

DISEÑO PRELIMINAR DE LA ESTRUCTURA PRIMARIA PARA UN CUBESAT DE 3U

David O. Williams Rogers^{1*} - Sonia A. Botta¹

¹ Centro Tecnológico Aeroespacial, Departamento de Aeronáutica
Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata
Calle 116 e/ 47 y 48, La Plata (1900), Argentina
* Email: davidwilliams14@gmail.com

RESUMEN

En el contexto del proyecto Satélite Universitario de la Universidad Nacional de La Plata, en el Centro Tecnológico Aeroespacial se están diseñando las estructuras primaria y secundaria para un CubeSat de 3U. Muchos de los requerimientos de los CubeSats están altamente estandarizados, y la estructura primaria no es excepción, lo que representa ventajas y desventajas en el desarrollo. El objetivo final será contar con un diseño propio que se pueda utilizar en esta misión y en futuros satélites universitarios, reduciendo los costos de fabricación del sistema. En este trabajo se presenta el diseño preliminar de la estructura primaria de un CubeSat de 3U con sus requerimientos y las simulaciones de verificación pertinentes. Además, se muestran variantes que se consideraron durante el desarrollo y las ventajas del diseño preliminar elegido.

1.- INTRODUCCION

El proyecto Satélite Universitario del Centro Tecnológico Aeroespacial de la UNLP utilizará el estándar CubeSat para el diseño de sus satélites. Los factores de forma más utilizados en este estándar se pueden ver en la Figura 1. En este caso se optó por un Cubesat de 3U, es decir una unidad de dimensiones de 10x10x34.5 cm, dado su versatilidad para gran parte de las misiones preseleccionadas en este proyecto. Asimismo, resulta ser un tamaño intermedio escalable si en el futuro se requiere diseñar una estructura de 1, 2 o 6U. La masa total del sistema será inferior a 5kg para asegurar la compatibilidad con la mayoría de

los lanzadores disponibles en el mercado como carga paga secundaria [1].

2.- DESARROLLO

2.1.- Especificaciones y requerimientos

Para el desarrollo de las especificaciones estructurales se siguió lo establecido en la última versión del estándar CubeSat desarrollado por la California Polytechnic State University (Cal Poly) [2]. Estas especificaciones incluyen las medidas externas del satélite, los materiales aceptados, la medida estándar de los rieles para el dispensador, y la definición de la terna de referencia, entre otros.

El único requerimiento para la parte interna de la estructura proviene de asegurar su compatibilidad con placas del estándar PC104. Este tipo de placas es ampliamente utilizado en la construcción de CubeSats.

Por otra parte, para definir los requerimientos estructurales preliminares se utilizó el ambiente definido por la empresa Spaceflight Inc., que gestiona lanzamientos para

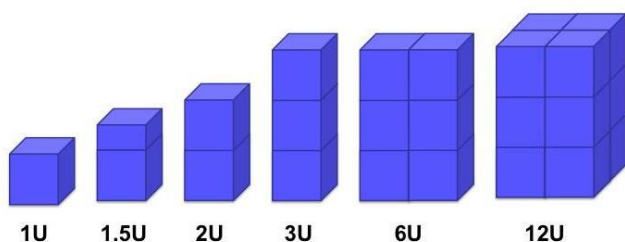


Figura 1. Factores de forma más usuales en CubeSats. También son aquellos cubiertos por la versión más reciente de las especificaciones dadas por CalPoly [2]. Crédito: NASA.

cargas pagas secundarias con la mayoría de los lanzadores disponibles en el mercado [1]. De esta manera, se puede asegurar que la sollicitaciones serán una envolvente de los casos más exigentes. Para este estudio preliminar, se asumió que las cargas serán absorbidas en su totalidad por la estructura primaria.

Tabla 1. Requerimientos y especificaciones para la estructura primaria.

#	Requerimiento o especificación
1	Las medidas externas serán 10 x 10 x 34.5 cm.
2	Los extremos de los rieles serán rectangulares, con una dimensión de 8.5 x 8.5 mm.
3	La masa total de la estructura primaria será menor a 240 g.
4	El volumen interno de la estructura primaria deberá ser compatible con las medidas de las placas del estándar PC104.
5	El eje longitudinal del CubeSat coincide con el eje Z de la terna local, con la cara -Z siendo la que ingresa primero en el dispensador.
6	La estructura soportará una carga cuasi-estática de 15g no simultánea en cada eje ortogonal.
7	La estructura tendrá una primera frecuencia natural mayor a 150 Hz.

2.2.- Elección del material

Se escogió Aluminio 6061-T6 como material para la estructura primaria, a partir de la lista de materiales recomendados por el estándar NASA-STD-6016A [3], por lo que se conoce que cumple con los requerimientos de desgas y contaminación para materiales de uso espacial.

Tabla 2. Propiedades Mecánicas del Aluminio 6061-T6.

Densidad	Módulo elástico	Módulo de Poisson	Tensión de fluencia
2700 kg/m ³	68.9 GPa	0,33	276 MPa

2.3.- Configuraciones propuestas

Como parte del proceso de diseño, se plantearon dos configuraciones: la configuración

A donde las costillas laterales son perfiles rectangulares, y la configuración B, que posee costillas con perfiles en L y tiene un espesor de los rieles menor.

Configuración A

Esta configuración consta de perfiles L para los rieles longitudinales, topes rectangulares en los extremos de estos para aumentar el área de contacto con el lanzador y costillas laterales de perfil rectangulares. La masa total de la estructura es de 174 gramos.

Configuración B

La estructura primaria tiene un peso total de 176 gramos, está compuesta por rieles de perfil L, topes rectangulares y costillas laterales de perfil L.

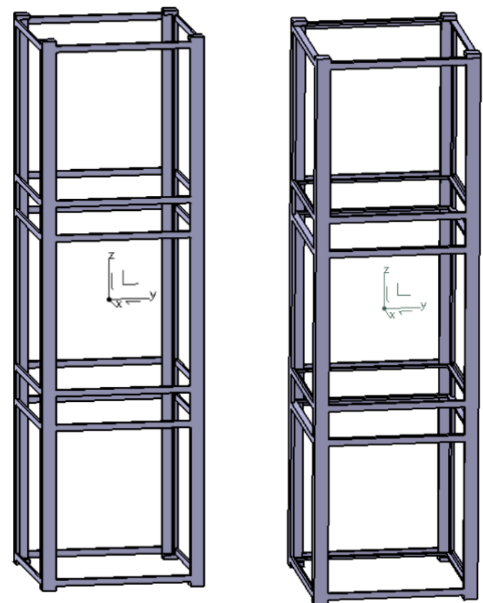


Figura 2. Izquierda: Modelo CAD de la configuración A. Derecha: Modelo CAD de la configuración B.

2.4.- Simulación numérica

Para la verificación del diseño preliminar de la estructura se realizaron dos simulaciones numéricas de elementos finitos con el software de cálculo estructural ABAQUS CAE. La primera simulación consistió en un ensayo de carga cuasi-estático de 15g aplicados de forma no simultánea

en el eje Z y en el eje X. No se cargó al eje Y ya que es simétrico con respecto al X. En segundo lugar, para la simulación dinámica se buscó que la primera frecuencia natural de la estructura primaria fuese superior a los 150 Hz.

Ambas configuraciones fueron modeladas con elementos “wire” donde luego se les asignó el perfil de viga correspondiente, acelerando los tiempos de cálculo.

Para asegurar que la estructura resistirá las solicitaciones de la puesta en órbita se distribuyó una masa de 5 kg de manera uniforme, en 16 nodos que representan la unión de las costillas centrales con los rieles.

La condición de borde aplicada para el ensayo dinámico a ambas configuraciones es la de restringir los desplazamientos de los extremos de los rieles tanto en la cara +Z, donde los extremos entran en contacto con los topes de la compuerta, como en la cara -Z donde el Cubesat se apoya sobre una plataforma que está vinculada a la P-POD de 3U por un resorte. Esto se realizó bajo la suposición de que el resorte de la P-POD tiene la rigidez necesaria para que la fuerza de contacto genere una fuerza de roce suficiente para evitar el deslizamiento.

En el caso de la simulación estática se aplicaron dos condiciones de borde: por el lado de la carga gravitatoria en el eje Z se planteó la situación más desfavorable, es decir la de restringir los desplazamientos de la base de los rieles en la cara -Z, mientras que en el caso de la carga en el eje X se restringieron los desplazamientos de la cara -X.

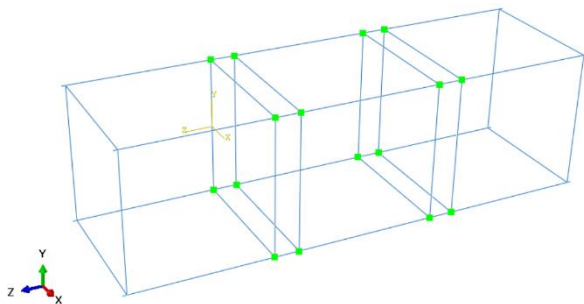


Figura 3. Modelo matemático de la estructura. Los puntos verdes representan la masa total del satélite distribuida en nodos.

3.- RESULTADOS

3.1.- Configuración A

Carga estática

La carga a aplicar según los requerimientos explicitados es de 15g en el eje Z y luego en el eje X.

A continuación se presentan los resultados obtenidos, por un lado los desplazamientos en milímetros, por otro las tensiones equivalentes de Von Mises en MPa.

A partir de los resultados obtenidos (Figuras 4 y 5) puede concluirse que tanto las tensiones ante cargas en el eje X y Z se encuentran lejos de las tensiones de fluencia del AL-6061-T6 y los desplazamientos son despreciables siendo del orden de los 0.03mm.

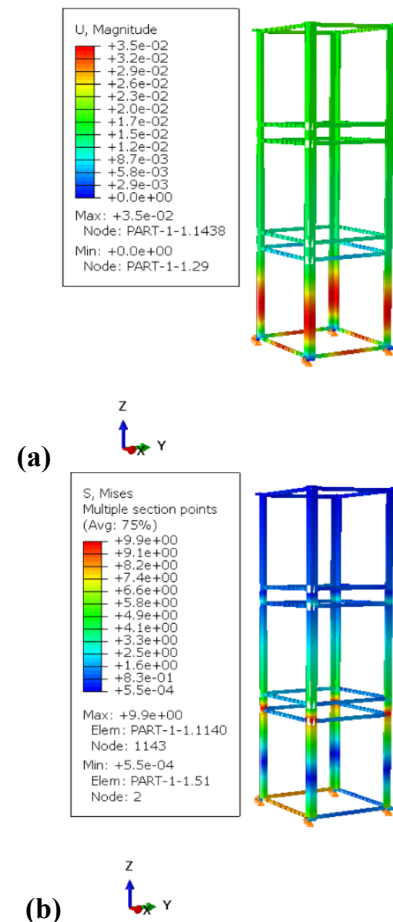


Figura 4. Resultados de las solicitaciones en Z para la configuración A. (a) Desplazamientos en mm. (b) Tensiones en MPa.

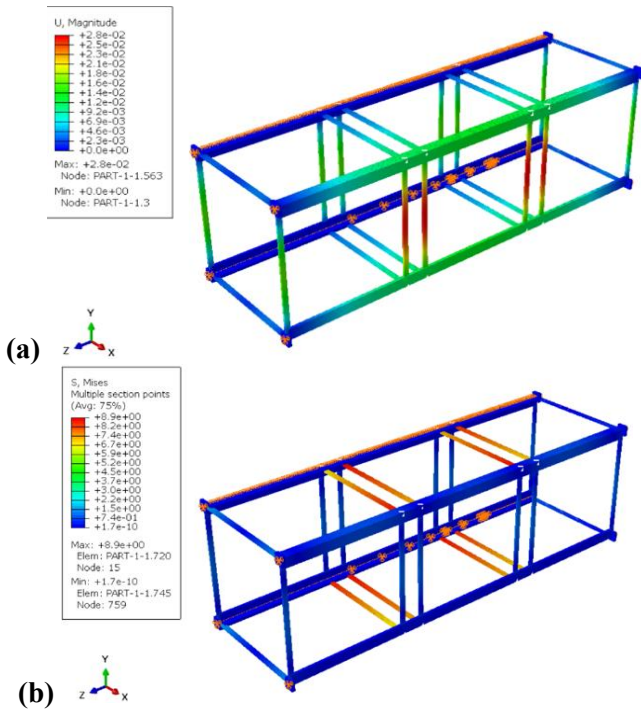


Figura 5. Resultados de las solicitaciones en X para la configuración A. (a) Desplazamientos en mm. (b) Tensiones en MPa.

Frecuencia natural

Para la obtención de los primeros diez modos naturales de la estructura se la vinculó en ambos extremos, simulando las interacciones entre el Cubesat y la P-POD. Para este ensayo solo se tuvo en cuenta la masa de la estructura primaria.

La primera frecuencia natural del sistema cumple con el requerimiento de ser mayor a 150 Hz. Los primeros dos modos representan flexión a lo largo del eje Z (Figura 6). La Tabla 3 da una lista completa de las frecuencias naturales para los primeros 10 modos.

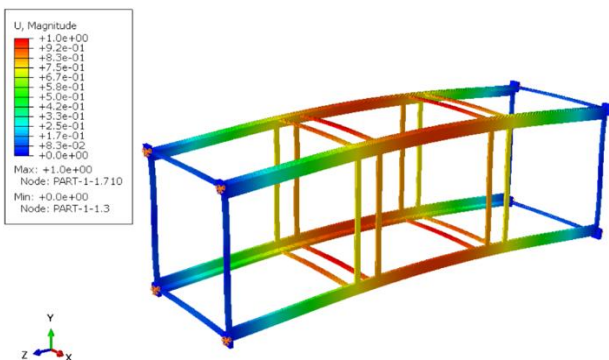


Figura 6. Deformada de la estructura para el primer modo de la configuración A (185 Hz).

Tabla 3. Resultados del análisis de frecuencias naturales de la configuración A.

Modo	Frecuencia
1	185 Hz
2	185 Hz
3	192 Hz
4	221 Hz
5	324 Hz
6	415 Hz
7	527 Hz
8	532 Hz
9	532 Hz
10	542 Hz

3.2.- Configuración B

Carga estática

Al igual que para la configuración A, se aplicó una carga gravitatoria de 15g y las condiciones de borde fueron idénticas.

Las Figuras 7 y 8 muestran los resultados de las solicitaciones en los ejes X y Z. Puede concluirse que tanto los valores de deformaciones como de las tensiones de Von Mises se encuentran dentro de los límites admisibles.

Frecuencia natural

Al igual que para la configuración A se restringieron los desplazamientos de ambos extremos de los rieles y se procedió a encontrar las primeras 10 frecuencias naturales. La Tabla 4 da la lista completa de resultados, y la Figura 9 muestra la deformada para el primer modo.

Las frecuencias obtenidas verifican los requerimientos solicitados.

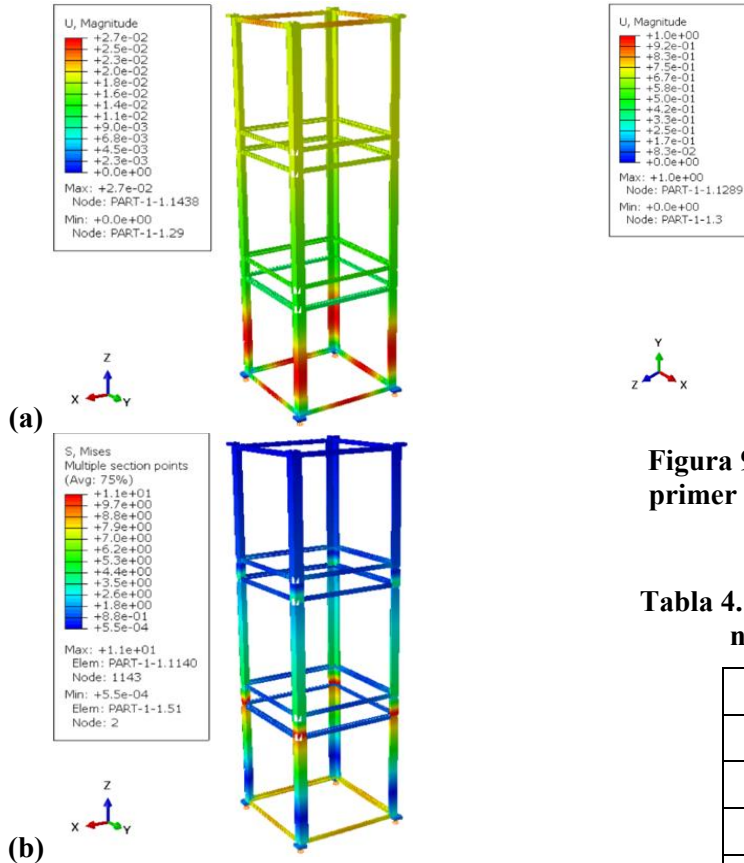


Figura 7. Resultados de las solicitaciones en Z para la configuración B. (a) Desplazamientos en mm. (b) Tensiones en MPa.

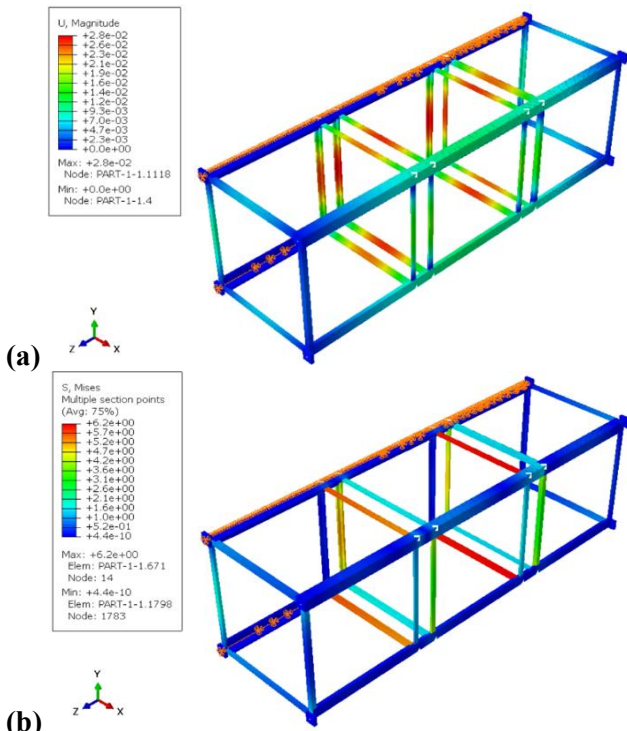


Figura 8. Resultados de las solicitaciones en X para la configuración B. (a) Desplazamientos en mm. (b) Tensiones en MPa.

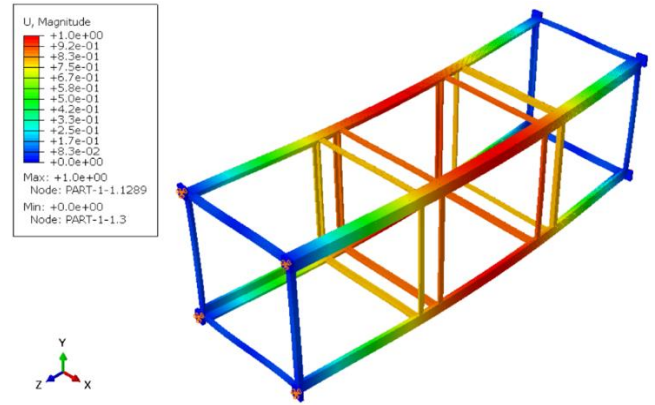


Figura 9. Deformada de la estructura para el primer modo de la configuración B (183 Hz).

Tabla 4. Resultados del análisis de frecuencias naturales de la configuración B.

Modo	Frecuencia
1	183 Hz
2	183 Hz
3	229 Hz
4	291 Hz
5	491 Hz
6	527 Hz
7	527 Hz
8	740 Hz
9	801 Hz
10	862 Hz

3.3.- Elección de una configuración

Dado que ambas configuraciones cumplen con los requerimientos estructurales, a la hora de decidir cuál escoger para la construcción se tuvo en cuenta el aspecto constructivo y de ensamble. Por esta razón se eligió la configuración B, que al tener las costillas con perfiles L permite un ensamble más fácil de los paneles solares y de la estructura secundaria, compuesta por los sujetadores de las placas tipo PC104 y los elementos de unión entre las mismas.

4.- CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO

A partir de los resultados obtenidos, se concluye que ambas configuraciones propuestas son satisfactorias desde el aspecto estructural para la operación segura del satélite. Siguiendo un criterio constructivo y de ensamble, se eligió la configuración B, que por sus características permite una integración más sencilla con otros subsistemas.

El siguiente paso en el desarrollo de la estructura es el de realizar un modelo más detallado teniendo en cuenta las vinculaciones entre rieles y costillas, agregando elementos sujetadores y al menos dos mecanismos Kill-Switch. Posterior a esto se realizará un ensayo de vibraciones aleatorias, para el cual ya se conoce el perfil de la PSD.

En este trabajo no se analizaron las solicitaciones térmicas debido a que no está definida la disposición de la carga paga y demás subsistemas dentro del satélite. Este punto también será evaluado en modelos más avanzados.

AGRADECIMIENTOS

Los autores de este trabajo queremos agradecerles a los Ing. Mariano Mundo e Ing. Elmar Mikkelson por su predisposición y paciencia para compartir sus conocimientos y experiencias, fundamentales para el desarrollo de este trabajo.

REFERENCIAS

- [1] The CubeSat Program – Cal Poly SLO (2020). **CubeSat Design Specification, Rev. 14** (CP-CDS-R14).
- [2] Spaceflight Inc. (2019) **Spaceflight Mission Planning Guide, Rev. G.**
- [3] NASA (2016) **Standard Materials and Processes Requirements for Spacecraft** (NASA-STD-6016A).