

ESTUDIO DE TENSIONES Y DEFORMACIONES DE PANELES SOLARES SOMETIDOS A GRANDES ACELERACIONES

Gustavo J. Torresán^a, Eduardo N. Zapico^b, Roberto J. Garay^a

^a Centro de Investigaciones Aplicadas, Instituto Universitario Aeronáutico, Av. Fuerza Aérea km 6.5, 5022, Córdoba, Argentina, rgaray@iua.edu.ar

^b Departamento Aeronáutica, FCEFYN, Universidad Nacional de Córdoba, Vélez Sarsfield 1611, X5016GCA, Córdoba, Argentina, ezapico@efn.uncor.edu

Palabras Clave: nanosatélite, celdas solares, alta aceleración

Resumen: El proyecto ζ Sat-IE persigue el desarrollo de un nanosatélite de colecta de datos, previendo su puesta en órbita a través de un cañón electromagnético. Este proyecto está siendo desarrollado conjuntamente por la Universidad Nacional de Córdoba y el Instituto Universitario Aeronáutico, estando a cargo del manejo del programa el DLR-AS (Braunschweig, Alemania).

Los altísimos niveles de aceleración y choques impuestos por este medio de lanzamiento, conjuntamente con las restricciones en lo que a masa (menor de 5kg) y dimensiones (calibre menor a 120mm) respecta, implican serios problemas de ingeniería estructural para asegurar la sobrevivencia de los sistemas.

En particular, los paneles solares de este nanosatélite presentan dificultades tecnológicas muy importantes dada la fragilidad de las celdas solares y la dificultad para amortiguar adecuadamente los choques y vibraciones (por el pequeño tamaño de la estructura).

Se empleó el MEF para lograr una adecuada comprensión del comportamiento del conjunto celda-adhesivo-estructura y tratar de encontrar soluciones a este problema; se realizó un modelo tridimensional, con el que se analizaron los niveles de tensiones y deformaciones, principalmente en las celdas solares, para permitir ajustar el diseño estructural del sistema. Estos estudios también resultaron útiles en la elaboración de un plan de ensayos de desarrollo, necesario para la puesta a punto y calificación de esta tecnología.

1 INTRODUCCIÓN

El proyecto η Sat-IE, que se lleva a cabo conjuntamente con el DLR-AS (Deutschen Zentrum für Luft und Raumfahrt - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik) (<http://www.dlr.de/as/>) y varios grupos de IyD y empresas europeas, consiste en el diseño y construcción de un nanosatélite de una masa máxima de 5 kg destinado a la colecta de datos de estaciones terrenas hidrometeorológicas del tipo de las desarrolladas dentro del proyecto PICTOR 0002 (PICTOR).

Como Misión Secundaria el η Sat-IE debe servir como banco de desarrollo de tecnologías de componentes y sistemas miniaturizados capaces de soportar altas aceleraciones. Esto resulta de las condiciones impuestas por el sistema de puesta en órbita previsto (Zapico, Torresán, Garay, 2005).

La utilización de un cañón electromagnético como medio impulsor presenta inconvenientes como la reducida masa factible de colocar en órbita en el corto y mediano plazo (estimada en 5 kg para el año 2010) y el nivel de resistencia estructural necesario para cada componente del satélite.

La configuración del η Sat-IE y el diagrama de aceleraciones a que se encuentra sometido se muestran en Figuras 1 y 2.

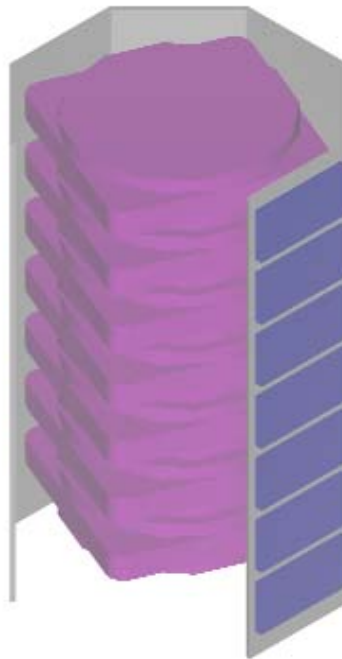


Figura 1 - Configuración η Sat-IE

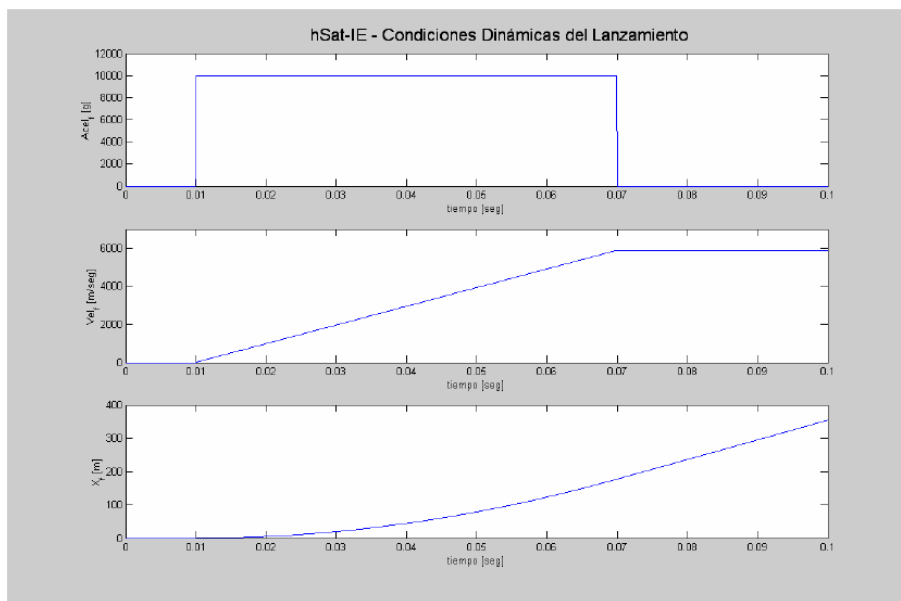


Figura 2 - Condiciones de Carga

Estas aceleraciones pueden ocasionar importantes efectos en los componentes del satélite.

Si bien el ambiente dinámico del lanzamiento de un satélite está bien establecido para lanzadores convencionales (ver, por ejemplo, [Griffin & French, 1991](#) o [Brown, 2002](#)), no es el caso para las altas aceleraciones; dado que históricamente este campo ha estado reservado a la utilización militar, la bibliografía de dominio público es muy limitada y de poca actualidad ([Waye, Peterson, Botner, 1986](#)). No obstante, nuevos conceptos de diseño de estructuras espaciales de alta resistencia a choques han aparecido ([Johnson & Wilke, 2003](#)), dentro de un marco de experimentación, tanto en tierra como en vuelo. La falta de criterios establecidos para el diseño en este campo de solicitaciones hace que resulte necesario realizar análisis numéricos detallados sobre las solicitaciones estructurales, a la vez que un cuidadoso plan de ensayos dinámicos se impone para la validación de los conceptos.

Entre los principales problemas presentados se puede destacar especialmente los problemas de integridad estructural en las celdas solares, particularmente frágiles. Entonces se estableció que debía considerarse en forma prioritaria esta cuestión en la etapa de estudio de factibilidad del satélite. Dicho estudio implica cálculos teóricos para selección de los componentes y optimización de la configuración, y una importante cantidad de ensayos tecnológicos, con los problemas de medición de fenómenos de corta duración y sobrevivencia de los mismos equipos de adquisición. Es por eso que se trata de efectuar la mayor cantidad de estudios teóricos posibles para definir correctamente los ensayos a realizar y disminuir los costos.

En el presente informe se presentan algunos modelos de elementos finitos de la estructura con los paneles solares del satélite citado anteriormente, y algunos resultados preliminares que han sido útiles para la toma de decisiones del proyecto.

2 MODELADO DE LA ESTRUCTURA

Se presentan en la Figura 3 el modelo utilizado para el análisis por elementos finitos. La estructura se compone de una “cofia” monolítica de material compuesto (resina epoxi reforzada con fibra de carbono) y una capa de elastómero (silicona) de 3mm de espesor que sirve de soporte a las celdas solares.

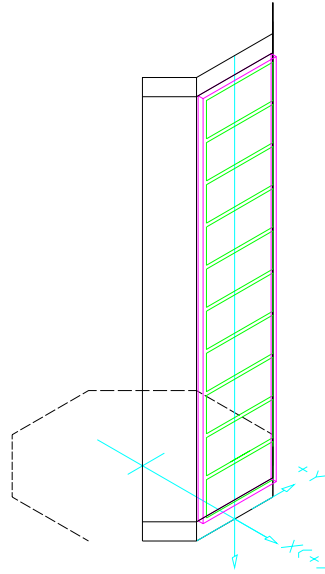


Figura 3 - Modelo de EF

Para el modelado de la cofia y las celdas se utilizaron elementos de placa, mientras que para el soporte de elastómero se eligieron sólidos. En las esquinas de la cofia se posicionaron elementos de barra, modelando los soportes previstos para los equipos internos; la densidad de estos elementos se modificó para simular la masa agregada por los mismos. La tabla 1 muestra los parámetros principales del modelado.

Componente	Elemento	Módulo Elástico [Gpa]	Módulo de Poisson	Densidad [Kg/m ³]	Espesor [mm]
Cofia	Shell (4 nodos)	$1.1 * 10^{11}$	0.3	1800	2
Cofia	Truss (2 nodos)	$1.1 * 10^{11}$	0.3	13000	100 mm ² (sección)
Elastómero	Solid (8 nodos)	$4.6 * 10^6$	0.499	1200	3
Celdas	Shell (4 nodos)	$7.3 * 10^{10}$	0.33	4100	0.2

Tabla 1: Parámetros del modelado por EF

Las propiedades de los materiales se tomaron de la literatura usual, excepto para los módulos elásticos del elastómero y las celdas, donde se utilizaron los resultados de ensayos obtenidos de Paz, 1999.

Para las condiciones de contorno se consideró simetría en dos planos en ángulo de 90 grados. El modelo fue simplificado ya que se disponía de un software de cálculo con un límite de 64.000 elementos.

Las cargas aplicadas fueron resultantes de aceleraciones según el eje Z.

Es interesante destacar que las propiedades mecánicas de las celdas solares se obtuvieron de ensayos de flexión ya que estas están formadas por una capa de cristal y una de silicio cristalino unidas entre si por un pegamento a base de siliconas. En cuanto a las propiedades del elastómero, se hicieron ensayos de tracción a distintas velocidades de deformación y se extrapoló el modulo elástico de acuerdo a la teoría viscoelástica lineal. Esto puede ser aplicado en esta primera aproximación, pero las grandes velocidades de deformación resultantes de este estado de cargas impone la necesidad de realizar ensayos con velocidades más realistas, con la ayuda de dispositivos específicos.

3 ESPECIFICACIÓN DE CARGAS

Las aceleraciones a que estará sometida la cofia fueron obtenidas según el modelo presentado en Zapico, Torresán, Garay, 2005, y se muestran en la Figura 4. Como se observa, se producen dos efectos: un choque clásico, amortiguado, superpuesto a fenómenos de muy alta frecuencia y nivel de aceleración (aproximadamente 7000Hz y 6000g). Para el estudio aquí presentado se consideraron las cargas como cuasi-estáticas ya que las componentes de alta frecuencia dependen fuertemente del sistema de amortiguación utilizado, el cual a la fecha no está definido.

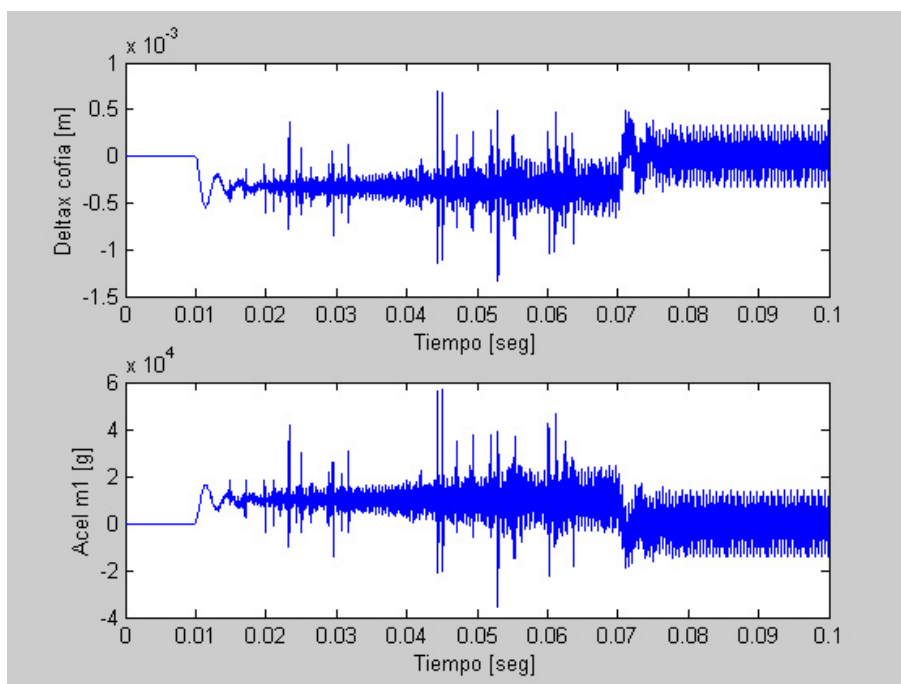


Figura 4 - Aceleración y Deflexiones en la cofia

De todas formas se considera que la atenuación de componentes de alta frecuencia se puede realizar con relativa facilidad. Existe también la posibilidad de modificar la estructura sustrato para separar sus frecuencias naturales de las excitaciones resultantes del disparo, pero todos estas acciones correctivas tienen sentido solamente a partir de la certeza de la existencia de problemas dinámicos que surjan en etapas más avanzadas del proyecto.

4 PRESENTACIÓN Y DISCUSIÓN DE RESULTADOS

Se efectuó un análisis estático lineal, que si bien presenta algunas limitaciones, fue considerado válido para esta etapa y para cumplir con los siguientes objetivos:

- Detección de puntos de concentración de tensiones
- Determinar niveles de tensión y deformación para hacer las previsiones de ensayos de las celdas, elastómero y material de sustrato.
- Recolectar datos a fin de poder hacer comparaciones entre los modelos teóricos y los resultados experimentales
- Verificar que la separación entre las celdas solares es suficiente para no provocar interacciones entre las mismas.

En la Figura 5 se presenta el estado de tensiones en la zona de máxima sollicitación (una

esquina de la estructura). Puede apreciarse el gran gradiente de tensiones en el elastómero, conjuntamente con la aparente constancia y bajo valor de las tensiones en la zona de las celdas solares. En la tabla 2 se muestran los valores de tensión críticos

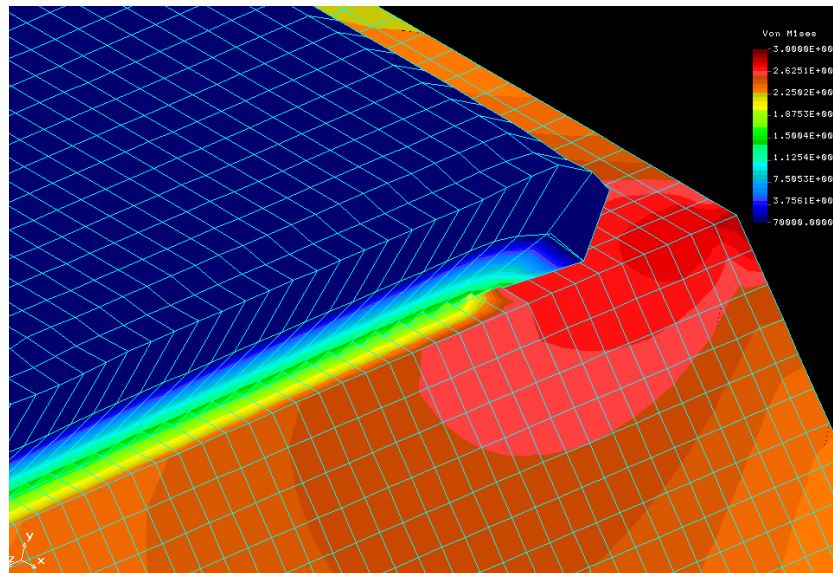


Figura 5 - Estado de Tensiones (Von Mises) - Interfaz Elastómero/Estructura

Localización	Tensión de Von Mises [Pa]
Estructura – Tensión Máxima	$3 \cdot 10^8$
Interfaz – Estructura	$2 \cdot 10^8$
Interfaz – Elastómero	$1.5 \cdot 10^8$
Celdas	$7 \cdot 10^5$

Tabla 2: Tensiones máximas encontradas

En las Figuras 6 a 8 se muestra con más detalle el estado de tensiones resultante en las celdas solares; como se ve tanto en las figuras como en la tabla 3 no aparecen zonas de gran gradiente, que pudieran presentar, *a priori*, problemas. Además, el nivel de tensiones resulta bajo, lo que permite un adecuado margen de seguridad.

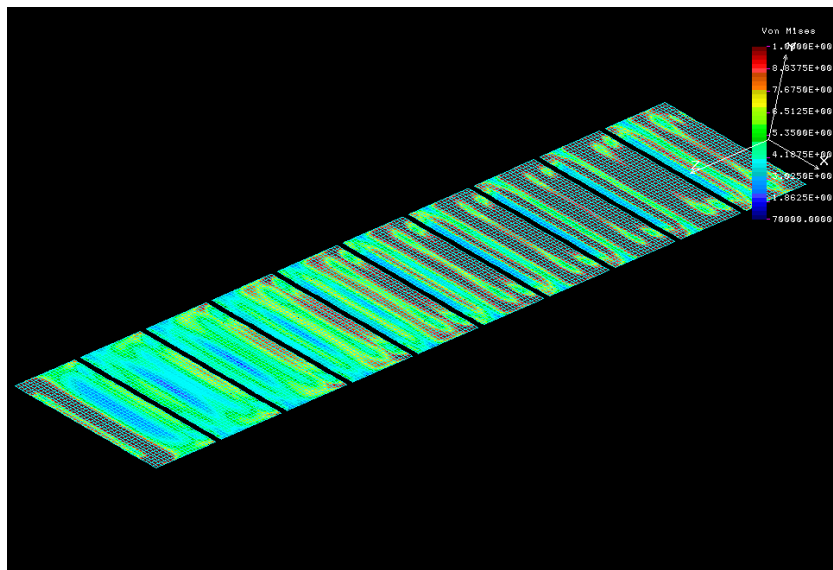


Figura 6 - Estado de Tensiones (Von Mises) – Celdas Solares

Localización	Tensión de Von Mises [Pa]
Celda 1 – Tensión Máxima	$1 * 10^6$
Celda 1 – Tensión Mínima	$3 * 10^5$
Celda 9 – Tensión Máxima	$1 * 10^6$
Celda 9 – Tensión Mínima	$3.2 * 10^5$

Tabla 3: Tensiones en las celdas solares

Un interesante detalle, observable en las Figuras 7 y 8, es que las tensiones en las celdas no crecen monótonamente hacia la parte inferior de la estructura, resultando la primera (en la parte superior) más cargada que la segunda y, a la inversa, la décima (inferior) se presenta descargada respecto a la inmediata superior. Por supuesto, esto se debe a la inducción de deformaciones por efecto de la presencia del borde de la capa de elastómero.

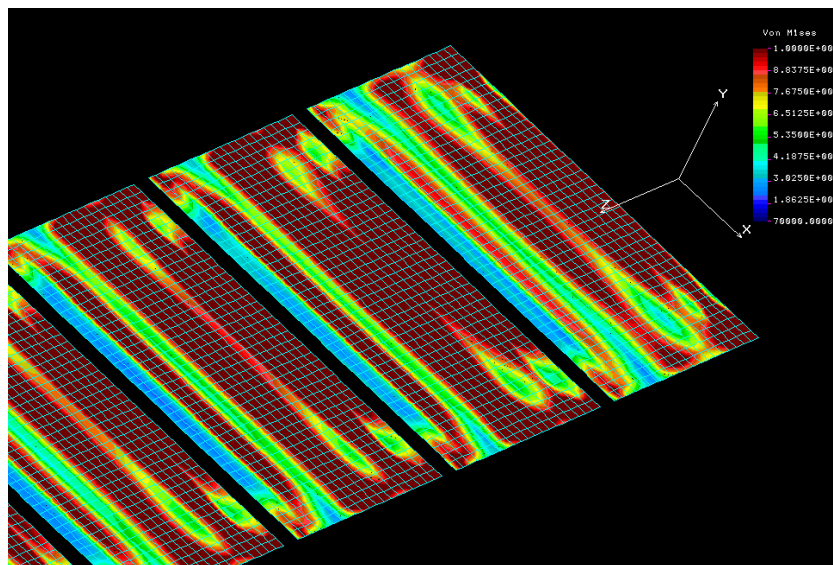


Figura 7 - Estado de Tensiones (Von Mises) – Celdas Solares (Detalle zona inferior)

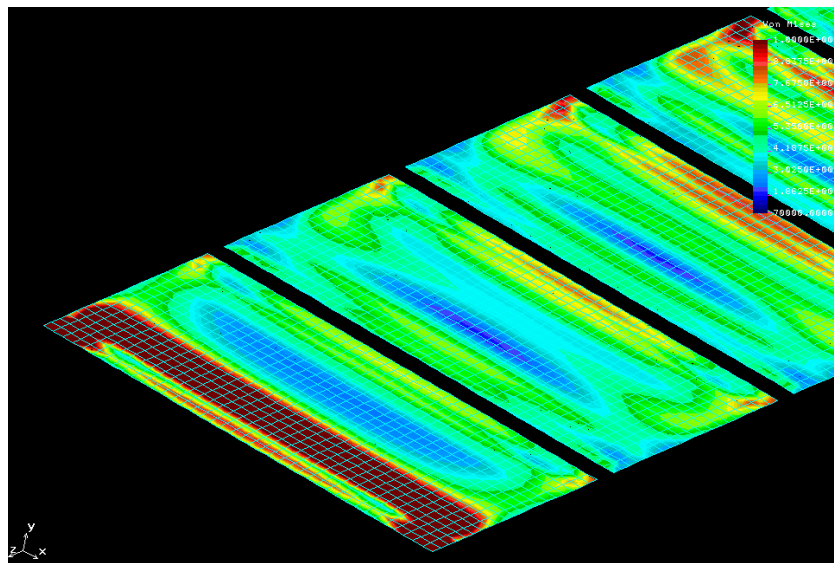


Figura 8 - Estado de Tensiones (Von Mises) - Celdas Solares (Detalle zona superior)

En lo que a deformaciones de las celdas se refiere, presentamos, en las figuras 9 y 10, las deformaciones específicas (en sentido normal al plano de las celdas), así como la energía total de deformación, para la región más comprometida (la que mayores gradientes presenta)

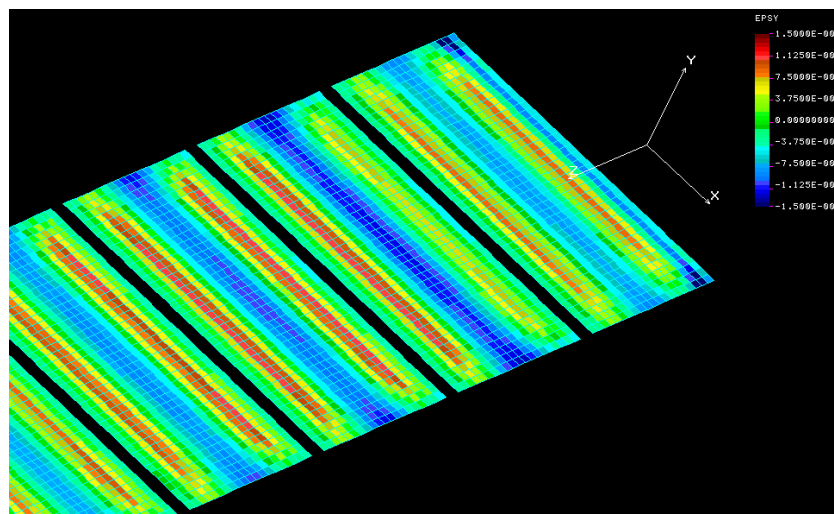


Figura 9 – Deformación específica (ϵ_y) - Celdas Solares (Detalle zona inferior)

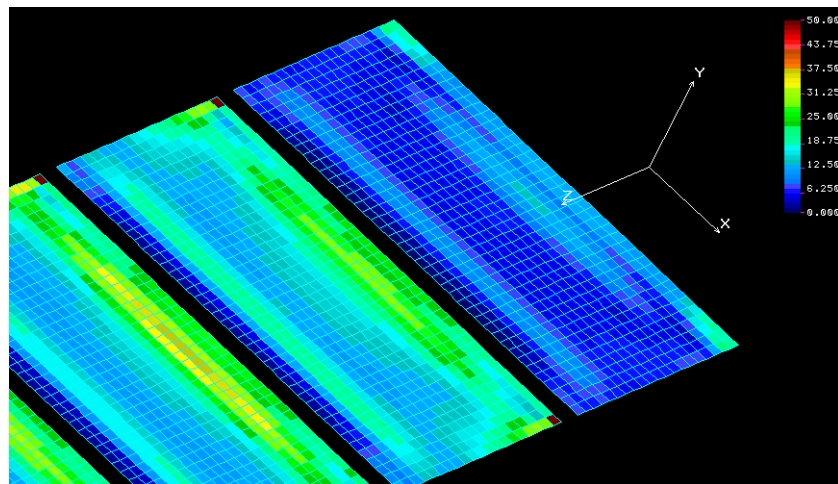


Figura 10 – Energía de Deformación - Celdas Solares (Detalle zona inferior)

En ambas figuras puede observarse que las deformaciones de las celdas resultan notablemente bajas, al igual que la energía de deformación; no obstante ello, aparecen zonas (las esquinas) de mayor energía, que deberían ser adecuadamente tenidas en cuenta durante el diseño del vehículo.

5 CONCLUSIONES

De acuerdo a los resultados obtenidos, se pueden establecer las siguientes conclusiones:

- El nivel de tensiones en el sustrato es muy importante, y debe realizarse un análisis estructural muy cuidadoso con un modelo completo, con tomas y perforaciones. También existe el riesgo de inestabilidad de la estructura, por lo que se deberá efectuar un análisis de pandeo.
- Si bien el espesor del elastómero es adecuado y disminuye en forma efectiva las tensiones en los bordes de la estructura, sus tensiones son muy importantes, ameritando un mayor esfuerzo tanto en el análisis como en los ensayos de identificación del material y la estructura en sí.
- La capa de elastómero distribuye adecuadamente las tensiones en las celdas, presentando éstas un bajo nivel de tensiones. No obstante, deben extremarse los esfuerzos en el estudio del comportamiento dinámico de las mismas (no realizado en este trabajo), así como en la caracterización de las propiedades mecánicas del elastómero, dada la influencia que éste tiene en las tensiones de las celdas.
- Los niveles de deformaciones de las celdas son bajos, lo que permite confiar en la capacidad de este diseño de cumplir con los requerimientos estructurales; no obstante ello, los márgenes de seguridad deberán determinarse a través de ensayos estructurales.
- Las celdas presentan zonas de alta energía de deformación en sus esquinas; el diseño definitivo debería tenerlas en cuenta para minimizar riesgos de roturas (p. ej. recortándolas)
- Se deberá realizar un detallado análisis dinámico, para lo cual debe preverse la utilización de medios computacionales adecuados.

REFERENCIAS

- Brown, C. –“Elements of Spacecraft Design - AIAA Education Series, 2002, ISBN 1-56347524-3
- Griffin, M. & French, J. –“Space Vehicle Design”–AIAA Education Series, 1991, ISBN 0-930403-90-8
- Johnson, C. & Wilke, P. –“Protecting satellites from the dynamics of the Launch Enviroment” AIAA-2003-6266, 2003
- Paz, Rodrigo –“Un estudio acerca de la integridad estructural de paneles solares de microsátélites”–Trabajo Final, Escuela de Ingeniería Mecánica Aeronáutica, Universidad Nacional de Córdoba, 1999
- Proyecto PICTOR 0002 - “Bases para el manejo sustentable de recursos hídricos en la región Sur de la Provincia de Córdoba” ANPCyT, Agencia Córdoba Ciencia. Córdoba, 2003-2006
- Waye, D.; Peterson, C. W.; Botner, W. – “Design and performance of a parachute recovery system to recover 155-mm- and 8-inch-diameter artillery shells” - AIAA-1986-2444, 1986
- 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