

ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE UN NANOSATÉLITE LANZADO POR CAÑÓN ELECTROMAGNÉTICO

Eduardo N. Zapico^a, Leandro González De Cecco^a, Gustavo J. Torresán^b, Luis Aguirre^a

^a*Depto. Aeronáutica, FCEfyN, Universidad Nacional de Córdoba, Vélez Sársfield 1611, X5016GCA, Córdoba, Argentina*

^b*Centro de Investigaciones Aplicadas, Instituto Universitario Aeronáutico, Fuerza Aérea 6500, X5010JMX, Córdoba, Argentina*

Palabras Clave: Nanosatélite, dinámica estructural, aceleraciones extremas

Resumen.

El η Sat-IE es un nanosatélite de colecta de datos, destinado a ser lanzado por medio de un cañón electromagnético. El proyecto es desarrollado por el Departamento de Aeronáutica de la FCEfyN de la Universidad Nacional de Córdoba y el Centro de Investigaciones Aplicadas del Instituto Universitario Aeronáutico.

La misión primaria del η Sat-IE será la colecta de datos de estaciones hidrometeorológicas automáticas (del tipo desarrollado por el CIA dentro de los programas PICTOR 2002 y 2004); adicionalmente servirá como banco de pruebas para el desarrollo de sistemas miniaturizados capaces de soportar aceleraciones extremas.

Los requerimientos de masa y dimensiones impuestos (respectivamente 5 kg y 120mm de diámetro), conjuntamente con los niveles de aceleraciones previstos (en el orden de 10000 g) plantean serios desafíos de ingeniería en el desarrollo de este vehículo.

Para el análisis estructural se utilizó una aproximación con dos niveles de detalle: un modelo de parámetros concentrados, utilizado para el estudio de concepto, análisis de materiales posibles, acotamiento de las sollicitaciones dinámicas (necesario para especificar los sistemas y componentes) y definición de un plan de ensayos de choque y vibración en la fase de desarrollo del proyecto, y un modelo de Elementos Finitos, con un mayor grado de detalle, utilizado para estimar las sollicitaciones específicas en componentes del satélite (principalmente en las celdas solares, elastómeros y equipos electrónicos).

Se presentan los resultados obtenidos con estos dos modelos, conjuntamente con algunos criterios de diseño derivados de los mismos, que serán utilizados en fases ulteriores del proyecto para la definición detallada y ensayos de desarrollo de los distintos componentes y sistemas.

1 INTRODUCCIÓN

Bajo el acrónimo de η Sat-IE se designa al proyecto espacial que consiste en el diseño y construcción de un nanostélite de 5kg, concebido para ser lanzado mediante un cañón electromagnético. El programa global está conducido por el DLR-AS (Deutschen Zentrum für Luft und Raumfahrt - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik - Braunschweig, Germany), agrupando varios grupos europeos de Investigación y Desarrollo.

Su misión primaria será la colecta de datos, con la intención de ser el componente espacial de una red hidrometeorología, que es desarrollada bajo un programa independiente respaldado por el gobierno de Córdoba (PICTOR, 2002). Como misión secundaria el η Sat deberá servir para el desarrollo de un banco de pruebas de componentes espaciales miniaturizados de componentes y de sistemas capaces de soportar elevados choques y aceleraciones extremas.

Si bien el ambiente dinámico de satélites en lanzadores convencionales es bien conocido (Griffin & French, 1991 y Brown, 2002), en el caso de las altas aceleraciones éste no está bien establecido, esperándose que los efectos sobre algunos componentes del nanosatélite puedan llegar a ser importantes. Dado que históricamente este campo ha estado reservado a aplicaciones militares, la bibliografía de dominio público es muy limitada y poco actualizada (Waye, Peterson, Botner, 1986). No obstante, dentro de un marco experimental han aparecido recientemente nuevas nociones sobre el diseño de estructuras espaciales de alta resistencia a choques (Johnson & Wilke, 2003). La falta de criterios establecidos de diseño hace necesario el análisis detallado de la respuesta estructural a estas sollicitaciones, mientras que debe llevarse a cabo una cuidadosa planificación de ensayos para la validación de los conceptos empleados.

Para ello varios modelos fueron desarrollados durante las diferentes fases del proyecto: primero de todo, uno simple de parámetros concentrados y de tres masas, que sirvió como herramienta para obtener rápidamente una comprensión del comportamiento estructural del satélite, así como hacer una estimación preliminar de sus principales características. Finalmente, se desarrollaron Modelos de Elementos Finitos (FEM) para estimar el comportamiento estructural de componentes críticos, tales como paneles solares y equipamiento electrónico.

2 CONSIDERACIONES GENERALES DE DISEÑO

La configuración general adoptada para el η Sat-IE permite ubicar todo el equipo electrónico dentro de unas dimensiones globales de 120mm de diámetro y 240mm de longitud, tal y como se muestra en la Figura 1.

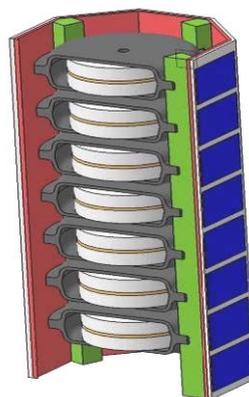


Figura 1 Esquema Estructural del η Sat

El nanosatélite entonces se conforma mediante una cofia exterior que soporta los paneles solares, así como sistemas externos tales como sensores y antenas. Esta cubierta exterior sirve además como estructura resistente, transfiriendo y distribuyendo las cargas de lanzamiento. Los sistemas electrónicos aseguran su integridad al encontrarse contenidos en siete módulos separados. A su vez, la transferencia de cargas dinámicas del lanzador a los módulos se produce en las uniones entre éstos y las columnas de la cofia.

Esta distribución estructural nos permite obtener una adecuada independencia entre los distintos componentes estructurales, disminuyendo las cargas mecánicas sobre la electrónica, además de tener en cuenta los problemas de integración. Finalmente, el satélite completo será montado en un soporte amortiguado (no graficado aquí), que servirá como interfase con el lanzador.

3 MODELOS MATEMÁTICOS

En esta sección se presentarán los diversos modelos matemáticos empleados para el análisis estructural, yendo desde el más simple de parámetros concentrados de 3DOF, a los más complejos de elementos finitos.

3.1 Modelo de Parámetros Concentrados de 3DOF

El modelo de Parámetros Concentrados de 3DOF empleado proviene de Zapico, *et al* (Zapico, 2005) y tal como puede observarse en la Figura 2, consta de tres submodelos principales: una cofia, sistemas internos y el soporte amortiguador, los cuales serán descritos a continuación, junto con las cargas actuantes sobre el modelo.

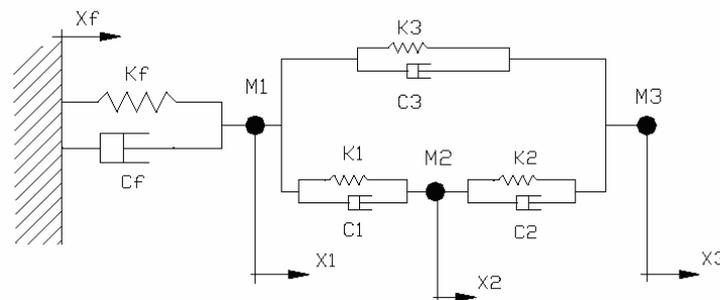


Figura 2. Modelo de Parámetros Concentrados de 3DOF

3.1.1 Cofia

Debido a su geometría y a su estructura monolítica construida en material Compuesto de Fibra de Carbono Reforzado (CFRC), presenta una elevada rigidez específica, por lo que se modeló mediante dos masas que representan las posibles distribuciones de masa (indicadas como m_1 y m_3), y unidas mediante un elemento elástico (k_3) y un amortiguador viscoso (c_3).

Este modelado nos permite tomar en cuenta diferentes distribuciones de masa, así como coeficientes de rigidez y amortiguamiento provenientes de diferentes parámetros constructivos, como el espesor de la cubierta y el sustrato elastomérico. Además, los valores de m_1 y m_3 podrán ser verificados según los diferentes equipamientos montados en ellos.

3.1.2 Componentes Internos

Debido a que el equipo interno se integra mediante una estructura muy compacta, fue modelado como una masa única (m_2), unido a la cofia por medio de dos elementos elásticos (k_1 y k_2). De forma similar a lo empleado en la cubierta, los coeficientes de amortiguamiento c_1 y c_2 fueron introducidos para permitir un ajuste posterior del diseño de esta unión

3.1.3 Soporte Amortiguador

El elemento amortiguador externo fue modelado como una fundación clásica elástica, con parámetros denotados como k_f y c_f son añadidos para estudiar su influencia en las características dinámicas totales del sistema.

3.1.4 Modelo de Cargas

Debido a la gran diferencia de masas del satélite y el lanzador, la excitación estructural fue tratada como un movimiento de base, correspondiente a la integración de la aceleración del lanzador. Tal como puede verse en los diagramas de la [Figura 3](#) (y como fue tratado en [Zapico, et al \(2005\)](#), el impulso dado por el lanzador fue modelado por medio de una función escalón de 10000g de magnitud, con una duración de 60ms. Su integración provee la velocidad y desplazamiento de la fundación.

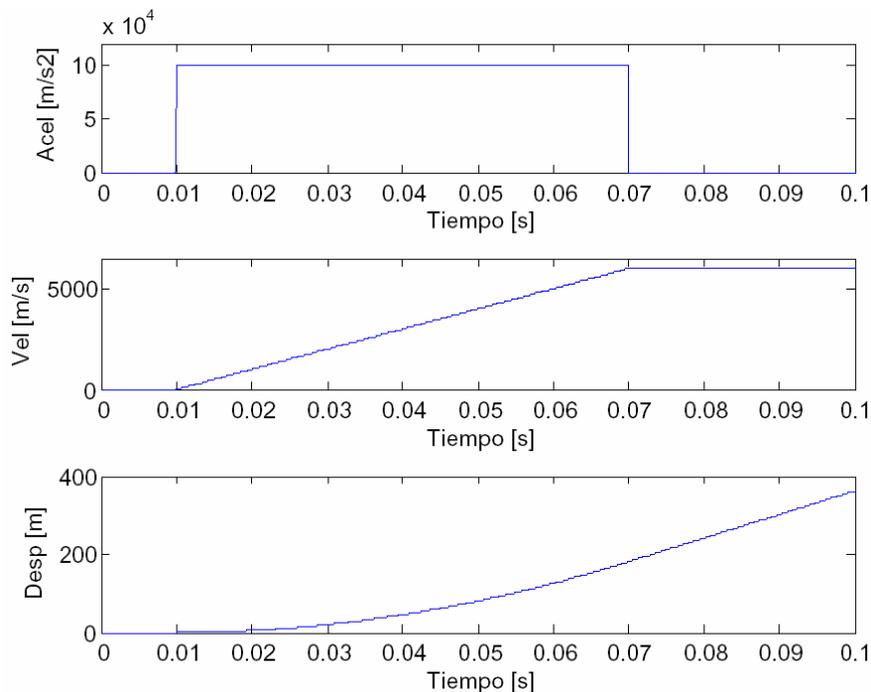


Figure 3. Condición de carga dinámica

3.2 Modelos de Elementos Finitos

La estructura fue modelada haciendo uso de los siguientes submodelos: La cofia, incluyendo los paneles solares, y un módulo representativo de los siete que conforman el equipo electrónico del sistema. El soporte amortiguador no fue modelado aquí, más que por su representación de las fuerzas impuestas sobre la estructura, ya que su definición exige un esfuerzo de diseño distinto.

A continuación, ellos se describen como:

3.2.1 Cofia

La cofia, tal y como se muestra en la [Figura 4](#), está formada por cuatro elementos: una cubierta octogonal de CFRC, de 2mm de espesor, cuatro columnas de Al 7075, que soportan los módulos del sistema, ocho paneles solares por lado del octógono que son adheridos a la cubierta por medio de un sustrato de silicona de 2mm de espesor.

El mallado fue modelado con tetraedros de 4 nodos, considerando en todos los casos un comportamiento de los materiales del tipo lineal e isótropo, mientras que para el sustrato se estableció la condición de casi incompresibilidad.

Todas las propiedades de los materiales fueron obtenidos de las bases de datos usuales, excepto a los referidos a los paneles solares, que fueron obtenidos experimentalmente por [Paz \(Paz, 1999\)](#). Además, la densidad de las columnas fueron alteradas para simular las cargas impuestas a ellas por las masas internas.



Figura 4. Modelado de la Cofia

Las propiedades de cada uno de los componentes de la cofia se muestran en la [Tabla 1](#).

| Componente | Material | Densidad [kg/m ³] | Módulo E [Pa] | Módulo de Poisson | Dimensión máxima del elemento [mm] | Resistencia Última de Tracción [Pa] |
|-----------------|-----------------------|-------------------------------|---------------|-------------------|------------------------------------|-------------------------------------|
| Columnas | 7075 T6 | 14700 | 7.355 e10 | 0.33 | 7 | 4.90 E8 |
| Cubierta | CFRC | 1800 | 1.1 e11 | 0.3 | 3 | 1.18 E9 |
| Paneles Solares | Silicio | 4100 | 7.3 e10 | 0.33 | 2 | 6.80 E6 |
| Sustrato | Adhesivo de siliconas | 1100 | 4.6 e6 | 0.499 | 3 | 3.79 E6 |

Tabla 1. Propiedades de los materiales de la cofia y del modelo de elementos finitos

3.2.2 Módulos de Sistemas

Este módulo que representa un contenedor genérico de los sistemas electrónicos, tal como se muestra en la [Figura 5](#), está compuesto por dos hemicáscaras (tapas que serán oportunamente pegadas entre sí), conteniendo la plaqueta electrónica suspendida en su interior. Esta plaqueta está soportada y amortiguada por dos cojines elastoméricos de silicona, adheridos ambos a la plaqueta y a las tapas.

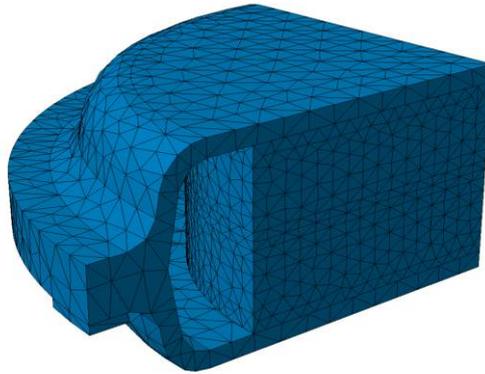


Figura 5. Modelado del Módulo Electrónico

El mallado fue modelado con tetraedros de 4 nodos, siendo en todos los casos considerado un comportamiento de los materiales lineal e isotrópico, mientras que para el sustrato se estableció la condición de casi incompresibilidad. La [tabla 2](#) muestra los parámetros empleados para este modelo.

| Componente | Material | Densidad [kg/m ³] | Módulo E [Pa] | Módulo de Poisson | Dimensión máxima del elemento [mm] | Resistencia Última de Tracción [Pa] |
|----------------------|----------|-------------------------------|---------------|-------------------|------------------------------------|-------------------------------------|
| Tapas | CFRC | 1800 | 1.1 E11 | 0.3 | 3 | 1.18 E9 |
| Plaqueta Electrónica | GFC | 20000 | 4.5 E9 | 0.3 | 1.8 | 8.5 E7 |
| Cojines | Silicona | 1100 | 4.6 E6 | 0.499 | 1.8 | 3.79 E6 |

Tabla 2. Propiedades de los materiales de la cofia y del modelado del modelo de elementos finitos

Debe notarse que la densidad de la plaqueta electrónica es modificada para simular la masa de los componentes electrónicos sobre ella (estimados en 0,1kg para la tarjeta completa).

3.2.3 Modelo de Cargas

Así como en el caso del Modelo de Parámetros Concentrados, la carga fue supuesta como un movimiento de base. Se impone además un choque clásico sinusoidal, que será justificado en el parágrafo 4.1., siendo su amplitud y período de 18000g y 3ms, respectivamente. Este choque representa la energía dada a los componentes en el primer medio ciclo durante el período transitorio impuesto durante el lanzamiento.

4 RESULTADOS

En esta sección se discutirán los diferentes resultados obtenidos para cada uno de los modelos presentados anteriormente.

4.1 Resultados – Modelo de Parámetros Concentrados de 3DOF

Los resultados del Modelo de Parámetros Concentrados de 3DOF ya fueron presentados por Zapico *et al.* (2005), y será sólo repetido aquí para servir como base a la discusión de los estados de carga de los componentes mediante FEM.

Las Figuras 6 y 7 muestran, respectivamente, las aceleraciones de respuesta para la masa puntual m_2 (de hecho, es la distribución interna de masa) y la PSD (Densidad Espectral de Potencia) para cada masa considerada.

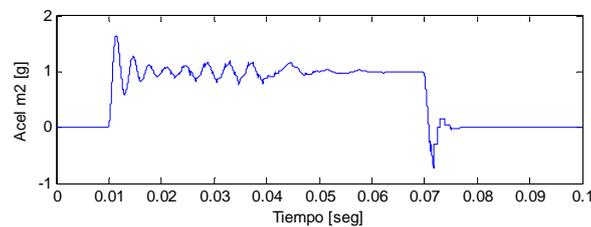


Figura 6. Comportamiento Dinámico de los sistemas internos

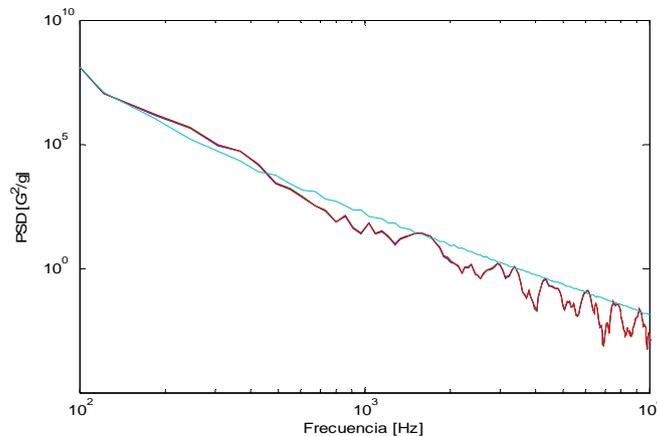


Figura 7. Respuesta Espectral del Modelo de 3DOF

Puede verse que la respuesta dinámica de la masa interna es típica para una función escalón, aunque en este caso específico responde, es la senoide de 3ms de período amortiguado y 18000g de amplitud. Este comportamiento justifica el tipo de carga asumida para el Modelo de Elementos Finitos descrito en el parágrafo 3.2.3.

La respuesta espectral muestra a su vez, el factor de amplificación en la vecindad de los 300 Hz (frecuencia correspondiente al soporte amortiguador) y varias resonancias naturales a frecuencias moderadas, pero a frecuencias mayores a los 1500Hz y varios órdenes de magnitud menores a los de la fundación. Esta gran diferencia entre ambos picos nos permite presumir un comportamiento rígido de la estructura del satélite.

4.2 Resultados – Modelo de Elementos Finitos

El objetivo de este modelo fue evaluar el nivel de tensiones en cada uno de los componentes principales del nanosatélite, a fin de validar los conceptos de diseño utilizados. A continuación mostraremos los más significantes de ellos.

4.2.1 Cofia

A continuación se presentan los estados tensionales de los tres elementos que componen la cofia, marcándose en cada caso la máxima tensión encontrada: en la [Figura 8](#) se distinguen las celdas junto con el sustrato elastomérico; en la [Figura 9](#) se observa la distribución de tensiones en cada celda; y en la [Figura 10](#) se detalla la unión cubierta-columna.

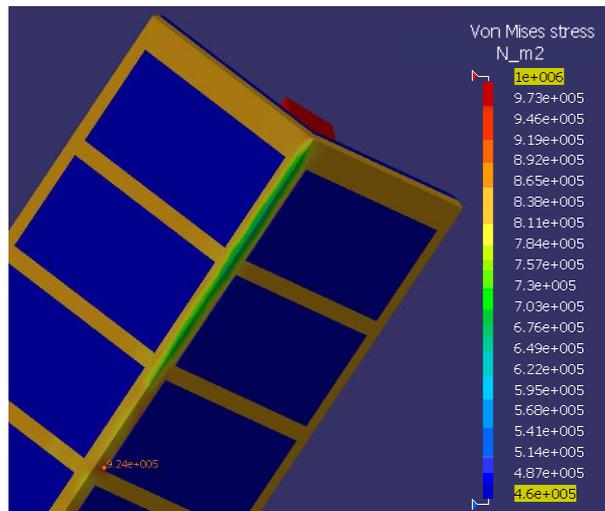


Figura 8. Tensión de Von Mises para el sustrato elastomérico

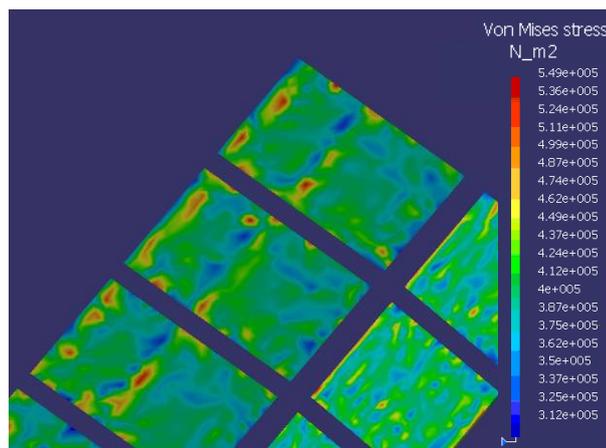


Figura 9. Tensión de Von Mises para las celdas solares

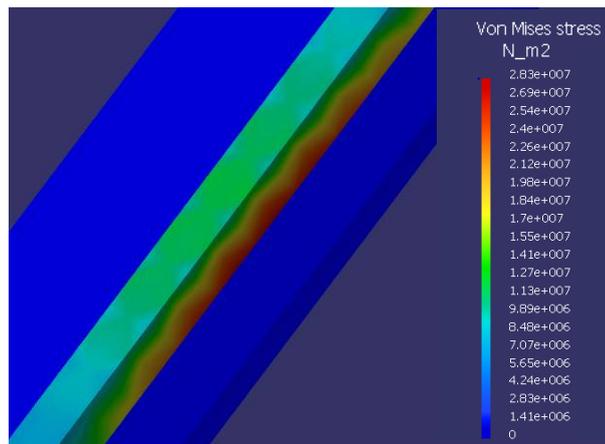


Figura 10. Tensión de Von Mises para la cofia y la columna

Puede verse que en cada caso la máxima tensión observada es mucho menor que la tensión última (UTS) de cada material, dando coeficientes de seguridad elevados. El elemento a priori más comprometido es el elastómero, presentando el menor factor de seguridad, mayor a 4. Otro componente crítico lo constituyen los paneles solares, que muestran un factor de seguridad de 12,3, y finalmente la cubierta y columna, que a pesar de sus funciones de transferencia de cargas, muestran aún mayores factores.

4.2.2 Módulo Electrónico

Los estados de tensión de los elementos constitutivos del módulo de electrónica son presentados de la misma forma que anteriormente: la cubierta resistente en la [Figura 11](#), la tarjeta electrónica (PCB) en [Figura 12](#) y los cojines elastoméricos en la [Figura 13](#). Como antes, todos los resultados corresponden a las máximas tensiones de Von Mises observadas.

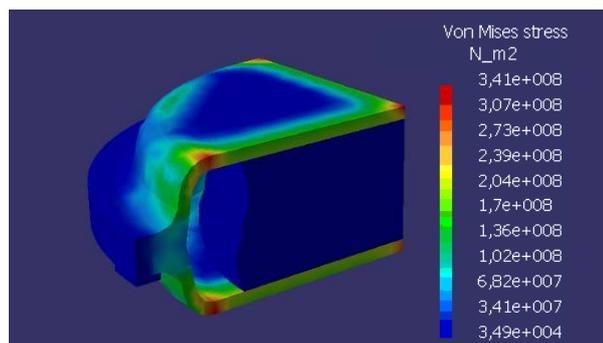


Figura 11. Tensión de Von Mises para la cubierta

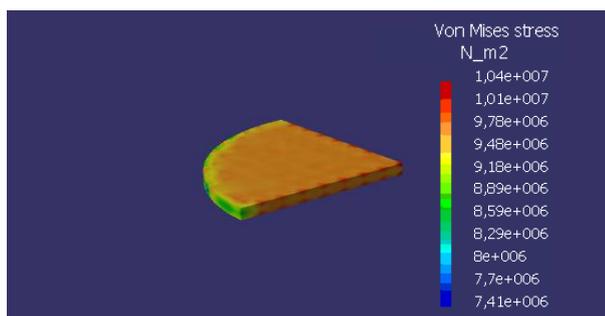


Figura 12. Tensión de Von Mises para la tarjeta electrónica (PCB)

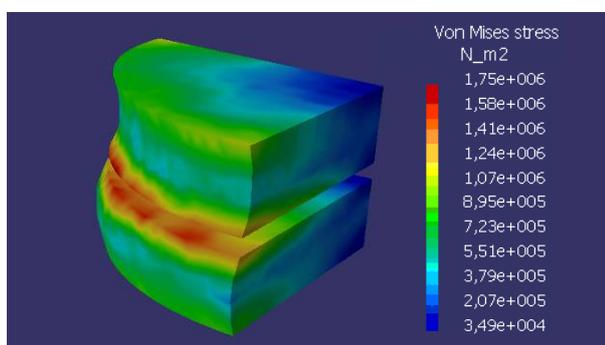


Figura 13. Tensión de Von Mises para el elastómero

Así como en el caso de la cofia, puede verse que las tensiones máximas observadas en este último caso son menores a las tensiones últimas (UTS). Sin embargo, en este caso los factores de seguridad son menores que aquellos encontrados para la cubierta, observándose un valor de 2.15 para los cojines elastoméricos. Este hecho sugiere el tener un cuidado especial en la construcción de estos componentes durante la fase de diseño detallado, a fin de evitar comprometer su función amortiguadora.

La cubierta y la tarjeta electrónica muestran factores de seguridad de 3.4 y 8.2, respectivamente, que son adecuadas debido a la mayor confianza en las características del material.

5 CONCLUSIONES

Se presentaron dos modelos dinámicos estructurales del η Sat. Ambos fueron usados en conjunción para predecir los niveles de carga a los que serán sometidos los diferentes sistemas y componentes del nanosatélite durante el lanzamiento.

El modelo de parámetros concentrados fue usado para estimar globalmente el comportamiento dinámico de la estructura, mostrando que las frecuencias naturales inducidas por el lanzamiento fueron varias veces menores que las estructurales (300Hz vs. 1500Hz).

En vista de este resultado, un choque sinusoidal fue impuesto como caso de carga para el Modelo de Elementos Finitos, donde se modelaron al detalle algunos componentes individuales, la cubierta con paneles solares y la tarjeta electrónica.

Adicionalmente, el análisis sugiere que la parte más comprometida de la estructura (los

cojines elastoméricos internos), aunque presentan un factor de seguridad adecuado, ameritan un cuidado especial en la determinación de sus propiedades mecánicas, debido principalmente a la dispersión de los parámetros tecnológicos (en modos de aplicación, condiciones de curado, etc.). Finalmente, estos resultados serán invaluable para la planificación y análisis de resultados de ensayos de choque de componentes, que podrán ser realizados como próxima etapa de este proyecto.

REFERENCIAS

- Hatch, M.R., *Vibration Simulation Using Matlab and Ansys*, Chapman & Hall/CRC, 2001.
- Matlab[®], The Control Systems Toolbox[™] User's Guide - 2007, The Mathworks, Inc.
- Paz, R. - Un estudio acerca de la integridad estructural de paneles solares de microsátélites - *Trabajo Final, Escuela de Ingeniería Mecánica Aeronáutica*, Universidad Nacional de Córdoba, 1999.
- Pernebo, L., Silverman, L. - Model Reduction via Balanced State Space Representations. - *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol AC-27, No.2, April 1982.
- Zapico, E., González De Cecco, L., Torresán, G., Aguirre, L. - Dynamic Behaviour of a railgun-launched nanosatellite. *Brazilian Symposium on Aerospace Eng. & Applications*, S. J. Campos, SP, Brazil, 2009. 2009 BR-AERO / III CTA-DLR.
- Zapico, E., Torresán, G., Aguirre, L. - Análisis Dinámico de la Estructura de un Nanosatélite lanzado por Cañón Electromagnético – Presentado en el XXVII Congreso de Mecánica Computacional, San Luis, 2008.
- Zapico, E.; Torresán, G.; Garay, R. - Análisis estructural preliminar de un nanosatélite lanzado por cañón electromagnético – Mecánica Computacional, Vol. XXIV, ISSN 1666-6070, Buenos Aires, 2005.