



UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

DISEÑO Y MODELIZACIÓN DE LA ESTRUCTURA DE UN MICROSATÉLITE

PRÁCTICA 2, PARTE 2

ESTRUCTURAS DE USO ESPACIAL

Autores: Daniel DEL RÍO VELILLA
María Elena PIQUERAS CARREÑO

Profesores: Elena ROIBÁS
Andrés GARCÍA
Alejandro GÓMEZ
Gustavo ALONSO

MADRID, 7 DE JULIO DE 2021

Repositorio del proyecto  <https://github.com/Danieldelriovelilla/EUE.git>

Índice

Índice de figuras	I
Índice de tablas	II
1. Introducción	1
2. Documentos de referencia	3
3. Descripción del modelo	4
3.1. Descripción general	4
3.2. Sistema de unidades	4
3.3. Sistema de coordenadas	4
3.4. Presupuesto de masa y centro de masas	5
3.5. Materiales	5
4. Modelo de elementos finitos	7
4.1. Pre/Post Procesador del código FEM	7
4.2. Descripción del modelo de elementos finitos	7
4.2.1. Asunciones e idealizaciones	7
4.3. Geometría	7
4.4. Interfaces	10
4.5. Propiedades	11
4.6. Resumen de masas	12
4.7. Verificaciones	13
4.8. Chequeos	16
4.8.1. Carga gravitatoria de 1 m/s^2	16
4.8.2. Chequeo de frecuencias como sólido rígido	17
4.8.3. Chequeo de energía de deformación	17

5. Análisis	20
5.1. Análisis modal	22
5.2. Análisis estático	24
5.3. Análisis de vibraciones seno	28
5.4. Análisis de vibraciones aleatorias	32
5.5. Análisis de tornillos	35
6. Conclusiones	45

Índice de figuras

1.	Comparación entre el UPM-Sat2 y el modelo de satélite realizado.	4
2.	Distribución final de bandejas.	8
3.	Viga de sección en L.	8
4.	Rigidizadores en L y paneles de cierre.	9
5.	Geometría final del satélite.	9
6.	Elementos CBUSH unidos a la Bandeja A.	10
7.	Propiedades de elementos bidimensionales.	12
8.	Verificación elementos QUAD.	13
9.	Verificación elementos TRIA.	13
10.	Verificación vectores normales de las bandejas.	14
11.	Verificación vector normal de los paneles.	14
12.	Visualización del satélite para verificar el contorno libre.	15
13.	Verificación contorno libre.	15
14.	Verificación equivalencia de nodos.	15
15.	Chequeo gravitatorio: comprobación de la masa.	16
16.	Chequeo gravitatorio: comprobación de los desplazamientos.	16
17.	Chequeo gravitatorio: comprobación signo de las fuerzas.	17
18.	Sistema de coordenadas de los <i>CBUSH</i> .	21
19.	Respuesta modal del satélite para ciertas frecuencias de interés.	24
20.	Esfuerzos resultado de la aceleración en dirección del eje X.	25
21.	Esfuerzos resultado de la aceleración en dirección del eje Y.	26
22.	Esfuerzos resultado de la aceleración en dirección del eje Z.	27
23.	Esfuerzos resultado de la excitación a frecuencia 94,58 Hz en dirección del eje X.	30
24.	Esfuerzos resultado de la excitación a frecuencia 94,58 Hz en dirección del eje Y.	31
25.	Esfuerzos resultado de la excitación a frecuencia 95,79 Hz en dirección del eje Z.	32
26.	Esfuerzos resultado de la vibración aleatoria en dirección del eje X.	34
27.	Esfuerzos resultado de la vibración aleatoria en dirección del eje Y.	34
28.	Esfuerzos resultado de la vibración aleatoria en dirección del eje Z.	35

Índice de tablas

1.	Lista de requisitos de diseño.	2
2.	Distribución de masa del satélite.	5
3.	Coordenadas del centro de masas.	5
4.	Propiedades del Aluminio 7075-T6 [1].	5
5.	Material y propiedades de los tornillos utilizados.	6
6.	Configuración geométrica de las bandejas.	7
7.	Numeración y coordenadas de los nodos de interfaz Satélite-Lanzador.	10
8.	Valores de las rigidices de los CBUSH.	11
9.	Información sobre los elementos del modelo FEM.	11
10.	Desglose completo de masas por elementos estructurales.	12
11.	Chequeos de los modos como sólido rígido.	17
12.	Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KGG. Límite establecido para G-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.	18
13.	Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KNN. Límite establecido para N-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.	18
14.	Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KFF. Límite establecido para F-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.	18
15.	Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KAA. Límite establecido para A-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.	19
16.	Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KNN. Límite establecido para N-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J. El valor de EPSILON es de $2,23 \cdot 10^{-14}$	19
17.	Valores utilizados para los coeficientes de K_M y K_A en función del caso de carga a analizar.	21
18.	Valores de parámetros correspondientes a los márgenes de seguridad.	22
19.	Modos propios obtenidos con el modelo FEM.	22
20.	Frecuencias propias y masa modal efectiva para los grados de libertad traslaciones.	23
21.	Frecuencias propias y masa modal efectiva para los grados de libertad rotacionales.	23
22.	Cargas analizadas para aceleración inercial.	25
23.	Tensiones y márgenes de seguridad para el análisis de aceleración inercial.	27
24.	Especificaciones para el análisis de vibraciones sinusoidales.	28

25.	Cálculo de la aceleración en función del tramo de frecuencia para el análisis sinusoidal a partir de las especificaciones establecidas.	29
26.	Tensiones y márgenes de seguridad para el análisis de vibraciones seno para 94,58 Hz.	29
27.	Tensiones y márgenes de seguridad para el análisis de vibraciones seno para 95,79 Hz.	29
28.	Tensiones 3RMS y márgenes de seguridad en para el análisis de vibraciones aleatorias.	35
29.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje X.	36
30.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje X.	36
31.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Y.	37
32.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Y.	37
33.	Tensiones de los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Z.	38
34.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Z.	38
35.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno para 94,58 Hz en el eje X.	39
36.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno en el eje X para 94,58 Hz.	39
37.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno 94,58 Hz en el eje Y.	40
38.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno para 94,58 Hz en el eje Y.	40
39.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno 94,58 Hz en el eje Z.	41
40.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno 94,58 Hz en el eje Z.	41
41.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje X.	42
42.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje X.	42

43.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Y.	43
44.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Y.	43
45.	Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Z.	44
46.	Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Z.	44

1. Introducción

En este documento se presenta la realización de la Práctica 2, Parte 2 correspondiente a la asignatura Estructuras de uso Espacial del Máster Universitario de Sistemas Espaciales.

Su objetivo es definir la estructura primaria de un microsatélite utilizando las bandejas finales obtenidas tras el proceso de optimización en la parte 1 de esta misma práctica.

Esta estructura constará de los siguientes elementos:

- **Bandejas horizontales**

Cuatro bandejas en total apiladas verticalmente, siendo la bandeja A la inferior y la D la superior.

Para la bandeja A se utilizará la bandeja inferior optimizada en la parte 1, mientras que para las bandejas B, C y D se utilizará la bandeja intermedia.

- **Vigas de sección L**

Son vigas verticales que sostienen la estructura. Se unirán a las bandejas por sus esquinas.

- **Paneles de cierre**

Láminas verticales que forman las 4 caras laterales del satélite. Se unirán a las vigas y a los bordes que forman el perímetro de las bandejas.

- **Equipos**

Constituyen el conjunto de elementos no estructurales del satélite cuya masa es importante en el cálculo estructural. Estas masas serán las asignadas en la práctica anterior y se unirán a las bandejas mediante elementos rígidos RBE2. En la bandeja A no se añadirá la masa puntual que representaba en la práctica anterior el resto de equipos y masas estructural del satélite y la bandeja D no llevará ningún equipo.

- **Tornillos de interfaz**

La unión del satélite con el lanzador se representa mediante elementos CBUSH. En este caso se utilizarán la misma cantidad y en las mismas posiciones que los utilizados en la práctica 2.1.

La distribución de las bandejas dentro del satélite va a ser uniforme con una separación de 200 mm entre cada una de ellas, haciendo que la geometría final del satélite sea un prisma de sección cuadrada con una altura total de 600 mm.

Por otro lado, las condiciones de contorno se aplicarán en los elementos CBUSH que representan la interfaz del satélite con el lanzador.

Los requisitos que debe cumplir la estructura final del satélite se recogen en la Tabla 1.

Tabla 1: Lista de requisitos de diseño.

ID Requisito	Descripción del requisito
R-010	La primera frecuencia lateral debe ser mayor de 45 Hz.
R-020	La primera frecuencia longitudinal debe ser mayor de 90 Hz.

Los parámetros de diseño que se podrán modificar para cumplir los requisitos anteriores serán la geometría de las vigas en L y paneles de cierre.

2. Documentos de referencia

- [1] A. García, J. J. Fernández, Manual de cálculo estructural.
- [2] U.S. Titanium Inc., Properties: Titanium Alloys - Ti6Al4V Grade 5 (2012).
URL https://www_azom_com/properties.aspx?ArticleID=1547
- [3] A. García, J. J. Fernández, Manual de Cálculo Estructural, 1^a Edición, Parte 2, Anexos. 1 (2005) 1–87.

3. Descripción del modelo

En esta sección se presenta una descripción de la geometría final junto con las características básicas del modelo de elementos finitos.

3.1. Descripción general

Las distintas partes que forman el satélite fueron descritas en la Sección 1. A continuación, se van a mostrar imágenes que ilustran el modelo final utilizado.

La distribución de los elementos estructurales se puede ver en la Figura 1, se aprecia como los componentes estructurales de los dos satélites son muy similares, excepto por los paneles de cortadura que tiene el UPM-Sat2 y no el modelo estudiado en este trabajo.

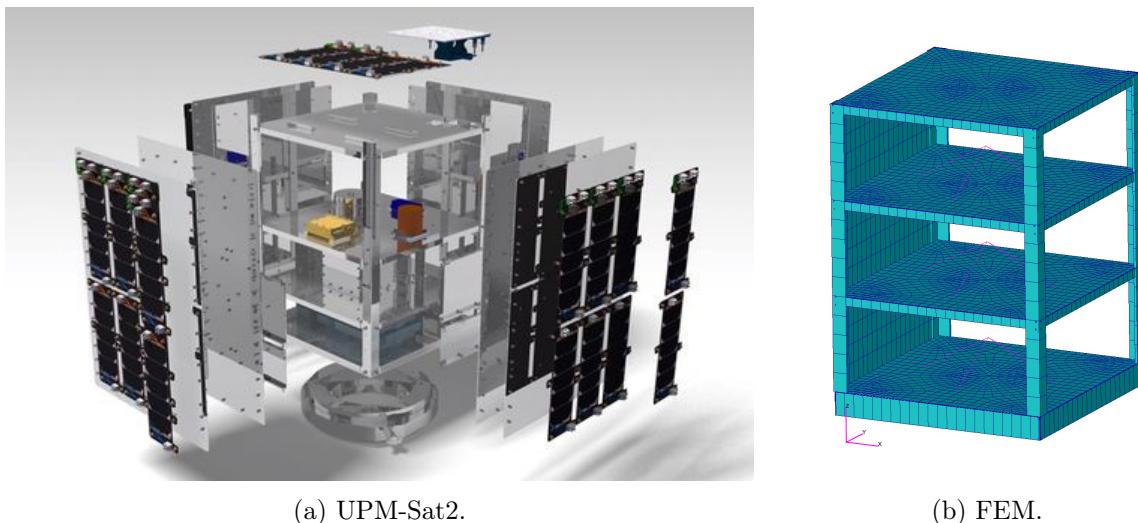


Figura 1: Comparación entre el UPM-Sat2 y el modelo de satélite realizado.

3.2. Sistema de unidades

El modelo se ha realizado siguiendo el Sistema Internacional de Unidades (metro, segundo, Newton, etc.)

3.3. Sistema de coordenadas

El sistema de coordenadas utilizado para el modelo completo ha sido un triángulo a derechas (X, Y, Z) situado en el eje de simetría de la bandeja A.

3.4. Presupuesto de masa y centro de masas

La masa del satélite se divide en masa no estructural, que corresponde a los tres equipos y la masa correspondiente a las células solares y masa estructural. La distribución se puede ver en la Tabla 2. A la hora de definir la masa no estructural de los paneles solares, los cuales irán pegados sobre los paneles de cierre, se ha considerado que la aportación de masa a estos elementos sería de 4 kg/m^2 .

Tabla 2: Distribución de masa del satélite.

Masa equipos [kg]	Masa células [kg]	Masa estructural [kg]	Masa total [kg]
36	4,4	16,9	57,3

Por otro lado, también se muestra en la Tabla 3 la posición del centro de masas del satélite. Como era de esperar, está situado en el eje de simetría y aproximadamente en la mitad de la altura total del satélite.

Tabla 3: Coordenadas del centro de masas.

X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
0	0	276,5

3.5. Materiales

El satélite está íntegramente fabricado con aluminio 7075, cuyas propiedades se recogen en la Tabla 4.

Tabla 4: Propiedades del Aluminio 7075-T6 [1].

Material	Propiedad	Valor	Unidades
Al 7075-T6	Densidad	2800	kg/m^3
	Módulo de elasticidad	$7,1 \cdot 10^{10}$	Pa
	Coeficiente de Poisson	0,33	NA
	σ_y	$4,48 \cdot 10^8$	Pa
	σ_u	$5,23 \cdot 10^8$	Pa

Las uniones de interfaz se realizan con tornillos de acero cuyas propiedades se encuentran en la Tabla 5.

Tabla 5: Material y propiedades de los tornillos utilizados.

Material	Acero A286	A_s [m ²]	$3,611 \cdot 10^{-5}$
Métrica	M8	Φ_n	0,038
σ_y [MPa]	950	sf_y	1,0
σ_u [MPa]	1100	$sf_u = sf_g$	1,4
τ_y [MPa]	548	μ_u	0,2
τ_u [MPa]	655	$F_{v\max}$ [N]	21972,1
M_{app} [Nm]	33,5	$F_{v\min}$ [N]	13241,4

4. Modelo de elementos finitos

4.1. Pre/Post Procesador del código FEM

Los programas utilizados para realizar el estudio han sido MSC PATRAN 2020 Student Edition y MSC NASTRAN 2020 Student Edition.

4.2. Descripción del modelo de elementos finitos

4.2.1. Asunciones e idealizaciones

Se han utilizado elementos bidimensionales tipo *shell*, *Quad4*, para modelar las bandejas y los paneles laterales, además, sobre los paneles laterales se ha añadido una masa no estructural de 4 kg/m^2 que representa el peso de las células solares. Por otro lado, para modelar los rigidizadores de las bandejas se han empleado elementos unidimensionales tipo *CBAR* mientras que los rigidizadores en *L* se ha optado por elementos unidimensionales tipo viga, *CBEAM*.

El equipo que iría unido a la bandeja se ha modelado como un elemento cero-dimensional al que se le ha asignado la propiedad *mass*. Este se ha unido a la bandeja en cuatro puntos coincidentes con la intersección de rigidizadores mediante elementos rígidos *RBE2* restringiendo los seis grados de libertad.

Además, a la hora de unir las bandejas con los paneles de cierre y las rigidizadores en *L*, se ha considerado que están unidas en todo su contorno. Para ello, a la hora de realizar el mallado de los paneles de cierre, se ha hecho coincidir en la unión los nodos de ambos elementos.

4.3. Geometría

Como se ha mencionado en la Sección 1, el satélite consta de 4 bandejas siendo la Bandeja A la inferior y la superior la D. Las propiedades geométricas de las bandejas se recogen en la Tabla 6.

Tabla 6: Configuración geométrica de las bandejas.

Bandeja	Material	Bandeja Espesor [mm]	Rigidizador exterior		Rigidizador interior			Masa [kg]
			W [mm]	H [mm]	Sección	t [mm]	W [mm]	
A	Al 7075	2	2	48	I	4	6	4,15
B, C, D	Al 7075	2	2	18	I	2	18	2,07

Estas bandejas están separadas 200 mm entre ellas y hacen que el satélite tenga una altura total de 600 mm y una forma prismática. En la Figura 2 se puede ver su representación en Patran.

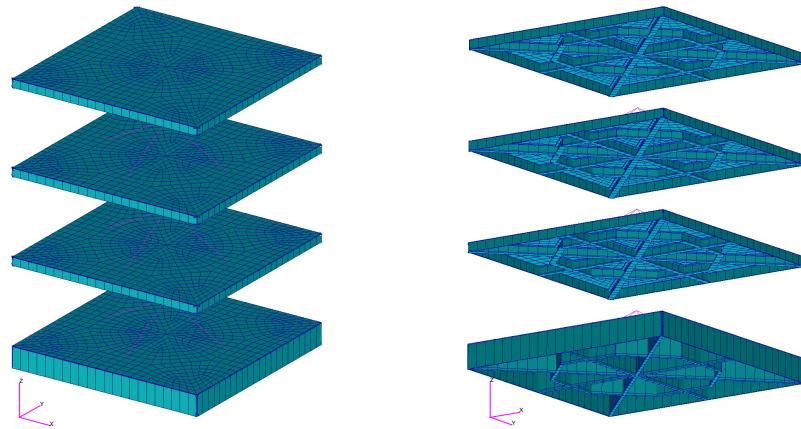


Figura 2: Distribución final de bandejas.

En la Figura 4 se tienen las representaciones de las vigas en L cuyo espesor es de 5,2 mm y está inscrito en un cuadrado de 30 mm de lado, Figura 3. Por otro lado, los paneles de cierre tienen el mismo ancho que las bandejas, 460 mm y la altura total del satélite, 600 mm, su espesor es de 1,5 mm. Por estos elementos se transmitirán las fuerzas entre las bandejas. Además, tal y como se ha mencionado anteriormente, los paneles de cierre tienen una masa no estructural adicional de 4 kg/m^2 que representa a las células fotovoltaicas.

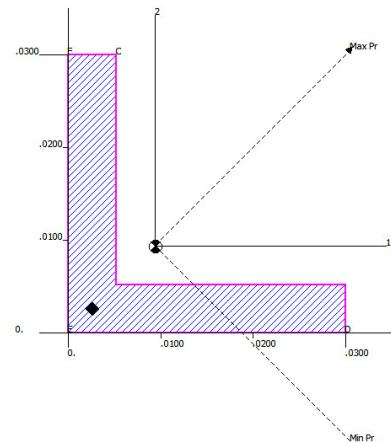
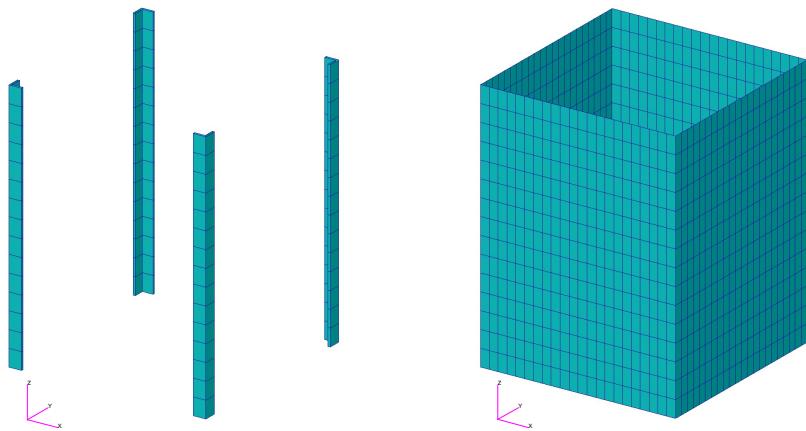


Figura 3: Viga de sección en L.

Finalmente, en la Figura 5 se muestra el satélite completo con todos los componentes descritos y mostrados anteriormente.



(a) Vigas en L.

(b) Paneles de cierre.

Figura 4: Rigidizadores en L y paneles de cierre.

Finalmente, se puede ver en la Figura 5 la unión de todos los elementos estructurales.

Por último, las masas que representan los equipos se han unido de forma rígida a las bandejas A, B y C mediante elementos RBE2 a los que se les ha restringido todos los grados de libertad. En las figuras anteriores se representan como rectas de color magenta.

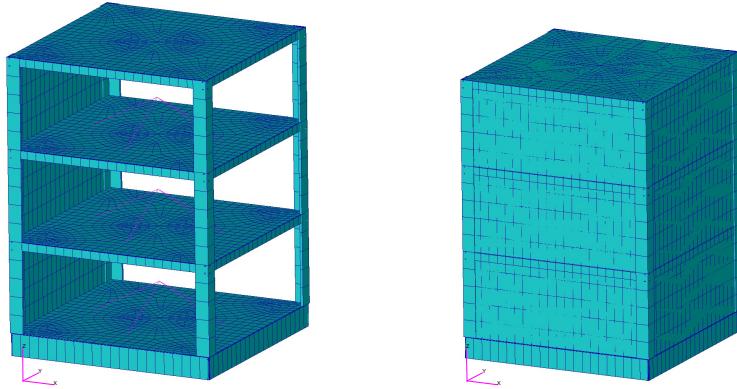


Figura 5: Geometría final del satélite.

En estas figuras se puede apreciar las diferencias geométricas de las estructuras que se han representado mediante elementos bidimensionales respecto a las que se han representado como unidimensionales.

4.4. Interfaces

La interfaz entre satélite y lanzador se realiza mediante uniones atornilladas en la Bandeja A, Figura 6.

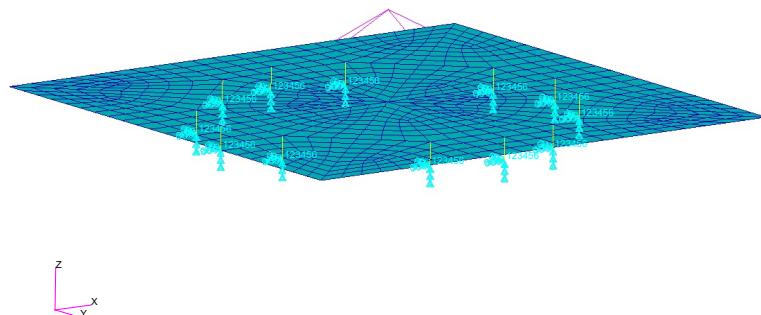


Figura 6: Elementos CBUSH unidos a la Bandeja A.

Los tornillos han sido simulados mediante elementos elásticos CBUSH a los que se les restringen todos los grados de libertad, condición de empotramiento.

Los nodos de interfaz se encuentran en la Tabla 7

Tabla 7: Numeración y coordenadas de los nodos de interfaz Satélite-Lanzador.

Nodo	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
2845	153,3	63,5	0
2851	153,3	153,3	0
2976	0	172,5	0
2868	-63,5	153,3	0
2890	-153,3	63,5	0
2969	-172,5	0	0
2899	-153,3	-63,5	0
2921	-63,5	-153,3	0
2981	0	-172,5	0
2930	63,5	-153,3	0
2952	153,3	-63,5	0
2977	172,5	0	0

4.5. Propiedades

El material utilizado en todo el satélite es Al-7075 (Tabla 4). Los elementos utilizados en el modelo han sido *Quad4* bidimensionales con un mallado *isomesh* para las bandejas y paneles de cierre, *Bar2* unidimensionales para los rigidizadores de las bandejas y elementos *mass* puntual para representar la masa de los equipos Finalmente, los tornillos se han simulado con elementos *CBUSH*. El valor de las rigidez utilizadas a la hora de modelar los tornillos como elementos *CBUSH* se encuentran recogidos en la Tabla 8.

Tabla 8: Valores de las rigideces de los CBUSH.

K_1 [N/m]	K_2 [N/m]	K_3 [N/m]	K_4 [N/m]	K_5 [N/m]	K_6 [N/m]
$1,00 \cdot 10^9$	$1,00 \cdot 10^9$	$1,00 \cdot 10^9$	100	$1,00 \cdot 10^7$	$1,00 \cdot 10^7$

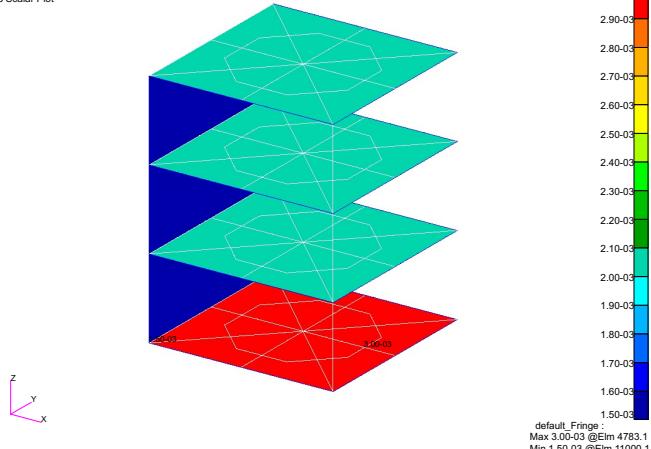
Los elementos que tienen asociadas estas propiedades se pueden ver en la Tabla 9.

Tabla 9: Información sobre los elementos del modelo FEM.

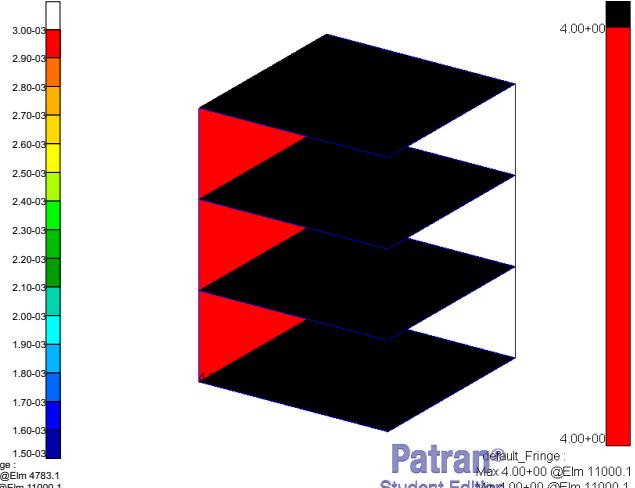
Nombre de la propiedad	Geometría asociada	Rango de numeración
0D_Mass_12kg	Masa puntual instrumento	Element 1:5567:2783
1D_Al7075_Lbar_xn_yn	Rigidizador L xn yn	Element 10000:10014
1D_Al7075_Lbar_xn_yp	Rigidizador L xn yp	Element 10015:10029
1D_Al7075_Lbar_xp_yn	Rigidizador L xp yn	Element 10030:10044
1D_Al7075_Lbar_xp_yp	Rigidizador L xp yp	Element 10045:10059
1D_Beam_Ext	Rigidizador Exterior B-C-D	Element 1200:1287 5732:5819 6769:6856
1D_Beam_Int	Rigidizador Interior B-C-D	Element 1000:1163 5568:5731 6605:6768
1D_CBUSH	Tornillos de interfaz	Element 2785:2796
2D_Al7075_Panel_1p5mm	Paneles de cierre	Element 11000:12319
2D_Shell	Bandeja B-C-D	Element 2000:2783 5820:6603 6857:7640
SM_002_1D_Beam_Ext	Rigidizador Exterior A	Element 3983:4070
SM_002_1D_Beam_Int	Rigidizador interior A	Element 3783:3946
SM_002_2D_Shell	Bandeja A	Element 4783:5566

En la Figura 7 se pueden ver los diferentes espesores de los elementos bidimensionales y en donde se ha aplicado masa no estructural.

Patran 2020 (Student Edition) 06-Jun-21 12:03:11
Thickness Scalar Plot



(a) Distribución de espesores.



(b) Distribución de masa no estructural.

Figura 7: Propiedades de elementos bidimensionales.

4.6. Resumen de masas

Tabla 10: Desglose completo de masas por elementos estructurales.

Elemento estructural	Masa [kg]	Canitdad
Bandeja Inferior	4,16	1
Bandeja Intermedia	2,06	3
Equipo	12	3
Rigidizador en L	0,48	4
Paneles de Cierre	2,26	4
Satélite (total)	57,3	1

A continuación, se presenta la matriz de inercia respecto al centro de masas del satélite (Tabla 2).

$$I = \begin{pmatrix} 2,477 & 7,657 \cdot 10^{-10} & 1,032 \cdot 10^{-9} \\ 7,657 \cdot 10^{-10} & 2,477 & 0 \\ 1,032 \cdot 10^{-9} & 0 & 1,210 \end{pmatrix} \quad [\text{kg} \cdot \text{m}^2]$$

4.7. Verificaciones

Una vez que se han definido todos los elementos que conforma el satélite y sus propiedades, es importante llevar a cabo una serie de chequeos para verificar que el modelo es correcto. A continuación, se muestran algunas de las verificaciones finales realizadas. No obstante, en el siguiente apartado se mostrarán los chequeos específicos realizados con sus cabeceros correspondientes antes de llevar a cabo los diferentes análisis en función del tipo de carga.

- **Elementos QUAD y TRIA.**

Se verifica que ninguno de los elementos de tipo *QUAD* haya fallado. En este caso, aunque no debería existir ningún elemento de tipo *TRIA* se lleva a cabo una verificación para comprobarlo.

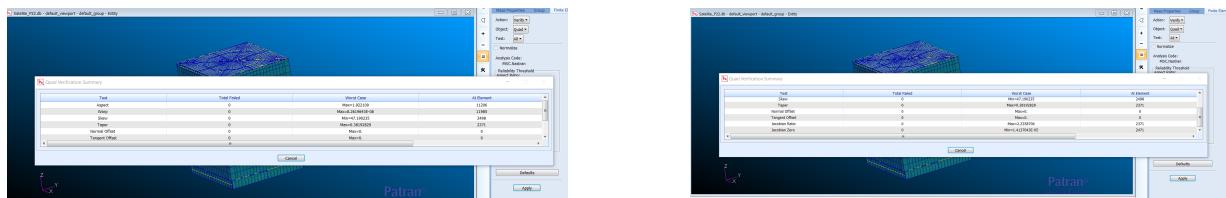


Figura 8: Verificación elementos QUAD.

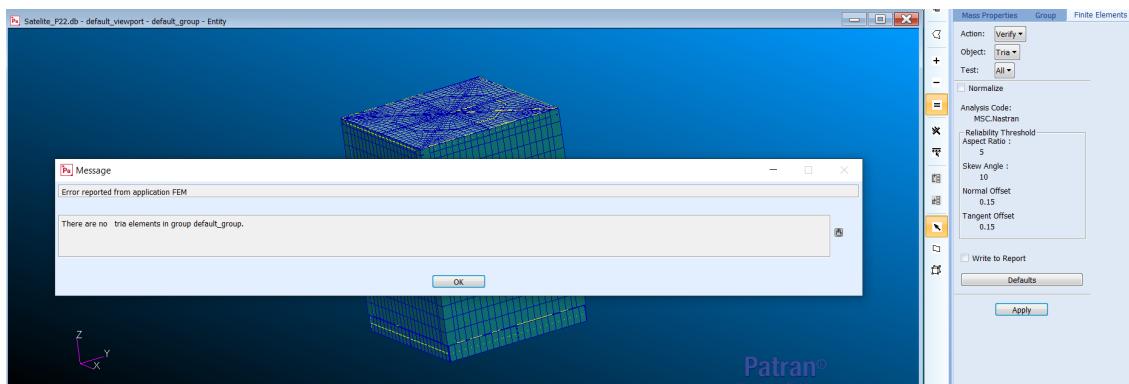


Figura 9: Verificación elementos TRIA.

- **Vectores normales.**

Se lleva a cabo una verificación de los vectores normales del satélite. En este caso solo se han mostrado algunas de las verificaciones realizadas, como son los vectores normales de los paneles laterales, los cuales apuntan todos hacia el exterior, o los vectores normales de las bandejas, los cuales apuntan hacia la misma dirección y sentido.

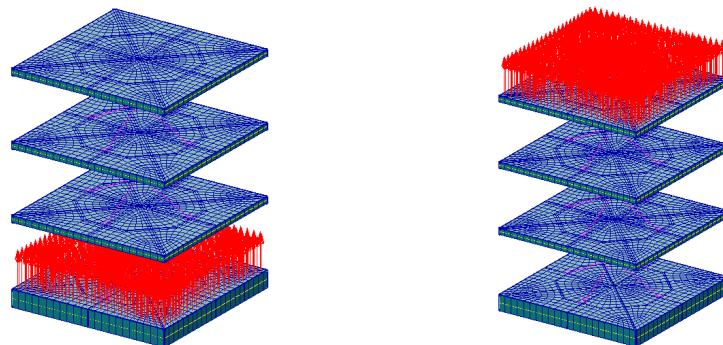


Figura 10: Verificación vectores normales de las bandejas.

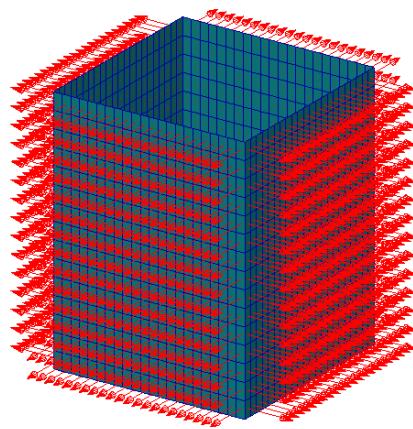


Figura 11: Verificación vector normal de los paneles.

- **Contorno libre.**

Esta verificación se realiza con el fin de asegurar que no existe ningún contorno libre en la estructura. Para poder verificar bien los contornos libres se ha modificado el tipo de visualización y así no visualizar. Para ello, se han eliminando los elementos 2D y se ha puesto el tipo de visualización del modelo en *1Dline*, Figura 12. Se puede observar en la Figura 13 que no existen contornos libres y que los únicos elementos representados son las masas puntuales del modelo.

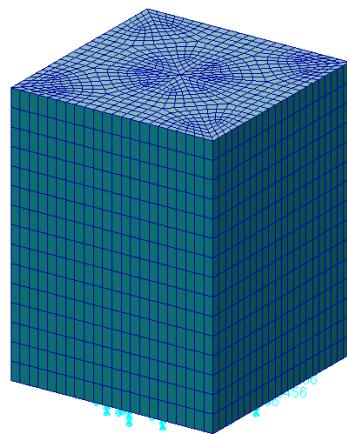


Figura 12: Visualización del satélite para verificar el contorno libre.

△

△

△

+

Figura 13: Verificación contorno libre.

- **Equivalencia de nodos**

La siguiente verificación consiste en llevar a cabo la equivalencia de nodos para asegurar que no hay nodos duplicados. En este caso, tal y como se observa en la Figura 14, no se ha eliminado ningún nodo.

```
rem_equiv_all_group4( L[], 0, "", 1, 1, 4.9999999E-06, F
$# Geometric equivalencing completed. 0 nodes deleted.
```

Figura 14: Verificación equivalencia de nodos.

4.8. Chequeos

Antes de realizar los análisis estructurales es necesario llevar a cabo una serie de chequeos.

4.8.1. Carga gravitatoria de 1 m/s^2

A la hora de modificar el cabecero hay que introducir las restricciones en los desplazamientos. Estas restricciones se aplicaban a los 6 grados de libertad de los 12 nodos de interfaz de los tornillos. Para llevar a cabo el chequeo se ha aplicado de forma simultanea en los tres ejes una aceleración de 1 m/s^2 . En las Figuras 15, 16 y 17 se muestran los resultados obtenidos para cada una de las direcciones de aplicación:

- La fuerza resultante es de 57,30 N en las tres direcciones de aplicación, la cual coincide exactamente con el valor de la masa total del modelo calculada : 57,30 kg (Tabla 2) tal y como se quería comprobar.
- Los máximos desplazamientos para los ejes X, Y y Z son respectivamente $4.72 \cdot 10^{-6}$ m, $4.72 \cdot 10^{-6}$ m, $5.0047 \cdot 10^{-6}$ m. Como se puede comprobar, estos valores están dentro de un rango aceptable de magnitud en relación a la carga aplicada.
- La resultante de fuerzas aplicadas es igual en módulo pero con cambio de signo a la resultante de las fuerzas de reacción.

		LOAD						OLOAD	RESULTANT	
0	SUBCASE/ DAREA ID	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3		
0	1	FX	5.730313E+01	---	---	---	1.584151E+01	3.122729E-08		
		FY	---	5.730313E+01	---	-1.584151E+01	---	1.001638E-08		
		FZ	---	---	5.730313E+01	-3.122729E-08	-1.001638E-08	---		
		MX	---	---	---	8.692053E-02	---	---		
		MY	---	---	---	---	-8.692053E-02	---		
		MZ	---	---	---	---	---	1.084202E-18		
		TOTALS	5.730313E+01	5.730313E+01	5.730313E+01	-1.575459E+01	1.575459E+01	4.124367E-08		
1	1G GRAVITY LOA					ENT EDITION*	JUNE	5, 2021	MSC Nastran	

Figura 15: Chequeo gravitatorio: comprobación de la masa.

		MAXIMUM DISPLACEMENTS					
0	SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
0	1	4.7272325E-06	4.7272332E-06	5.0047396E-06	4.7501436E-05	4.7501726E-05	2.2987623E-05
1	1G GRAVITY LOAD CHECK				**STUDENT EDITION*	JUNE	5, 2021

Figura 16: Chequeo gravitatorio: comprobación de los desplazamientos.

SUBCASE/		LOAD	SPCFORCE RESULTANT					
DAREA	ID	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
0	1	FX	-5.730313E+01	----	----	-----	1.146063E+00	-8.702327E-08
		FY	-----	-5.730313E+01	-----	-1.146063E+00	-----	4.251759E-08
		FZ	-----	-----	-5.730313E+01	1.322820E+01	-1.322821E+01	-----
		MX	-----	-----	-----	3.672453E+00	-----	-----
		MY	-----	-----	-----	-----	-3.672438E+00	-----
		MZ	-----	-----	-----	-----	-----	3.268736E-09
TOTALS			-5.730313E+01	-5.730313E+01	-5.730313E+01	1.575459E+01	-1.575459E+01	-4.123695E-08
1	1G GRAVITY LOAD CHECK					STUDENT EDITION*	JUNE 5, 2021	MSC Nastran

Figura 17: Chequeo gravitatorio: comprobación signo de las fuerzas.

4.8.2. Chequeo de frecuencias como sólido rígido

En este chequeo solo tiene que aparecer 6 modos como sólido rígido debidos a los 6 grados de libertad de traslación y de rotación. Para ello, se ha utilizado el cabecero de cálculo de modos como sólido rígido, y para llevar a cabo el cálculo no se tiene en cuenta las condiciones de contorno. En este caso, no se ha dado ningún valor mínimo para las frecuencias, pero se tiene que cumplir que para las 6 primeras, estas se encuentren cerca de 0. En la Tabla 11 se puede comprobar que se cumple.

Tabla 11: Chequeos de los modos como sólido rígido.

Modo	Frecuencias [Hz]
1	$1,09 \cdot 10^{-4}$
2	$5,67 \cdot 10^{-5}$
3	$5,14 \cdot 10^{-5}$
4	$2,87 \cdot 10^{-5}$
5	$6,25 \cdot 10^{-5}$
6	$1,14 \cdot 10^{-4}$
7	$9,86 \cdot 10^1$

4.8.3. Chequeo de energía de deformación

Asimismo, es necesario comprobar que la energía elástica de deformación cuando no se le aplica ninguna carga se encuentra por debajo de un límite establecido. En este trabajo no se daba ningún requisito de valor límite, no obstante suelen ser valores típicos 10^{-2} J para los grados de libertad de traslación y $5 \cdot 10^{-2}$ J para los grados de rotación.

Por tanto, para llevar a cabo este chequeo se va a realizar un análisis de modos propios y sin restricción. Estos chequeos se han realizado utilizando los cabeceros facilitados en la asignatura

A continuación, se muestran los resultados obtenidos tras realizar los chequeos para cada uno de los siguientes grupos de grado de libertad:

- Comprobación para todos los grados de libertad del modelo (G-Set).

Tabla 12: Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KGG. Límite establecido para G-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.

Direction	Strain Energy [J]	Pass/Fail
1	$3,14 \cdot 10^{-9}$	PASS
2	$4,24 \cdot 10^{-6}$	PASS
3	$4,44 \cdot 10^{-7}$	PASS
4	$8,11 \cdot 10^{-7}$	PASS
5	$2,50 \cdot 10^{-7}$	PASS
6	$1,12 \cdot 10^{-8}$	PASS

- Comprobación de los grados de libertad independientes (N-Set).

Tabla 13: Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KNN. Límite establecido para N-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.

Direction	Strain Energy [J]	Pass/Fail
1	$1,10 \cdot 10^{-6}$	PASS
2	$4,87 \cdot 10^{-6}$	PASS
3	$2,29 \cdot 10^{-7}$	PASS
4	$7,54 \cdot 10^{-7}$	PASS
5	$1,69 \cdot 10^{-7}$	PASS
6	$3,85 \cdot 10^{-8}$	PASS

- Comprobación de todos los grados de libertad libres, sin restricciones SPC.

F-Set va coincidir con el N-Set debido a que no se ha puesto ningún restricción SPC1.

Tabla 14: Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KFF. Límite establecido para F-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.

Direction	Strain Energy [J]	Pass/Fail
1	$1,10 \cdot 10^{-6}$	PASS
2	$4,87 \cdot 10^{-6}$	PASS
3	$2,29 \cdot 10^{-7}$	PASS
4	$7,54 \cdot 10^{-7}$	PASS
5	$1,69 \cdot 10^{-7}$	PASS
6	$3,85 \cdot 10^{-8}$	PASS

- Comprobación del set elegido para el análisis (A-Set)

También va a coincidir con los valores anteriores debido a que no se ha llevado a cabo ningún proceso de reducción.

Tabla 15: Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KAA. Límite establecido para A-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J.

Direction	Strain Energy [J]	Pass/Fail
1	$1 \cdot 10^{-6}$	PASS
2	$4,87 \cdot 10^{-6}$	PASS
3	$2,29 \cdot 10^{-7}$	PASS
4	$7,54 \cdot 10^{-7}$	PASS
5	$1,69 \cdot 10^{-7}$	PASS
6	$3,85 \cdot 10^{-8}$	PASS

- Comprobación *SupportPoint*.

Se puede comprobar en la Tabla 16 como los valores de epsilon y de strain energy son de un orden de magnitud aceptable, y por tanto, se pasa también esta comprobación. Además, en el mismo .f06 se puede comprobar, de nuevo, las primeras 6 frecuencias como sólido rígido.

Tabla 16: Resultados del chequeo como sólido rígido de la matriz KNN. Límite establecido para N-Set es de $1 \cdot 10^{-2}$ J. El valor de EPSILON es de $2,23 \cdot 10^{-14}$.

Support Pt.No.	Strain Energy [J]	Pass/Fail
1	$5,66 \cdot 10^{-6}$	PASS
2	$-2,74 \cdot 10^{-6}$	PASS
3	$4,77 \cdot 10^{-7}$	PASS
4	$-1,31 \cdot 10^{-6}$	PASS
5	$-2,10 \cdot 10^{-7}$	PASS
6	$-5,60 \cdot 10^{-8}$	PASS

Una vez que se ha comprobado que se cumplen satisfactoriamente todos los chequeos es posible pasar a realizar los diferentes tipos de análisis en función del tipo de carga aplicada.

5. Análisis

Antes de mostrar los resultados obtenidos de este análisis, se va a introducir el procedimiento seguido a la hora de calcular los márgenes de seguridad, tanto los tornillos como de los elementos 2D y 1D del modelo.

En primer lugar, se presentan todos los márgenes de seguridad para los tornillos de interface.

- *TensileTotal*

$$MoS_{\text{tot},y} = \frac{A_s \sigma_y}{F_{V,\text{máx}} + \Phi_n F_A s f_y} - 1 \quad (1)$$

$$MoS_{\text{tot},\mu} = \frac{A_s \sigma_u}{F_{V,\text{máx}} + \Phi_n F_A s f_u} - 1 \quad (2)$$

- *Gapping*

$$MoS_g = \frac{F_{V,\text{mín}}}{(1 - \Phi_n) F_A s f_g} - 1 \quad (3)$$

- *Sliding*

$$MoS_{\text{slip}} = \frac{(F_{V,\text{mín}} - (1 - \Phi_n) F_A) \mu_s}{F_Q s f_{ult}} - 1 \quad (4)$$

- *ShearCombined*

$$\begin{aligned} MoS_{\text{comb},y} &= \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{F_Q s f_y}{\tau_y A_s}\right)^2 + \left(\frac{F_{V,\text{máx}} + \Phi_n F_A s f_y}{A_s \sigma_y}\right)^2}} - 1 \\ MoS_{\text{comb},u} &= \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{F_Q s f_u}{\tau_u A_s}\right)^2 + \left(\frac{F_{V,\text{máx}} + \Phi_n F_A s f_u}{A_s \sigma_u}\right)^2}} - 1 \end{aligned} \quad (5)$$

Los valores numéricos de los parámetros utilizados se encuentran recogido en la Tabla 5. Los valores de la fuerza axial, F_a y de la fuerza cortante, F_τ se han calculado como:

$$F_a = |F_X K_M K_A| \quad [\text{N}] \quad (6)$$

$$F_\tau = K_M K_A \sqrt{F_Y^2 + F_Z^2} \quad [\text{N}] \quad (7)$$

En la Tabla 17 se recogen los valores de K_M y K_A utilizados para cada análisis.

Tabla 17: Valores utilizados para los coeficientes de K_M y K_A en función del caso de carga a analizar.

Caso de Carga	K_M	K_A
Estático	1,1	1
Sinusoidal	1,1	1
Aleatorio	1,1	3

A continuación, se muestra el sistema de coordenadas de los *CBUSH*:

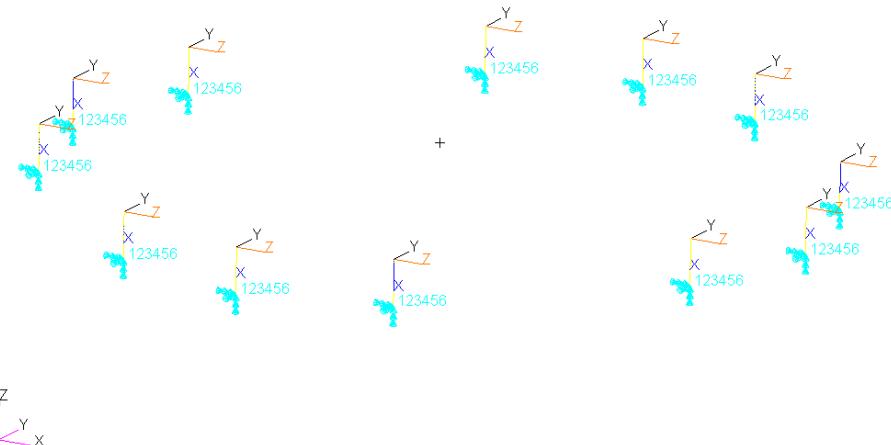


Figura 18: Sistema de coordenadas de los *CBUSH*.

Además de calcular los márgenes de seguridad de los tornillos, va a ser necesario calcular los márgenes de seguridad de los elementos 2D y 1D del modelo para asegurar así, que no fallan bajo los diferentes casos de carga.

A la hora de calcular los valores de los márgenes de seguridad se han utilizado las siguientes expresiones extraídas del Manual de Cálculo, [1]:

$$MoS_y = \left(\frac{\sigma_Y}{\sigma_{VMmax} \times K_p \times K_M \times K_{LD} \times FOSY} \right) - 1 , \quad (8)$$

$$MoS_u = \left(\frac{\sigma_U}{\sigma_{VMmax} \times K_p \times K_M \times K_{LD} \times FOSU} \right) - 1 . \quad (9)$$

en donde el significado de cada uno de los parámetros se recoge en la Tabla 18. A la hora de obtener los valores de las tensiones máximas de Von Misses en elementos 2D, así como los valores máximos de tensiones de los elementos 1D se ha utilizado la siguiente configuración en Patran:

1. *Result → Create → Fringe*
2. *Averaging definition : Domain → None. Method : Derive/Average*
3. *Extrapolation : Centroid*

Tabla 18: Valores de parámetros correspondientes a los márgenes de seguridad.

Parámetro	Significado	Valor
K_P	Factor de proyecto	1,1
K_M	Factor de modelo	1,2
K_{LD}	Factor de diseño local	1,1
$FOSY$	Factor de seguridad del límite elástico	1,1
$FOSU$	Factor de seguridad de la carga última	1,25
σ_y	Límite elástico del material [Pa] (Al-7075)	$4,48 \cdot 10^8$
σ_u	Resistencia última del material [Pa] (Al-7075)	$5,23 \cdot 10^8$
$\sigma_{VM\max}$	Máxima tensión de Von Mises obtenida	Solución de análisis

Une vez introducida toda la metodología seguida para el cálculo de los márgenes de seguridad, se van a exponer los resultados obtenidos para cada uno de los análisis realizados.

5.1. Análisis modal

Para comprobar si se cumplen los requisitos R-010 y R-020 se ha realizado un análisis de modos propios. En la Tabla 19 se pueden ver los valores de las 10 primeras frecuencias y en la Figura 19 se han representado los 4 primeros modos y el modo número 133. Se ha considerado que era interesante la representación de éste último ya que tiene un porcentaje de masa efectiva superior al 10 % en rotación (R3). En las Tablas 20 y 21 se recogen el valor de la frecuencia y el porcentaje de masa efectiva, señalando en color azul aquellos modos cuya masa efectiva es superior a un 10 %.

Tabla 19: Modos propios obtenidos con el modelo FEM.

Modo	Frecuencia [Hz]	Modo	Frecuencia [Hz]
1	94,58	6	138,24
2	95,58	7	139,18
3	95,79	8	141,35
4	98,62	9	146,64
5	138,24	10	146,64

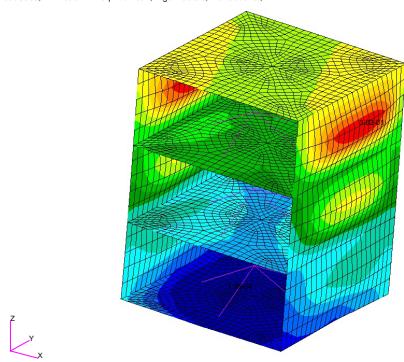
Tabla 20: Frecuencias propias y masa modal efectiva para los grados de libertad traslaciones.

Modo	Frecuencia [Hz]	T1 (x)		T2 (y)		T3 (z)	
		Fracción	Suma	Fracción	Suma	Fracción	Suma
1	94,58	49,86 %	49,86 %	10,36 %	10,36 %	0,00 %	0,00 %
2	94,58	10,36 %	60,23 %	49,86 %	60,23 %	0,00 %	0,00 %
3	95,79	0,00 %	60,23 %	0,00 %	60,23 %	50,48 %	50,48 %
4	98,62	0,00 %	60,23 %	0,00 %	60,23 %	0,07 %	50,55 %

Tabla 21: Frecuencias propias y masa modal efectiva para los grados de libertad rotacionales.

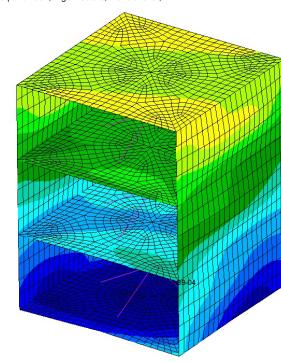
Modo	Frecuencia [Hz]	R1 (x)		R2 (y)		R3 (z)	
		Fracción	Suma	Fracción	Suma	Fracción	Suma
1	94.58	16.59 %	16.59 %	79.82 %	79.82 %	0.00 %	0.00 %
2	94.58	79.82 %	96.41 %	16.59 %	96.41 %	0.00 %	0.00 %
3	95.79	0.00 %	96.41 %	0.00 %	96.41 %	0.00 %	0.00 %
4	98.62	0.00 %	96.41 %	0.00 %	96.41 %	0.00 %	0.00 %
133	580.79	0.00 %	98.27 %	0.00 %	98.27 %	17.42 %	84.49 %

Patran 2020 (Student Edition) 06-Jun-21 19:11:13
Fringe: LoadCase, A1:Mode 1 : Freq. = 94.581, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: LoadCase, A1:Mode 1 : Freq. = 94.581, Eigenvectors, Translational,



(a) Modo 1, 94,58 Hz.

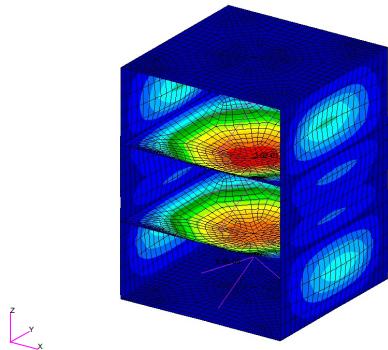
Patran 2020 (Student Edition) 06-Jun-21 19:12:54
Fringe: LoadCase, A1:Mode 2 : Freq. = 94.581, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: LoadCase, A1:Mode 2 : Freq. = 94.581, Eigenvectors, Translational,



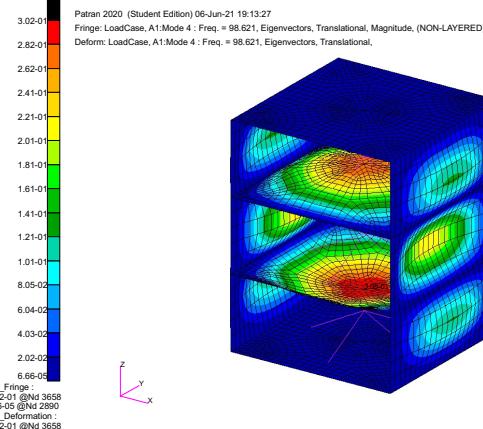
(b) Modo 2, 94,58 Hz.

Patran 2020 (Student Edition) 06-Jun-21 19:12:54
Fringe: LoadCase, A1:Mode 2 : Freq. = 94.581, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: LoadCase, A1:Mode 2 : Freq. = 94.581, Eigenvectors, Translational,
default, Fringe
Max 3.02e-01 @Nd 12101
Min 1.39e-04 @Nd 2844
default, Deformation :
Max 3.02e-01 @Nd 12101

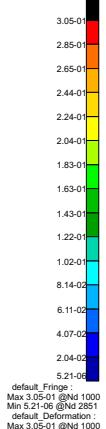
Patran 2020 (Student Edition) 06-Jun-21 19:13:06
 Fringe: LoadCase, A1:Mode 3 : Freq. = 95.792, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
 Deform: LoadCase, A1:Mode 3 : Freq. = 95.792, Eigenvectors, Translational.



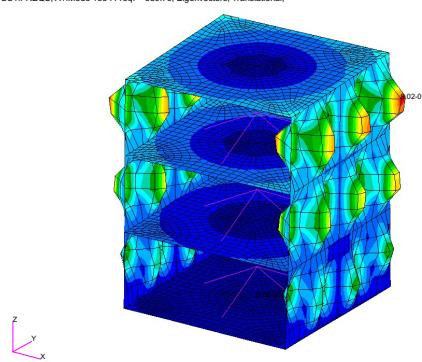
(c) Modo 3, 95,79 Hz.



(d) Modo 4, 98,62 Hz.



Patran 2020 (Student Edition) 06-Jun-21 19:31:28
 Fringe: SC1:FREQS, A1:Mode 133 : Freq. = 580.79, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
 Deform: SC1:FREQS, A1:Mode 133 : Freq. = 580.79, Eigenvectors, Translational,



(e) Modo 133, 580,79 Hz.

Figura 19: Respuesta modal del satélite para ciertas frecuencias de interés.

5.2. Análisis estático

El satélite ha sido sometido a un análisis estático inercial en el que se han estudiado las cargas de la Tabla 22. Se va a llevar a cabo un análisis estático en cada uno de los ejes, para poder obtener así las fuerzas resultantes sobre los *CBUSH*, y analizar, por tanto, si los tornillos fallan debido a dicha carga aplicada.

Tabla 22: Cargas analizadas para aceleración inercial.

Eje	Unidades	Valor
X	g	6
Y	g	6
Z	g	13

A continuación, se muestra una representación de los esfuerzos en los elementos unidimensionales y bidimensionales del satélite para las tres aceleraciones.

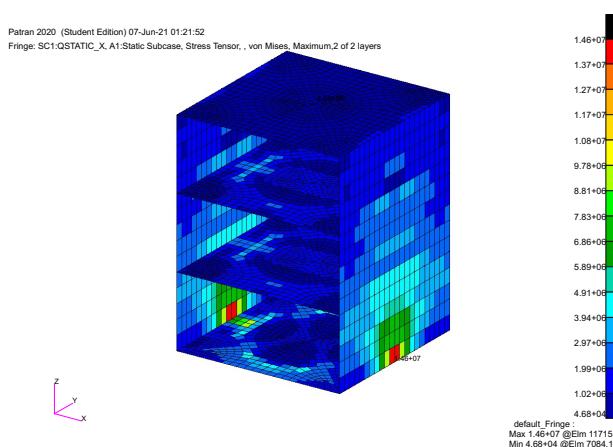
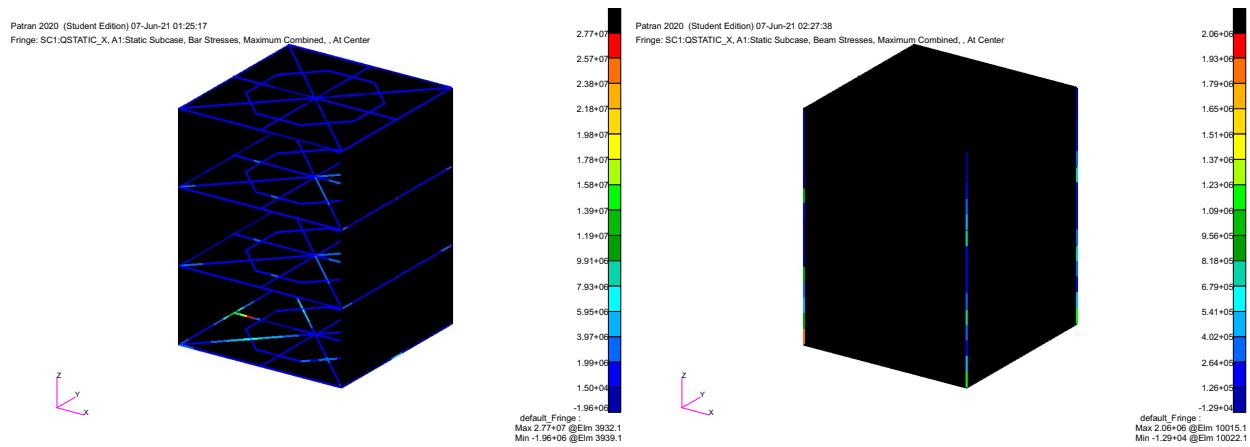


Figura 20: Esfuerzos resultado de la aceleración en dirección del eje X.

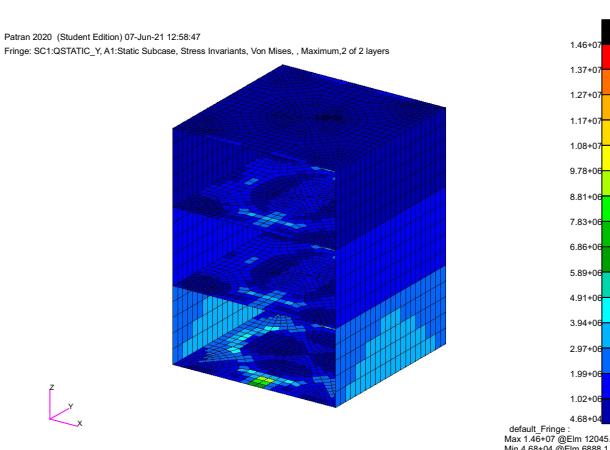
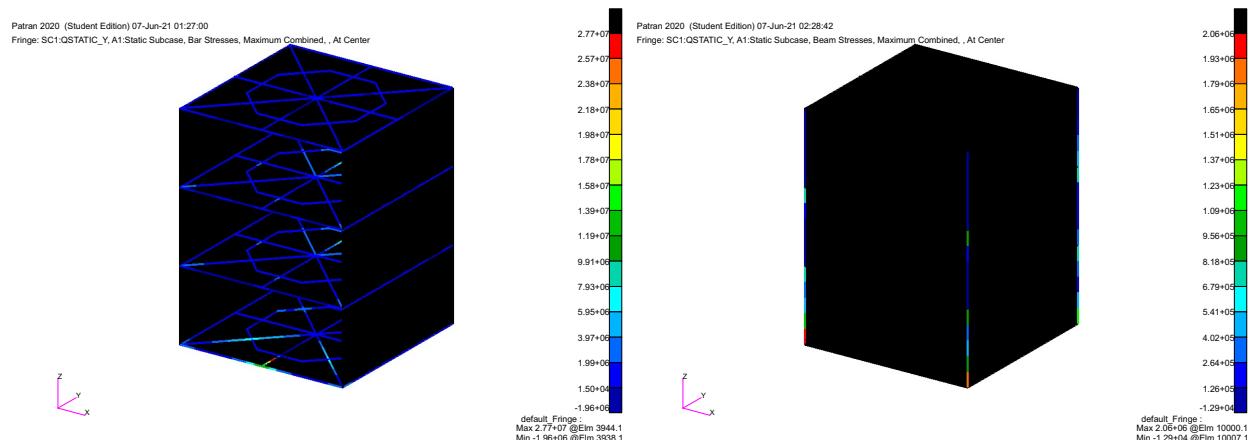


Figura 21: Esfuerzos resultado de la aceleración en dirección del eje Y.

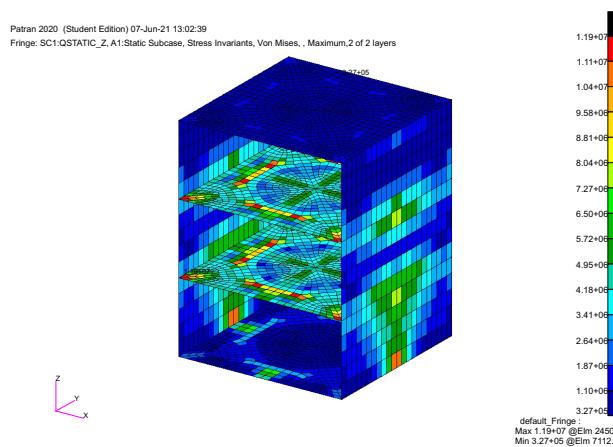
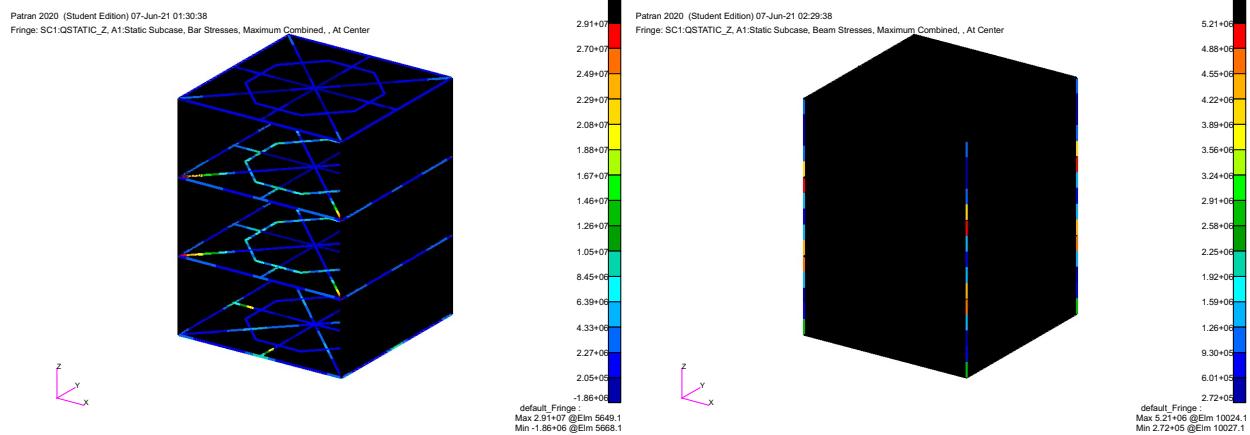


Figura 22: Esfuerzos resultado de la aceleración en dirección del eje Z.

Finalmente, se han calculado los márgenes de seguridad en cada una de las direcciones.

Tabla 23: Tensiones y márgenes de seguridad para el análisis de aceleración inercial.

Eje	σ_{shell} [Pa]	$\sigma_{bar \min}$ [Pa]	$\sigma_{bar \max}$ [Pa]	$\sigma_{beam \min}$ [Pa]	$\sigma_{beam \max}$ [Pa]	MoS_y	MoS_u
X	$1,46 \cdot 10^7$	$-2,77 \cdot 10^7$	$2,77 \cdot 10^7$	$-2,06 \cdot 10^6$	$2,06 \cdot 10^7$	9,13	9,40
Y	$1,46 \cdot 10^7$	$-2,77 \cdot 10^7$	$2,77 \cdot 10^7$	$-2,06 \cdot 10^6$	$2,06 \cdot 10^6$	9,13	9,40
Z	$1,19 \cdot 10^7$	$-3,35 \cdot 10^7$	$2,91 \cdot 10^7$	$-4,46 \cdot 10^6$	$5,21 \cdot 10^6$	7,37	7,60

5.3. Análisis de vibraciones seno

A la hora de llevar a cabo el análisis de cargas sinusoidales se tiene que tener en cuenta las especificaciones establecidas, las cuales se recogen en la Tabla 24.

Tabla 24: Especificaciones para el análisis de vibraciones sinusoidales.

Eje	Rango de Frecuencia [Hz]	Aceleración
Longitudinal (Z)	4-6	25 [mm]
	6-100	3,75 [g]
Lateral (X, Y)	2-6	20 [mm]
	6-100	2,5 [g]

Tal y como se puede observar, algunas de las especificaciones no se dan directamente como valores de aceleración, si no en desplazamiento. Para los tramos en los que se especifica la aceleración como un desplazamiento va a ser necesario transformarlo, para poder introducir así estos valores en formato de tabla en el cabecera de análisis sinusoidal facilitado.

Para determinar cuál es el nivel de aceleración (en g) correspondiente a un nivel de desplazamiento (mm) se utiliza la ecuación de onda simple [1]:

$$x(t) = \frac{A}{1000} \sin(2\pi ft), \quad (10)$$

en donde A es la amplitud en mm, x es el valor del desplazamiento, f es la frecuencia y t el valor del tiempo. Para obtener el valor de la aceleración se deriva dos veces la expresión anterior,

$$\ddot{x}(t) = -4\pi^2 f^2 \frac{A}{1000} \sin(2\pi ft) = -9,81B \sin(2\pi ft), \quad (11)$$

en donde B es la amplitud de aceleración en g, para finalmente obtener la expresión que relaciona la especificación en mm (A) con la aceleración correspondiente en g (B):

$$B(g) = 4\pi^2 \frac{A(\text{mm})}{9810} f^2. \quad (12)$$

En la Tabla 25 se recogen los diferentes valores de aceleración en función del rango de frecuencias y del eje a estudiar. A la hora de llevar a cabo los análisis de cargas sinusoidales se ha considerado un factor de amortiguamiento crítico de 0,02 entre el rango de frecuencias comprendido de 0 a 2000 Hz. Además, cabe destacar que a la hora de llevar a cabo el análisis se ha definido un nuevo nodo de interface (Id 859999). Este nodo irá unido a los nodos de interface de los CBUSH.

Tabla 25: Cálculo de la aceleración en función del tramo de frecuencia para el análisis sinusoidal a partir de las especificaciones establecidas.

Lateral (X,Y)			Longitudinales (Z)		
A [mm]	f [Hz]	B [g]	A [mm]	f [Hz]	B [g]
20	2	0,32	25	4	1,61
20	3	0,72	25	5	2,51
20	4	1,28		6-100	3,75
20	5	2,01			
	6-100	2,5			

Tras realizar este análisis lo que se obtiene son las fuerzas de los *CBUSH* para una serie de frecuencias comprendidas dentro del rango de evaluación. Se ha considerado de interés representar y calcular únicamente los márgenes de seguridad correspondientes a la primera frecuencia propia de los modos laterales (94,58 Hz) y la de la primera frecuencia propia del modo longitudinal (95,79 Hz). Tal y como se observar en las Tablas 26 y 27, los mayores tensiones en la dirección X e Y ocurren a una frecuencia de 94,58 Hz, mientras que en la dirección Z ocurre para la frecuencia de 95,79 Hz.

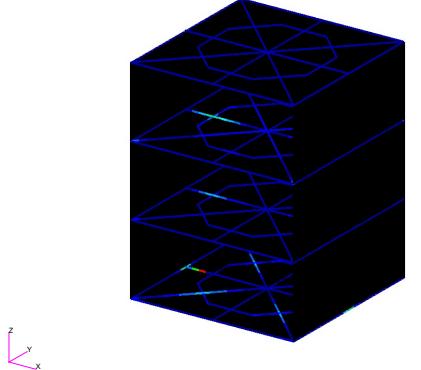
Tabla 26: Tensiones y márgenes de seguridad para el análisis de vibraciones seno para 94,58 Hz.

Eje	σ_{shell} [Pa]	$\sigma_{bar Stresses Bending}$ [Pa]	$\sigma_{beam Stresses Combined}$ [Pa]	MoS_y	MoS_u
X	$1,45 \cdot 10^8$	$2,21 \cdot 10^8$	$2,23 \cdot 10^7$	0,27	0,30
Y	$1,45 \cdot 10^8$	$2,21 \cdot 10^8$	$2,23 \cdot 10^7$	0,27	0,30
Z	$7,64 \cdot 10^7$	$1,39 \cdot 10^8$	$3,35 \cdot 10^7$	1,02	1,07

Tabla 27: Tensiones y márgenes de seguridad para el análisis de vibraciones seno para 95,79 Hz.

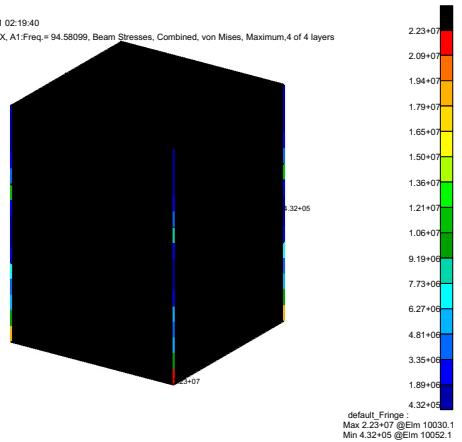
Eje	σ_{shell} [Pa]	$\sigma_{bar Stresses Bending}$ [Pa]	$\sigma_{beam Stresses Combined}$ [Pa]	MoS_y	MoS_u
X	$1,21 \cdot 10^8$	$1,84 \cdot 10^8$	$1,86 \cdot 10^7$	0,52	0,57
Y	$1,21 \cdot 10^8$	$1,84 \cdot 10^8$	$1,86 \cdot 10^7$	0,52	0,57
Z	$8,98 \cdot 10^7$	$1,63 \cdot 10^8$	$3,94 \cdot 10^7$	0,72	0,77

Patran 2020 (Student Edition) 07-Jun-21 02:19:13
Fringe: SC1: MODEL SINE VIBRATION X, A1:Freq.= 94.58099, Bar Stresses, Bending, von Mises, Maximum,4 of 4 layers



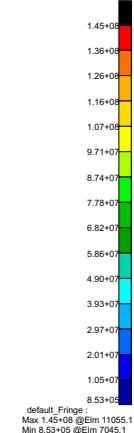
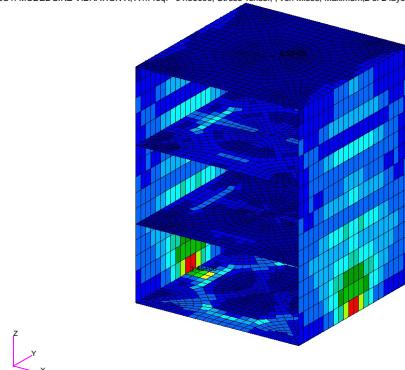
(a) Esfuerzo a flexión en elementos *bar*.

Patran 2020 (Student Edition) 07-Jun-21 02:19:40
Fringe: SC1: MODEL SINE VIBRATION X, A1:Freq.= 94.58099, Beam Stresses, Combined, von Mises, Maximum,4 of 4 layers



(b) Esfuerzo combinado en elementos *beam*.

Patran 2020 (Student Edition) 07-Jun-21 02:15:28
Fringe: SC1: MODEL SINE VIBRATION X, A1:Freq.= 94.58099, Stress Tensor, , von Mises, Maximum,2 of 2 layers



(c) Esfuerzo máximo en elementos bidimensionales.

Figura 23: Esfuerzos resultado de la excitación a frecuencia 94,58 Hz en dirección del eje X.

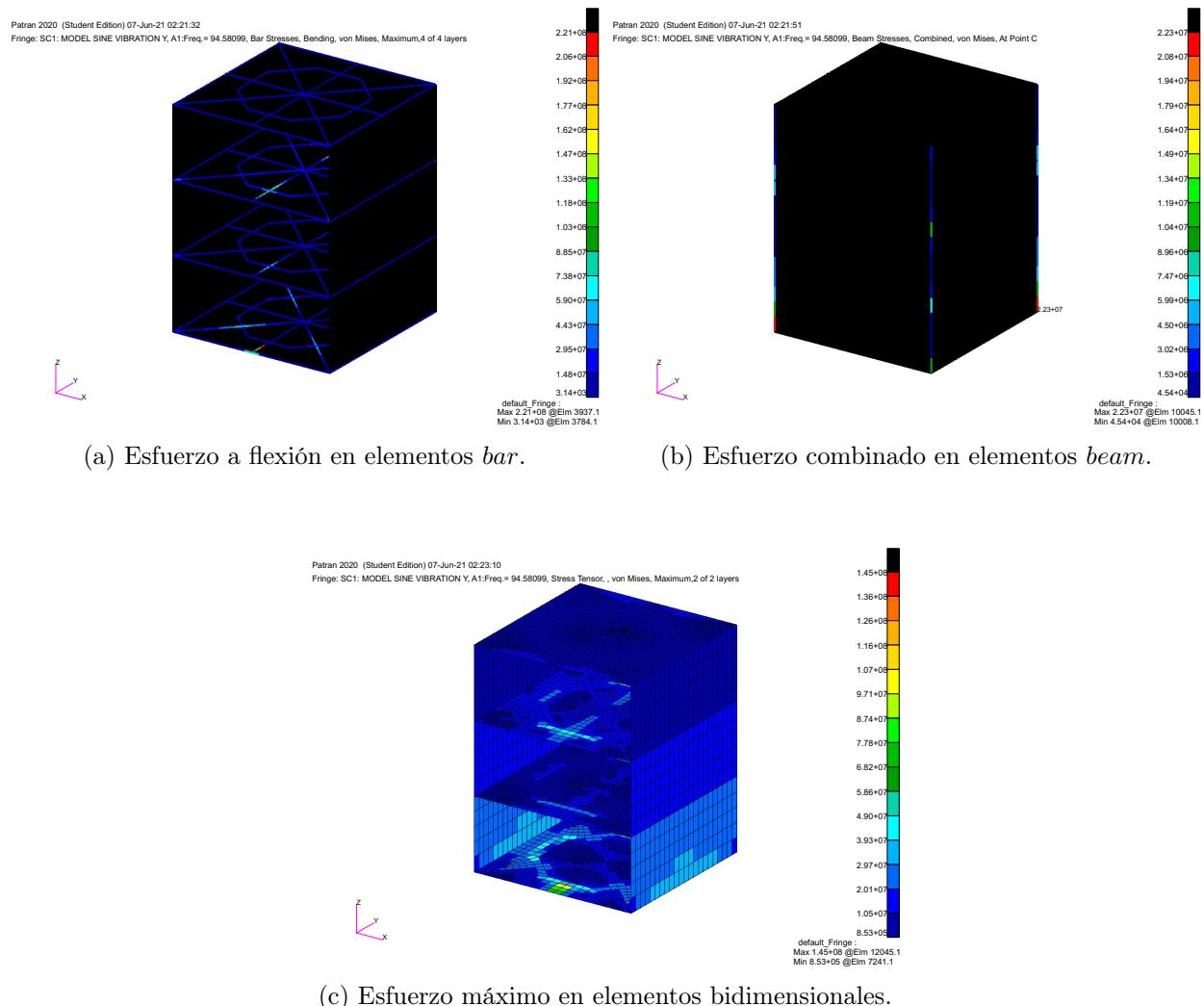


Figura 24: Esfuerzos resultado de la excitación a frecuencia 94,58 Hz en dirección del eje Y.

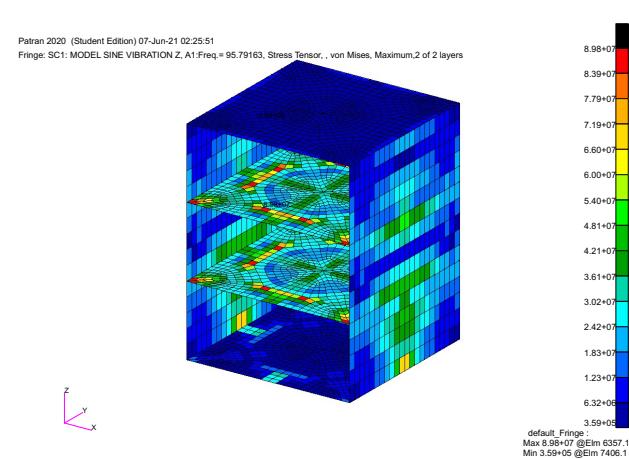
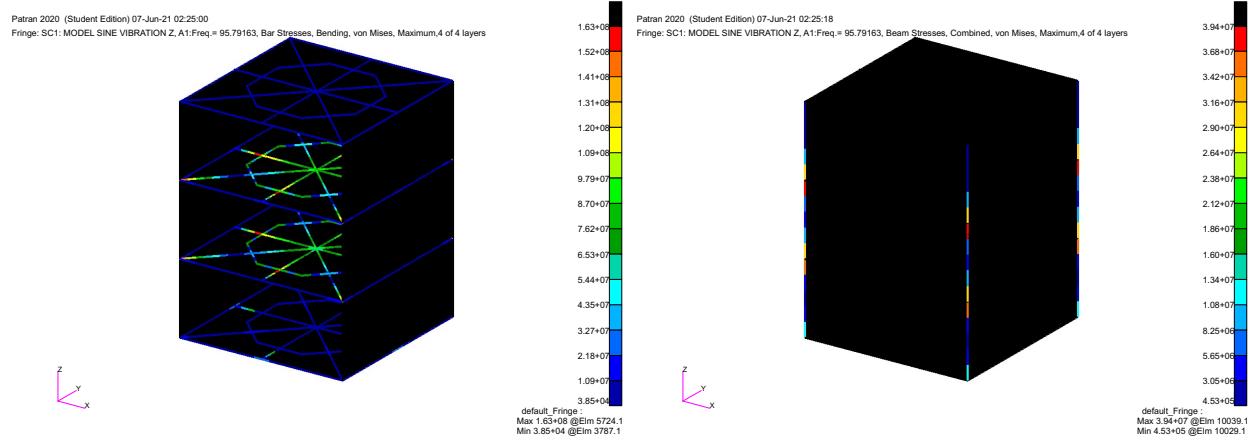


Figura 25: Esfuerzos resultado de la excitación a frecuencia 95,79 Hz en dirección del eje Z.

5.4. Análisis de vibraciones aleatorias

Se ha sometido al modelo a un análisis de cargas aleatorias en un rango de frecuencias entre 20 y 2000 Hz con una aceleración de $0.0727 \text{ g}/\text{Hz}^2$. Este análisis pretende analizar el impacto de las cargas producidas por la turbomaquinaria y las cargas acústicas sobre el satélite. A la hora de llevar a cabo el análisis se ha considerado, al igual que en análisis de cargas aleatorias, un factor de amortiguamiento crítico de 0.02 para el rango de frecuencias comprendido entre 20 y 2000 Hz.

En este análisis se van a utilizar los valores 3RMS de las fuerzas y tensiones para calcular los márgenes de seguridad del modelo, además, se multiplicarán por el factor del modelo, $K_M = 1,1$ y por un factor de cargas aleatorias, $K_A = 3$. Todos los valores de fuerzas recogidos tanto en la Tabla 23 como los que se mostrarán posteriormente de F_A y F_τ en el análisis de los tornillos, ya tiene en cuenta

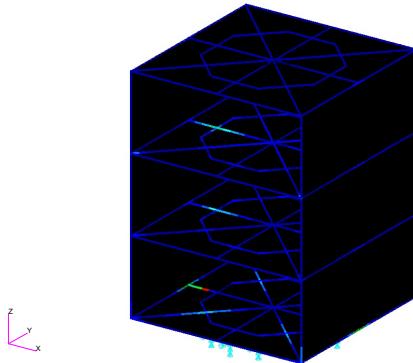
el factor 3, para considerar las tensiones 3RMS (Tabla 41, 43, 45).

Para poder realizar este análisis se han aplicando dos métodos distintos con sus respectivos cabeceros para cada uno de los ejes. En primer lugar, se ha aplicado el método SPCD para calcular las fuerzas sobre los elementos *CBUSH*, así como las aceleraciones sobre el nodo de la base definido (ID: 859999). Este nodo, al igual que en el caso de vibraciones sinusoidal, irá unido a los nodos de interface de los *CBUSH*. Con este análisis es posible obtener los valores RMS de las fuerzas sobre los tornillos. Estas fuerzas se multiplicarán por el Factor $K_A = 3$ para obtener los valores 3RMS de F_A y F_τ .

Para poder llevar a cabo el cálculo de las tensiones va a ser necesario aplicar el método MSC Random, con su respectivo cabecero. A la hora de calcular las tensiones se tiene que llevar a cabo dos pasos, en primer lugar, calcular el valor de los esfuerzos de todos los elementos utilizando el cabecero y en segundo lugar, procesar dichos resultados a través de Patran para poder introducir como input la tabla de especificaciones de vibraciones aleatorias, y poder así calcular y visualizar los valores 3RMS de las tensiones de los elementos 2D y 1D.

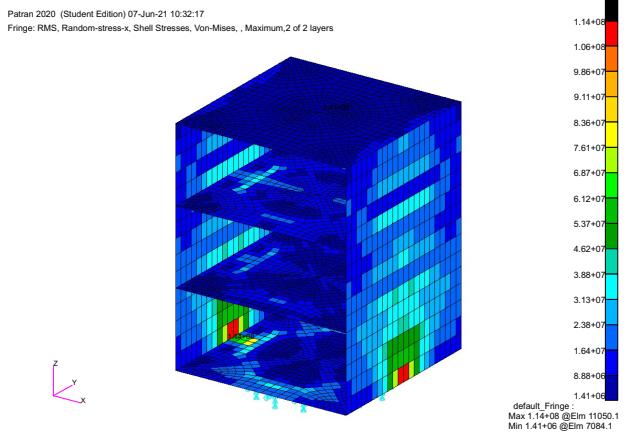
En las Figuras 26, 27, 28 se representan los valores de las tensiones en los elementos *bar/beam* y en los elementos bidimensionales para cada uno de los ejes. Asimismo, en la Tabla 28 se recogen los valores máximos de cada una de esas tensiones así como el valor de los márgenes de seguridad calculados.

Patran 2020 (Student Edition) 07-Jun-21 10:34:33
Fringe: RMS, Random-stress-x, Bar Stresses, Combined, , Maximum,4 of 4 layers



(a) Esfuerzo máximo en elementos *bar/beam*.

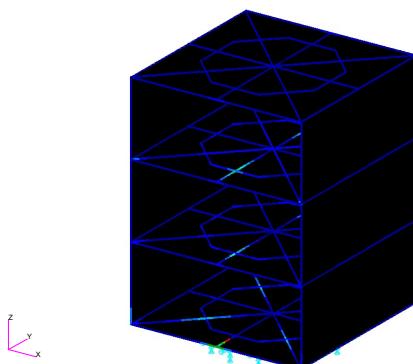
Patran 2020 (Student Edition) 07-Jun-21 10:32:17
Fringe: RMS, Random-stress-x, Shell Stresses, Von-Mises, , Maximum,2 of 2 layers



(b) Esfuerzo máximo en elementos bidimensionales.

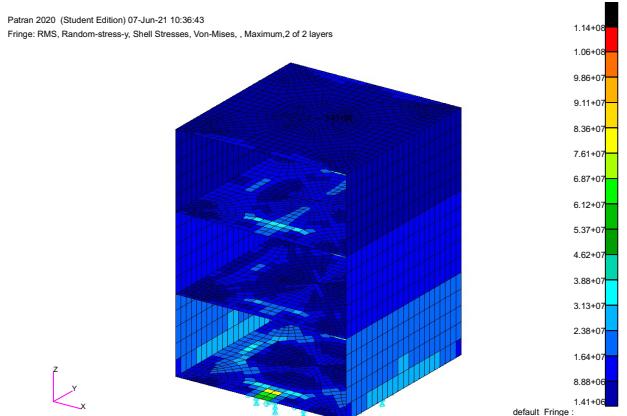
Figura 26: Esfuerzos resultado de la vibración aleatoria en dirección del eje X.

Patran 2020 (Student Edition) 07-Jun-21 10:35:09
Fringe: RMS, Random-stress-y, Bar Stresses, Combined, , Maximum,4 of 4 layers



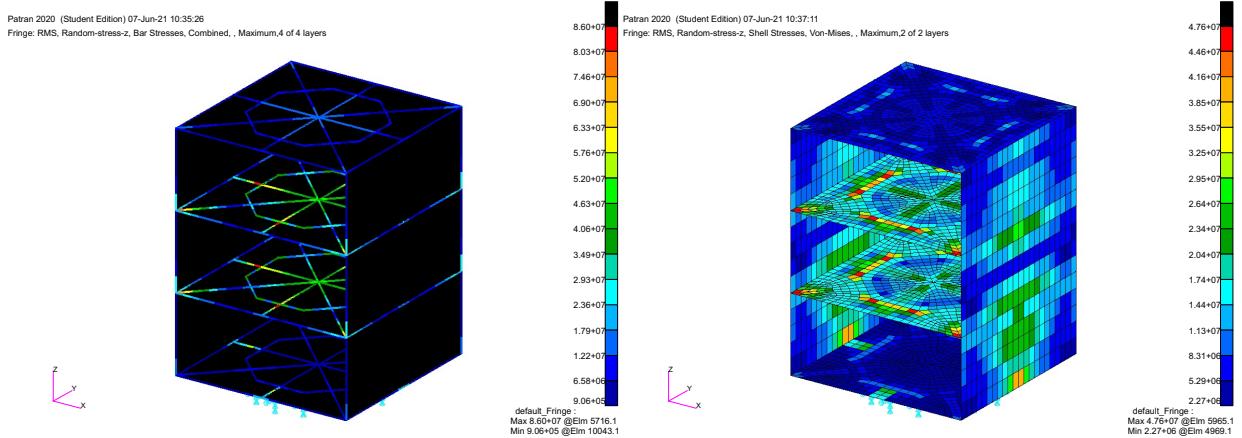
(a) Esfuerzo combinado en elementos *bar/beam*.

Patran 2020 (Student Edition) 07-Jun-21 10:36:43
Fringe: RMS, Random-stress-y, Shell Stresses, Von-Mises, , Maximum,2 of 2 layers



(b) Esfuerzo combinado en elementos bidimensionales.

Figura 27: Esfuerzos resultado de la vibración aleatoria en dirección del eje Y.



(a) Esfuerzo máximo en elementos *bar/beam*. (b) Esfuerzo máximo en elementos bidimensionales.

Figura 28: Esfuerzos resultado de la vibración aleatoria en dirección del eje Z.

Tabla 28: Tensiones 3RMS y márgenes de seguridad en para el análisis de vibraciones aleatorias.

Eje	σ_{shell} [Pa]	$\sigma_{bar(bean)} Stress Combined$ [Pa]	MoS_y	MoS_u
X	$1,14 \cdot 10^8$	$1,72 \cdot 10^8$	0,63	0,68
Y	$1,14 \cdot 10^8$	$1,72 \cdot 10^8$	0,63	0,68
Z	$4,76 \cdot 10^7$	$8,60 \cdot 10^7$	2,26	2,35

5.5. Análisis de tornillos

Para cada uno de los análisis anteriores se han obtenido las tensiones en los elementos CBUSH que simulan los elementos de unión en la interfaz.

En las Tablas 29 a 46 se muestran las fuerzas a las que se han visto sometidos los tornillos en los casos de carga estudiados, además, utilizando las ecuaciones y coeficientes descritos al inicio de la sección se han calculado los distintos márgenes de seguridad.

En los casos que haya un margen con valor negativo se resaltará de color rojo.

Tabla 29: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje X.

Element ID	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	-276,44	99,35	-276,28	0,00	1,65	0,85	304,08	322,96
2786	-178,58	55,37	-428,13	-0,00	-7,10	-3,18	196,43	474,87
2787	0,00	0,00	-380,32	0,00	-4,08	0,00	0,00	418,35
2788	178,58	-55,35	-428,16	-0,00	-7,10	3,18	196,44	474,89
2789	276,44	-99,38	-276,29	0,00	1,65	-0,85	304,08	322,98
2790	1.633,90	0,00	102,75	-0,00	-76,24	-0,00	1797,29	113,02
2791	276,44	99,35	-276,28	-0,00	1,65	0,85	304,08	322,96
2792	178,58	55,37	-428,13	0,00	-7,10	-3,18	196,43	474,87
2793	-0,00	0,00	-380,32	-0,00	-4,08	0,00	0,00	418,35
2794	-178,58	-55,35	-428,16	0,00	-7,10	3,18	196,44	474,89
2795	-276,44	-99,38	-276,29	-0,00	1,65	-0,85	304,08	322,98
2796	-1.633,90	0,00	102,75	-0,00	-76,24	-0,00	1797,29	113,02

Tabla 30: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje X.

Tensile Total		Gapping	Sliding	Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	10.215.828,59	3,52	0,58	0,83
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,82	4,47	13,55	0,58	0,82
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	9.777.089,31	3,52	0,58	0,83
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,82	4,47	13,55	0,58	0,82

Tabla 31: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Y.

Element ID	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	-178,58	-428,16	55,35	0,00	3,18	7,10	196,44	474,89
2786	-276,44	-276,29	99,38	-0,00	-0,85	-1,65	304,08	322,98
2787	-1.633,90	102,75	-0,00	-0,00	-0,00	76,24	1.797,29	113,02
2788	-276,44	-276,28	-99,35	0,00	0,85	-1,65	304,08	322,96
2789	-178,58	-428,13	-55,37	-0,00	-3,18	7,10	196,43	474,87
2790	0,00	-380,32	-0,00	0,00	0,00	4,08	0,00	418,35
2791	178,58	-428,16	55,35	-0,00	3,18	7,10	196,44	474,89
2792	276,44	-276,29	99,38	0,00	-0,85	-1,65	304,08	322,98
2793	1.633,90	102,75	-0,00	0,00	-0,00	76,24	1.797,29	113,02
2794	276,44	-276,28	-99,35	-0,00	0,85	-1,65	304,08	322,96
2795	178,58	-428,13	-55,37	0,00	-3,18	7,10	196,43	474,87
2796	-0,00	-380,32	-0,00	-0,00	0,00	4,08	0,00	418,35

Tabla 32: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Y.

Tensile Total		Gapping	Sliding	Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,82	4,47	13,55	0,58	0,82
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	9.375.736,11	3,52	0,58	0,83
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,82	4,47	13,55	0,58	0,82
0,58	0,83	31,33	4,73	0,58	0,83
0,58	0,83	49,05	2,93	0,58	0,83
0,58	0,83	9.683.020,80	3,52	0,58	0,83

Tabla 33: Tensiones de los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Z.

Element ID	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	251,88	9,07	108,30	-0,00	-1,46	-0,26	277,06	119,55
2786	251,87	108,30	9,06	0,00	0,26	1,46	277,06	119,55
2787	1.323,22	-236,10	0,00	-0,00	0,00	-56,03	1.455,54	259,71
2788	251,88	108,30	-9,07	-0,00	-0,26	1,46	277,06	119,55
2789	251,87	9,06	-108,30	0,00	1,46	-0,26	277,06	119,55
2790	1.323,22	0,00	236,10	-0,00	-56,03	-0,00	1.455,54	259,71
2791	251,88	-9,07	-108,30	-0,00	1,46	0,26	277,06	119,55
2792	251,87	-108,30	-9,06	0,00	-0,26	-1,46	277,06	119,55
2793	1.323,22	236,10	-0,00	-0,00	-0,00	56,03	1.455,54	259,71
2794	251,88	-108,30	9,07	-0,00	0,26	-1,46	277,06	119,55
2795	251,87	-9,06	108,30	0,00	-1,46	0,26	277,06	119,55
2796	1.323,22	-0,00	-236,10	-0,00	56,03	0,00	1.455,54	259,71

Tabla 34: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de aceleración inercial en el eje Z.

Tensile Total		Gapping	Sliding	Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	5,75	5,51	0,58	0,83
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	5,75	5,51	0,58	0,83
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	5,75	5,51	0,58	0,83
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	34,49	14,50	0,58	0,83
0,58	0,83	5,75	5,51	0,58	0,83

Tabla 35: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno para 94,58 Hz en el eje X.

Element ID	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	2.520,41	1.007,54	2.190,34	0,04	20,61	17,92	2.772,45	2.652,05
2786	1.852,04	568,33	3.127,90	0,04	76,71	34,70	2.037,25	3.497,02
2787	0,02	0,02	2.974,19	0,00	35,03	0,00	0,02	3.271,61
2788	1.852,06	568,06	3.128,18	0,04	76,71	34,70	2.037,27	3.497,27
2789	2.520,39	1.007,86	2.190,37	0,04	20,61	17,92	2.772,42	2.652,23
2790	15.925,02	0,03	3.029,05	0,00	826,83	0,00	17.517,52	3.331,96
2791	2.520,41	1.007,54	2.190,34	0,04	20,61	17,92	2.772,45	2.652,05
2792	1.852,04	568,33	3.127,90	0,04	76,71	34,70	2.037,25	3.497,02
2793	0,02	0,02	2.974,19	0,00	35,03	0,00	0,02	3.271,61
2794	1.852,06	568,06	3.128,18	0,04	76,71	34,70	2.037,27	3.497,27
2795	2.520,39	1.007,86	2.190,37	0,04	20,61	17,92	2.772,42	2.652,23
2796	15.925,02	0,03	3.029,05	0,00	826,83	0,00	17.517,52	3.331,96

Tabla 36: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno en el eje X para 94,58 Hz.

Tensile Total		Gapping	Sliding	Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,83	537.160,51	-0,42	0,53	0,73
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,54	0,76	-0,44	-1,15	0,49	0,66
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,83	506.387,47	-0,42	0,53	0,73
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,54	0,76	-0,44	-1,15	0,49	0,66

Tabla 37: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno 94,58 Hz en el eje Y.

Element ID	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	1.852,06	3.128,18	568,06	0,04	34,70	76,71	2.037,27	3.497,27
2786	2.520,39	2.190,37	1.007,86	0,04	17,92	20,61	2.772,42	2.652,23
2787	15.925,02	3.029,05	0,03	0,00	0,00	826,83	17.517,52	3.331,96
2788	2.520,41	2.190,34	1.007,54	0,04	17,92	20,61	2.772,45	2.652,05
2789	1.852,04	3.127,90	568,33	0,04	34,70	76,71	2.037,25	3.497,02
2790	0,01	2.974,19	0,02	0,00	0,00	35,03	0,02	3.271,61
2791	1.852,06	3.128,18	568,06	0,04	34,70	76,71	2.037,27	3.497,27
2792	2.520,39	2.190,37	1.007,86	0,04	17,92	20,61	2.772,42	2.652,23
2793	15.925,02	3.029,05	0,03	0,00	0,00	826,83	17.517,52	3.331,96
2794	2.520,41	2.190,34	1.007,54	0,04	17,92	20,61	2.772,45	2.652,05
2795	1.852,04	3.127,90	568,33	0,04	34,70	76,71	2.037,25	3.497,02
2796	0,02	2.974,19	0,02	0,00	0,00	35,03	0,02	3.271,61

Tabla 38: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno para 94,58 Hz en el eje Y.

Tensile Total		Gapping	Sliding	Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,54	0,76	-0,44	-1,15	0,49	0,66
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,83	627.341,38	-0,42	0,53	0,73
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,54	0,76	-0,44	-1,15	0,49	0,66
0,58	0,82	2,55	-0,43	0,54	0,75
0,58	0,82	3,83	-0,54	0,52	0,71
0,58	0,83	441.292,71	-0,42	0,53	0,73

Tabla 39: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno 94,58 Hz en el eje Z.

Element ID	F_X [N]	F_Y [N]	F_Z [N]	M_X [Nm]	M_Y [Nm]	M_Z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	637,62	28,59	485,14	0,01	3,76	7,87	701,38	534,58
2786	637,60	485,13	28,56	0,01	7,87	3,76	701,36	534,56
2787	4.563,84	1.015,41	0,02	0,00	0,00	250,35	5.020,23	1.116,95
2788	637,62	485,14	28,59	0,01	7,87	3,76	701,38	534,58
2789	637,60	28,56	485,13	0,01	3,76	7,87	701,36	534,56
2790	4.563,84	0,02	1.015,41	0,00	250,35	0,00	5.020,23	1.116,95
2791	637,62	28,59	485,14	0,01	3,76	7,87	701,38	534,58
2792	637,60	485,13	28,56	0,01	7,87	3,76	701,36	534,56
2793	4.563,84	1.015,41	0,02	0,00	0,00	250,35	5.020,23	1.116,95
2794	637,62	485,14	28,59	0,01	7,87	3,76	701,38	534,58
2795	637,60	28,56	485,13	0,01	3,76	7,87	701,36	534,56
2796	4.563,84	0,02	1.015,41	0,00	250,35	0,00	5.020,23	1.116,95

Tabla 40: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones seno 94,58 Hz en el eje Z.

Tensile Total		Gapping	Sliding	Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,57	0,81	0,96	0,08	0,56	0,80
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,57	0,81	0,96	0,08	0,56	0,80
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,57	0,81	0,96	0,08	0,56	0,80
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,58	0,83	13,02	2,36	0,58	0,83
0,57	0,81	0,96	0,08	0,56	0,80

Tabla 41: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje X.

Element ID	F_X [N]	F_Y [N]	F_Z [N]	M_X [Nm]	M_Y [Nm]	M_Z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	767,97	268,35	672,81	0,01	5,76	10,69	2.534,31	2.390,37
2786	488,50	153,10	1.074,07	0,01	20,71	9,13	1.612,05	3.580,26
2787	0,01	0,01	890,86	0,01	9,69	0,00	0,02	2.939,84
2788	488,51	153,03	1.074,13	0,01	20,71	9,12	1.612,07	3.580,42
2789	767,96	268,43	672,83	0,01	5,76	10,69	2.534,27	2.390,52
2790	4.389,71	0,01	1.649,29	0,00	218,05	0,00	14.486,06	5.442,65
2791	767,97	268,35	672,81	0,01	5,76	10,69	2.534,31	2.390,37
2792	488,50	153,10	1.074,07	0,01	20,71	9,13	1.612,05	3.580,27
2793	0,01	0,01	890,86	0,01	9,69	0,00	0,02	2.939,84
2794	488,51	153,03	1.074,13	0,01	20,71	9,12	1.612,07	3.580,42
2795	767,96	268,43	672,83	0,01	5,76	10,69	2.534,27	2.390,52
2796	4.389,71	0,01	1.649,29	0,00	218,05	0,00	14.486,05	5.442,65

Tabla 42: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje X.

Tensile Total		Gaping		Sliding		Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,83	558.348,33	-0,36	0,54	0,75		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,54	0,77	-0,32	-1,02	0,42	0,54		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,83	509.357,79	-0,36	0,54	0,75		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,54	0,77	-0,32	-1,02	0,42	0,54		

Tabla 43: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Y.

Element ID	F_X [N]	F_Y [N]	F_Z [N]	M_X [Nm]	M_Y [Nm]	M_Z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	488,51	1.074,13	153,03	0,01	9,12	20,71	1.612,07	3.580,42
2786	767,96	672,83	268,43	0,01	10,69	5,76	2.534,27	2.390,52
2787	4.389,71	1.649,29	0,01	0,00	0,00	218,05	14.486,06	5.442,65
2788	767,97	672,81	268,35	0,01	10,69	5,76	2.534,31	2.390,37
2789	488,50	1.074,07	153,10	0,01	9,13	20,71	1.612,05	3.580,26
2790	0,01	890,86	0,01	0,01	0,00	9,69	0,02	2.939,84
2791	488,51	1.074,13	153,03	0,01	9,12	20,71	1.612,07	3.580,42
2792	767,96	672,83	268,43	0,01	10,69	5,76	2.534,27	2.390,52
2793	4.389,71	1.649,29	0,01	0,00	0,00	218,05	14.486,05	5.442,65
2794	767,97	672,81	268,35	0,01	10,69	5,76	2.534,31	2.390,37
2795	488,50	1.074,07	153,10	0,01	9,13	20,71	1.612,05	3.580,26
2796	0,01	890,86	0,01	0,01	0,00	9,69	0,02	2.939,84

Tabla 44: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Y.

Tensile Total		Gappling		Sliding		Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,54	0,77	-0,32	-1,02	0,42	0,54		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,83	538.476,41	-0,36	0,54	0,75		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,54	0,77	-0,32	-1,02	0,42	0,54		
0,58	0,82	2,88	-0,35	0,55	0,77		
0,58	0,83	5,10	-0,53	0,52	0,71		
0,58	0,83	517.640,72	-0,36	0,54	0,75		

Tabla 45: Fuerzas de los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Z.

Element ID	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	F_{ax} [N]	F_τ [N]
2785	480,32	22,59	125,53	0,00	2,52	9,37	1.585,06	420,91
2786	480,30	125,53	22,59	0,00	9,37	2,52	1.584,99	420,90
2787	1.747,69	268,95	0,01	0,00	0,00	67,14	5.767,39	887,54
2788	480,32	125,53	22,59	0,00	9,37	2,52	1.585,06	420,91
2789	480,30	22,59	125,53	0,00	2,52	9,37	1.584,99	420,90
2790	1.747,69	0,01	268,95	0,00	67,14	0,00	5.767,39	887,54
2791	480,32	22,59	125,53	0,00	2,52	9,37	1.585,06	420,91
2792	480,30	125,53	22,59	0,00	9,37	2,52	1.584,99	420,90
2793	1.747,70	268,95	0,01	0,00	0,00	67,14	5.767,39	887,54
2794	480,32	125,53	22,59	0,00	9,37	2,52	1.585,06	420,91
2795	480,30	22,59	125,53	0,00	2,52	9,37	1.584,99	420,90
2796	1.747,70	0,01	268,95	0,00	67,14	0,00	5.767,39	887,54

Tabla 46: Márgenes de los seguridad en los elementos CBUSH para el caso de carga de vibraciones aleatorias en el eje Z.

Tensile Total		Gapping	Sliding	Shear Combined	
MoS_{ty}	MoS_{tu}	MoS_g	MoS_{slip}	MoS_{cy}	MoS_{cu}
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,57	0,81	0,70	0,24	0,56	0,80
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,57	0,81	0,70	0,24	0,56	0,80
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,57	0,81	0,70	0,24	0,56	0,80
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,58	0,83	5,20	2,98	0,58	0,82
0,57	0,81	0,70	0,24	0,56	0,80

6. Conclusiones

Una vez completado el diseño del satélite y realizados todos los análisis pertinentes se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- Las bandejas diseñadas en la primera parte de esta práctica han superado las solicitudes una vez se han integrado en el satélite completo.
- Aunque el satélite supere los requisitos de primeras frecuencias lateral y longitudinal, no se puede decir que sea un diseño óptimo, ya que la primera frecuencia lateral obtenida dobla la mínima requerida. Esto quiere decir que se podría disminuir la masa del satélite, lo cual se propone como futuro trabajo.
- El diseño estructural del satélite no es óptimo, pero los elementos estructurales no sufren deformaciones plásticas durante ningún análisis realizado.
- Todos los tornillos que forman la interfaz satélite/lanzador tienen márgenes de seguridad de *Sliding* negativos en los análisis de vibraciones seno y aleatorias en los ejes X e Y. Este resultado no tiene gran impacto en el satélite estudiado ya que no tiene una restricción estricta de apuntamiento. Si esto ocurriera en otro instrumento, en un telescopio por ejemplo, si que sería necesario un rediseño para que no se produjera deslizamiento y se modificara su posición.
- En los ensayos de vibraciones seno y aleatorias en los ejes X e Y hay dos tornillos que tienen un margen de seguridad de *Gapping* negativo. Esto no provocaría un fallo catastrófico ya que los márgenes de cortante combinado siguen siendo positivos en todos los tornillos, sin embargo, no es tolerable y por tanto, sería necesario llevar a cabo un rediseño.
- Para hacer que los márgenes de *Gapping* sean positivos se propone aumentar la precarga de los tornillos, aumentar la métrica de estos o realizar un diseño más optimizado del satélite que disminuya la masa y, por lo tanto, las fuerzas que tenga que soportar los elementos de unión.
- En algunos de los elementos de unión aparecen valores de márgenes de seguridad de varios ordenes de magnitud superiores a la unidad, lo cual dice que esos tornillos no están soportando cargas. Por ello, se llega a la conclusión de que se podría hacer una mejor distribución de tornillos para reforzar las zonas en las que aparecen los márgenes negativos de *Gapping*.
- Al tener la estructura del satélite simetría de revolución, los esfuerzos y cargas que aparecen en los ejes X e Y son siempre simétricos respecto a la dirección de la carga.
- Se puede concluir que la estructura del satélite cumple los requisitos exigidos aunque se debe realizar un proceso de optimización para disminuir la masa total del satélite y hacer una redistribución de los elementos de unión con el lanzador para evitar que los tornillos tengan márgenes de seguridad negativos.