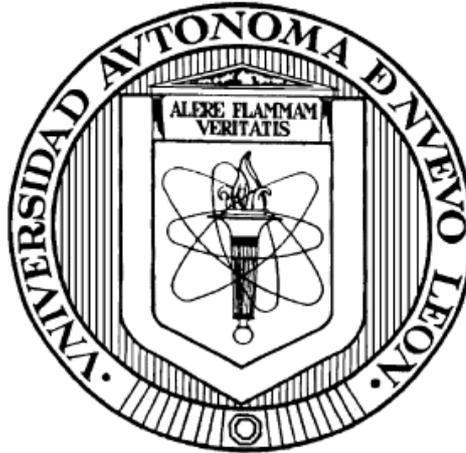


**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**Diseño estructural de un sistema CubeSat con recubrimiento de  
barrera térmica**

Por

**JORGE ENRIQUE HERRERA ARROYAVE**

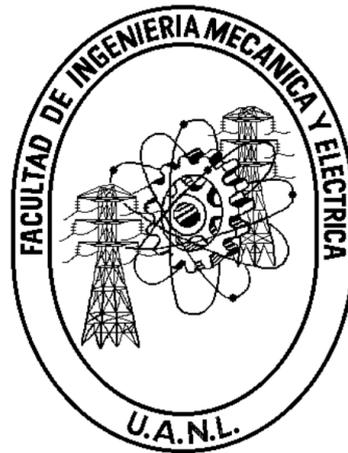
Como requisito parcial para obtener el grado de

**MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN  
EN ESTRUCTURAS**

**San Nicolás de los Garza, N.L.**

**Junio, 2015**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**Diseño estructural de un sistema CubeSat con recubrimiento de  
barrera térmica**

Por

**JORGE ENRIQUE HERRERA ARROYAVE**

Como requisito parcial para obtener el grado de

**MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN  
EN ESTRUCTURAS**

**San Nicolás de los Garza, N.L.**

**Junio, 2015**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**

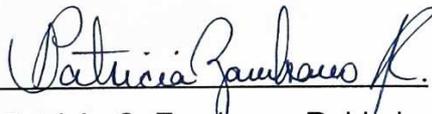
Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la tesis "*Diseño estructural de un sistema CubeSat con recubrimiento de barrera térmica*" realizada por el alumno **Jorge Enrique Herrera Arroyave**, con número de matrícula **1698156**, sea aceptada para su defensa en opción al grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con Orientación en Estructuras.

El Comité de Tesis



---

Dra. Bárbara Bermúdez Reyes  
Asesor



---

Dra. Patricia C. Zambrano Robledo  
Revisor

---

Dr. Jorge Alfredo Ferrer Pérez  
Revisor

---

Dr. Simón Martínez Martínez  
Subdirector de estudios de posgrado

*A mi familia*

*Por el apoyo incondicional que  
siempre me han brindado...*

## **Agradecimientos**

*A la Universidad Autónoma de Nuevo León UANL, por el invaluable aporte de vida que me ha dado.*

*Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología CONACYT, por el apoyo recibido mediante la beca N° 535234, y el acompañamiento que recibí para realizar y finalizar con éxito mi programa de posgrado.*

*Al Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica y toda su planta profesoral; por ser la sede principal de estudios y quienes auspiciaron mi formación, con todo su profesionalismo para alcanzar el título de Maestría en Ingeniería Aeronáutica.*

*A la Dra. Bárbara Bermúdez Reyes, por la dedicación, por el acompañamiento profesional y la orientación perspicaz que ha sido fundamental durante todo el desarrollo del trabajo de investigación; además, por la paciencia y la motivación que ha tenido durante todo este tiempo de trabajo.*

*A la Dra. Patricia del Carmen Zambrano Robledo, por su colaboración en todo el proceso de formación y permanencia en la Universidad.*

*Al Dr. Diego F. Ledezma Ramírez, por su el conocimiento y aportes recibidos en Dinámica Estructural.*

*Al Centro de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México, en especial al Dr. Jorge Alfredo Ferrer Pérez y al Dr. Saúl Daniel Santillán Gutiérrez, por su asesoría y complementación recibida en la estancia de investigación.*

*Mis más sinceros agradecimientos a la Dra. Citlalli Gaona Tiburcio, Dr. José Ángel Cabral Miramontes, Dr. Ulises Matías García Pérez, Dr. Francisco Fernando Curiel López, Dr. José Luis Tristancho Reyes; quienes se apropiaron de los tramites y vinculación a la universidad para realizar la maestría.*

*Finalmente, a todas aquellas personas que hicieron de mi estancia en México un recuerdo maravilloso que nunca olvidaré.*

## Resumen

Este trabajo presenta el diseño de una estructura metálica para un nanosatélite tipo CubeSat, en el cual, se consideró un recubrimiento cerámico de barrera térmica. Aunque existen comercialmente opciones de este tipo de estructuras, no resuelven completamente los requerimientos para atender una misión en específico, por lo que, se propone seguir un protocolo de diseño para satisfacer estos requerimientos. Acorde al diseño, el protocolo se compone de cuatro fases: planeación y clarificación, diseño conceptual, diseño preliminar y diseño de detalle. Así mismo se describe la dinámica estructural debido a las cargas inducidas por el vehículo de lanzamiento. Por lo cual, se presenta una técnica de verificación que permite evaluar, el correcto funcionamiento de las simulaciones realizadas en el paquete computacional ANSYS, como son: la convergencia de la solución y la independización de los resultados con respecto a la malla. Por otro lado, los resultados obtenidos en el diseño se concretan en dos partes principalmente; la primera parte, comprende la geometría de la estructura metálica y la segunda parte evalúa su comportamiento, debido a las condiciones de carga mecánico-espaciales que deberá soportar. Esta evaluación se basa en los siguientes análisis estructurales: análisis estático, análisis modal, análisis de respuesta armónica, análisis de vibración aleatoria y análisis de espectro de respuesta. Por lo tanto, con base en el protocolo propuesto, se obtuvo una estructura metálica que cumple con los requerimientos y especificaciones contemplados en la etapa inicial de diseño. Lo cual permite integrar los demás subsistemas en un nanosatélite tipo CubeSat.

# Índice general

Resumen .....	i
Índice general .....	ii
Índice de figuras.....	iii
Índice de tablas.....	v
<b>CAPÍTULO 1: Introducción</b> .....	1
1.1 Introducción general .....	1
1.2 Motivación.....	2
1.3 Contribución.....	2
1.4 Planteamiento del problema .....	3
1.5 Objetivos.....	3
1.5.1 Objetivo general .....	3
1.5.2 Objetivos específicos .....	3
1.6 Hipótesis.....	4
1.7 Justificación .....	4
<b>CAPÍTULO 2: Fundamentos teóricos</b> .....	5
2.1 Marco referencial .....	5
2.2 Descripción de los nanosatélites tipo CubeSat.....	14
2.3 Tipos de estructuras mecánicas nanosatélitales .....	15
2.4 Vehículos de lanzamiento.....	17
2.5 Cargas de diseño para nanosatélites .....	19
2.6 Dinámica estructural para el diseño de estructuras CubeSat. ....	20
2.6.1 Análisis modal .....	23
2.6.2 Vibraciones mecánicas aleatorias (Random).....	25
2.6.3 Vibraciones mecánicas de espectro de respuesta .....	32
2.7 Materiales de diseño.....	34
2.8 Teorías de falla .....	36
2.9 Proceso de diseño estructural .....	39
<b>CAPÍTULO 3: Metodología de diseño</b> .....	41
3.1 Fase I: Planeación y clarificación.....	41

3.2	Fase II: Diseño Conceptual.....	41
3.3	Fase III: Diseño Preliminar.....	46
3.4	Fase IV: Diseño de Detalle .....	47
<b>CAPÍTULO 4: Resultados y discusión.....</b>		<b>49</b>
4.1	Fase I: Planeación y clarificación.....	49
4.2	Fase II: Diseño conceptual .....	51
4.3	Fase III: Diseño preliminar .....	56
4.3.1	Análisis estático.....	56
4.3.2	Análisis modal .....	73
4.3.3	Análisis de respuesta armónica .....	80
4.3.4	Análisis de vibración aleatoria.....	86
4.3.5	Análisis de espectro de respuesta.....	99
4.4	Fase IV: Diseño de detalle .....	109
4.4.1	Verificación computacional.....	116
<b>CAPÍTULO 5: Conclusiones generales y recomendaciones para trabajo a futuro.....</b>		<b>121</b>
5.1	Conclusiones generales.....	121
5.2	Recomendaciones para trabajo a futuro .....	123
Referencias.....		124

## Índice de figuras

Figura 2.1.	Satélite Sputnik I.....	6
Figura 2.2.	Histórico de lanzamientos de nanosatélites (1955-2010). .....	7
Figura 2.3.	Clasificación de los pequeños satélites según su masa. ....	7
Figura 2.4.	Tipos de orbitas .....	8
Figura 2.5.	Comparación de forma de la estructura Cubesat. ....	9
Figura 2.6.	Lanzamiento de pequeños satélites vs masa (1998-2014).....	10
Figura 2.7.	(a) P-POD acoplado a una carga primaria (b) P-POD.....	12
Figura 2.8.	Modelo descriptivo para el diseño de estructuras nanosatélitales. .	13
Figura 2.9.	Estructuras de nanosatélites tipo CubeSat.....	14
Figura 2.10.	Configuración general de un nanosatélite CubeSat.....	15

Figura 2.11. Topología de diseño del lanzador Ariane 5.....	18
Figura 2.12. Representación de un sistema vibratorio con base móvil .....	22
Figura 2.13. Descripción de las cargas mecánicas de vibración aleatoria.....	26
Figura 2.14. Señal de vibración aleatoria muestreada en aceleración: (a) expresada en gravedades, (b) expresada en desviaciones estándar.....	26
Figura 2.15. Señal de vibración mecánica aleatoria $xt$ .....	28
Figura 2.16. Espectros PSD, para el vehículo de lanzamiento Ariane 5: (a) Densidad espectral de ruido acústico, (b) Densidad espectral de presión de ruido acústico.....	32
Figura 2.17. Registro de una señal de impacto. ....	33
Figura 2.18. SRS de un proceso pirotécnico. ....	33
Figura 3.1. Modelo prescriptivo de la fase de planeación y clarificación.....	41
Figura 3.2. Modelo prescriptivo de la fase de diseño conceptual.....	42
Figura 3.3. Montaje de estudio de un cuerpo soportado por una base móvil....	43
Figura 3.4. Montaje para el análisis modal de una viga en voladizo. ....	44
Figura 3.5. Montaje para el análisis modal de una placa circular.....	45
Figura 3.6. Modelo prescriptivo para la fase de diseño preliminar .....	47
Figura 3.7. Modelo prescriptivo para la fase de diseño de detalle .....	48
Figura 4.1. Plano de detalle del estándar CubeSat de 1U.....	51
Figura 4.2. Estructuras conceptuales: (a) Concepto inicial, (b) Concepto mejorado, (c) Concepto final.....	52
Figura 4.3. Sistema global referencia x,y,z (0,0,0).....	52
Figura 4.4. Partes de la estructura primaria del CubeSat. ....	53
Figura 4.5. Integración conceptual del CubeSat: (a) Geometría de explosión, (b) Apariencia exterior del ensamble.....	56
Figura 4.6. (a) Etapas de vuelo, (b) Aceleración estática longitudinal, Ariane 5. ....	57
Figura 4.7. Distribución de fuerzas estáticas en la estructura CubeSat.....	59
Figura 4.8. Disposición espacial de los anillos seeger en los ejes integradores	60
Figura 4.9. Deformación total del análisis estático.....	64
Figura 4.10. Esfuerzos equivalentes del análisis estático.....	67

Figura 4.11. Esfuerzo cortante máximo del análisis estático. ....	71
Figura 4.12. Formas modales en la dirección X de la estructura CIIIAsaT. ....	75
Figura 4.13. Formas modales en la dirección Y de la estructura CIIIAsaT. ....	77
Figura 4.14. Formas modales en la dirección Z de la estructura CIIIAsaT. ....	79
Figura 4.15. Excitación sinusoidal en la base del CubeSat. ....	80
Figura 4.16. Deformación total TBC, del análisis de respuesta armónica.....	81
Figura 4.17. Esfuerzo equivalente TBC, del análisis de respuesta armónica. ..	82
Figura 4.18. Esfuerzo cortante máximo TBC, análisis de respuesta armónica. 83	
Figura 4.19. FRF en dirección Y del recubrimiento de barrera térmica +Y. ....	84
Figura 4.20. FRF en dirección Y del recubrimiento de barrera térmica -Y. ....	84
Figura 4.21. FRF en dirección Z del recubrimiento de barrera térmica +Z.....	85
Figura 4.22. FRF en dirección Z del recubrimiento de barrera térmica -Z. ....	85
Figura 4.23. Densidad espectral de potencia para Ariane L/V. ....	87
Figura 4.24. Deformación direccional Z del análisis de vibración aleatoria.....	92
Figura 4.25. Esfuerzos equivalentes del análisis de vibración aleatoria. ....	95
Figura 4.26. Aceleración direccional Z del análisis de vibración aleatoria. ....	98
Figura 4.27. SRS para las diferentes etapas de lanzamiento. ....	100
Figura 4.28. Deformación total del análisis de espectro de respuesta. ....	104
Figura 4.29. Esfuerzos equivalentes del análisis de espectro de respuesta... 107	
Figura 4.30. Prototipo de la estructura CIIIAsaT. ....	109
Figura 4.31. Plano de detalle del plato superior.....	110
Figura 4.32. Plano de detalle del plato inferior.....	111
Figura 4.33. Plano de detalle del cuerpo, anillo seeger y eje integrador.....	112
Figura 4.34. Plano de explosión del conjunto estructural CIIIAsaT.....	113
Figura 4.35. Plano de ensamble de la estructura CIIIAsaT.....	114
Figura 4.36. Formato PC-104 por Clyde Space. ....	115
Figura 4.37. Grafica N° de nodos contra la Deformación total.....	117
Figura 4.38. Resultados del análisis modal para la viga en voladizo. ....	119
Figura 4.39. Resultados experimentales viga en voladizo. ....	119

## Índice de tablas

Tabla 2.1. Reseña histórica misiones CubeSat y materiales estructurales.....	10
Tabla 2.2. Descripción estadística de la vibración aleatoria. ....	27
Tabla 2.3. Probabilidad de distribución normal .....	27
Tabla 2.4. Niveles de presión de sonido promedio Ariane 5.....	30
Tabla 2.5. Resumen de densidad espectral acústica Ariane 5. ....	31
Tabla 2.6. Materiales de diseño para estructuras CubeSat. ....	34
Tabla 3.1. Equipos utilizados conceptualización general.....	43
Tabla 3.2. Equipos utilizados en transmisión de vibraciones.....	44
Tabla 3.3. Equipos utilizados en análisis modal viga en voladizo.....	45
Tabla 3.4. Equipos utilizados en análisis modal en placa.....	46
Tabla 4.1. Características del conjunto estructural del CubeSat.....	54
Tabla 4.2. Propiedades de masa para cada componente del CubeSat. ....	55
Tabla 4.3. Resultados globales del análisis estático.....	60
Tabla 4.4. Resultados particulares del análisis estático.....	72
Tabla 4.5. Primeras 6 frecuencia modales de la estructura CIIIAsaT. ....	73
Tabla 4.6. Modos principales en la dirección X de la estructura CIIIAsaT. ....	76
Tabla 4.7. Modos principales en la dirección Y de la estructura CIIIAsaT. ....	78
Tabla 4.8. Modos principales en la dirección Z.....	80
Tabla 4.9. Resultados de respuesta armónica.....	83
Tabla 4.10. Espectro de aceleraciones para L/V Ariane .....	86
Tabla 4.11. Resultados particulares del análisis de vibración aleatoria. ....	99
Tabla 4.12. Resultados particulares del análisis de espectro de respuesta....	108
Tabla 4.13. Deformación total para diferentes tamaños de malla.....	116
Tabla 4.14. Resultados de verificación y validación.....	120

# **CAPÍTULO 1:**

## **Introducción**

### **1.1 Introducción general**

El presente trabajo involucra el diseño de una estructura metálica que hace parte de los subsistemas que integran un satélite de forma cubica, conocido en la industria espacial como CubeSat, que es un tipo de satélite pequeño utilizado para la investigación y el desarrollo de tecnología espacial. Estos satélites se caracterizan, porque su masa no supera los 1.33 kg, por lo que es catalogado como un nanosatélite. Para realizar el diseño de la estructura metálica nanosatélital CubeSat, es necesario aplicar metodologías que permitan ajustar los requerimientos y las restricciones involucradas, de manera, que la estructura cumpla con las especificaciones espaciales requeridas. Por lo tanto, la metodología propuesta en este trabajo, permitirá obtener una estructura CubeSat de acuerdo con sus especificaciones, esta metodología se divide en cuatro fases de diseño, que son: planeación y clarificación, diseño conceptual, diseño preliminar y diseño de detalle. Cada una de estas fases entrega un resultado que delimitará los modelos conceptuales. Cabe señalar que el desarrollo de cada fase dependerá de los resultados de las fases anteriores. Por lo que también se implementa un modelo de verificación para la confiabilidad de las simulaciones realizadas. La estructura metálica nanosatélital, tiene un papel importante en el segmento de lanzamiento, debido a que soporta las cargas estáticas y sinusoidales, así como también, el ruido generado durante el vuelo y las vibraciones de choque generadas por la separación de las partes del cohete en las diferentes etapas de lanzamiento. Una vez en órbita, la estructura protege la carga útil del entorno espacial (radiación, escombros, variaciones térmicas, etc.). Es por esto, que la estructura debe cumplir rigurosamente los requerimientos generales para garantizar el éxito de una misión. Por lo anterior, la estructura nanosatélital diseñada y denominada como CIIIAsaT, estará en condiciones de

soportar las cargas mecánicas de vibración especificadas como son: las cargas cuasi-estáticas, sinusoidales, aleatorias y de espectro de respuesta. Esto implica el conocimiento de los parámetros dinámicos estructurales, tales como: las propiedades físicas, características modales y propiedades estructurales.

## **1.2 Motivación**

En los últimos años, investigadores de distintas partes del mundo han puesto gran interés en el desarrollo de subsistemas para nanosatélites. Entre los más estudiados son aquellos, en los que, solamente intervienen componentes electrónicos, dando poca importancia a la estructura mecánica primaria que los contiene. Es por esta razón, que este trabajo trata del diseño y el desarrollo de una estructura nanosatélital, que permite involucrarse en la investigación de la dinámica y el diseño de estructuras espaciales. Por lo tanto, con los conocimientos adquiridos en este proyecto, se pretende aplicarlos al diseño y manufactura de estructuras para satélites que cumplan con las especificaciones espaciales requeridas.

## **1.3 Contribución**

Generar conocimiento en diseño de estructuras nanosatélitales tipo CubeSat, de acuerdo a las condiciones mecánico-espaciales provocadas por los vehículos de lanzamiento, con el fin de proporcionar un diseño que cumpla con los requerimientos estructurales de integración nanosatélital y de lanzamiento espacial. Por lo tanto, se desarrolló un modelo estructural conceptual, en el que se determinó el comportamiento mecánico provocado por las diferentes cargas, de acuerdo con el diseño y los materiales propuestos. Así mismo, se determinó su comportamiento mecánico, al aplicar un recubrimiento cerámico delgado protector. Cabe señalar que el recubrimiento actuará como un sistema pasivo de control térmico para el CubeSat.

## **1.4 Planteamiento del problema**

Actualmente existen estructuras para nanosatélites comerciales diseñadas exclusivamente para misiones específicas, por lo que cualquier cambio que se realice en la estructura cambiara la respuesta dinámica para la cual fue diseñada. Lo anterior involucra limitaciones en la misión planeada para un programa espacial específico, en el cual se necesitan de estructuras con requerimientos y especificaciones particulares. Además, el desconocimiento de los entornos de lanzamiento de un nanosatélite, provoca que muchas misiones fallen luego de realizarles pruebas con cargas en condiciones mecánico-espaciales. Por lo que es necesario, que estas estructuras obtengan la calificación mecánica apropiada, para que sean aptas para la integración satelital y para las condiciones de lanzamiento.

## **1.5 Objetivos**

### **1.5.1 Objetivo general**

Diseñar una estructura satelital en el estándar CubeSat con recubrimiento de barrera térmica, que soporte las cargas mecánicas inducidas por la plataforma de lanzamiento.

### **1.5.2 Objetivos específicos**

- Evaluar los criterios de selección, requisitos y necesidades de diseño.
- Definir la arquitectura espacial del CubeSat.
- Diseñar las partes y desarrollar el ensamble en CAD para toda la estructura CubeSat.
- Simular las condiciones de trabajo de la estructura debido a las cargas estáticas y dinámicas generadas por el vehículo de lanzamiento, usando el paquete computacional ANSYS.
- Evaluar los resultados de las simulaciones, para comprobar que el diseño propuesto cumpla con los requerimientos mecánico-espaciales.
- Comparar el comportamiento mecánico de la estructura, sin recubrir y con recubrimiento de barrera térmica.

## **1.6 Hipótesis**

El diseño estructural del satélite CubeSat deberá cumplir con las características geométricas de peso y tamaño. Esta estructura deberá permanecer íntegra en sus componentes y tolerancias de deformación causadas por las cargas estáticas y dinámicas. Por lo que la estructura nanosatélital diseñada deberá soportar las cargas inducidas por la plataforma de lanzamiento (cohete, estación espacial internacional, etc.).

## **1.7 Justificación**

Hoy en día, muchos países han empezado a incursionar en la exploración del espacio mediante nanosatélites, utilizándolos en aplicaciones importantes como la teledetección, meteorología, navegación espacial, comunicaciones, investigación científica y operaciones militares, entre otros. Esto implica que se debe comprender e investigar los fenómenos físico-mecánicos que afectan la estructura de un nanosatélite, producidos por los vehículos de lanzamiento y los producidos por los mecanismos de expulsión al espacio. Por lo anterior, es de gran importancia que países latinoamericanos como México desarrollen sistemas aeroespaciales funcionales que permita involucrarse en nuevas tecnologías concibiendo beneficios científicos y tecnológicos. Por lo que este proyecto contribuye a facilitar la integración nanosatélital a un bajo costo, además de generar conocimiento de diseño de estructuras para el campo espacial.

## **CAPÍTULO 2:**

### **Fundamentos teóricos**

#### **2.1 Marco referencial**

Un satélite es un cuerpo natural o artificial que gira u orbita alrededor de un cuerpo celeste, como los planetas y las estrellas [1]. Por lo tanto, son los satélites artificiales que orbitan la tierra, a los que se hace referencia en el contexto de este trabajo. Por consiguiente, es en el año de 1957, el que da inicio formalmente a la carrera espacial en el mundo, con el lanzamiento de los satélites Sputnik I, Explorer I y el Vanguard I [2].

La estructura del satélite Sputnik I (figura 2.1), era un cascaron esférico de 0.002 metros de espesor de aleación de aluminio de 0.585 metros de diámetro y una masa de 83.6 kilogramos, el cual estaba presurizado a 1.3 atmosferas de nitrógeno seco, contaba con cuatro antenas de radio cuyo propósito general era obtener información sobre la densidad de las capas altas de la atmosfera terrestre y la propagación de las ondas de radio en la ionosfera. El Sputnik I fue lanzado por la Unión Soviética el 4 de octubre de 1957 desde el Cosmódromo de Baikonur mediante el cohete R-7 8K71PS de dos etapas, colocando el Sputnik I en órbita en 314 segundos después del despegue. La fuente de poder pesaba 51 kg y contenía tres juegos de baterías de Plata-Zinc (dos juegos para suministrar energía a los sistemas de transmisión y un juego de baterías para suministrar energía a un ventilador del sistema de control interno de temperatura que debía estar en un rango de 20 °C – 36 °C). El Sputnik I fue un simple y completo suceso técnico de colocar a orbitar un vehículo que sobreviviera al ambiente espacial sin ser perforado por un meteorito y sin que los tubos electrónicos al vacío fueran alterados por la radiación cósmica. Demostrando también que la temperatura interna de un objeto orbitando puede ser controlado dentro de los límites aceptables para los estándares de equipamiento electrónico. El Sputnik I orbitó alrededor de la tierra hasta el 4 de enero de 1958 sumando un total de 90 días

después de su lanzamiento. En su regreso a tierra, alcanzó la capa superior terrestre donde se evaporó debido al calentamiento por rozamiento durante el reingreso [3]. Actualmente algunas universidades han desarrollado pequeños satélites, que son satélites más simples pero que utilizan las mismas tecnologías que los grandes satélites.



*Figura 2.1. Satélite Sputnik I [3].*

La importancia de los pequeños satélites ante la sociedad actual, radica en las funciones que estos desempeñan entre ellas las relacionadas con la teledetección, geoposicionamiento, meteorología, navegación espacial, comunicaciones, operaciones militares, investigación científica y desarrollo tecnológico. Desde este punto de vista, los pequeños satélites tienen una gran influencia en nuestras vidas, por lo que, solo hasta el 2010 fueron lanzados más de 120 satélites con masas que no superan los 100 kg, catalogados a estos, como pequeños satélites (figura 2.2), de los cuales la mayoría han tenido diferentes tipos de objetivos en el espacio, llamándosele a este la misión; entre tanto, de acuerdo a las necesidades de la misión se propone el diseño de la estructura satelital que permite adaptarlo a las tareas específicas [2, 4].

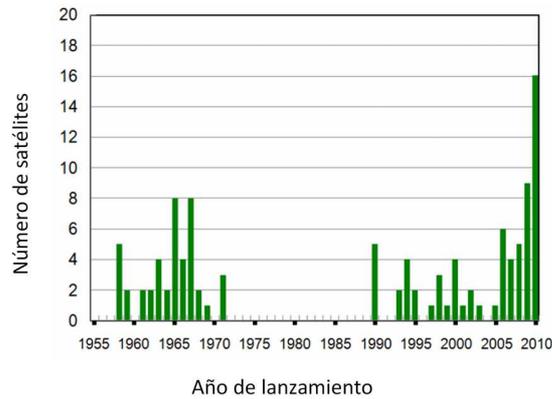


Figura 2.2. Histórico de lanzamientos de nanosatélites (1955-2010) [2].

Los pequeños satélites, principalmente se clasifican de acuerdo a su masa, en cuatro categorías, así como se ilustra en la figura 2.3. Donde se establece, el rango de masa y se especifica un satélite como ejemplo para cada categoría.

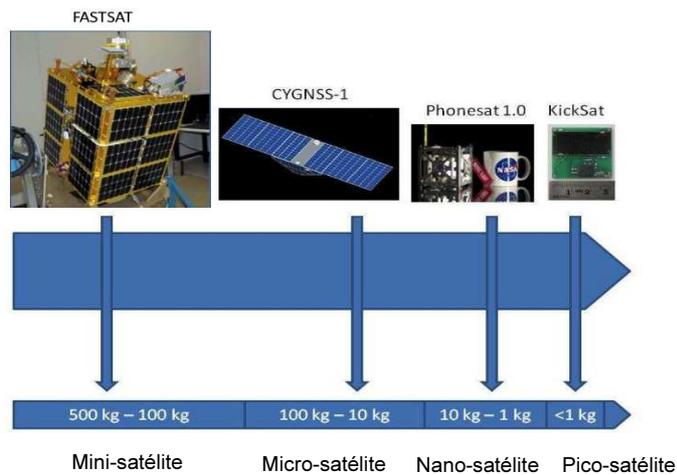


Figura 2.3. Clasificación de los pequeños satélites según su masa [5].

Para colocar un satélite en órbita se cuenta con una gran variedad de orbitas para diferentes tipos de misiones orientadas a la Tierra (figura 2.4). Los nanosatélites son colocados en la órbita baja terrestre (LEO), que se localiza a una altura de entre los 300 a 1400 kilómetros de la superficie de la tierra y tienen un periodo orbital de 80 a 150 minutos. La órbita ubicada desde los 350 a 500 kilómetros permanece libre debido a la presencia de la Estación Espacial Internacional [1, 6].

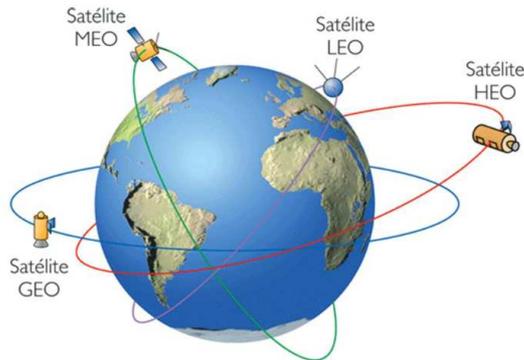
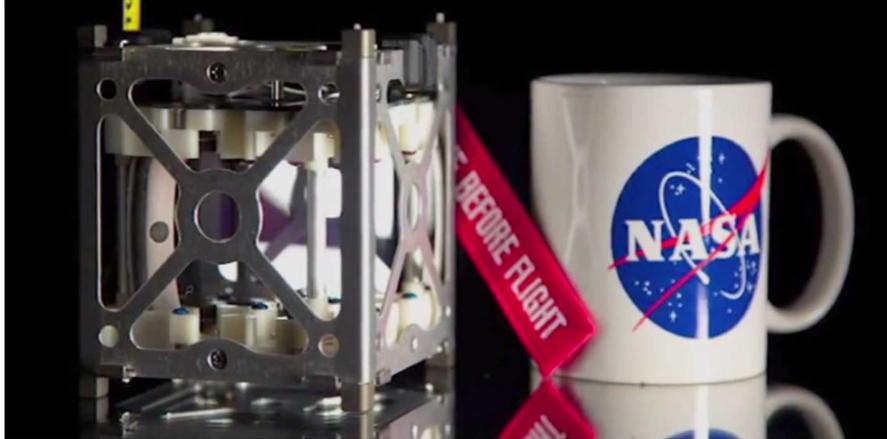


Figura 2.4. Tipos de orbitas [6]

Se debe agregar que la órbita LEO es en la que orbitan los nanosatélites tipo CubeSat [7]. Esto debido a que la demanda de potencia del subsistema de comunicación para la transmisión de datos fiables aumenta en gran medida con la altura de la órbita. Además, en órbitas más altas es la exposición a la radiación cósmica, la que aumenta los problemas térmicos y de administración de energía. Por otra parte, el costo de lanzamiento para la órbita LEO es menor que para órbitas más altas [8].

El CubeSat es una estandarización satelital regulada por la Universidad Estatal Politécnica de California Cal-Poly, cuyas características principales se basan en su volumen, forma y masa [9]. La norma CubeSat, especifica que este nanosatélite debe tener una forma cubica de 10 centímetros de lado y no ocupar un volumen más allá 1 litro, así como también, no puede superar los 1.33 kg de masa. Algunas de estas características se aprecian en la figura 2.5 [10]. Así mismo, se muestra la estructura comercial de mayor uso en los proyectos espaciales, fabricada por la compañía Pumpkin Inc. Sus principales características se basan en que posee una masa total de 300 gramos, está construida de material de aleación de aluminio 5052, su diseño permite integrarlo con tecnología comercial de bajo costo, COST (Commercial Of The Shelf ) y su arquitectura interna acepta tarjetas electrónicas diseñadas bajo la norma PC-104 [11]. Su principal desventaja, es la limitación que existe para concretar una misión en particular, en relación con su diseño.



*Figura 2.5. Comparación de forma de la estructura CubeSat [5].*

El concepto general del CubeSat surgió en el año de 1998 como resultado de un trabajo realizado por estudiantes del Laboratorio de Desarrollo de Sistemas espaciales de la Universidad de Stanford (SSDL, Space Systems Development Laboratory), dentro del proyecto de microsátélites, cuyo objetivo fue diseñar, probar y operar un vehículo espacial con capacidades similares al Sputnik I. Se anexa a este trabajo, el proyecto Lanzador Automatizado de Picosatélites Orbitales (OPAL, Orbiting Picosatellite Automated Launcher). OPAL fue concebido por estudiantes en el año de 1995 para demostrar tecnologías de naves nodrizas y naves hijas; donde los resultados obtenidos más relevantes de este proyecto fue el diseño de un mecanismo que permite al mismo tiempo acoplar, transportar y liberar al espacio, varios nanosatélites [10]. Con el paso del tiempo este modelo de nave espacial cubica se convirtió en un sistema que permite articular su tamaño, para aumentar su capacidad de operación, por lo que, un CubeSat puede estar compuesto de un solo cubo de  $10\text{ cm}^3$  de lado (1U), o una combinación de 3 cubos (3U,  $34\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$ ), o de, 6 cubos (6U,  $34\text{ cm} \times 20\text{ cm} \times 10\text{ cm}$ ), respectivamente. Debido a su alta popularidad en el campo espacial y al uso creciente, estos nanosatélites se han convertido en un tema de interés mundial, debido a que permite el acceso al espacio a bajo costo [12]. La figura 2.6, ilustra la tendencia de lanzamientos documentados por la NASA, entre julio de 1998 a enero del 2014, de pequeños satélites, haciendo énfasis en los lanzamientos de nanosatélites CubeSat que no superan los 15 kg

de masa [5]. Lo cual corrobora la importancia del uso de pequeños satélites en misiones experimentales, de observación e investigación.

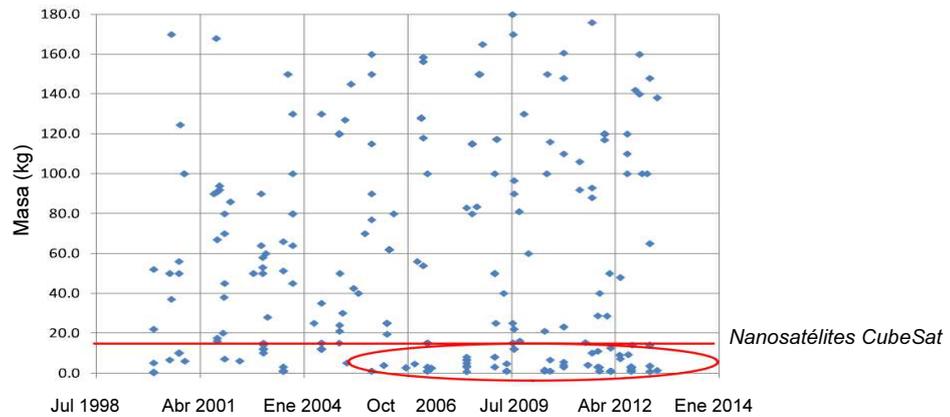


Figura 2.6. Lanzamiento de pequeños satélites vs masa (1998-2014) [5].

Por otra parte, en la tabla 2.1, se presenta algunas misiones recientes ejecutadas por diferentes países, donde se especifica los materiales utilizados en la manufactura de la estructura principal del nanosatélites CubeSat [5].

Tabla 2.1. Reseña histórica misiones CubeSat y materiales estructurales [5].

Misión CubeSat	País	Material	Año de lanzamiento
Lambdasat	USA	5052-H32	2014
EST-1	Estonia	AA AW 6061-T6, AW 7075	2013
PROBA V	Bélgica	AA 2024-T3, AA 7075-T7351	2013
e-St@r	Italia	AA 5005 H16	2012
Techedsat	USA	AA 6061-T6	2012
Hermes	USA	7075-T73	2011

Los CubeSats representan un cambio en el sector espacial, por lo que permite reducir costos en la participación de actividades espaciales, impulsando así programas de desarrollo científico y tecnológico en todo el mundo, auspiciados por, gobiernos, industria e instituciones académicas [13]. Además corporaciones espaciales están comenzando a trabajar con nanosatélites CubeSat, como por ejemplo, Orbital Sciences Corporation, proveedor de servicios de lanzamiento

(CubeSat TJ3Sat). Boeing tiene también su propio CubeSat el "TestBed". La Organización de las Naciones Unidas (ONU), desde 1995 ha reconocido formalmente los beneficios de este tipo de tecnología en el desarrollo de las naciones emergentes como son: Argelia, Argentina, Brasil, Colombia, Egipto, Indonesia, Irán, Israel, Malasia, México, Nigeria, Pakistán, Sudáfrica, Corea del Sur, Turquía y Venezuela [14].

Las aplicaciones con nanosatélites CubeSat han aumentado en la última década, debido a los avances específicos de la industria de los satélites convencionales y al progreso tecnológico, lo que genera una rápida evolución para los nanosatélites. Esto incluye a la microelectrónica, las comunicaciones de baja potencia, celdas solares de alta eficiencia, componentes de bajo costo y alta precisión, baterías con un alto grado de almacenamiento energético, sistemas microelectromecánicos, memorias compuestas y programables, motores y actuadores de alta eficiencia en miniatura, materiales livianos, óptica integrada, microsensores, etc [15]. A menudo, componentes comerciales (COTS, comercial off-the-shelf) se utilizan sin modificaciones para desarrollar los diversos subsistemas CubeSat [16]. El diseño general del CubeSat y el número de subsistemas que lo integran, así como los métodos de montaje, son requisitos exclusivos de operación en el entorno espacial. Los detalles orbitales se determinan por la misión de la carga útil primaria, limitándose por las directrices actuales aprobadas por el Comité Coordinador de Desechos Espaciales de la Agencia Internacional de las Naciones Unidas (AIDC, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee). Esta carga útil, representa los equipos adicionales que incorpora el CubeSat, para cumplir los objetivos particulares de la misión [14, 17]. Para llevar a cabo un lanzamiento de un CubeSat acoplado a la carga primaria de un vehículo de lanzamiento se debe de utilizar un P-POD (Poly Pico-Satellite Orbital Deployer) (figura 2.7.a). El P-POD, es una caja con un resorte, que expulsa los CubeSat cuando una compuerta se abre por mando eléctrico (figura 2.7.b). Certificado para una amplia variedad de vehículos de lanzamiento, el P-POD tiene la capacidad para tres CubeSat de 1U individuales o uno de 3U [18].



(a)



(b)

Figura 2.7. (a) P-POD acoplado a una carga primaria (b) P-POD [18, 19].

Por todo lo anterior los costos de las actividades espaciales son muy altos e incluyen un alto grado de riesgo. La construcción y el lanzamiento de un satélite a gran escala pueden tener un costo de 200 millones de dólares. Por lo tanto, un CubeSat tiene un costo que varía de entre los 200.000 a los 2.000.000 dólares, dependiendo del número de unidades que se pretenda desarrollar. Existen varias opciones de lanzamiento para los CubeSat, incluyendo vehículos lanzamiento pequeños o acoplados a cargas útiles primarias o secundarias sobre los vehículos de lanzamiento de grandes misiones, por lo que contribuye a bajar el costo [12, 14].

El proceso de diseño de una estructura nanosatélital se muestra en el diagrama de la figura 2.8. En este diagrama se detalla los requerimientos estructurales y los requerimientos de lanzamiento de acuerdo con la propuesta estructural. Por consiguiente, al valorar todos los requerimientos en el modelo propuesto, se simula y se evalúa la resistencia mecánica de la estructura mediante el uso del método del elemento finito, obteniendo de esta manera las respuestas estructurales de acuerdo con las cargas inducidas por la plataforma de lanzamiento [20].

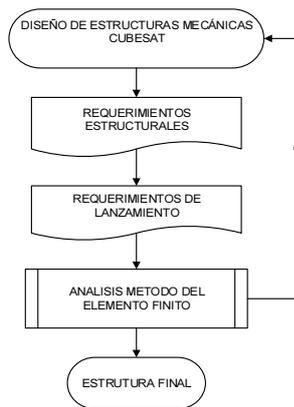


Figura 2.8. Modelo descriptivo para el diseño de estructuras nanosatélitales.

En la figura 2.9.a, se presenta una estructura CubeSat desarrollada en el Instituto de Radioelectrónica, de la Universidad Tecnológica de Varsovia, en el cual se integra un sistema nanosatélital cuya misión es probar estructuras desplegadas, un sistema repetidor de ondas de radio y la prueba de una nueva computadora de abordo [21]. De igual modo en la figura 2.9.b, se expone una estructura desarrollada en el Laboratorio de Robótica, de la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Bolonia, en colaboración con el Laboratorio de Sistemas Aeroespaciales de la Universidad de Roma 'La Sapienza', el objetivo principal de esta estructura es integrar un sistema CubeSat, que permita probar el material de la propia estructura mecánica, que esta manufacturada con material de plástico ABS mediante la técnica de prototipado rápido [22]. Otro modelo estructural CubeSat, se enseña en la figura 2.9.c, desarrollada por la Universidad Técnica de Berlín, donde se aprecia que las tarjetas electrónica se encuentran colocadas en la estructura en forma de gabinete [23]. La figura 2.9.d, muestra la estructura mecánica conceptual de propósito general, diseñada por el Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del Instituto Politécnico Nacional de México, manufacturada en material de aleación de aluminio 6061-T6 [24]. Por ultimo las figuras 2.9.e y 2.9.f, muestran las estructuras mecánicas CubeSat comerciales para propósito general, correspondientes a las empresas Pumpkin Inc y a ISIS Space, respectivamente [11].

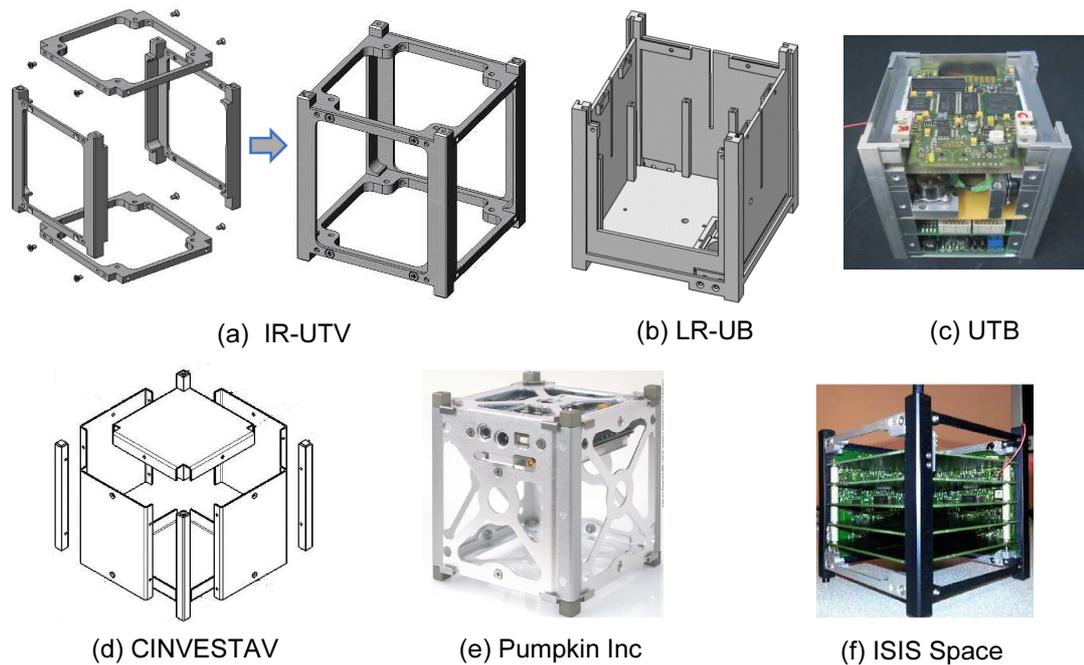


Figura 2.9. Estructuras de nanosatélites tipo CubeSat.

Para la unión de las diferentes partes de una estructura nanosatélital, se utilizan diversos tipos de unión y fijación en base en su diseño, entre ellos se encuentra los herrajes de sujeción mecánica (tornillos, remaches, arandelas elásticas de retención), soldadura y uniones adhesivas [25-28]. Para la selección de estas opciones se debe de tener las siguientes consideraciones: tipo de estructura, los materiales de las piezas a unir, la resistencia de las juntas, la rigidez de las articulaciones, duración a fatiga, alineación, acceso, distribución de la carga, precarga y necesidades de desmontaje [29, 30]. Al integrar por completo todo el sistema nanosatélital, es necesario que este sistema sea sometido a diferentes pruebas mecánicas para asegurar que la estructura mecánica como la carga útil puedan soportar los entornos mecánico-espaciales a las que será sometido durante el lanzamiento [31].

## 2.2 Descripción de los nanosatélites tipo CubeSat

Una característica relevante de un sistema nanosatélital CubeSat es su masa, porque impacta directamente en el costo de lanzamiento, en comparación con el

lanzamiento de un gran satélite de varias toneladas de masa. Es por esta razón que un CubeSat se basa en contener la misma tecnología de los grandes satélites en un cubo de 10 cm de lado, ocupando un espacio de un litro de volumen. Actualmente existen compañías dedicadas a desarrollar tecnología espacial, correspondiente a los subsistemas que integran un CubeSat. Básicamente, un CubeSat está compuesto por cinco subsistemas, incluyendo la estructura mecánica y un subsistema en particular llamada carga útil, que es el equipo adicional que se necesita para cumplir la misión (figura 2.10) [21, 32].

La estructura juega un papel importante en el ensamble de los subsistemas, debido a que estos deberán ser compactibles con el espacio interno de la caja estructural. Por lo tanto se ha adoptado una norma que regula la forma de las tarjetas electrónicas comúnmente conocida como PC-104, una tarjeta de este tipo posee un conector de 104 agujeros que permite realizar una conexión directa a las demás tarjetas que tienen esta misma configuración a través de 104 pasadores soldados, permitiendo así la comunicación entre los diferentes subsistemas; las dimensiones la caracterizan son: 95.9 mm x 90.2 mm x 1.6 mm [33].

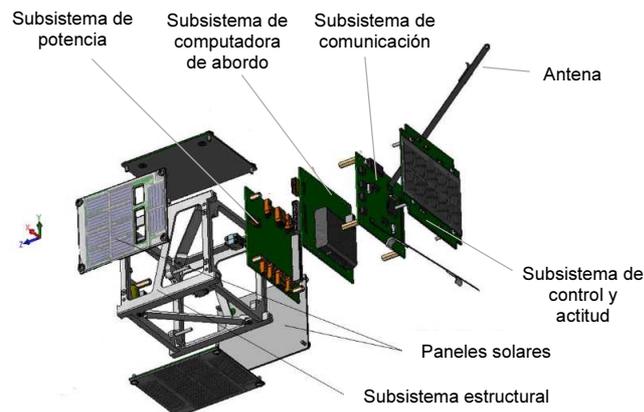


Figura 2.10. Configuración general de un nanosatélite CubeSat [21].

### 2.3 Tipos de estructuras mecánicas nanosatélitales

Actualmente las estructuras ligeras han mejorado en relación a la fuerza-masa, en cada uno de sus componentes, gracias a los avances en la tecnología de

materiales. Para el diseño de estructuras nanosatélitales existen cuatro tipos de estructuras básicas:

- *Marco con piel*: sus elementos principales conforman un esqueleto dispuestos en forma perpendicular, formando marcos que soportan cargas a flexión, torsión y fuerzas axiales. Además de estar reforzados con paneles de materiales compuestos o metálicos que están fijos al marco [34].
- *Armadura*: tienen elementos independientes y están unidos entre si formando arreglos triangulares o rectangulares. Los elementos de la armadura se encuentran a carga axial y no necesitan ser reforzadas con paneles [34].
- *Cilindro monocasco*: son láminas metálicas o materiales compuestos que conforman un cilindro. Estas estructuras no utilizan marcos ni refuerzos.
- *Cilíndricas largueros – piel*: están conformadas por marcos cilíndricos unidos por largueros acomodados sobre secciones circulares. Cabe señalar que estas estructuras deben llevar una capa o piel metálica exterior [34].

El arreglo estructural de un nanosatélite considera cualquier configuración de las mencionadas anteriormente, pero se busca siempre seleccionar un método que permita obtener una estructura liviana que soporte la mayor carga en su operación, ya que en esta, se producirán esfuerzos cortante y esfuerzos normales debido a las cargas axiales y de torsión generadas por la dinámica vibracional inducida por la plataforma de lanzamiento. Debido a la inercia de la masa estructural y a la aceleración del vehículo de lanzamiento, las cargas inducidas al sistema nanosatélital se clasifican en dos grupos: las que su magnitud no cambian con el tiempo y aquellas cargas que si cambian al paso del tiempo [35]. Las estructuras nanosatélitales sometidas a cargas estáticas, tales como el peso propio y las cargas de uso, suelen modelarse como estructuras linealmente elásticas. Por lo que, durante el proceso de diseño, se deben de determinar los esfuerzos que actúan en los diversos miembros, con el fin de identificar los posibles daños que puedan causar. Esto se realiza comparando los esfuerzos de operación con la resistencia de los materiales. En relación a esto existen teorías

de falla estática que permiten definir si un estado de esfuerzos es crítico y como este puede afectar con la integridad de la estructura [36]. Por otra parte, las cargas dinámicas presentan cambios en los estados de esfuerzos de la estructura con relación al tiempo, provocando en la mayoría de los casos fatiga en los materiales, produciendo fallas repentinas. Por lo anterior, es importante utilizar procedimientos mediante los cuales se puedan determinar los daños que pueden provocar una carga variable en una estructura nanosatélital [37].

Para realizar un análisis de la resistencia estructural de un nanosatélite con cargas tanto estáticas como variables en magnitud con respecto al tiempo, es necesario utilizar métodos que permitan discretizar en un número finito de elementos, cada uno de los componentes que conforman la estructura, con los cuales, se puede realizar un estudio detallado del estado de esfuerzos propio de cada elemento, facilitando la determinación de los puntos críticos en la estructura. Para esto se utilizan los métodos matriciales, que permiten resolver grandes sistemas de ecuaciones, incluyendo la transformación de coordenadas, de donde resulta en desplazamientos, formas modales, frecuencias naturales y propiedades de excitación en banda de frecuencia, obteniendo así, las respuestas estructurales del sistema [38].

## **2.4 Vehículos de lanzamiento**

Un sistema o plataforma de lanzamiento consiste en un vehículo que posee una técnica de fases para llegar al espacio y la infraestructura de soporte en tierra (estación terrena). Durante el lanzamiento el vehículo aeroespacial experimenta un cambio de aceleración, induciendo distintas cargas mecánicas a la carga útil durante todas las etapas de vuelo, con el fin de posicionar un satélite en una órbita y altitud requerida. Es por esta razón que la selección del vehículo de lanzamiento es un factor importante que se debe incluir en los análisis de diseño de estructuras nanosatélitales. Existen dos tipos de vehículos lanzadores; los vehículos no reusables (EELV, Envelope Expendable Launch Vehicles) y los vehículos reutilizables (RLV, Reusable Launch Vehicles). En Europa se encuentran los vehículos de lanzamiento como el Ariane 5, el Vega y el Soyuz,

mientras que en Estados Unidos se tienen los lanzadores Minotaur, Delta, Atlas y Titan, que son vehículos reusables utilizados para el lanzamiento de satélites [39, 40]. Los servicios prestados por los diferentes vehículo de lanzamiento, están estipulados en el manual de usuario donde se especifican las condiciones de operación y de diseño tanto para el lanzador mismo como para la carga útil que se pretende colocar en órbita [41]. La figura 2.11, ilustra la distribución de la carga útil, en la cabeza del lanzador Ariane 5, así como los adaptadores que permiten acoplar los satélites con el cohete, y los respectivos mecanismos de propulsión para la puesta en órbita de la carga útil.

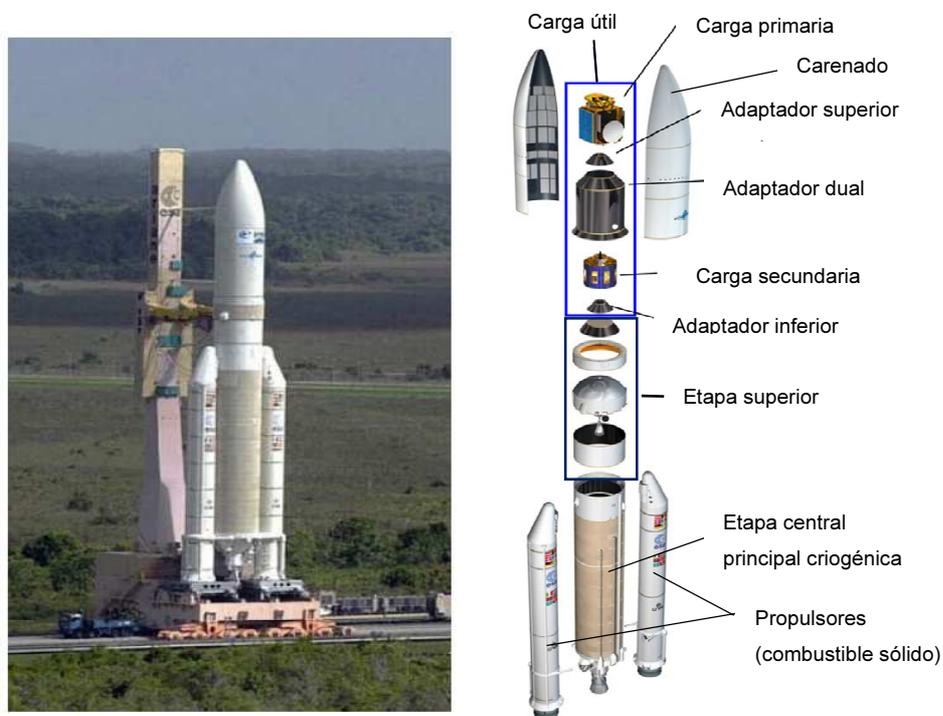


Figura 2.11. Topología de diseño del lanzador Ariane 5 [42].

En principio, un CubeSat puede ser lanzado por cualquier plataforma de lanzamiento moderna siempre y cuando cumpla con las pruebas de vibración para satisfacer las condiciones mecánico-espaciales a las que va a estar expuesta [43].

Los antiguos misiles balísticos intercontinentales rusos como DNEPR y Rockot son adecuados para lanzamientos de nanosatélites y también se están desarrollando nuevos lanzadores para nanosatélites. Lo que implica que los costos de lanzamiento se volverían muy altos. Otra opción, más simple para el lanzamiento de CubeSats, es la expulsión directa desde el transbordador espacial o desde la estación espacial internacional [8, 13]. Cabe señalar que para todas las opciones de lanzamiento, es necesario considerar los tipos de carga, para el diseño y realización de las pruebas dinámicas estructurales.

## 2.5 Cargas de diseño para nanosatélites

Las cargas de vibración inducidas por la plataforma de lanzamiento son críticas para las estructuras de los nanosatélites, así como para los subsistemas y demás componentes [20]. Para determinar si una estructura posee la suficiente resistencia para asumir un lanzamiento, a esta, se le deberá practicar pruebas mecánicas bajo cargas vibratorias cuyo objetivo será validar si un componente o subsistema o conjunto de subsistemas soportarán las cargas dinámicas aplicadas [18, 35, 44]. Las cargas dinámicas que se inducen a la base del nanosatélite se clasifican en cuatro tipos:

- *Cargas inerciales mecánicas cuasi-estáticas:* se producen principalmente durante el lanzamiento. Son generadas por los sistemas de propulsión, cargas aerodinámicas y cargas inerciales. Estas cargas cambian lentamente en el tiempo y resultan en respuestas estructurales de deformación estáticas [8]. También se involucra las cargas estáticas que le aplica el P-POD al CubeSat debido al resorte de expulsión [8, 45]. Para el lanzador Ariane 5, la aceleración longitudinal máxima se produce en la fase final del impulso del cohete y no excede los 4.55 g. La más alta aceleración estática lateral puede ser de hasta 0.25 g [46].
- *Cargas de vibración mecánica cuasi-armónicas:* ocurren durante una excitación armónica transitoria. Estas excitaciones pueden durar varios segundos y puede resultar en respuestas estructurales altamente

significativas [47]. Este fenómeno ocurre a causa de la combustión de los motores, cuyas cargas, son transmitidas al satélite a través de los adaptadores y sistemas de separación [40]. Los niveles de vibración sinusoidal en la base del nanosatélite no supera el valor promedio de 1 g en un ancho de banda de 2 Hz a los 100 Hz, tanto para direcciones laterales, como longitudinales [46].

- *Cargas de vibración mecánica aleatorias:* se producen durante todos los procesos aerodinámicos y de propulsión. Estas cargas se introducen en la estructura por el ruido generado por la plataforma de lanzamiento [47]. La mayor excitación por ruido acústico o vibraciones aleatorias ocurre durante el despegue del vehículo lanzador, este evento es regido por el ruido reflejado por la plataforma de lanzamiento y la presión del aire [35, 40]. La respuesta estructural al ruido acústico se predice y mide en términos de vibración aleatoria, su magnitud a través del dominio de la frecuencia se expresa en términos de densidad espectral de aceleración (ASD, Acceleration Spectral Density) también conocido en la literatura como: densidad espectral de potencia (PSD, Power Spectral Density). Por lo general el ancho de banda de operación para este tipo de vibraciones es de 20 Hz a los 2000 Hz [35].
- *Cargas de vibración espectral de respuesta:* se producen con los rápidos cambios en las diferentes etapas de lanzamiento, por ejemplo, la acumulación de empuje, el apagado de los sistemas de propulsión, y los procesos de separación. Estos eventos se producen en un muy corto tiempo [8]. Este tipo de carga mecánica se caracteriza por las altas aceleraciones (hasta 20000 m/s<sup>2</sup>) y por ser de corta duración (10 ms - 20 ms). Las cargas de choque se especifican por el espectro de respuesta de choque (SRS, Shock Response Spectrum) en el dominio de la frecuencia [8, 35, 47].

## **2.6 Dinámica estructural para el diseño de estructuras CubeSat.**

Para el diseño de una estructura nanosatélital, son las vibraciones las que determinar en gran parte su resistencia. Debido a que la estructura estará sometida permanentemente a entornos de carga variable desde la etapa inicial

de lanzamiento hasta su expulsión [35]. En los sistemas reales, siempre se encuentra presente la amortiguación, la cual puede ser medible. Para propósitos de diseño se puede despreciar por completo. Debido a que existe poca diferencia entre la respuesta amortiguada y no amortiguada, de un sistema de un grado de libertad [37, 48]. La ecuaciones (2.1), muestra la frecuencia natural, la razón de amortiguamiento viscoso, la constante crítica amortiguante y finalmente la frecuencia natural amortiguada para un sistema de grado único de libertad. Estos parámetros son de uso general en el estudio de la dinámica estructural.

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}; \quad \zeta = \frac{c}{c_c}; \quad c_c = 2 m \omega_n; \quad \omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (2.1)$$

Para un sistema de vibración armónica forzada amortiguada que actúa en una sola dirección, la relación de amplitud de la señal de entrada con respecto a la salida y el ángulo de fase  $\phi$ , está dada por la funciones (2.2) [37].

$$\frac{X}{F/k} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}\right)^2 + \left(2 \frac{c}{c_c} \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}}; \quad \phi = \tan^{-1}\left(\frac{2\zeta r}{1 - r^2}\right) \quad (2.2)$$

Esta función permite describir el comportamiento dinámico, por ejemplo, de un elemento de una estructura nanosatélital, para lo cual se encuentra sometido a cargas mecánicas de excitación variables en una sola dirección. De donde se evalúan las resonancias que existente en el componente estructural [49]. Si se conoce la cantidad de amortiguación, es fácil hacer un cálculo de la amplitud de la vibración en la resonancia, como lo indica la ecuación (2.3).

$$\left[\frac{X}{F/k}\right]_{\omega=\omega_n} = \frac{1}{2\zeta} = Q \quad (2.3)$$

Esta es una de las relaciones físicas de gran uso en las pruebas de vibración de estructuras nanosatélitales. Esto implica, la obtención del espectro de respuesta, que describe los niveles de aceleración para un ancho de banda en frecuencia de las vibraciones mecánicas de impacto, producidas por los sistemas de separación de las diferentes etapas de lanzamiento [20, 39].

La carga útil que se encuentra encerrada por el carenado del vehículo de lanzamiento, está directamente acoplada a un anillo adaptador que realiza la conexión mecánica entre la carga útil y la estructura principal del lanzador. No obstante, mediante este anillo adaptador son transmitidas las cargas de vibración a la base de la carga útil ocasionando en algunos casos fallas estructurales a los satélites y nanosatélites que contiene [43]. Para explicar este tipo de casos es necesario utilizar un modelo que represente el adaptador y el satélite, o en su equivalente el nanosatélite (CubeSat) y la interfaz P-POD (figura 2.12).

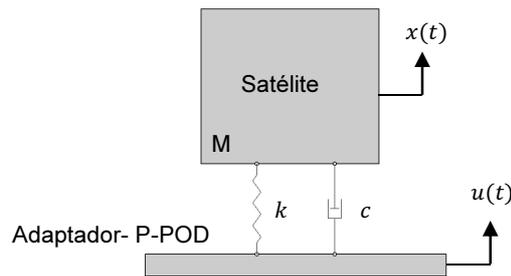


Figura 2.12. Representación de un sistema vibratorio con base móvil

Esta figura representa un sistema, mediante el cual las vibraciones inducidas a una base son transmitidas a un cuerpo de masa ( $M$ ), mediante un resorte ( $k$ ) y un amortiguador ( $c$ ). Por lo tanto, la relación que existe entre el movimiento de ambos cuerpos y su fase está dada por las funciones (2.4) [37].

$$\frac{F_x}{F_u} = \frac{1 + \left(2 \frac{c}{c_c} \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}\right)^2 + \left(2 \frac{c}{c_c} \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}} ; \phi = \tan^{-1} \left[ \frac{2\zeta r^3}{1 + (4\zeta^2 - 1)r^2} \right] \quad (2.4)$$

### 2.6.1 Análisis modal

Para los estudios de la dinámica estructural del CubeSat que se expone en este trabajo es requisito fundamental realizar un análisis modal, que permita conocer las frecuencias de funcionamiento y las formas de los modos de la estructura. Las ventajas de esta información es la de poder comparar las frecuencias modales con las frecuencias naturales del vehículo de lanzamiento, a su vez, la de predecir los daños que ocasionen las cargas mecánico-espaciales a la estructura nanosatélital [50]. Para realizar el análisis modal, es necesario representar todos los componentes de la estructura en términos de un conjunto discreto de elementos, para lo cual, la expresión matemática que describe el desplazamiento, para un sistema de varios grados de libertad sometido a fuerzas externas, está representada por la expresión matricial (2.5) [48].

$$M\ddot{\vec{x}} + K\vec{x} = \vec{F} \quad (2.5)$$

Asumiendo que es un movimiento armónico simple y llevando la ecuación matricial (2.5) al dominio de la frecuencia, se obtiene la solución dada por la expresión (2.6). En esta, los modos normales están representados por los vectores  $\vec{\phi}_1, \vec{\phi}_2, \dots, \vec{\phi}_n$  que dependen de las frecuencia naturales [48].

$$\vec{x}(t) = y_1(t)\vec{\phi}_1 + y_2(t)\vec{\phi}_2, \dots, y_n(t)\vec{\phi}_n \quad (2.6)$$

Donde  $y_1(t), y_2(t), \dots, y_n(t)$  son coordenadas generalizadas dependientes del tiempo, también conocidas como *coordenadas principales* o *coeficientes de participación modal*. Por lo tanto, si se define el vector de fuerzas generalizadas como  $\vec{q}(t)$ , asociado con las coordenadas generalizadas  $\vec{y}(t)$ , se obtiene la expresión de solución (2.7), lo cual, representa un sistema de ecuaciones

diferenciales desacopladas de segundo orden, que describe independientemente el movimiento del  $j$ -ésimo sistema de un solo grado de libertad [51].

$$M_j \ddot{y}_j(t) + K_j y_j(t) = q_j(t) \quad (2.7)$$

Por lo tanto, para cuantificar la deformación que produce la excitación que actúa sobre el modo  $j$ -ésimo, se debe calcular el factor de participación para las distintas direcciones de movimiento. Este factor está definido por la ecuación (2.8) [34].

$$\gamma_j = \frac{\vec{\phi}_j^T M \vec{D}}{\vec{\phi}_j^T M \vec{\phi}_j} = \frac{\vec{\phi}_j^T M \vec{D}}{M_r} \quad (2.8)$$

Donde:

$\gamma_j$ : Factor de participación para el  $j$ -ésimo modo

$\vec{\phi}_j$ : Eigenvector para el  $j$ -ésimo modo

$\vec{D}$ : Vector que describe la dirección de excitación

$M_r$ : Masa modal generalizada

Si cada eigenvector  $\vec{\phi}_j$  es normalizado a la matriz de masa de acuerdo a las propiedades de ortogonalidad entonces, el denominador del factor de participación quedara expresado como:  $\vec{\phi}_j^T M \vec{\phi}_j = M_r = 1$ . Esto implica, que la masa efectiva del  $j$ -ésimo modo, quedara representado por la ecuación (2.9) [34]. Esta ecuación, a la vez, permite cuantificar la masa desplazada de la estructura, cuando es excitada a la frecuencia natural del  $j$ -ésimo modo. Por lo tanto, posibilita la selección de los modos principales [34, 37].

$$M_{ej} = \vec{\phi}_j^T M \vec{D} \gamma_j \quad (2.9)$$

$$M_{ej} = \gamma_j^2$$

### 2.6.2 Vibraciones mecánicas aleatorias (Random)

Una vibración aleatoria, es una vibración que no se puede describir como periódica. No existe en este caso patrón para la frecuencia o la amplitud y tampoco se aplican los métodos tradicionales para analizar el movimiento periódico por medio de armónicas [38]. En la etapa de despegue de un lanzamiento, las corrientes de los gases de escape de los motores y los propulsores de combustible sólido producirán ondas sonoras que se propagan a la estructura del vehículo de lanzamiento y el carenado. Las presiones de sonido (carga acústica), excita la estructura transfiriendo vibraciones a la interfaz entre el satélite y el lanzador L/V [8]. Las cargas acústicas son de naturaleza aleatoria, por lo tanto, las vibraciones mecánicas derivadas son también aleatorias [52]. Las vibraciones acústicas transferidas a la carga útil, en general son de naturaleza reverberante y son medidos en niveles de presión de sonido (SPL, Sound Pressure Level) y se dan en unidades de decibeles (dB), para una presión de referencia de  $X_0 = P_{ref} = 2 \times 10^{-5} Pa$ , siendo este el límite mínimo audible para el oído humano, que es el umbral estándar nominal y corresponde a los 0 dB [35]. Dado que el sonido audible consiste en ondas de presión, una de las formas de cuantificar el sonido es establecer la cantidad de variación de la presión causada por el sonido, con relación a la presión atmosférica. Esta cantidad de variación se representa mediante el parámetro de intensidad de sonido,  $I(dB)$ , en relación con la unidad de referencia  $X_0$  y el valor que se ha medido de presión,  $X$ , Así como lo enuncia la ecuación (2.10).

$$I(dB) = 10 \log_{10} \left( \frac{X}{X_0} \right)^2 = 20 \log_{10} \left( \frac{X}{X_0} \right) \quad (2.10)$$

Las vibraciones producidas por la diferencia de presiones en el aire debido al ruido acústico, son medidas en la base del satélite mediante el uso de acelerómetros, obteniendo un registro de la aceleración contra tiempo, de la vibración aleatoria en particular (figura 2.13).

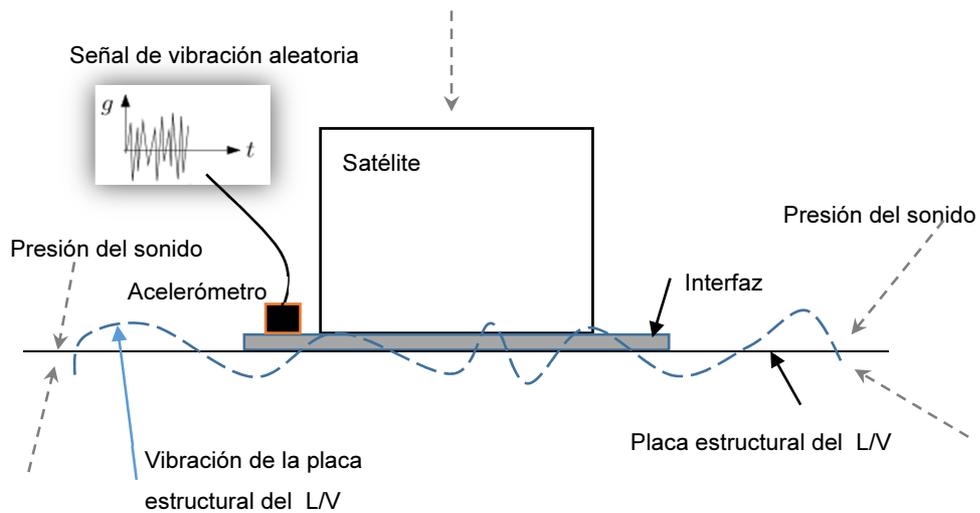


Figura 2.13. Descripción de las cargas mecánicas de vibración aleatoria.

El conocimiento del historial de movimiento aleatorio medido, es necesario para predecir la probabilidad de ocurrencia de las diferentes magnitudes de aceleración y de desplazamiento, pero no es suficiente para predecir la magnitud precisa en un instante específico. Por lo general, una vibración sinusoidal pura se compone de una sola frecuencia. Por otro lado, la vibración aleatoria se compone de una multitud de frecuencias. Por lo cual, la vibración aleatoria se compone de un espectro continuo de frecuencias [53]. Por lo tanto su respuesta se establece en términos de la probabilidad de que ocurra cierta amplitud o aceleración (figura 2.14). Esto constituye en descripciones cuantitativas que se utilizan en la representación del espectro de vibración.

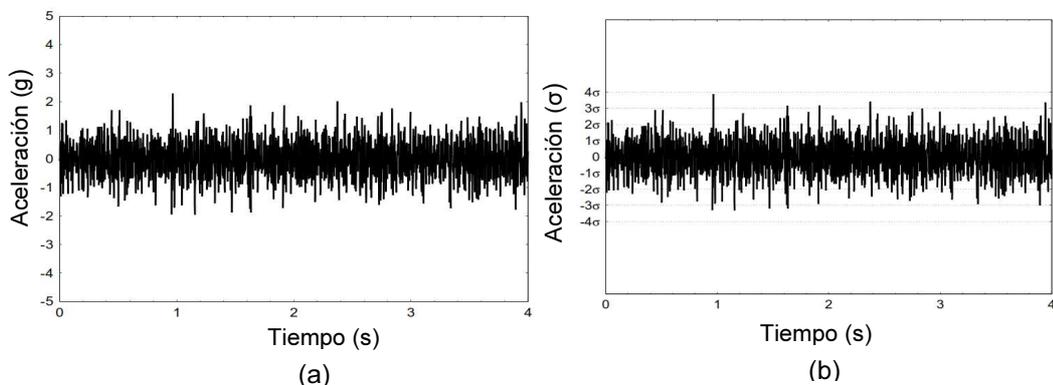


Figura 2.14. Señal de vibración aleatoria muestreada en aceleración: (a) expresada en gravedades, (b) expresada en desviaciones estándar [54].

La tabla 2.2, muestra los datos estadísticos que describe la señal de vibración aleatoria de la figura 2.14. Se debe tener en cuenta que el valor *RMS* es igual al valor de la desviación estándar si la media es cero. También hay que recordar que el valor pico de las señal es igual a,  $\sqrt{2} * RMS$ . La desviación estándar se representa a menudo por la letra sigma,  $\sigma$ . Así, el registro de la figura 2.14, tiene un valor máximo de aceleración de  $3,90 \sigma$  [54].

Tabla 2.2. Descripción estadística de la vibración aleatoria [54].

Parámetro	Valor
Duración	4 s
Muestras	4000
Media ( $\mu$ )	0
Desviación estándar ( $\sigma$ )	0.59 g
RMS (Overall Level)	0.59 g-rms
Máximo	2.30 g
Mínimo	-1.96 g

La probabilidad de que  $x(t)$  este dentro o fuera de cierto límite puede ser expresado en términos de la teoría estadística. Los intervalos de confiabilidad para la amplitud se dan en la tabla 2.3, en valores de la desviación estándar,  $\sigma$ . Las tablas de probabilidad se utilizan para predecir si la amplitud de la aceleración de una carga aleatoria puede alcanzar cierto valor en determinado tiempo, de ahí que esta información es importante considerarla en el diseño de estructuras nanosatélitales.

Tabla 2.3. Probabilidad de distribución normal

Intervalo de confiabilidad	% de probabilidad
$-\sigma < x < \sigma$	68.27
$-2\sigma < x < 2\sigma$	95.45
$-3\sigma < x < 3\sigma$	99.73
$ x  > \sigma$	31.73
$ x  > 2\sigma$	4.55
$ x  > 3\sigma$	0.27

Por lo tanto, para calcular el valor de la raíz media cuadrática, para una señal aleatoria,  $x(t)$ , registrada en un periodo de tiempo  $T$ , se utiliza la función (2.11).

$$x_{rms} = \sqrt{\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x^2(t) dt} \quad (2.11)$$

Los parámetros de tiempo para una señal de vibración mecánica aleatoria, se ilustran en la figura 2.15.

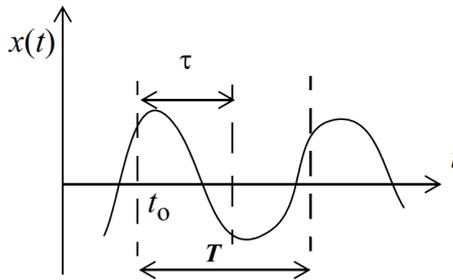


Figura 2.15. Señal de vibración mecánica aleatoria  $x(t)$  [39]

Para encontrar la periodicidad de una señal enmascarada por la señal de vibración aleatoria, se hace uso de la función de autocorrelación (2.12).

$$R_{xx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x(t) x(t + \tau) dt \quad (2.12)$$

Si, para la función (2.12), el valor de tiempo  $\tau$  es igual a cero, se puede determinar que la función de autocorrelación es igual a la media cuadrática,  $x_{rms}^2$ , de la señal aleatoria  $x(t)$ . Ahora bien, la media cuadrática de la señal de vibración  $x(t)$ , puede ser expresada en el dominio de la frecuencia como:

$$\begin{aligned} x_{rms}^2 &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} x^2(t) dt = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2\pi} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} X(\omega) X^*(\omega) d\omega \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2\pi} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \frac{|X(\omega)|^2}{T} d\omega \end{aligned} \quad (2.13)$$

De la función anterior se puede concluir que la densidad espectral de potencia PSD (Power Spectral Density), está definida como:

$$S_{xx}(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{|X(\omega)|^2}{T} \geq 0 \quad (2.14)$$

Por lo que, las dimensiones de la función,  $S_{xx}(\omega)$ , está dada en  $(g^2/rad)$ , para un espectro de vibración mecánica aleatoria, o en su defecto en,  $(P^2/rad)$ , para un espectro de vibración aleatoria acústica. La función de densidad espectral de potencia,  $S_{xx}(\omega)$  de la función aleatoria  $x(t)$ , se define como la transformada de Fourier de la función  $R_{xx}(\tau)$ , por lo tanto la función de auto correlación quedara expresada como lo muestra la expresión (2.15) [38, 39].

$$S_{xx}(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{xx}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau; \quad R_{xx}(\tau) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_{xx}(\omega) e^{j\omega\tau} d\omega \quad (2.15)$$

Las unidades de las cargas mecánicas de vibración aleatoria para los diferentes tipos de plataformas de lanzamiento se presentan en  $und^2/Hz$ , en las gráficas de densidad espectral de potencia. Por lo tanto, de la función,  $S_{xx}(\omega)$ , se puede expresar en unidades  $und^2/Hz$ , en vez de  $und^2/rad$ , por lo que la función (2.15), quedará expresada como:

$$R_{xx}(\tau) = \int_0^{\infty} 2S_{xx}(\omega) \cos(2\pi f\tau) df = \int_0^{\infty} W_{xx}(f) \cos(2\pi f\tau) df \quad (2.16)$$

Donde,  $W_{xx}(f) = 2S_{xx}(\omega)$ , es la función PSD en el dominio de la frecuencia con unidades en  $und^2/Hz$ ,  $(\frac{g^2}{Hz}, \frac{P^2}{Hz})$ . En el diseño de estructuras nanosatélitales, son las cargas mecánicas de vibración aleatoria expresada en  $g^2/Hz$ , las que se tienen en cuenta en los análisis estructurales. De hecho, estas cargas son producidas en su gran mayoría por el ruido acústico que se genera debido al encendido de los motores de propulsión de las diferentes etapas de lanzamiento [35]. En lo que se refiere a la cuantificación de la carga acústica presentada en

los manuales de usuario del vehículo de lanzamiento, la raíz media cuadrática de la presión se expresa como:

$$P_{n\ rms} = P_{ref} * 10^{\frac{I(dB)}{20}} \quad (2.17)$$

De donde,  $P_{ref}$ , es la presión de referencia y  $I(dB)$ , es la intensidad de sonido, descrita en la ecuación (2.10). Ahora bien, la ecuación (2.18), es la función de densidad espectral para ruido acústico.

$$W_{xx}(f) = PSD_{(P^2/Hz)} = \frac{P_{n\ rms}^2}{\Delta f} \quad (2.18)$$

Las fluctuaciones de presión acústica en el carenado del L/V Ariane 5, son generados por los motores (principalmente en el despegue) y por fenómenos aerodinámicos inestables durante el vuelo atmosférico (ondas de choque y turbulencia dentro de la capa límite), que se transmiten a través de las estructuras. Aparte del despegue y la fase transónica, los niveles acústicos de la envolvente de ruido inducido dentro de la cabeza del vehículo de lanzamiento son sustancialmente inferiores a los valores indicados en la tabla 2.4 [42].

Tabla 2.4. Niveles de presión de sonido promedio Ariane 5 [42].

N°	Centro de banda $f_{cent}$ (Hz)	SPL (dB) $P_{ref} = 2 \times 10^{-5} Pa$
1	31.5	128
2	63	131
3	125	136
4	250	133
5	500	129
6	1000	123
7	2000	116
OASPL (21.14 Hz– 2828 Hz)		139.5

Con base en la información contenida en la tabla 2.4, se puede obtener el espectro PSD de ruido acústico para el vehículo de lanzamiento Ariane 5. De

acuerdo con la ecuación (2.17), el valor de raíz media cuadrática del nivel de presión de sonido SPL, de 128 dB, será de:

$$P_{n\ rms} = P_{ref} * 10^{\frac{I(dB)}{20}} = 2 * 10^{-5} * 10^{\frac{128}{20}} = 50.24\ Pa$$

$$P_{rms}^2 = 2524\ Pa^2$$

El ancho de octava de banda de los niveles de ruido acústico de la tabla 2.4, se calcula como se muestra a continuación.

$$\Delta f_{1\ Oct} = \left(2^{\frac{y}{2}} - 2^{-\frac{y}{2}}\right) f_{cent} = \frac{\sqrt{2}}{2} f_{cent} = \frac{\sqrt{2}}{2} 31.5 = 22.274\ Hz$$

Siendo  $y$ , el número de octavas y  $f_{cent}$ , el centro de banda. De donde se consigue que el valor PSD, para una frecuencia de centro de banda de 31.5 Hz y un nivel de ruido acústico de 128 dB, está dada por:

$$PSD_{(P^2/Hz)} = \frac{P_{n\ rms}^2}{\Delta f} = \frac{2524\ Pa^2}{22.274\ Hz} = 113.31\ Pa^2/Hz$$

En resumen los datos, con que se construye la gráfica de densidad espectral acústica en su totalidad (figura 2.16), para los puntos del 1 al 7 de la tabla 2.4, se enlistan en la tabla 2.5.

Tabla 2.5. Resumen de densidad espectral acústica Ariane 5.

N°	$P_{n\ rms}$ (Pa)	$P_{n\ rms}^2$ (Pa <sup>2</sup> )	$\Delta f$ (Hz)	PSD (Pa <sup>2</sup> /Hz)	$f_1$ (Hz)	$f_2$ (Hz)
1	50	2524	22.27	113.31	21.14	43.41
2	71	5036	44.55	113.04	43.41	87.96
3	126	15924	88.39	180.16	87.96	176.35
4	89	7981	176.78	45.15	176.35	353.13
5	56	3177	353.55	8.99	353.13	706.68
6	28	798	707.11	1.13	706.68	1413.79
7	13	159	1414.21	0.11	1413.79	2828.00
	$P_{rms}^2$	35600				
	$P_{rms}$	188.69				

Para calcular la intensidad media del sonido de ruido acústico (OASPL), referente a la excitación de la función de densidad espectral PSD, se hace uso de la ecuación (2.10), como sigue:

$$I(dB) = 10 \log_{10} \left( \frac{X}{X_o} \right)^2 = 10 \log \frac{P_{rms}^2}{P_{ref}^2} = 10 \log \frac{35600}{0.00002^2} = 139.5 \text{ dB}$$

Los espectros de ruido acústico PSD (figura 2.16), para el vehículo de lanzamiento Ariane 5, se graficaron utilizando la información de la tabla 2.5 [42].

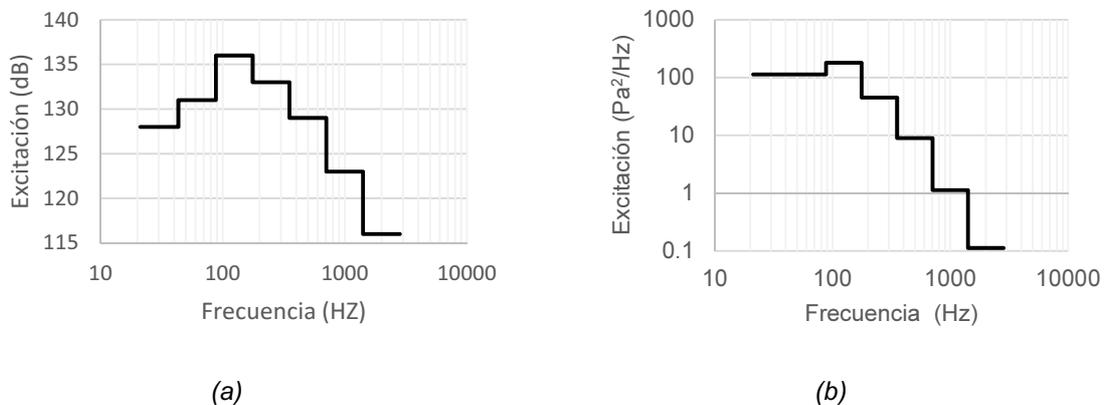


Figura 2.16. Espectros PSD, para el vehículo de lanzamiento Ariane 5: (a) Densidad espectral de ruido acústico, (b) Densidad espectral de presión de ruido acústico.

### 2.6.3 Vibraciones mecánicas de espectro de respuesta

La separación de las partes del vehículo de lanzamiento en las diferentes etapas de vuelo inducirá cargas de muy corta duración en la estructura interna del satélite, a estas cargas se le conoce como cargas de choque. La intensidad de las cargas de choque son generalmente representados en un espectro de respuesta de choque (SRS, Shock Response Spectrum). El SRS es esencialmente una gráfica que muestra la respuesta de un número de sistemas de un solo grado de libertad. Las cargas de choque pueden ser especificadas por el correspondiente registro de la aceleración contra el tiempo o utilizando el espectro de respuesta de choque en el dominio de la frecuencia [39, 55]. La

figura 2.17 muestra la respuesta característica de un choque pirotécnicamente activado en las operaciones espaciales de lanzamiento.

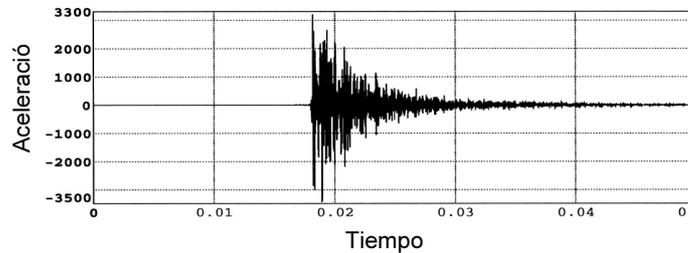


Figura 2.17. Registro de una señal de impacto [37].

Este transitorio de excitación difícilmente puede describirse en un formato histórico de tiempo. Por lo tanto, se describe en el dominio de la frecuencia en un espectro de respuesta de choque que es más comúnmente utilizado. Un espectro de respuesta de choque define las respuestas máximas de aceleración en un número finito de sistemas individuales dinámicos de un solo grado de libertad causada por una excitación de choque. Generalmente está representada para un valor de amortiguamiento del 5% ( $Q = 10$ ). El espectro de choque pirotécnico se caracteriza por una pendiente de entre 9 dB/Oct a 12 dB/Oct, seguido de un nivel constante [8]. La figura 2.18, ilustra un espectro de respuesta de choque, que posee una pendiente de 9 dB/Oct, para un ancho de banda de 100 Hz – 2000Hz, y una aceleración constante de 3000 m/s<sup>2</sup>, para un ancho de banda de entre los 2000 HZ – 10000 Hz. Con una relación de amortiguamiento de  $\zeta = 0.05$  y un factor de amortiguamiento  $Q = 10$  [8].

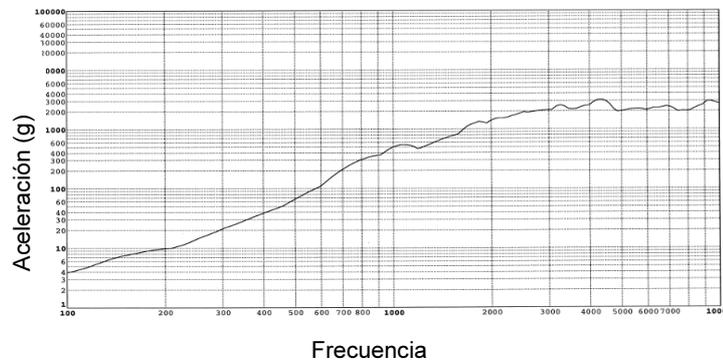


Figura 2.18. SRS de un proceso pirotécnico[8].

## 2.7 Materiales de diseño

El estudio y el diseño de una estructura satelital depende principalmente de las propiedades mecánicas de los materiales utilizados para la manufactura de las piezas que componen la estructura del satélite. Estas propiedades son las que definen además de su resistencia, los criterios de falla en los puntos críticos de acuerdo al comportamiento triaxial de esfuerzos [56]. Para los análisis computacionales es necesario considerar que los materiales son homogéneos e isotrópicos; es decir, que están libres de defectos como inclusiones, vacíos y microgrietas. Sin embargo los materiales tienen microgrietas y otros defectos demasiado pequeños como para verse a simple vista; por lo tanto, desde lo microscópico distan de ser homogéneos e isotrópicos [57]. Los materiales utilizados para el diseño de la estructura de un CubeSat y sus propiedades se exponen en la tabla 2.6. Corresponde a los materiales metálicos contemplados en las simulaciones computacionales de este trabajo.

Tabla 2.6. Materiales de diseño para estructuras CubeSat.

<b>Propiedades</b>	<b>AA 6061-T6</b>	<b>AA 7075-T6</b>	<b>AA Ti-6Al-4V G-5</b>
$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	2700	2810	4430
Módulo de elasticidad E (GPa)	69.9	71.7	114
Módulo de rigidez G (GPa)	26	26.9	44
S <sub>y</sub> (MPa)	276	503	1100
S <sub>yc</sub> (MPa)	255	496	1070
Resistencia al cortante (MPa)	207	331	760
S <sub>u</sub> (MPa)	310	572	1170
S <sub>uc</sub> (MPa)	310	572	1170
Relación de Poisson $\mu$	0.33	0.33	0.33
Resistencia a la fatiga (MPa)	96.5 @5.00e8 R=-1 liso	159 @5.00e8 R=-1 liso	680 @1.00e6 R=-1 liso
% de elongación 50 mm	17	11	10
Tenacidad la fractura K <sub>IC</sub> (Mpa-m <sup>1/2</sup> )	29 T-L	25 T-L	43

Uno de los problemas más grandes de la investigación aeroespacial es el recubrimiento protector para sistemas satelitales. Este recubrimiento debe tener baja conductividad térmica, reflejar la radiación cósmica, contar con un alto coeficiente de expansión térmica, soportar vibraciones, impactos de

micrometeoritos y basura espacial [58]. Lo que implica que debe tener propiedades mecánicas, térmicas y ópticas que soporten el ambiente espacial. Actualmente, los satélites son recubiertos de oro, con el fin de protegerlos de las condiciones espaciales, pero también implica un alto costo de la obtención de la materia prima y el proceso de obtención del recubrimiento [59]. Otra opción que se utiliza es el Kapton®, el cual es un recubrimiento reflector polimérico que no tiene buenas propiedades mecánicas [60]. Por lo que es necesario colocar láminas de Kevlar® para soportar los impactos de los micrometeoritos [61]. Otra opción que se está comenzando a utilizar, son los recubrimientos cerámicos obtenidos a altas temperaturas. Estos recubrimientos tienen muy buenas propiedades mecánicas y térmicas, sin embargo son opacas y no tienen una superficie reflectora, por lo que es necesario implementar un sistema de enfriamiento para el sustrato, y así poder aplicar el recubrimiento que tiene una temperatura de aplicación de alrededor de 2500°C [62].

Los sistemas satelitales están expuestos a las condiciones extremas fuera de la atmósfera terrestre, como la radiación electromagnética, las partículas de alta energía, vacío, cambios drásticos de temperatura y atmosfera residual en orbitas bajas [58]. El diseño y construcción de un CubeSat debe garantizar la operación del sistema para su óptimo desempeño, considerando el manejo y control de los flujos de calor y el medio al que serán expuestos. Los efectos sobre los materiales sometidos a cargas térmicas pueden ser: degradación, formación de tensiones y reducción de las propiedades mecánicas [63].

Actualmente existen diversas técnicas para depositar materiales con aplicaciones aeroespaciales, por lo que los criterios requeridos en la selección de técnicas de depositación son: geometría y tamaño del sustrato, temperatura, compatibilidad, estructura y adherencia del recubrimiento al sustrato base [64]. Y de acuerdo a las características y especificaciones del material base y recubrimiento será la técnica a utilizarse. Uno de los métodos de obtención de recubrimientos de matriz de sílice es el proceso sol-gel, este proceso consiste de un sol. Un sol es la mezcla de precursores, como el alcoxido de silicio, agua y un catalizador en fase líquida. Por lo que el sustrato se sumerge en el sol lo que

permite una cobertura perfecta de la pieza. La muestra inmersa se extrae a una velocidad controlada y uniforme. El secado se comienza cuando la pieza entra en contacto con el aire y transforma la película líquida en gel. Posteriormente, los recubrimientos son sinterizados a una temperatura de 300 °C – 500 °C. Una de las mayores aplicaciones de estos recubrimientos ha sido como aislantes térmicos debido a la baja conductividad de calor [62, 63]. Estos recubrimientos pueden ser combinados, monocapa o multicapa. Por lo que es posible obtener recubrimiento de baja porosidad (alrededor del 1%), buenas propiedades mecánicas, y alta resistencia térmica [64]. Para el diseño estructural de un CubeSat se propone un material de matriz de sílice con las siguientes propiedades: espesor de 10  $\mu\text{m}$ , esfuerzo de adherencia de 40 GPa, módulo de elasticidad de entre 20 GPa a 100 GPa, módulo de Poisson de 0.3 y una densidad de 2300  $\text{kg/m}^3$ .

## **2.8 Teorías de falla**

Las teorías de falla son premisas matemáticas que permiten decidir si un punto de un conjunto de puntos críticos, puede ocasionar una falla de acuerdo al estado de esfuerzos en el que se encuentra. Aunque existen diferentes teorías de falla para el estudio de sistemas estáticos y dinámicos, estos pueden predecir en cierto grado la intensidad de la falla pero no siempre son suficientes para tomar una decisión, debido a la diversidad de factores físicos que intervienen en la operación de un elemento estructural [36]. Las teorías de falla se centran en la resistencia de los materiales dúctiles y materiales frágiles. Si es dúctil, la falla por lo general se manifiesta por la transición entre la elasticidad y la plasticidad del material, es decir, si un material supera la resistencia a la fluencia, entonces se puede decir que el material ha fallado. Por otra parte la fractura es similar a la acción de los esfuerzos cortantes, debido a que la fractura forma un cono cuya generatriz alcanza un ángulo de 45° aproximadamente con la dirección axial. Esto debido a los desplazamientos de la estructura cristalina cuando se alcanza el límite de fluencia, por lo cual la estructura se sigue deslizando sobre la red hasta la fractura [55, 56]. Si el material es frágil, la falla forma planos

perpendiculares a la dirección axial. Como el esfuerzo normal máximo actúa en los planos, el material falla debido a la acción de los esfuerzos normales. A medida que el esfuerzo normal aumenta, los cristales del material se van separando, hasta que este vence las fuerzas de enlace y se produce la separación de los cristales [56].

Para este trabajo se aplicarán las teorías de falla para materiales dúctiles, considerando los materiales de aleación de aluminio 6061-T6, 7075-T6 y la aleación de titanio Ti-6Al-4V. Cabe señalar que son materiales que poseen un porcentaje de elongación mayor al 5%, y son los usados para el diseño de estructuras CubeSat [9, 65].

Las teorías de falla para materiales dúctiles son: Teoría del Esfuerzo Cortante Máximo (TECM), la Teoría de la Energía de Distorsión (von Mises-Hencky) y la Teoría del Esfuerzo Cortante Octaédrico (TECO); estas dos últimas son las más utilizadas, porque concuerdan con los datos experimentales, además de ser aplicadas a los subsistemas estructurales CubeSat [36].

*La Teoría del esfuerzo cortante máximo (TECM):* establece que la falla ocurre cuando el esfuerzo cortante,  $\tau_{max}$ , excede el valor del esfuerzo cortante máximo en una probeta de ensayo sometida a tensión, cuando el esfuerzo normal máximo es igual a la resistencia a la fluencia  $S_y$ , o al esfuerzo ultimo  $S_u$  [36, 56]. La ecuación de diseño que fundamenta esta teoría se presenta en la ecuación (2.19). Donde N es el factor de seguridad y  $S_{lim}$  es la resistencia límite de diseño, que en su defecto es la resistencia a la fluencia,  $S_y$ , o el esfuerzo ultimo del material,  $S_u$  [36].

$$\sigma_e = (\sigma_1 - \sigma_3) \geq \frac{S_{lim}}{N} \quad (2.19)$$

*Teoría de la Energía de Distorsión (von Mises-Hencky) y la Teoría del Esfuerzo Cortante Octaédrico (TECO):* estas teorías establecen, que un punto crítico detectado en una estructura, bajo la combinación de esfuerzos, se puede representar por un solo valor que los contiene llamado esfuerzo equivalente. Este

producirá la falla si alcanza un valor límite de diseño. Esta teoría está representada por la ecuación (2.20), donde  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ , son los esfuerzos principales [36, 56].

$$\sigma_e = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2} \geq \frac{S_{lim}}{N} \quad (2.20)$$

**Teorías de falla para elementos sometidos a cargas variables:** en el diseño de una estructura nanosatélital, sometida a carga estática, las propiedades que interesan del material para dictaminar un criterio de falla es, el esfuerzo a la fluencia o el esfuerzo último ya sea a tracción o a compresión. Para cargas variables se debe utilizar, además, una propiedad que tenga en cuenta la resistencia a cargas variables. Esta propiedad es el límite de fatiga,  $S'_e$ , que es el esfuerzo máximo invertido que puede ser repetido un número indefinido de veces sobre una probeta normalizada y pulida, girando a flexión, sin que se produzca falla o rotura [66-68]. Existen tres modelos de falla para la aproximación de los datos experimentales, conocidas como: parábola de Gerber, línea de Goodman modificada y la línea de Soderberg. El modelo de Goodman modificada y de Soderberg, son los más utilizados para el diseño de estructuras nanosatélitales [35, 36, 56]. Para un punto de diseño, sometido a una combinación de esfuerzos variables, representada por un único valor cuantificable como es el criterio del esfuerzo equivalente de von-Mises, el modelo de falla de Goodman modificada para vida infinita, está definida por la siguiente ecuación de diseño:

$$\frac{1}{N} = \frac{\sigma_{me}}{S_u} + \frac{\sigma_{ae}}{K S'_e}; \text{ si } \sigma_{maxe} > \frac{S_y}{N} \text{ usar } \frac{1}{N} = \frac{\sigma_{maxe}}{S_y} \quad (2.21)$$

Donde  $\sigma_{ae}, \sigma_{maxe}, K$ , es el esfuerzo alternante equivalente, esfuerzo máximo equivalente y la constante que reduce la resistencia a la fatiga del material y que depende de las características propias de operación del material (rugosidad, temperatura, tamaño, tipo de carga, confiabilidad etc.) [56, 69]. En cuanto al modelo de Soderberg la ecuación de diseño esta descrita como:

$$\frac{1}{N} = \frac{\sigma_{me}}{S_y} + \frac{\sigma_{ae}}{K S'_e} \quad (2.22)$$

## 2.9 Proceso de diseño estructural

El diseño consiste en concebir y describir un dispositivo que involucra un número de especificaciones deseadas para un uso en particular. El diseño como proceso involucra la investigación, para obtener la información necesaria que ayude a cumplir los requerimientos y las restricciones que acompañan al objeto de estudio, transformando la información en un producto que confirma las características deseadas. Esto se relaciona también con las teorías y metodología para capturar, representar, modelar y codificar el conocimiento y la información del diseño [70, 71]. El proceso de diseño para una estructura nanosatélital, inicia con el desarrollo conceptual y los objetivos para una misión espacial establecida, además de las especificaciones que exige la plataforma de lanzamiento [8]. En su forma descriptiva el proceso de diseño para una estructura CubeSat se puede dividir en cuatro fases metodológicas:

### Fase I: Planeación y clarificación

Esta fase estudia los requerimientos y las restricciones aplicables en el espacio de solución que envuelve el diseño [55].

### Fase II: Diseño Conceptual

Esta fase se caracteriza por la apropiación de los modelos de estructuras nanosatélitales funcionales, que poseen los principios de solución a los requerimientos y restricciones de diseño, basados en modelos matemáticos que describen su dinámica estructural [49, 72].

### Fase III: Diseño Preliminar

En esta fase se realizan los análisis para la estructura nanosatélital. Esto es para comprender el comportamiento estático y dinámico de la estructura (análisis estático y dinámico), mediante el uso de modelos matemáticos y los conceptos de diseño [34, 45, 73, 74].

#### **Fase IV: Diseño de Detalle**

La metodología de esta fase consiste en la elaboración de los documentos y los planos de diseño, estableciendo las especificaciones relevantes a la manufactura. Anexando los dibujos de detalle y de ensamble, especificando los acabados superficiales, las tolerancias, la escala, dimensiones, procesos de fabricación, materiales y lista de componentes [70, 71]. De igual manera se deben adjuntar los mecanismos utilizados para la verificación de los resultados obtenidos. En las actividades de verificación, la precisión se mide generalmente con respecto a las soluciones de referencia de problemas con modelos simplificados. Por soluciones de referencia se entiende bien las soluciones analíticas o soluciones numéricas de alta precisión [75]. Por lo cual el proceso de verificación se realiza en partes básicas como vigas o placas (debido a que son elementos que componen un CubeSat) con el fin de realizar estudios teóricos, para compararlos con los estudios computacionales, estableciendo un análisis estadístico con los resultados obtenidos por ambos métodos, para tener un parámetro de incertidumbre, que indique que los resultados obtenidos computacionalmente convergen de acuerdo a los modelos matemáticos [76]. Otro paso en la estrategia de verificación es definir la coexistencia de independencia de la solución computacional con respecto a la malla que se ajusta, al utilizar el método del elemento finito [77, 78].

## CAPÍTULO 3:

### Metodología de diseño

En el desarrollo de este trabajo se utilizó una metodología de diseño mecánico aplicado a estructuras nanosatélitales CubeSat, que satisface las especificaciones de diseño del área espacial. Esta metodología se compone de cuatro fases: fase de planeación y clarificación, fase de diseño conceptual, fase de diseño preliminar y fase de diseño de detalle. A continuación se describen las fases de la metodología aplicada.

#### 3.1 Fase I: Planeación y clarificación

En esta fase realizó una búsqueda bibliográfica sobre el diseño de estructuras para nanosatélites, identificando los requerimientos y las restricciones de estas estructuras. La figura 3.1, ilustra el modelo prescriptivo metodológico, que consistió en el estudio de las propiedades, restricciones y características de los nanosatélites tipo CubeSat.

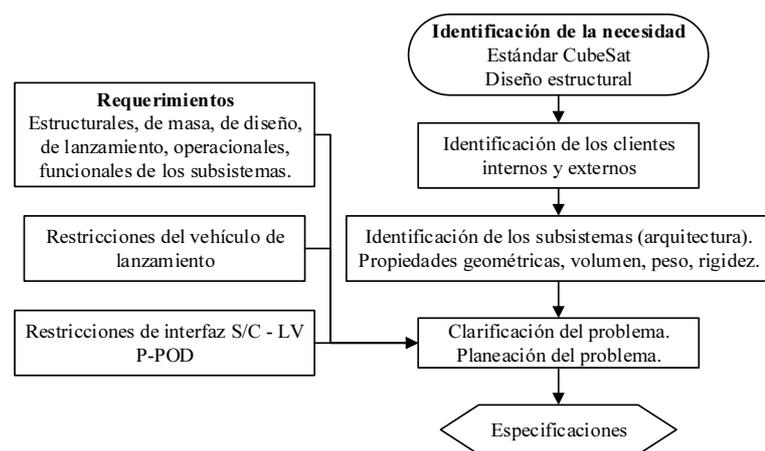


Figura 3.1. Modelo prescriptivo de la fase de planeación y clarificación.

#### 3.2 Fase II: Diseño Conceptual

Con base en las especificaciones finales, se evaluaron dos puntos importantes del diseño conceptual: 1) los modelos matemáticos conceptuales y 2) el estudio

de la dinámica estructural. Con el fin de comprender como actúan las cargas variables en una estructura, se realizaron una serie de experimentos en el Laboratorio de Dinámica de Estructuras, del Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica CIIA de la UANL. Esta experimentación consistió en el estudio del comportamiento dinámico de vigas y placas al someterlas a cargas alternantes. De tal forma que, la experimental complementó el desarrollo de la estructura CubeSat conceptual. La cual fue modelada en el paquete computacional -Autodesk Inventor-. El modelo prescriptivo metodológico de la figura 3.2, presenta el protocolo realizado para la fase II, comenzando con la evaluación de las especificaciones finales, así mismo se declararon los modelos matemáticos que intervienen en la dinámica estructural y la definición de las cargas. Finalmente en esta fase, se presenta la geometría de diseño, que cumplió con las características estructurales que define el estándar CubeSat.

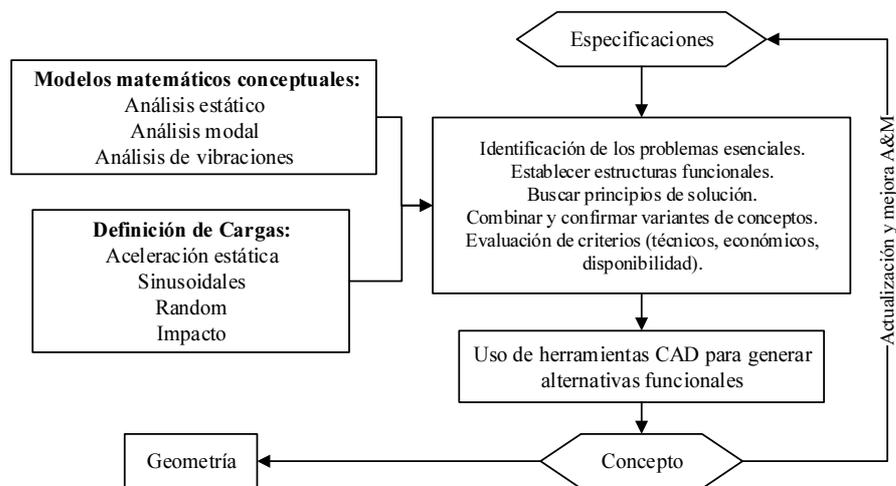


Figura 3.2. Modelo prescriptivo de la fase de diseño conceptual

Por lo tanto, el desarrollo de este proyecto se consideró parte esencial la fundamentación de los conceptos de la dinámica estructural, por lo que los experimentos más relevantes evaluados en el laboratorio, fueron:

**Conceptualización general de la dinámica estructural:** este experimento consistió en analizar las características dinámicas de respuesta en frecuencia de una señal sinusoidal, cuadrada y diente de sierra. Estas señales fueron

procesadas mediante la transformada rápida de Fourier (FFT). Los equipos utilizados para el desarrollo de este experimento fueron:

Tabla 3.1. Equipos utilizados conceptualización general.

	Marca	Modelo
Generador de señales	Agilent Tehnologies	33521A LXI
Osciloscopio	Agilent Tehnologies	M50-X 2004A MEGA ZOOM
Tarjeta de sonido	U- CONTROL	UCA222
Computadora	Hewlett-Packard	6200 Pro Small
Software Adobe Audition	-	-
Cables y Conectores	-	-

**Vibraciones transmitidas a un cuerpo por la base:** este experimento consistió en una base móvil excitada verticalmente mediante un oscilador electrodinámico controlado por una computadora. La señal de un acelerómetro instalado en la base del excitador ( $\ddot{u}$ ) y de igual manera el otro acelerómetro instalado en el cuerpo soportado por un resorte ( $\ddot{x}$ ), eran enviadas a una tarjeta de adquisición de datos para ser leída por el computador. La figura 3.3, ilustra el montaje realizado en el laboratorio, para el estudio dinámico de un cuerpo excitado y acoplado a una base móvil, siendo este experimento necesario, para explicar lo que le sucede a un sistema nanosatélital, en la fase de lanzamiento al espacio. La respuesta en frecuencia obtenida, está dada por la transmisibilidad vibracional de la base al cuerpo.

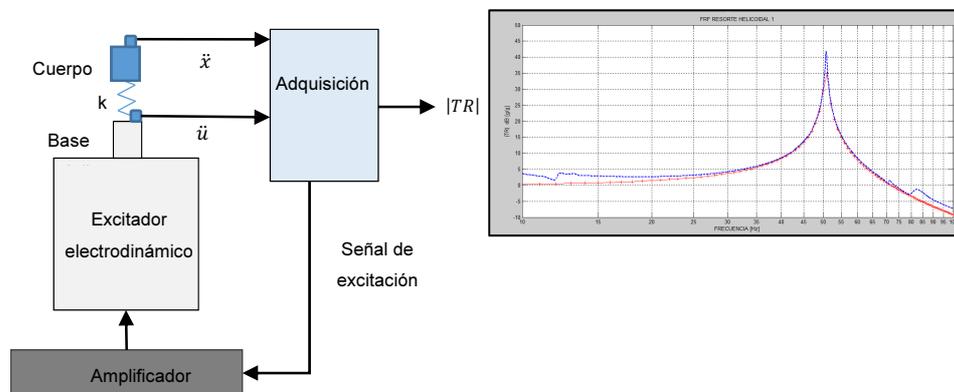


Figura 3.3. Montaje de estudio de un cuerpo soportado por una base móvil.

Los equipos utilizados en este experimento se presentan en la tabla 3.2.

Tabla 3.2. Equipos utilizados en transmisión de vibraciones.

	Marca	Modelo
Excitador electrodinámico	LDS	V408 10/32 UNF-CE
Tarjeta de adquisición de señales	QUATTRO	DP-4
Acelerómetro	PCB Piezotronics	352B10
Amplificador	LDS	PA100E CE
Computadora	Hewlett-Packard	6200 Pro Small
Software SignalCalc ACE	-	-
Cables y Conectores	-	-

**Análisis modal de una viga en voladizo:** se ensambló un modelo mecánico en viga en voladizo, de tal manera que uno de sus extremos quedó restringido para todos los grados de libertad y el otro extremo libre. Con el fin de realizar el análisis modal se marcó sobre la superficie superior de la placa, 11 puntos, separados a distancias iguales en toda la longitud de la viga (figura 3.4), definiendo de esta manera las posiciones de excitación con un martillo. Así mismo, se acopló un acelerómetro en el extremo libre de la viga, llevando la señal de este, a uno de los canales de la tarjeta de adquisición, al mismo tiempo se conectó el martillo a otro canal de la misma tarjeta. Además se programó la computadora para obtener la información FRF, teniendo en cuenta los valores de sensibilidad de los transductores. De esta manera se obtuvieron 11 funciones de respuesta en frecuencia FRF, correspondiente a la excitación aplicada en cada punto.

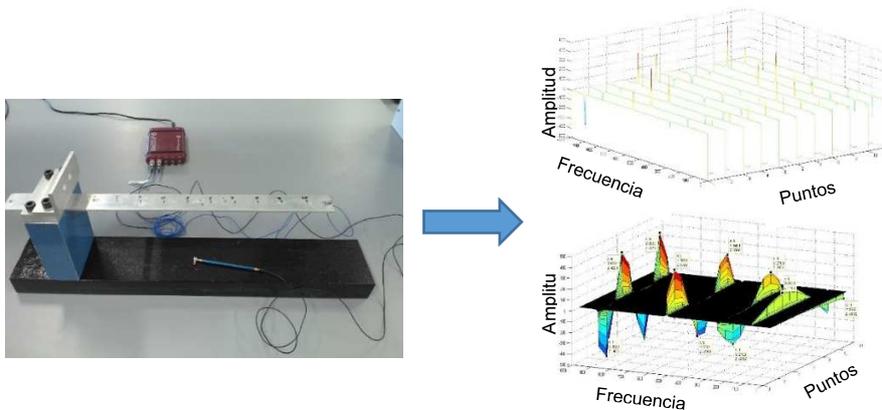


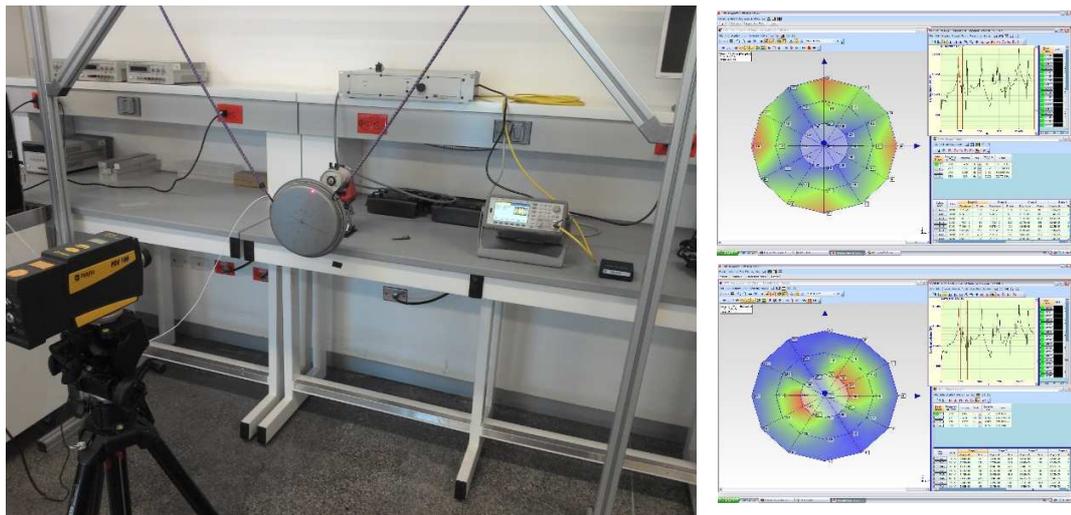
Figura 3.4. Montaje para el análisis modal de una viga en voladizo.

Los equipos utilizados para este experimento se presentan en la tabla 3.3.

*Tabla 3.3. Equipos utilizados en análisis modal viga en voladizo.*

	Marca	Modelo
Tarjeta de adquisición de señales	QUATTRO	DP-4
Matillo	PCB Piezotronics	086E80
Acelerómetro	PCB Piezotronics	352B10
Computadora	Hewlett-Packard	6200 Pro Small
Software SignalCalc ACE	-	-
Cables y Conectores	-	-

**Análisis modal en placas:** se suspendió un plato metálico sobre un marco estructural mediante bandas elásticas, como se observa en la figura 3.5. En el centro del plato se ensambló un acelerómetro de tres ejes, este a su vez se acopló a un eje flexible, que conectó mecánicamente el acelerómetro con un excitador electrodinámico. Tanto la señal emitida por la cabeza de impedancia como la emitida por el vibrómetro digital fueron enviadas a la tarjeta de adquisición para ser procesadas por el computador, donde se determinaron las frecuencias y las formas modales del plato.



*Figura 3.5. Montaje para el análisis modal de una placa circular.*

Los equipos utilizados para este experimento se presentan en la tabla 3.4:

*Tabla 3.4. Equipos utilizados en análisis modal en placa.*

<i>Equipo</i>	<i>Marca</i>	<i>Modelo</i>
Vibrómetro laser	Polytec	PDV 100
Generador de señales	Agilent Tehnologies	33521A LXI
Amplificador	LDS	PA100E CE
Acelerómetro de tres ejes	PCB	288D01SN2945
Tarjeta de adquisición de señales	QUATTRO	DP-4
Excitador electrodinámico	LDS	V408 10/32 UNF-CE
Computadora	Hewlett-Packard	6200 Pro Small
Polytec Vibrometer Software Analyzer	-	-
ME'ScopeVES	-	-
Marco estructural	-	-
Cables y Conectores	-	-

Con estos experimentos se dio cumplimiento al modelo prescriptivo de diseño conceptual, de acuerdo con los principios y definiciones de diseño de la estructura nanosatélital tipo CubeSat.

### **3.3 Fase III: Diseño Preliminar.**

Esta fase consistió en modelar, simular y analizar la estructura CubeSat en ANSYS Multiphysics. De acuerdo con lo anterior se realizó un acondicionamiento de la geometría con la ayuda del módulo – Design Modeler- de ANSYS Workbench 15.0, para ajustar las características superficiales y morfológicas en cada una de las partes que compone la estructura, como por ejemplo, el marco referencial, puntos, líneas, superficies y sólidos. Por otra parte, se incluyó como parte de pre-procesamiento FEA, las propiedades de los materiales de diseño empleadas: aleación de aluminio 6061-T6, Aleación de titanio Ti-6Al-4V y el recubrimiento cerámico de barrera térmica. La figura 3.6, ilustra el modelo metodológico prescriptivo de la fase de diseño preliminar, iniciando con la fundamentación conceptual, donde se declaró la geometría aceptada en el diseño, agregando a este las propiedades físicas y de materiales, para posteriormente inducir las cargas bajo las condiciones mecánico-espaciales que

fueron estudiadas. Mediante un proceso de preparado del elemento finito se estudió el comportamiento estructural mediante el análisis estático, análisis modal, análisis de respuesta armónica, análisis de vibración aleatoria y finalmente el análisis de espectro de respuesta. Obteniendo como resultado de esta fase, el arreglo preliminar de diseño.

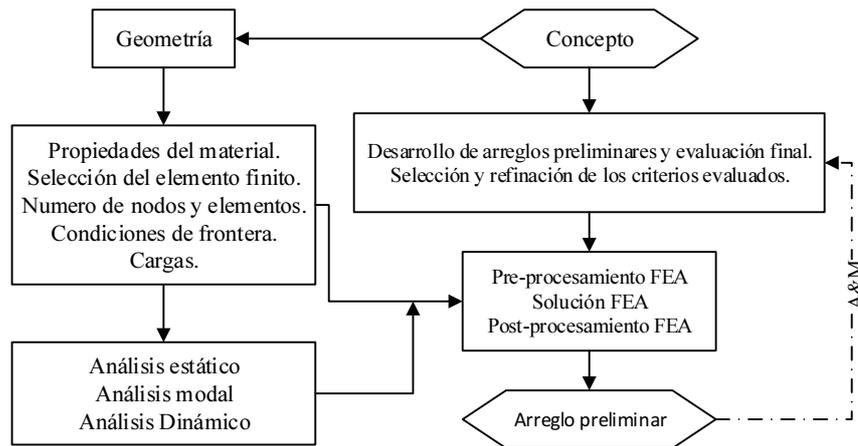


Figura 3.6. Modelo prescriptivo para la fase de diseño preliminar

### 3.4 Fase IV: Diseño de Detalle

Para esta fase del proceso de diseño, se elaboraron los planos de detalle y de ensamble del conjunto estructural, mediante el uso de paquete computacional Autodesk Inventor, definiendo todas sus características espaciales de cuerpo, las tolerancias y sus dimensiones. En contraste con el proceso de verificación de convergencia de los datos computacionales, se realizó un análisis estático, obteniendo como variable de estudio la deformación total de la estructura al variar el tamaño de la malla, para identificar los cambios en la deformación al aumentar o disminuir el número de nodos en la malla. De igual manera, se presentó un caso de estudio modal de una viga en voladizo donde se comparó los datos, experimentales con los teóricos y los computacionales. La figura 3.7, ilustra el modelo metodológico prescriptivo para la fase de diseño de detalle iniciando por el arreglo preliminar y obteniendo como producto los resultados finales del diseño. Finalmente para complementar los resultados se obtuvo un modelo

conceptual de la estructura mediante el proceso de manufactura de prototipado rápido, en plástico ABS.

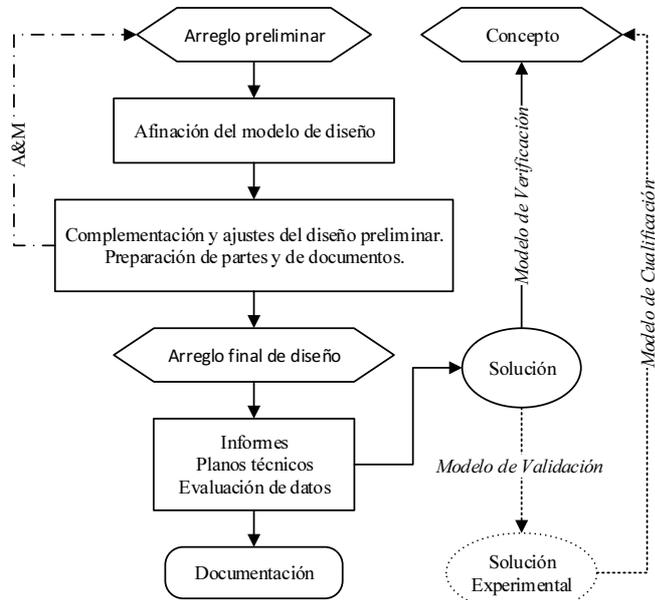


Figura 3.7. Modelo prescriptivo para la fase de diseño de detalle

## **CAPÍTULO 4:**

### **Resultados y discusión**

Este capítulo presenta los resultados obtenidos en cada una de las cuatro fases del proceso de diseño con base en la metodología planteada para el desarrollo de este trabajo.

#### **4.1 Fase I: Planeación y clarificación**

Esta fase de diseño se concentró específicamente en los requerimientos y las restricciones que acompañan a los elementos que componen la estructura siguiendo la norma CubeSat de Cal-Poly [9]. Estos se han clasificado en cinco grupos principales y describen lo que la estructura propuesta (CIIIAsaT), debe cumplir para que sea considerada como el subsistema estructural que puede ser integrado a un nanosatélite tipo CubeSat:

**I. Requerimientos estructurales:** la estructura deberá proteger la carga útil que integra el sistema satelital CubeSat, durante la operación de lanzamiento y el ambiente espacial. Deberá ser de fácil integración con los demás subsistemas y la interfaz P-POD (Poly Pico-Satellite Orbital Deployer) [19, 79].

**II. Requerimientos de masa:** la masa de un sistema nanosatélital totalmente integrado no deberá sobrepasar 1.33 kg. La masa estructural deberá ser menor a los 0.3 kg. El centro de gravedad, al integrar el sistema CubeSat, deberá estar localizado dentro de un radio esférico de 2 cm medidos a partir del centro geométrico de la estructura mecánica primaria [19].

**III. Requerimientos de diseño:** el CubeSat deberá tener un área de acceso para el ingreso a las partes principales del satélite. Los componentes externos distintos a los rieles no deberán tocar el interior de la P-POD. Los componentes de las caras laterales y superiores no deberán exceder los 6.5 mm a la normal de la cara. Los rieles deberán tener una anchura mínima de 8.5 mm. Los rieles deberán

tener una rugosidad superficial de al menos 1.6  $\mu\text{m}$ . Los bordes de los rieles serán redondeados con un radio de 1 mm. Los extremos de los rieles en las caras  $\pm Z$  tendrán una superficie mínima de contacto de 6,5 mm x 6,5 mm con los rieles vecinos de los otros CubeSat que se encuentran dentro del P-POD. Al menos el 75 % de la superficie lateral de los rieles deberán estar en contacto con los carriles del P-POD. Para la estructura primaria y los rieles se deben usar materiales de aleación de aluminio 7075, 6061, 5005 o 5052. Los lados de los rieles, que están en contacto con los carriles del P-POD, deberán ser de aluminio anodizado duro para evitar cualquier soldadura en frío. El CubeSat deberá usar separadores elásticos para garantizar un adecuado proceso de separación con respecto a los demás CubeSat que se encuentran dentro del P-POD y del mismo P-POD. Los separadores elásticos deberán comprimirse hasta la superficie de contacto de las puntas -Z. Los separadores deberán estar centrados en las caras de contacto de los extremos de las puntas del lado -Z. La estructura deberá respetar el sistema de coordenadas definido por el estándar [9, 65].

**IV. Requerimientos de lanzamiento:** la estructura deberá soportar la aceleración estática del L/V. No debe tener modos vibración por debajo del espectro de frecuencias aleatorias PSD (Power Spectral Density). El espectro de vibraciones aleatorias, espectro seno, espectro de respuesta de choque y el espectro de vibraciones acústicas se realizarán en los niveles descritos por los manuales de usuario de la plataforma de lanzamiento seleccionada [43, 80, 81].

**V. Requerimientos operacionales:** todas las partes estructurales deberán permanecer unidas durante el lanzamiento, la expulsión y la operación. La cara -Z será la primera cara que deberá ser insertada dentro del P-POD. Para efectos de pruebas en tierra de un recubrimiento de barrera térmica para ambientes espaciales, se debe disponer las caras +Y, -Y, +Z, -Z, para este propósito [19]. Finalmente la estructura deberá cumplir con los requerimientos de tamaño y forma, descrito por el plano de detalle de la figura 4.1 [9]. En el cual se especifican las dimensiones exteriores, el marco referencial y la orientación que se debe aplicar para el diseño. Cabe señalar que se deberá tener en cuenta las propiedades dimensionales de los rieles y sus tolerancias.

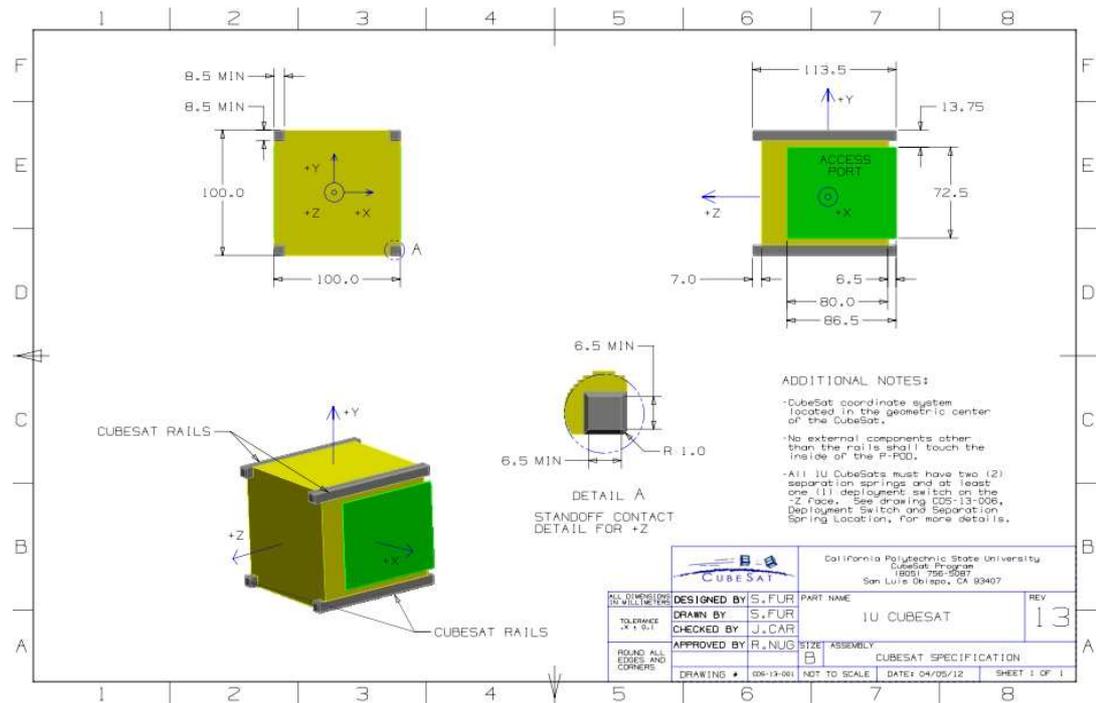


Figura 4.1. Plano de detalle del estándar CubeSat de 1U [9].

## 4.2 Fase II: Diseño conceptual

De acuerdo con la fase anterior, en el diseño conceptual, se establecieron las cargas mecánico-espaciales, en relación con la plataforma de lanzamiento seleccionada, Ariane 5. Por lo tanto las cuatro cargas de estudio fueron: cargas de aceleración cuasiestáticas (Análisis estático), cargas de vibración mecánicas sinusoidales (Análisis de respuesta harmónica), cargas de vibración mecánicas aleatorias (Análisis de vibración aleatoria), cargas de vibración mecánicas de choque (Análisis de espectro de respuesta). Por lo que se realizó un análisis modal aplicado a cada uno de los diferentes análisis, exceptuando las cargas cuasiestáticas. De acuerdo con la metodología de diseño, se desarrolló tres estructuras CubeSat conceptuales que atienden los requerimientos previamente estudiados, estas se presentan en la figura 4.2, de los cuales el concepto de la figura 4.2.c, fue la seleccionada para realizar los análisis de diseño en relación a las cargas mecánico-espaciales. Cabe mencionar que a esta estructura conceptual se le denominó -CIIIAsaT- en honor al centro de investigación donde se desarrolló.

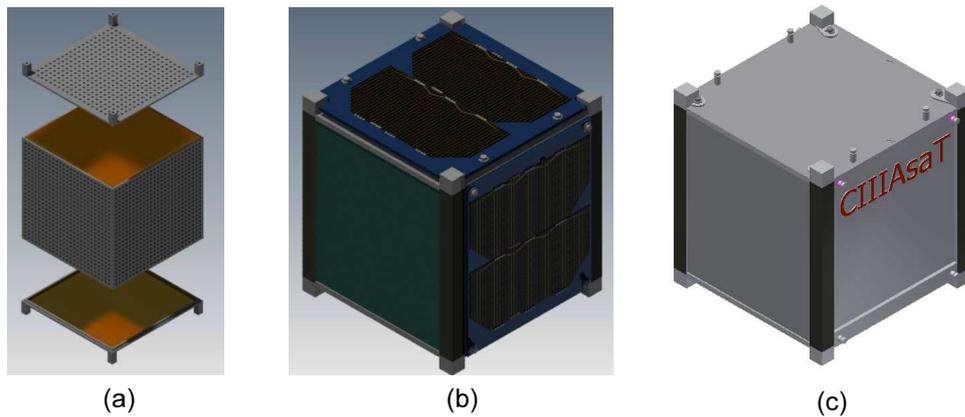


Figura 4.2. Estructuras conceptuales: (a) Concepto inicial, (b) Concepto mejorado, (c) Concepto final.

La figura 4.3, ilustra el sistema de referencia global, utilizado, para la realización de los cálculos correspondientes a los análisis estáticos y dinámicos del conjunto estructural del nanosatélite CIIIAsaT.

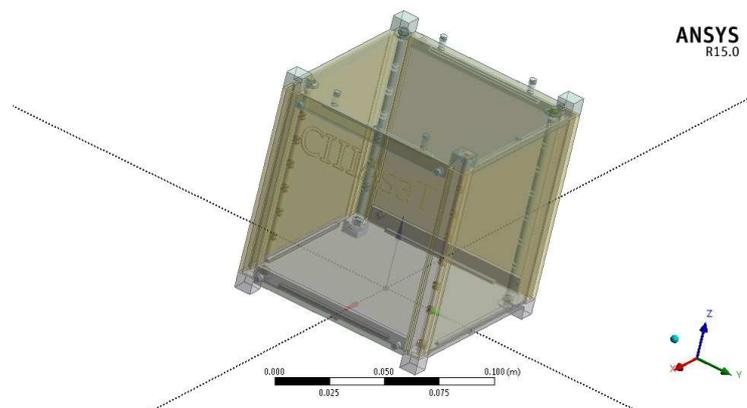


Figura 4.3. Sistema global referencia x,y,z (0,0,0)

Se observa, que el punto con las coordenadas (0,0,0), se encuentra justo en el centro de la superficie exterior del plato inferior, donde el eje coordenado +X es el frente de la estructura, el eje +Y, apunta hacia la cara lateral derecha, y el eje vertical +Z, apunta hacia la cara superior y es paralelo al eje longitudinal del vehículo de lanzamiento, a su vez apunta en la dirección de lanzamiento.

La estructura primaria del sistema nanosatélital obtenida, se diseñó en siete partes principales. Tres de ellas componen el cuerpo exterior dando forma al cubo

y cuatro ejes integradores que permiten realizar todo el ensamble del conjunto estructural, así como se muestra en la figura 4.4. Cabe señalar que las uniones y los ajustes se realizaron por deslizamiento y con anillos de fijación tipo “seeger”, teniendo una tolerancia de diseño  $\pm 0.1$  mm. Con esta técnica de diseño, se eliminan los elementos de sujeción roscada. Es necesario mencionar que las conexiones roscadas han llevado a algunas misiones al fracaso por el fenómeno de giro de tornillos y tuercas, al ser sometidos a cargas vibracionales [82, 83]. El volumen y la masa de la estructura primaria del CIIIAsaT, junto con los 12 anillos de fijación, es de  $94175 \text{ mm}^3$  y  $0.26012 \text{ kg}$ , respectivamente. Al adicionar las capas de recubrimiento de barrera térmica (TBC, Termal Barrier coating) en las caras +Z, -Z, +Y, -Y, el volumen y la masa del satélite cambian a  $94520 \text{ mm}^3$  y  $0.26085 \text{ kg}$ , por lo que no sobrepasa las dimensiones, volumen y peso de acuerdo con las especificaciones de diseño [9, 65].

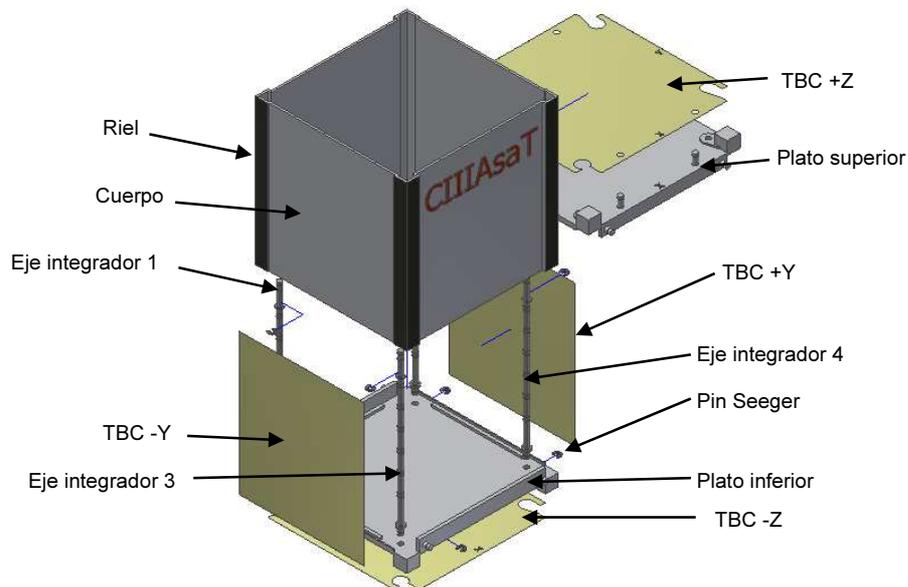


Figura 4.4. Partes de la estructura primaria del CubeSat.

La tabla 4.1, muestra algunas características de diseño del conjunto estructural, en el que se identifica para cada componente, el material utilizado, el volumen, la masa y el número de piezas que lo conforman.

Tabla 4.1. Características del conjunto estructural del CubeSat.

Componente	Cantidad	Material	Volumen (mm <sup>2</sup> )	Masa (kg)	Masa (g)
Cuerpo	1	6061-T6	50155	0.13542	135.42
Plato inferior	1	6061-T6	20391	0.05506	55.055
Plato superior	1	6061-T6	20246	0.05467	54.665
Eje integrador	4	Ti-6Al-4V	3322	0.01465	14.6504
TBC ±Y	2	TBC	156	0.00036	0.3589
Seeger	12	Ti-6Al-4V	60	0.00027	0.2651
TBC +Z	1	TBC	95	0.00022	0.2177
TBC -Z	1	TBC	95	0.00022	0.2185
<b>Total</b>	<b>23</b>		<b>94520</b>	<b>0.26085</b>	<b>260.8506</b>

En la tabla 4.2, se presenta las propiedades de masa para cada uno de los elementos que integran la estructura CIIIAsaT. Registrando así mismo, las coordenadas del centro de masa del componente, con respecto al marco de referencia global y los momentos de inercia con respecto a los ejes principales del centro de masa del componente. Esta información sirve para calcular las frecuencias naturales, así como también para el diseño de los sistemas de control y actitud, para el diseño de la arquitectura del sistema nanosatélital y la colocación del CubeSat en el vehículo de lanzamiento [34].

Por consiguiente la geometría estructural obtenida, se ilustra en la figura 4.5, la cual satisface todas las especificaciones de diseño. En ella se expone conceptualmente la forma de integrarse con los demás subsistemas que compone un nanosatélite del tipo CubeSat y su forma de ensamble (figura 4.5.a). Así mismo, se muestra en la figura 4.5.b, como es su apariencia final y la disposición de las celdas solares. Cabe destacar, que los lados que no llevan celdas solares, son a las que se les aplicó una capa de 10 µm de espesor de un material cerámico protector que sirve como control térmico pasivo. Por lo tanto, la estructura dispone de este conjunto de características de diseño estructural, que permite estudiar el comportamiento mecánico de los recubrimientos aplicados.

Tabla 4.2. Propiedades de masa para cada componente del CubeSat.

Componente	Volumen (mm <sup>3</sup> )	Masa (kg)	Coordenadas del centro de masa (mm)			Momentos de inercia de centro de masa (kg mm <sup>2</sup> )		
			x	y	z	Ip1	Ip2	Ip3
Cuerpo	5.02E+04	1.354E-01	0.168	0.000	50.100	3.230E+02	3.178E+02	4.283E+02
Plato inferior	2.04E+04	5.506E-02	0.065	0.129	0.967	5.297E+01	6.401E+01	1.165E+02
Plato superior	2.02E+04	5.467E-02	0.065	0.130	99.304	5.332E+01	6.275E+01	1.156E+02
Eje integrador 1	8.31E+02	3.663E-03	-41.145	-42.863	48.782	3.525E+00	3.525E+00	4.809E-03
Eje integrador 2	8.31E+02	3.663E-03	-37.335	42.863	48.782	3.525E+00	3.525E+00	4.809E-03
Eje integrador 3	8.31E+02	3.663E-03	38.865	-42.862	48.782	3.525E+00	3.525E+00	4.809E-03
Eje integrador 4	8.31E+02	3.663E-03	36.325	42.862	48.782	3.525E+00	3.525E+00	4.809E-03
TBC -Z	9.50E+01	2.185E-04	-0.080	-0.222	-0.005	1.689E-01	1.706E-01	3.395E-01
TBC +Z	9.47E+01	2.177E-04	-0.080	-0.222	100.010	1.684E-01	1.691E-01	3.375E-01
TBC +Y	7.80E+01	1.795E-04	0.000	49.305	50.000	1.321E-01	2.351E-01	1.030E-01
TBC -Y	7.80E+01	1.795E-04	0.000	-49.305	50.000	1.321E-01	2.351E-01	1.030E-01
Seeger 1	5.01E+00	2.209E-05	36.325	43.305	98.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 2	5.01E+00	2.209E-05	38.870	-43.305	98.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 3	5.01E+00	2.209E-05	-37.364	43.304	98.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 4	5.01E+00	2.209E-05	-41.133	-43.305	98.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 5	5.01E+00	2.209E-05	-40.703	-42.880	101.250	4.957E-05	2.712E-05	7.578E-05
Seeger 6	5.01E+00	2.209E-05	36.346	43.304	101.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 7	5.01E+00	2.209E-05	38.888	-43.304	101.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 8	5.01E+00	2.209E-05	-37.330	43.305	101.250	2.712E-05	4.957E-05	7.577E-05
Seeger 9	5.01E+00	2.209E-05	-41.145	-42.420	-1.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 10	5.01E+00	2.209E-05	38.865	-42.420	-1.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
Seeger 11	5.01E+00	2.209E-05	35.996	43.158	-1.250	4.957E-05	2.712E-05	7.577E-05
Seeger 12	5.01E+00	2.209E-05	-37.335	43.305	-1.250	2.712E-05	4.957E-05	7.578E-05
<b>TOTAL</b>	<b>94520</b>	<b>0.26085</b>						

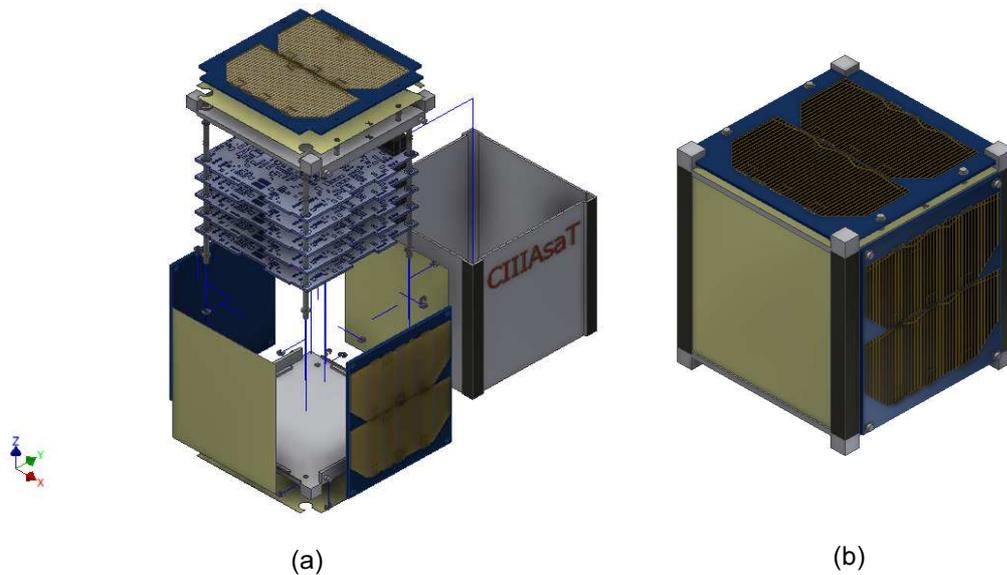


Figura 4.5. Integración conceptual del CubeSat: (a) Geometría de explosión, (b) Apariencia exterior del ensamble.

### 4.3 Fase III: Diseño preliminar

En esta fase de diseño se estudió el comportamiento de la estructura propuesta al ser sometida, a las diferentes cargas mecánico-espaciales en relación con la plataforma de lanzamiento Ariane 5 de la Agencia Espacial Europea. Obteniendo como resultado la respuesta de su resistencia estructural de acuerdo con cada una de estas cargas, para concluir sobre la integridad estructural y el diseño definitivo. Los estudios corresponden al comportamiento de la estructura debido a la aplicación, tanto de las cargas estáticas como las de las cargas dinámicas transmitidas por la plataforma de lanzamiento. A continuación se presenta los diferentes análisis realizados.

#### 4.3.1 Análisis estático

Para el lanzador Ariane 5, la aceleración longitudinal máxima se produce en el impulso de la etapa criogénica y no excede los 4.55 g. La más alta aceleración estática lateral es de hasta 0.25 g. Para las pruebas de calificación se recomienda un factor de seguridad de 1.25 [42]. Esto implica que, la máxima aceleración ocurre en la etapa 1 justo después del arranque del motor principal criogénico

(figura 4.6.a). En los puntos mínimos de la figura 4.6.b, se presentan cargas de impacto (transitorios), debido al encendido y al apagado de los motores que incorporan los mecanismos de las diferentes etapas de lanzamiento [8].

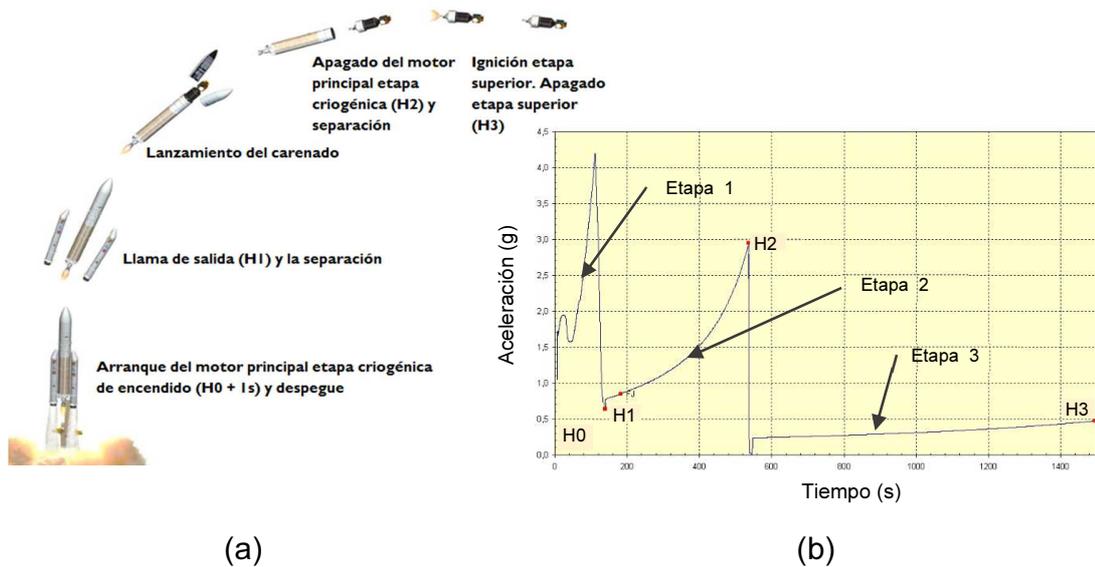


Figura 4.6. (a) Etapas de vuelo, (b) Aceleración estática longitudinal, Ariane 5 [42].

Las cargas de aceleración cuasiestática permiten obtener las fuerzas que se aplican a la estructura, con el fin de realizar el análisis estático y cuantificar su resistencia con base en estas fuerzas. En este trabajo sólo se presenta el estudio correspondiente a la carga máxima generada, que es la producida en la etapa inicial de lanzamiento (máxima aceleración entre los puntos H0 y H1 de la figura 4.6.b). También se considera las cargas debido al peso de dos satélites al ser integrado a la interfaz P-POD y el resorte de expulsión del P-POD. Por lo que la fuerza estática total que deberá soportar la estructura está dada por:

$$Fuerza\ total = F_{2sat} + F_{propia} + F_{elástica} \quad (4.1)$$

$$Aceleración\ estática = 4.55 * 9.81 * 1.25 = 55.8\ m/s^2 \quad (4.2)$$

Donde:

$F_{2sat}$ : Fuerza ejercida por dos satélites con una masa de 1.33 kg cada uno.

$F_{elástica}$ : Fuerza ejercida por el resorte de la interfaz P-POD. Considerando que el resorte imprime una velocidad de expulsión de 2 m/s, a una masa de 4 kg.

$F_{propia}$ : Fuerza ejercida por la masa propia del CIIIAsaT.

$$F_{2sat} = 2 * 1.33 * 55.8 = 148.41 N \quad (4.3)$$

$$F_{propia\_sin\_TBC} = 0.26012 * 55.8 = 14.52 N \quad (4.4)$$

$$F_{propia\_con\_TBC} = 0.26085 * 55.8 = 14.56 N$$

La energía elástica del resorte se convierte en energía cinética aplicada a la masa al finalizar el recorrido de 0.340 m, desde su posición inicial en el P-POD, hasta alcanzar su posición final de expulsión. Esto implica que la energía elástica será igual a la energía cinética, por lo tanto:

$$\frac{1}{2}kx^2 = \frac{1}{2}mV^2 \quad (4.5)$$
$$k = \frac{mV^2}{x^2} = \frac{4 * 2^2}{0.340^2} = 138.41 N/m$$

$$F_{elástica} = 138.41 * 0.340 * 1.25 = 60 N \quad (4.6)$$

Sustituyendo los valores obtenidos en las ecuaciones (4.3), (4.4) y (4.6) en la ecuación (4.2), se obtiene que la fuerza total es:

$$Fuerza\ total = 148.41 + 14.52 + 60 N = 222.93 N \quad (4.7)$$

La fuerza correspondiente a la masa de los 2 CubeSat, más la fuerza elástica son distribuidas a las cuatro caras de las puntas superiores (52 N, para cada punta) (figura 4.7).

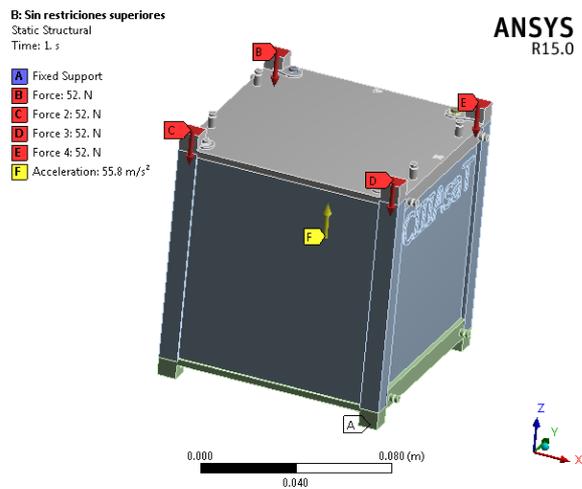


Figura 4.7. Distribución de fuerzas estáticas en la estructura CubeSat.

Las caras de las puntas inferiores están restringidas para todos los grados de libertad; soportadas fijamente, definiendo así una condición de frontera. Al aplicar una carga inercial correspondiente a la aceleración estática del lanzador, permite simular la fuerza que ejerce la masa de la propia estructura (14.52 N). Por lo que, la fuerza total aplicada longitudinalmente al cuerpo de la estructura, es la configuración de carga estática más crítica, que la estructura deberá soportar durante el lanzamiento [84]. La tabla 4.3, resume los resultados obtenidos para el análisis estático, de donde se describen los valores máximos y mínimos de los parámetros principales de la resistencia estructural más importantes. Por lo que, se puede destacar que el esfuerzo equivalente máximo de von-Mises obtenido, no supera el valor de 6.6769 MPa. Este esfuerzo se presenta en el anillo seeger 2 (figura 4.8), y su distribución general sobre este elemento se ilustra en la figura 4.10.i. En relación con la teoría de falla de *von Mises-Hencky*, siendo el esfuerzo límite, la resistencia a la fluencia de la aleación de titanio Ti-6Al-4V, se obtuvo un factor de seguridad mayor a 15. Por consiguiente la resistencia de la estructura CIIIAsaT, es apta para resistir las cargas estáticas inducidas por el vehículo de lanzamiento. Por otra parte, la deformación máxima obtenida fue de 0.00357 mm, y se presenta en el plato inferior de la estructura, esta deformación está representada en la figura 4.9.f. Al comparar los valores obtenidos de los

diferentes parámetros estructurales, para la estructura sin y con recubrimiento, se puede apreciar que no existen variaciones significativas.

Tabla 4.3. Resultados globales del análisis estático

Parámetros estructurales		Sin recubrimiento		Con recubrimiento	
		MAX	MIN	MAX	MIN
Deformación total (mm)	$\delta_{total}$	0.00358	0.00000	0.00357	0.00000
	$\delta_x$	0.00265	-0.00274	0.00266	-0.00274
Deformación direccional (mm)	$\delta_y$	0.00064	-0.00041	0.00065	-0.00041
	$\delta_z$	0.00000	-0.00358	0.00000	-0.00357
Esfuerzos normales (MPa)	$S_{xx}$	3.39850	-4.45970	3.42360	-4.50890
	$S_{yy}$	3.24240	-3.78240	3.30630	-3.83030
	$S_{zz}$	2.73750	-6.99770	2.73690	-7.01850
Esfuerzo cortante máximo (MPa)	$\tau_{max}$	3.82910	0.00000	3.84850	0.00000
Intensidad de esfuerzos (MPa)	$I$	7.65820	0.00000	7.69690	0.00000
Esfuerzo equiv. von-Mises (MPa)	$\sigma_e$	6.64180	0.00000	6.67690	0.00000
	$\sigma_A$	4.99580	-2.04240	5.06600	-2.06020
Esfuerzos principales (MPa)	$\sigma_B$	2.22060	-4.15100	2.26420	-4.19150
	$\sigma_C$	1.28210	-7.62360	1.31300	-7.65380
	$S_{sxy}$	2.66500	-2.63660	2.69920	-2.67500
Esfuerzos cortantes ortogonales	$S_{syz}$	1.65610	-1.56130	1.65010	-1.54020
	$S_{ssz}$	1.76170	-1.61140	1.76570	-1.61390
Fuerza de reacción (N)		222.51		222.51	
Factor de seguridad		15		15	
Factor de seguridad marginal		14		14	

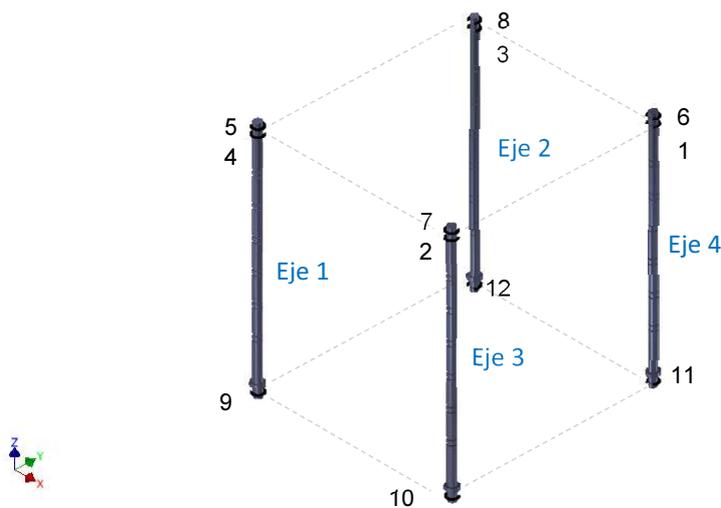


Figura 4.8. Disposición espacial de los anillos seeger en los ejes integradores

Con base en la tabla 4.3, se obtuvo una fuerza de reacción total en los apoyos del CIIIAsaT de 222.51 N, verificando de esta manera que los resultados obtenidos en la ecuación (4.7) son congruentes, y de igual manera, se comprueba que las cargas aplicadas en el paquete computacional de ANSYS actuaron de la forma correcta. El valor de esta fuerza se puede comparar con los obtenidos por *Larouche* en el diseño del sistema nanosatélital CanX [84]; y por el CubeSat Oufi-1 de Pierlot [82]. De donde resulta que las fuerzas calculadas son verificables. Además, la deformación total particular obtenida en cada componente del conjunto estructural está definida en la figura 4.9. En la que se describe el comportamiento de la deformación de cada uno de los elementos al ser sometidos a las cargas estáticas consideradas para el diseño del CIIIAsaT. Las deformaciones particulares muestran valores que no sobrepasan los 4  $\mu\text{m}$ , Es por esto, que la estructura posee un buen desempeño a las cargas mecánico-espaciales estáticas. De igual modo, los recubrimientos permanecen intactos, siendo el recubrimiento de la cara -Z, la que más se deforma con respecto a los otros TBC, con un valor de 0.0035727 mm (figura 4.9.d). El recubrimiento que menos se deforma es la que se encuentra en la cara -Y con un valor de deformación total de 0.0014933 mm (figura 4.9.b).

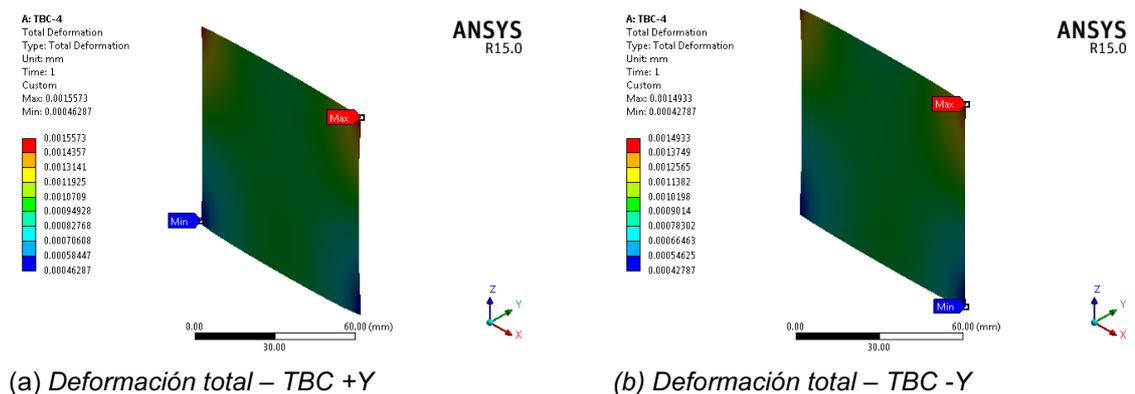
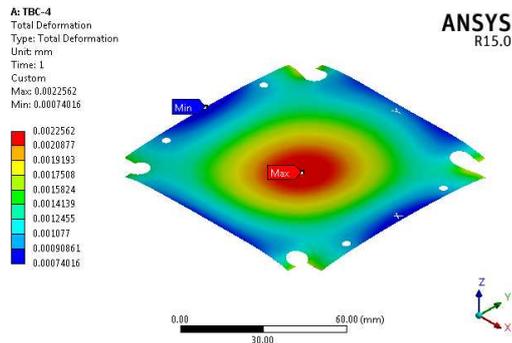
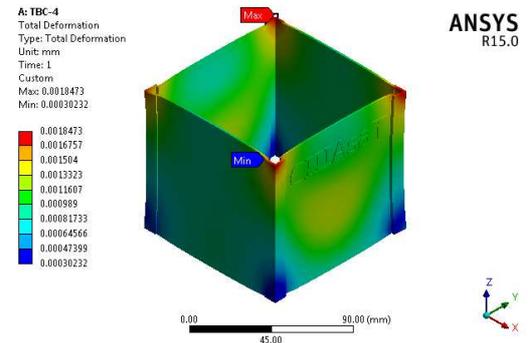


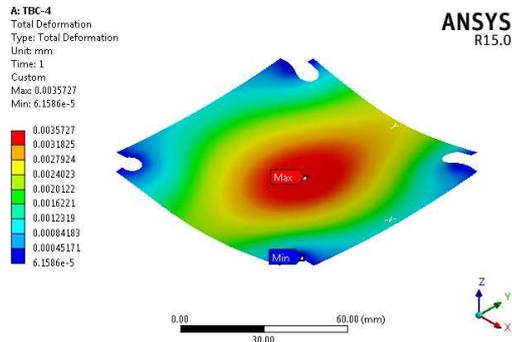
Figura 4.9. Deformación total del análisis estático. (Continúa...)



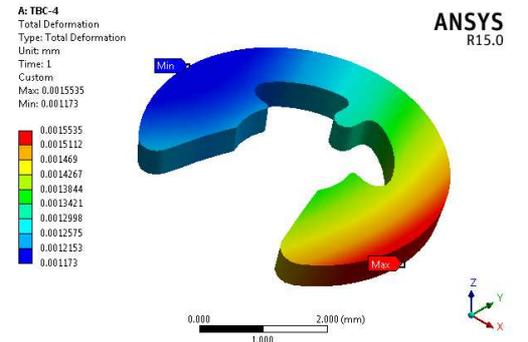
(c) Deformación total – TBC +Z



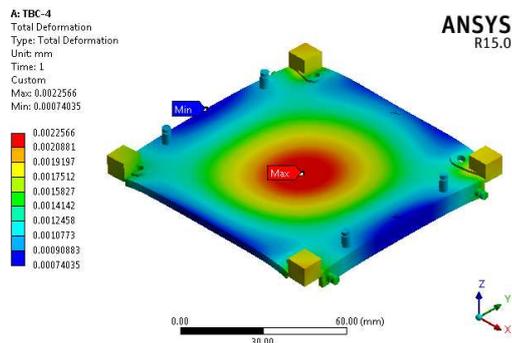
(g) Deformación total – Cuerpo



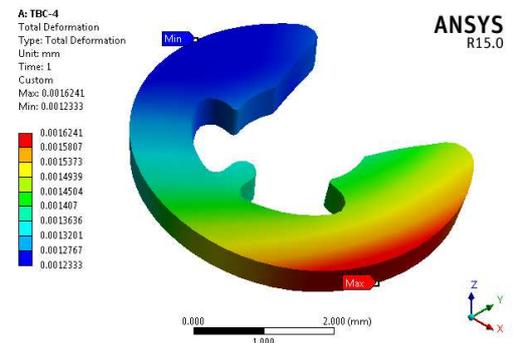
(d) Deformación total – TBC -Z



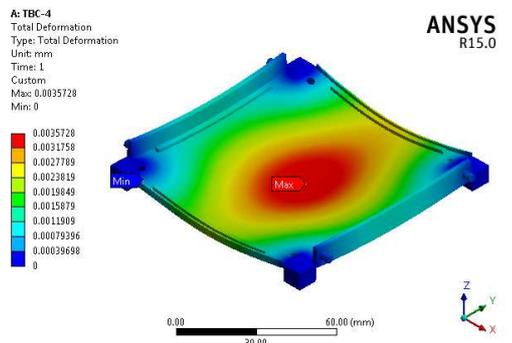
(h) Deformación total – Seeger 1.



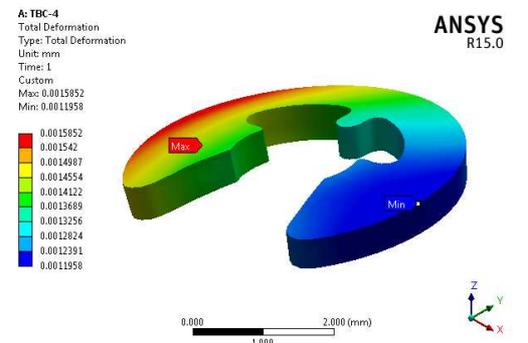
(e) Deformación total - Plato superior.



(i) Deformación total – Seeger 2.

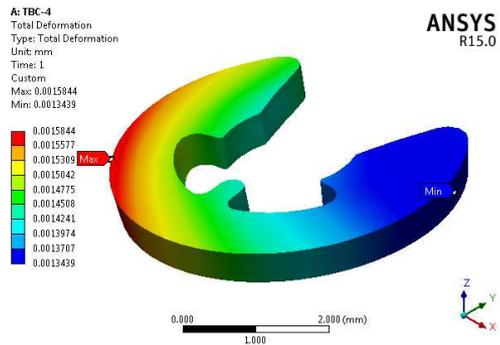


(f) Deformación total – Plato inferior.

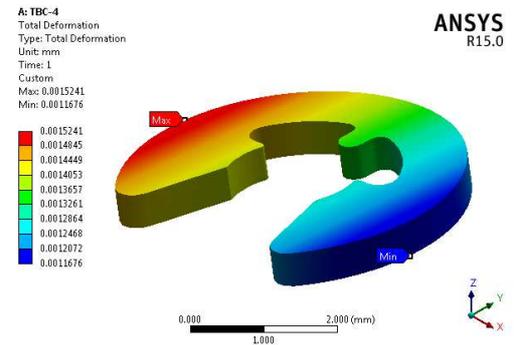


(j) Deformación total – Seeger 3.

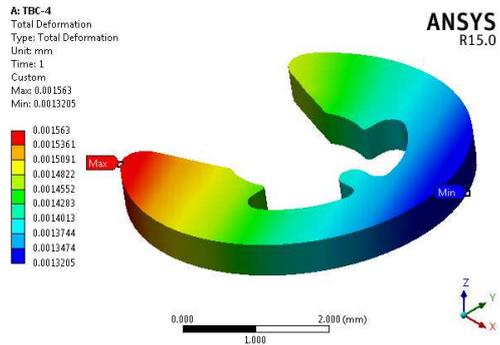
Figura 4.9. Deformación total del análisis estático. (Continúa...)



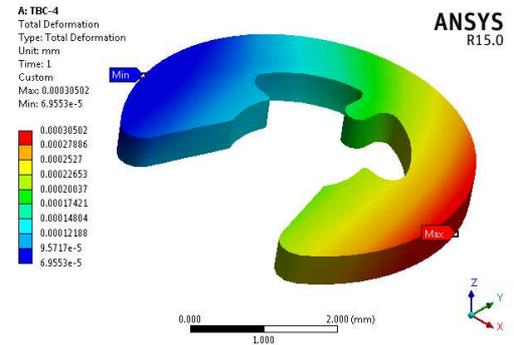
(k) Deformación total – Seeger 4



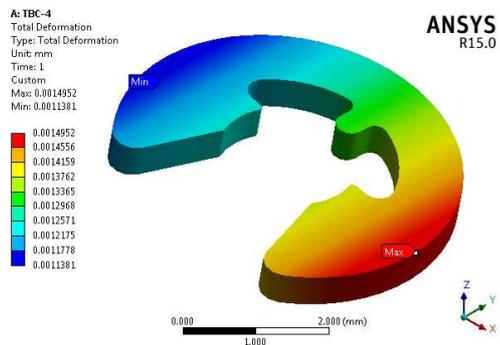
(o) Deformación total – Seeger 8.



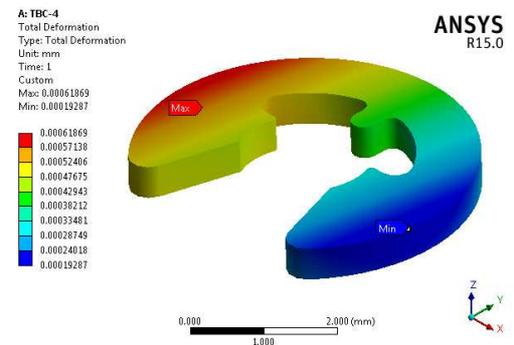
(l) Deformación total – Seeger 5



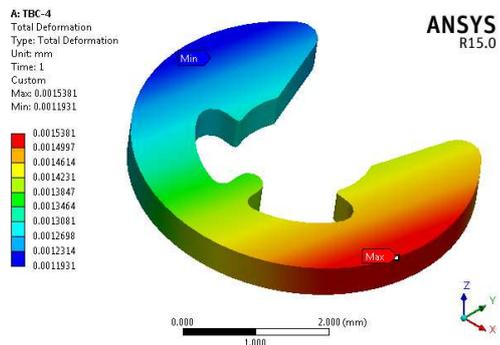
(p) Deformación total – Seeger 9.



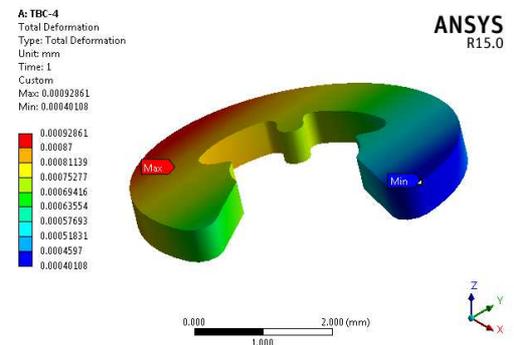
(m) Deformación total – Seeger 6.



(q) Deformación total – Seeger 10.

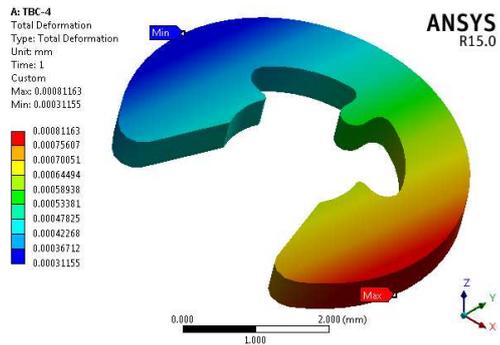


(n) Deformación total – Seeger 7.

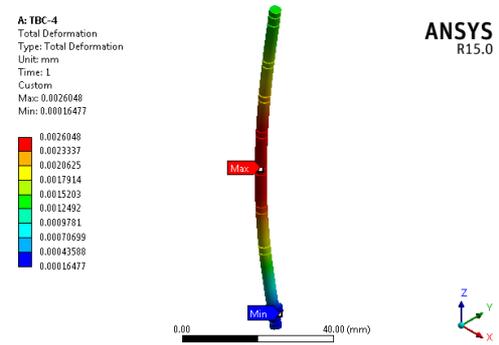


(r) Deformación total – Seeger 11.

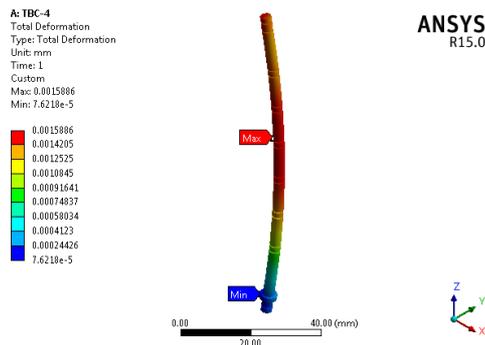
Figura 4.9. Deformación total del análisis estático. (Continúa...)



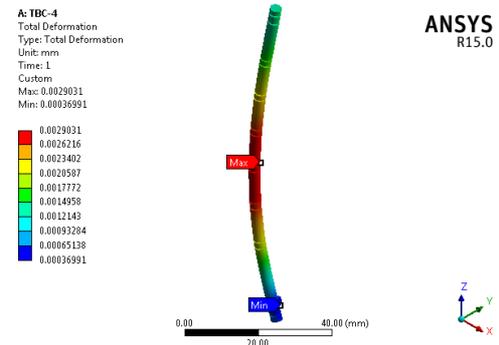
(s) Deformación total – Seeger 12.



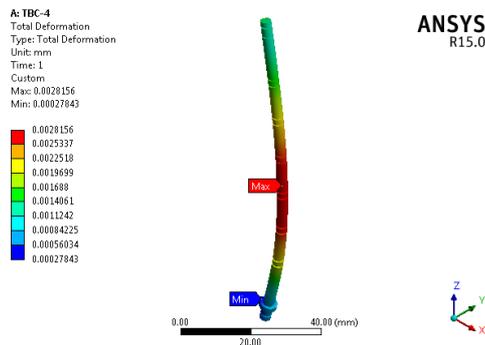
(v) Deformación total – Integrador 3.



(t) Deformación total – Integrador 1.



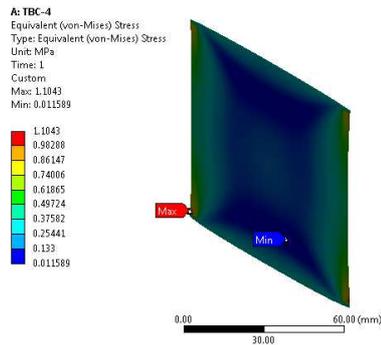
(w) Deformación total – Integrador 4.



(u) Deformación total – Integrador 2.

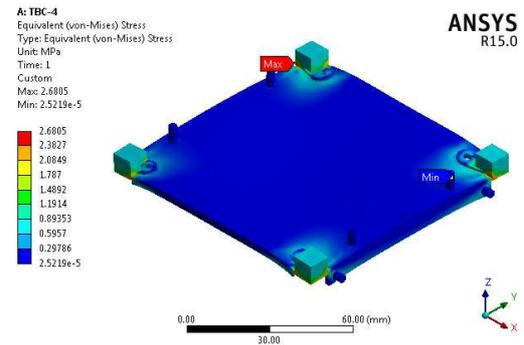
Figura 4.9. Deformación total del análisis estático.

Con respecto a los esfuerzos particulares equivalentes de von-Mises obtenidos, para cada pieza del conjunto estructural (figura 4.10), se detectó que el seeger 2 es el que posee el esfuerzo equivalente máximo, con respecto a toda la estructura, con un valor de 6.6769 MPa (figura 4.10.i), y el esfuerzo equivalente mínimo se presenta en el seeger 11, con un valor de 0.07414 MPa (figura 4.10.r). Estos valores de esfuerzos equivalentes no causan daños estructurales.



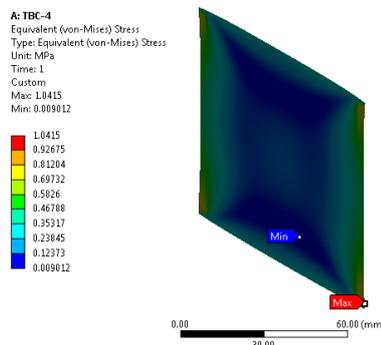
(a) Esfuerzo equivalente – TBC +Y.

ANSYS  
R15.0



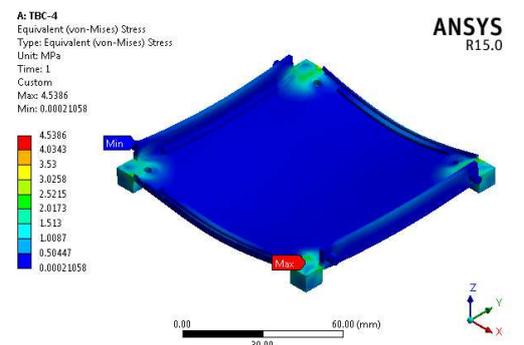
(e) Esfuerzo equivalente – Plato superior.

ANSYS  
R15.0



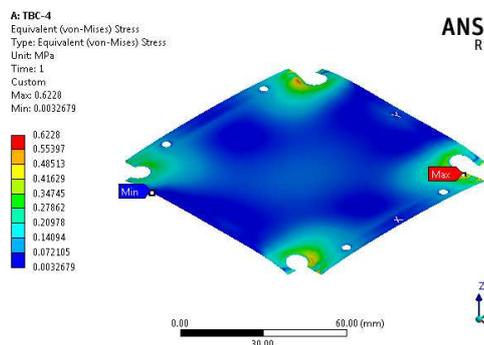
(b) Esfuerzo equivalente – TBC -Y.

ANSYS  
R15.0



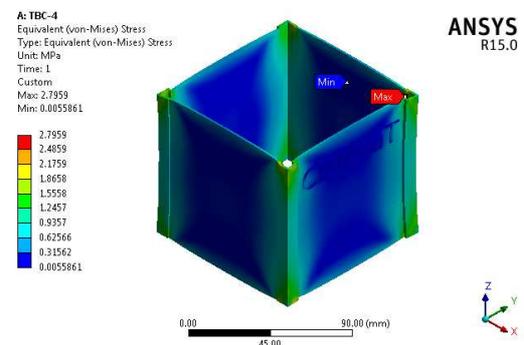
(f) Esfuerzo equivalente – Plato inferior.

ANSYS  
R15.0



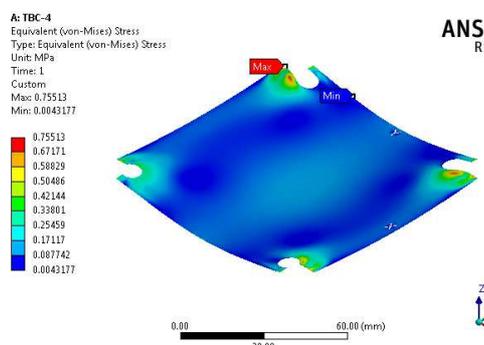
(c) Esfuerzo equivalente – TBC +Z.

ANSYS  
R15.0



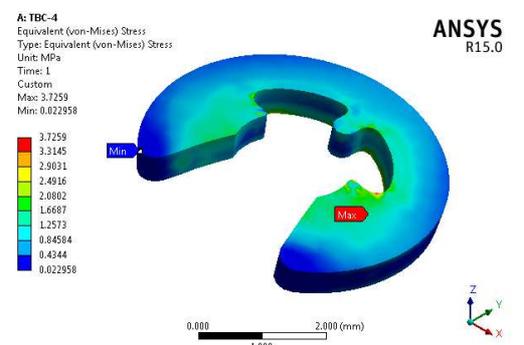
(g) Esfuerzo equivalente – Cuerpo.

ANSYS  
R15.0



(d) Esfuerzo equivalente – TBC -Z

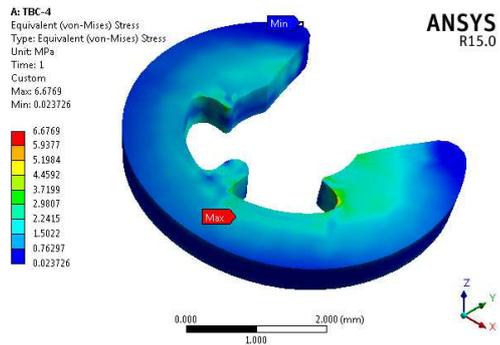
ANSYS  
R15.0



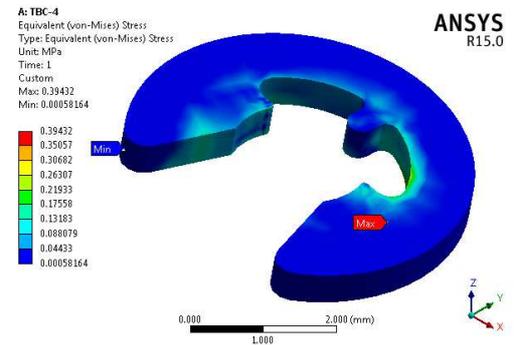
(h) Esfuerzo equivalente – Seeger 1.

ANSYS  
R15.0

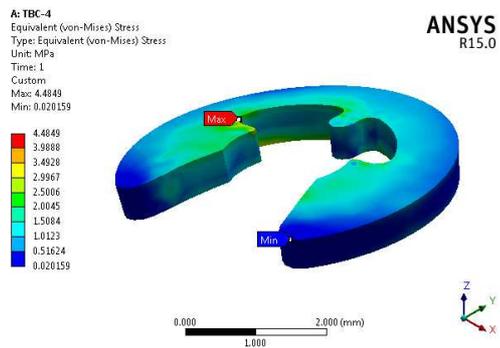
Figura 4.10. Esfuerzos equivalentes del análisis estático. (Continúa...)



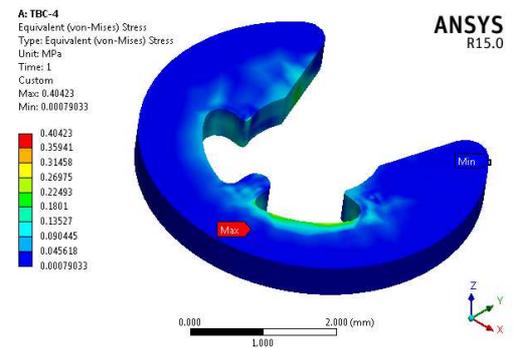
(i) Esfuerzo equivalente – Seeger 2.



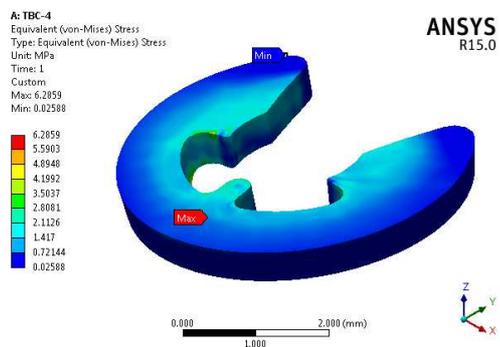
(m) Esfuerzo equivalente – Seeger 6.



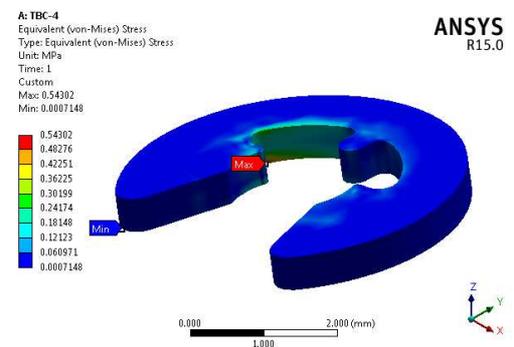
(j) Esfuerzo equivalente – Seeger 3.



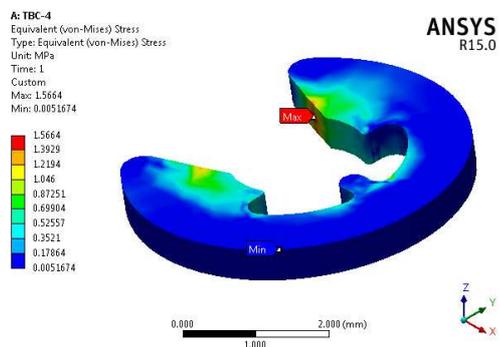
(n) Esfuerzo equivalente – Seeger 7.



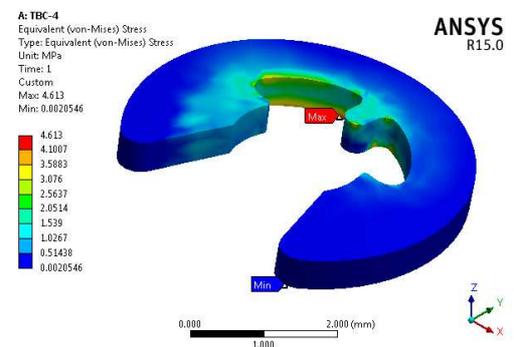
(k) Esfuerzo equivalente – Seeger 4.



(o) Esfuerzo equivalente – Seeger 8.

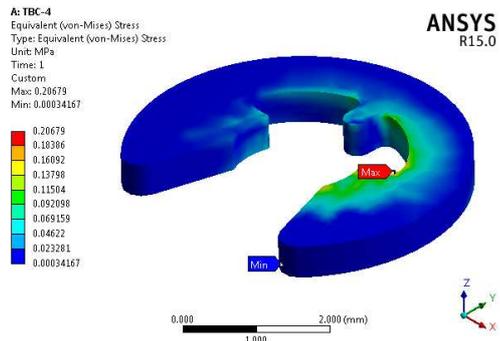


(l) Esfuerzo equivalente – Seeger 5.



(p) Esfuerzo equivalente – Seeger 9.

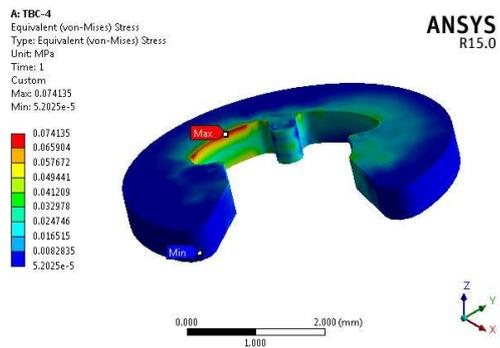
Figura 4.10. Esfuerzos equivalentes del análisis estático. (Continúa...)



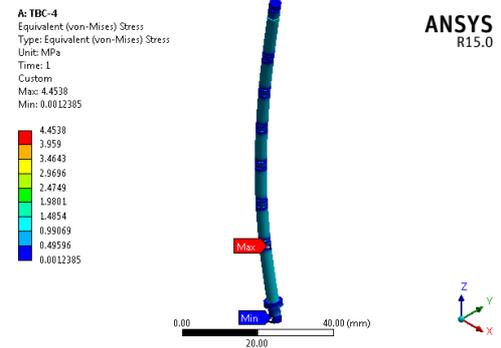
(q) Esfuerzo equivalente – Seeger 10.



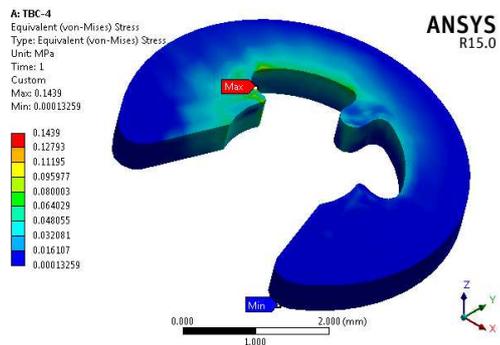
(u) Esfuerzo equivalente – Integrador 2.



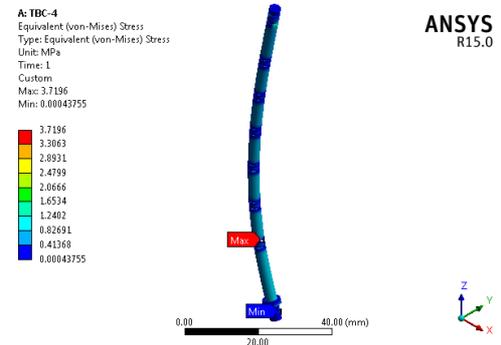
(r) Esfuerzo equivalente – Seeger 11.



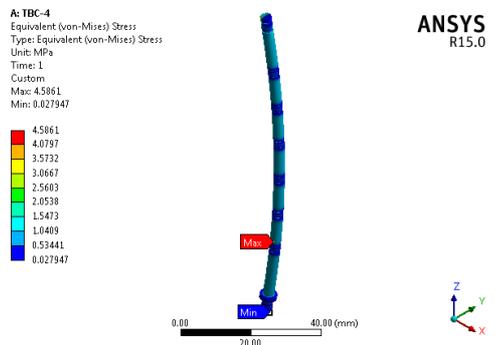
(v) Esfuerzo equivalente – Integrador 3.



(s) Esfuerzo equivalente – Seeger 12.



(w) Esfuerzo equivalente – Integrador 4.



(t) Esfuerzo equivalente. – Integrador 1.

Figura 4.10. Esfuerzos equivalentes del análisis estático.

El esfuerzo cortante máximo particular obtenido para los diferentes componentes estructurales se presentan en la figura 4.11. Por lo que se observa que el esfuerzo cortante máximo superior se detectó en el anillo seeger 2 (figura 4.11.i), con un valor de 3.8485 MPa. De la misma manera, es en este componente, donde se encuentra localizado el esfuerzo equivalente máximo. Esto es debido a que, el esfuerzo equivalente de von-Mises depende de los esfuerzos cortantes y de los esfuerzos normales del punto en estudio [36]. Por lo tanto, en relación con la teoría del esfuerzo cortante máximo descrita por la ecuación (2.19), se obtuvo un factor de seguridad mayor a 15, por lo que la estructura CIIIAsaT posee un alto desempeño estructural para estos esfuerzos. También es necesario señalar, que el componente que menos se ve afectado por los esfuerzos cortantes es el anillo seeger 11 (figura 4.11.r), con un valor de esfuerzo que no sobrepasa los 0.04267 MPa.

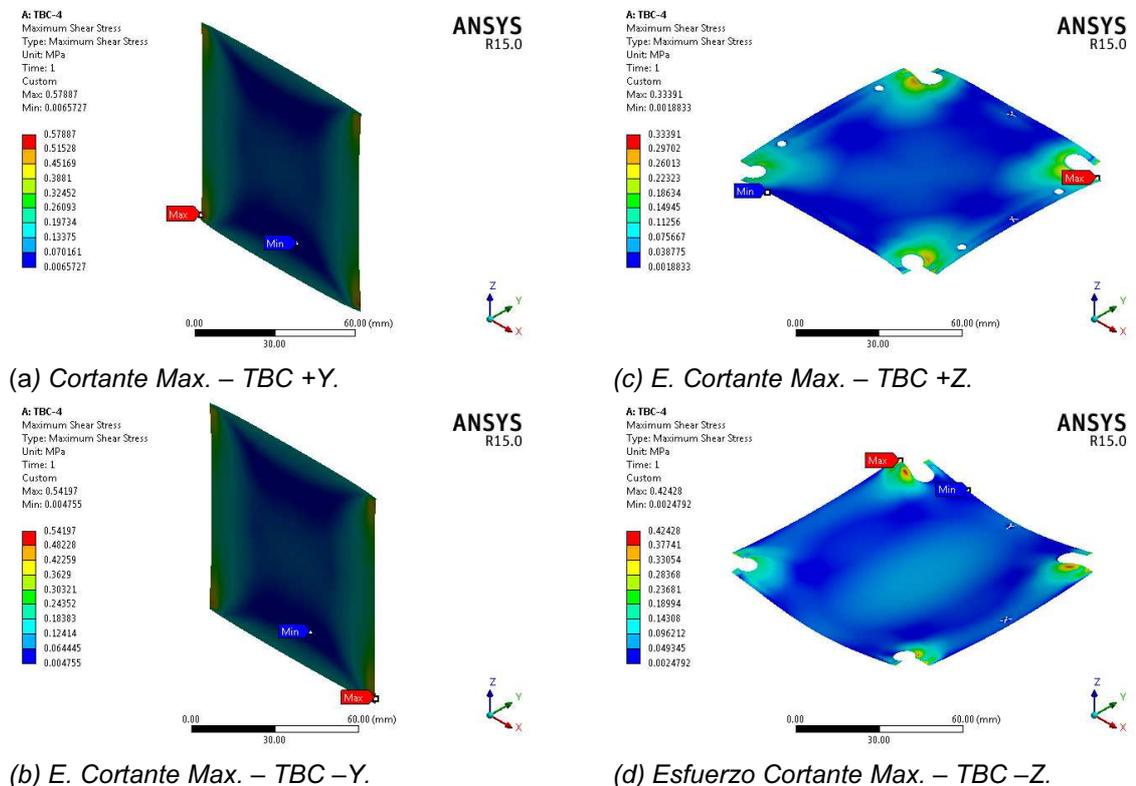
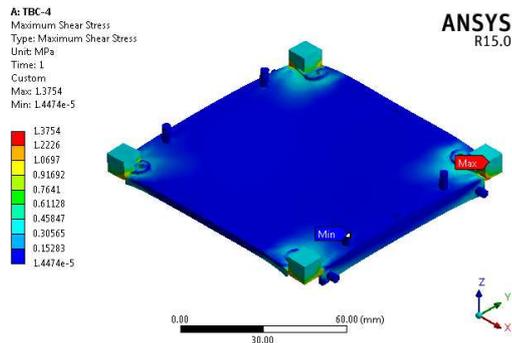
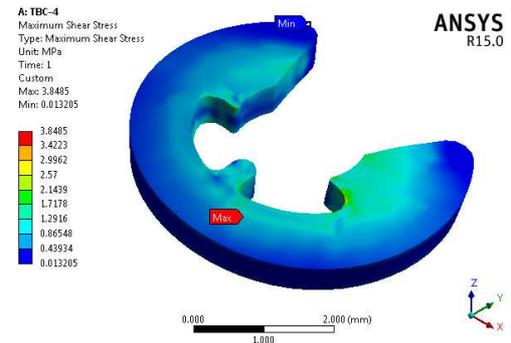


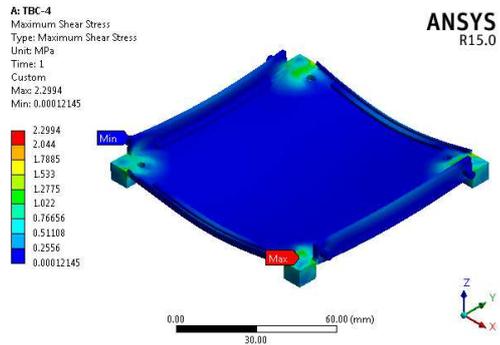
Figura 4.11. Esfuerzo cortante máximo del análisis estático. (Continúa...)



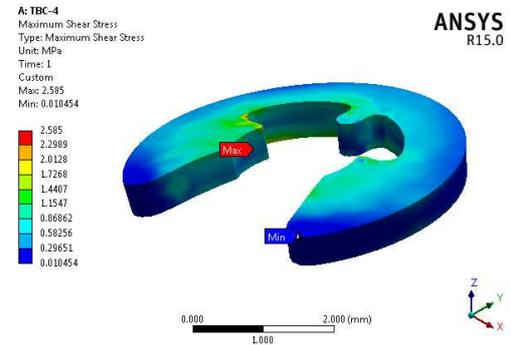
(e) Esfuerzo Cortante Max. -Plato superior.



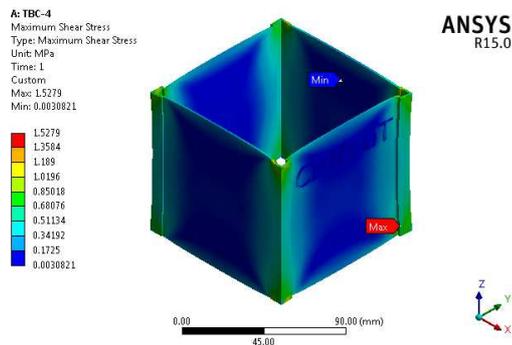
(i) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 2.



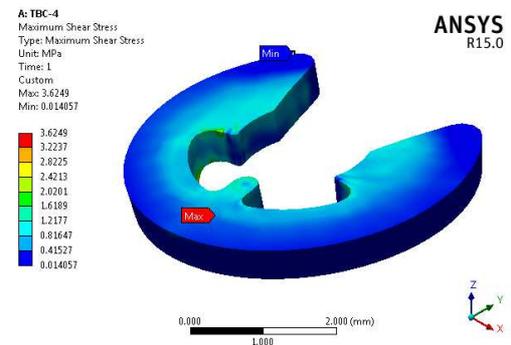
(f) Esfuerzo Cortante Max. – Plato inferior.



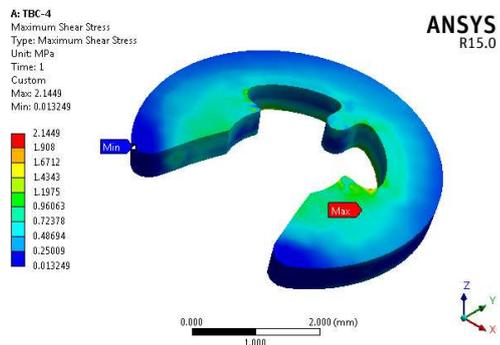
(j) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 3.



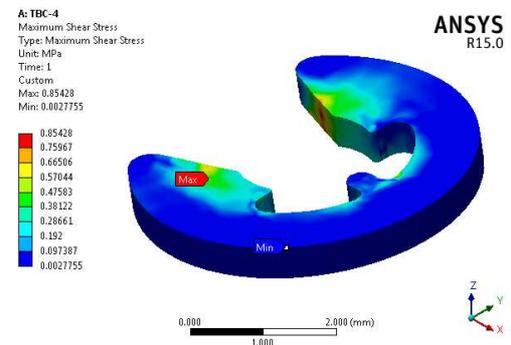
(g) E. Cortante Max. – Cuerpo.



(k) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 4.

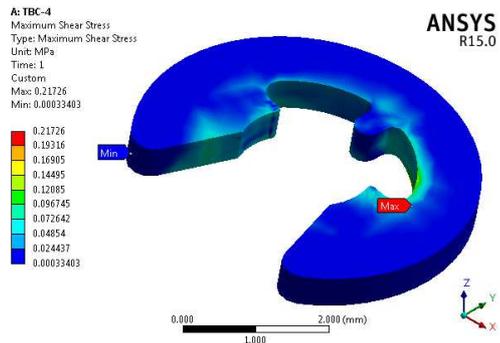


(h) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 1.

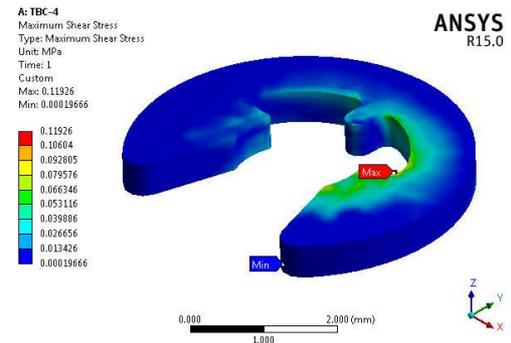


(l) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 5.

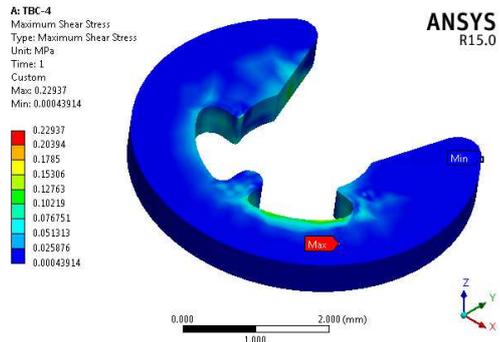
Figura 4.11. Esfuerzo cortante máximo del análisis estático. (Continúa...)



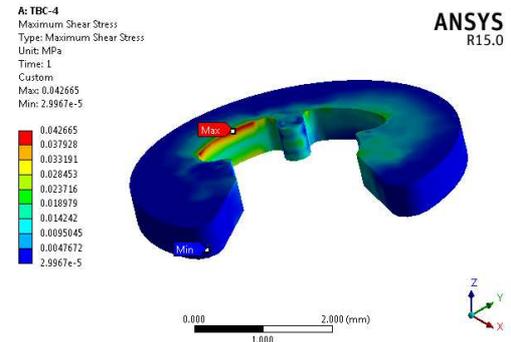
(m) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 6.



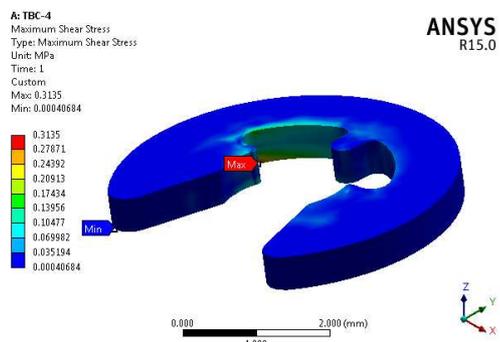
(q) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 10.



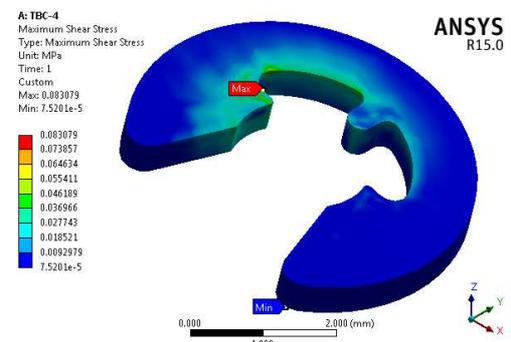
(n) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 7.



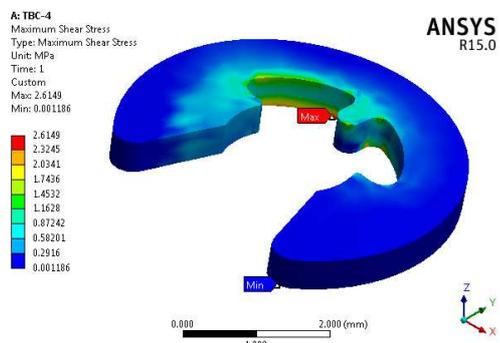
(r) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 11.



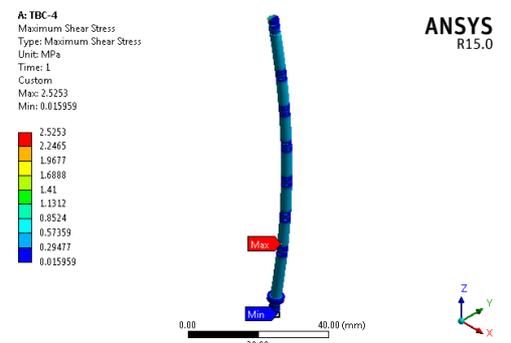
(o) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 8.



(s) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 12.

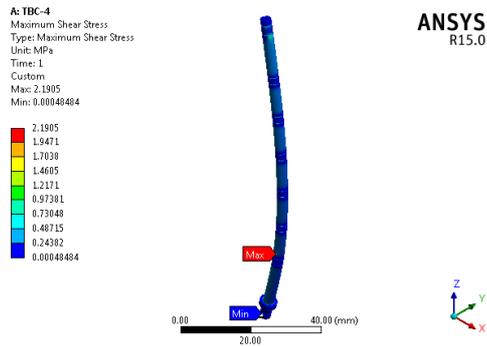


(p) Esfuerzo Cortante Max. – Seeger 9.

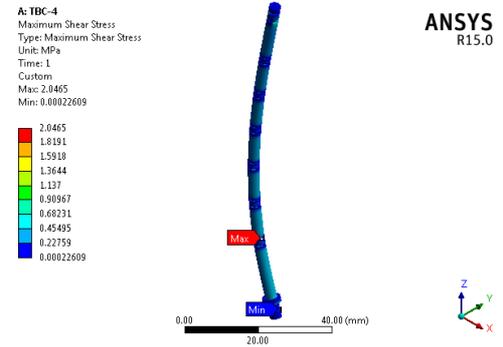


(t) Esfuerzo Cortante Max. – Integrador 1.

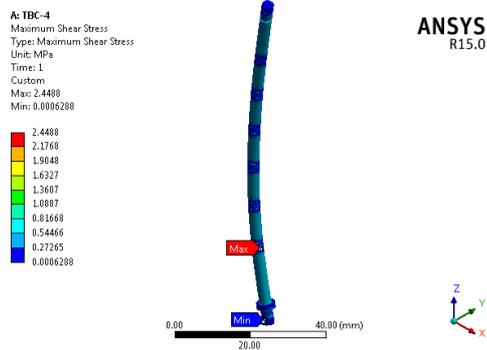
Figura 4.11. Esfuerzo cortante máximo del análisis estático. (Continúa...)



(u) Esfuerzo Cortante Max. – Integrador 2.



(w) Esfuerzo Cortante Max. – Integrador 4.



(v) Esfuerzo Cortante Max. – Integrador 3.

Figura 4.11. Esfuerzo cortante máximo del análisis estático.

Esto implica que, los resultados particulares obtenidos en el diseño estático de la estructura se registran en la tabla 4.4, donde se enlistan los valores obtenidos en las figuras 4.9, 4.10 y 4.11, con la deformación total máxima, el esfuerzo equivalente y el esfuerzo cortante máximo de los 23 componentes que integran la estructura CIIIAsaT. Además, también se presenta los resultados obtenidos de la estructura sin recubrimiento de barrera térmica. Esta tabla esta ordenada de mayor a menor con referencia a los esfuerzos equivalente de von-Mises. Por lo que al comparar el comportamiento estructural debido a las cargas estáticas aplicadas a la estructura sin recubrimiento, con la estructura con recubrimiento, se determinó que no existen diferencias significativas en los valores máximos de los parámetros estructurales estudiados.

Tabla 4.4. Resultados particulares del análisis estático.

Componente	Sin recubrimiento			Componente	Con recubrimiento		
	$\delta$ total (mm)	$\sigma_e$ (MPa)	$\tau$ max (MPa)		$\delta$ total (mm)	$\sigma_e$ (MPa)	$\tau$ max (MPa)
Seeger 2	0.0016204	6.64180	3.82910	Seeger 2	0.0016241	6.67690	3.84850
Seeger 4	0.0015808	6.27480	3.61910	Seeger 4	0.0015844	6.28590	3.62490
Seeger 9	0.0003021	4.66680	2.64400	Seeger 9	0.0003050	4.61300	2.61490
Eje integrador 1	0.0015785	4.57890	2.52130	Eje integrador 1	0.0015886	4.58610	2.52530
Plato inferior	0.0035773	4.52520	2.29330	Plato inferior	0.0035728	4.53860	2.29940
Eje integrador 3	0.0025987	4.44760	2.44540	Seeger 3	0.0015852	4.48490	2.58500
Seeger 3	0.0015817	4.43210	2.55810	Eje integrador 3	0.0026048	4.45380	2.44880
Eje integrador 2	0.0028112	3.98900	2.18730	Eje integrador 2	0.0028156	3.99480	2.19050
Eje integrador 4	0.0028999	3.71530	2.04410	Seeger 1	0.0015535	3.72590	2.14490
Seeger 1	0.0015503	3.69940	2.12860	Eje integrador 4	0.0029031	3.71960	2.04650
Cuerpo	0.0018452	2.80790	1.53180	Cuerpo	0.0018473	2.79590	1.52790
Plato superior	0.0022602	2.67210	1.37530	Plato superior	0.0022566	2.68050	1.37540
Seeger 5	0.0015601	1.58250	0.85936	Seeger 5	0.0015630	1.56640	0.85428
Seeger 8	0.0015222	0.55303	0.31928	TBC +Y	0.0015573	1.10430	0.57887
Seeger 7	0.0015363	0.41252	0.23356	TBC -Y	0.0014933	1.04150	0.54197
Seeger 6	0.0014934	0.40247	0.22111	TBC -Z	0.0035727	0.75513	0.42428
Seeger 10	0.0006167	0.20760	0.12193	TBC +Z	0.0022562	0.62280	0.33391
Seeger 12	0.0008096	0.14846	0.08571	Seeger 8	0.0015241	0.54302	0.31350
Seeger 11	0.0009268	0.07522	0.04329	Seeger 7	0.0015381	0.40423	0.22937
				Seeger 6	0.0014952	0.39432	0.21726
				Seeger 10	0.0006187	0.20679	0.11926
				Seeger 12	0.0008116	0.14390	0.08308
				Seeger 11	0.0009286	0.07414	0.04267

### 4.3.2 Análisis modal

En esta etapa de diseño, se determinaron las frecuencias naturales y las formas modales del diseño estructural del CIIIAsaT para un ancho de banda en frecuencia de hasta al menos 1.5 veces el valor máximo del espectro de respuesta al choque, es decir un ancho de banda de 0 Hz a 15000 Hz, por lo que se obtuvieron un total de 200 modos. Numero de modos suficientes para realizar los análisis dinámicos estructurales [85]. En la tabla 4.5, se registran las 6 primeras frecuencias modales obtenidas para la estructura CIIIAsaT, comparadas con las frecuencia modales de la estructura utilizada, en el trabajo de *King* para su sistema nanosatelital [86].

Tabla 4.5. Primeras 6 frecuencia modales de la estructura CIIIAsaT.

Modo	CIIIAsaT (Hz)	King (Hz)
1	979.14	898.7
2	1006.62	945.3
3	1042.95	981.6
4	1103.07	1013.0
5	1190.52	1077.0
6	1204.39	1216.0

Al comparar los resultados, se observa que existe una gran similitud en las frecuencias modales para ambas estructuras. Estas diferencias son mínimas y se debe a que la geometría y las propiedades de los materiales utilizados son distintos, pero se caracterizan por que ambas estructuras cumplen con el tamaño estándar de un CubeSat. Cabe destacar que las condiciones de frontera que se aplicaron a la estructura CIIIAsaT, en el análisis modal, fue la de apoyar fijamente las cuatro puntas inferiores de la estructura por su base. Eliminando así, los seis grados de libertad de estas puntas, de tal manera que el resto de la estructura se encuentra libre. La figura 4.12, muestra ordenadamente en base en, el factor de participación, las 26 formas modales principales obtenidas en la dirección X, siendo el modo 23 el que posee mayor factor de participación modal, para esta dirección, y el modo 92, el de menor participación modal.

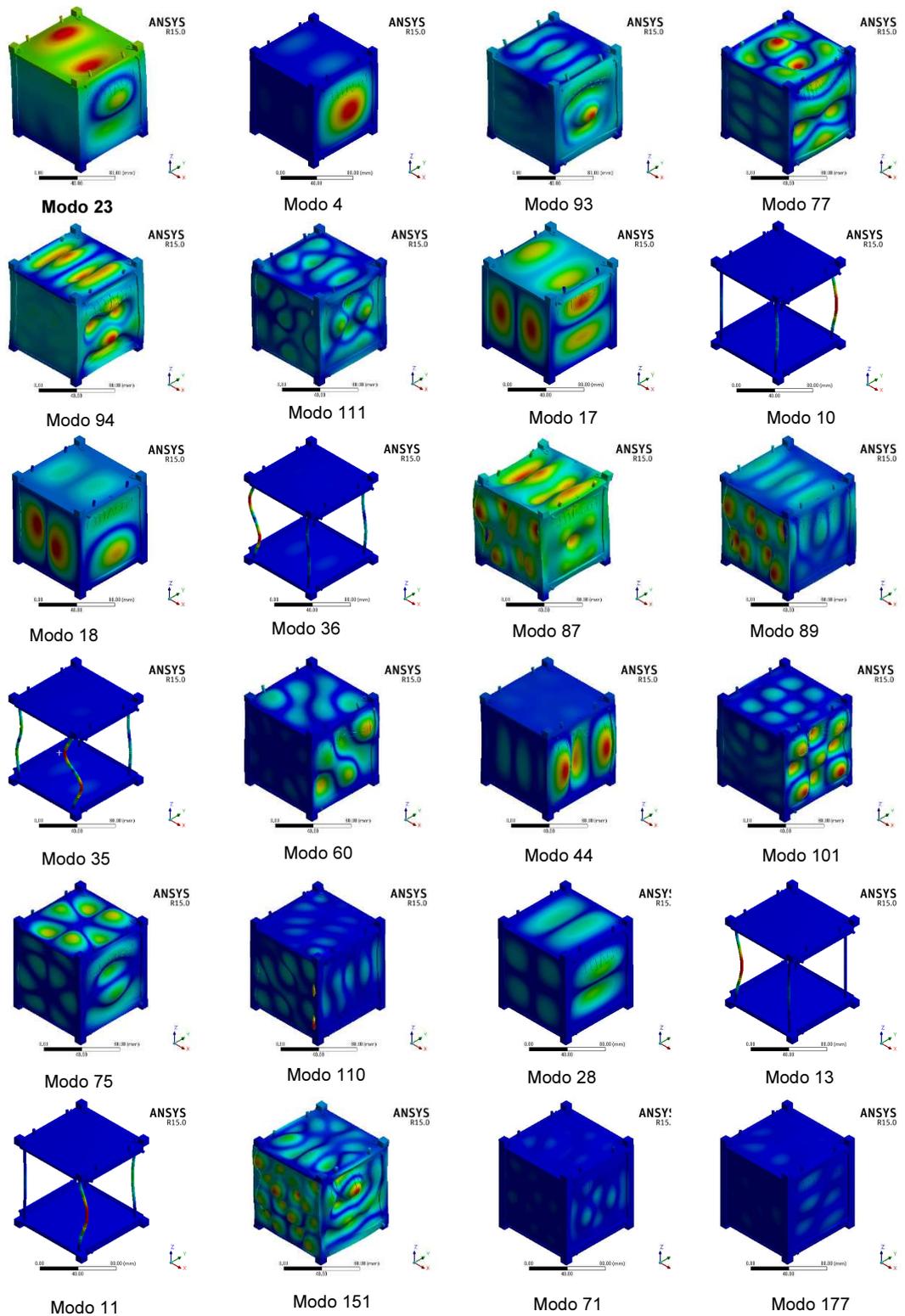


Figura 4.12. Formas modales en la dirección X de la estructura CIIIAsaT. (Continua...)

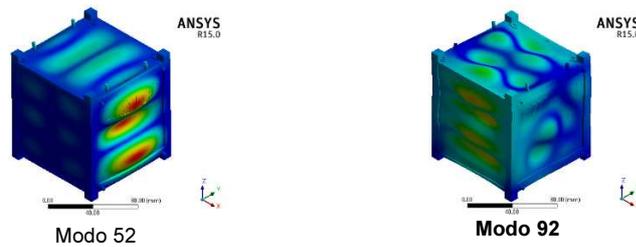


Figura 4.12. Formas modales en la dirección X de la estructura CIIIAsaT.

El estudio modal realizado al CIIIAsaT está representado por un sistema de análisis que incluye las propiedades del material y la geometría de cada uno de los componentes, además del tipo de contacto que existe entre estas [57]. Los contactos utilizados para los diferentes análisis dinámicos fueron: de fricción para los contactos entre el cuerpo y los platos, de igual forma para los contactos entre los anillos seeger y los platos. Así mismo, se utilizaron contactos de adherencia (bonded), entre los anillos seeger y los ejes integradores. Por lo que la determinación de los modos principales se ajustó al criterio de la masa efectiva y el factor de participación, según la ecuación (2.9). Una masa efectiva de alta eficacia, da lugar a una fuerza de reacción alta en la base, mientras que las formas modales con baja masa efectiva modal darán fuerzas de reacción bajas en la base de la estructura [39].

En la tabla 4.6, se registró las propiedades obtenidas de los modos principales en la dirección X. Cabe resaltar que para los 200 modos encontrados, solo 26 de ellos, son los que representan una masa efectiva total del 90.2415 %, con respecto a la masa total de la estructura CIIIAsaT con recubrimiento. Por lo que los 174 modos restantes representan el 9.7585 % de la masa total. Es por esto que no son importantes considerarlos en el diseño dinámico estructural del CIIIAsaT [34]. De acuerdo a lo anterior se calculó las formas y las frecuencias modales, tanto para la dirección Y, como para la dirección Z, excitadas por la base de la estructura, por los soportes fijos aplicados en las puntas inferiores del CIIIAsaT.

Tabla 4.6. Modos principales en la dirección X de la estructura CIIIAsaT.

<i>N° modo</i>	<i>Frecuencia (Hz)</i>	<i>Factor de participación</i>	<i>Masa efectiva (kg)</i>	<i>Relación de masa efectiva total (%)</i>
23	2527	3.041E-01	9.248E-02	3.545E+01
4	1103	2.240E-01	5.017E-02	1.923E+01
93	7595	1.187E-01	1.409E-02	5.401E+00
77	6237	8.819E-02	7.778E-03	2.982E+00
94	7793	8.797E-02	7.738E-03	2.966E+00
111	9120	7.975E-02	6.360E-03	2.438E+00
17	2088	7.947E-02	6.316E-03	2.421E+00
10	1231	7.925E-02	6.281E-03	2.408E+00
18	2116	6.963E-02	4.849E-03	1.859E+00
36	3263	6.791E-02	4.612E-03	1.768E+00
87	7231	6.780E-02	4.596E-03	1.762E+00
89	7276	6.740E-02	4.543E-03	1.741E+00
35	3233	5.541E-02	3.070E-03	1.177E+00
60	5598	5.398E-02	2.914E-03	1.117E+00
44	3937	4.728E-02	2.235E-03	8.568E-01
101	8129	4.575E-02	2.093E-03	8.024E-01
75	6150	4.319E-02	1.866E-03	7.153E-01
110	9082	3.937E-02	1.550E-03	5.943E-01
28	2983	3.911E-02	1.530E-03	5.864E-01
13	1247	3.901E-02	1.522E-03	5.833E-01
11	1232	3.887E-02	1.511E-03	5.791E-01
151	11746	3.852E-02	1.484E-03	5.689E-01
126	9608	3.664E-02	1.342E-03	5.146E-01
71	6033	3.618E-02	1.309E-03	5.019E-01
177	13343	3.403E-02	1.158E-03	4.439E-01
52	4516	3.178E-02	1.010E-03	3.873E-01
92	7545	3.143E-02	9.880E-04	3.788E-01
<b>TOTAL</b>			<b>0.235395</b>	<b>90.24158</b>

Las formas modales principales en la dirección Y, obtenidas para la estructura CIIIAsaT se presenta en la figura 4.13, ordenadas de mayor a menor con respecto a su factor de participación modal. Como seguimiento a las formas modales, es el modo 25 con una frecuencia natural de 2674 Hz, la que mayor masa efectiva excita. Por lo tanto, es la que mayor reacción genera en los apoyos fijos aplicados. Además se obtuvieron, 21 modos principales para completar un total de masa efectiva del 90 %.

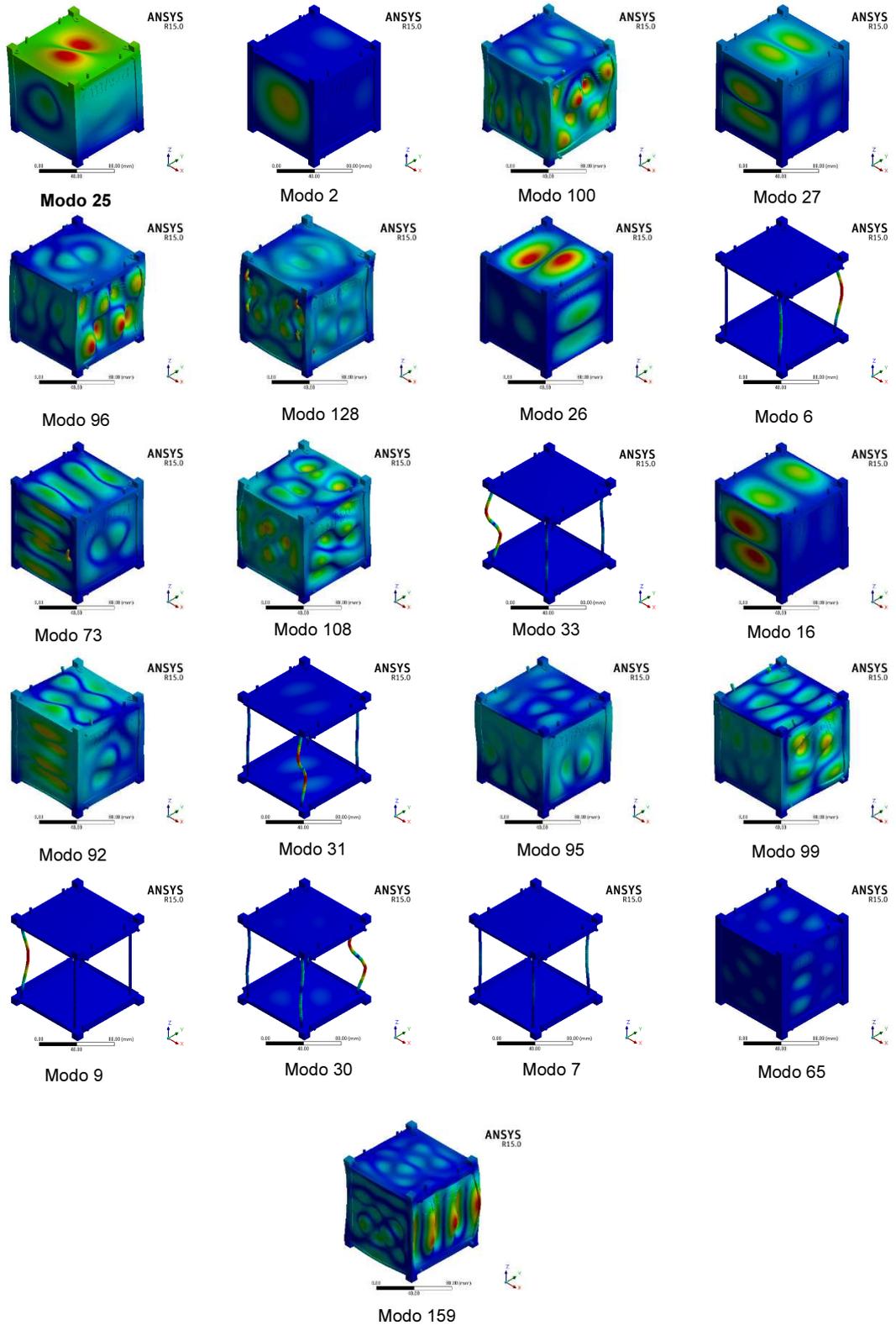


Figura 4.13. Formas modales en la dirección Y de la estructura CIIIAsaT

También se detectó que hay modos que excitan a los ejes integradores, más que al cuerpo y los platos. De tal manera que se solo, se verá el movimiento de los ejes integradores, como se muestra en las formas modales: 6, 33, 31, 9, 30, 7 de la figura 4.13. Es por esta razón, que se quitó el cuerpo con el fin de apreciar las características dinámicas de estas formas modales. Las propiedades de los modos principales encontrados en la dirección Y, se muestra en la tabla 4.7. Por lo que se obtuvo una masa total efectiva de 0.234845 kg, correspondiente al 90.031 % de la masa total de la estructura, en 21 modos.

Tabla 4.7. Modos principales en la dirección Y de la estructura CIIIAsaT.

<i>N° modo</i>	<i>Frecuencia (Hz)</i>	<i>Factor de participación</i>	<i>Masa efectiva (kg)</i>	<i>Relación de masa efectiva total (%)</i>
25	2674	3.105E-01	9.644E-02	3.697E+01
2	1007	2.118E-01	4.485E-02	1.719E+01
100	8018	1.535E-01	2.355E-02	9.029E+00
27	2774	1.099E-01	1.209E-02	4.634E+00
96	7840	1.038E-01	1.076E-02	4.127E+00
128	9711	7.856E-02	6.172E-03	2.366E+00
26	2682	7.242E-02	5.244E-03	2.011E+00
6	1204	7.001E-02	4.901E-03	1.879E+00
73	6099	5.956E-02	3.547E-03	1.360E+00
108	8998	5.602E-02	3.138E-03	1.203E+00
33	3200	5.426E-02	2.944E-03	1.128E+00
16	1972	5.151E-02	2.653E-03	1.017E+00
92	7545	5.065E-02	2.565E-03	9.834E-01
31	3155	5.000E-02	2.500E-03	9.582E-01
95	7815	4.729E-02	2.236E-03	8.573E-01
99	7937	4.636E-02	2.149E-03	8.238E-01
9	1226	4.515E-02	2.038E-03	7.814E-01
30	3122	4.507E-02	2.031E-03	7.787E-01
7	1207	4.454E-02	1.983E-03	7.604E-01
65	5856	4.062E-02	1.650E-03	6.325E-01
159	12243	3.751E-02	1.407E-03	5.393E-01
<b>TOTAL</b>			<b>0.234845</b>	<b>90.03056</b>

De la misma manera se obtuvo las formas modales en la dirección Z, con respecto al marco de referencia global (figura 4.14). Obteniendo un total de 10 modos. Siendo los modos 80 y 5 los que poseen mayor factor de participación

dinámica. Es necesario señalar, que la dirección de excitación mas notable para un lanzamiento, es la dirección vertical Z, que es paralelo a la dirección de lanzamiento [37, 55].

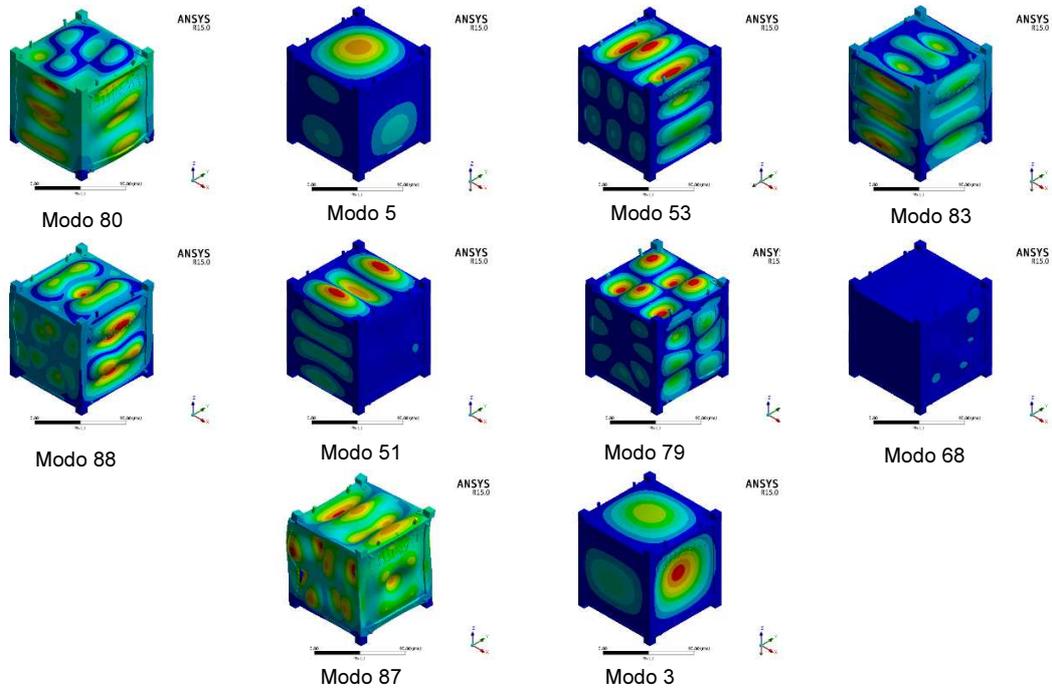


Figura 4.14. Formas modales en la dirección Z de la estructura CIIIAsaT.

Así mismo se observa, que los modos 80 y 5, representan el 54.2 % de la masa efectiva total, para las frecuencias naturales de 6489 Hz y 1191 Hz respectivamente. En la tabla 4.8, se enlistan las características de los modos principales en la dirección Z, para la estructura CIIIAsaT. De donde resulta una masa efectiva total excitada, para esta dirección de 0.23479 Kg, que corresponde al 90 % de la masa total de la estructura CIIIAsaT.

Como se mostró en las tablas 4.6, 4.7 y 4.8, las frecuencias naturales se clasificaron de acuerdo a los valores de las masas efectivas de mayor a menor para todas las formas modales en cada dirección de excitación (X, Y, y Z). Siendo Z la dirección longitudinal, mientras que X y Y, fueron las direcciones laterales [34]. Cabe destacar que los modos encontrados para las diferentes direcciones fueron excitadas para el mismo ancho de banda (0 Hz – 15000 Hz).

Tabla 4.8. Modos principales en la dirección Z.

N° modo	Frecuencia (Hz)	Factor de participación	Masa efectiva (kg)	Relación de masa efectiva total (%)
80	6489	3.217E-01	1.035E-01	3.967E+01
5	1191	1.947E-01	3.789E-02	1.453E+01
53	4754	1.549E-01	2.398E-02	9.194E+00
83	6808	1.459E-01	2.130E-02	8.164E+00
88	7267	1.354E-01	1.833E-02	7.027E+00
51	4474	1.225E-01	1.501E-02	5.753E+00
79	6424	8.629E-02	7.446E-03	2.854E+00
68	5960	5.868E-02	3.444E-03	1.320E+00
87	7231	4.918E-02	2.419E-03	9.273E-01
3	1043	3.853E-02	1.485E-03	5.692E-01
<b>TOTAL</b>			<b>0.234790</b>	<b>90.00973</b>

### 4.3.3 Análisis de respuesta armónica

El análisis de respuesta armónica se caracteriza por un movimiento oscilante sinusoidal. La frecuencia y la amplitud del movimiento se ajustaron de acuerdo al espectro especificado en la figura 4.15. La señal sinusoidal de excitación transmitida por la plataforma de lanzamiento en la base del CubeSat no supera el valor promedio de aceleración de 1 g, en la dirección Z, para un ancho de banda de 2 Hz a 100 Hz. Por lo cual, se utilizó para el análisis de repuesta armónica un factor de seguridad de 1.25 [8, 42].

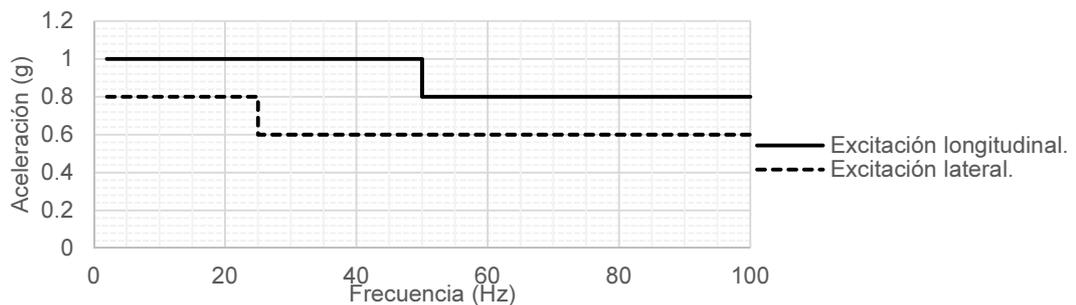


Figura 4.15. Excitación sinusoidal en la base del CubeSat [42].

El espectro de excitación sinusoidal, se aplicó a la base de la estructura, directamente en los elementos soportados fijamente, extendiendo el ancho de

banda a los 2000 Hz, ya que el primera frecuencia natural de la estructura es de 979.144 Hz, frecuencia que se sale del ancho de banda del espectro de excitación sinusoidal. Por lo que se obtuvieron, las propiedades dinámicas estructurales del CIIIAsaT, debido a esta carga. Conviene subrayar que estas cargas no afectan a la estructura primaria, ya que la aceleración aplicada es muy baja en comparación con las cargas de aceleración cuasi-estáticas y las cargas de espectro de respuesta. Por lo cual, solo se centró los estudios en la afectación que pueda causar en el recubrimiento de barrera térmica. Las características dinámicas obtenidas de deformación total, del recubrimiento de barrera térmica se muestran en la figura 4.16. Localizando una deformación total máxima, en la TBC  $-Z$  (figura 4.16.d), con un valor de 0.00020390 mm. Esta deformación es muy baja, y no afecta el recubrimiento debido a este tipo de cargas.

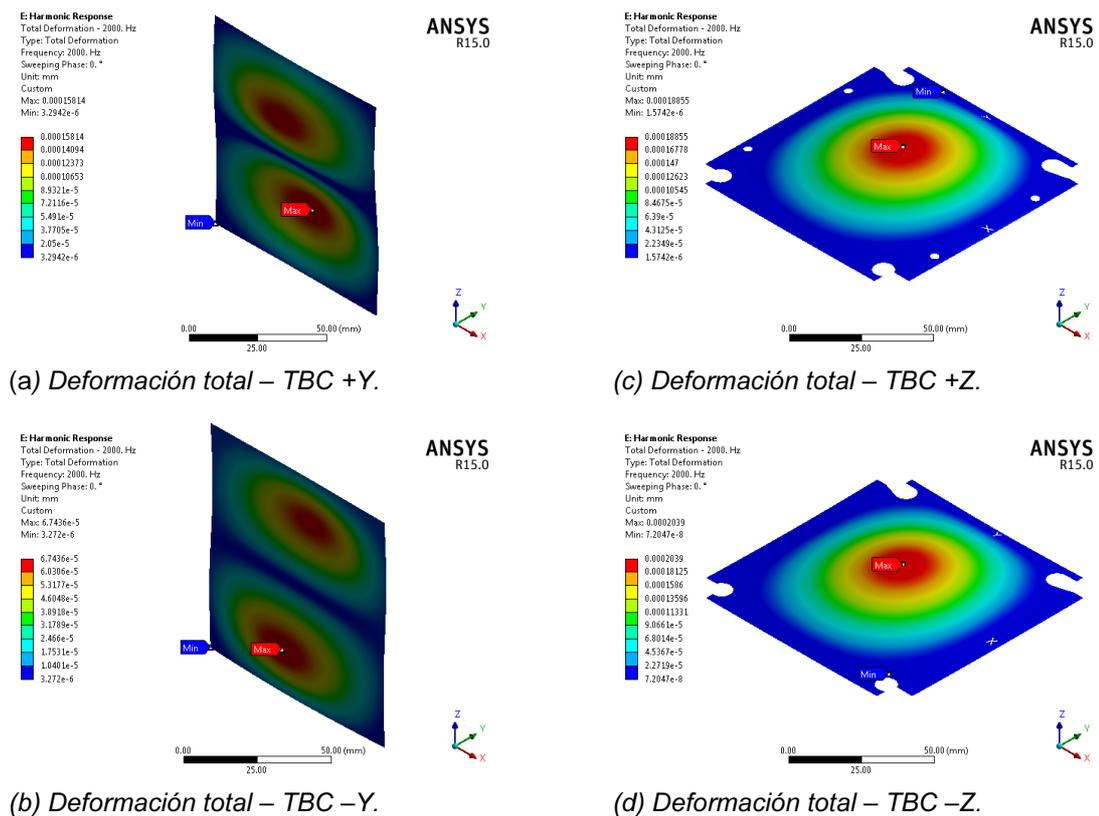


Figura 4.16. Deformación total TBC, del análisis de respuesta armónica.

Los esfuerzos equivalentes de von-Mises obtenidos, para el recubrimiento de barrera térmica se muestran en la figura 4.17. Se observó, que en la TBC +Y (figura 4.17.a), es donde se presentan los mayores esfuerzos equivalentes con un valor de 0.023788 MPa. Al comparar este valor en el modelo de falla de Soderberg descrito por la ecuación (2.22). Se observó que este esfuerzo es casi nulo para causar una falla del material protector y además, no supera el esfuerzo de adherencia que es de 40 GPa.

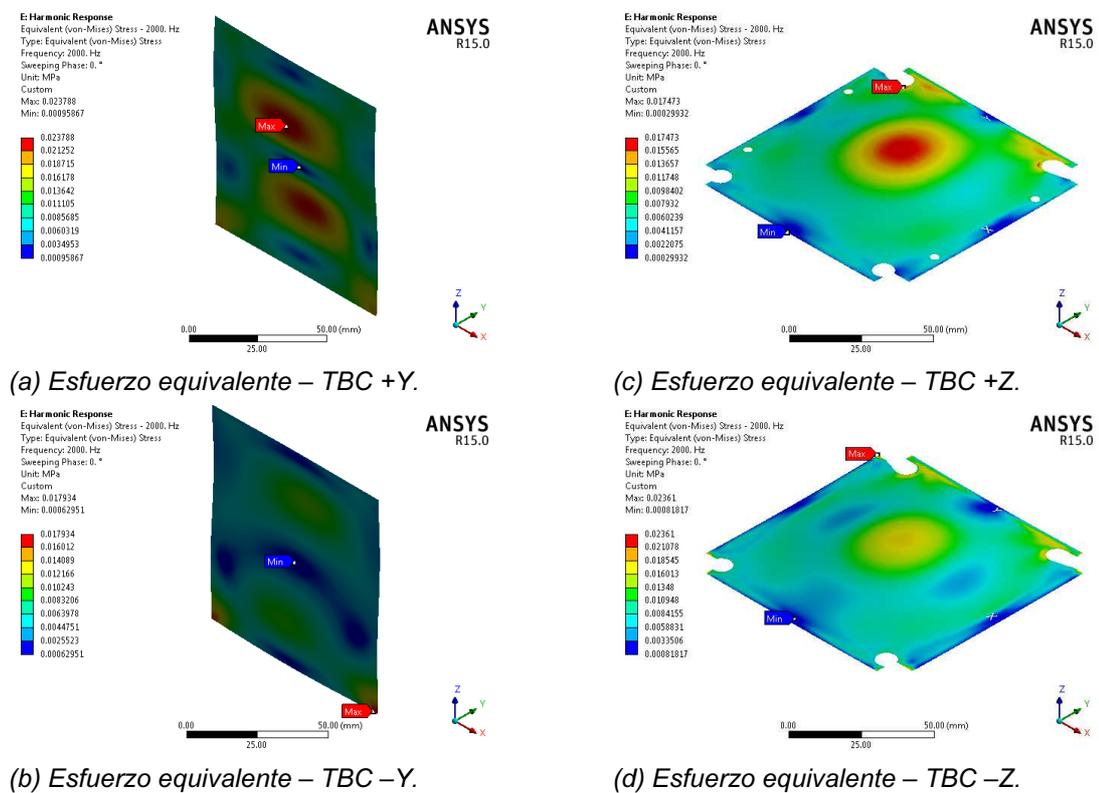


Figura 4.17. Esfuerzo equivalente TBC, del análisis de respuesta armónica.

Por consiguiente, los esfuerzos cortantes máximos del recubrimiento de barrera térmica se ilustran en la figura 4.18. Obteniendo así, un esfuerzo cortante máximo superior de 0.013711 MPa, localizado en la TBC +Y (figura 4.18.a). Este esfuerzo no causa ningún efecto en la resistencia de la capa protectora, por lo tanto ésta permanecerá íntegra al ser sometidas a las cargas de excitación sinusoidal.

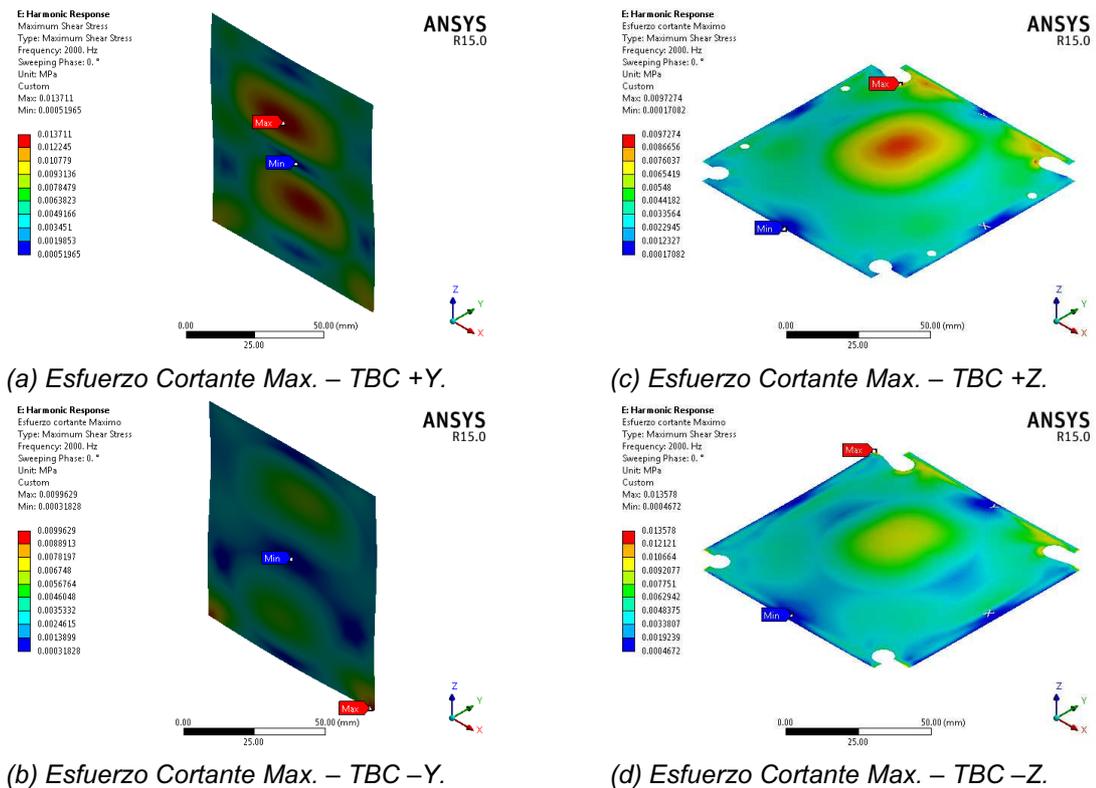


Figura 4.18. Esfuerzo cortante máximo TBC, análisis de respuesta armónica.

En relación con el análisis de respuesta armónica, la tabla 4.9 resume las características estructurales debido a las cargas sinusoidales. Lo que confirma, que este tipo de cargas mecánico-espaciales no producen ningún daño, que pueda atentar contra la integridad estructural durante el lanzamiento.

Tabla 4.9. Resultados de respuesta armónica

Componente	$\delta_{total}$	$\sigma_e$	$\tau_{m\acute{a}x}$
TBC +Y	0.00015814	0.023788	0.013711
TBC -Z	0.00020390	0.023610	0.013578
TBC -Y	0.00006744	0.017934	0.000996
TBC +Z	0.00018855	0.017473	0.009727

A continuación se presentan las gráficas, correspondientes a la respuesta en frecuencia de los esfuerzos normales, obtenidos en puntos centrados a las caras +Y, -Y, +Z y -Z de la estructura del CIIIAsaT, derivadas por la excitación sinusoidal. En consecuencia se tiene, que la respuesta en frecuencia y el ángulo de fase para la cara +Y, se ilustra en la figura 4.19.

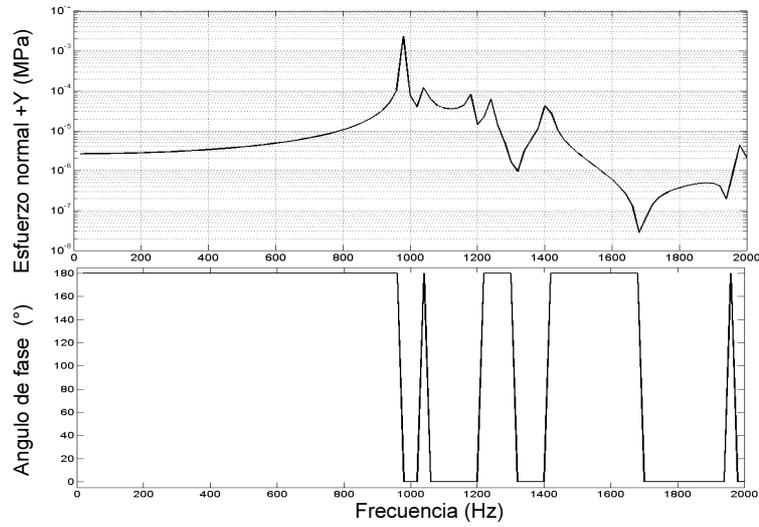


Figura 4.19. FRF en dirección Y del recubrimiento de barrera térmica +Y.

De donde resulta que la amplitud máxima, es un esfuerzo normal en la dirección Y de 0.00229 MPa a una frecuencia de 980 Hz. De igual manera, se observa el comportamiento dinámico de los esfuerzos para un ancho de banda de 0 Hz a los 2000 Hz, así como el ángulo de fase que existe entre la excitación de entrada y su respuesta. De igual manera la figura 4.20 muestra la FRF del punto -Y.

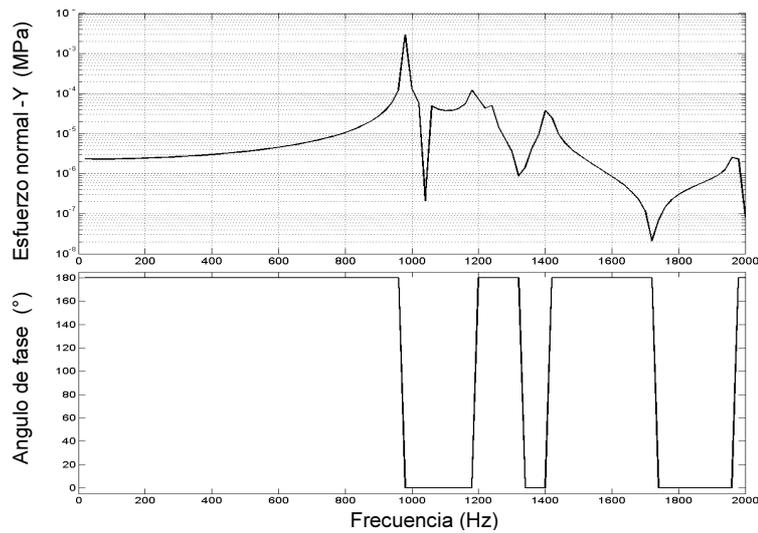


Figura 4.20. FRF en dirección Y del recubrimiento de barrera térmica -Y.

En la que se observa que la mayor amplitud es un esfuerzo normal de 0.00293 MPa a una frecuencia de 980 Hz. Así mismo, se encontró que la amplitud máxima para la FRF de la cara +Z, corresponde a un esfuerzo de 0.000329 MPa a una frecuencia de 1200 Hz, como lo muestra la figura 4.21.

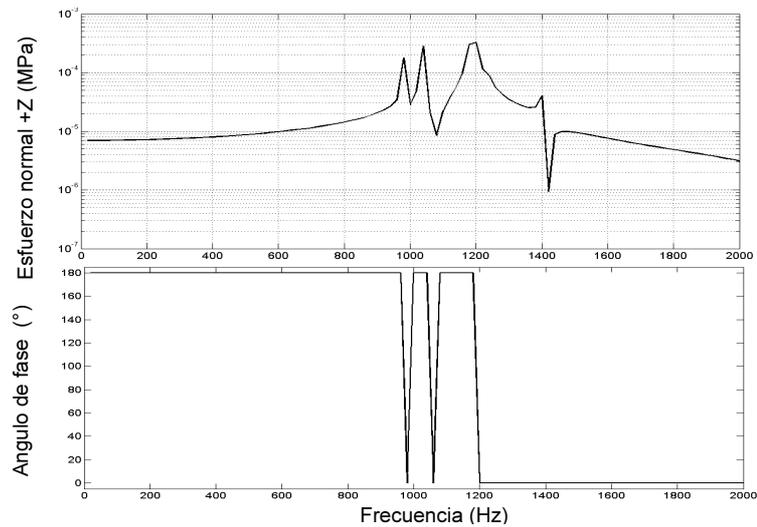


Figura 4.21. FRF en dirección Z del recubrimiento de barrera térmica +Z.

En base a la figura 4.22, se obtuvo una amplitud máxima correspondiente a un esfuerzo normal de 0.000341 MPa a una frecuencia de 1180 Hz, para la TBC -Z.

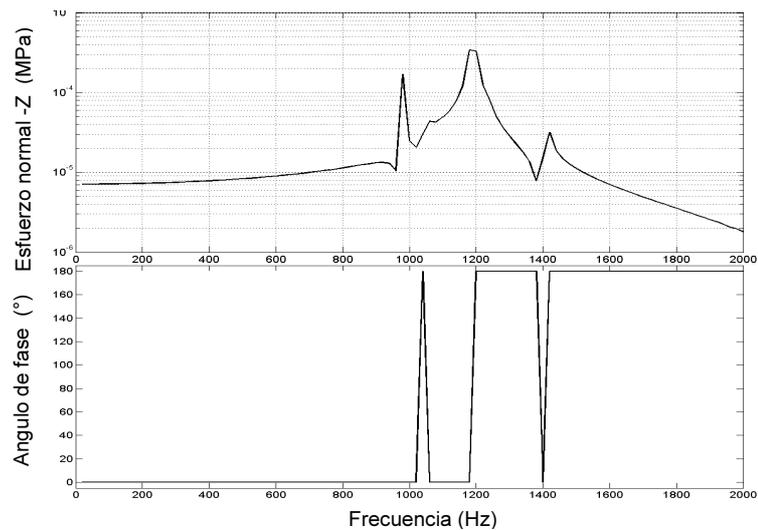


Figura 4.22. FRF en dirección Z del recubrimiento de barrera térmica -Z.

Las cuatro gráficas FRF, obtenidas en cada una de las caras donde se encuentra el recubrimiento, constituyen un modelo de respuesta dinámica del recubrimiento con respecto a la carga de excitación armónica (figura 4.15). Las frecuencias de resonancia que aquí se exponen son equivalentes a las frecuencias encontradas en el análisis modal correspondiente a la dirección Z del marco de referencia.

#### 4.3.4 Análisis de vibración aleatoria

Las cargas acústicas en el vehículo de lanzamiento son transformadas en vibraciones mecánicas que afectan al satélite en su base, en el manual de usuario de Ariane 5, las vibraciones mecánicas aleatorias no se especifican, esto es debido a que las cargas acústicas cubrirán las vibraciones mecánicas aleatorias, en general, estas cargas son especificadas por L/V Ariane 4, y se muestran en la tabla 4.10, siendo válidas para las pruebas de calificación [39].

Tabla 4.10. Espectro de aceleraciones para L/V Ariane

Frecuencia (Hz)	PSD (g <sup>2</sup> /Hz)	RMS (g)
30-150	+6 dB/Oct	
150-700	0.09	11
700-2000	-3 dB/Oct	

La información entregada por la tabla 4.10, equivale a la densidad espectral de vibración aleatoria. Se observó que es un espectro variable en banda de octava con un crecimiento de +6 dB/Oct, para un ancho de banda comprendido entre los 30 Hz – 150 Hz y un decrecimiento de -3 dB/Oct para el ancho de banda de los 700 Hz – 2000 Hz. Por lo que fue necesario calcular la excitación PSD, correspondientes a la frecuencias de 30 Hz y 2000 Hz, para construir por completo el espectro de aceleraciones. Con base en la siguiente ecuación, se tiene:

$$W(f_y) = W(f_{ref}) \left( \frac{f_y}{f_{ref}} \right)^{\frac{r}{3}} \quad (4.8)$$

$$W(f = 30) = W(f = 150) \left( \frac{30}{150} \right)^{\frac{6}{3}} = 0.09 \left( \frac{30}{150} \right)^2 = 0.0036 \text{ g}^2/\text{Hz}$$

$$W(f = 2000) = W(f = 700) \left( \frac{2000}{700} \right)^{-\frac{3}{3}} = 0.09 \left( \frac{2000}{700} \right)^{-1} = 0.0315 \text{ g}^2/\text{Hz}$$

Con estos resultados, se determinó la densidad espectral de aceleraciones de la figura 4.23. Por lo tanto, para calcular el valor de respuesta de raíz media cuadrática de la densidad de aceleración,  $\bar{R} = x_{rms}$ , se dividió el espectro en tres áreas.

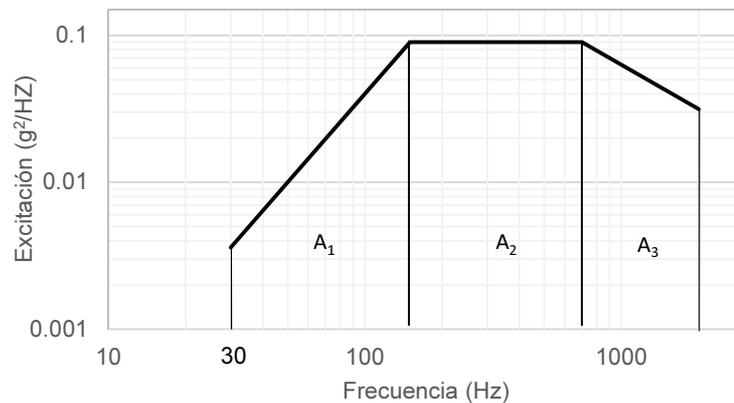


Figura 4.23. Densidad espectral de potencia para Ariane L/V.

De acuerdo con las expresiones siguientes, las áreas de la gráfica espectral de potencia, se calcularon de la siguiente manera:

$$A_1 = \frac{W_2 f_2}{n + 1} \left[ 1 - \left( \frac{f_1}{f_2} \right)^{n+1} \right]$$

$$A_2 = W_2 (f_3 - f_2) \tag{4.9}$$

$$A_3 = \frac{W_3 f_3}{m + 1} \left[ \left( \frac{f_4}{f_3} \right)^{m+1} - 1 \right], m < 0, m \neq -1$$

$$A_3 = W_3 f_3 \ln\left(\frac{f_4}{f_3}\right), m = -1$$

$$\text{Donde: } n = \frac{r_{1 \rightarrow 2}}{3}, m = \frac{r_{3 \rightarrow 4}}{3}$$

Reemplazando los valores conocidos en la ecuaciones (4.8), se obtiene:

$$n = \frac{6}{3} = 2, m = \frac{-3}{3} = -1$$

$$A_1 = \frac{W_2 f_2}{n + 1} \left[ 1 - \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^{n+1} \right] = \frac{0.09 \cdot 150}{2 + 1} \left[ 1 - \left(\frac{30}{150}\right)^{2+1} \right] = 4.464 \text{ g}^2$$

$$A_2 = W_2 (f_3 - f_2) = 0.09(700 - 150) = 49.5 \text{ g}^2$$

$$A_3 = W_3 f_3 \ln\left(\frac{f_4}{f_3}\right) = 0.09 \cdot 700 \ln\left(\frac{2000}{700}\right) = 66.138 \text{ g}^2$$

Por lo tanto, el valor de respuesta de raíz media cuadrática de la densidad de aceleraciones es:

$$\bar{R} = x_{rms} = \sqrt{4.464 + 49.500 + 66.138} = 10.9591 \approx 11 \text{ g rms}$$

Esto establece que la aceleración excedió los valores de un  $1 \sigma = 11 \text{ g}$ , durante el 32% del tiempo; para una aceleración de  $2 \sigma = 22 \text{ g}$ , durante el 4.6 % del tiempo y para una aceleración de  $3 \sigma = 33 \text{ g}$  durante el 0.27 % del tiempo. Por lo tanto, los resultados obtenidos de la resistencia dinámica estructural del CIIIAsaT debido a la excitación de vibración aleatoria, correspondientes a la deformación direccional Z, los esfuerzos equivalentes de von-Mises y la aceleración direccional Z, son mostrados en las figuras 4.24, 4.25 y 4.26, respectivamente. A su vez, estos resultados se resumen en la tabla 4.11.

Por tanto, la deformación direccional Z de los diferentes componentes que integran la estructura, se describen mediante las gráficas que se muestran en la figura 4.24. Siendo el plato inferior, el que presenta la máxima deformación en la dirección Z, con un valor de 0.019772 mm. Esta misma deformación se localiza

también en la TBC -Z, ya que, estos dos elementos comparten una misma superficie. Así mismo, el plato superior con la TBC +Z, de donde se obtiene una deformación direccional en este contacto de 0.017549 mm. Los componentes que menos se deforman son: la TBC +Y, la TBC -Y, el seeger 9, el eje integrador 1 con una deformación promedio de 0.00023797 mm. Esto se debe a la acción que existe, con los elementos, a los que se unen, generado una mayor resistencia a la deformación.

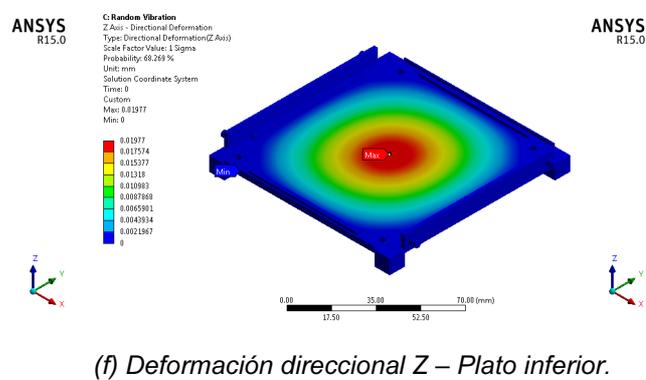
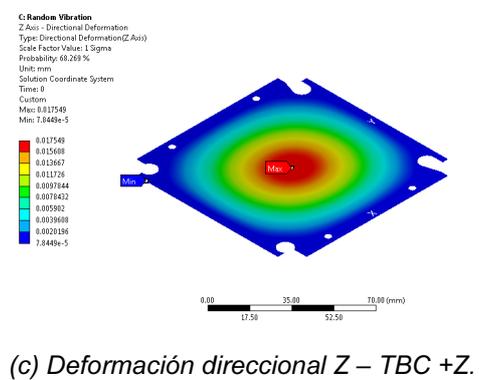
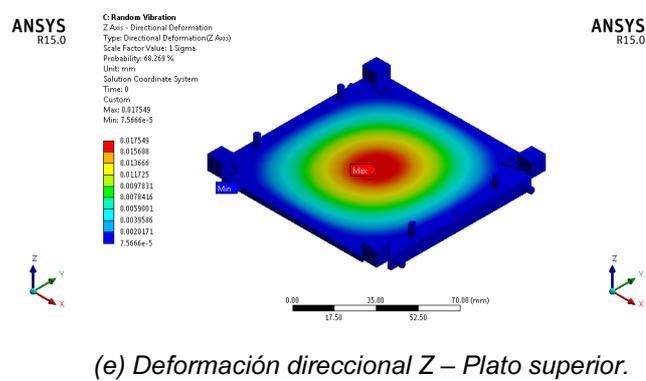
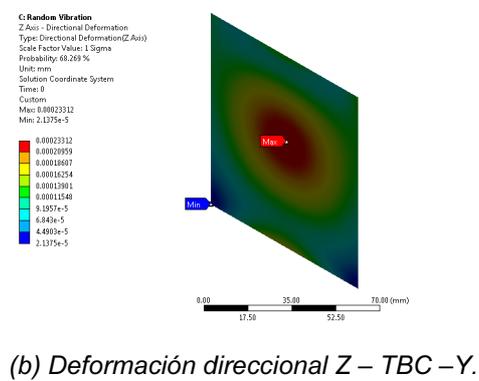
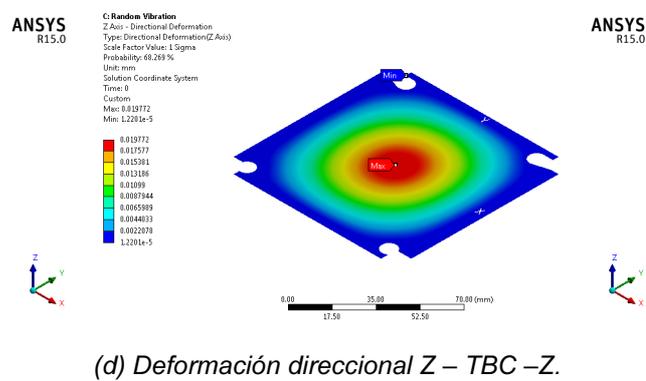
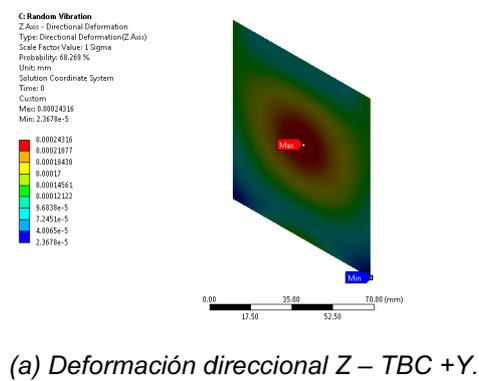
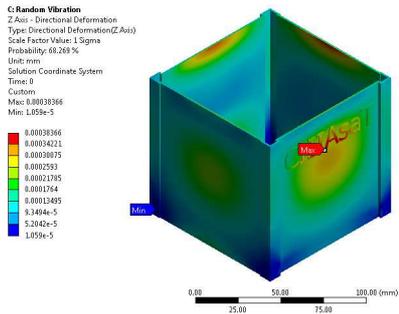
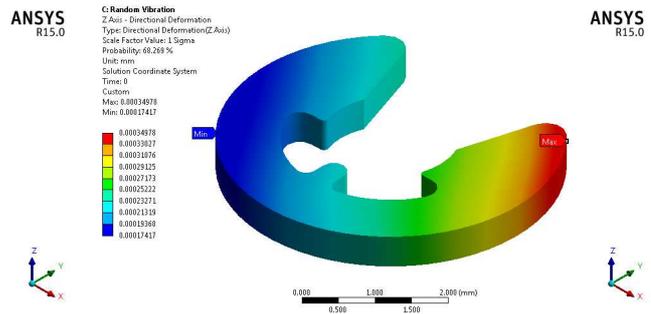


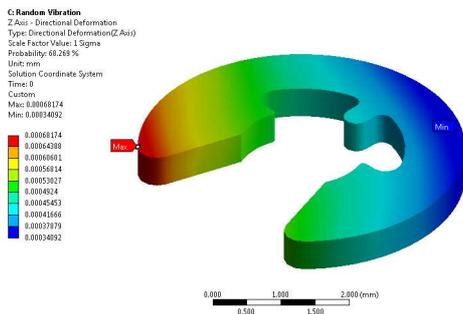
Figura 4.24. Deformación direccional Z del análisis de vibración aleatoria. (Continua...)



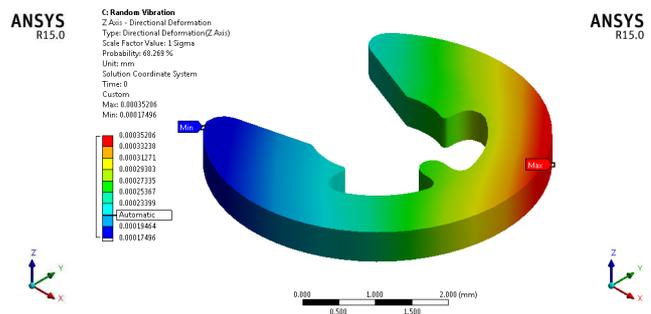
(g) Deformación direccional Z – Cuerpo.



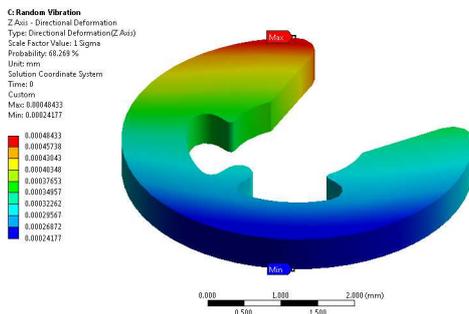
(k) Deformación Direccional Z – Seeger 4.



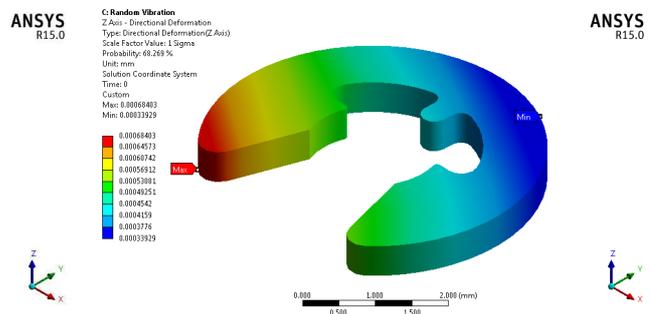
(h) Deformación direccional Z – Seeger 1.



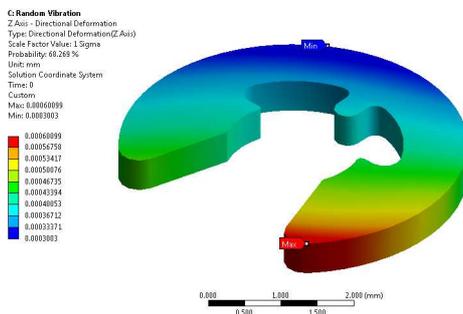
(l) Deformación Direccional Z – Seeger 5.



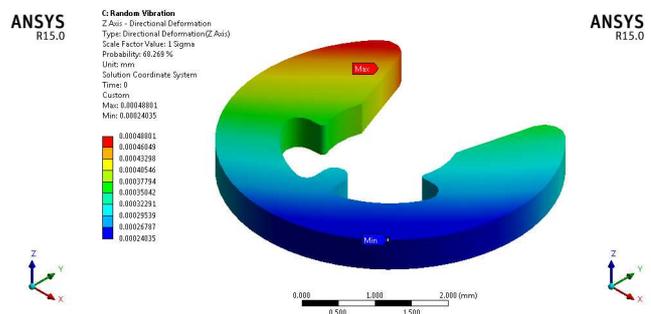
(i) Deformación Direccional Z – Seeger 2.



(m) Deformación Direccional Z – Seeger 6.

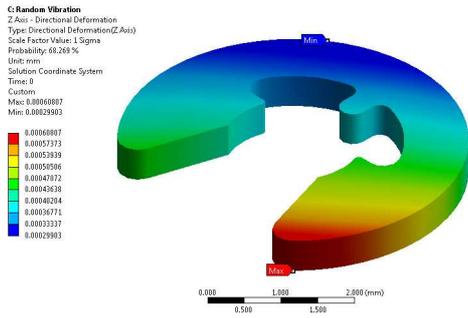


(j) Deformación Direccional Z – Seeger 3.

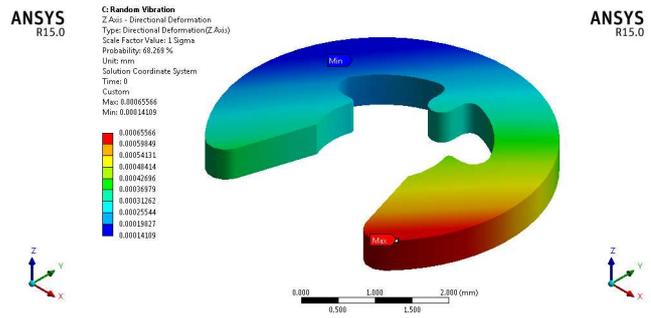


(n) Deformación Direccional Z – Seeger 7.

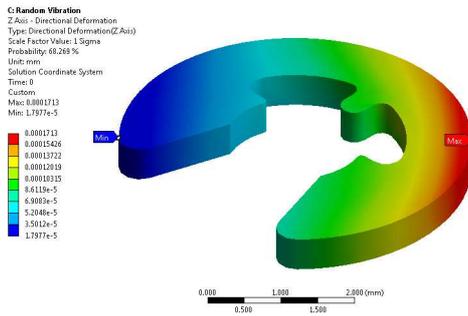
Figura 4.24. Deformación direccional Z del análisis de vibración aleatoria. (Continua...)



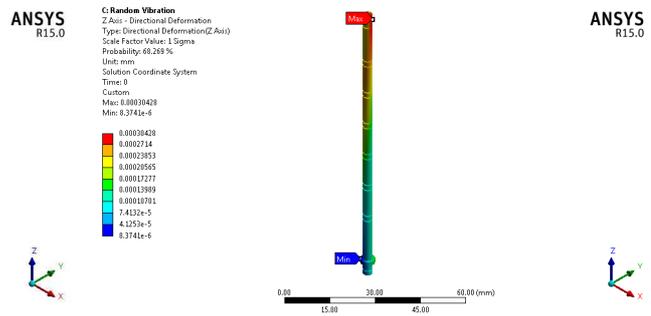
(o) Deformación Direccional Z – Seeger 8.



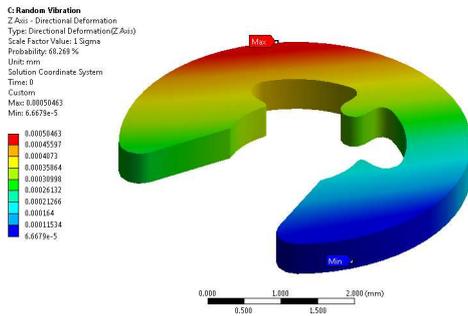
(s) Deformación Direccional Z – Seeger 12.



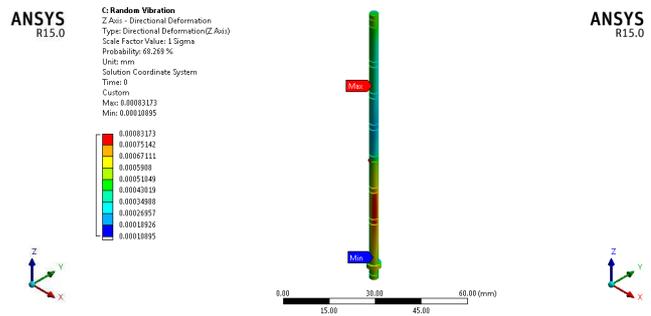
(p) Deformación Direccional Z – Seeger 9.



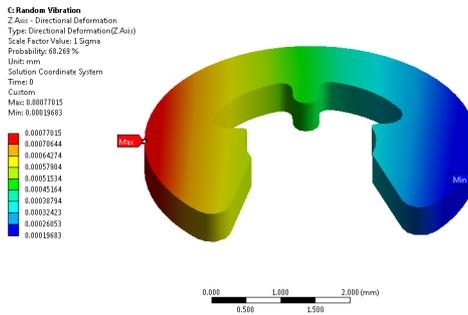
(t) Deformación Direccional Z - Integrador 1.



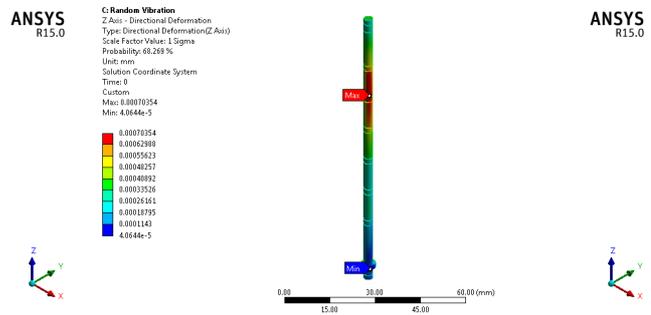
(q) Deformación Direccional Z – Seeger 10.



(u) Deformación Direccional Z -Integrador 2.

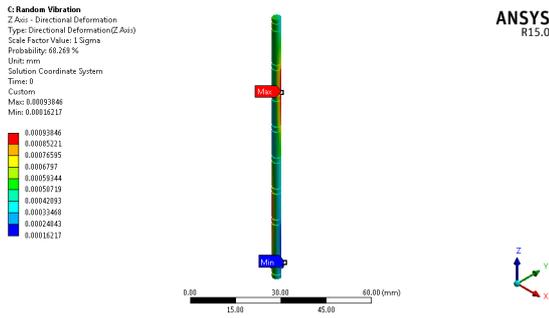


(r) Deformación Direccional Z – Seeger 11.



(v) Deformación Direccional Z –Integrador 3.

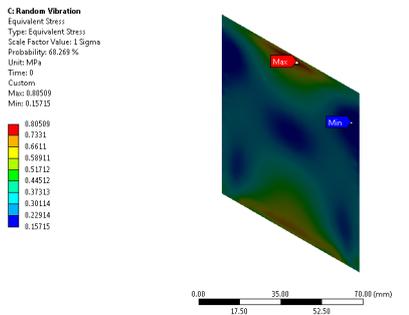
Figura 4.24. Deformación direccional Z del análisis de vibración aleatoria. (Continua...)



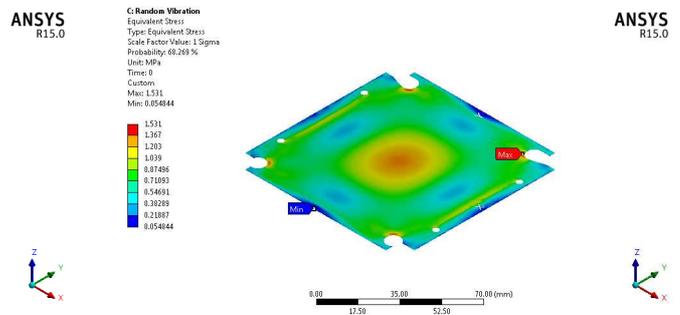
(w) Deformación Direccional Z -Integrador 4.

Figura 4.24. Deformación direccional Z del análisis de vibración aleatoria.

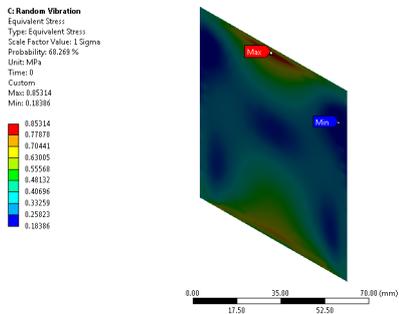
En la figura 4.25, se presentan los esfuerzos equivalentes de von-Mises obtenidos mediante la excitación de vibración aleatoria, para cada componente. Siendo los anillos seeger 1 y seeger 2, donde se localizaron los mayores esfuerzos equivalentes, con un valor máximo de 24.726 MPa. Al evaluar este valor en el modelo de falla de Soderberg y teniendo en cuenta que el límite de fatiga de la aleación de titanio es:  $S'_e = 680$  MPa; se obtuvo un factor de seguridad mayor a 15. Lo cual indica una resistencia estructural apta para soportar las cargas mecánico-espaciales de vibración aleatoria.



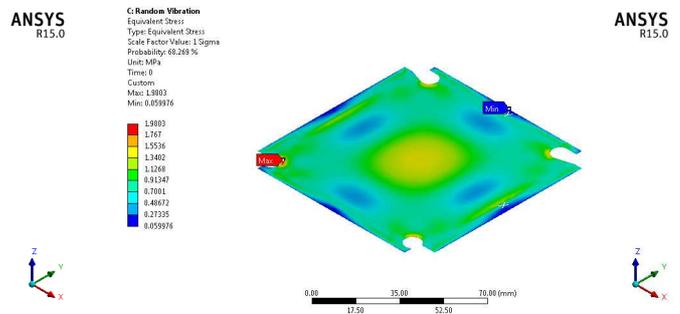
(a) Esfuerzo equivalente – TBC +Y.



(c) Esfuerzo equivalente – TBC +Z.

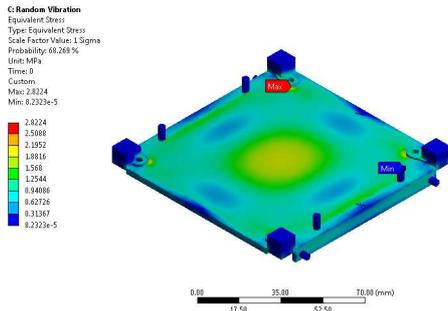


(b) Esfuerzo equivalente – TBC -Y.

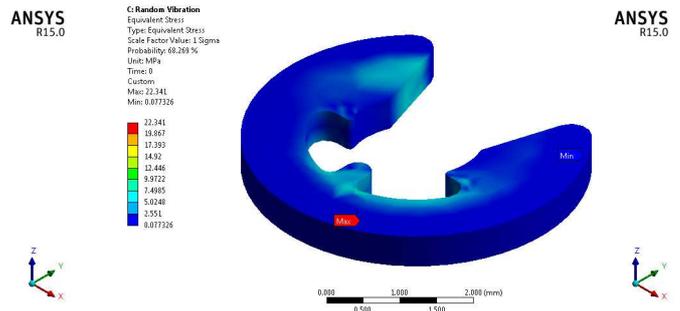


(d) Esfuerzo equivalente – TBC -Z.

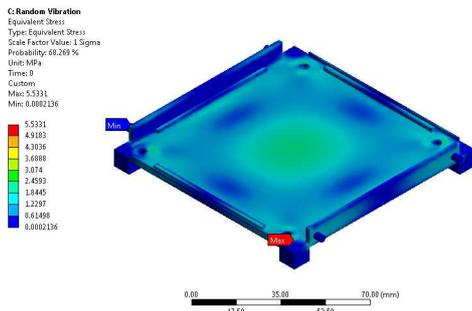
Figura 4.25. Esfuerzos equivalentes del análisis de vibración aleatoria. (Continua...)



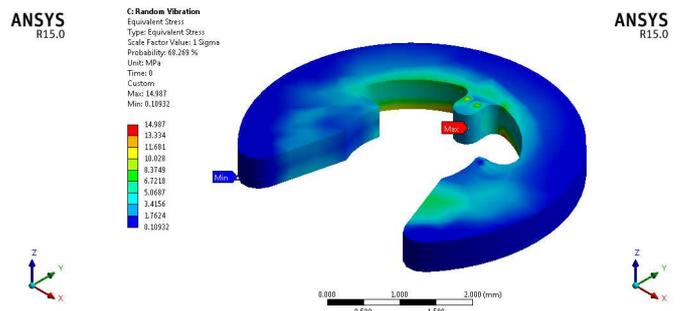
(e) Esfuerzo equivalente - Plato superior.



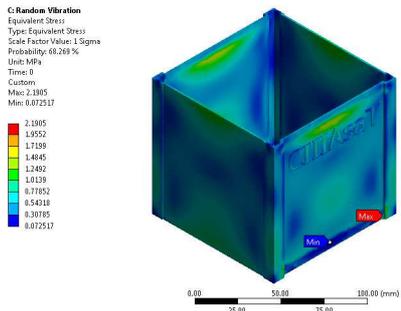
(i) Esfuerzo equivalente - Seeger 2.



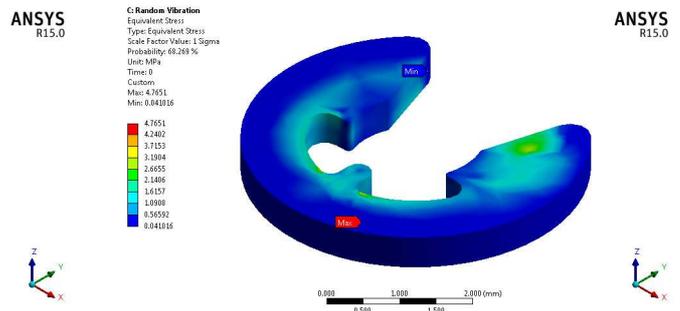
(f) Esfuerzo equivalente - Plato inferior.



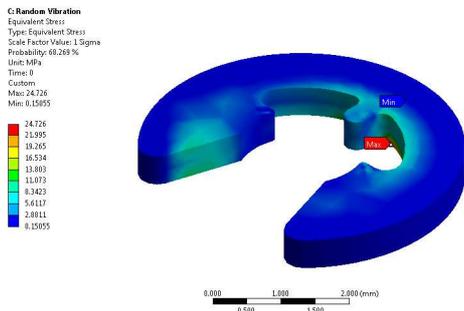
(j) Esfuerzo equivalente - Seeger 3.



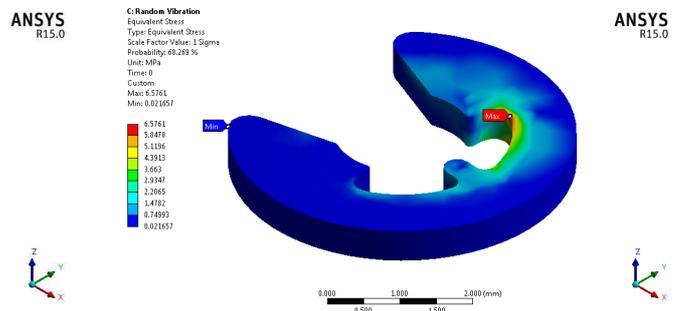
(g) Esfuerzo equivalente - Cuerpo.



(k) Esfuerzo equivalente - Seeger 4.

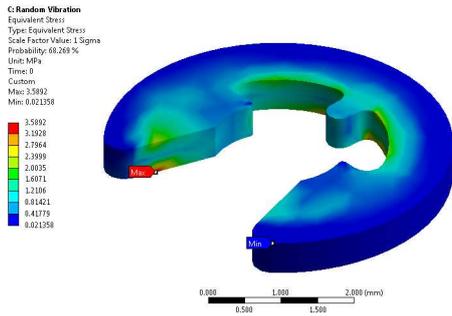


(h) Esfuerzo equivalente - Seeger 1.

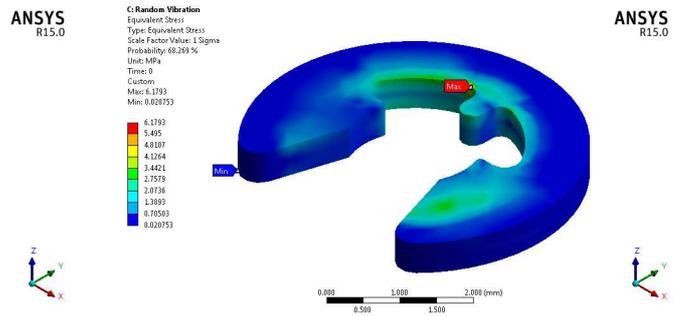


(l) Esfuerzo equivalente - Seeger 5.

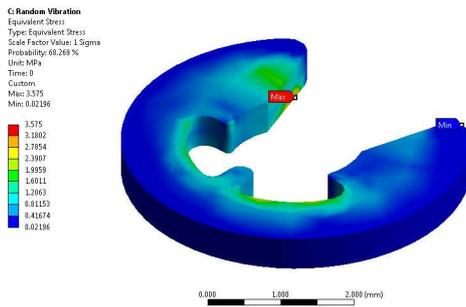
Figura 4.25. Esfuerzos equivalentes del análisis de vibración aleatoria. (Continúa...)



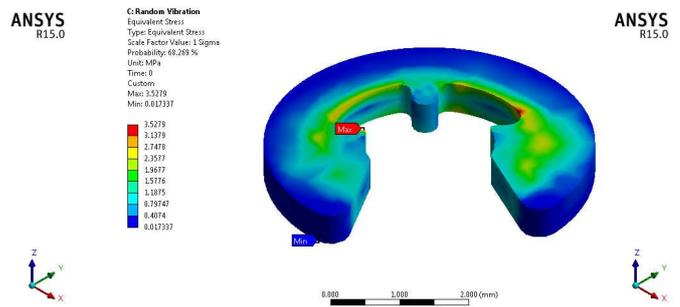
(m) Esfuerzo equivalente - Seeger 6.



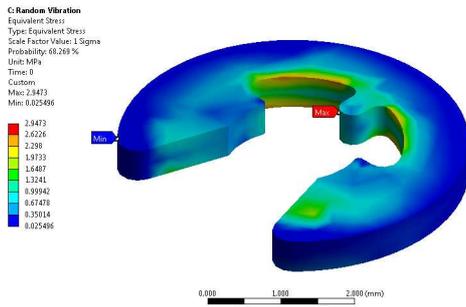
(q) Esfuerzo equivalente Seeger 10.



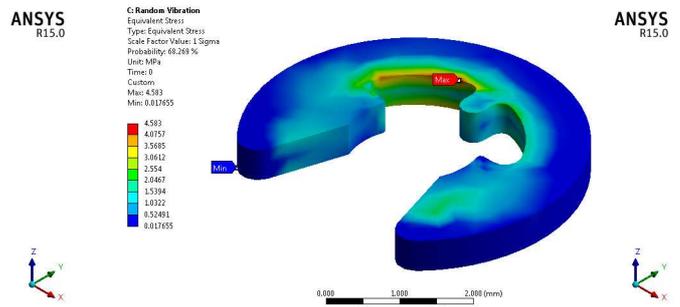
(n) Esfuerzo equivalente - Seeger 7.



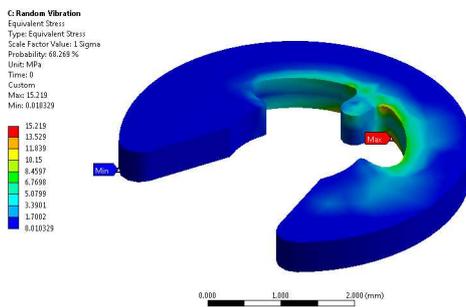
(r) Esfuerzo equivalente Seeger 11.



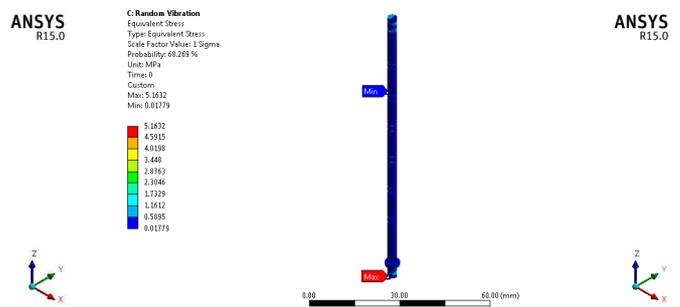
(o) Esfuerzo equivalente - Seeger 8.



(s) Esfuerzo equivalente Seeger 12.

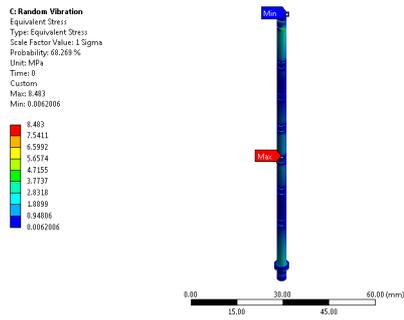


(p) Esfuerzo equivalente - Seeger 9.

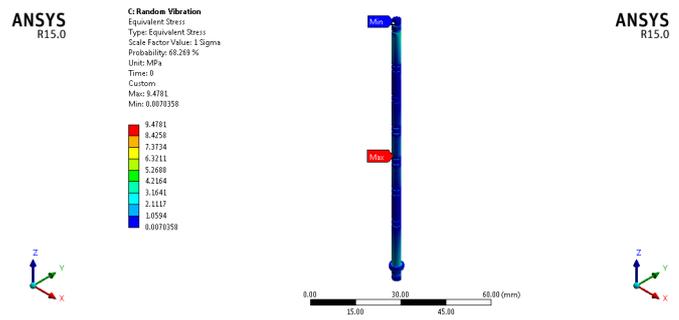


(t) Esfuerzo equivalente - Integrador 1.

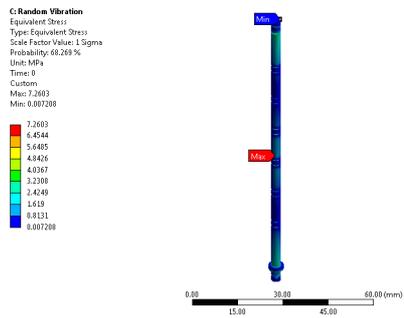
Figura 4.25. Esfuerzos equivalentes del análisis de vibración aleatoria. (Continua...)



(u) Esfuerzo equivalente – Integrador 2.



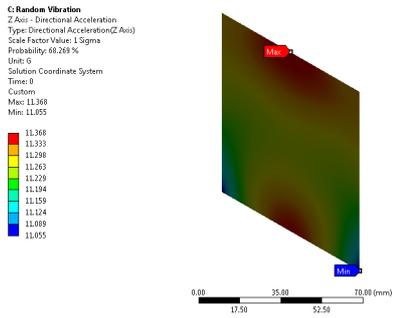
(w) Esfuerzo equivalente – Integrador 4.



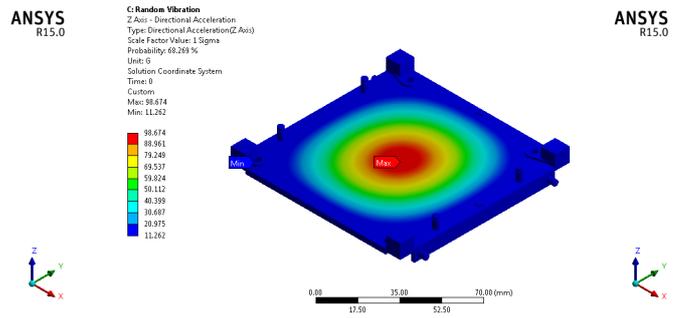
(v) Esfuerzo equivalente – Integrador 3.

Figura 4.25. Esfuerzos equivalentes del análisis de vibración aleatoria.

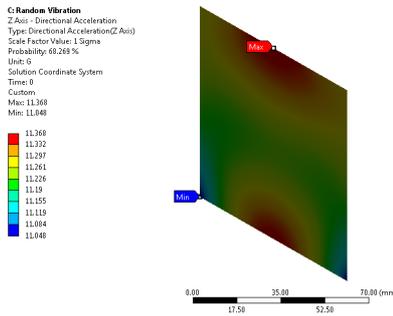
Para el análisis de vibración aleatoria se determinaron las aceleraciones que experimenta los diferentes componentes al ser excitada la estructura CIIIAsaT por la base, mediante el cual se obtuvo la distribución de aceleración en dirección Z y se muestran en la figura 4.26. En el que se observó, que las aceleraciones máximas producidas por la excitación de densidad espectral de potencia del L/V se localizan en el plato inferior, seguido del plato superior con valores de 112.5 g y 98.674 g respectivamente (figura 4.26 f, e), estas aceleraciones también afectan los recubrimientos de la cara inferior y superior. El resto de componentes posee una aceleración media de 11.65 g. Las aceleraciones, localizada tanto en el plato inferior como en el plato superior, no causan daños a la estructura, debido a que el esfuerzo equivalente de von-Mises, generado por estas aceleraciones, no alcanzan los 25 MPa, por lo que no compromete la integridad de la estructura.



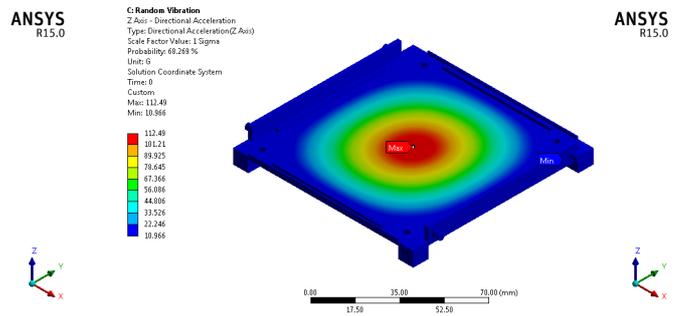
(a) Aceleración Z – TBC +Z.



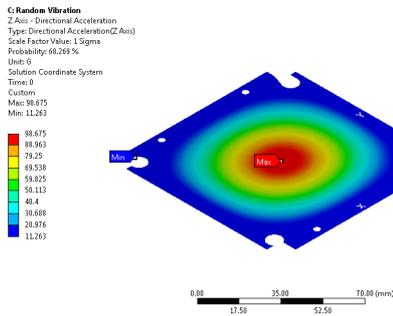
(e) Aceleración Z – Plato superior.



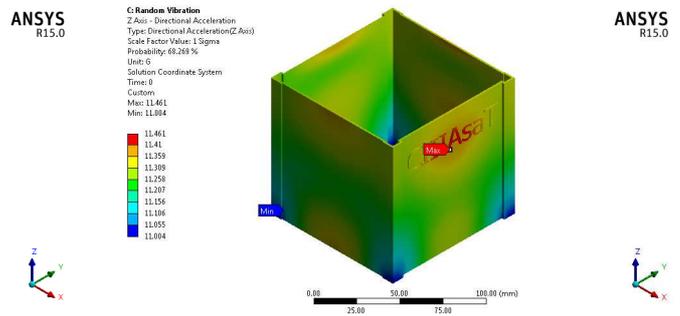
(b) Aceleración Z – TBC -Y.



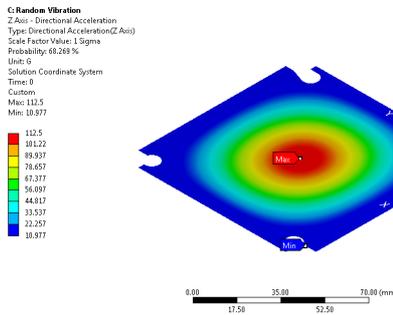
(f) Aceleración Z – Plato inferior.



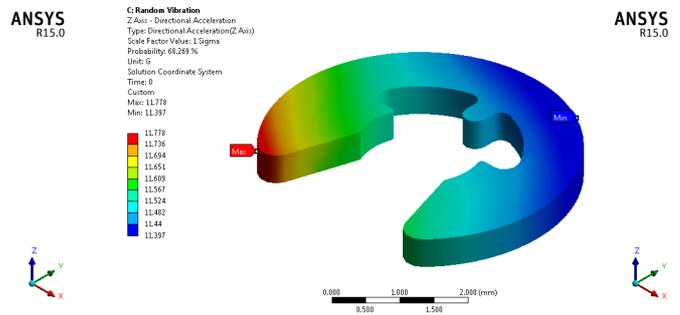
(c) Aceleración Z – TBC +Z.



(g) Aceleración Z – Cuerpo.

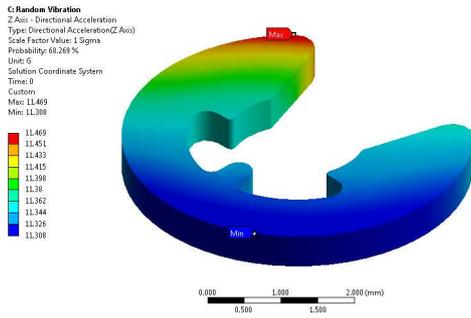


(d) Aceleración Z – TBC -Z.

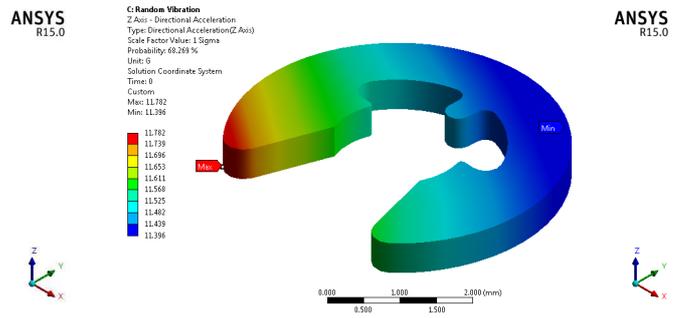


(h) Aceleración Z – Seeger 1.

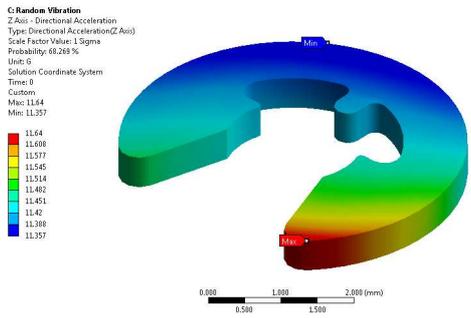
Figura 4.26. Aceleración direccional Z del análisis de vibración aleatoria. (Continúa...)



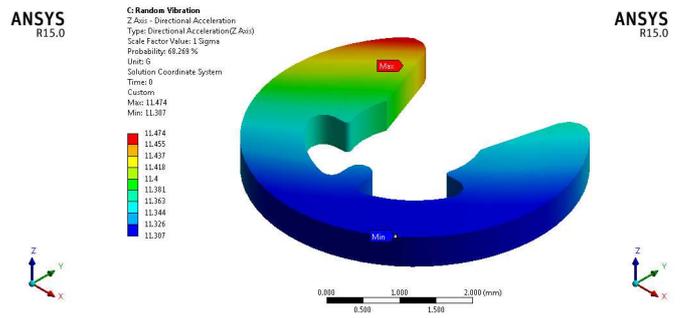
(i) Aceleración Z – Seeger 2.



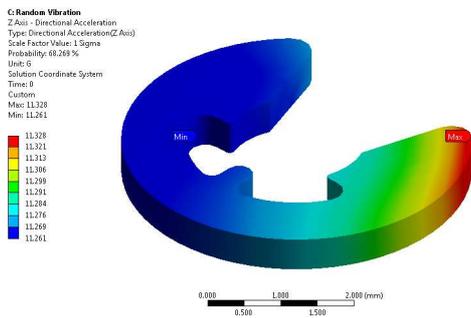
(m) Aceleración Z – Seeger 6.



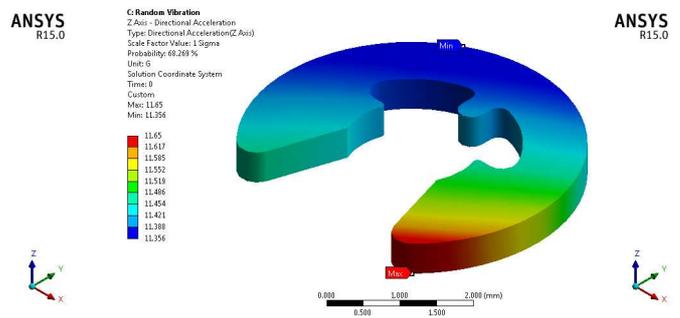
(j) Aceleración Z – Seeger 3.



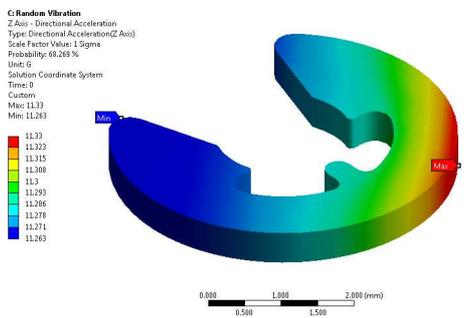
(n) Aceleración Z – Seeger 7.



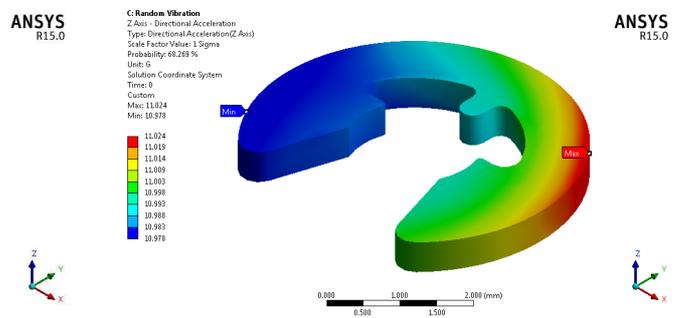
(k) Aceleración Z – Seeger 4.



(o) Aceleración Z – Seeger 8.

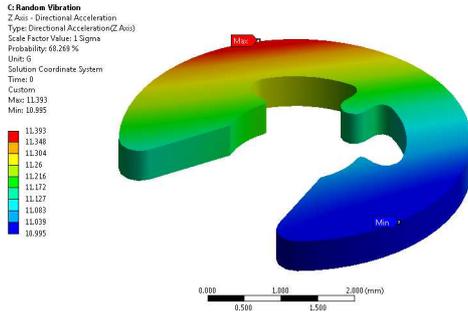


(l) Aceleración Z – Seeger 5.



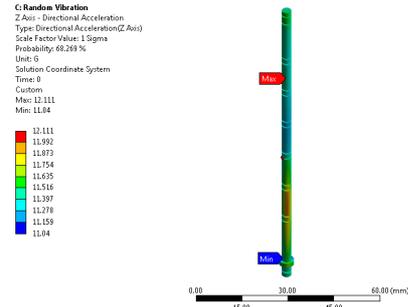
(p) Aceleración Z – Seeger 9.

Figura 4.26. Aceleración direccional Z del análisis de vibración aleatoria. (Continua...)



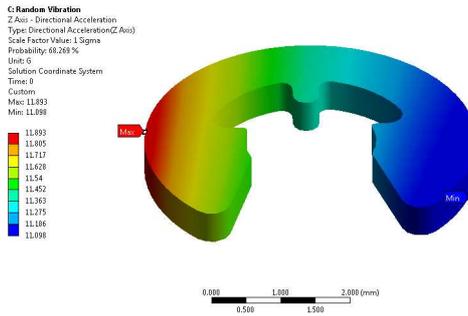
(q) Aceleración Z – Seeger 10.

ANSYS  
R15.0



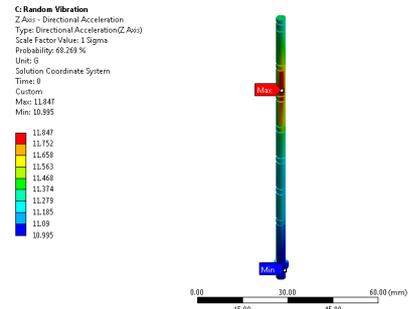
(u) Aceleración Z – Integrador 2.

ANSYS  
R15.0



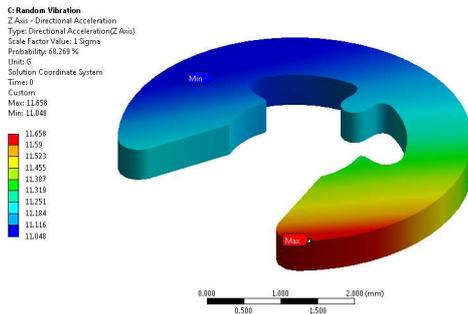
(r) Aceleración Z – Seeger 11.

ANSYS  
R15.0



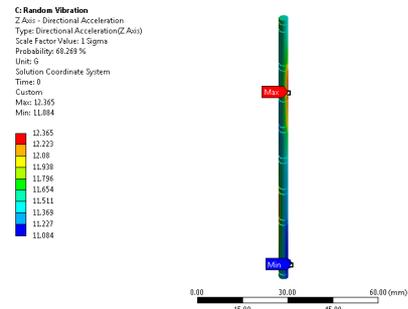
(v) Aceleración Z – Integrador 3.

ANSYS  
R15.0



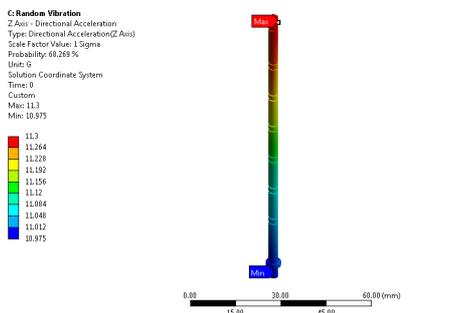
(s) Aceleración Z – Seeger 12.

ANSYS  
R15.0



(w) Aceleración Z – Integrador 4.

ANSYS  
R15.0



(t) Aceleración Z – Integrador 1.

ANSYS  
R15.0

Figura 4.26. Aceleración direccional Z del análisis de vibración aleatoria.

El resumen de los resultados particulares obtenidos del análisis de vibración aleatoria, se enlista en la tabla 4.11. De donde se especifica la deformación máxima direccional Z, la aceleración máxima y el esfuerzo equivalente de von-Mises, para cada componente. Parámetros de diseño que permitió evaluar la resistencia de la estructura CIIIAsaT [39]. La tabla esta ordenada de mayor a menor con base en el esfuerzo máximo de von-Mises. Por lo tanto, el CIIIAsaT cumple con la robustez necesaria para resistir las cargas mecánicas de vibración aleatoria inducidas por el vehículo de lanzamiento.

Tabla 4.11. Resultados particulares del análisis de vibración aleatoria.

Componente	$\delta d Z$ (mm)	Aceleración (g)	$\sigma_e$ (MPa)
Seeger 1	0.00068174	11.778	24.7260
Seeger 2	0.00048433	11.469	22.3410
Seeger 9	0.00017130	11.024	15.2190
Seeger 3	0.00060099	11.640	14.9870
Eje integrador 4	0.00093846	12.365	9.4781
Eje integrador 2	0.00083173	12.111	8.4830
Eje integrador 3	0.00070354	11.847	7.2603
Seeger 5	0.00035206	11.330	6.5761
Seeger 10	0.00050463	11.393	6.1793
Plato inferior	0.01977000	112.490	5.5331
Eje integrador 1	0.00030428	11.300	5.1632
Seeger 4	0.00034978	11.328	4.7651
Seeger 12	0.00065566	11.658	4.5830
Seeger 6	0.00068403	11.782	3.5892
Seeger 7	0.00048801	11.474	3.5750
Seeger 11	0.00077015	11.893	3.5279
Seeger 8	0.00060807	11.650	2.9473
Plato superior	0.01754900	98.674	2.8224
Cuerpo	0.00038366	11.461	2.1905
TBC -Z	0.01977200	112.500	1.9803
TBC +Z	0.01754900	98.675	1.5310
TBC -Y	0.00023312	11.368	0.8531
TBC +Y	0.00024316	11.368	0.8051

#### 4.3.5 Análisis de espectro de respuesta

Un análisis de espectro de respuesta tiene similitudes con un análisis de vibración aleatoria. Sin embargo, a diferencia de un análisis de vibración aleatoria, las respuestas de un análisis de espectro de respuesta son determinísticas [39]. Es decir si el valor de la excitación que actúa en un sistema vibratorio se conoce en

cualquier tiempo dado la excitación es determinística. Para una excitación dada, la respuesta máxima se calcula basándose en el espectro de respuesta de entrada. Para los análisis realizados en la estructura CIIIAsaT, el método utilizado para combinar las respuestas modales, es el método de combinación de la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados (SRSS, Square Root of the Sum of the Squares). Se tomaron en cuenta tres puntos para el análisis de espectro de respuesta: 1) La excitación se aplicó en forma de un espectro de respuesta. Para cada valor del espectro, hay una frecuencia correspondiente. 2) La excitación se aplicó en los apoyos fijos. 3) La respuesta a la excitación dada se calculó con base en los 200 modos encontrados en el análisis modal [85].

La estructura CubeSat estará sometida a diferentes cargas de impacto durante los siguientes cuatro eventos: 1) la separación de la etapa superior respecto a la etapa criogénica principal, 2) el lanzamiento del carenado, 3) la separación de la carga principal y 4) la separación del adaptador. Los choques generados por la separación de la etapa superior y el carenado se propagan desde su origen hasta la base de la carga principal a través de la estructura del vehículo de lanzamiento. El choque producido por la separación de la carga principal se genera directamente en la base de la carga principal y sus niveles dependerán del tipo de adaptador. Para estos eventos, los niveles de choques en la interfaz del satélite se presenta en la figura 4.27, calculada con un factor de  $Q = 10$  [42].

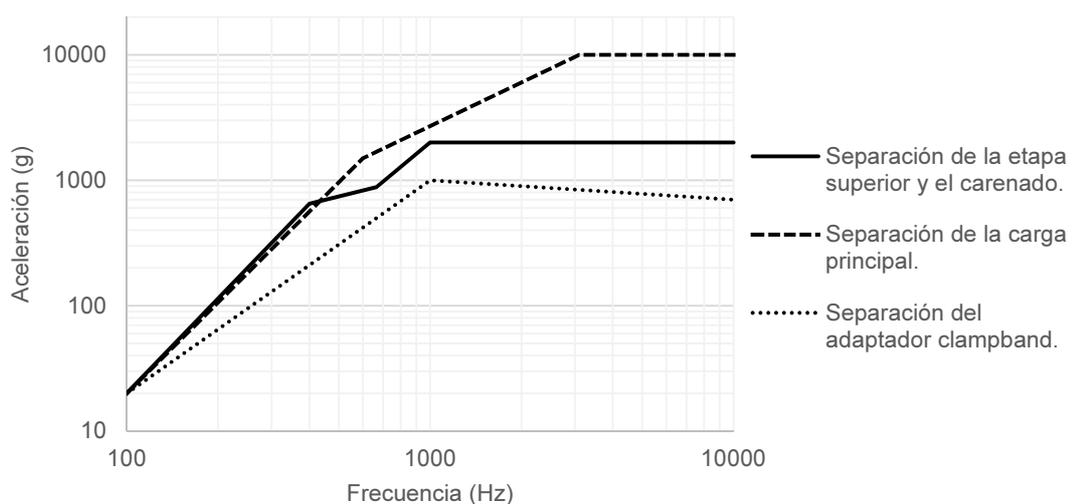


Figura 4.27. SRS para las diferentes etapas de lanzamiento [42].

De acuerdo con el espectro de respuesta de la figura 4.27, para cada uno de los tres eventos en la estructura CIIIAsaT, se encontró, que la carga producida por la separación de la carga principal, son las que más afectan la resistencia en comparación con la carga de excitación de la separación del adaptador clampband. De acuerdo con lo anterior, los resultados obtenidos para la deformación total y los esfuerzos equivalentes para el espectro de respuesta de la etapa superior y el carenado se presentan en la figuras 4.28 y 4.29 respectivamente. La máxima deformación total se localiza en el plato inferior de la estructura, con un valor de 0.53998 mm, por lo que este desplazamiento no es suficiente para que la aleación de aluminio pase a la zona plástica (figura 4.28.f).

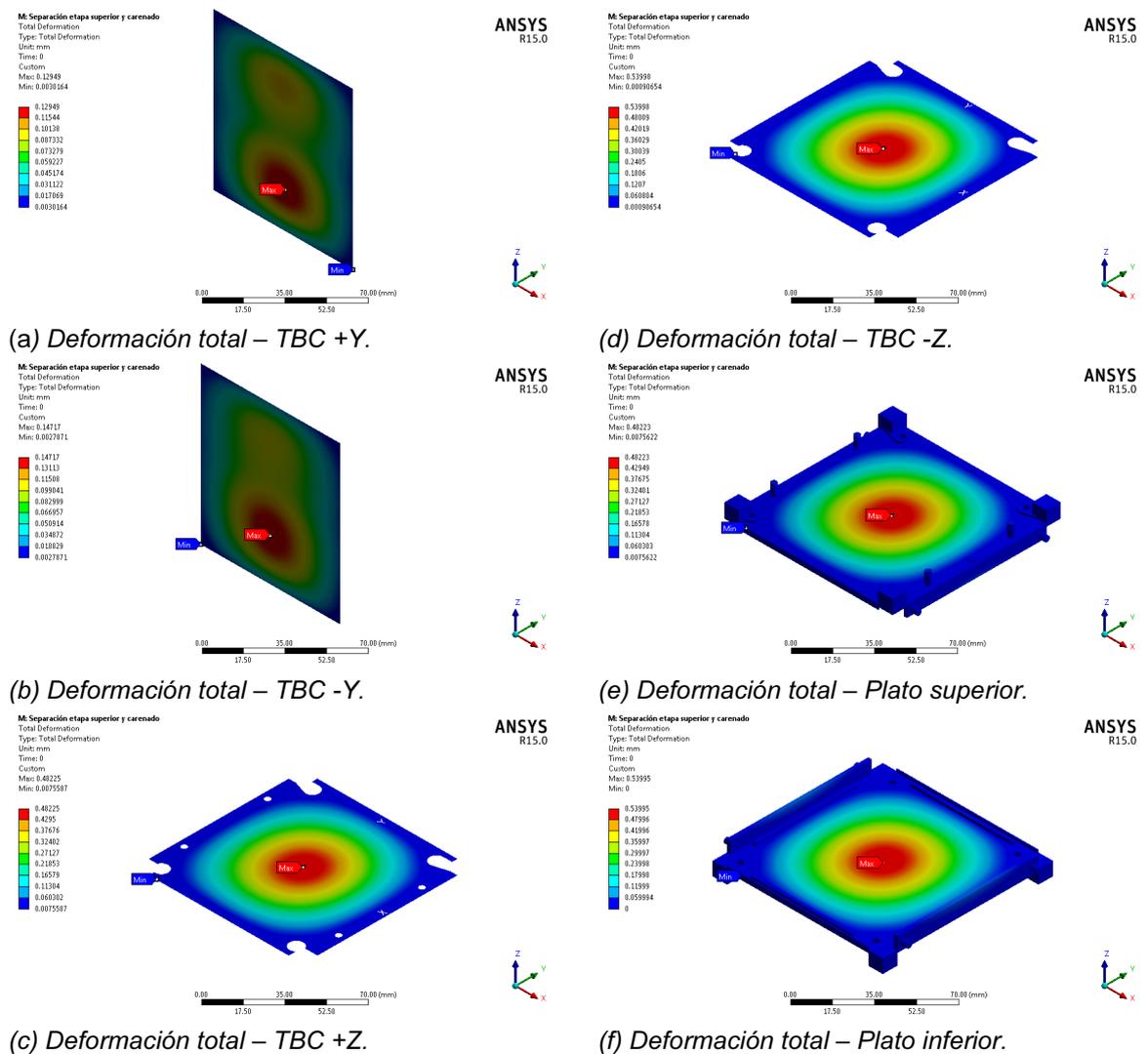
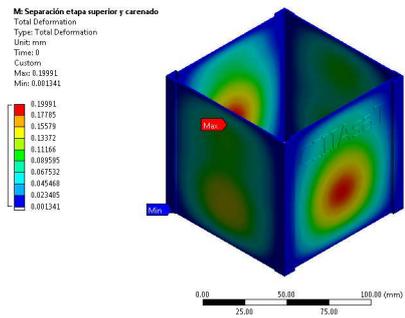
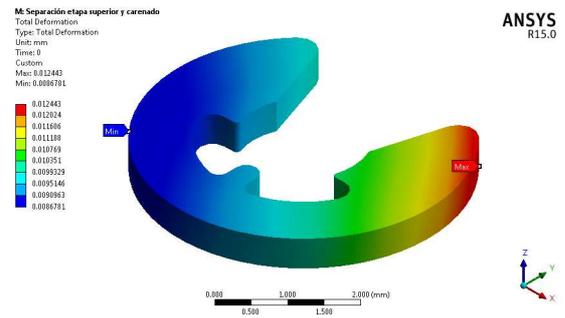


Figura 4.28. Deformación total del análisis de espectro de respuesta. (Continua...)

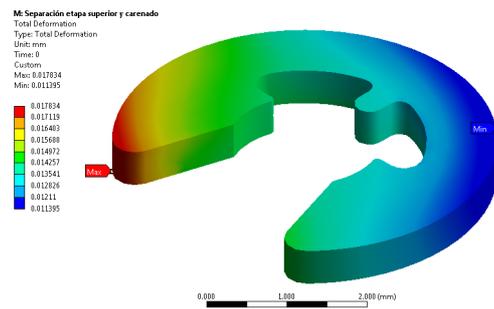


(g) Deformación total – Cuerpo.

ANSYS R15.0

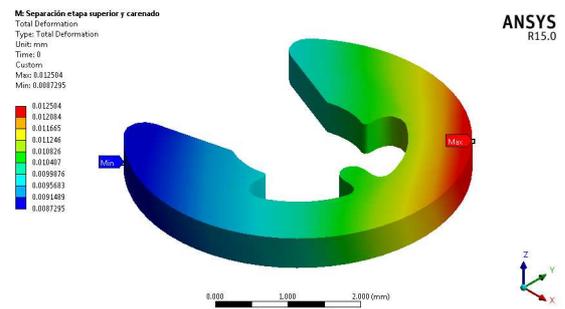


(k) Deformación total – Seeger 4.

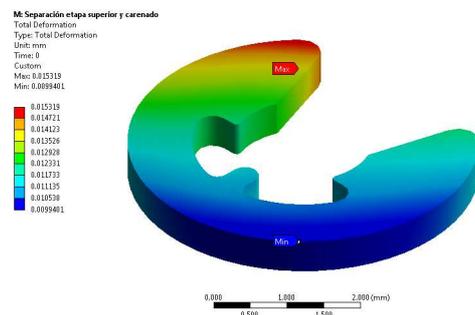


(h) Deformación total – Seeger 1.

ANSYS R15.0

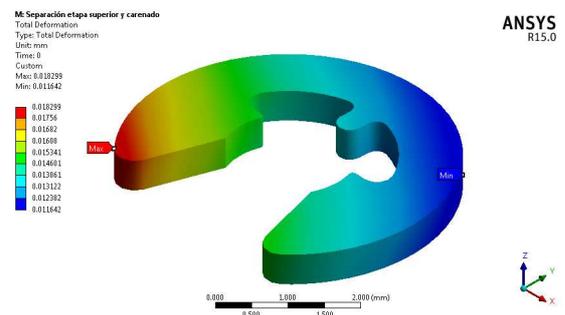


(l) Deformación total – Seeger 5.

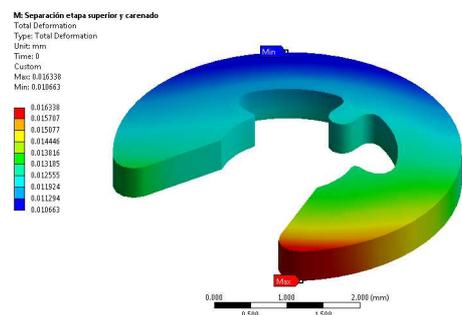


(i) Deformación total – Seeger 2.

ANSYS R15.0

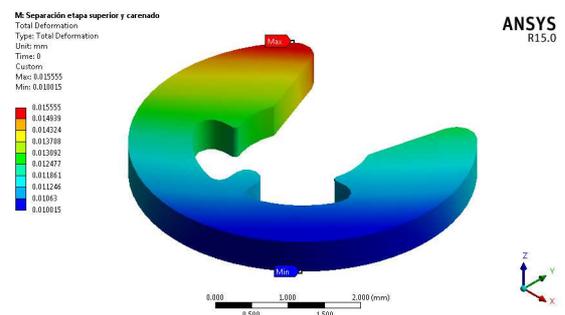


(m) Deformación total – Seeger 6.



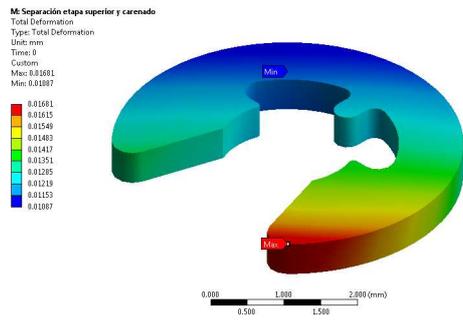
(j) Deformación total – Seeger 3.

ANSYS R15.0

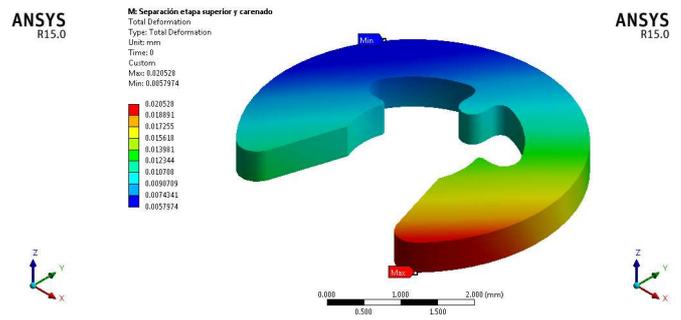


(n) Deformación total – Seeger 7.

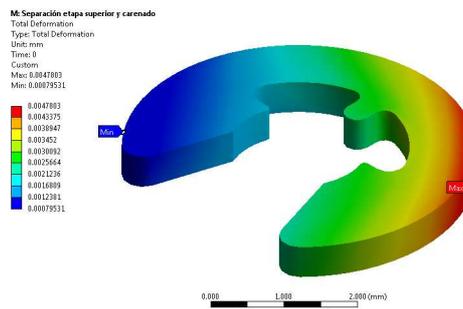
Figura 4.28. Deformación total del análisis de espectro de respuesta. (Continúa...)



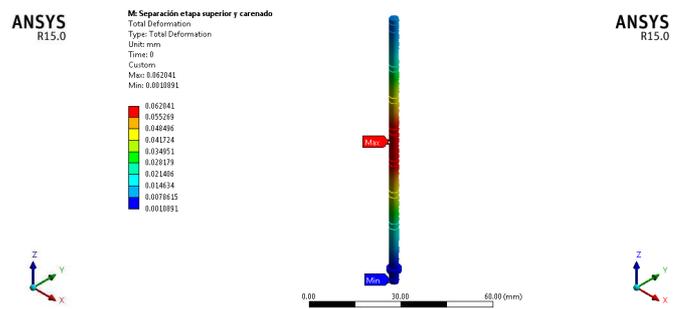
(o) Deformación total – Seeger 8.



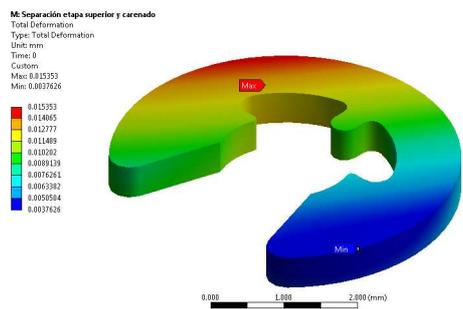
(s) Deformación total – Seeger 12.



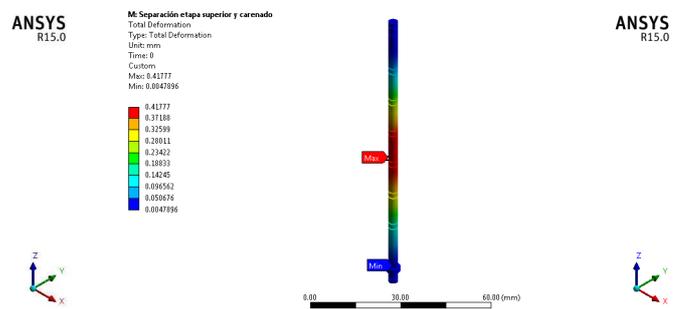
(p) Deformación total – Seeger 9.



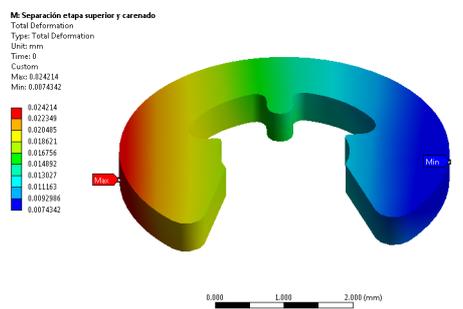
(t) Deformación total – Integrador 1.



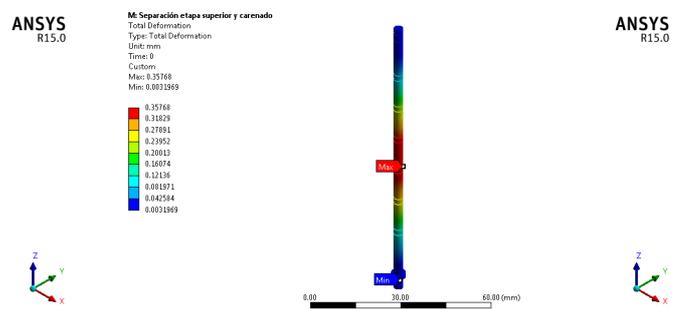
(q) Deformación total – Seeger 10.



(u) Deformación total – Integrador 2.

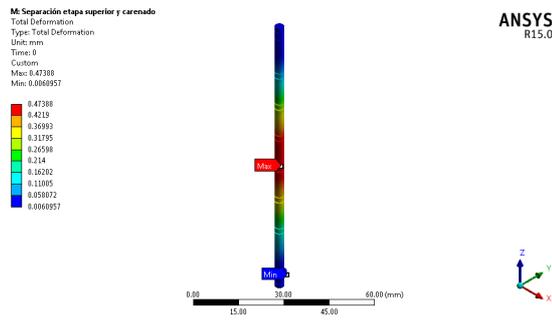


(r) Deformación total – Seeger 11.



(v) Deformación total – Integrador 3.

Figura 4.28. Deformación total del análisis de espectro de respuesta. (Continúa...)



(w) Deformación total – Integrador 4.

Figura 4.28. Deformación total del análisis de espectro de respuesta.

De igual manera los esfuerzos equivalentes de von-Mises obtenidos en el análisis de espectro de respuesta para la separación de la etapa superior y el carenado se presenta en la figura 4.29. De donde se obtuvo un esfuerzo equivalente máximo de 1113 MPa, localizado en el anillo seeger 1 (figura 4.29.h). Por lo tanto, si se compara con el esfuerzo último de la aleación de titanio, que es de 1170 MPa, este elemento puede fallar. Por lo que si resiste este esfuerzo durante un tiempo de entre los 10 ms - 20 ms, este componente no fallará.

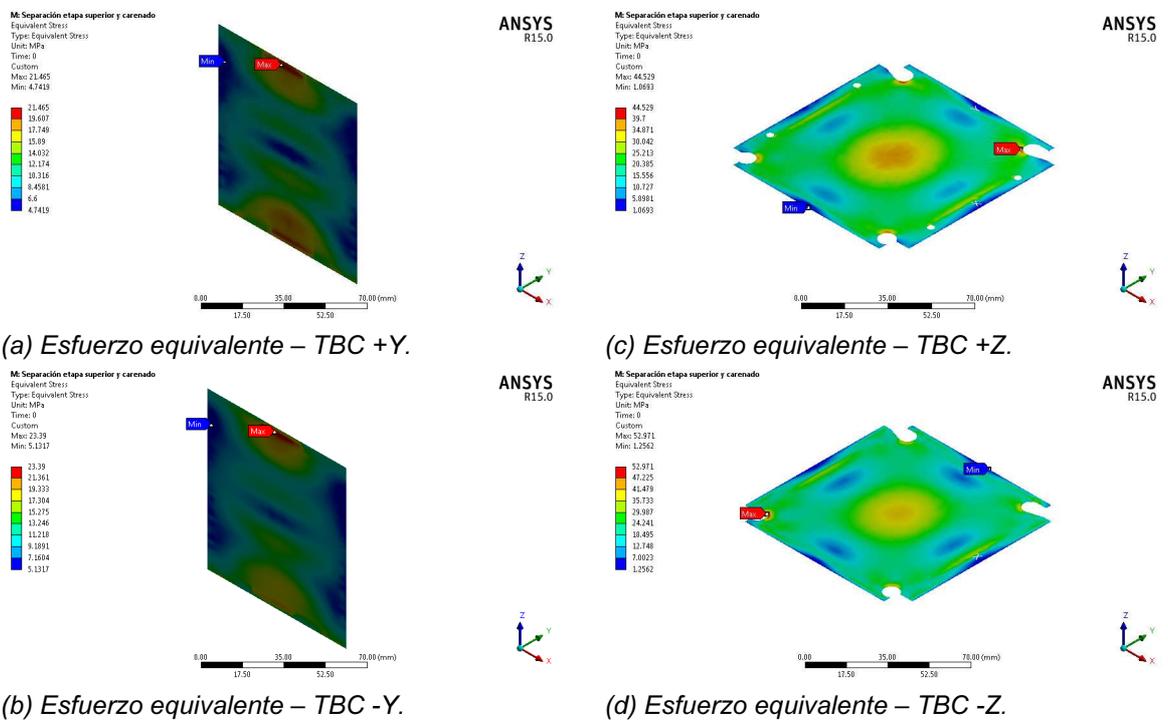
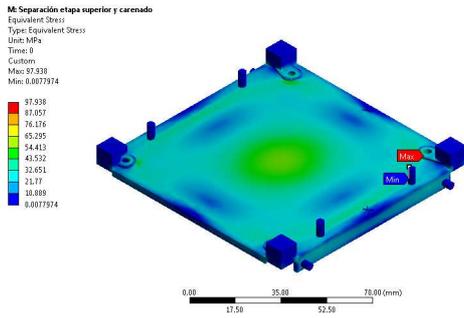
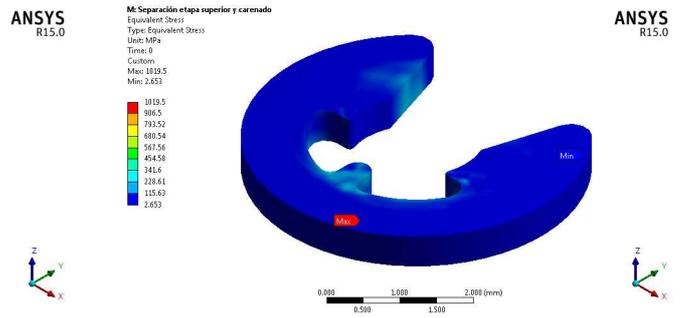


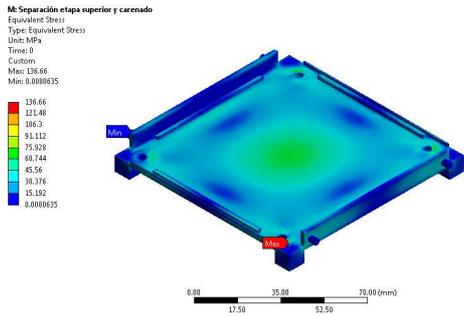
Figura 4.29. Esfuerzos equivalentes del análisis de espectro de respuesta. (Continua...)



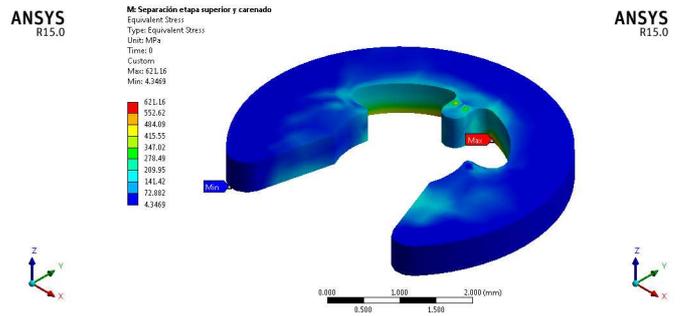
(e) Esfuerzo equivalente - Plato superior.



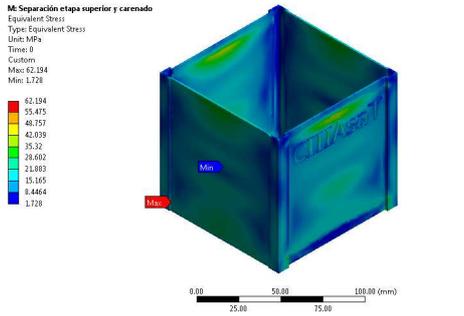
(i) Esfuerzo equivalente – Seeger 2.



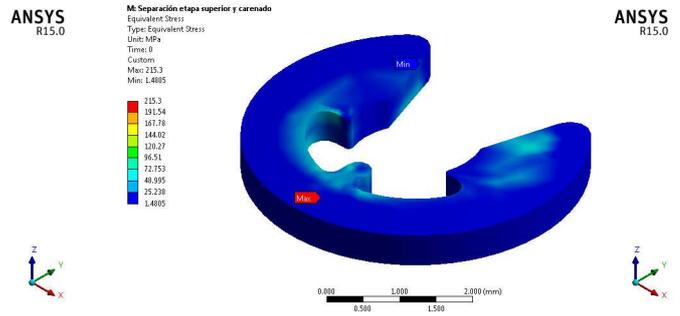
(f) Esfuerzo equivalente - Plato inferior.



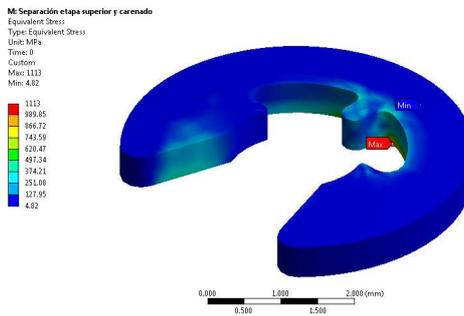
(j) Esfuerzo equivalente – Seeger 3.



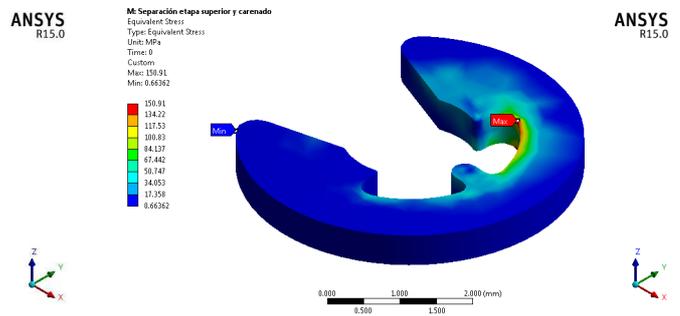
(g) Esfuerzo equivalente – Cuerpo.



(k) Esfuerzo equivalente – Seeger 4.

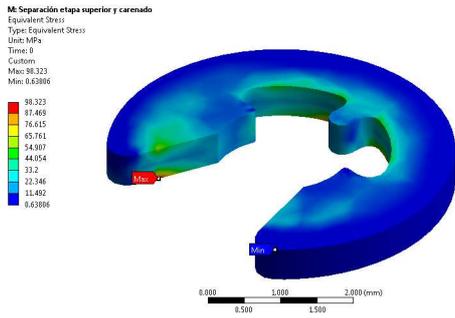


(h) Esfuerzo equivalente – Seeger 1.



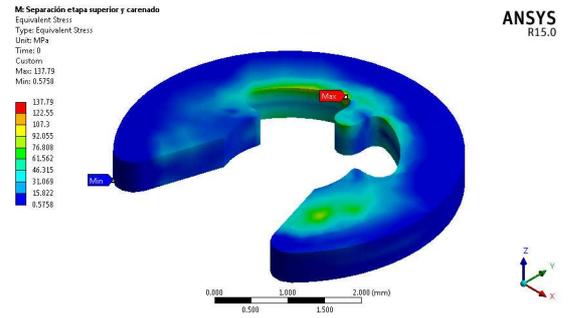
(l) Esfuerzo equivalente – Seeger 5.

Figura 4.29. Esfuerzos equivalentes del análisis de espectro de respuesta. (Continua...)



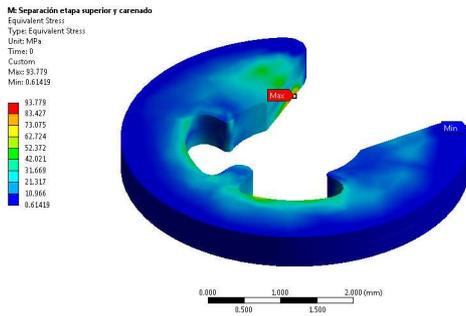
(m) Esfuerzo equivalente – Seeger 6.

ANSYS R15.0



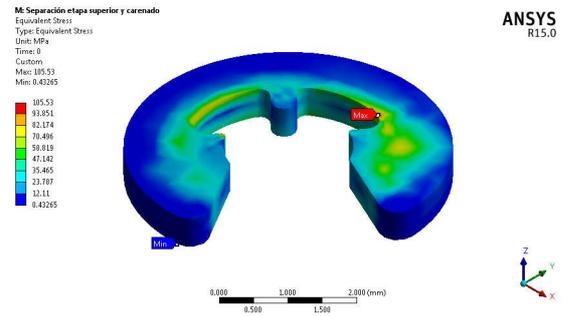
(q) Esfuerzo equivalente – Seeger 10.

ANSYS R15.0



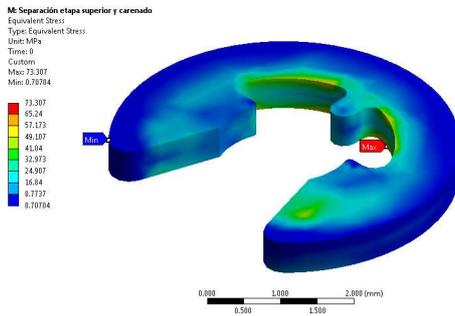
(n) Esfuerzo equivalente – Seeger 7.

ANSYS R15.0



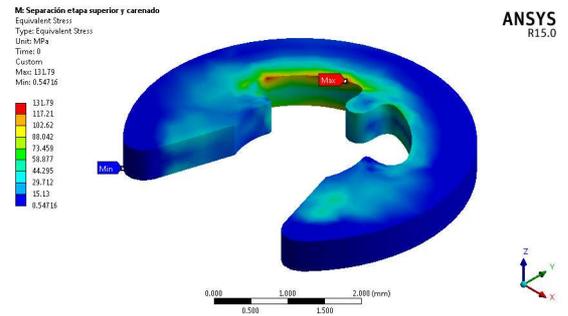
(r) Esfuerzo equivalente – Seeger 11.

ANSYS R15.0



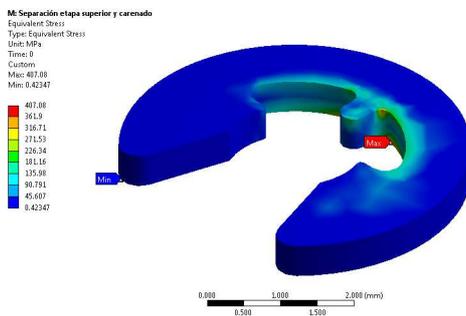
(o) Esfuerzo equivalente – Seeger 8.

ANSYS R15.0



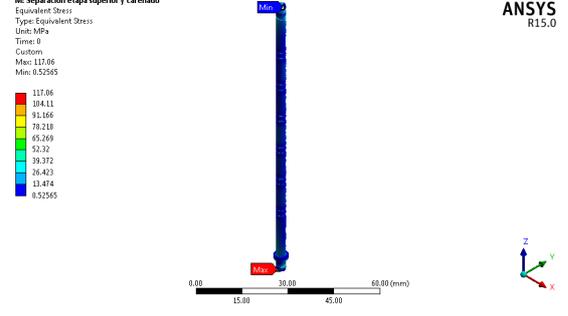
(s) Esfuerzo equivalente – Seeger 12.

ANSYS R15.0



(p) Esfuerzo equivalente – Seeger 9.

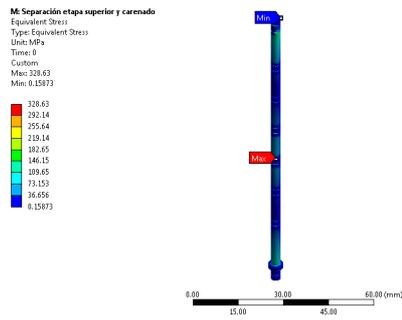
ANSYS R15.0



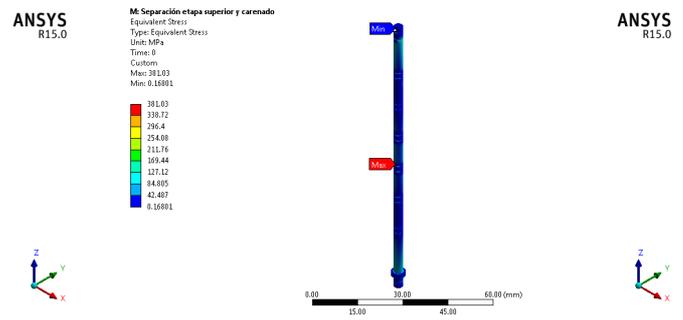
(t) Esfuerzo equivalente – Integrador 1.

ANSYS R15.0

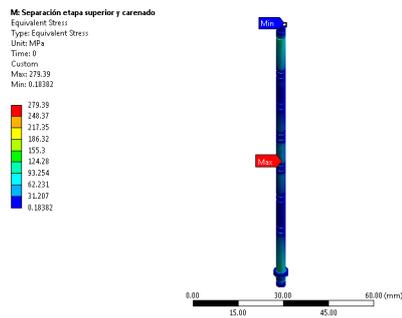
Figura 4.29. Esfuerzos equivalentes del análisis de espectro de respuesta. (Continúa...)



(u) Esfuerzo equivalente – Integrador 2.



(w) Esfuerzo equivalente – Integrador 4.



(v) Esfuerzo equivalente – Integrador 2.



Figura 4.29. Esfuerzos equivalentes del análisis de espectro de respuesta.

Los esfuerzos mínimos de von-Mises se producen en el cuerpo y en la TBC +Y y -Y, con un valor promedio de 21 MPa. De donde se obtuvo, mediante el modelo de falla de Soderberg un factor de seguridad mayor a 15. Es por esta razón que los recubrimientos no se afectaron por las cargas de choque producidas en las diferentes etapas de lanzamiento. Los resultados estructurales obtenidos de los tres espectros de respuesta al choque se enlistan en la tabla 4.12, ordenados de mayor a menor con base en los esfuerzos equivalentes de von-Mises. Las condiciones mecánico-espaciales más críticas se presentaron en la separación de la carga principal con un esfuerzo equivalente de von-Mises de 1949 MPa localizado en el anillo seeger 1. Con esto se corrobora que este anillo posee un concentrador de esfuerzos, que hace que este componente disminuya su resistencia, por lo que se recomienda realizar un cambio de anillo o modificar el diseño en este punto para aumentar la resistencia, a este tipo de cargas.

Tabla 4.12. Resultados particulares del análisis de espectro de respuesta

<u>Separación del adaptador</u>			<u>Separación etapa superior y carenado</u>			<u>Separación de la carga principal</u>		
Componente	$\delta_{total}$ (mm)	$\sigma_e$ (MPa)	Componente	$\delta_{total}$ (mm)	$\sigma_e$ (MPa)	Componente	$\delta_{total}$ (mm)	$\sigma_e$ (MPa)
Seeger 1	0.008445	540	Seeger 1	0.017834	1113	Seeger 1	0.043495	1949
Seeger 2	0.007013	494	Seeger 2	0.015319	1020	Seeger 2	0.046663	1807
Seeger 3	0.007645	301	Seeger 3	0.016338	621	Seeger 3	0.043730	1108
Seeger 9	0.002296	196	Seeger 9	0.004780	407	Seeger 9	0.009892	822
Eje integrador 4	0.230400	185	Eje integrador 4	0.473880	381	Seeger 4	0.042475	724
Eje integrador 2	0.203050	160	Eje integrador 2	0.041777	329	Eje integrador 4	0.793520	678
Eje integrador 3	0.173730	136	Eje integrador 3	0.357680	279	Eje integrador 2	0.700390	577
Seeger 4	0.005553	97	Seeger 4	0.012443	215	Eje integrador 3	0.603340	516
Seeger 5	0.005583	73	Seeger 5	0.012504	151	Seeger 5	0.042614	309
Seeger 10	0.007407	67	Seeger 10	0.015353	138	Plato inferior	0.904810	266
Plato inferior	0.262660	66	Plato inferior	0.539950	137	Eje integrador 1	0.113300	260
Seeger 12	0.009934	64	Seeger 12	0.020528	132	Seeger 10	0.029881	249
Eje integrador 1	0.030047	56	Eje integrador 1	0.062041	117	Seeger 12	0.038058	234
Seeger 11	0.011721	51	Seeger 11	0.024214	106	Seeger 6	0.044361	188
Seeger 6	0.008672	48	Seeger 6	0.018299	98	Seeger 11	0.044712	187
Plato superior	0.234690	47	Plato superior	0.482230	98	Plato superior	0.809780	187
Seeger 7	0.007131	45	Seeger 7	0.015555	94	Seeger 7	0.047057	184
Seeger 8	0.007877	35	Seeger 8	0.016810	73	Cuerpo	0.334960	173
Cuerpo	0.097674	29	Cuerpo	0.199910	62	Seeger 8	0.044541	145
TBC -Z	0.262670	26	TBC -Z	0.539980	53	TBC -Z	0.904890	98
TBC +Z	0.234700	22	TBC +Z	0.482250	45	TBC +Z	0.809840	85
TBC -Y	0.071963	11	TBC -Y	0.147170	23	TBC +Y	0.234560	65
TBC +Y	0.063076	10	TBC +Y	0.129490	21	TBC -Y	0.248630	63

#### 4.4 Fase IV: Diseño de detalle

En esta fase se generaron seis planos (cuatro planos de detalle y dos planos de ensamble), que describen geoméricamente los componentes de la estructura mecánica, como su ensamble. Así como, las características finales del conjunto estructural CIIIAsaT. Estos planos se presentan en las figuras 4.31 a la 4.36.

En la figura 4.30 se presenta el prototipo CIIIAsaT fabricado en material ABS-M30, con un grosor de capa de avance de 0.254 mm y una precisión de  $\pm 0.127$  mm, mediante el uso de la impresora 3D, Fortus 400mc – Stratasys [87].

El costo de fabricación de la estructura mecánica primaria del CIIIAsaT y de los ejes integradores, de acuerdo con los planos de diseño y en material de aleación de aluminio 6061-T6, es de 49.000 MXN. Esta cotización fue realizada por la empresa -Mecatrónicos Asociados para la Innovación y Automatización- el 29 de enero del 2015.

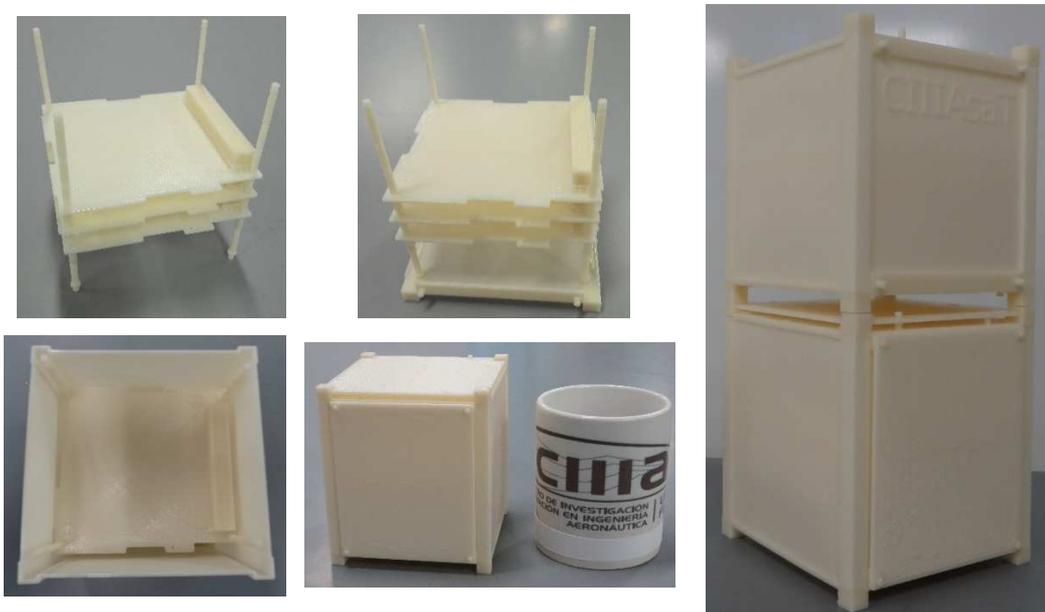


Figura 4.30. Prototipo de la estructura CIIIAsaT

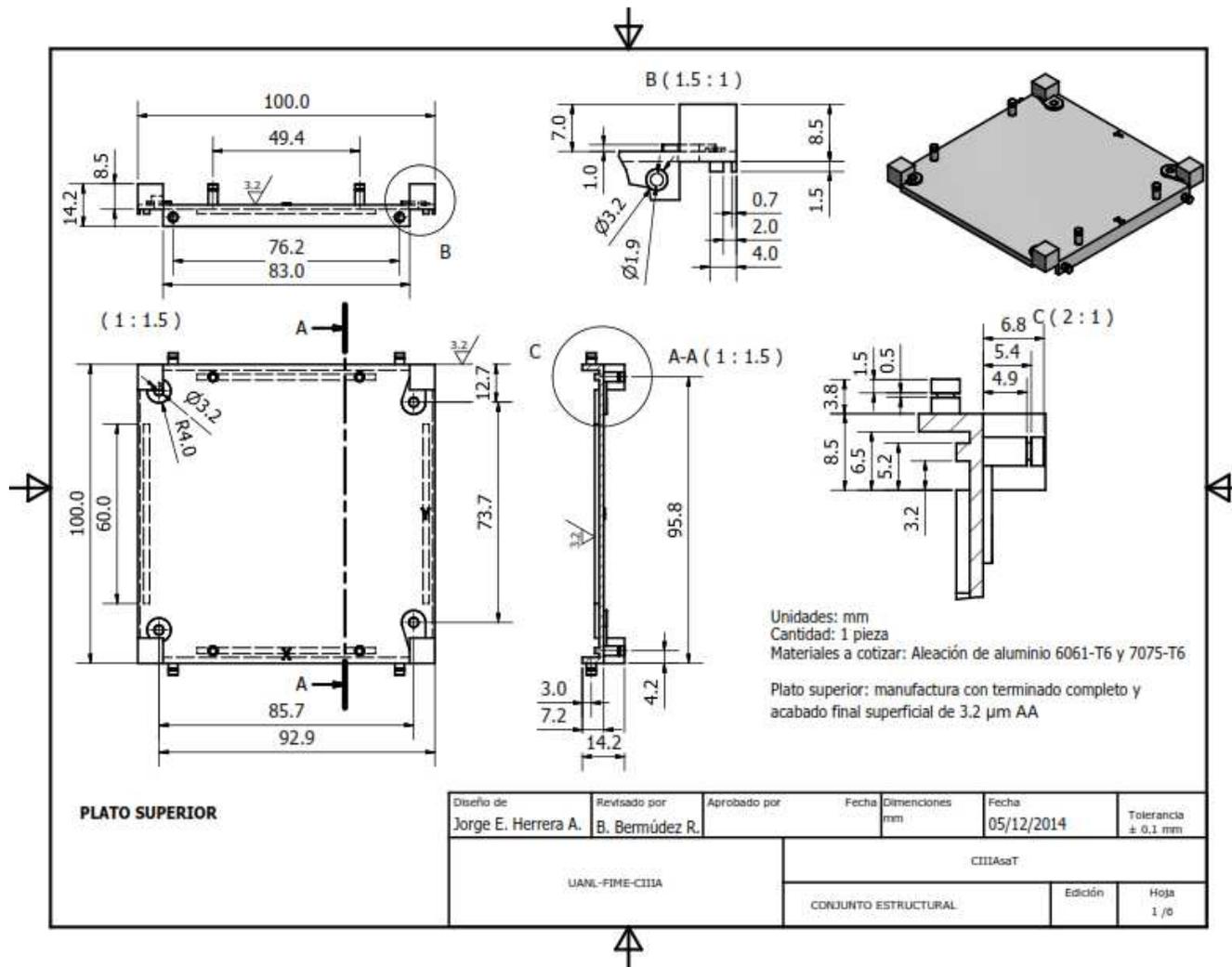


Figura 4.31. Plano de detalle del plato superior.

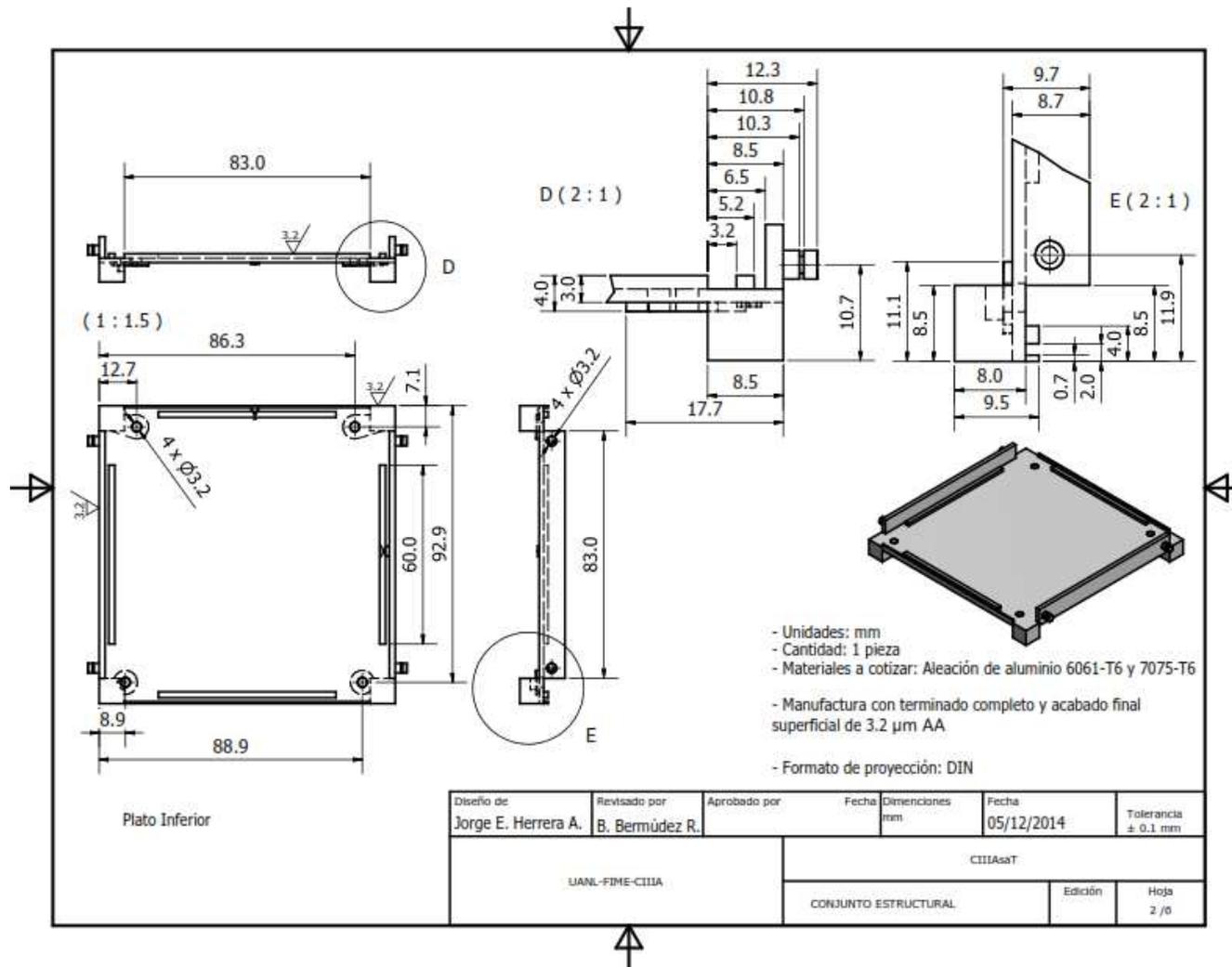


Figura 4.32. Plano de detalle del plato inferior.

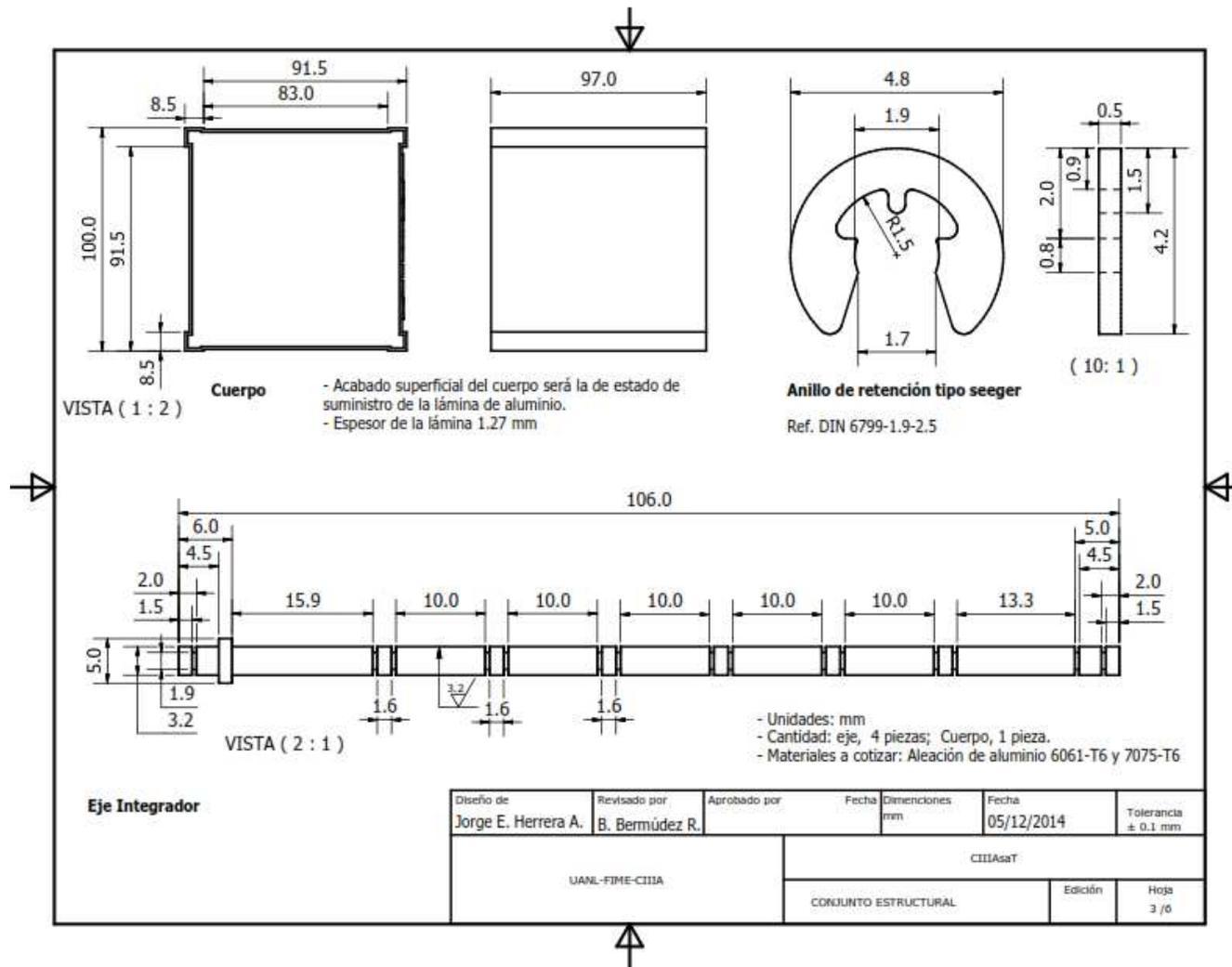


Figura 4.33. Plano de detalle del cuerpo, anillo seeger y eje integrador.

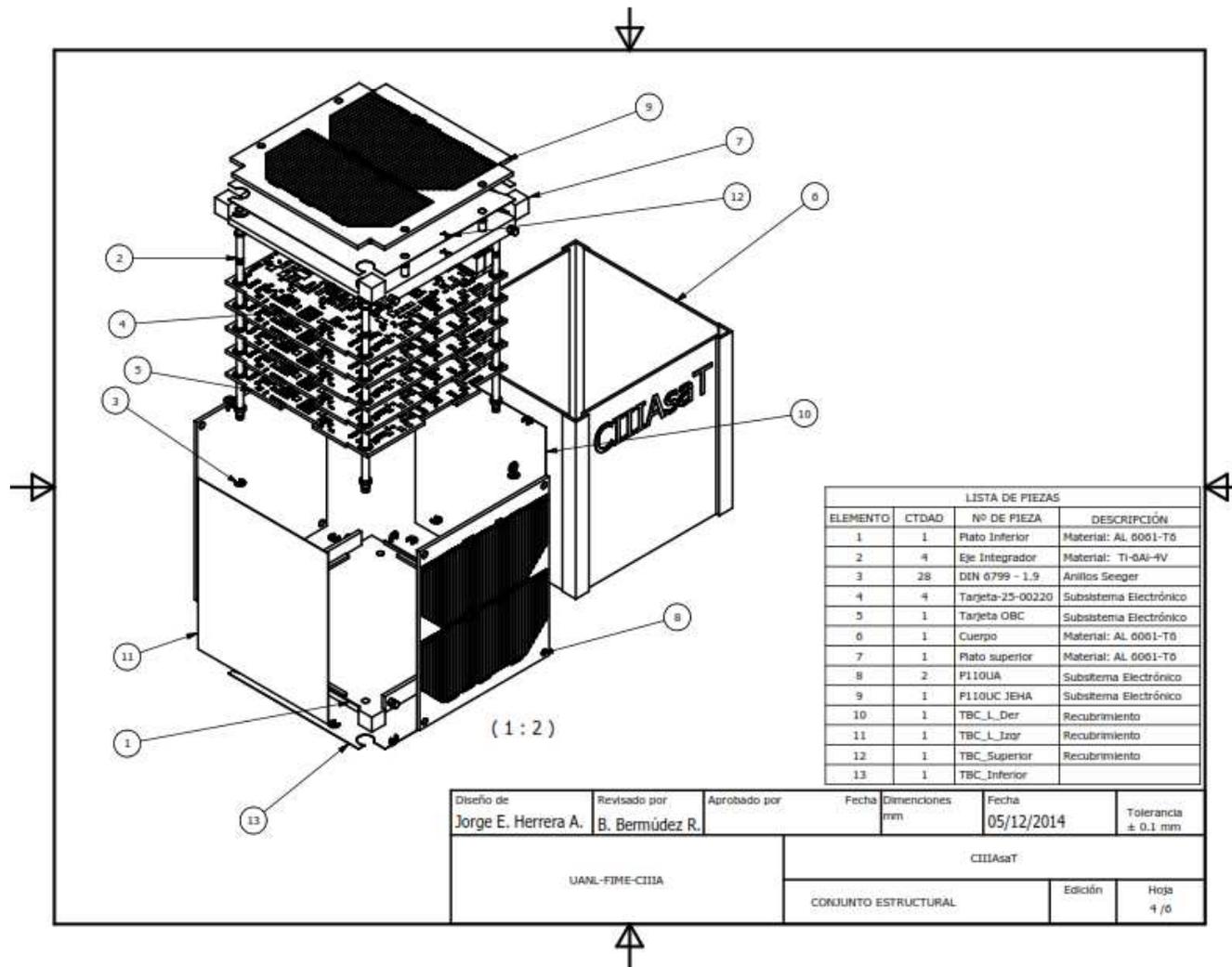


Figura 4.34. Plano de explosión del conjunto estructural CIIIAsaT.

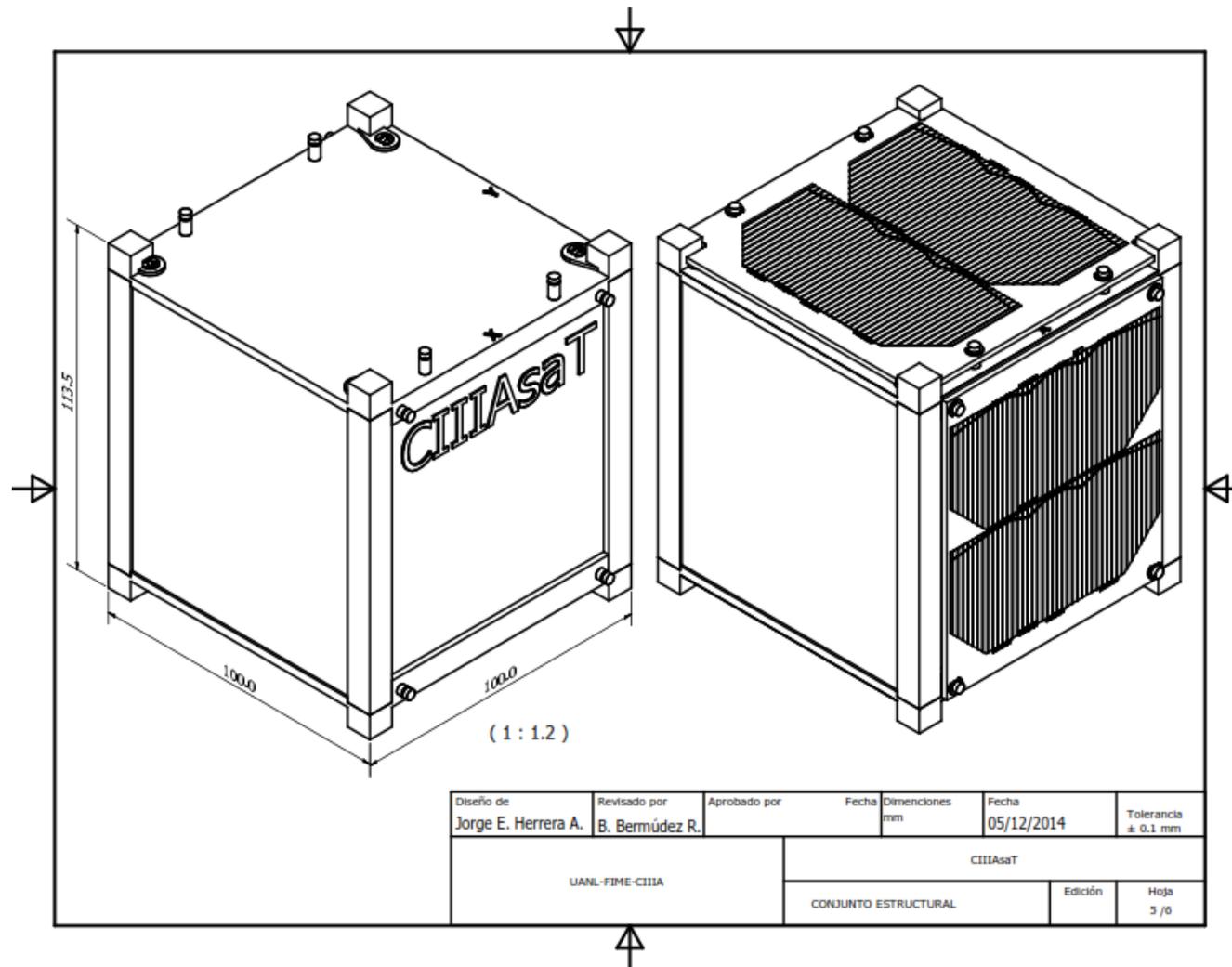


Figura 4.35. Plano de ensamble de la estructura CIIIAsaT.

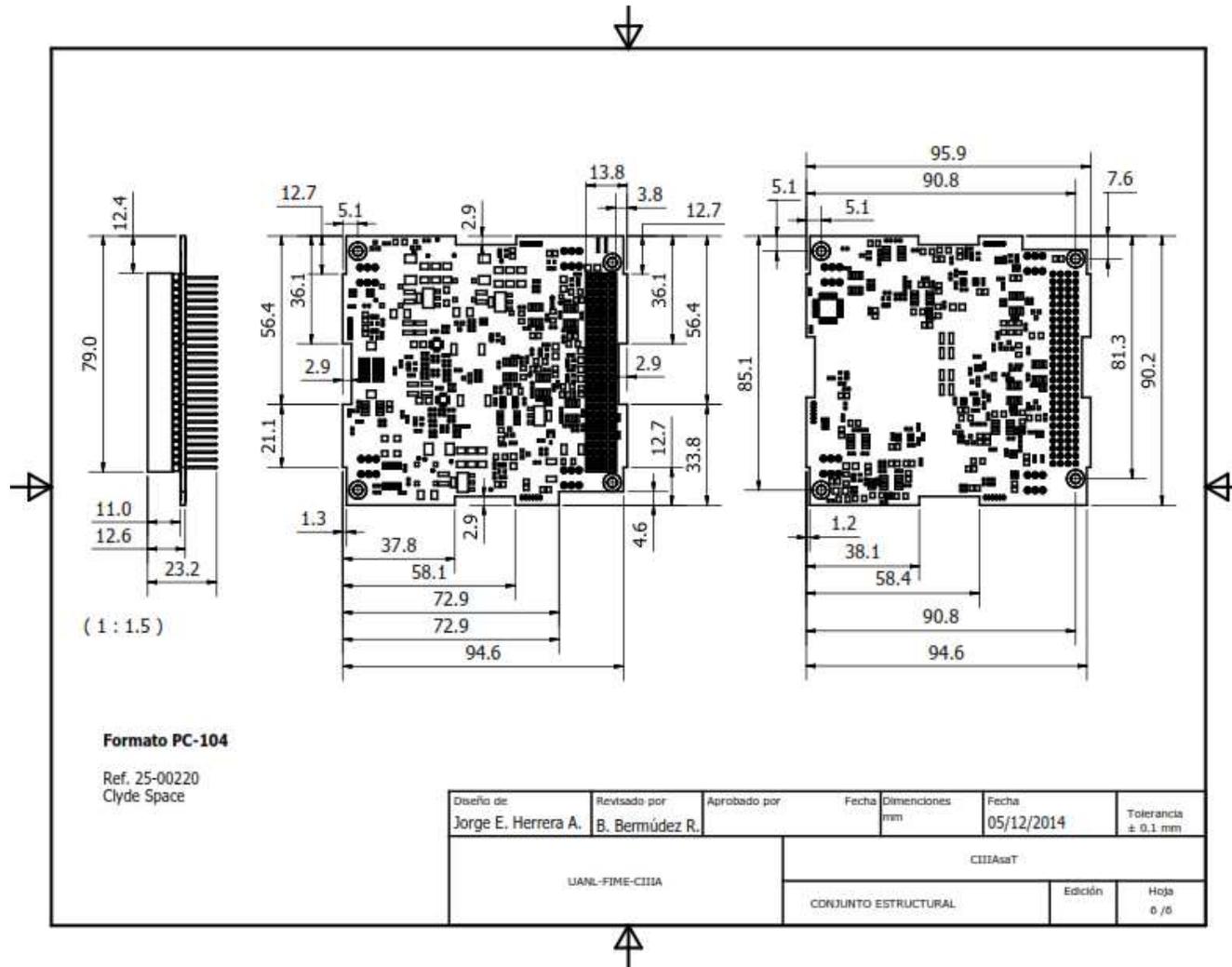


Figura 4.36. Formato PC-104 por Clyde Space [11].

#### 4.4.1 Verificación computacional

Se desarrolló una serie de simulaciones en relación con el análisis estático enfocándose en encontrar la deformación total máxima que presenta la estructura. Por lo que se obtuvieron un total de 12 simulaciones, variando en cada una de estas el tamaño del elemento. En la tabla 4.13, se registró los valores obtenidos de la deformación con respecto a los diferentes tamaños de elementos.

Tabla 4.13. Deformación total para diferentes tamaños de malla.

N° Simulación	N° nodos	N° elementos	$\bar{\delta}_{total}$ $\mu m$	$\bar{\delta}_{total}$ $mm$
1	495778	262467	3.35	0.0033496
2	586864	342432	3.58	0.0035781
3	861081	479395	3.34	0.0033360
4	961405	567442	3.44	0.0034422
5	1061389	609377	3.35	0.0033503
6	1220021	733371	3.62	0.0036210
7	1335347	786506	3.31	0.0033071
8	1709090	1027312	3.32	0.0033235
9	1750032	1052925	3.30	0.0033031
10	1798091	1084495	3.31	0.0033056
11	1839880	1110627	3.31	0.0033066
12	1887169	1141392	3.31	0.003312

Cabe resaltar que 10 de estas simulaciones se relizaron suponiendo que los ejes integradores son de aleación de aluminio 7075-T6. Adicionando dos mas donde los ejes integradores fuerón de un material de aleación de titanio Ti-6Al-4V (simulación 2 y 6). Se observó que la deformación total maxima obtenida para todas las simulaciones se localizó en el plato inferior de la estructura. Por lo tanto se hizo un grafico con base en la tabla 4.13, donde se detecto que una malla compuesta por un numero mayor a 1'709.090 nodos, o en su equivalente a un numero mayor a 1'027.312 de elementos, se presenta cierta independecia de la malla con respecto a los resultados obtenidos [76]. Esto se puede verificar con base en la figura 4.37, donde la deformación total coverge a un valor de 3.31  $\mu m$ .

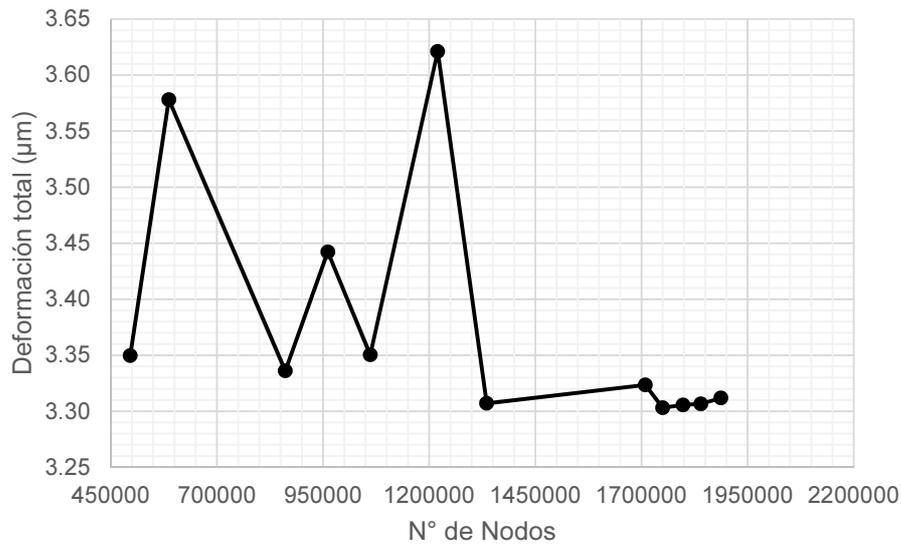


Figura 4.37. Grafica N° de nodos contra la Deformación total

A continuación se presenta el procedimiento de verificación computacional utilizado en este trabajo con base a las recomendaciones dadas en Oberkampf *et al.*- y por AIAA\_G-077 [75, 76]. Los cuales recomiendan, que se puede realizar una verificación comparando los datos obtenidos de un modelo matemático con respecto al modelo computacional de un caso de estudio en particular de tipo estructural. Por lo cual, el caso escogido, fue una viga en voladizo (figura 3.5), que posee las siguientes características geométricas y propiedades del material:

- Base de la viga: 38 mm
- Espesor de la viga: 3 mm
- Longitud de la viga: 400 mm
- Módulo de elasticidad del material: 70 GPa
- Densidad del material: 2700 kg/m<sup>3</sup>

La ecuación diferencial que describe el movimiento de una viga en voladizo está dado por:

$$W(x) = -\mu \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = EI \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} \quad (4.10)$$

Donde,  $W(x)$  es la carga de inercia debido a la masa de la viga, y  $\mu$ , es la masa de la viga por unidad de longitud. De tal manera que, la solución general de la ecuación diferencial (4.10) es:

$$\bar{y} = A \sin \beta x + B \cos \beta x + C \sinh \beta x + D \cosh \beta x \quad (4.11)$$

Evaluando las condiciones de frontera de la viga en voladizo, en la ecuación (4.11), se obtiene la ecuación característica de movimiento de la viga:

$$\cos \beta l * \cosh \beta l = -1 \quad (4.12)$$

Por lo anterior, las raíces de la ecuación característica son:

$$\beta l_1 = 1.8751040687; \beta l_2 = 4.6940911329; \beta l_3 = 7.8547574382; \beta l_4 = 10.9955407348$$

Con las raíces obtenidas y las propiedades de la viga las frecuencias modales teóricas se calcularon utilizando la siguiente expresión:

$$\omega_n = \beta l_n \sqrt{\frac{E I}{\rho A}} \quad (4.13)$$

Una vez obtenidas las frecuencia modales teóricas, lo siguiente, es calculas de nuevo en el paquete computacional ANSYS (figura 4.38).

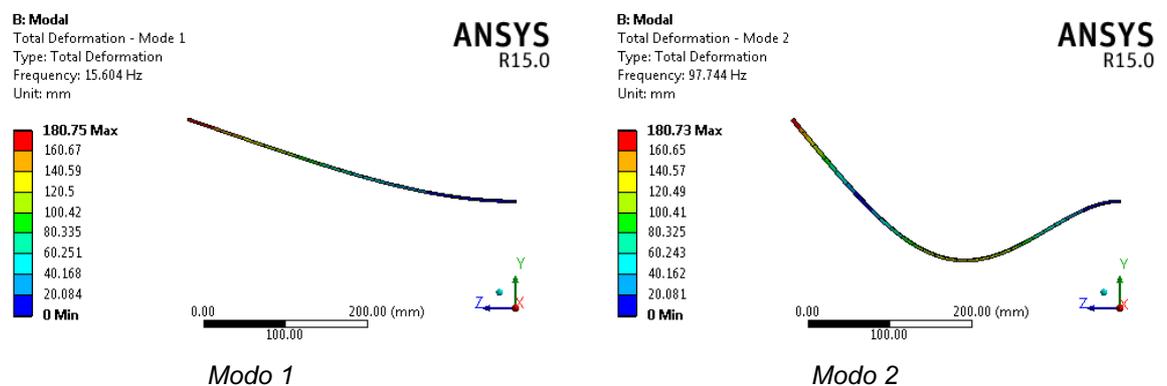


Figura 4.38. Resultados del análisis modal para la viga en voladizo. (Continúa...)

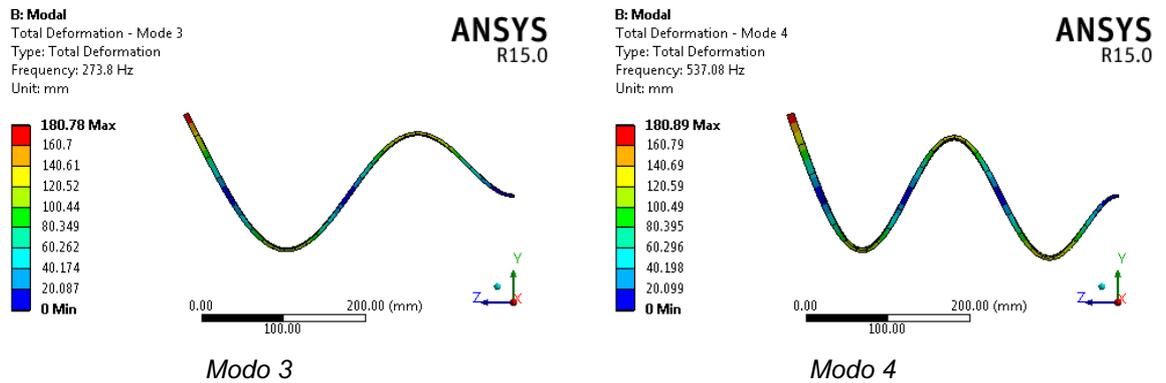


Figura 4.38. Resultados del análisis modal para la viga en voladizo.

Por lo tanto, la figura anterior muestra las formas modales, y las frecuencias naturales, para una viga en voladizo de acuerdo a las propiedades consideradas. Finalmente, se realizó experimentalmente el mismo estudio modal de la viga, de donde se obtuvo una lista de datos que se evaluaron en el paquete computacional Matlab obteniendo como resultado las formas y las frecuencia modales presentadas en la figura 4.39.

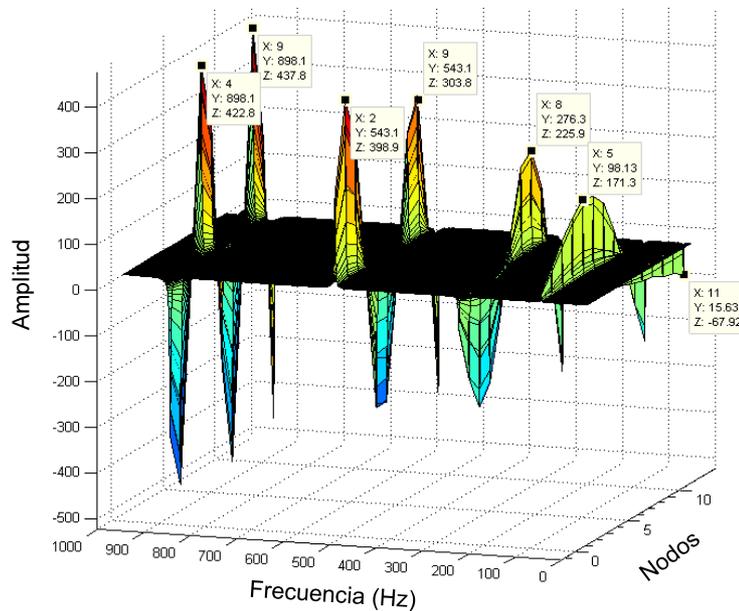


Figura 4.39. Resultados experimentales viga en voladizo.

De la figura anterior que es la que representa los resultados experimentales, se observa que la silueta que describe el eje de los nodos representa la forma modal y son semejantes a las obtenidas en el paquete computacional ANSYS (figura 4.38). De esta manera se valida que todo el procedimiento y los datos programados en el paquete computacional se realizaron de forma correcta, por lo que los resultados convergieron a la realidad. Tanto los resultados teóricos como los resultados computacionales, así como los resultados experimentales se exponen en la tabla 4.14.

*Tabla 4.14. Resultados de verificación y validación.*

<b>Modo</b>	<i>Frecuencia modal obtenida (Hz)</i>			<i>% Error de la simulación con respecto a:</i>	
	<b>Teóricos</b>	<b>Simulación</b>	<b>Experimentales</b>	<b>Teórico</b>	<b>Experimental</b>
1	15.42	15.60	15.63	1.15	0.19
2	96.65	97.74	98.13	1.11	0.40
3	270.60	273.80	276.30	1.16	0.90
4	530.30	537.08	543.10	1.25	1.11
			<b>Promedio</b>	<b>1.17</b>	<b>0.65</b>
			<b>Desviación estándar</b>	<b>0.05</b>	<b>0.37</b>

Con base en la tabla anterior se muestra que al comparar las frecuencias modales obtenidas del modelo computacional con respecto al modelo teórico y experimental. Se halló que el error que existe entre los resultados computacionales con respecto a los resultados teóricos, fue del 1.17 % con una desviación estándar de 0.05 %. De igual forma se halló un error de 0.65 % con una desviación estándar de 0.37 %, al comparar la solución computacional con la experimental. Esto permite suponer que los resultados computacionales para los diferentes análisis realizados en el diseño de la estructura CIIIAsaT son correctos y convergentes [75, 76, 88].

## **CAPÍTULO 5:**

# **Conclusiones generales y recomendaciones para trabajo a futuro**

### **5.1 Conclusiones generales**

- La fase de planeación y clarificación para el diseño de la estructura CIIIAsaT permitió encontrar las condiciones y requerimientos que debe cumplir el diseño estructural, con el fin de que la estructura sea aceptada en una misión espacial.
- La valoración conceptual de las especificaciones de diseño permitieron determinar la forma y la distribución espacial de los componentes que conforman la estructura, por lo que se obtuvo una geometría que probablemente sea aceptada para misiones espaciales.
- El factor de seguridad obtenido para el diseño estático de la estructura CIIIAsaT, fue de 15, esto permitirá realizar a la estructura en trabajos futuros una disminución en la masa.
- Al comparar los resultados de los análisis estáticos y dinámicos de la estructura con recubrimiento y de la estructura sin recubrimiento, no mostraron cambios significativos en los esfuerzos ni en las deformaciones. Por lo tanto no existen variaciones en su resistencia estructural.
- En el diseño dinámico de la estructura CIIIAsaT se consideraron las contribuciones de los modos, por lo que fue posible encontrar la masa efectiva, que se utilizó para clasificar la importancia relativa al modo.
- Se determinó que la frecuencia fundamental de la estructura CIIIAsaT es de 979.14 Hz, por lo que este valor no se encuentra en el ancho de banda del espectro de vibración armónica (2 Hz - 100 Hz). Lo que indica que la estructura no entrara en resonancia con el vehículo de lanzamiento durante el vuelo de colocación en órbita.

- En base al análisis de respuesta armónica, las cargas sinusoidales no causaran daño estructural, que pueda comprometer la integridad del CIIIAsaT. Por lo que la aceleración aplicada de 1.25 g, es muy pequeña comparada con las cargas de aceleración cuasiestáticas longitudinales que no sobrepasan los 4.5 g. Lo que indica, que no son significativas para provocar fallas estructurales.
- Se evidencia que la deformación máxima encontrada en los diferentes análisis, se presenta en el plato inferior seguido del plato superior. Esto se debe a que las reacciones de la aceleración actúan en dirección contraria de la dirección de vuelo del vehículo lanzador, ocasionando que el material tienda a desplazarse hacia la tierra, por efectos gravitatorios.
- Se determinó que el esfuerzo máximo de von-Mises producido por las cargas mecánico-espaciales de vibración aleatoria fue de 24.726 MPa. Por lo que al aplicar el modelo de falla de Soderberg, no se detectaron daños que afectaran o comprometieran la integridad de la estructura CIIIAsaT.
- Las condiciones mecánico-espaciales de respuesta de espectro, son las que causan daño en algunos sectores de la estructura. Pero es necesario mencionar que las cargas aplicadas tienen mayores amplitudes de aceleración en comparación con otros lanzadores comerciales. De igual manera los componentes que presentan altos valores de esfuerzos no son parte de la estructura primaria, como lo son los anillos seeger 1,2,3 y 4. Por lo cual, si estos anillos colapsan, la estructura no se desarmara, por lo que continuaría con la misión.
- El diseño cumple con los requerimientos mecánico-espaciales, de acuerdo a los niveles de carga para pruebas de aceptación.
- Los ajustes, la geometría y el espesor de lámina propuesta en el diseño, se validaron con el prototipo desarrollado en material ABS-M30, por lo que se detecta una buena conformidad de diseño.
- Se diseñó una estructura CubeSat, que comparada con otros diseños no posee piezas que tengan que ser unidas con elementos de sujeción roscadas. Por lo tanto, se preveé que, no se presentará un desarme de la

estructura al realizar las diferentes pruebas en condiciones mecánico-espaciales para la plataforma de lanzamiento seleccionada.

## **5.2 Recomendaciones para trabajo a futuro**

Como recomendaciones para trabajo a futuro se tiene:

- Determinar el proceso de manufactura adecuado, para fabricar la estructura mecánica CubeSat.
- Realizar las pruebas mecánicas de vibración (pruebas de calificación y de vuelo), a la estructura manufacturada en material Al-6061-T6 y Ti-6Al-4V.
- Realizar pruebas térmicas en vacío, a la estructura nanosatélital sin y con recubrimiento cerámico de barrera térmica.
- Una vez desarrollados y acoplados todos los subsistemas, realizar pruebas de integración espacial.

## Referencias

1. A. K. Maini and V. Agrawal, *Satellite technology : principles and applications*. Noida, India: JohnWiley & Sons Ltd., 2011.
2. S. W. Janson, "25 Years of Small Satellites," *AIAA*, pp. 1-13, 2011.
3. S. W. Janson, "The History of Small Satellites," in *Small Satellites: Past, Present, and Future*, H. Helvajian and S. W. Janson, Eds., ed: Aerospace Press, 2008.
4. A. I. McInnes, D. M. Harps, J. A. Lang, and C. M. Swenson, "A Systems Engineering Tool for Small Satellite Design," presented at the Conference on Small Satellites, 2001.
5. M. D. D. Staff, "Small Spacecraft Tecnology State of the Art," National Aeronautics and Space Administration, California, Technical TP-2014-216648, February 2014.
6. A. F. Zamora Torres, "Análisis estructural de un microsátélite," Maéstro en Ingeniería, Facultad de Ingenieria, Universidad Nacional Autónoma de México, Querétaro - Juriquilla, México, 2013.
7. L. Felicetti and F. Santoni, "Nanosatellite swarm missions in low Earth orbit using laser propulsion," *Aerospace Science and Technology*, vol. 27, pp. 179-187, 6// 2013.
8. K. Brieß, "Spacecraft Design Process," in *Handbook of Space Technology*, W. Ley, K. Wittmann, and W. Hallmann, Eds., ed Singapore: John Wiley & Sons, Ltd, 2009, p. 906.
9. CalPoly-CDS-Rev.13, "CubeSat Design Specification," ed. California, San Luis Obispo: California Polytechnic State University, 2014, p. 42.
10. B. Twiggs, "Origin of CubeSat," in *Small Satellites: Past, Present, and Future*, H. Helvajian and S. W. Janson, Eds., ed: Aerospace Press, 2008.
11. Suppliers. 2014. Pumpkin-Inc. (<http://www.wsw.cubesat.org/index.php/collaborate/suppliers>). Consultado 15 de diciembre del 2014.
12. W. A. Shiroma, L. K. Martin, J. M. Akagi, J. T. Akagi, B. L. Wolfe, B. A. Fewell, *et al.*, "CubeSats: A bright future for nanosatellites," *Central European Journal of Engineering*, vol. 1, pp. 9-15, 2011.
13. D. Wood and A. Weigel, "Architectures of small satellite programs in developing countries," *Acta Astronautica*, vol. 97, pp. 109-121, 4// 2014.
14. K. Woellert, P. Ehrenfreund, A. J. Ricco, and H. Hertzfeld, "Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations," *Advances in Space Research*, vol. 47, pp. 663-684, 2/15/ 2011.
15. C. S. Fish, C. M. Swenson, G. Crowley, A. Barjatya, T. Neilsen, J. Gunther, *et al.*, "Design, Development, Implementation, and On-orbit Performance of the Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment Mission," *Space Science Reviews*, vol. 181, pp. 61-120, May 2014.
16. S. Nakasuka, N. Sako, H. Sahara, Y. Nakamura, T. Eishima, and M. Komatsu, "Evolution from education to practical use in University of Tokyo's nanosatellite activities," *Acta Astronautica*, vol. 66, pp. 1099-1105, 2010.
17. J. C. Springmann and J. W. Cutler, "Flight results of a low-cost attitude determination system," *Acta Astronautica*, vol. 99, pp. 201-214, 6// 2014.

18. R. Nugent, R. Munakata, A. Chin, R. Coelho, and J. Puig-Suari, "The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, p. 11, 2011.
19. CalPoly-P-POD-Rev.E, "Poly Picosatellite Orbital Deployer User Guide," ed. San Luis Obispo, CA 93407: California Polytechnic State University, 2014, p. 21.
20. M. Cihan, A. Cetin, M. Kaya, and G. Inalhan, "Design and Analysis of an Innovative Modular Cubesat Structure for ITU-pSAT II," *IEEE*, pp. 494-499, 2011.
21. R. S. Romaniuk, M. Stolarski, M. Dobrowolski, R. Graczyk, K. Kurek, and K. S. Kulpa, "Space platform for student CubeSat pico-satellite," *IEEE*, vol. 7502, pp. 1-10, 2009.
22. J. Piattoni, G. P. Candini, G. Pezzi, F. Santoni, and F. Piergentili, "Plastic Cubesat: An innovative and low-cost way to perform applied space research and hands-on education," *Acta Astronautica*, vol. 81, pp. 419-429, Dec 2012.
23. W. Ley, A. Scholz, and H. Kayal, "System Design Example: CubeSat," in *Handbook of Space Technology*, W. Ley, K. Wittmann, and W. Hallmann, Eds., ed: John Wiley & Sons, pp. 698-728.
24. G. C. Quiroz Garfias, G. Silva Navarro, and H. Rodríguez Cortés, "Finite Element Analysis and Design of a CubeSat Class Picosatellite Structure," *IEEE*, vol. 4, pp. 294 - 297, September 5-7 2007.
25. F. Mathurin, J. Guillot, P. Stephan, and A. Daidie, "3D Finite Element Modeling of an Assembly Process With Thread Forming Screw," *Journal of Manufacturing Science and Engineering-Transactions of the Asme*, vol. 131, Aug 2009.
26. R. Lennon, R. Pedreschi, and B. P. Sinha, "Comparative study of some mechanical connections in cold formed steel," *Construction and Building Materials*, vol. 13, pp. 109-116, Apr 1999.
27. M. Rasmus, K. Mantylarvi, and J. A. Karjalainen, "Small Batch Laser Welding using Light Fasteners and Laser Tack Welding," *Sheet Metal 2011*, vol. 473, pp. 267-272, 2011.
28. T. A. Barnes and I. R. Pashby, "Joining techniques for aluminium spaceframes used in automobiles Part II- adhesive bonding and mechanical fasteners," *Materials Processing Technology* vol. 99, pp. 72-79, 2000.
29. P. J. Gray, R. M. O'Higgins, and C. T. McCarthy, "Effects of laminate thickness, tapering and missing fasteners on the mechanical behaviour of single-lap, multi-bolt, countersunk composite joints," *Composite Structures*, vol. 107, pp. 219-230, 2014.
30. T. Sadowski and P. Golewski, "Numerical Study of the Prestressed Connectors and Their Distribution on the Strength of a Single Lap, a Double Lap and Hybrid Joints Subjected to Uniaxial Tensile Test," *Archives of Metallurgy and Materials*, vol. 58, pp. 579-585, 2013.
31. J. S. Kang, F. Arute, D. Yoel, J. E. Littlefield, and T. Harris, "Testing using Combined Environments to Reduce Payload Mass Cost," presented at the Conference on Small Satellites, 2013.
32. A. Ali, M. R. Mughal, H. Ali, and L. Reyneri, "Innovative power management, attitude determination and control tile for CubeSat standard Nano Satellites," *Acta Astronautica*, vol. 96, pp. 116-127, Mar-Apr 2014.

33. M. R. Mughal, A. Ali, and L. M. Reyneri, "Plug-and-play design approach to smart harness for modular small satellites," *Acta Astronautica*, vol. 94, pp. 754-764, 2// 2014.
34. G. F. Abdelal, N. Abuelfoutouh, and A. H. Gad, *Finite Element Analysis for Satellite Structures*. New York: Springer, 2013.
35. J. M. Houghton, "Spacecraft Structures," in *Spacecraft System Engineering*, P. Fortescue, J. Stark, and G. Swinerd, Eds., ed: John Wiley & Sons. Ltd., 2004, p. 352.
36. O. A. Bauchau and J. I. Craig, *Structural Analysis: With Applications to Aerospace Structures* vol. 163. USA: Springer, 2009.
37. J. Wijker, *Mechanical Vibrations in Spacecraft Design*: Springer, 2004.
38. J. Wijker, *Random Vibrations in Spacecraft Structures Design: Theory and Applications*. London: Springer, 2009.
39. J. J. Wijker, *Spacecraft Structures*. Heidelberg, Alemania: Springer, 2008.
40. M. A. S. Navarrete, "Análisis mecánico de la estructura conceptual de un sistema de separación para microsatelites," *Ingeniero Mecánico*, Facultad de Ingenieria, Universidad Nacional Autónoma de México, México D.F., 2013.
41. M. Sweeting, Y. Nyampong, and P. Marshall, *Small Satellites and Their Regulation*. New York: Springer, 2014.
42. Ariane\_5, "Ariane-5-Users-Manual-Issue-5," vol. Issue 5 Revision 1, ed: Ariane Space, 2011, p. 271.
43. NASA-HDBK-7005, "Dynamic Environmental Criteria," in *HDBK-7005*, ed, 2001.
44. NASA-HDBK-7008, "Spacecraft Dynamic Environments Testing," in *Nasa Technical Handbook*, ed. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2014, p. 134.
45. G. Miglioreno and T. K. Henriksen, "Structure, Mechanisms and Deployables," in *The International Handbook of Space Technology*, M. Macdonald and V. Badescu, Eds., ed Chichester, UK: Springer association with Praxis, 2014.
46. Ariane-5-Users-Manual-Issue-5, "Ariane 5 User's Manual Issue 5 Revision 1," ed: Ariane Space, 2011, p. 271.
47. H. B. Garrett, "Space Environments and Survivability," in *The International Handbook of Space Technology*, M. Macdonald and V. Badescu, Eds., ed Chichester, UK: Springer association with Praxis, 2014.
48. S. S. Rao, *Mechanical Vibrations*: Prentice Hall, 2011.
49. D. Thorby, *Structural Dynamics and Vibration in Practice*. UK: Butterworth-Heinemann, 2008.
50. Z. Bai, Y. Zhao, W. Ma, and H. Tian, "Modal Analysis for Small Satellite System with Finite Element Method," *IEEE*, pp. 1 - 5, 2008.
51. J. He and Z.-F. Fu, *Modal Analysis*. Great Britain: Butterworth-Heinemann, 2001.
52. L. E. Cohan, "Vibroacoustic launch analysis and alleviation of lightweight, active mirrors," *Optical Engineering*, vol. 50, p. 013002, 2011.
53. D. F. Ledezma Ramírez, "Notas de clase: Dinámica Estructural," in *Maestría en Ingeniería Aeronáutica*, J. E. Herrera A., Ed., ed. Apodáca N.L.: CIIA-FIME- UANL, 2014.
54. T. Irvine, "An introduction to random vibration," p. 13, October 26 2000.
55. M. D. Griffin and J. R. French, *Space Vehicle Design*, 2 ed.: American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA, 2004.

56. R. Budynas and K. Nisbett, *Shigley's Mechanical Engineering Design*: McGraw-Hill Education, 2014.
57. M. R. Hatch, *Vibration simulation using MATLAB and ANSYS*, 2001.
58. A. Mouritz, *Introduction to Aerospace Materials*: Elsevier Science, 2012.
59. B. Cantor, *Aerospace Materials*: IOP Editorial, 2011.
60. J. Njuguna and K. Pielichowski, *Polymer nanocomposites for aerospace applications properties. Advanced Engineering Materials*: Wiley, 2003.
61. G. Guerriero, R. Alderliesten, T. Dingemans, and R. Benedictus, "Thermotropic liquid crystalline polymers as protective coatings for aerospace," *Coatings Science International*, vol. 70, pp. 245–251, April 2011.
62. C. J. Brinker and G. W. Scherer, *Sol-Gel Science: The Physics and Chemistry of Sol-Gel Processing*: Elsevier, 1990.
63. J. Ge, Q. Zhang, T. Zhang, and Y. Yin, *Core–Satellite Nanocomposite Catalysts Protected by a Porous Silica Shell: Controllable Reactivity, High Stability, and Magnetic Recyclability* vol. 120: Wiley, 2008.
64. L. C. Klein, *Sol-Gel Technology for Thin Films, Fibers, Preforms, Electronics, and Specialty Shapes*: Noyes Publications, 1990.
65. NASA-LSP-REQ-317.01-Rev-B, "Program Level Dispenser and CubeSat," in *Launch Service Program* ed. Florida - USA: NASA, 2014, p. 14.
66. O. Kovářik, P. Haušild, J. Siegl, J. Matějček, and V. Davydov, "Fatigue Life of Layered Metallic and Ceramic Plasma Sprayed Coatings," *Procedia Materials Science*, vol. 3, pp. 586-591, 2014.
67. Y. Takahashi, H. Yoshitake, R. Nakamichi, T. Wada, M. Takuma, T. Shikama, *et al.*, "Fatigue limit investigation of 6061-T6 aluminum alloy in giga-cycle regime," *Materials Science and Engineering: A*, vol. 614, pp. 243-249, 2014.
68. X. C. Zhang, Y. K. Zhang, J. Z. Lu, F. Z. Xuan, Z. D. Wang, and S. T. Tu, "Improvement of fatigue life of Ti–6Al–4V alloy by laser shock peening," *Materials Science and Engineering: A*, vol. 527, pp. 3411-3415, 2010.
69. L. V. Vanegas Useche, *Diseño de Máquinas*. Pereira - Colombia: Universidad Tecnológica de Pereira, 2012.
70. C. L. Dym and P. Little, *El proceso de diseño en ingeniería: cómo desarrollar soluciones efectivas*: Limusa Wiley, 2002.
71. G. Torres Charry, "Diseño en Ingeniería," in *Diseño de Productos en Ingeniería*, G. Torres Charry, Ed., ed Pereira-Risaralda, 2011.
72. S. G. Kelly, *Mechanical vibrations: theory and applications*, SI. United States of America: Cengage Learning, 2012.
73. A. Kaveh, *Computational Structural Analysis and Finite Element Methods*. Switzerland Springer, 2014.
74. E. Madenci and b. Guven, *The Finite Element Method and Applications in Engineering Using Ansys* United States of America Springer, 2006.
75. AIAA\_G-077, *Guide for the verification and validation of computational fluid dynamics simulations*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
76. W. L. Oberkampf, T. G. Trucano, and C. Hirsch, "Verification and Validation for Modeling and Simulation in Computational Science and Engineering Applications," in *Foundations for Verification and Validation in the 21st Century Workshop*, Laurel, Maryland, 2002, p. 74.

77. R. Scigliano, M. Scionti, and P. Lardeur, "Verification, validation and variability for the vibration study of a car windscreen modeled by finite elements," *Finite Elements in Analysis and Design*, vol. 47, pp. 17-29, 2011.
78. M. M. R. El-Hebeary, M. H. Arafa, and S. M. Megahed, "Modeling and experimental verification of multi-modal vibration energy harvesting from plate structures," *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 193, pp. 35-47, 2013.
79. NASA-STD-6016, "Standard Materials And Processes Requirements For Spacecraft," in *Nasa Technical Standard*, ed. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2008, p. 67.
80. MIL-STD-1540D, "Product Verification Requirements For Launch, Upper Stage, and Space Vehicle," ed: Department Of Defense - United States Of America, 1999, p. 28.
81. NASA-GSFC-STD-7000A, "General Environmental Verification Standard (GEVS)," ed. Greenbelt, Maryland: NASA, 2013, p. 203.
82. G. Pierlot, "Oufi-1 : Flight System Configuration and Structural Analysis.," Master Master Thesis, Aerospace and Mechanical Engineering Department, University of Liège, 2009.
83. B. A. Housari and S. A. Nassar, "Effect of thread and bearing friction coefficients on the vibration-induced loosening of threaded fasteners," *Journal of Vibration and Acoustics-Transactions of the Asme*, vol. 129, pp. 484-494, Aug 2007.
84. B. P. Larouche, "Design, Simulation, and Testing of the Structural & Separation System for the CanX-3 & CanX-4/-5 Nanosatellite Missions " Master of Applied Science, Aerospace Engineering, University of Toronto, Toronto-Canada, 2008.
85. ANSYS\_Multiphysics, "User's Guide Workbench ANSYS," in *ANSYS Release 15.0 documentation* 15.0 ed, 2014.
86. D. King, "Nanosatellite estructure desing," Master's of Science, Faculty of Graduate Studies, York University, 2010.
87. Fortus 380mc and 400mc. 2015. Stratasys. (<http://www.stratasys.com/>). Consultado 16 de Marzo del 2015.
88. J. A. Ferrer Perez, "Thermal study of a GaN-Based Hemt," Doctor of Philosophy, Aerospace and Mechanical Engineering, University of Notre Dame 2012.