

ANÁLISIS ESTRUCTURAL PRELIMINAR DE UN NANOSATÉLITE LANZADO POR CAÑÓN ELECTROMAGNÉTICO

Eduardo N. Zapico^{**†}, Gustavo J. Torresán[†], y Roberto J. Garay[†]

* Departamento Aeronáutica, FCEfyN, Universidad Nacional de Córdoba,
Vélez Sarsfield 1611 (X5016GCA), Córdoba, Argentina
e-mail: ezapico@efn.uncor.edu

† Departamento Vehículos Espaciales, CIA, Instituto Universitario Aeronáutico,
Av. Fuerza Aérea km 6,5 (X5010JMX), Córdoba, Argentina
e-mail: rgaray@iua.edu.ar

Palabras Clave: Nanosatélite, Dinámica estructural, Altas aceleraciones

Abstract. *η Sat-IE es un proyecto de nanosatélite de colecta de datos, pensado para ser puesto en órbita a través de un cañón electromagnético. Está siendo desarrollado conjuntamente por la Universidad Nacional de Córdoba y el Instituto Universitario Aeronáutico, siendo dirigido el programa por el DLR-AS (Braunschweig, Alemania).*

El método de lanzamiento seleccionado implica altos niveles de aceleración (en el orden de 10000g), los que, unidos a otros requerimientos de diseño, como la baja masa (menor a 5 kg) y reducido tamaño (diámetro limitado a 120mm), imponen serios problemas de ingeniería estructural para asegurar la sobrevivencia de los sistemas.

Este trabajo expone algunos modelos numéricos desarrollados con el fin de estudiar diferentes conceptos estructurales, así como tópicos tales como materiales estructurales, distribución de cargas, comportamiento dinámico de los equipos electrónicos y diferentes maneras de asegurar la integridad estructural de las celdas solares, tales como diferentes sustratos y soporte estructural.

Se presenta un modelo de masas puntuales, conjuntamente con otro, más complejo, de Elementos Finitos, que son usados para estudiar temas como comportamiento dinámico, conceptos de diseño para uniones estructurales e identificación de posibles comportamientos no lineales. Estos modelos también han ayudado a definir los planes de ensayo de choque, aceleraciones y vibraciones, tanto para las fases de desarrollo como de calificación.

1 INTRODUCCIÓN

El proyecto η Sat-IE 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 del tipo de las desarrolladas dentro del proyecto PICTOR 0002¹. El programa se lleva a cabo conjuntamente con el DLR-AS (Deutschen Zentrum für Luft und Raumfahrt - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik)² y varios grupos de IyD y empresas europeas.

La Misión Primaria del η Sat será la colecta de datos de estaciones terrenas de bajo costo; en un principio esta tarea se realizará utilizando las estaciones terrenas hidrológicas del tipo desarrollado para el proyecto PICTOR, sin ser esto excluyente, dado que cualquier red de estaciones terrenas (p.ej. hidrológica, meteorológica, nivológica, etc.) podrá ser capaz de utilizar el η Sat como medio de colecta de datos, manteniendo el protocolo de comunicación definido para éste.

Como Misión Secundaria el η Sat 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.

La utilización de un cañón electromagnético presenta, *a priori*, características operativas sumamente interesantes para proyectos espaciales de presupuesto reducido, como en general lo son los proyectos universitarios. Éstas son el costo de lanzamiento y tiempo de preparación de la misión reducidos y la alta cadencia de disparos posible.

Como contrapartida se presenta el problema del nivel de sollicitación dinámica impuesto y la reducida masa factible de colocar en órbita en el corto y mediano plazo (estimada en 5 kg para el año 2010). No obstante, estos mismos inconvenientes implican un desafío tecnológico ideal para ser encarado como proyecto de IyD.

Como parte de la primera fase de desarrollo se debe obtener una aproximación rápida y suficientemente descriptiva del comportamiento dinámico de la estructura, con el fin de poder acotar los parámetros de diseño, a la vez que definir los niveles de sollicitaciones (básicamente choque y vibraciones) a imponer en los ensayos estructurales.

Con este objetivo es que se desarrollaron los dos modelos dinámicos aquí presentados, que servirán de base para otros más sofisticados que, en el avance del proyecto, permitan reproducir y predecir ajustadamente las características estructurales del η Sat

2 CONSIDERACIONES GENERALES DE DISEÑO

El diseño general del η Sat, así como su ubicación en el lanzador, puede verse en las Figs. 1 y 2; el nanosatélite consta de una estructura externa (“cofia”) destinada a soportar los paneles solares y componentes externos del satélite, a la vez que servir de estructura resistente para transferir las cargas del lanzamiento, y una serie de módulos contenedores de los equipos electrónicos, cuya función será amortiguar los mismos para asegurar su supervivencia. La unión estructural entre la cofia y los módulos internos asegurará la transferencia de las cargas dinámicas, aprovechándose para ubicar eventuales elementos amortiguadores.

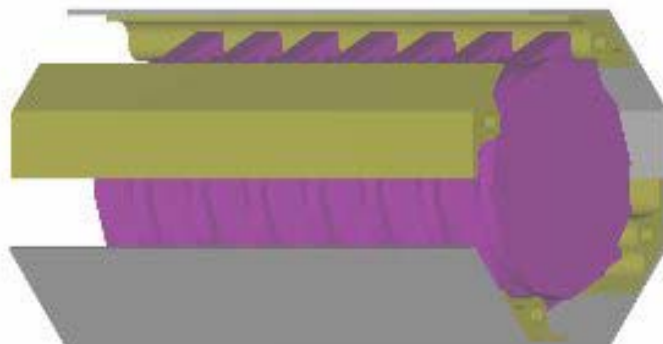


Fig. 1 – Distribución estructural del η Sat

Esta distribución permite lograr una adecuada independencia entre los distintos componentes estructurales, disminuyendo las sollicitaciones mecánicas sobre la electrónica, a la vez que asegura una relativa facilidad de integración y cambio de equipos.

Se prevé que todo el conjunto vaya montado, a su vez, en un soporte amortiguado, que, ubicado

en la base del mismo, lo vincule al impulsor.



Fig. 2 – Esquema del η Sat en el lanzador

3 MODELOS MATEMÁTICOS

Para realizar el análisis dinámico de la estructura se utilizaron dos modelos: uno simple de masas-resortes-amortiguadores concentrados y otro, más completo, de Elementos Finitos, utilizado para realizar un análisis modal. En lo siguiente, presentaremos ambos detalladamente.

3.1 Modelo de masas concentradas

El modelo de masas concentradas utilizado, como puede verse en fig.3, consiste en tres submodelos principales:

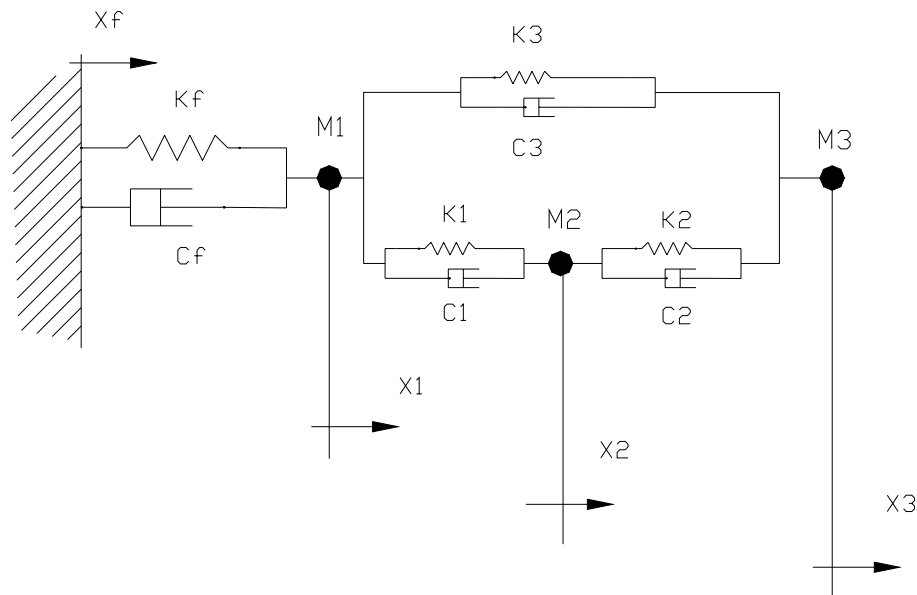


Figura 3 - Modelo de masas concentradas

Cofia: Dados su geometría y el sistema constructivo previsto (monocasco en Fibra de Carbono-Epoxi) este subconjunto presentará una alta rigidez específica, por lo que se lo modeló con dos masas (m_1 y m_3) unidas por una barra elástica (k_3); también se introdujo un amortiguador (c_3) en el modelo para tener en cuenta distintos parámetros constructivos que puedan hacer variar el mismo (p. ej. relación matriz-fibra, espesor del adhesivo de las celdas). Los valores de m_1 y m_3 se ajustan a las masas esperadas de la cofia y de los eventuales componentes soportados por ellas.

Estructura interna: Dada su compacidad se la modeló como un única masa concentrada (m_2), representando su unión con la cofia por dos barras rígidas (k_1 y k_2); como en el caso anterior se introdujeron en el modelo amortiguamientos (c_1 y c_2) para permitir, en fases ulteriores del proyecto, el ajuste de los parámetros de diseño de esta unión.

Soporte: Para estudiar las posibles implicancias en el diseño de la introducción de un amortiguador externo (que, *a priori*, podría permitir reducir sustancialmente las cargas dinámicas) se introdujo un submodelo clásico de fundación elástica (k_f, c_f).

Modelo de excitación: Debido a la gran diferencia de masas entre el satélite y el lanzador se consideró la excitación como un movimiento de apoyo, correspondiente a la integración de la aceleración impartida por el cañón electromagnético; los gráficos correspondientes se muestran en la fig. 4:

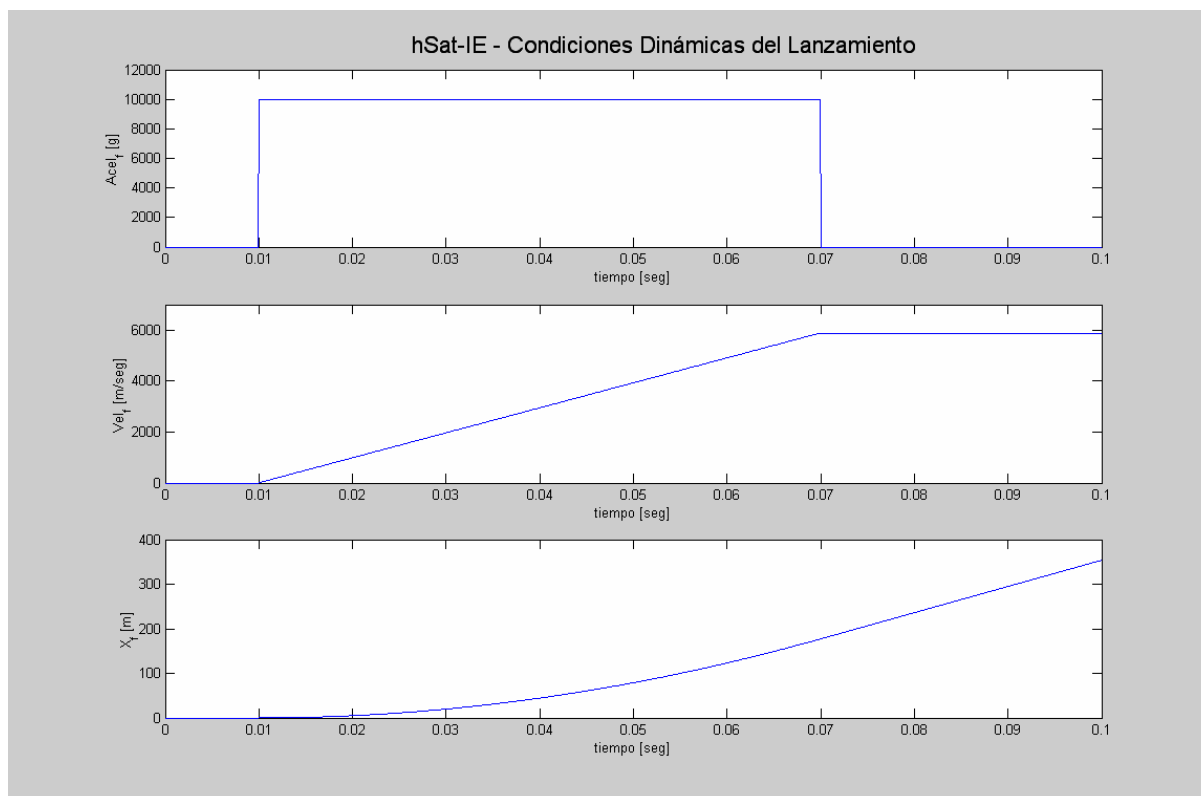


Figura 4 - Condición de carga

3.2 Modelo de Elementos Finitos

Este modelo fue realizado utilizando el programa COSMOS/M; la cofia se modeló como un prisma octogonal, con elementos placa, de pared gruesa (SHELL4T), al igual que las tapas superior e inferior, mientras que los módulos electrónicos fueron modelados con elementos “sandwich”(SHELL4L), teniendo en cuenta las distintas características físicas de los materiales. La tabla 1 muestra las principales características de este modelo:

Componente	Elemento	Material	Espesor [m]	E [N/m ²]	Dens [kg/m ³]
Cofia	SHELL4T	CFC	0.002	1.1*10 ¹¹	4000
Módulos (recubrimiento)	SHELL4L	CFC	0.002	1.1*10 ¹¹	1700
Módulos (núcleo)	SHELL4L	Silicona + componentes electrónicos	0.026	1.1*10 ⁹	1500

Tabla 1 – Características de los elementos del MEF

La densidad de los elementos de la cofia fue ajustada para tener en cuenta la masa

adicional (no estructural) de las celdas solares y el adhesivo correspondiente. En forma similar las características del núcleo de los módulos se han estimado como representativas del “compuesto” de silicona cargada (con microesferas huecas) y los componentes electrónicos.

La Fig. 5 muestra el modelo utilizado, en el cual se han quitado dos caras para permitir la visualización del interior.

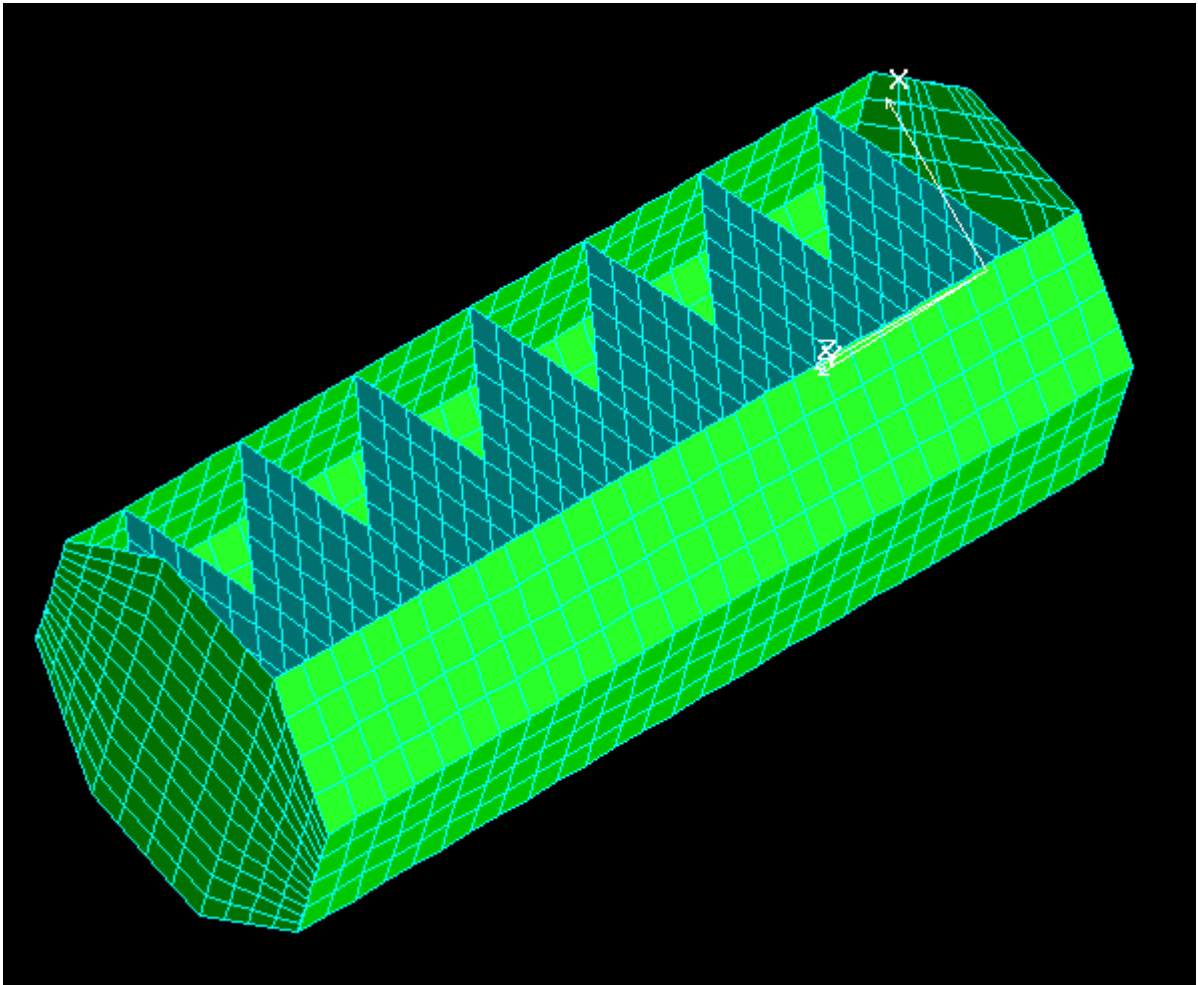


Fig. 5 - Modelo de Elementos finitos

4 CASOS DE ANÁLISIS

Se presentan los casos utilizados para el análisis en ambos modelos utilizados

4.1 Modelo de masas puntuales

En este modelo se fijaron los valores de las masas (ajustados según la distribución esperada en el diseño), de la rigidez de la cofia y de los amortiguamientos estructurales, según consideraciones de resistencia estructural y los valores de amortiguamiento esperados para la tecnología utilizada³; se varían los valores de rigidez de los soportes de la masa interna y del soporte elástico para observar los distintos comportamientos.

Dado el carácter preliminar del análisis no se realizó un estudio paramétrico, si no un barrido en las distintas variables (primeramente K_f , luego ζ_f y finalmente K_1 y K_2), buscando obtener un nivel de aceleraciones aceptable en la estructura interna.

Los casos verificados se observan en la siguiente tabla:

Caso	m1 [kg]	m2 [kg]	m3 [kg]	Kf [N/m]	K1 [N/m]	K2 [N/m]	K3 [N/m]	ζ_f	ζ_1	ζ_2	ζ_3
1	1.4	3.0	0.6	$5 \cdot 10^7$	$0.5 \cdot k_3$	$0.5 \cdot k_3$	$5 \cdot 10^8$	0.4	.15	.15	.1
2	1.4	3.0	0.6	$2 \cdot 10^7$	$0.5 \cdot k_3$	$0.5 \cdot k_3$	$5 \cdot 10^8$	0.4	.15	.15	.1
3	1.4	3.0	0.6	$2 \cdot 10^7$	$0.5 \cdot k_3$	$0.5 \cdot k_3$	$5 \cdot 10^8$	0.3	.15	.15	.1
4	1.4	3.0	0.6	$2 \cdot 10^7$	$0.3 \cdot k_3$	$0.3 \cdot k_3$	$5 \cdot 10^8$	0.3	.15	.15	.1
5	1.4	3.0	0.6	$2 \cdot 10^7$	$0.2 \cdot k_3$	$0.2 \cdot k_3$	$5 \cdot 10^8$	0.3	.15	.15	.1
6	1.4	3.0	0.6	$2 \cdot 10^7$	$0.2 \cdot k_3$	$0.2 \cdot k_3$	$5 \cdot 10^8$	0.3	.15	.15	.1

Tabla 2.- Casos de Análisis – Modelo de Masas concentradas

4.2 Modelo de Elementos Finitos

Este modelo se utilizó para obtener datos apropiados para ajustar las frecuencias del modelo de masas puntuales, ya que el nivel de complejidad de este modelo se corresponde con la instancia preliminar del proyecto, que se está llevando a cabo, y muchas características estructurales (p.ej. rigidez de interfaces, amortiguamientos) aún no pueden ser previstas.

En el análisis se fijaron cuatro puntos de la cofia, simulando la unión al lanzador; considerando que rigidez de la cofia no es representativa del diseño previsto (este modelo no presenta los rigidizadores mostrados en Fig. 1) la atención se concentró en la frecuencia de vibración de los módulos, con el fin de poder realizar un cruce con los obtenidos del modelo simplificado. Esto permite evaluar el realismo de las estimaciones de rigidez (k_1 y k_2) presentadas en Tabla 2.

5 RESULTADOS

5.1 Modelo de masas puntuales

Analizada la respuesta dinámica del satélite, se observó que en todos los casos existió un comportamiento homogéneo del espectro resultante (figs. 6, 7 y 8), en los cuales pudieron

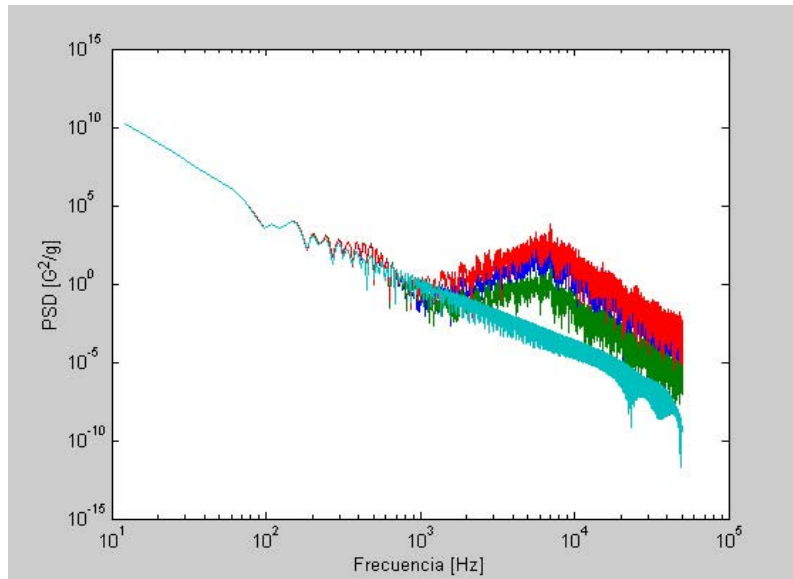


Fig. 6 - Densidad Espectral - Caso 1 (Rojo: m1, Azul: m3, Verde: m2, Celeste: excitación)

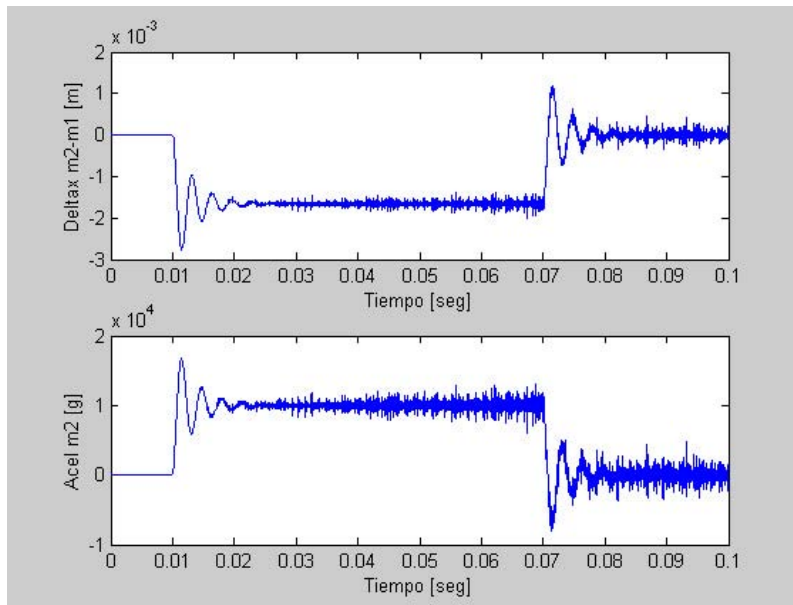


Fig. 7 – Dinámica de la Estructura Interna – Caso 5

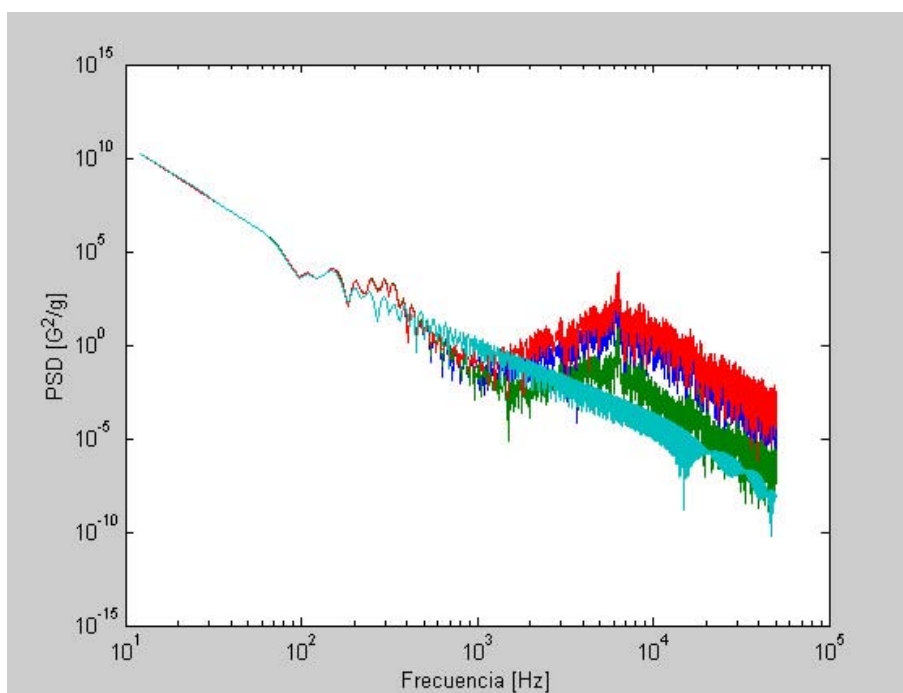


Fig.8 - Densidad Espectral - Caso 5 (Rojo: m1, Azul: m3, Verde: m2, Celeste: excitación)

observarse tres zonas bien diferenciadas: una que va desde los 10Hz hasta los 200 a 300Hz (según los parámetros del amortiguador), en la cual el espectro es dominado por la excitación, sin existir factores de amplificación ni amortiguamientos apreciables. Una segunda zona, que va hasta los 1000Hz, muestra un comportamiento dominado por la frecuencia fundamental del amortiguador, mientras que la tercera zona presenta el comportamiento dinámico del satélite en sí. No se puede esperar nada distinto, dados los niveles de aceleración impuestos y la diferencia entre las frecuencias naturales de los componentes (amortiguador, cofia e interior).

En la tabla 3 pueden verse los resultados obtenidos para cada caso, con la indicación de las frecuencias fundamentales de los componentes del sistema, así como los niveles de aceleración y PSD obtenidos.

Caso	ω_r [Hz]	ω_{cofia} [Hz]	ω_2 [Hz]	g_{1max} [g]	g_{2max} [g]	PSD_{2max} [g^2/Hz] $f > 1000Hz$	$f_{psd2max}$
1	503	2516	2054	$3 \cdot 10^5$	$3 \cdot 10^4$	10	7000
2	318	2516	2054	$1.7 \cdot 10^5$	$2.5 \cdot 10^4$	5	7000
3	318	2516	2054	$6 \cdot 10^4$	$1.7 \cdot 10^4$	3	7000
4	318	2516	1591	$1.5 \cdot 10^5$	$1.7 \cdot 10^4$	1.5	7000
5	318	2516	1300	$7 \cdot 10^4$	$1.8 \cdot 10^4$	1.5	7000
6	318	2516	1300	$1.2 \cdot 10^5$	$1.7 \cdot 10^4$	1.5	7000

Tabla 3 - Frecuencias Naturales y Valores de Solicitaciones

5.2 Modelo de Elementos Finitos

En este modelo se observó una buena correlación entre los valores de frecuencia natural de los módulos y el estimado en el párrafo 5.1, lo que permite confiar en las hipótesis realizadas. La tabla 4 nos muestra los valores de los primeros seis modos estructurales.

Modo	Frecuencia [Hz]	Comentarios
1	378	Modo de flexión de cofia
2	379	Modo de flexión de cofia
3	1153	1er modo de módulos
4	1403	1er. Modo de tapa
5	1471	2do modo de módulos
6	1494	3er modo de módulos

Tabla 4 - Frecuencias Naturales – Modelo de Elementos Finitos

Las figuras 9 y 10 nos muestran los dos primeros modos de los módulos

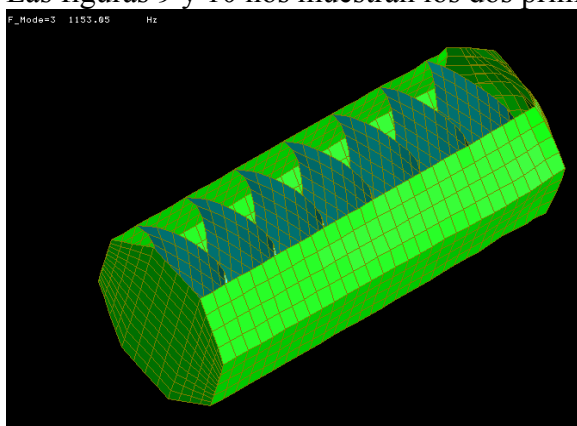


Fig. 9 - Módulos-1er. modo

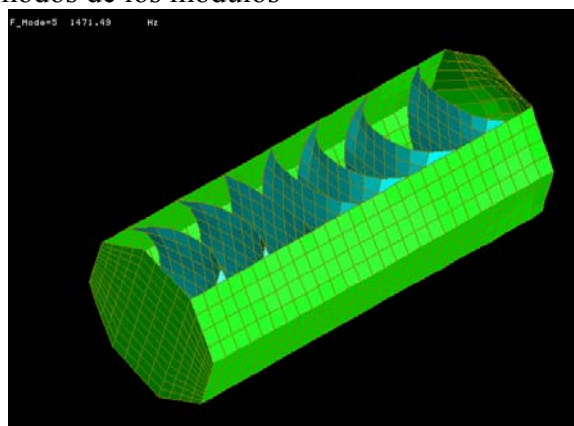


Fig. 10 - Módulos - 2do. modo

Puede observarse que la frecuencia del primer modo, si bien levemente menor, es compatible con la encontrada en el modelo de masas puntuales. La diferencia puede deberse a la falta de definición en el diseño de las tomas, diferencia que deberá ser ajustada en fases ulteriores del proyecto.

6 CONCLUSIONES

El análisis de los casos corridos con ambos modelos permite llegar a algunas conclusiones de gran utilidad en esta etapa del proyecto:

- Ambos modelos resultan útiles para estudiar el comportamiento dinámico de la estructura, si bien es dable esperar comportamientos no lineales (sobre todo en el amortiguador y la cofia), que deberán ser tenidos en cuenta.
- El modelo de Elementos Finitos, si bien resulta adecuado para la estimación preliminar de los modos y frecuencias, deberá ser completado en la medida que se

refine el diseño del satélite; en este estado del mismo no es realista esperar un mejor ajuste.

- No ha resultado posible reducir los niveles de aceleración de la cofia a valores inferiores a 60000 g, lo que plantea la necesidad de extremar los cuidados, tanto en el diseño como en los medios de cálculo y ensayos, para asegurar la sobrevivencia de las celdas solares.
- En cuanto a la estructura interna, puede observarse que, para ciertas combinaciones de rigidez, es posible lograr que el efecto dominante sea el del choque puro, disminuyendo la amplitud de las vibraciones parásitas. Esto simplifica notablemente los requerimientos para los ensayos mecánicos.
- Debe extremarse el cuidado en la caracterización mecánica, tanto de los materiales como de la estructura, realimentando con esos datos los modelos teóricos; consideramos que esta interacción es un punto clave para garantizar la integridad estructural de los componentes del satélite, y por ello su misión.

7 REFERENCIAS

[1] 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, 2003-2005

[2] <http://www.dlr.de/as/>

[3] Harris, C.M. – Shock & Vibration Handbook – McGraw Hill, 1988