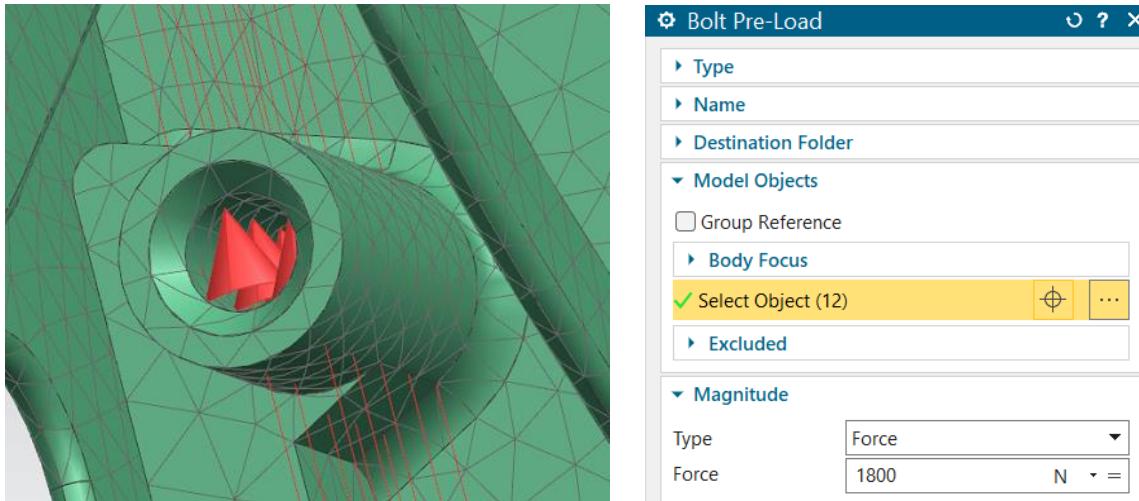
### 7.1. Axial

Se usan restricciones de apoyo simple en las patas superiores e inferiores, y restricciones deslizantes en los rieles, dejando libre uno de los extremos con dos pernos.



Se usan cargas de gravedad de 11g, una fuerza perpendicular a los pines correspondiente a la masa máxima alcanzable por el payload, 5.786kg, en un ambiente de 11g, una precarga de pernos de 1800N. La temperatura de operación está implícitamente incorporada en las propiedades del material.



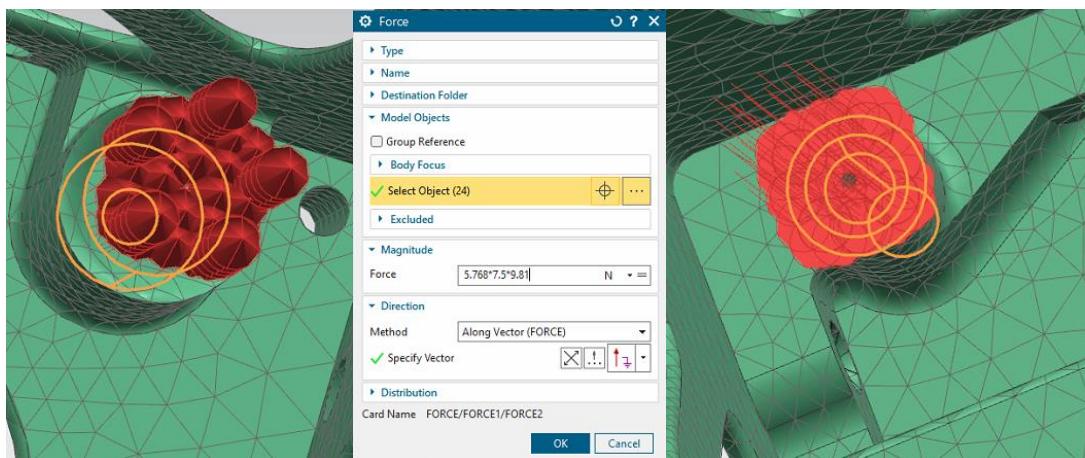


## 7.2. Lateral Principal

La restricción es igual al caso anterior, pero dejando libre uno de los extremos con dos pernos.

## 7.3. Lateral Carcasa

Se asume que el apoyo es en ambos pinos. Sobre el pino superior, el Loctite asegura una superficie de tracción en la parte superior y lateral. Sobre el pino inferior, la carga se distribuye sobre toda la superficie del pino.



## 7.4. Lateral Tapa

Igual que en el caso anterior, pero al revés.

## 7.5. Análisis de Convergencia

Al correr la solución, el programa comienza a compilar el programa, y revisa que no haya problemas de definición. Luego, comienza el programa y revisa parámetros de cálculo y arroja algunas advertencias. El monitor de solución cuenta dos iteraciones de convergencia, una la correspondiente al sistema de ecuaciones y la otra a la restricción que mantiene ambas piezas fijas, siendo esta última la iteración más lenta y con menos número de iteraciones

```
Environment: Simcenter Nastran - Structural
Solution is SOL 101 Linear Statics
-----
Mesh-Based Errors Summary
-----
Total: 0 errors and 0 warnings

Material-Based Errors Summary
-----
Total: 0 errors and 0 warnings

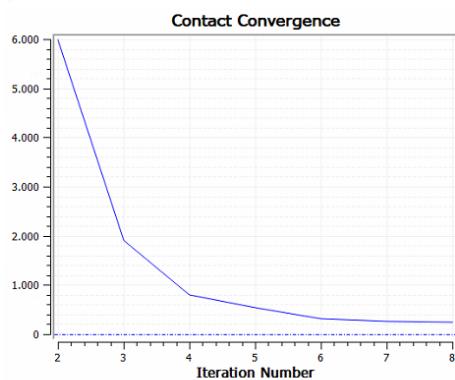
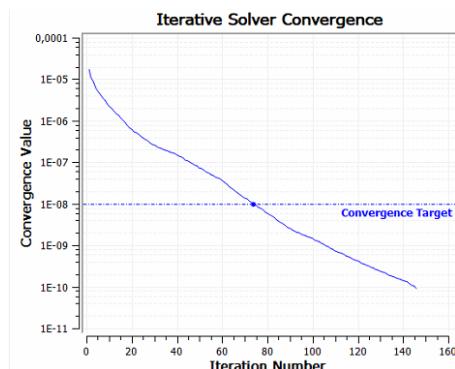
Solution-Based Errors Summary
-----
Total: 0 errors and 0 warnings

Load/BC-Based Errors Summary
-----
Total: 0 errors and 0 warnings

Nastran Model Setup Check completed
```

```
*** USER INFORMATION MESSAGE 7555 (ETETGS)
FINITE ELEMENT GEOMETRY CHECK RESULTS EXCEED TOLERANCE LEVELS FOR THE FOLLOWING
ELEMENTS.
USER ACTION: USE THE GEOMCHECK (EXECUTIVE CONTROL STATEMENT) KEYWORD=VALUE TO CHANGE
TOLERANCE VALUES IF DESIRED.

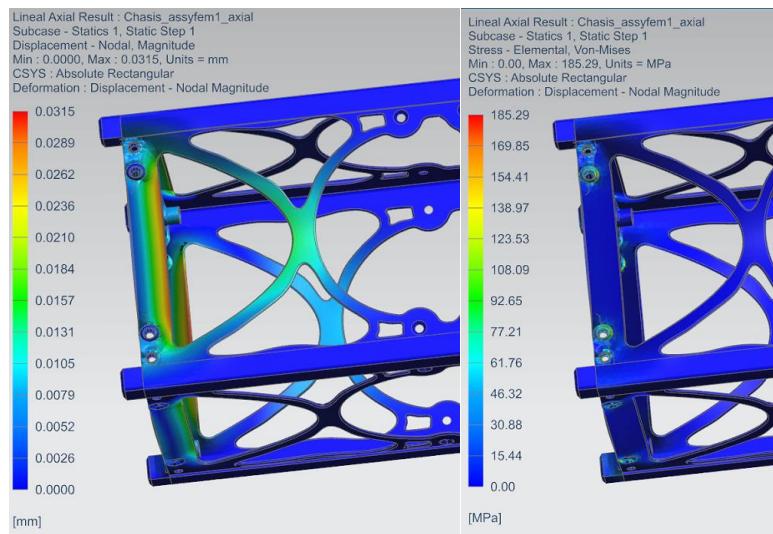
*** USER INFORMATION MESSAGE 7310 (VECPRN)
ORIGIN OF SUPERELEMENT BASIC COORDINATE SYSTEM WILL BE USED AS REFERENCE LOCATION.
RESULTANTS ABOUT ORIGIN OF SUPERELEMENT BASIC COORDINATE SYSTEM IN SUPERELEMENT BASIC
SYSTEM COORDINATES.
```



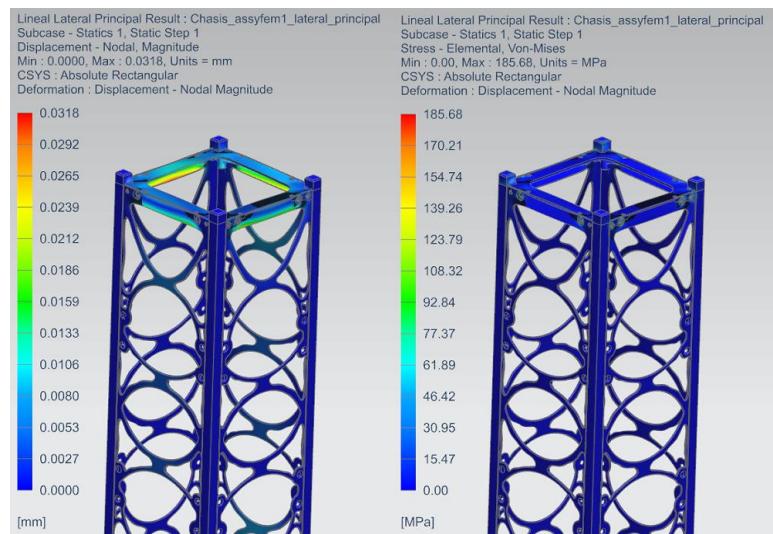
## 7.6. Resultados

Tiempo de simulación aproximado 15 minutos

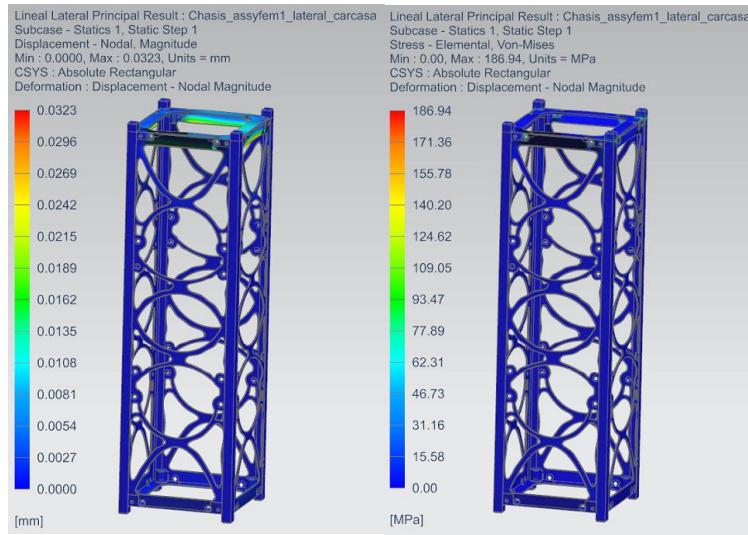
### 7.6.1. Axial



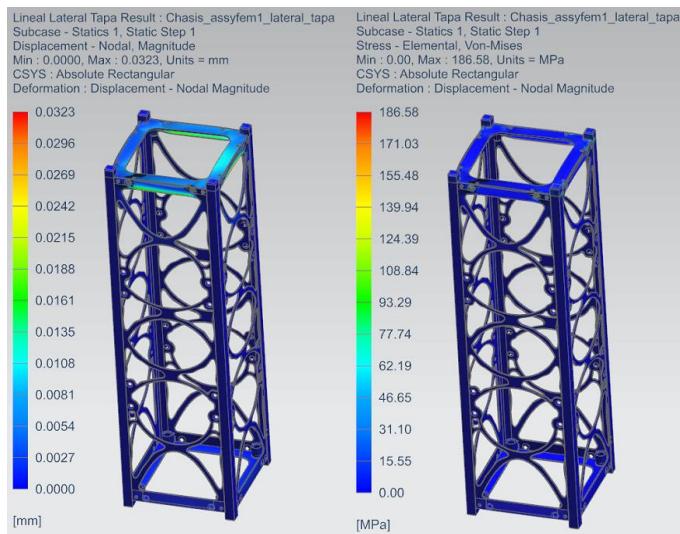
### 7.6.2. Lateral Principal



### 7.6.3. Lateral Carcasa



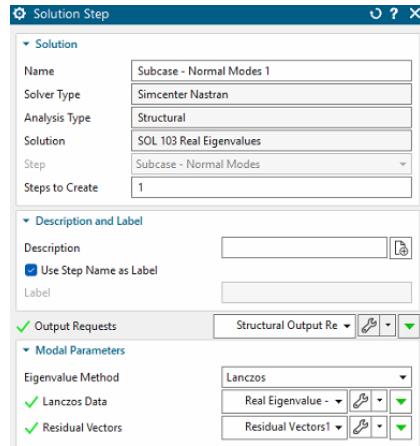
### 7.6.1. Lateral Tapa



## 8. Análisis Modal (Sol 103)

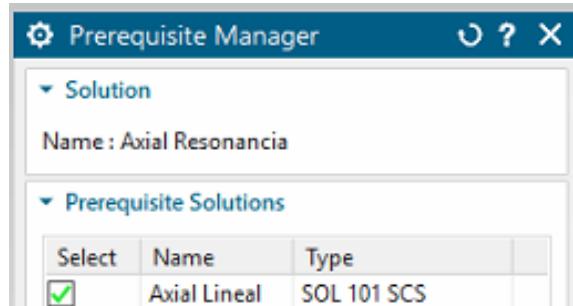
### 8.1. Iteración de Lánczos

La simulación se calcula utilizando el método iterativo de valores propios de Lánczos y se agregan vectores residuales que ayudan a mejorar la fiabilidad de la solución.



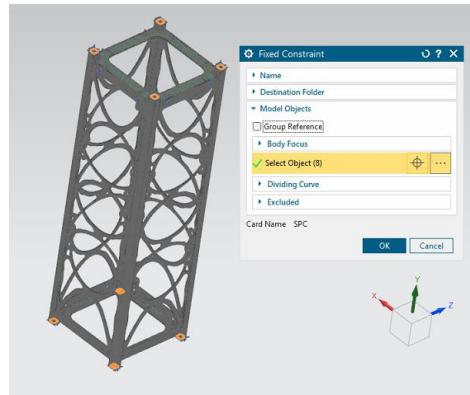
## 8.2. Solución de Prerrequisito

La simulación modal es lineal y no puede calcular la pretensión de los pernos, por lo que se toma la simulación de carga lineal como solución base.



## 8.3. Restricciones

El CubeSat está comprimido por el resorte del deployer, entonces las patas actúan como nodos, por lo que se establece condiciones de fijación en las ocho superficies de apoyo. Esta condición de apoyo es independiente de la orientación de la carga y para todas las simulaciones.



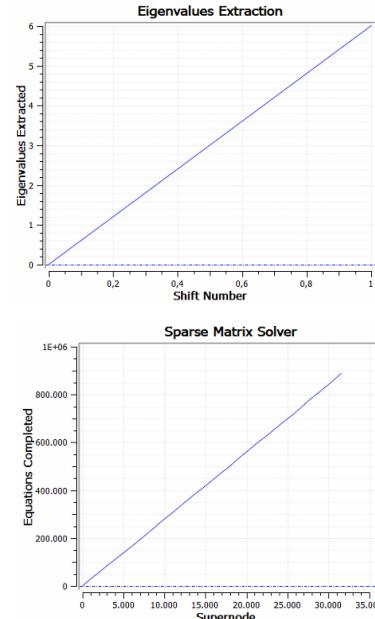
## 8.4. Análisis de Convergencia

Mesh-Based Errors Summary  
-----  
Total: 0 errors and 0 warnings

Material-Based Errors Summary  
-----  
Total: 0 errors and 0 warnings

Solution-Based Errors Summary  
-----  
Total: 0 errors and 0 warnings

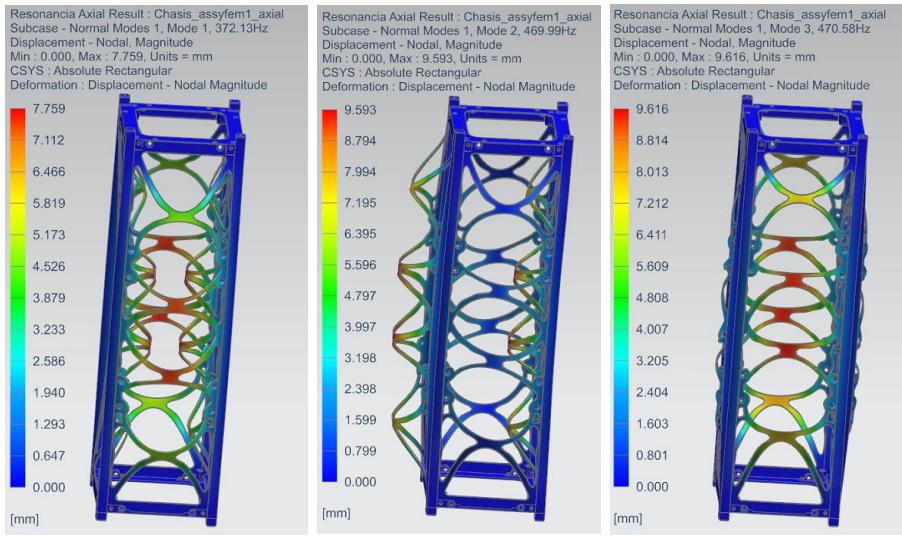
Load/BC-Based Errors Summary  
-----  
Total: 0 errors and 0 warnings



## 8.5. Resultados

Tiempo de simulación aproximado: 1.5 minutos

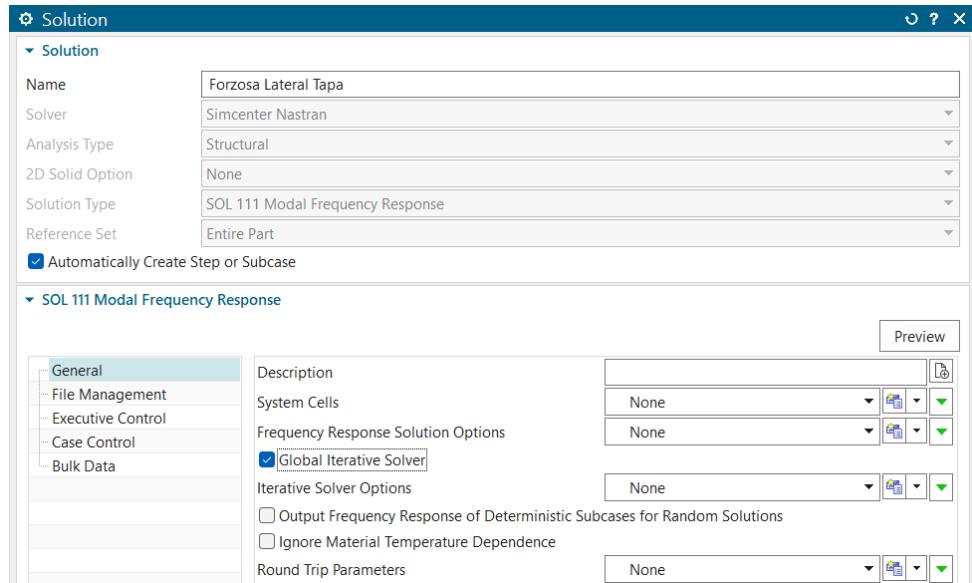
En este caso, independiente de la simulación lineal que se use de prerequisito, la solución será la misma. La solución contiene 16 modos, de los cuales se muestran solo los 3 menores.



## 9. Vibración Forzosa (Sol 111)

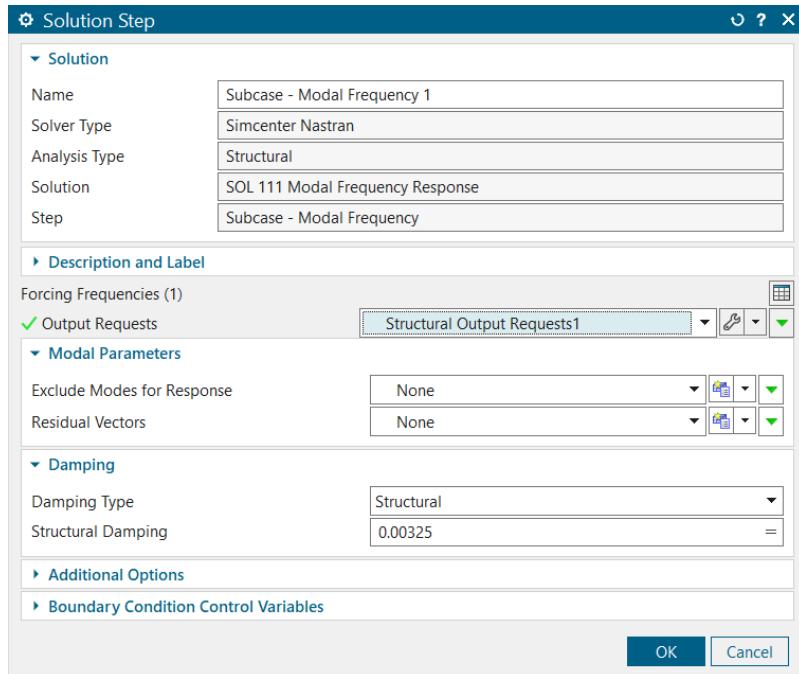
### 9.1. Iteración Global

Para mejorar la convergencia, se agrega un *Global Iterative Solver*.



### 9.2. Frecuencia Forzante y Amortiguación

Al crear el paso de la solución, se deben crear las *Forced Frequencies* y se agrega el *output* estructural. Se pueden agregar vectores residuales para mejorar la precisión, y abajo, se fija la amortiguación estructural.



Luego, se debe agregar un *Forcing Frecuencias*, para establecer un rango de búsqueda para el *solver*. La frecuencia debe ser agregada a la lista para que sean considerando.

The screenshot shows two windows side-by-side. The left window is the 'Modeling Objects Manager' with a 'Create' section for 'Forcing Frequencies' objects. It has fields for 'Name' (Forcing Frequencies2) and 'Label' (5), and a 'Create' button. Below it is a 'Selection' table with one row: 'Forcing Frequencies 4' under 'Name', '4' under 'Label', 'Forcing Frequencies' under 'Type', and 'Forcing Frequencies1' under 'Source'. The right window is a detailed view of a 'Forcing Frequencies' object, showing its properties. It includes a 'Modeling Object' section with 'Name' (Forcing Frequencies1) and 'Label' (4). Under 'Properties', there's a 'Frequency List' section with settings: 'Frequency List Form' (Linear Sweep (FREQ1)), 'Number of Steps' (120), 'First Frequency' (5 Hz), 'Step Value' (5 Hz), and 'Number of Steps' (120).

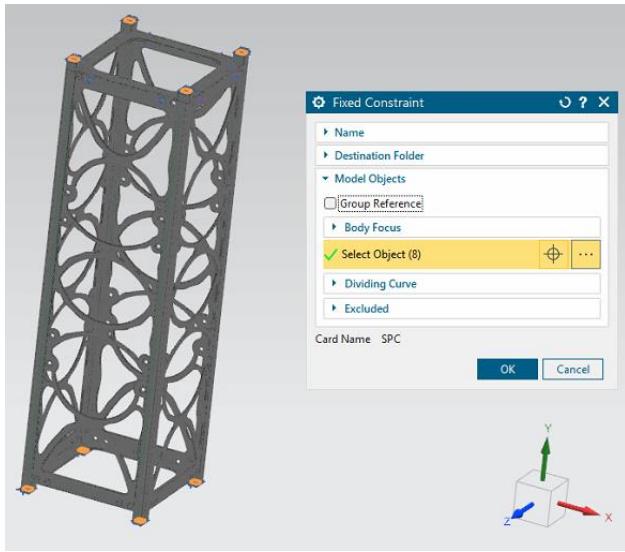
### 9.3. Solución de Prerrequisito

The screenshot shows the 'Prerequisite Manager' dialog box. It has a 'Solution' section with 'Name : Forzosa Lateral Tapa'. Below it is a 'Prerequisite Solutions' table:

Select	Name	Type
<input type="checkbox"/>	Lineal Later...	SOL 101 SCS
<input checked="" type="checkbox"/>	Resonancia ...	SOL 103*

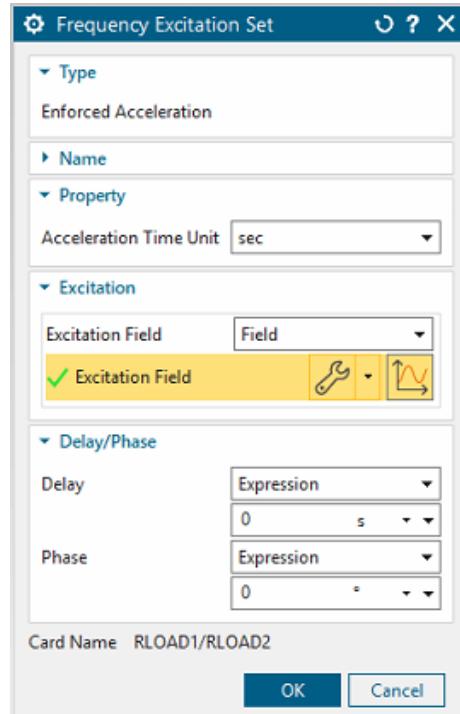
### 9.1. Restricciones

El CubeSat está comprimido por el resorte del deployer, entonces las patas actúan como nodos, por lo que se establece condiciones de fijación en las ocho superficies de apoyo. Esta condición de apoyo es independiente de la orientación de la carga y para todas las simulaciones.



## 9.2. Añadiendo la Vibración Forzosa

Se establece un *Frequency Excitation Set*, donde se selecciona un constructor de tabla, cada tabla viene dada por la orientación del CubeSat en el cohete.



	Row ID	frequency (Hz)	dimensionless (Real) *
1	1	5	= 0.5*9.81
2	2	20	= 0.8*9.81
3	3	30	9.81
4	4	35	= 0.8*9.81
5	5	55	= 0.6*9.81
6	6	75	= 0.6*9.81
7	7	85	= 0.9*9.81
8	8	100	= 0.9*9.81

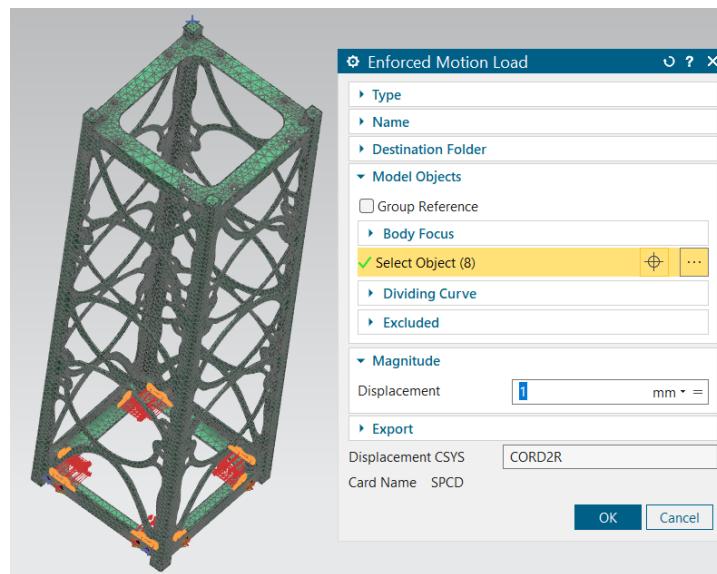
  

	Row ID	frequency (Hz)	dimensionless (Real) *
1	1	5	= 0.5*9.81
2	2	25	9.81
3	3	85	= 0.5*9.81
4	4	100	9.81

Axial

Lateral

Luego, se establece un *Enforced Motion Load* normal a las superficies elegidas. Se elige un desplazamiento unitario, pues la amplitud del esfuerzo ya se encuentra fijada por la tapa



### 9.3. Análisis de Convergencia

Solution is SOL 111 Modal Frequency Response

-----  
Mesh-Based Errors Summary

Total: 0 errors and 0 warnings

Material-Based Errors Summary

Total: 0 errors and 0 warnings

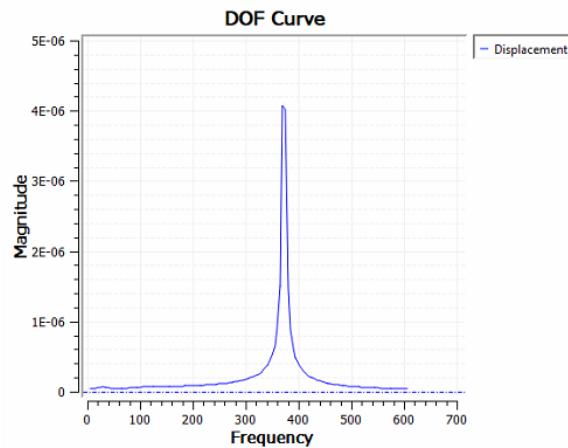
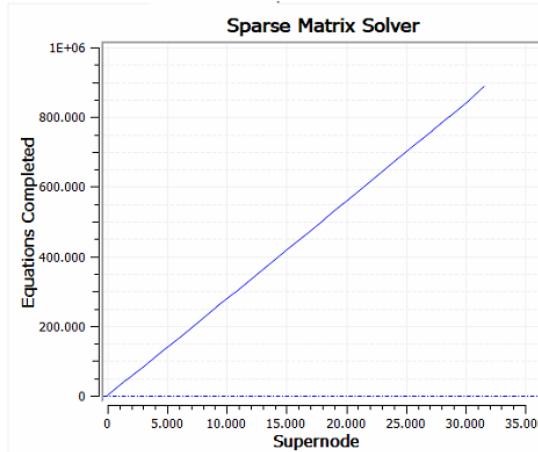
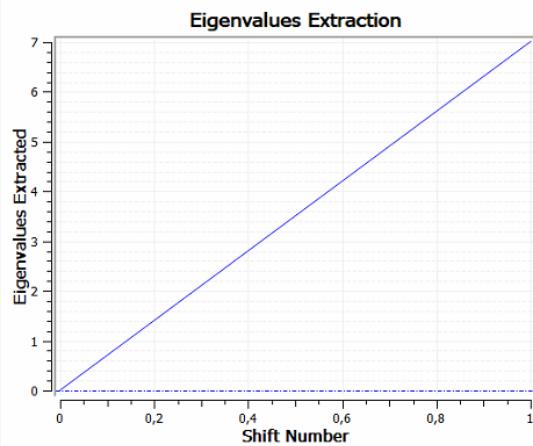
Solution-Based Errors Summary

Total: 0 errors and 0 warnings

Load/BC-Based Errors Summary

Total: 0 errors and 0 warnings

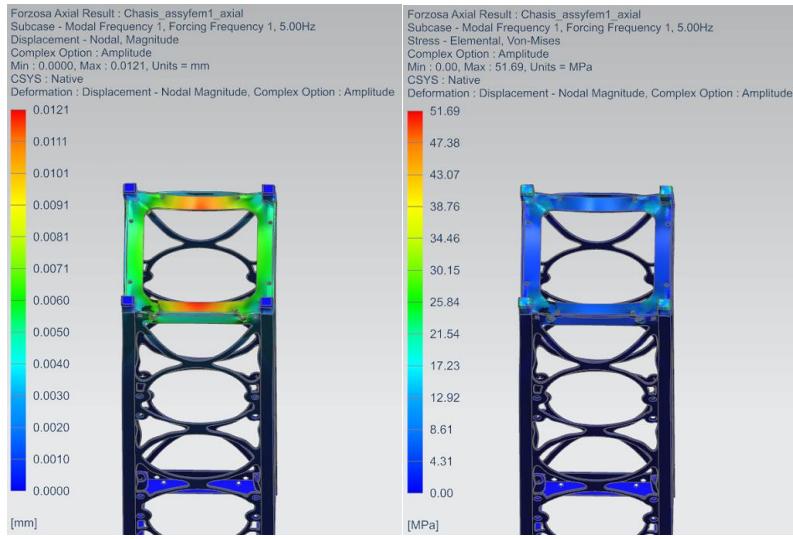
Nastran Model Setup Check completed



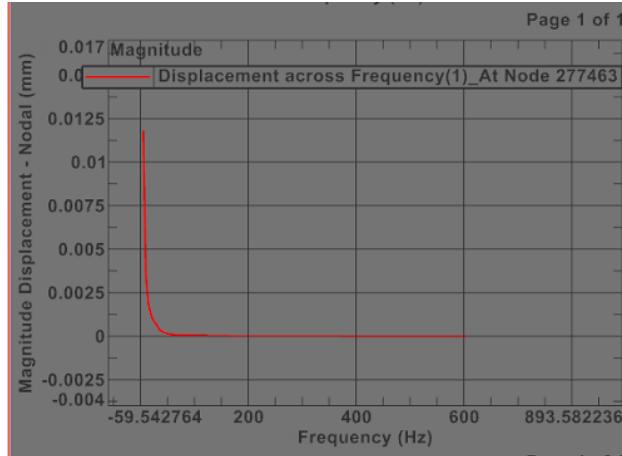
## 9.4. Resultados

Tiempo de simulación aproximado: 15 minutos

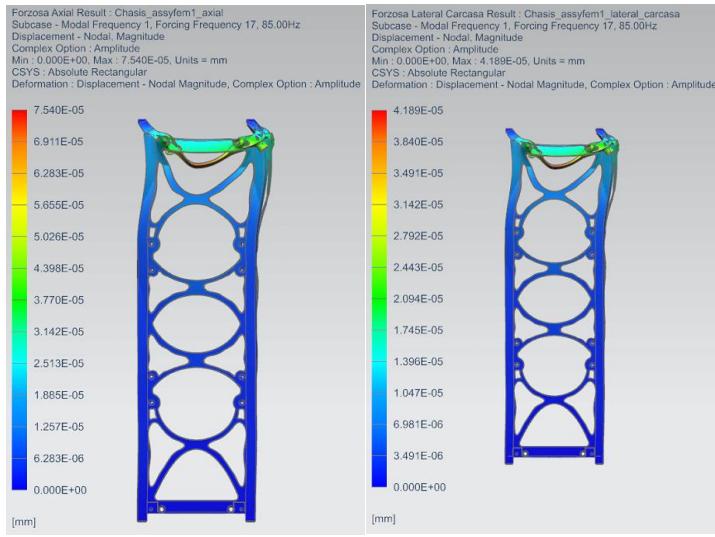
En este caso, existe una distinción entre el caso axial, sin embargo, la frecuencia crítica es la de 5Hz, donde el cohete tiene la misma intensidad de vibración en ambos ejes



En particular, se puede tomar un punto de la zona crítica y evaluar el desplazamiento a medida que aumenta la frecuencia. De este modo, el punto de máximo desplazamiento está en la frecuencia más baja. Para verificar esto, se revisa la homogeneidad entre los distintos modos de deformación y se eligen dos puntos de prueba.

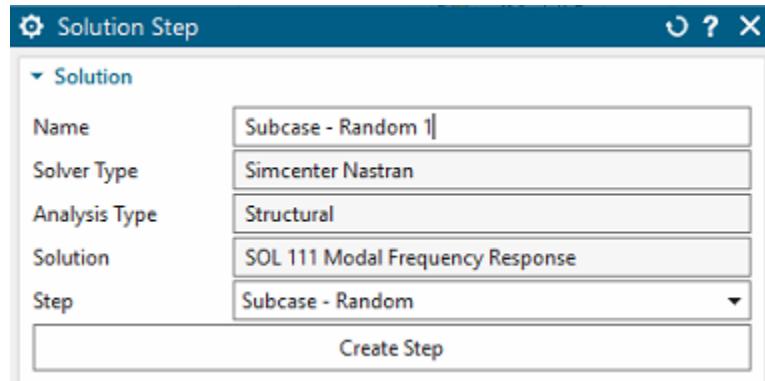


Para los casos donde el ambiente sinusoidal del cohete difiere, se encuentra una leve diferencia entre el caso axial y lateral, por ejemplo, en los 85Hz, el caso lateral tiene una frecuencia forzante de 0.5g, mientras el caso axial tiene una frecuencia forzante de 0.9g, lo que provoca una mayor deformación

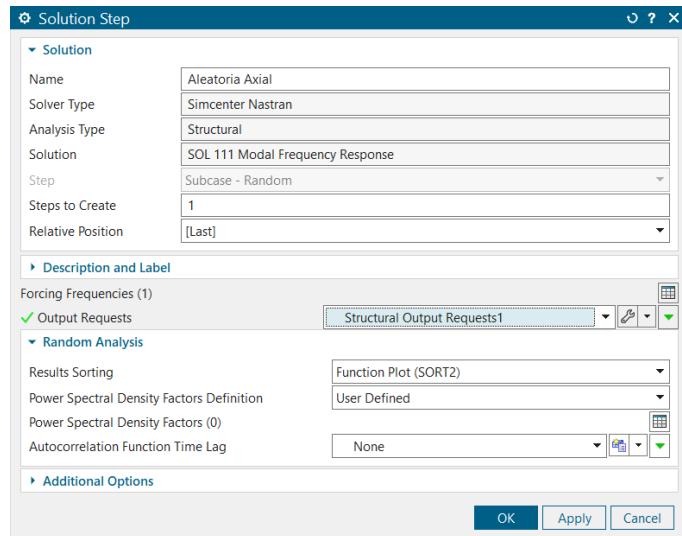


## 10. Vibración Aleatoria (Sol 111, Subcase - Random)

La vibración aleatoria se crea como un subcaso del tipo Random de la vibración forzosa, para esto, es necesario activar la célula de random frequency RANFRF(524) con un valor de 1.



Al igual que antes, se deben añadir las frecuencias forzantes, en esta caso, el rango de interés oscila entre los 20Hz y los 2000Hz y se toman pasos de 20Hz. Adicionalmente, se debe agregar los *Power Spectral Density Factors*



The left window shows the 'Modeling Objects Manager' interface with a 'Create' dialog for a 'Forcing Frequencies' object. The right window shows the 'Forcing Frequencies' object properties dialog.

**Create Dialog (Left):**

Type	Forcing Frequencies
Name	Forcing Frequencies3
Label	6

**Properties Dialog (Right):**

Name	Forcing Frequencies2
Label	5

**Frequency List Properties:**

- Frequency List Form: Linear Sweep (FREQ1)
- Linear Sweep Defined by:
  - Number of Steps: 20 Hz
  - Step Value: 20 Hz
  - Number of Steps: 100

Luego, se crea la Densidad Espectral de Potencia con la tabla de factores entregada por SpaceX. En este caso, la tabla es idéntica para todos los ejes.

The left window shows the 'Modeling Objects Manager' interface with a 'Create' dialog for a 'Power Spectral Density Factors' object. The right window shows the 'Power Spectral Density Factors' object properties dialog.

**Create Dialog (Left):**

Type	Power Spectral Density Factors
Name	Power Spectral Density Factors2
Label	10

**Properties Dialog (Right):**

Name	Power Spectral Density
Label	9

**Power Spectral Density Properties:**

- Description: RANDPS
- Spectral Density Type: Power Spectral Density
- Subcase: 1
- Power Spectral Density Definition: Scale Factor and Scal

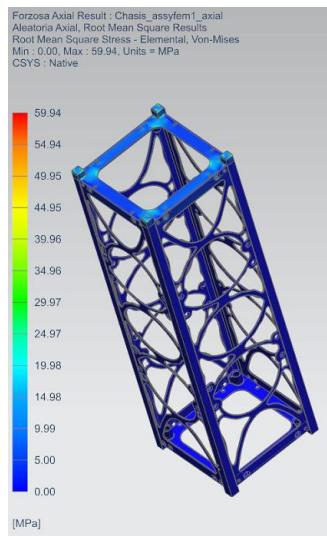
**Power Spectral Density Data Table:**

Row ID	frequency (Hz)	PSD Factor (1/Hz) *
1	20	= 0.0044*9.81^2
2	100	= 0.0044*9.81^2
3	300	= 0.01*9.81^2
4	700	= 0.01*9.81^2
5	800	= 0.03*9.81^2
6	925	= 0.03*9.81^2
7	2000	= 0.00644*9.81^2

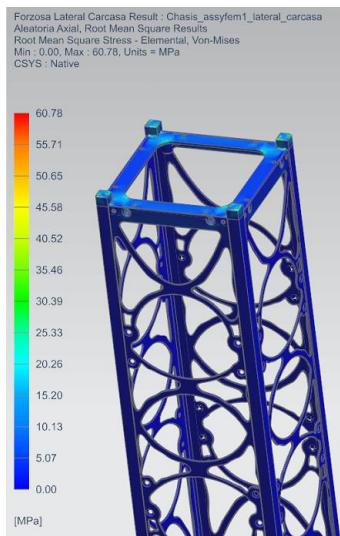
## 10.1. Resultados

A continuación, se muestran la presión según el error cuadrático medio para cada eje. Las respuestas son levemente distintas pues las frecuencias forzadas si cambian entre un eje y otro.

### 10.1.1. Axial



### 10.1.2. Lateral



## 11. Simulación Ciclo térmico de Operación

Para validar la integridad del chasis ante las variaciones térmicas orbitales, se realizó un análisis estático lineal. Este estudio aprovecha el modelo numérico ya consolidado para evaluar el comportamiento del material bajo los cambios de temperatura operativa.

### Modelo de Elementos Finitos (FEM)

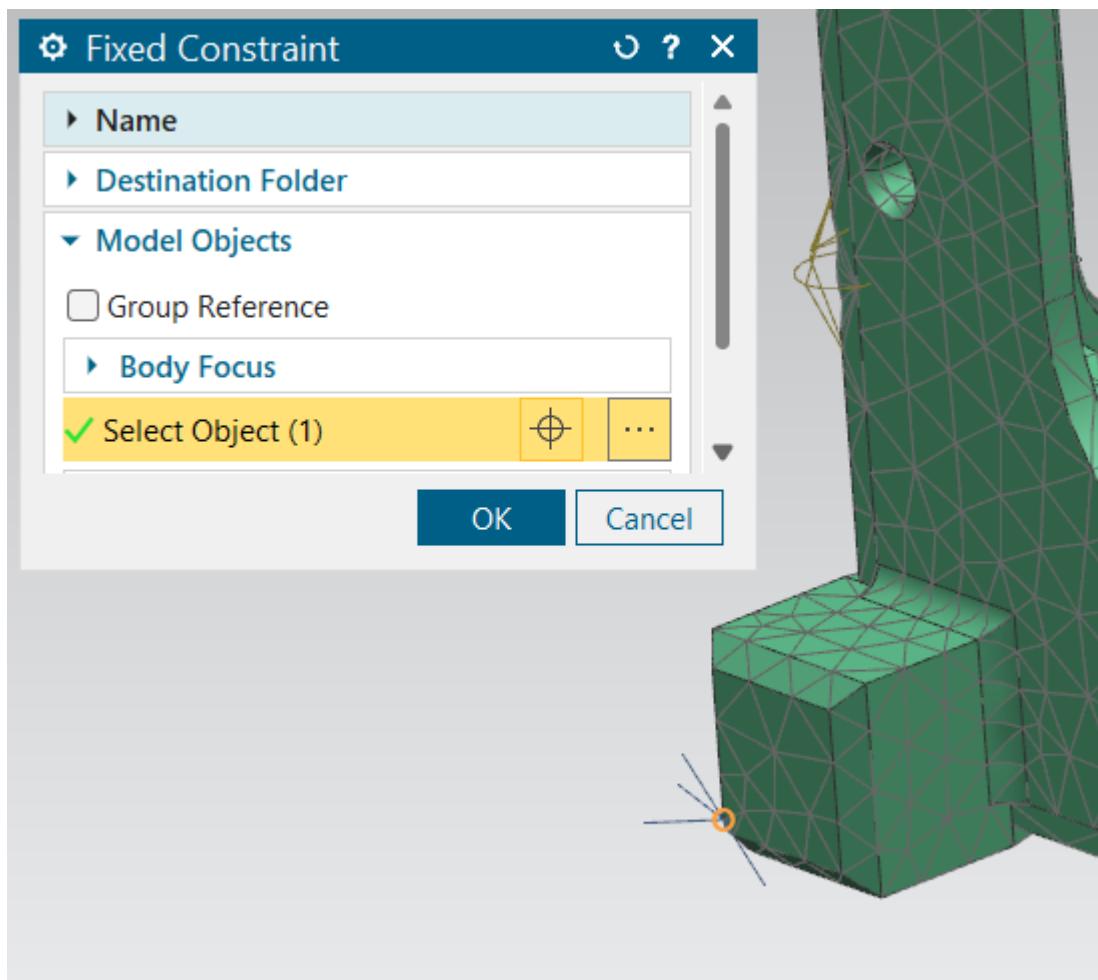
Se utilizó la discretización y configuración de pre-procesamiento descrita en la sección anterior. Se mantuvieron intactas las propiedades del material, la calidad de la malla y las condiciones de acoplamiento (*Mesh Mating/Gluing*) entre los componentes y el hardware, asegurando la continuidad estructural sin necesidad de re-mallado.

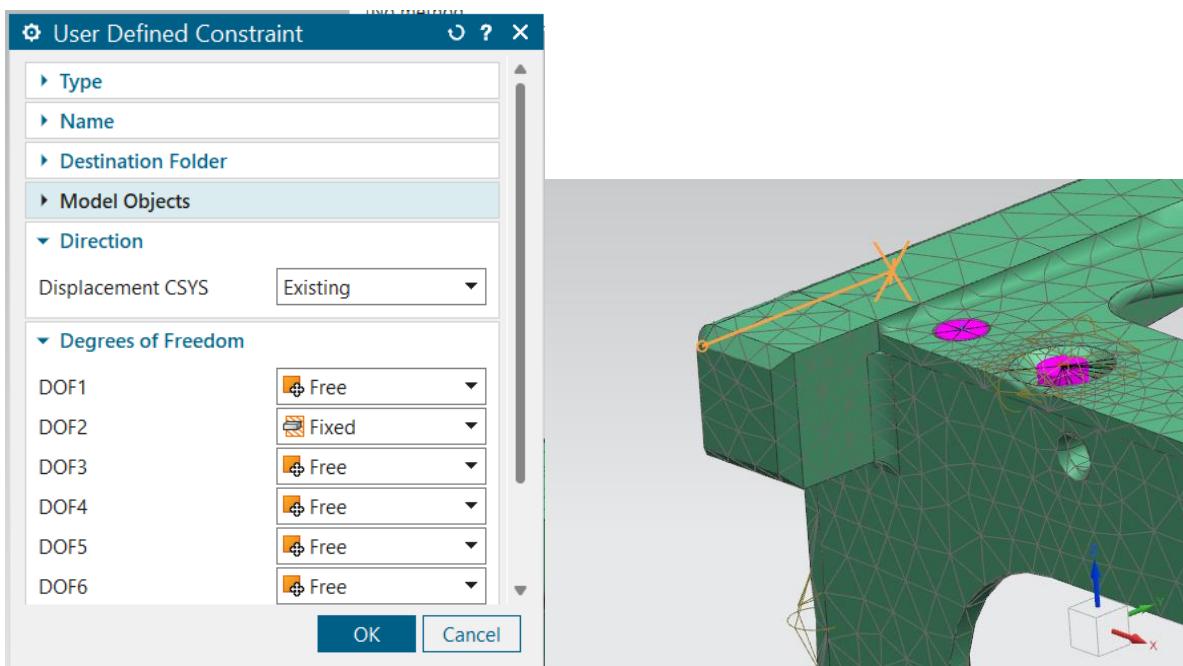
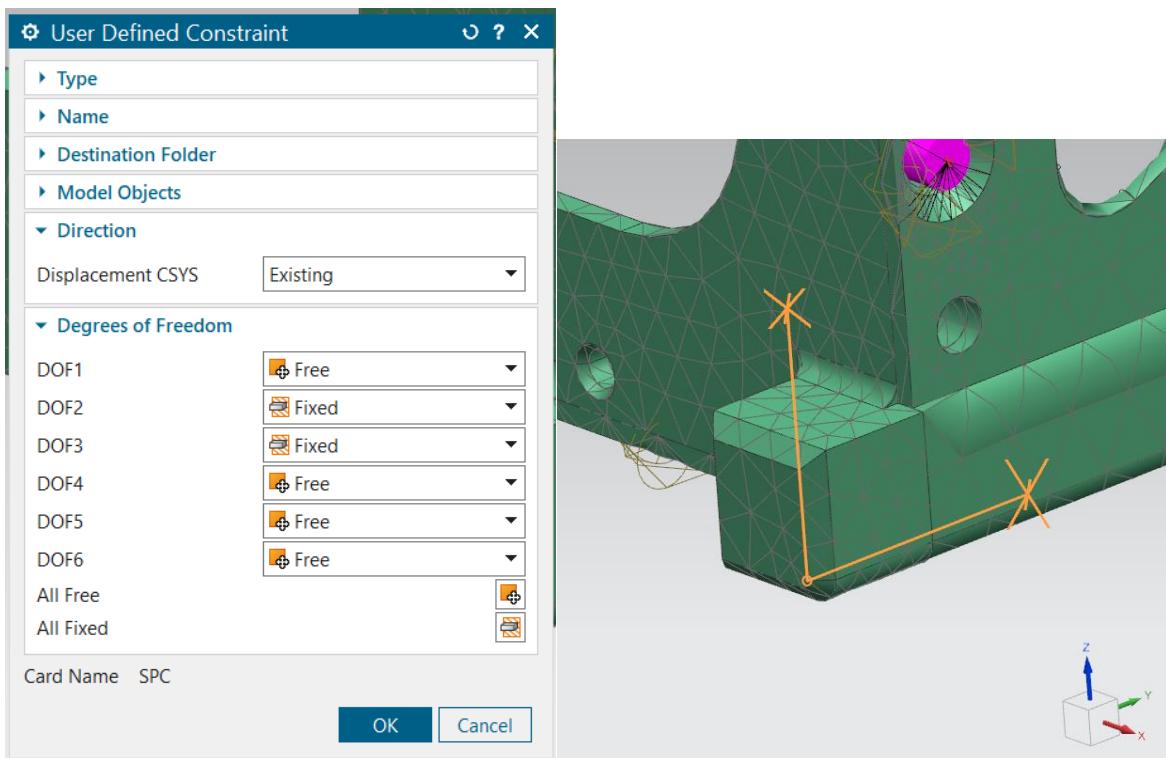
#### 11.1. Condiciones de Borde (Isostáticas)

Para permitir la expansión y contracción térmica natural del material sin inducir tensiones artificiales debido a las restricciones que se incorporen, se aplicó un esquema de sujeción isostática (método 3-2-1) en los vértices de montaje:

- **Vértice 1 (Fijo):** Restricción total de traslación (X, Y, Z).
- **Vértice 2 (Guía):** Restricción en dos ejes para permitir deslizamiento lineal.
- **Vértice 3 (Plano):** Restricción en un eje normal al plano para estabilizar la orientación.

Para establecer estas condiciones utilizaremos “Fixed Constraint” en el vértice fijo y “User Defined Constraint” estableciendo los vectores en dos vértices. Los pasos son los siguientes:





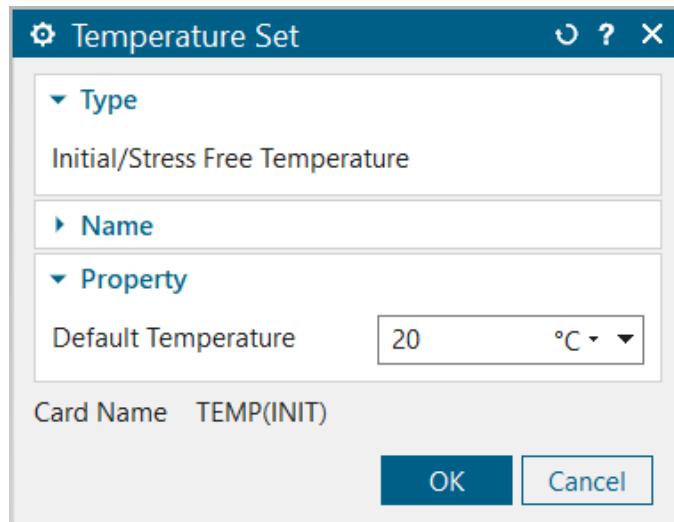
## 11.2. Definición de Cargas Térmicas (Thermal Loads)

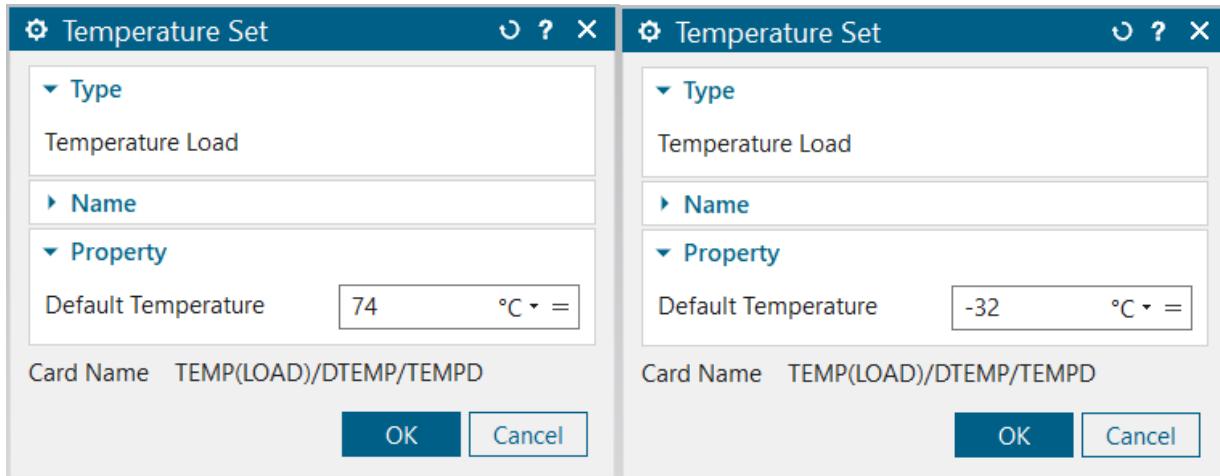
La simulación se dividió en dos casos de carga independientes para cubrir el rango operativo completo. Para ambos escenarios, se estableció una **Temperatura Inicial (Stress-Free Temperature) de 20°C**, punto en el cual el ensamblaje se considera libre de tensiones residuales.

Se aplicaron las siguientes temperaturas de carga (*Load Temperatures*) para generar el diferencial térmico determinado en la sección de cálculos para esta órbita:

1. **Caso Frío (Cold Case):** Se impuso una temperatura uniforme de **-32°C** simulando el paso por eclipse.
2. **Caso Caliente (Hot Case):** Se impuso una temperatura uniforme de **+74°C**, simulando la exposición directa al sol.

Para esto en “Load” seleccionamos “New Load Set” desde ahí definimos la temperatura inicial y las de cada caso de la siguiente manera:





### 11.3. Análisis de Convergencia

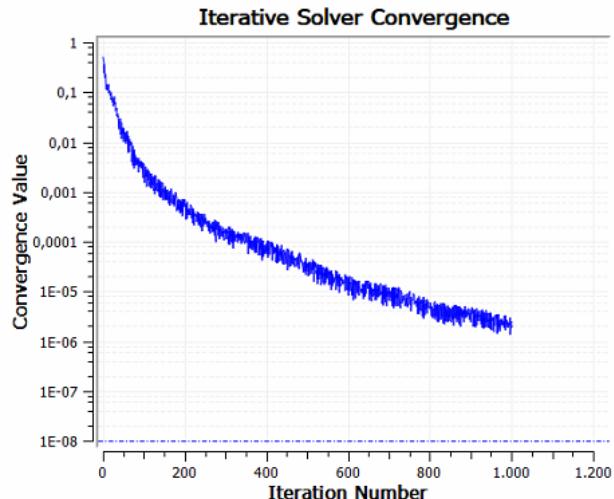
Solution is SOL 101 Linear Statics

```
-----
Mesh-Based Errors Summary
-----
Total: 0 errors and 0 warnings

Material-Based Errors Summary
-----
Total: 0 errors and 0 warnings

Solution-Based Errors Summary
-----
WARNING
No loads defined in step "Subcase - Statics 1".
Total: 0 errors and 1 warning

Load/BC-Based Errors Summary
-----
Total: 0 errors and 0 warnings
```



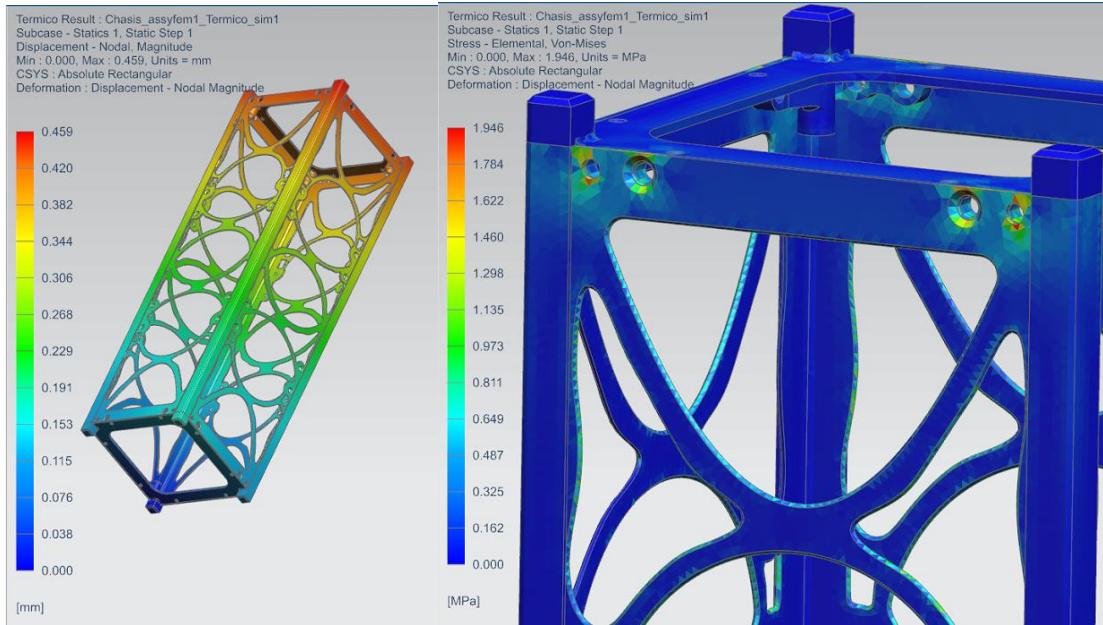
### 11.4. Resultados Obtenidos

Se ejecutó la solución lineal estática para ambos casos, obteniendo los campos de:

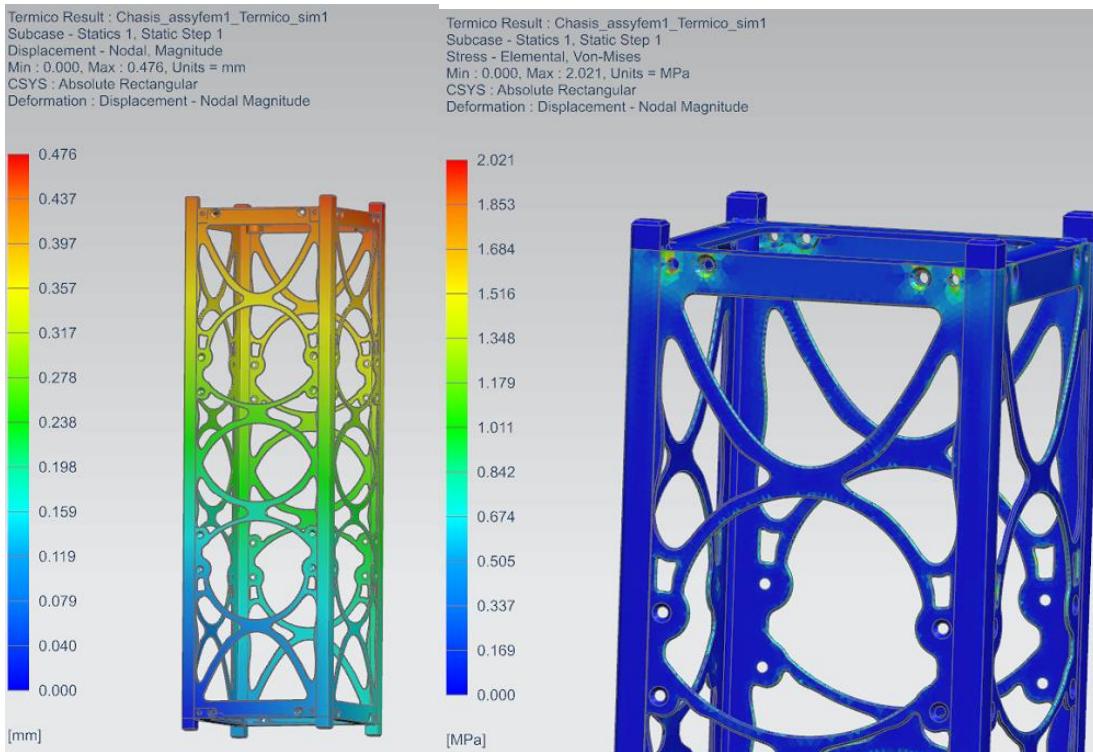
- **Desplazamiento Total:** Evaluación de la magnitud de contracción (caso frío) y expansión (caso caliente) para observar las tolerancias dimensionales.

- **Tensiones de Von Mises:** Verificación de que los esfuerzos térmicos inducidos, especialmente en las interfaces de unión, se mantienen por debajo del límite elástico.

#### *Escenario Frio: Desde 20°C a los -32°C*



#### *Escenario Caliente: 20°C hasta 74°C*



### **11.4.1. Resultados del Análisis de Esfuerzos Térmicos**

Se realizó una simulación estática lineal (SOL 101) para evaluar la integridad estructural y la estabilidad dimensional del CubeSat bajo las cargas térmicas operativas extremas. El análisis consideró dos casos de carga críticos partiendo de una temperatura ambiente de referencia  $T = 20^{\circ}\text{C}$

- 1. Caso Frío (Cold Case):** Descenso hasta **-32 °C.**
- 2. Caso Caliente (Hot Case):** Aumento hasta **74 °C.**

A continuación, se detallan los resultados obtenidos en términos de desplazamientos y tensiones de Von Mises.

#### **1. Análisis de Desplazamientos y Estabilidad Dimensional**

Tomando como referencia la base del satélite (condición de restricción fija), se evaluó la deformación máxima experimentada por la estructura debido a los efectos de dilatación y contracción térmica lineal del material.

- **Contracción Térmica (Caso Frío):** Al someter la estructura a  $-32^{\circ}\text{C}$ , se registró un desplazamiento máximo de **0,459 mm**. Este comportamiento corresponde a una **compresión** general de la estructura hacia su centro geométrico y hacia la base restringida.
- **Dilatación Térmica (Caso Caliente):** Bajo la condición de  $74^{\circ}\text{C}$ , el material experimentó una **expansión** volumétrica, resultando en un desplazamiento máximo de **0,476 mm**.

La similitud en la magnitud de ambos desplazamientos 0,018 mm es consistente con los deltas de temperatura aplicados  $dT = 52^{\circ}\text{C}$  para el frío y  $dT = 54^{\circ}\text{C}$ .

#### **2. Análisis de Esfuerzos (Criterio de Von Mises)**

La evaluación de esfuerzos se realizó utilizando el criterio de tensión de Von Mises para determinar los puntos críticos de fluencia.

- **Magnitudes Máximas:** Se obtuvieron valores pico de tensión muy similares en ambos escenarios:
  - Caso Frío (-32 °C): **1,946 MPa.**
  - Caso Caliente (74 °C): **2,021 MPa.**
- **Distribución de Esfuerzos:** Se observa que la mayor parte del cuerpo del chasis (vigas y caras principales) se mantiene en un estado de **baja tensión**, muy por debajo de los límites elásticos del material.
- **Concentradores de Tensión:** Las alzas de esfuerzo (puntos rojos en la termografía de estrés) se localizan puntualmente en las **interfaces de unión atornillada**. Esto es esperable debido a la restricción local de la expansión térmica en las zonas de contacto entre componentes ensamblados.

#### **11.4.2. Conclusión preliminar:**

Los esfuerzos máximos observados (< 29 MPa) son significativamente bajos en comparación con el límite de fluencia de nuestro material X. La estructura es capaz de acomodar las deformaciones por expansión y compresión sin riesgo de falla plástica

### **11.5. Análisis de Fatiga Térmica**

Del análisis térmico se obtiene un esfuerzo máximo de 2.021 y 1.946 MPa.

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} = 0.0375 \text{ MPa}$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} = 1.9835 \text{ MPa}$$

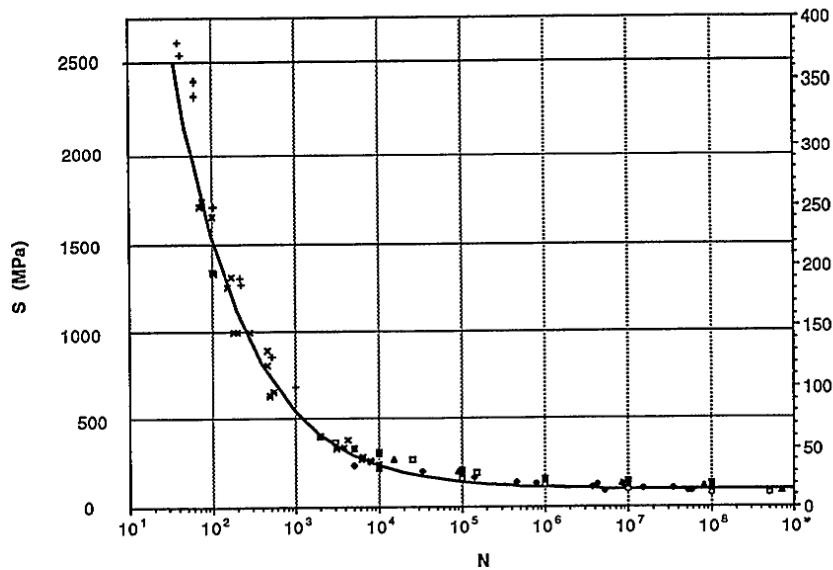


Fig. 1 Fit to fully reversed 6061-T6 fatigue data.

<https://www.osti.gov/servlets/purl/10157028>

Por criterio de Goodman se tiene:

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_f} + \frac{\sigma_m}{\sigma_u} = 1$$

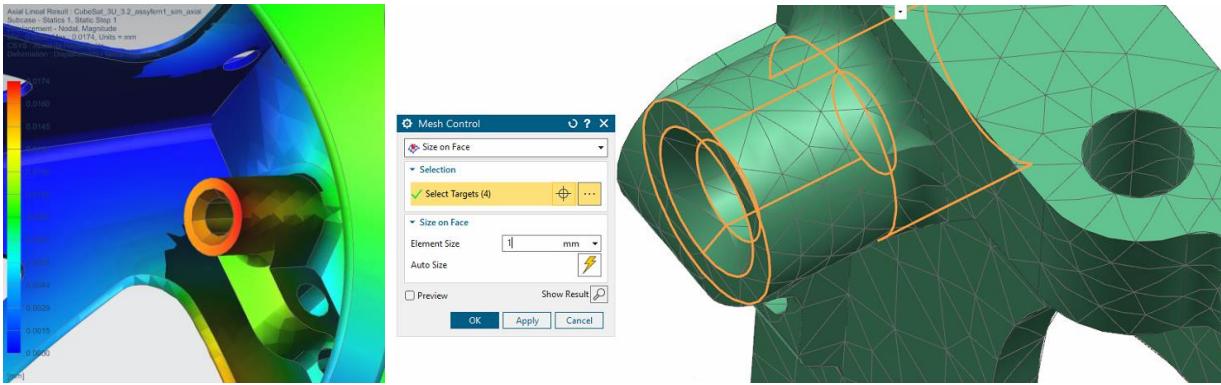
Con esto se obtiene que el esfuerzo de fatiga es 0.037 MPa. Del grafico se obtiene que el satélite está sobre los  $10^9$  con esto se determina que tiene una vida infinita.

El cálculo anterior permite estimar que la vida útil asociada a los ciclos térmicos en el ambiente espacial es aproximadamente infinita. En consecuencia, la fatiga térmica del material no constituye un factor limitante para la misión. Por lo tanto, se concluye que el satélite podrá operar durante su vida útil objetivo de aproximadamente 5 años, tras la cual reingresará a la atmósfera terrestre y se desintegrará.

## 12. Cambios al Diseño por Iteraciones

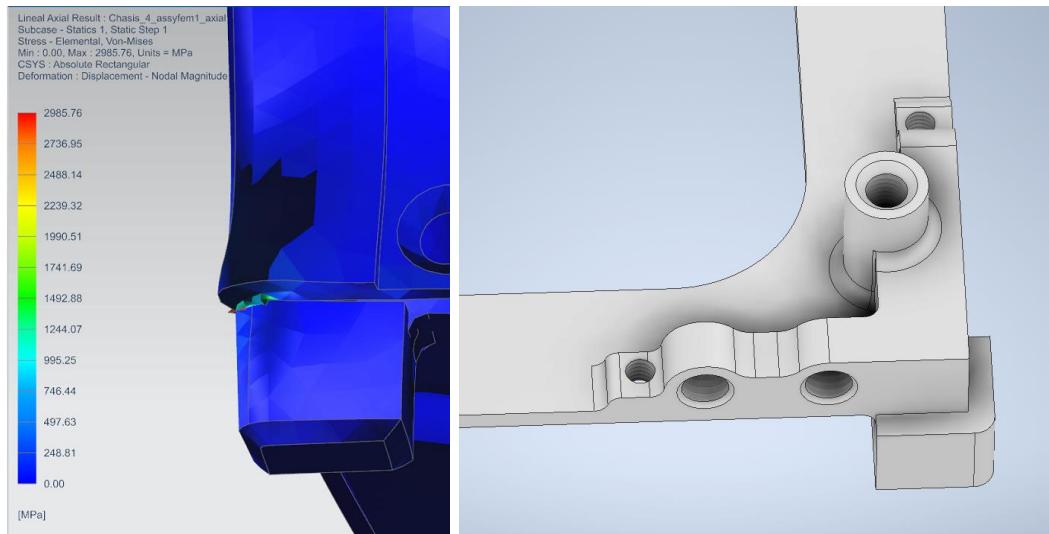
### 12.1. Resistencia de Pines (v2.2)

La simulación axial lineal mostró que los pines se deformaban de forma notoria, perdiendo la dirección



## 12.2. Soporte de la tapa (v4.0)

La simulación axial lineal mostró que, al ajustar las propiedades del material, la estructura concentraba tensiones en la interfaz cuando el payload hace palanca sobre los pinos.



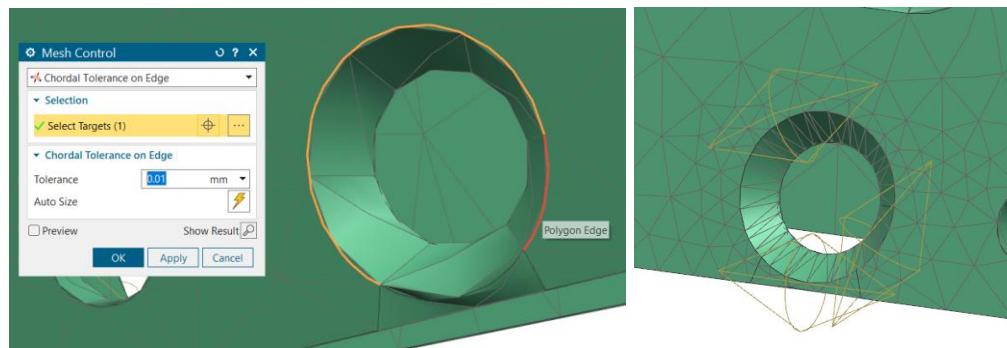
## 13. Student Version

### 13.1. Mallado

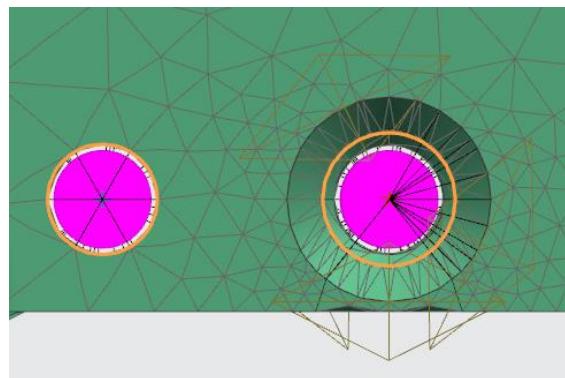
Carcasa: 7.55 mm

Base: 5 mm

La versión de estudiante cuenta con una limitación a la cantidad de elementos que se pueden utilizar, por lo que se deben hacer ciertos reparos al mallado. La resolución reducida no permite a Simcenter detectar el avellanado, por lo que se debe hacer un refinamiento local de la malla sobre estos puntos para cada uno de los pernos.



De todos modos, el *bolt* queda mal definido, pues no cumple con la tolerancia para que Simcenter combine ambas superficies. La definición del borde se toma en el punto intermedio para el avellanado y en el extremo para el perno exterior.



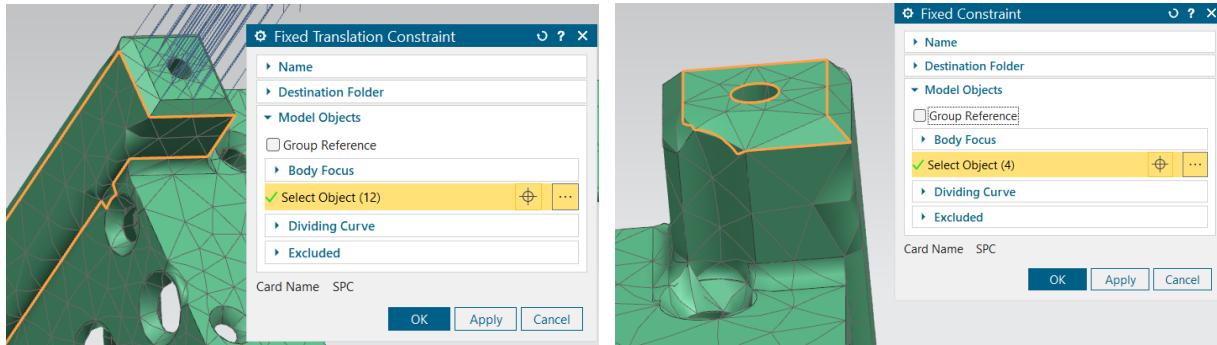
**WARNING**

Load "Bolt Pre-Load(1)" is applied to geometry that is partially meshed or not meshed at all.

This may be due to the presence of a tiny edge in the geometry.

Total: 0 errors and 1 warning

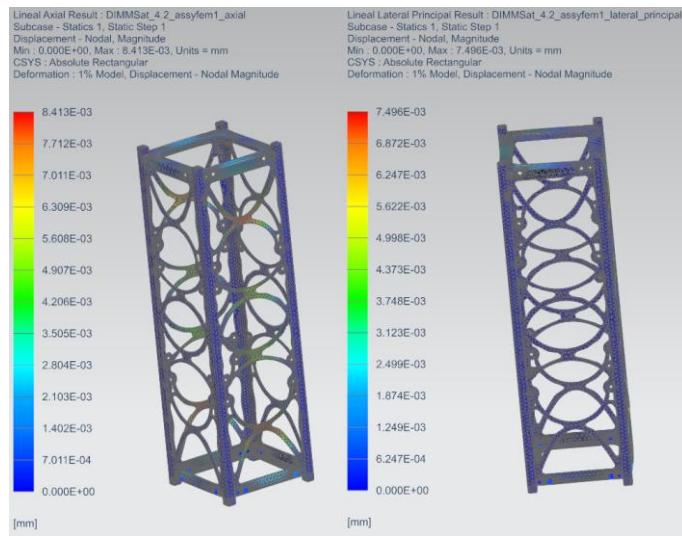
Además, algunas aristas quedan mal definidas, por lo que la restricción deslizante restringe más de lo requerido. Lo mismo ocurre con la restricción de las patas, donde la cara inferior puede estar deformada



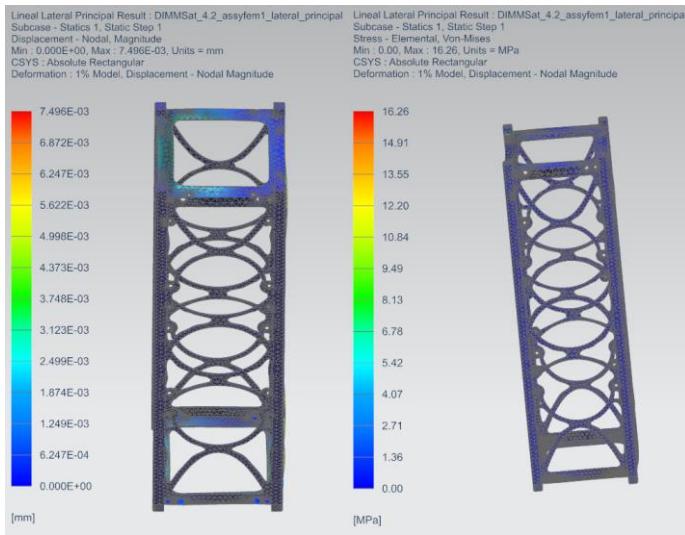
## 13.2. Simulación Lineal (Sol 101)

Para las siguientes simulaciones se entregan ilustraciones gráficas a escala de las deformaciones y los esfuerzos de cada escenario

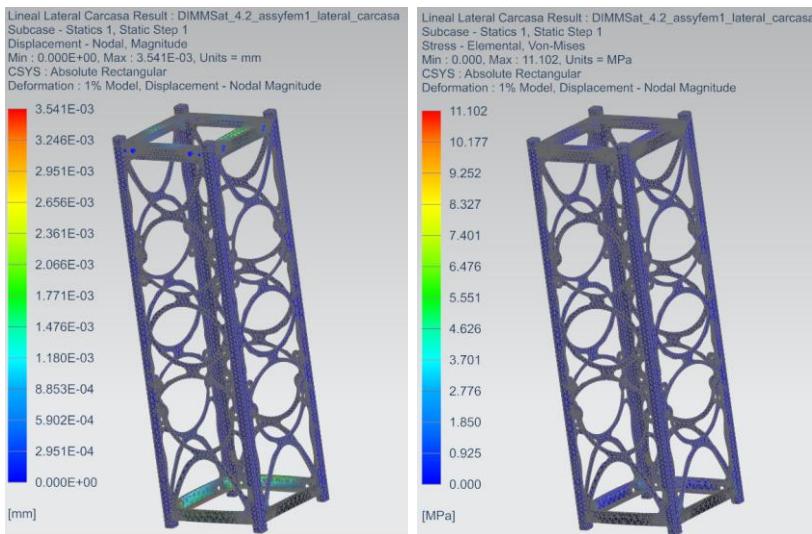
### 13.2.1. Axial



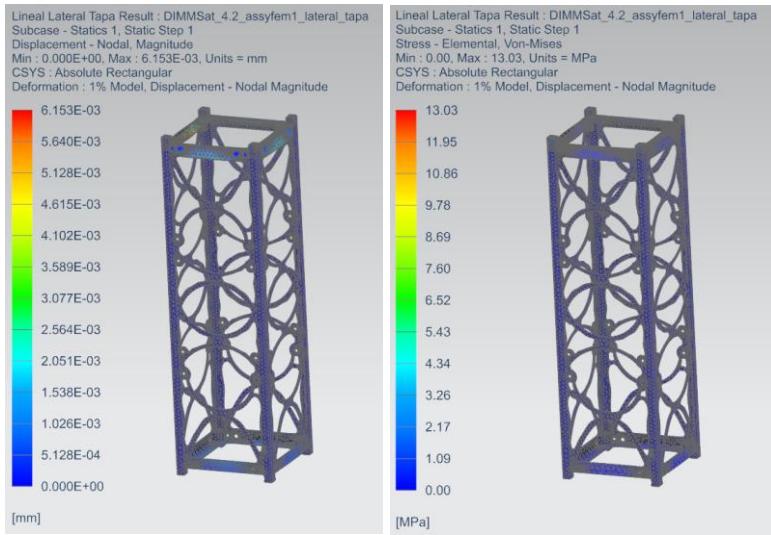
### 13.2.2. Lateral Principal



### 13.2.3. Lateral Carcasa



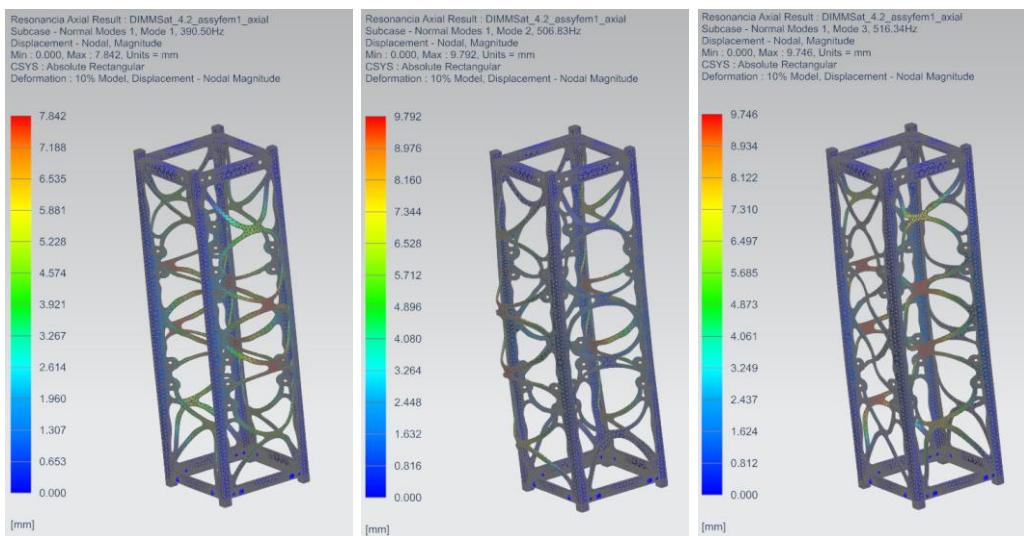
### 13.2.4. Lateral Tapa



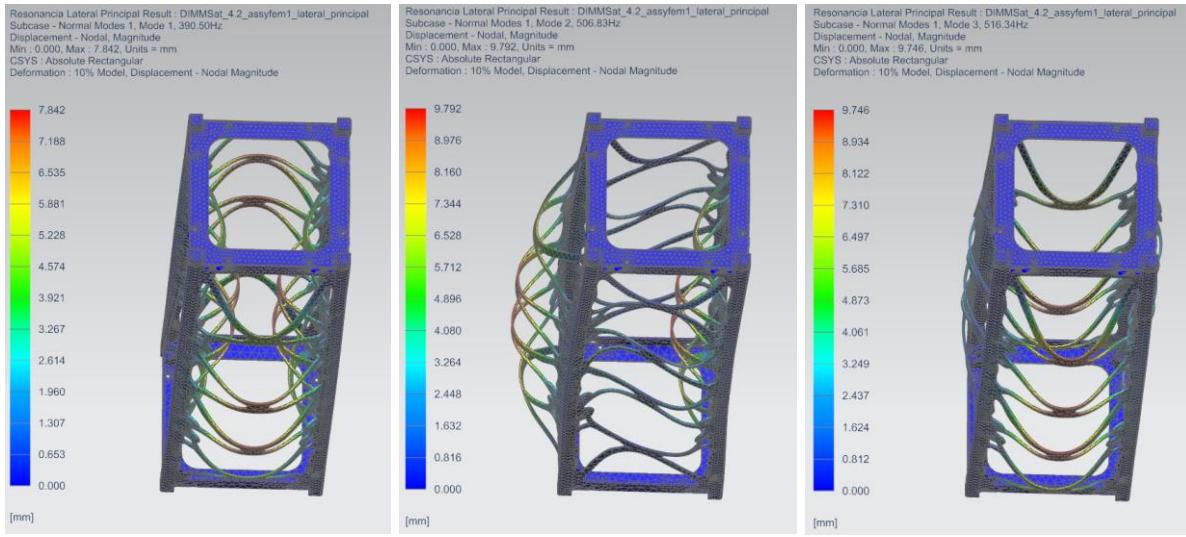
### 13.3. Simulación de Resonancia (Sol 103)

Para las siguientes simulaciones se entregan los primeros tres modos con deformación exagerada 10 veces.

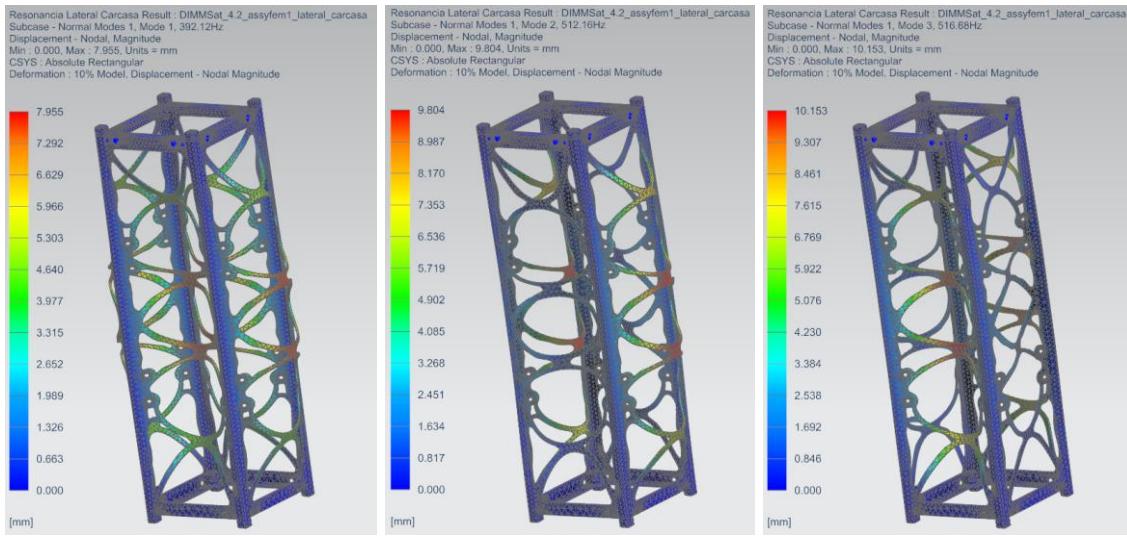
#### 13.3.1. Axial



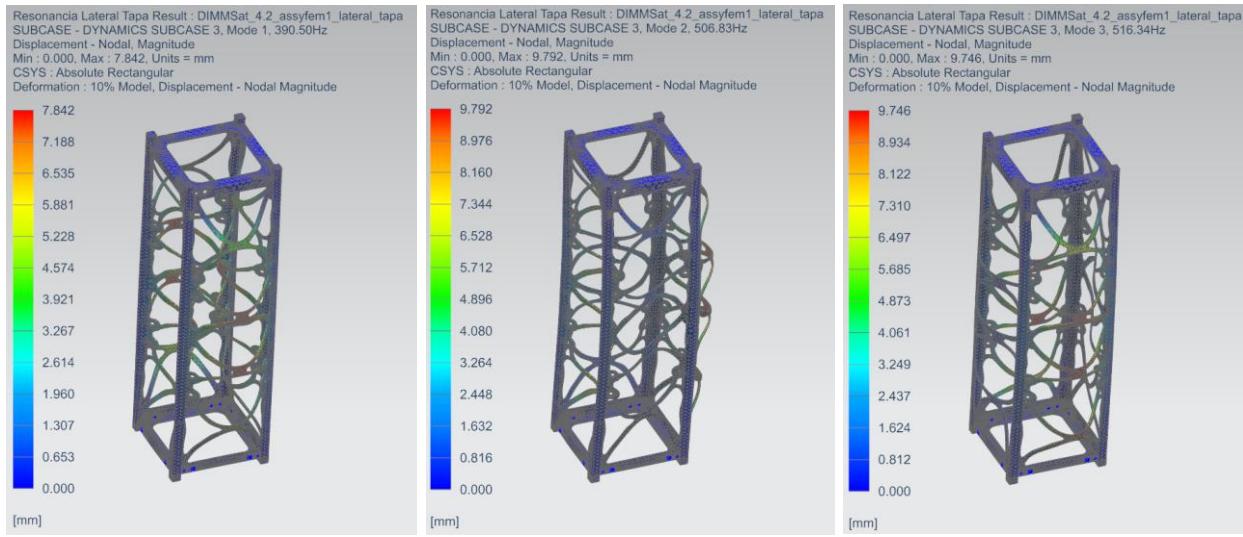
#### 13.3.2. Lateral Principal



### 13.3.3. Lateral Carcasa



### 13.3.4. Lateral Tapa



## 13.4. Vibración Aleatoria (Sol)

### 13.4.1. Axial

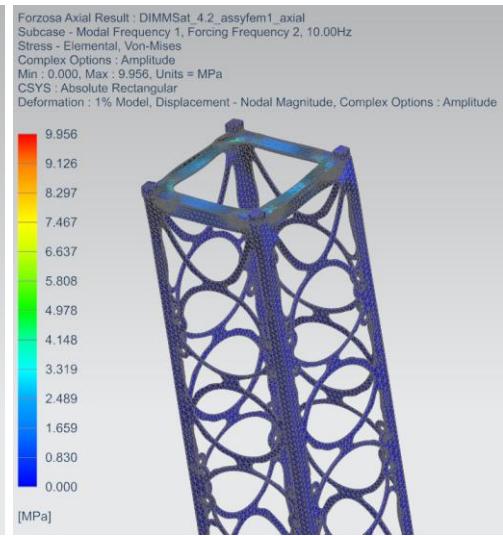
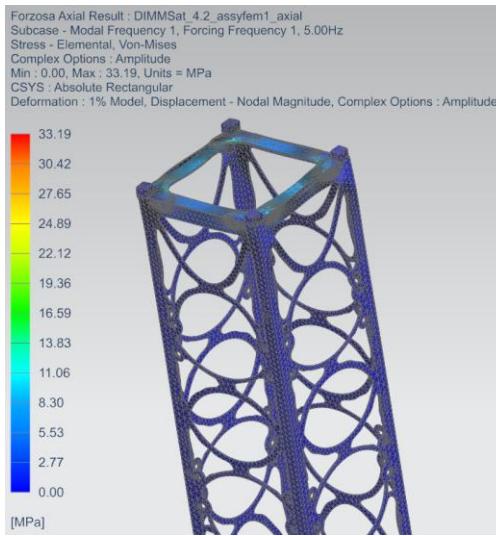
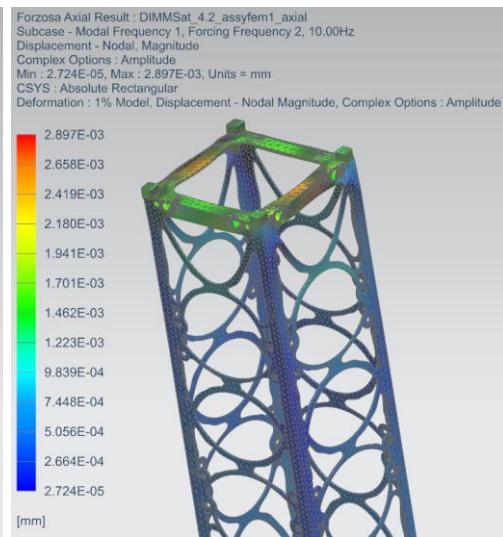
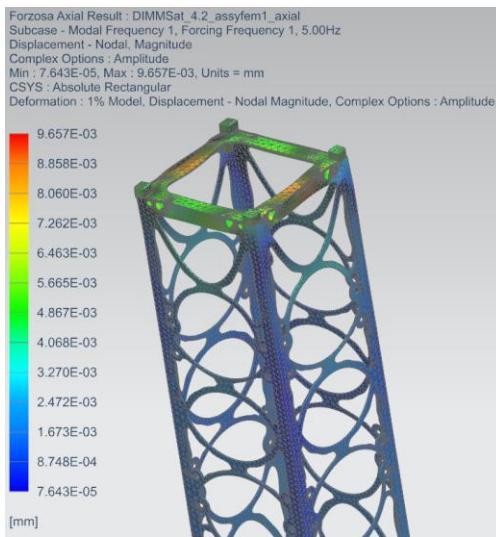
### 13.4.2. Lateral Principal

### 13.4.3. Lateral Carcasa

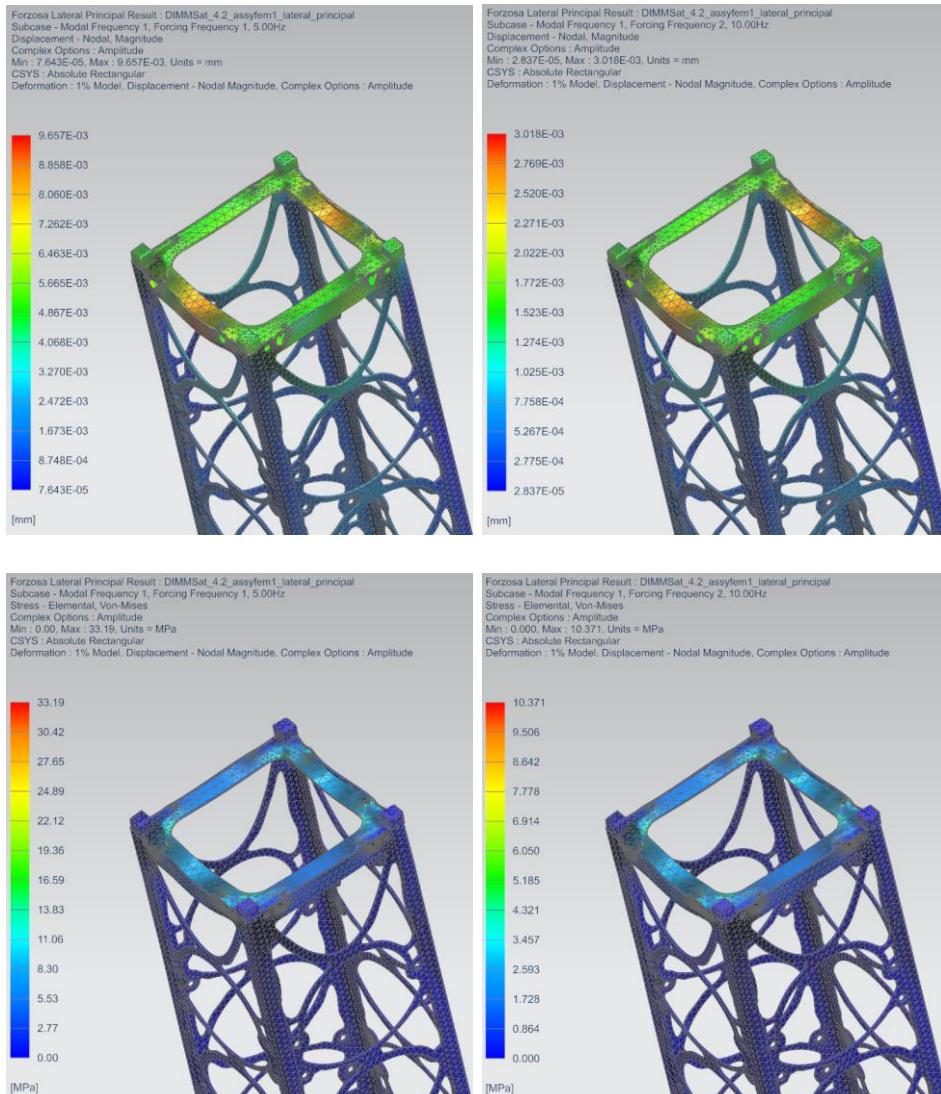
### 13.4.4. Lateral Tapa

## 13.5. Vibración Forzosa (Sol 111)

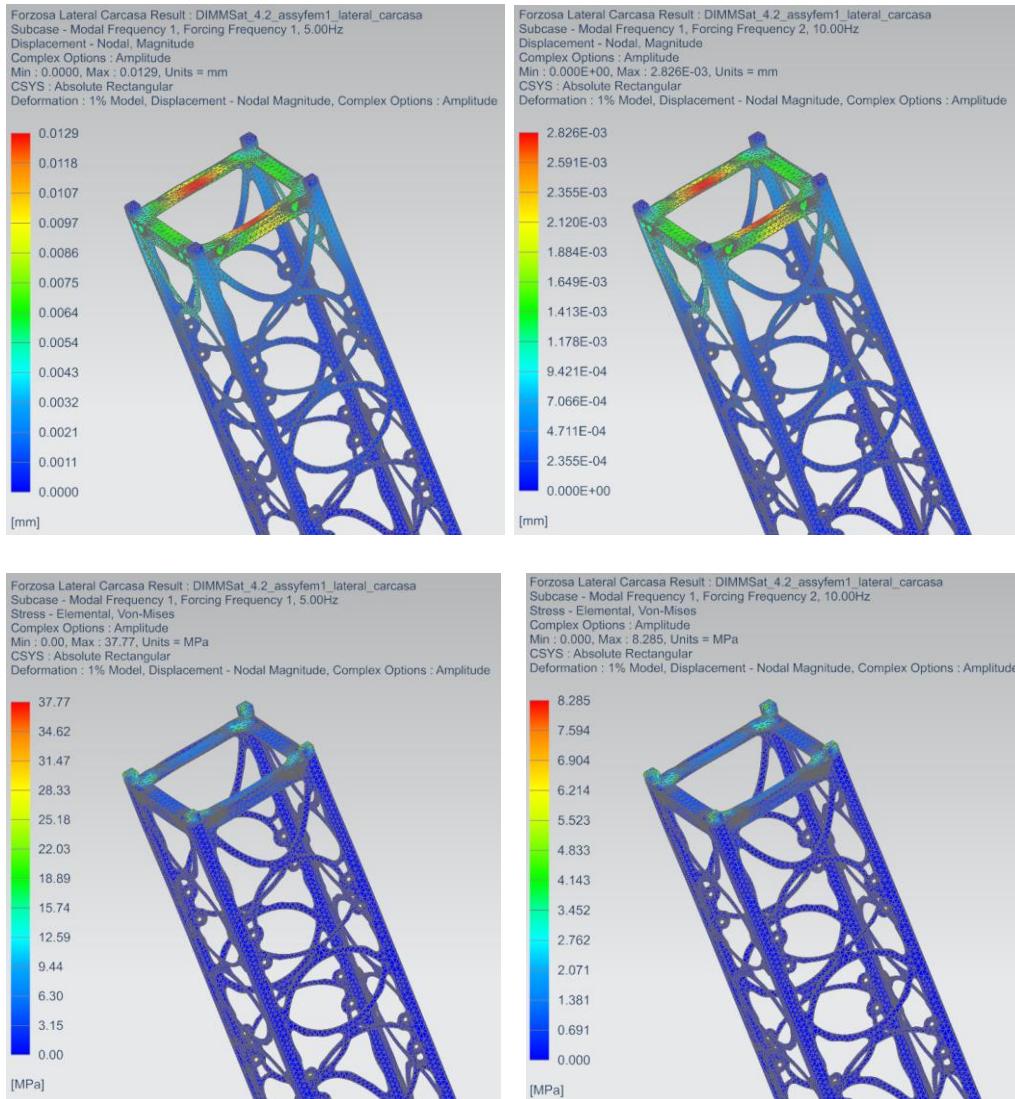
### 13.5.1. Axial



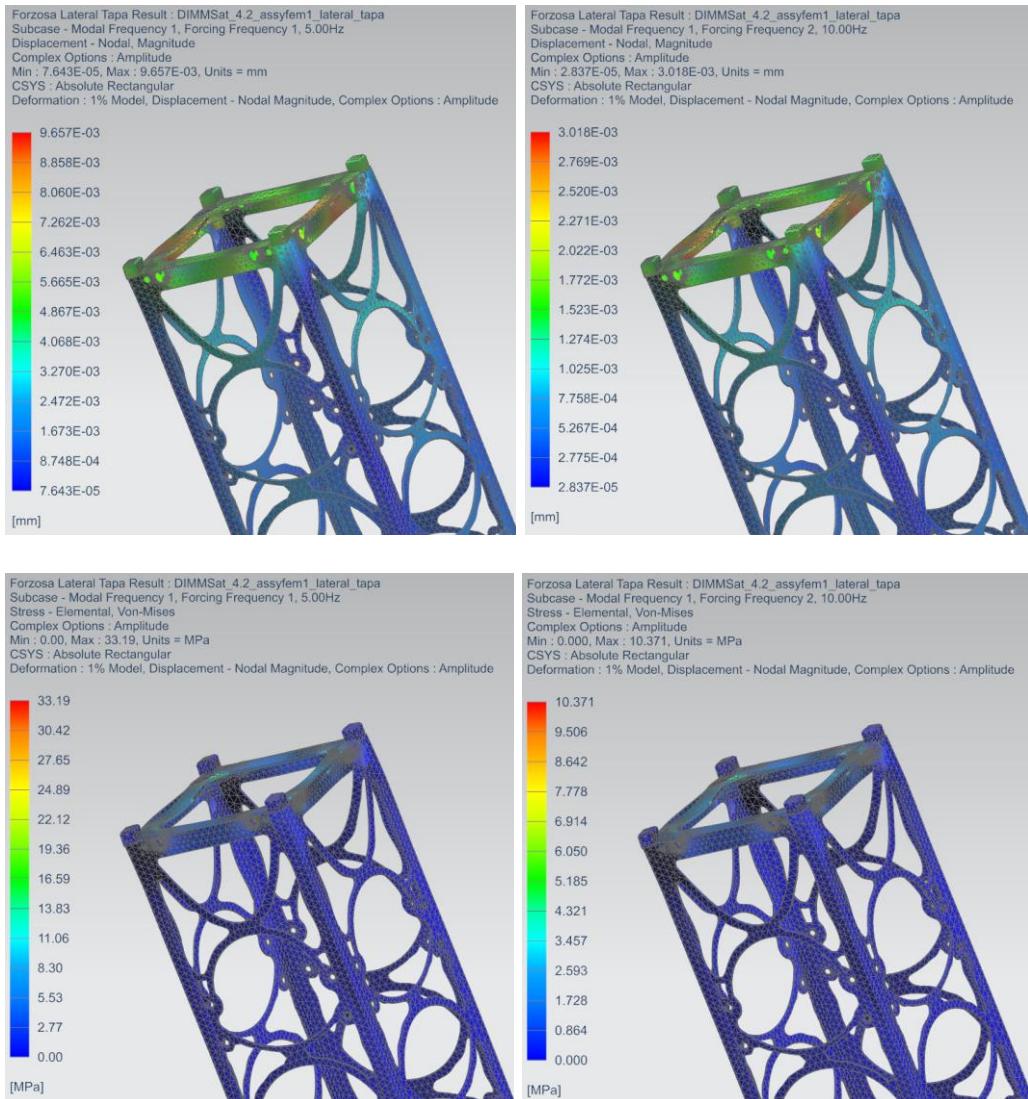
### 13.5.2. Lateral Principal



### 13.5.3. Lateral Carcasa



### 13.5.4. Lateral Tapa



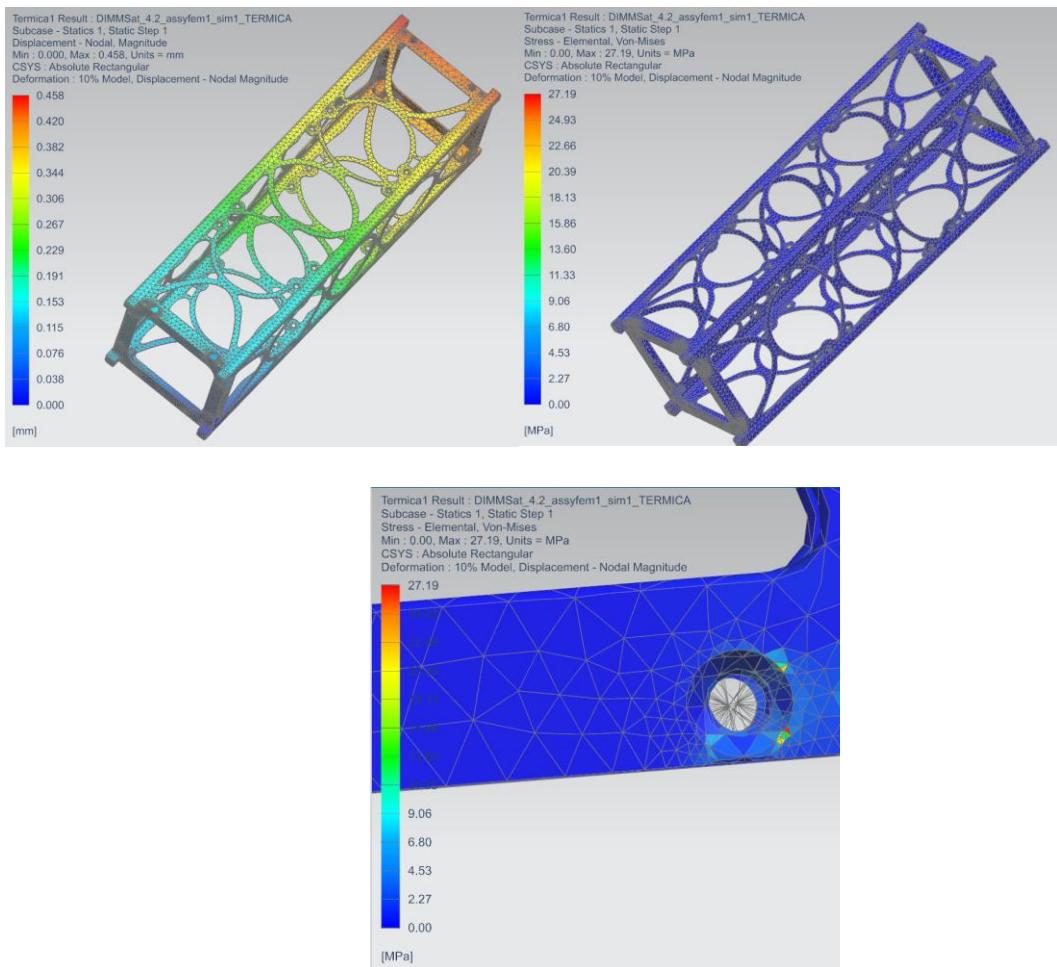
## 13.6. Vibración Aleatoria (Sol 111)

La licencia Student no permite agregar las cargas PSD para el sub paso aleatorio, por lo que no hay punto de comparación



## 13.7. Térmico de Operación

### Caso Frio: De contracción



## Caso Caliente: Expansión

