



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**ANÁLISIS MECÁNICO DE LA ESTRUCTURA
CONCEPTUAL DE UN SISTEMA DE SEPARACIÓN
PARA MICROSATÉLITES**

T E S I S

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO MECÁNICO**

P R E S E N T A:

MIGUEL ÁNGEL SÁNCHEZ NAVARRETE



DIRECTOR DE TESIS:

DR. JOSÉ ALBERTO RAMÍREZ AGUILAR

MÉXICO D.F.

OCTUBRE 2013



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

Índice general

Introducción.	14
Objetivos.	16
1. Marco Teórico.	17
1.1. Microsatélites.	18
1.1.1. Subsistemas.	18
2. Adaptadores y Sistemas de Separación.	23
2.1. Adaptadores.	23
2.1.1. ASAP.	24
2.1.2. ESPA.	28
2.1.3. SPSS.	31
2.2. Sistemas de separación.	33
2.2.1. Electromecánicos.	36
2.2.2. Pirotécnicos.	43
2.3. Selección del Sistema de Separación.	49
3. Ambiente de Vuelo de los Vehículos Lanzadores.	55

3.1. Ambiente de Vuelo Mecánico.	57
3.1.1. Aceleraciones.	60
3.1.2. Frecuencia Natural.	62
3.1.3. Vibraciones Sinusoidales.	62
3.1.4. Vibraciones Aleatorias.	64
3.1.5. Cargas Combinadas (CLA).	71
4. Análisis Mecánico de la Estructura de un Sistema de Separación Seleccionado.	73
4.1. Descripción de la Estructura.	75
4.2. Preparación del Modelo para Simulaciones.	75
4.3. Pruebas.	79
4.3.1. Frecuencia Natural.	79
4.3.2. Vibración Sinusoidal.	79
4.3.3. Vibración Aleatoria.	81
4.3.4. Cargas Combinadas (CLA).	82
4.4. Resultados	87
4.4.1. Frecuencia Natural.	87
4.4.2. Vibración Sinusoidal.	90
4.4.3. Vibración Aleatoria.	92
4.4.4. CLA	95
5. Conclusiones	98

6. Trabajo a Futuro	102
Anexos	112
A. Datos Técnicos del Sistema de Separación Mark II.	113
B. Evaluación Sistemas de Separación.	116
C. Valores de Cargas Combinadas de Vehículos Lanzadores.	118
D. Cálculo de Velocidad de Separación y Número de Resortes del SS.	121
E. Modos de Frecuencia Natural.	123
F. Respuesta a Vibraciones Sinusoidales.	129
G. Respuesta a Vibraciones Aleatorias.	134
H. Respuesta a Cargas Combinadas de Minotaur I.	147
I. Respuesta a Cargas combinadas de Dnepr.	154
J. Respuesta a Cargas Combinadas de Soyuz	161

Índice de tablas

1.1. Clasificación de satélites según su masa.	17
2.1. Capacidad volumétrica y de masa de los anillos ESPA.	31
2.2. Capacidad volumétrica y de masa de los anillos SSPS.	33
2.3. Características del sistema de separación de Dessault Systems.	48
2.4. Necesidades para el sistema de separación.	51
2.5. Requisitos para el sistema de separación.	52
2.6. Especificaciones para el sistema de separación.	53
3.1. Fuentes de cargas en los ambientes de vehículos lanzadores [66].	57
3.2. Factores de seguridad y duraciones para pruebas [68].	59
3.3. Factores carga por aceleración en estado transitorio y dinámico.	61
3.4. Valores de aceleración de vibración sinusoidal.	63
3.5. Valores rms de las amplitudes de los espectros de vibraciones sinusoidales.	64
3.6. Valores de densidad espectral de aceleración de vibración aleatoria.	67
3.7. Valores grms de vibraciones aleatorias (ASD) de vehículos lanzadores.	70
3.8. Ecuaciones para el cálculo de los factores de cargas combinadas.	71
3.9. Factores de cargas combinadas para los lanzadores Minotaur I, Soyuz y Dnepr.	72

4.1. Desglose de partes, materiales y masa que componen al SS Mark II.	75
4.2. Propiedades físicas de los materiales usados en el SS Mark II. Fuente [78]. . .	76
4.3. Factores para pruebas de vibración sinusoidal	80
4.4. Factores para pruebas de vibración aleatoria.	82
4.5. Propiedades físicas de la estructura idealizada del microsatélite Quetzal (caso de estudio) y el SS Mark II.	86
4.6. Primeros diez valores de frecuencias naturales del sistema de separación Mark II.	87
4.7. Respuesta del SS sujeto a vibraciones sinusoidales.	90
4.8. Respuesta del SS sujeto a vibraciones aleatorias.	92
4.9. Respuesta a factores de CLA.	96
A.1. Dimensiones del sistema Mark II, tomado de PSC.	115
B.1. Evaluación de los Sistemas de Separación	117
C.1. Factores de cargas combinadas de vehículos lanzadores (Sistema coordinado de lanzadores).	119
C.2. Factores de cargas combinadas de vehículos lanzadores. <i>Continuación</i>	120

Índice de figuras

1.1. Subsistemas del microsatélite Quetzal.	19
1.2. Propuesta inicial de la estructura para el microsatélite Quetzal.	20
2.1. ASAP 5 configurado para 6 microsatélites y 1 satélite grande.	25
2.2. Medidas del anillo ASAP 5.	27
2.3. Anillos ESPA.	28
2.4. Anillos SL-ESPA-15 (izquierda) y SL-ESPA-24 (derecha). <i>Nota: Unidades en pulgadas</i>	30
2.5. Anillo SPSS.	32
2.6. Primer función del Sistema de Separación.	34
2.7. Segunda función del Sistema de Separación.	34
2.8. Tercer función del Sistema de Separación.	35
2.9. Sistema de separación: Mark II <i>the lightband</i> . (Tomado de Planetary Systems Corporation).	37
2.10. Mecanismo del sistema Lightband. (Tomado de PSC).	38
2.11. Lightband separado, tomado de Planetary Systems Corporation.	39
2.12. Microsatélite ALMASat-1 (izq.) y sistema de separación ALMASat-1 o AD-SS 35 (der.). (Tomado de ALMASpace S.r.l.)	40

2.13. Arnes y actuador del sistema de separación ALMASat-1 o AD-SS 35. (Tomado de ALMASpace S.r.l.)	41
2.14. Detalle de los pasadores guía del sistema AD-SS 200. (Tomada de ALMASpace S.r.l.)	42
2.15. Sistema de separación de SNC.	43
2.16. Sistema de separación PAS 175. (Tomado de RUAG Space).	46
2.17. Características del Sistema de Separación PAS 175 y PAS 400. (Tomado de RUAG Space).	47
2.18. Sistema de separación de Dessault Systems.	48
2.19. Diagrama de funciones de los Sistemas de Separación	50
3.1. Perfil de vuelo del lanzador Dnepr. [57]	58
3.2. Rango de cargas durante el vuelo de lanzadores [67].	59
3.3. Perfil general de aceleraciones en el vuelo de vehículos lanzadores. [67]	60
3.4. Señal de vibración aleatoria en función del tiempo	64
3.5. Curva ASD obtenida a partir de doce curvas de respuesta de aceleración[72]	65
3.6. Valores ASD de vehículos lanzadores.	68
4.1. Modelo del SS Mark II generado en el programa Inventor.	73
4.2. Vista del modelo del SS con las restricciones.	77
4.3. Modelo del SS mallado.	78
4.4. Ejemplo de un modelo sujeto a compresión. Izquierda: Tiene el tipo de contacto fino a grueso y derecha: Tiene el contacto grueso a fino [80].	78
4.5. Sustitución de ejes por elementos tipo truss (color anaranjado), para pruebas CLA.	83

4.6. Modelo SS para cargas combinadas con fuerzas de los resortes ejercidas entre los anillos (color verde).	84
4.7. Ensamble del SS con la estructura idealizada del microsatélite Quetzal para la aplicación de los factores de gravedad. <i>Arriba: Estructura idealizada. Abajo: Estructura idealizada sin una cara para visualizar la aplicación de la gravedad.</i>	85
4.8. Modo 1 de frecuencia natural del SS.	89
4.9. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje X.	91
4.10. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.	93
4.11. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.	94
4.12. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.	95
4.13. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 10.	97
A.1. Dimensiones del sistema Mark II, tomado de PSC.	114
E.1. Modo 1 de frecuencia natural del SS.	123
E.2. Modo 2 de frecuencia natural del SS.	124
E.3. Modo 3 de frecuencia natural del SS.	124
E.4. Modo 4 de frecuencia natural del SS.	125
E.5. Modo 5 de frecuencia natural del SS.	125
E.6. Modo 6 de frecuencia natural del SS.	126
E.7. Modo 7 de frecuencia natural del SS.	126
E.8. Modo 8 de frecuencia natural del SS.	127
E.9. Modo 9 de frecuencia natural del SS.	127

E.10. Modo 10 de frecuencia natural del SS.	128
F.1. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje X.	129
F.2. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje Y.	130
F.3. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje Z.	130
F.4. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Proton en el eje X.	131
F.5. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Proton en el eje Y.	131
F.6. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Proton en el eje Z.	132
F.7. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Delta II en el eje X.	132
F.8. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Delta II en el eje Y.	133
F.9. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Delta II en el eje Z.	133
G.1. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en el eje Z.	134
G.2. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en el eje Z.	135
G.3. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en el eje Z.	136
G.4. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en los ejes XY.	136
G.5. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en los ejes XY.	137
G.6. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en los ejes XY.	138
G.7. Respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en el eje Z.	138
G.8. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en el eje Z.	139

G.9. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en el eje Z.	140
G.10. Respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en los ejes XY.	140
G.11. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en los ejes XY.	141
G.12. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en los ejes XY.	142
G.13. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.	142
G.14. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.	143
G.15. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.	144
G.16. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en los ejes YZ.	144
G.17. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en los ejes YZ.	145
G.18. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en los ejes YZ.	146
H.1. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 1.	147
H.2. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 2.	148
H.3. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 3.	148
H.4. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 4	149
H.5. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 5.	149
H.6. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 6.	150
H.7. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 7.	150

H.8. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 8.	151
H.9. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 9.	151
H.10. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 10.	152
H.11. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 11.	152
H.12. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 12.	153
I.1. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 1.	154
I.2. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 2.	155
I.3. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 3.	155
I.4. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 4.	156
I.5. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 5.	156
I.6. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 6.	157
I.7. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 7.	157
I.8. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 8.	158
I.9. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 9.	158
I.10. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 10.	159
I.11. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 11.	159
I.12. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 12.	160
J.1. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 1.	161
J.2. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 2.	162
J.3. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 3.	162
J.4. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 4.	163
J.5. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 5.	163

J.6. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 6.	164
J.7. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 7.	164
J.8. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 8.	165
J.9. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 9.	165
J.10. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 10.	166
J.11. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 11.	166
J.12. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 12.	167

Agradecimientos

A mi padre por ser mi apoyo pero sobre todo por enseñarme el valor de la honestidad.

A mi madre por su sentido de responsabilidad, cuidados y cariños.

A mi hermana por apoyarme siempre y por ser mi ejemplo a seguir.

A mis profesores por ser una la columna fundamental de mi aprendizaje profesional.

A mis amigos por estar a mi lado en los buenos tiempos pero sobre todo aquellos que han estado en los malos momentos de mi vida.

A la RedCyTe por su apoyo a mi trabajo.

Al programa de becarios PAPIIT con número IT103212.

Introducción.

Con el uso de sistemas adaptadores para cargas secundarias en vehículos lanzadores, se ha logrado la puesta en órbita de ingenios espaciales con bajo presupuesto que por sí solos no podrían pagar el costo de un lanzamiento. Esto se debe a misiones con satélites grandes y vehículos que permiten el uso de estos adaptadores para montar cargas secundarias (principalmente microsátélites), y así dividir el costo del lanzamiento.

Colocar un microsátélite en órbita no es una tarea trivial ya que se requiere de los requisitos delimitantes del vehículo lanzador en el que se pretenda montar el microsátélite y ponerlo en órbita.

Aquí es donde se requiere un dispositivo capaz de cumplir con los requisitos y características tanto del microsátélite como del lanzador para cumplir una función principal, ésta es sujetar el microsátélite al vehículo durante el vuelo y liberarlo cerca de la órbita propuesta. A este tipo de dispositivos se les conoce como sistemas de separación los cuales fueron investigados y de los encontrados se realizó una selección con base en las características y requisitos del proyecto Quetzal (caso de estudio). Este último es un microsátélite en desarrollo del Centro de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, cuya misión es la medición de la columna de gases contaminantes en grandes ciudades de México y Latinoamérica [1].

Al sistema de separación seleccionado se le realizaron simulaciones de vibraciones y aceleraciones, mediante el método de elementos finitos. Tales simulaciones se basan en los ambientes de vuelo de los vehículos lanzadores, de los cuales algunos fueron investigados

para obtener un estimado los ambientes a los que está sujeto el sistema de separación sin que éste falle.

Este trabajo se enfoca en el análisis de las pruebas de calificación (vibraciones sinusoidales, vibraciones aleatorias y aceleraciones), para sistemas estructurales dadas por los vehículos lanzadores y la aplicación de ellas en un caso de estudio particular; el sistema de separación Mark II the lightband compatible con el microsatélite Quetzal.

Objetivos.

Realizar el análisis mecánico basado en las exigencias de los probables vehículos lanzadores (vibraciones sinusoidales, vibraciones aleatorias y aceleraciones), a la estructura del sistema de separación seleccionado, compatible con el microsatélite Quetzal.

- Investigar los adaptadores y sistemas de separación comúnmente empleados para cargas secundarias.
- Seleccionar un sistema de separación compatible con el microsatélite Quetzal.
- Investigar los ambientes de vuelo (mecánicos) de vehículos lanzadores.
- Seleccionar y aplicar de los valores de pruebas mecánicas más agresivas (vibraciones aleatorias, vibraciones sinusoidales y aceleraciones), para calificar prototipos, en el caso de estudio un sistema de separación.

Capítulo 1

Marco Teórico.

Poner en órbita un aparato espacial es sumamente costoso siendo una limitación fundamental para todas las misiones espaciales, ya que cada misión tiene características específicas, que deben ser satisfechas mediante una variedad de sistemas con la capacidad de funcionar en el ambiente espacial. Entonces, dependiendo de los objetivos, presupuesto y misión de cada proyecto se han generado clasificaciones en los satélites artificiales. Tales clasificaciones pueden ser por sus características de acuerdo a: la misión, la órbita, la masa y el sistema de estabilización [2]. En este trabajo se usa la clasificación debida a sus masas, como se observa en la tabla 1.1 el proyecto Quetzal (caso de estudio), es un microsátélite.

Tabla 1.1. Clasificación de satélites según su masa.

Categoría de satélite artificial	Masa [kg]
Satélite-grade	1000
Satélite-mediano	500-1000
Satélite-pequeño	100-500
<i>Microsatélite</i>	<i>10-100</i>
Nanosatélite	1-10
Picosatélite	<1

Es natural que se desea encontrar el mayor beneficio de la inversión en cada misión al

menor costo, lo cuál se ha reducido con los procesos de diseño y las nuevas tecnologías que han abierto posibilidades de exploración y experimentación para proyectos con una baja inversión como los de algunas universidades que por sí solas no podrían pagar la producción y el lanzamiento de un satélite. Es así que los satélites pequeños y su lanzamiento como cargas secundarias se han vuelto una opción de solución para reducir los costos de misiones espaciales, así como los tiempos de planeación y desarrollo.

1.1. Microsatélites.

Por definición las misiones de los microsatélites no requieren de equipos demasiado grandes y pesados, por lo que los tiempos de producción e integración para un microsatélite son menores a los que se requieren para un satélite de tamaño mediano a grande. Adoptando la categoría de microsatélites algunas universidades han tenido un mayor acercamiento en el desarrollo de tecnología para el estudio del universo y nuestro planeta, por ejemplo: [3], [4], [5], [6], [7], [8] y [9].

El proyecto Quetzal es un microsatélite cuya misión es el monitoreo de partículas contaminantes en la atmósfera sobre ciudades Mexicanas y de Latinoamérica. Este proyecto se inició con capital semilla del MIT (Massachusetts Institute of Technology) a través de su programa MISTI (MIT International Science and Technology Initiatives), en el que han participado especialistas del MIT, alumnos y profesores de la Facultad de Ingeniería de la UNAM. Permitiendo la transferencia y desarrollo de tecnología, y habilidades en el desarrollo y administración de planes de colaboración internacional.

1.1.1. Subsistemas.

Como cualquier otro satélite de manera general éste debe estar compuesto por subsistemas que permitan su funcionalidad y cumplimiento de la misión asignada. La figura 1.1 muestra al proyecto Quetzal y como se divide en diversos subsistemas, los cuales se describirán a

continuación.

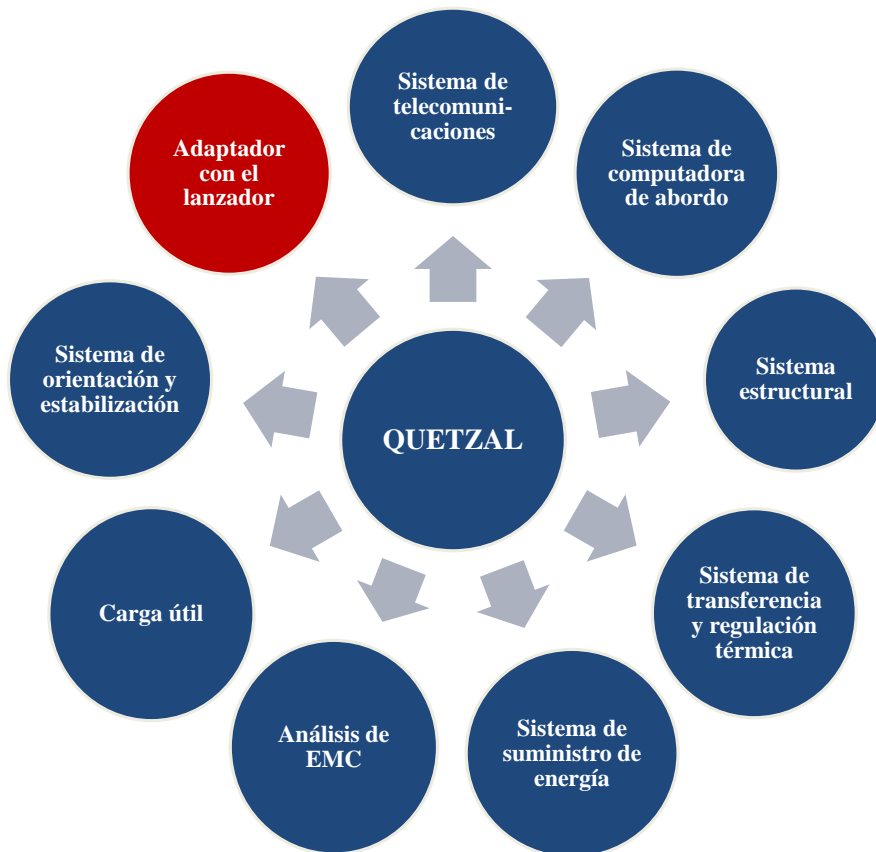


Figura 1.1. Subsistemas del microsatélite Quetzal.

- El **sistema estructural** permite dar forma y rigidez para colocar los equipos y subsistemas del satélite, comúnmente esta estructura se realiza con aleaciones de aluminio y fibra de carbono ya que las características de estos materiales son óptimas para el ambiente en el espacio [10]. A partir de la propuesta de la estructura para el microsatélite Quetzal (ver figura 1.2), hecha por Antonio Francisco Zamora Torres, se tomarán algunas características geométricas necesarias para el diseño del sistema de separación del cual se hablará más adelante de él.

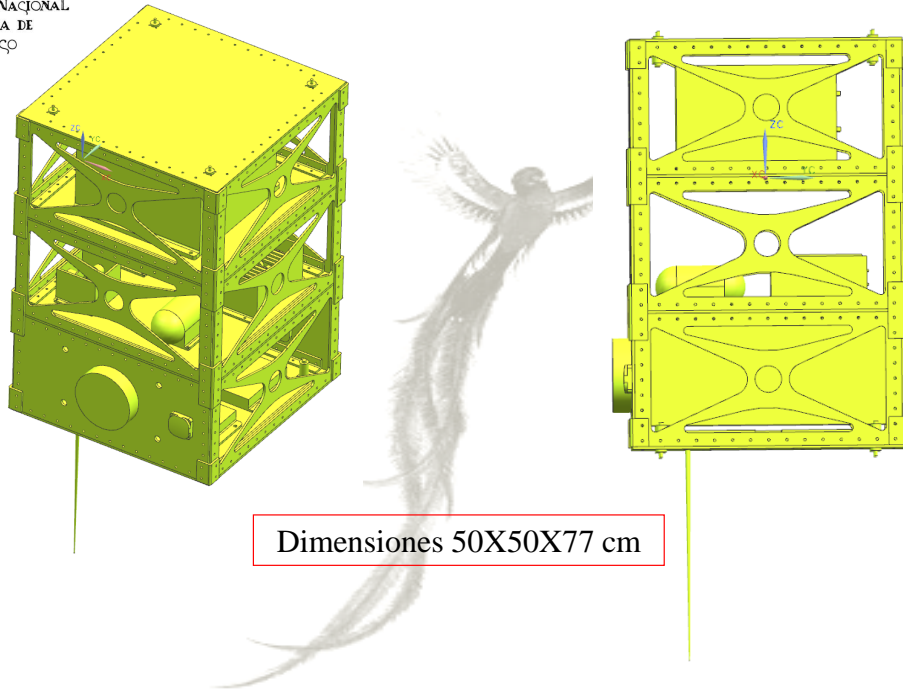


Figura 1.2. Propuesta inicial de la estructura para el microsatélite Quetzal.

- La plataforma satelital incluye el **sistema de transferencia de calor** el cual debe mantener la temperatura de todo el satélite y sus componentes en un rango apropiado durante el tiempo de vida de la misión [11]. Un ejemplo es una aproximación obtenida por José Luis Otero en su trabajo de tesis [12] en el que con control pasivo obtuvo las máximas temperaturas entre -38°C y 83°C
- El **sistema de computadora abordo** se ha vuelto parte fundamental de los satélites pues éste permite el control de las funciones principales día a día y cumplimiento de la misión asignada [13].
- El **sistema de orientación y estabilizamiento** se refiere al proceso de la medición

de la orientación del satélite de manera más o menos continua para controlar y regresar al satélite a la posición de orientación deseada [14].

- La función del **sistema de suministro de energía** es generar y almacenar energía eléctrica para el uso de los subsistemas del satélite, donde cada uno tiene sus requisitos específicos de voltaje, frecuencia, límite de ruido, etc., que el sistema de suministro de energía debe satisfacer [15].
- El **sistema de radio y telecomunicaciones** permite la comunicación de la estación en tierra con el satélite para mandar comandos y recepción de datos obtenidos por la carga útil del satélite. Pero la telecomunicación en el espacio difiere a la que hay en la Tierra por dos aspectos mayores:
 1. Largo rango que va desde unos cientos hasta varios millones de kilómetros.
 2. El potencial de la gran velocidad relativa entre el transmisor y el receptor.

Entonces el efecto Doppler se vuelve significativo (± 50 kHz en la banda S para órbitas bajas), lo que requiere de un complejo seguimiento de frecuencia [16].

- EL **análisis de compatibilidad electromagnética (EMC)** se realiza para conocer si el conjunto de dispositivos electrónicos de un satélite funcionarán sin afectarse entre sí, es decir; que no haya interferencia electromagnética entre todos los componentes electrónicos de la carga útil.
- **La carga útil** siempre dependerá de la misión y objetivos de cada satélite, ya que puede ser desde cámaras fotográficas, espectrógrafos, sensores de posicionamiento, cámaras de alta velocidad, etc.
- Por último pero de gran interés para este trabajo se resalta con el color rojo el **adaptador/sistema de separación** en la figura 1.1. Este adaptador o interface sujeta físicamente al satélite al vehículo de lanzamiento por lo que debe soportar los ambientes de vuelo sin fallar hasta cumplir su función: separar al sistema de separación de

la última fase del vehículo lanzador mediante un dispositivo actuador, ya sea electro-mecánico o pirotécnico como lo son motores, resortes, pinpullers, tornillería con carga explosiva, etc.) [17].

Capítulo 2

Adaptadores y Sistemas de Separación.

Los lanzamientos con cargas secundarias son soluciones rápidas, que se han vuelto más frecuentes, de bajo costo y reutilizables para satélites pequeños. Esto se hace mediante estructuras que permiten la integración de cargas secundarias, tales estructuras son los adaptadores y los sistemas de separación que además de ser compatibles con requisitos de cada cohete y las características de los satélites a lanzar, deben cumplir con las propiedades y funciones que cualquier estructura mecánica de un satélite tiene, haciendo frente tanto al ambiente de vuelo como al ambiente de la órbita de la misión.

2.1. Adaptadores.

La motivación para el uso de adaptadores es promover el desarrollo de satélites pequeños al permitir el acceso al espacio a un bajo costo para estos. Ya que el costo por kilogramo para vehículos pequeños es aproximadamente tres veces más alto que el costo para lanzadores de gran capacidad y comúnmente estos tienden a no usar toda su capacidad de lanzamiento de carga [18]. Por ello, explotar la capacidad de lanzamiento extra de vehículos grandes y

usarla para satélites pequeños y microsátélites con adaptadores permite bajar los costos de acceso al espacio para estos satélites como algunas misiones americanas recientes: STP-1 y LACROSS en Atlas V, el THEMESIS en DELTA II y ORS Jumpstart en Falcon I, que ilustran diferentes ejemplos para que varias cargas útiles compartan un mismo vuelo [19]. Los adaptadores proveen soporte para colocar varias cargas secundarias en los lanzadores de manera conjunta y como el tiempo de integración de las cargas útiles depende del vehículo de lanzamiento y tipo de servicio, el uso de interfaces estandarizadas (adaptadores), puede reducir ese tiempo en gran medida.

Las interfaces tienen distintas características dependiendo del tamaño del satélite, por ejemplo existen los transportadores para la liberación de CubeSats y NanoSats [20], [21] y [22]. Y los adaptadores circulares o interfaces mecánicas que brindan soporte para los anteriores mencionados (satélites pequeños y microsátélites).

En la categoría de adaptadores circulares se encuentran algunos diseños que son usados comúnmente por algunos vehículos de lanzamiento, tales como el ASAP [24], el ESPA [25], [26] y el SPSS [27], [23]. Los cuáles serán expuestos a continuación por ser limitantes en algunas características de los sistemas de separación.

2.1.1. ASAP.

ARIANESPACE desarrolló una estructura llamada en inglés como: ASAP 5 (ARIANE 5 Structure for Auxiliary Payload), ver figura 2.1, con el objetivo de proveer oportunidades de lanzamiento a cargas secundarias para colocarlas y lanzarlas a distintas orbitas (LEO, SSO, MEO o GTO), en los siguientes lanzadores:

- Ariane 5
- El Indian Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV)
- El Soyuz ST/Fregat

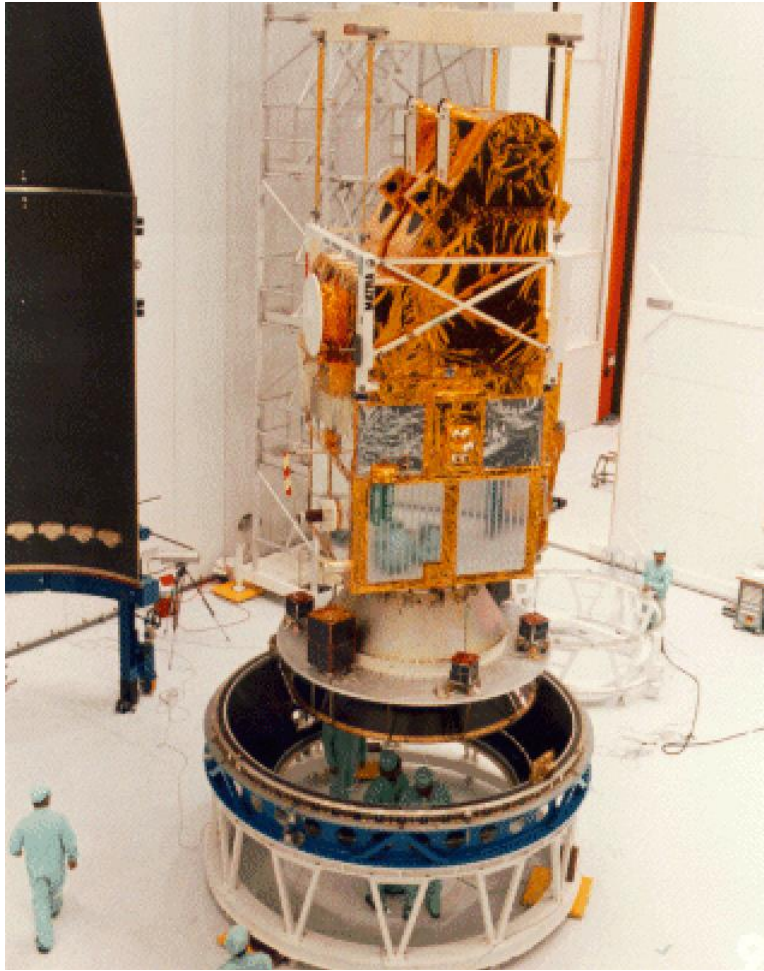


Figura 2.1. ASAP 5 configurado para 6 microsátélites y 1 satélite grande.

El concepto de cargas secundarias no es un giro comercial al que se dedica Arianespace, pero promueve el uso de satélites pequeños. En esencia el cliente solo paga el costo incremental para Arianespace, que incluye aquellos gastos con la estructura ASAP, el análisis, acoplamiento, documentación y campaña de lanzamiento [28]. Uno de los principales requisitos para las cargas auxiliares o secundarias es que deben ser completamente transparente para la carga principal (en términos de la fecha de lanzamiento, órbita, acomodo en el lanzador y actividades posteriores a la separación).

El sistema ASAP permite el lanzamiento de satélites con masa de 100 a 300 kilogramos y un volumen máximo de 600 mm x 600 mm de base y 800 mm de altura; dependiendo de las distintas configuraciones que aporta esta estructura, como son:

- a) 8 microsátélites con una masa máxima de 180 kilogramos por cada uno, colocados con un espacio de 45 grados entre ellos sobre la plataforma circular del ASAP 5.
- b) 4 minisatélites con una masa máxima de 300 kilogramos por cada uno, colocados con una espacio de 90 grados entre ellos sobre la plataforma del ASAP 5.
- c) 2 minisatélites y 6 microsátélites.

El ASAP es una plataforma hecha con estructuras tipo honeycomb de 60 mm de espesor de aleaciones de aluminio, la cuál se asegura con pernos a una interface de 2624 mm. Ver figura 2.2. Esta estructura soporta las cargas generales y brinda rigidez a los microsátélites que deben ser montados a un sistema de separación mediante 12 tornillos de 6 mm de diámetro, y este último es montado a la estructura ASAP 5 con 12 tornillos de 8 mm de diámetro, distribuidos a lo largo de una circunferencia de 298 mm. El sistema de separación usado para los microsátélites es uno del tipo pirotécnico de la compañía Dessault Systems, diseñado con 10 resortes en total, con la capacidad de proveer a la carga secundaria una velocidad de separación ajustable entre 0.5 y 2 m/s [29].

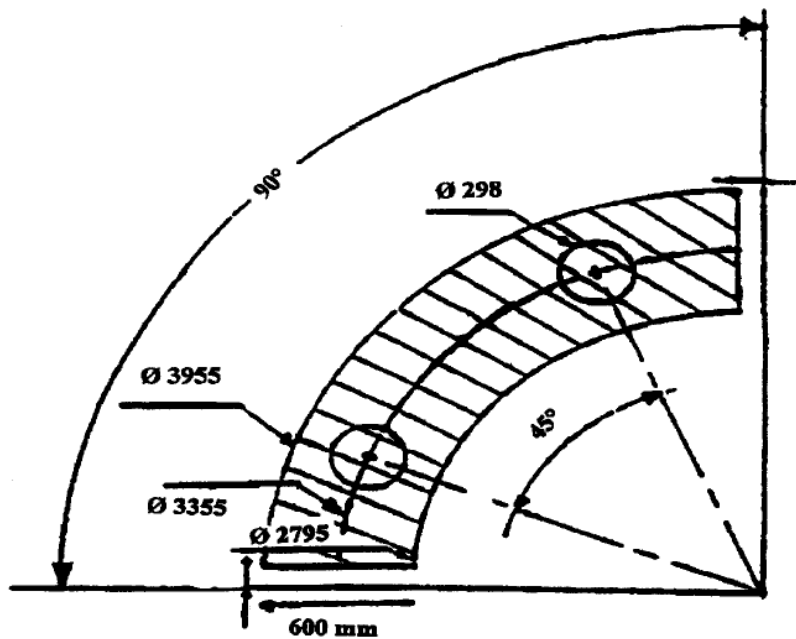
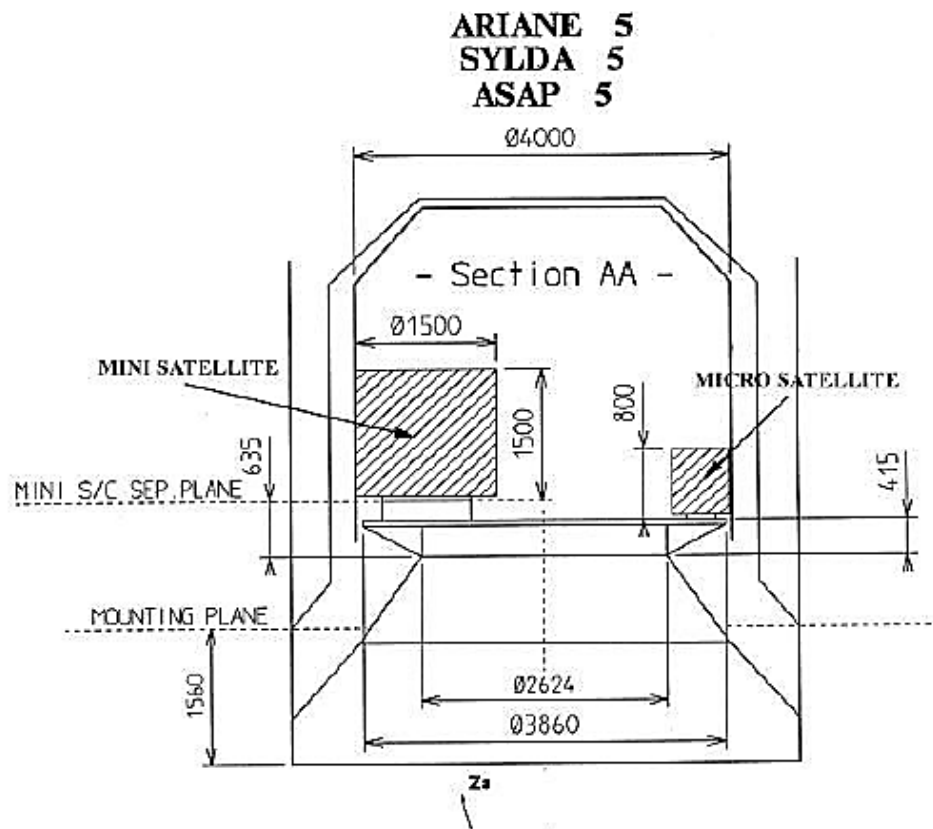


Figura 2.2. Medidas del anillo ASAP 5.

2.1.2. ESPA.

Como la mayoría de las opciones de lanzamiento para cargas secundarias como el lanzador Ariane 5, no están disponibles para instituciones de Estados Unidos como el Department of Defense (DoD) por ser una institución gubernamental obligada a usar los vehículos lanzadores propios. El anillo ESPA fue desarrollado por CSA Engineering, bajo contrato para Air Force Research Laboratory Space Vehicles Directorate (AFRL/VS), para el Department of Defense (DoD) Space Test Program (SMC/Det 12), (en la figura 2.3 se observa una imagen artística de este adaptador con una carga primaria y varias cargas secundarias), con el objetivo de usar el exceso de la capacidad de lanzamiento encontrada en el programa de los vehículos lanzadores reemplazables o EELV (Evolved Expendable Launch Vehicle) por sus siglas en inglés [30], como Delta II, Delta IV, Atlas V, Minotaur IV, Falcon I y Taurus; al montar cargas útiles adicionales debajo de la carga útil primaria.

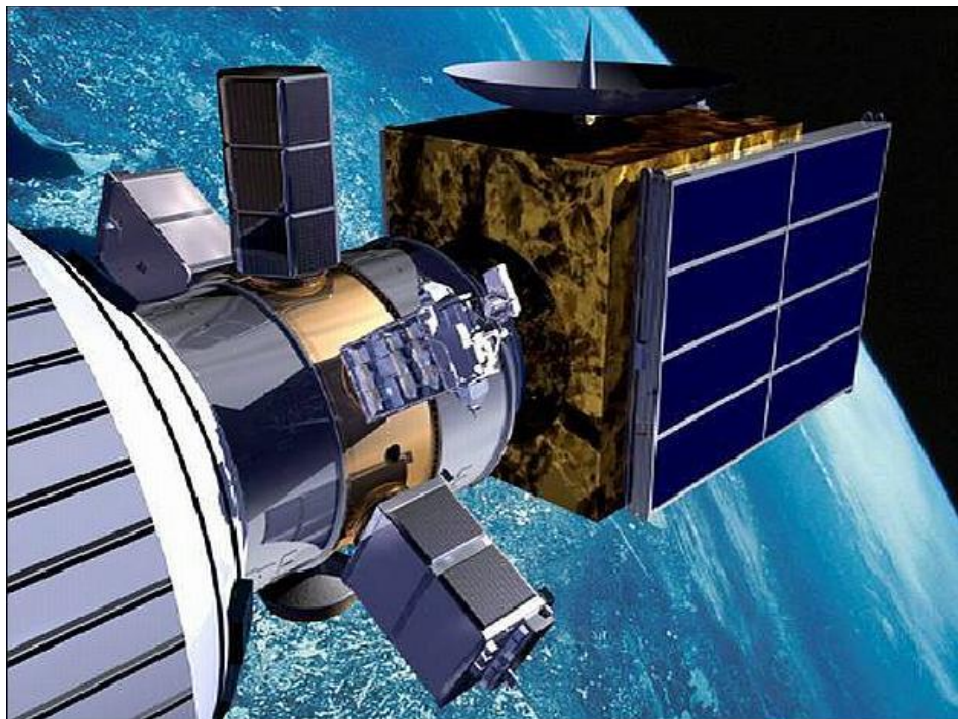


Figura 2.3. Anillos ESPA.

Esta propuesta reduce el costo de la misión primaria y permite el lanzamiento de cargas secundarias e incluso terciarias con un impacto mínimo en la misión principal, estimando que los costos de 10 a 20 millones de dólares por carga útil por lanzamiento podrían ser reducidos a menos de 1 a 2 millones de dólares [31]. Pero conlleva una limitante; el estandarizar las plataformas de lanzadores americanos puede no ser tan factible por la forma radial de colocar las cargas secundarias, lo cual restringe el volumen que éstas pueden ocupar entre el adaptador y la envoltura del lanzador.

El adaptador estándar Small Launch ESPA para los lanzadores EELV tiene un diámetro de 98.55 cm (38.8 pulgadas) que se acopla a la parte inferior de esta categoría de lanzadores, como la superior para acoplar una carga primaria de hasta 7 toneladas con un patrón agujeros para la tornillería estándar de los lanzadores EELV [32]. Mientras que para cada carga secundaria con una masa de hasta 181 kg, existen dos tipos de anillos SL-ESPA-15 y SL-ESPA-24 como se muestran en la figura 2.4.

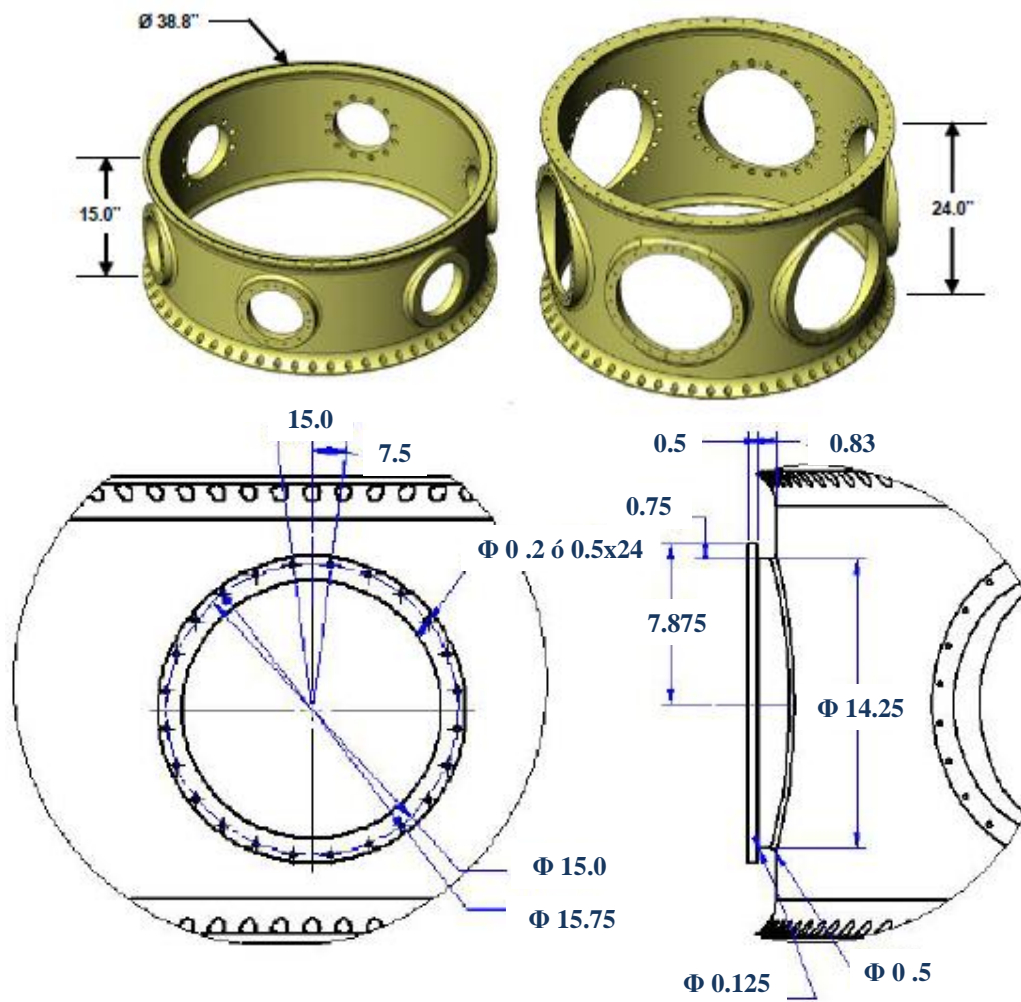


Figura 2.4. Anillos SL-ESPA-15 (izquierda) y SL-ESPA-24 (derecha). *Nota: Unidades en pulgadas*

Ambos montan de manera radial hasta seis minisatélites, microsátélites o de menor categoría, con las capacidades volumétricas y de masas dadas en la tabla 2.1, aunque el volumen disponible depende del espacio entre la envoltura cada vehículo lanzador y el anillo adaptador.

Tabla 2.1. Capacidad volumétrica y de masa de los anillos ESPA.

Adaptadores ESPA		
Tipo de Carga	SL-ESPA-15	SL-ESPA-24
Altura (cm)	47.63	71.12
Largo (cm)	38.10	60.96
Ancho (cm)	50.8	50.8
Masa (kg)	40.82	65.32

El primero, SL-ESPA-15 cuenta con doce orificios igualmente distribuidos alrededor de una circunferencia de 20.32 cm (8 pulgadas), de diámetro en cada uno de los seis puertos, además con altura de 38.1 cm (15 pulgadas) y una masa de 43.54 kg (96 libras).

El segundo anillo, SL-ESPA-24 con 60.96 cm (24 pulgadas) de altura, cuenta con veinticuatro orificios de 6.35 cm (0.25 pulgadas) espaciados cada 15 grados alrededor de una circunferencia de 38.1 cm (15 pulgadas) y 55.79 kg (123 libras) de masa [33],[34].

En 2001 el anillo ESPA fue maquinado en una sola pieza de aluminio 7050-T7451 y las pruebas de calificación fueron completadas en 2002. En 2007 el anillo ESPA cumplió con su primer vuelo colocando seis cargas en órbita. En 2008 la secretaria de la fuerza aérea creó un memorándum en el que demandaba el uso del anillo ESPA cuando hubiese exceso de capacidad de lanzamiento en los vehículos reemplazables.

2.1.3. SPSS.

Este adaptador conocido en inglés como: Spaceflight Secondary Payload System (SSPS), se diseñó para integrarse a vehículos de lanzamiento de clase media o intermedia, (por ejem-

plo: Falcon 9 y Antares). La compañía productora de este adaptador, Spaceflight, integra una o más cargas secundarias en una unidad (adaptador), para simplificar la certificación para el vuelo y la integración con el vehículo de lanzamiento. Esto se realiza en conjunto con la compañía hermana Andrews Space [35]. EL SSPS (Figura 2.5) es un modelo derivado del anillo ESPA Grande, el cual tiene 5 puertos de 61 cm (24 pulgadas) de diámetro y cada uno es capaz de soportar una masa de 300 kilogramos por cada carga útil, además de proveer soporte para una carga útil primaria en la parte superior.

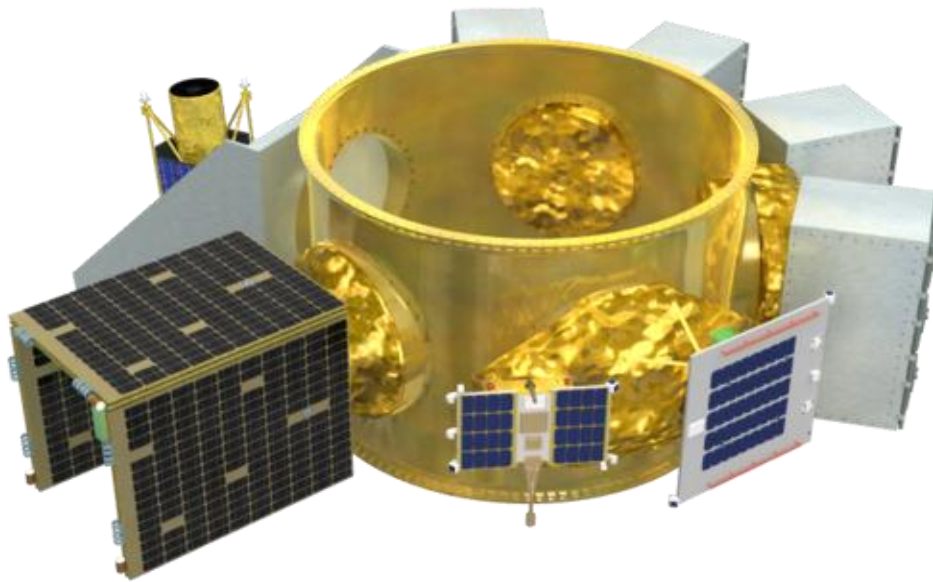


Figura 2.5. Anillo SPSS.

Las cargas secundarias son fijadas al anillo SSPS en forma de cantilever con un sistema de separación de 60.96 cm (24 pulgadas) o más pequeño mediante un adaptador cónico. De acuerdo al tamaño y tipo de satélite, Spaceflight aporta algunos tipos de integraciones, que van desde CubeSats y NanoSats, hasta satélites pequeños. Del conjunto de los posibles tipos de integración ofrecidos por Spaceflight, las características del rango de 38.1 a 60.96 cm (15 a 24 pulgadas) se acopla a las características de la propuesta del microsatélite Quetzal y serán

tomadas como base para el diseño conceptual de la estructura del sistema de separación (ver tabla 2.2).

Tabla 2.2. Capacidad volumétrica y de masa de los anillos SSPS.

Adaptadores SSPS			
Tipo de Carga	20.32-38.1 cm	38.1-60.96 (cm)	60.96 (cm)
Altura (cm)	70.0	98.0	125.0
Largo (cm)	30.0	60.0	80.0
Ancho (cm)	30.0	60.0	80.0
Masa (kg)	70.0	190.0	300.0

2.2. Sistemas de separación.

EL lanzamiento e inicio de la vida operacional de un satélite es muy importante porque esto preservará su integridad y determinará su correcto funcionamiento y eficiencia durante todo su tiempo funcional en órbita. Por lo dicho antes, es necesario diseñar y manufacturar un sistema de separación con respecto del vehículo lanzador, que deber ser lo mas simple, ligero y pequeño posible, a fin de reducir el riesgo de daños. Además de hacer frente a las cargas debidas al inicio del lanzamiento (de las cuales se escribirá de manera más amplia en el siguiente capítulo), trasmitiéndolas a la carga útil evitando que éstas se amplifiquen afectando la integridad de la estructura del satélite; deben de contribuir con la colocación del satélite en la órbita deseada, evitando colisionar con otras partes del lanzador o comportamientos inesperados en la dinámica del satélite que puedan comprometer la misión.

En resumen un sistema de separación es un conjunto de elementos mecánicos, electrónicos y/o pirotécnicos que cumple con lo anterior descrito mediante las siguientes tres funciones básicas:

a) Sujetar el satélite al vehículo de lanzamiento, ver figura 2.6.

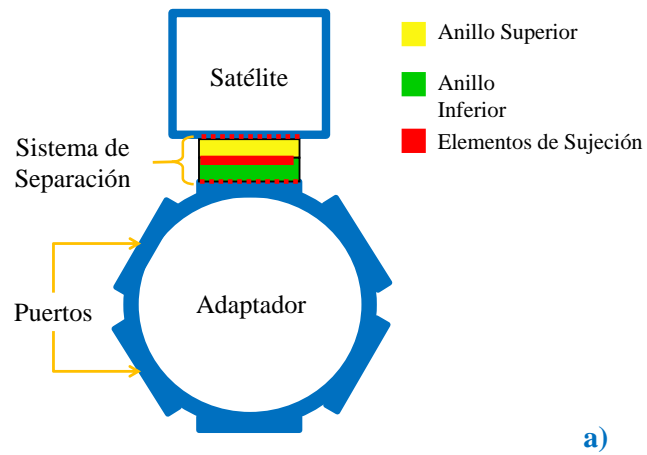


Figura 2.6. Primer función del Sistema de Separación.

b) liberar el satélite (figura 2.7)y

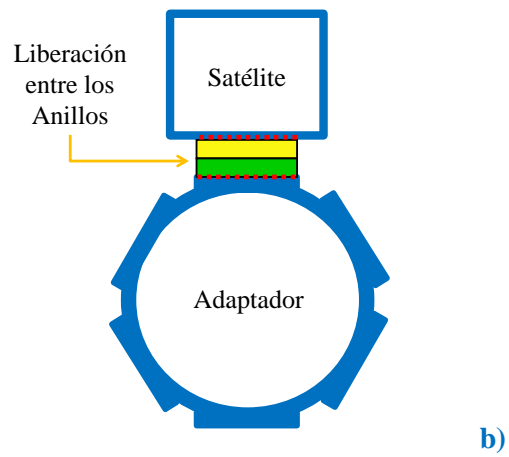


Figura 2.7. Segunda función del Sistema de Separación.

c) lanzar el satélite a órbita (figura 2.8).

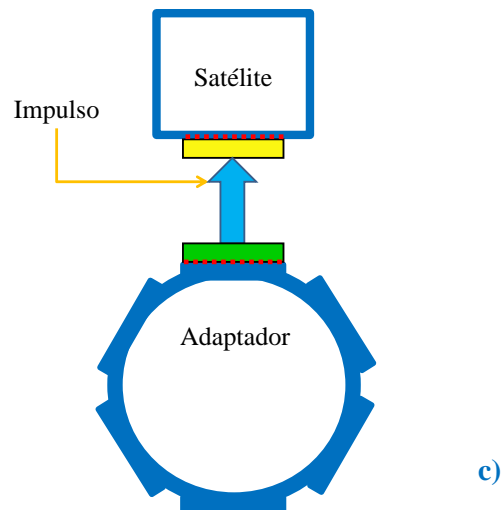


Figura 2.8. Tercer función del Sistema de Separación.

La **función a)** regularmente se realiza mediante una base hecha en dos partes o anillos de materiales ligeros y resistentes, como el aluminio y algunas veces con compuestos como fibra de carbono o kevlar. La base de este sistema debe ser adaptable a la configuración de tornillería proporcionada por el adaptador del vehículo lanzador y las características geométricas del microsatélite. Entre otros características también se encuentran los elementos de sujeción como arneses (clamps) y anillos que son liberados como lo indica el siguiente inciso. La **función b)** se hace mediante dispositivos que llamaremos actuadores, los cuales deben realizar movimientos permitiendo la remoción de los elementos sujetadores. Los actuadores pueden ser dispositivos electromecánicos o pirotécnicos, con lo que podremos clasificar a los sistemas de separación en adelante. Usualmente estos sistemas empleaban tornillería con pirotecnia, implicando un mayor riesgo de afectar la carga útil por la explosión e impacto. Actualmente algunos de estos sistemas son diseñados con elementos electromecánicos, reduciendo el riesgo de dañar el microsatélite.

Por último la **función c)**, era comúnmente cumplida mediante el uso de elementos pirotécnicos, por ejemplo en la tornillería, aunque se han dejado de usar en los nuevos sistemas,

los cuales por mayor seguridad usan resortes para separar la carga útil de la última fase del lanzador colocándolos paralelamente entre la base del adaptador y el microsatélite.

2.2.1. Electromecánicos.

Dentro de los nuevos sistemas de separación que usan actuadores electromecánicos, estos puede ser tanto motores de corriente directa, dispositivos que usan materiales con memoria de forma (Ti-Ni) y los puramente mecánicos como los resortes. En la investigación realizada para el desarrollo del presente trabajo se encontró a dos productores especializados en sistemas de liberación a órbita para microsatélites que usan estos dispositivos y han tenido éxito en algunas misiones como por ejemplo en los lanzadores americanos como el Minotaur y Delta, está Planetary System Corporation (PSC) [36], mientras que Alma Space [37], es una compañía relativamente nueva en el desarrollo de estos sistemas pero ha tenido éxito en el lanzamiento de un satélite (ALMASat-1, [3]) con el lanzador europeo VEGA. A continuación se describirán los sistemas propuestos por parte de estas compañías a fin de obtener referencia y datos útiles para la selección y análisis de la estructura conceptual de un sistema de separación.

Mark II *The lightband.*

PSC ha diseñado, manufacturado, probado e instalado sistemas de separación como el llamado Mark II the lightband, para vehículos de lanzamiento como: el transbordador espacial, Atlas V, Delta II, Delta IV, Pegasus, Taurus, Minotaur, Athena, Peacekeeper, y Falcon I. Esto incluye trabajos para cargas secundarias montadas en adaptadores como ESPA [25], CASPAR[38] y RSA[39].

El sistema Mark II está compuesto por dos anillos separables principalmente. El anillo inferior tiene acoplados los arneses sujetadores, un anillo de retención junto con el soporte para los motores y los resortes de separación. Mientras que el anillo superior cuenta con las ran-

ras para el acoplamiento de los arneses para asegurar ambos anillos y resortes encapsulados a lo largo de su circunferencia, entre otros elementos [40], (figura 2.9).

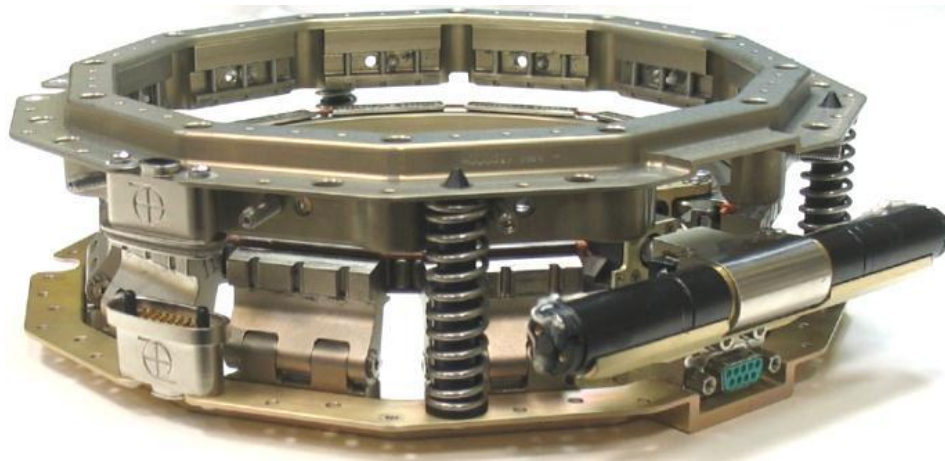


Figura 2.9. Sistema de separación: Mark II *the lightband*. (Tomado de Planetary Systems Corporation).

Como ya se han descrito con anterioridad, hay tres funciones que un sistema de separación que debe cumplir, éste las realiza de manera eficiente en su peculiar manera, aportando las siguientes ventajas:

- Cerca de un tercio del peso de un sistema de separación típico.
- Aproximadamente la mitad de la altura de un sistema típico.
- No usa dispositivos pirotécnicos y por tanto no deja residuos después de la separación.
- Genera bajo impacto relativo a otros sistemas.
- El uso de motores a corriente directa para el inicio, eliminando la necesidad de renovación o consumo de actuadores.

El funcionamiento de este sistema es el siguiente: Primero en estado cerrado o de sujeción, el anillo de retención comprime los arneses del anillo inferior hacia las ranuras del anillo

superior. Una vez enviada la señal para el inicio de la liberación, los motores son encendidos causando que el mecanismo instantáneamente (~ 0.075 segundos), contraiga el tubo guía y al anillo de retención hacia la parte interna, permitiendo que las abrazaderas se separen del anillo superior debido a la fuerza de los pequeños resortes encapsulados y un resorte en forma de cordón que, por estar en tensión provee una fuerza radial hacia la parte interna del anillo causado que todas las abrazaderas se contraigan junto con el anillo de retención [41].

El mecanismo de liberación está hecho con base en un sistema de engranes planetarios y rodamientos, que se aprecian de mejor manera así como su funcionamiento en la figura 2.10.

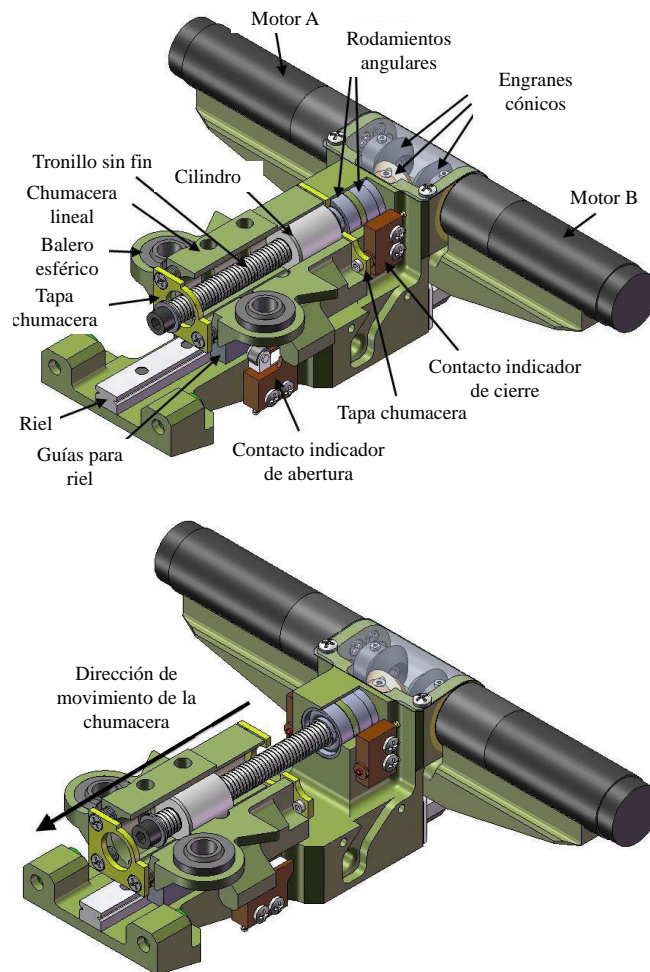


Figura 2.10. Mecanismo del sistema Lightband. (Tomado de PSC).

Por último, una vez liberado el anillo superior, los resortes de lanzamiento colocados en la base del anillo inferior ejercen un empuje en el anillo superior lanzando a órbita al microsatélite. Ver figura 2.11.

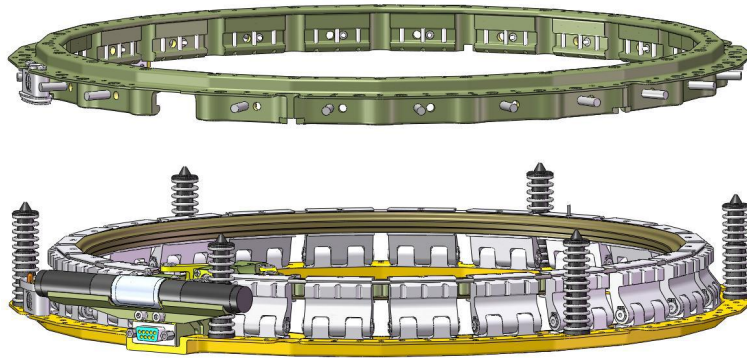


Figura 2.11. Lightband separado, tomado de Planetary Systems Corporation.

Este sistema tiene una gran rango de tamaños, los cuales van entre 20.32 y 96.52 cm de diámetro en el patrón de agujeros para la tornillería; siendo de interés el diámetro apto para la propuesta de la estructura Quetzal, los sistemas *Lightband* con dimensiones entre 20.32 y 45.72 cm. El resto de las dimensiones se pueden observar en los anexos A.1.

AD-SS.

Alma Space es una compañía italiana que en conjunto con la Universidad de Bologna ha entrado al diseño de sistemas de separación, su primer aportación para el microsatélite ALMASat-1 fue el Sistema de Separación AD-SS 35, lanzado el 13 de febrero de 2012 el puerto espacial europeo en Kourou (Guayana Francesa), como carga secundaria en el lanzamiento del satélite LARES [42]. Esta misión optó por centrarse en los aspectos tecnológicos que los científicos, para calificar las tecnologías desarrolladas y así poder utilizarlas para construir otros satélites con experimentos científicos, así es como muchos de los subsistemas de ALMASat-1 fueron ensamblados utilizando las tecnologías disponibles en el mercado, asegurando de esta manera la capacidad de establecer misiones de bajo costo y con una

respuesta rápida. En la figura 2.12 se observa el sistema de separación AD-SS 35.

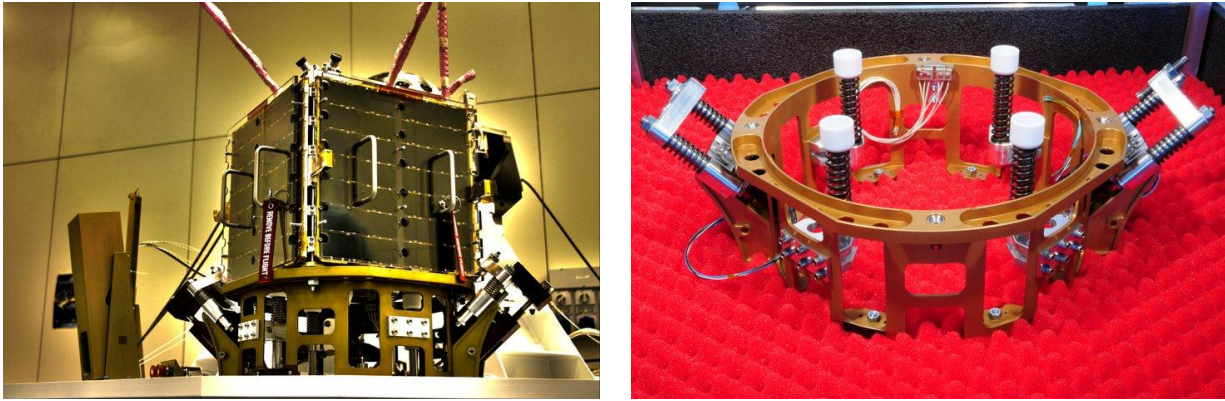


Figura 2.12. Microsatélite ALMASat-1 (izq.) y sistema de separación ALMASat-1 o AD-SS 35 (der.). (Tomado de ALMASpace S.r.l.)

Este adaptador fue diseñado de acuerdo a los requisitos del lanzador VEGA y los requisitos generales de la misión del microsatélite ALMASat-1. Dando como resultado una arquitectura general compuesta por una envoltura cilíndrica hecha de aluminio con una masa de 21 kg, un diámetro externo de 443 mm y altura de 165 mm. Además de un patrón de orificios para soportar el satélite y colocarlo sobre el lanzador, cuenta con dos sujetadores hechos con una aleación NiCrMo colocados a 45° grados, que serán retenidos por actuadores electro-mecánicos no explosivos, NEA por sus siglas en inglés (Non- Explosive electro-mechanical Actuators), como los dispositivos ERM-E-2000 hechos con material con memoria de forma (Níquel-Titanio), producidos por TiNi Aerospace, siendo reutilizable hasta 50 veces, lo que facilita la realización de un número de pruebas [43]. Estos dispositivos permiten precargar dos pares de resortes, un par por cada sujetador, sobre dos guías lineales asegurando su correcta extensión.

El sistema es asegurado hasta que la señal de separación sea obtenida por la aviónica del vehículo de lanzamiento, una vez que los actuadores son expandidos liberando la precarga, cuatro resortes equipados con guías cilíndricas y con revestimientos hechos de PTFE (politetrafluoroetileno) o teflón, empujan el satélite separándolo del adaptador con una velocidad

lineal relativa de 1-2 m/s y una velocidad angular máxima de 3 rad/s evitando fenómenos no deseados como *aliasing* [44], el cuál ocurre cuando el microsatélite tiene una velocidad angular que impide la comunicación correcta a tierra. Este dispositivo se ilustra en la figura 2.13.

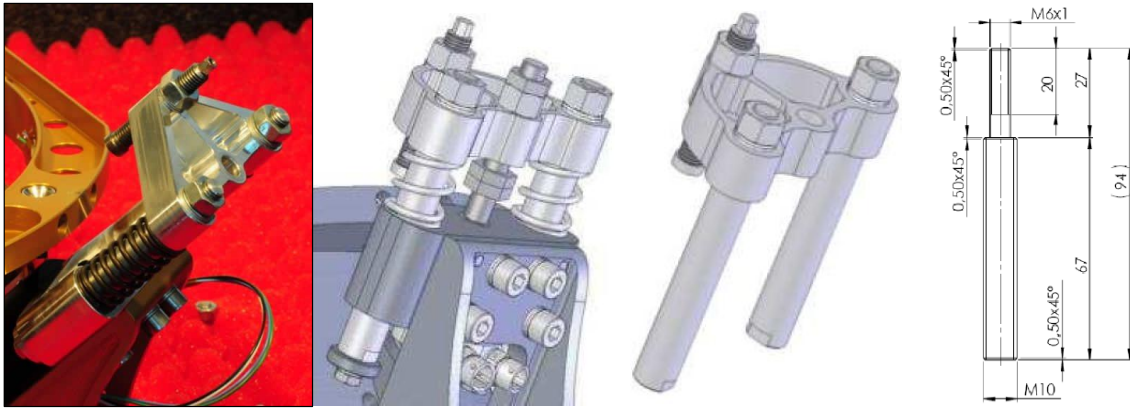


Figura 2.13. Arnes y actuador del sistema de separación ALMASat-1 o AD-SS 35. (Tomado de ALMASpace S.r.l.)

La primer experiencia obtenida en el desarrollo y calificación para el lanzamiento del AD-SS35 en el cohete Vega, resultó en la unión de actividades de ALMASpace con la Agencia Espacial Europea para el desarrollo de series más amplias de adaptadores y sistemas de separación basados en la misma filosofía usada para el AD-SS 35, con el objetivo de colocar en órbita satélites con una masa de 200 kg, con una velocidad de separación igual a 2 m/s. Su plan desarrolló diferentes configuraciones para obtener el mejor equilibrio entre costo y rendimiento, tales como el AD-SS 150 cuyo mejoramiento se basa en los dispositivos de sujeción del sistema AD-SS 35 para satélites con una masa de hasta 150 kg, mientras que el AD-SS 200 se centra en mejorar la arquitectura del sistema AD-SS 150. Éste último modelo representa el corazón del desarrollo para la misión VERTA-1 [45]. Además de compartir las mismas características y ventajas derivadas de la experiencia ALMASat-1:

- Sistema de separación calibrado y ajustable, permitiendo variar la velocidad del sistema desde 0 a 2 m/s.

- No hay uso de dispositivos pirotécnicos.
- Reducción de los tiempos en inspección y renovación durante operaciones en tierra.
- Inclusión de interruptores de separación para la detección del desprendimiento.
- Interface estándar con los vehículos de lanzamiento.

Cuenta con la adición de dos sistemas de sujeción para satélites con una masa de hasta 200 kg, un agregado de cuatro pasadores guía para reducir el efecto de la velocidad angular durante la liberación, detallados en la figura 2.14.

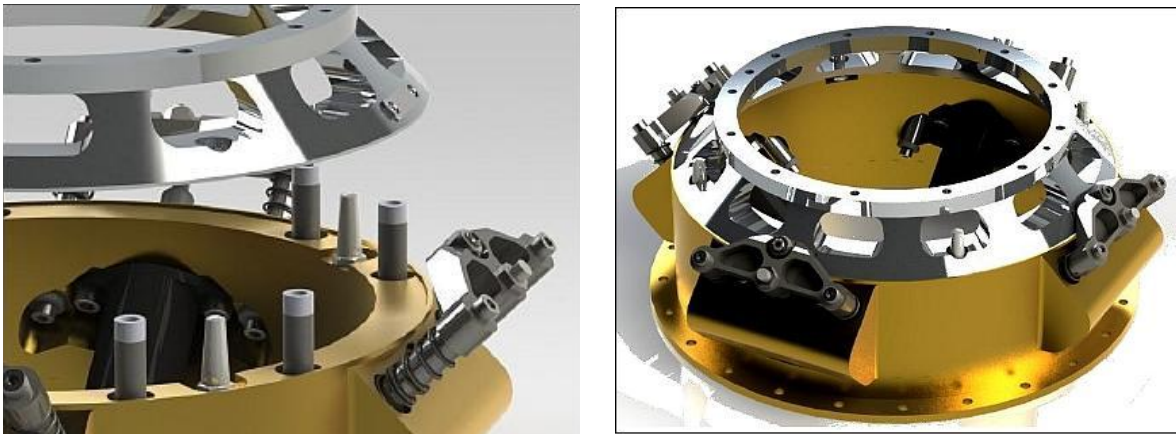


Figura 2.14. Detalle de los pasadores guía del sistema AD-SS 200. (Tomada de ALMASpace S.r.l.)

Clamp Band Separation Systems.

Sierra Nevada Corporation (SNC) es una compañía dedicada a los sistemas eléctricos y de integración, en la que desarrollan varios productos para sistemas espaciales y dentro de ellos está el Clamp Band Separation System. Este sistema forma parte de la categoría que usa elementos iniciadores no pirotécnicos de bajo impacto, usados para separar naves espaciales de vehículos lanzadores con elementos llamados Fast Acting Shockless Separation

Nut (FASSN). Estos dispositivos al funcionar con materiales con memoria de forma, convierten instantáneamente la energía de deformación almacenada en la banda de sujeción (clamp band) en energía rotacional de un volante de inercia [46]. Ver figura 2.15.

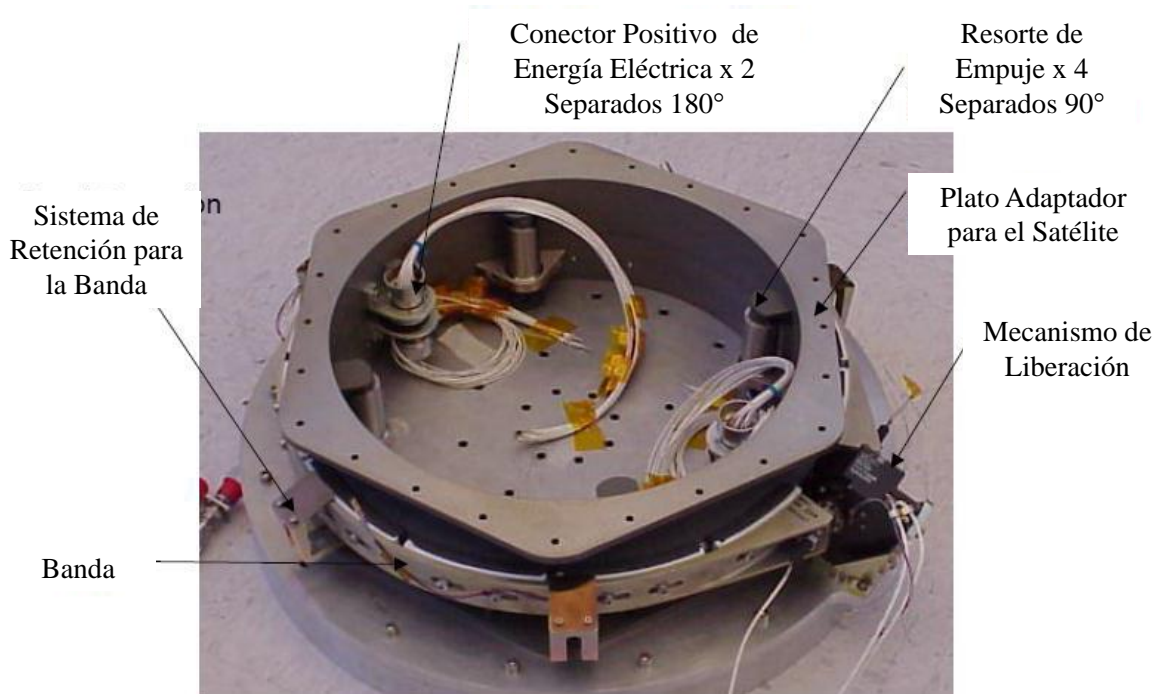


Figura 2.15. Sistema de separación de SNC.

Este diseño es maquinado en aluminio y adaptable para diámetros entre 23 y 24 cm, soporta una masa de 182 kg, 13 grms, aceleración de 24 g, un rango de temperatura entre -40° C y 90°C, activación menor a los 75 milisegundos con una velocidad lineal de separación entre 0.013 y 0.051 m/s y una velocidad angular de 0.5°/s e impacto con amplitud de 100 g en cualquier frecuencia.

2.2.2. Pirotécnicos.

Los sistemas pirotécnicos en tecnología aeroespacial son una amplia familia de dispositivos sofisticados usando explosivos, propelentes y composiciones pirotécnicas para cumplir con las

siguientes funciones [47]:

- Iniciación.
- Liberación.
- Fractura.
- Interruptores.
- Activación.
- Tiempo de retardo.

También los elementos pirotécnicos son usados por su alta eficiencia en las siguientes características:

- Elevada energía liberada por unidad de peso.
- Pequeño volumen.
- Almacenamiento de energía a largo plazo.
- Inicio y salida controlable de energías.

El interés de este trabajo está en los explosivos que regularmente son usados para la función de separación de cargas útiles con respecto de los lanzadores. Por definición un explosivo es una sustancia que lleva una transformación química rápida a otros productos más estables, cuando es sujeta a calor, impacto, fricción u otro impulso [48]. Los explosivos pueden ser divididos en dos tipos básicos:

Deflagrantes: Se refiere a la propagación del frente de reacción a través del material a velocidades menores que la velocidad del sonido. Un explosivo deflagrante produce un considerable aumento de gas a alta presión que es usado para generar trabajo,

usualmente para empujar un pistón. Aplicaciones típicas son thrusters, reactores y pin pullers (extractores).

Detonantes: Es cuando la propagación del frente de reacción a través del material tiene velocidades mayores que la velocidad del sonido. Un explosivo detonante normalmente produce una onda de choque muy fuerte, que es usada para romper materiales. Aplicaciones típicas incluyen tornillos explosivos y ruptura de cabezas frágiles. Estos encuentran su uso en el rango de sistemas de seguridad donde una carga en forma linear es usada para cortar a través de la cubierta de un motor.

Aunque los dispositivos pirotécnicos han sido singularmente responsables por el éxito de muchas funciones mecánicas críticas en los programas aeroespaciales por 30 años, fallas en tierra y vuelo continúan ocurriendo, debido a que generan el ambiente de máximo impacto en el satélite y tienen las siguientes desventajas en comparación con los expuestos con anterioridad como:

- Un solo disparo.
- No se pueden revisar funcionalmente antes del vuelo.
- Corta duración, cargas impulsivas (impacto).
- Problemas de seguridad: Funcionamiento imprevisto ya que pequeñas fuerzas son requeridas para iniciarlos, como electricidad estática y energía inducida electromagnéticamente.
- Limitada aproximación ingenieril: No se pueden aplicar aproximaciones para energías comúnmente usadas (electricidad, hidráulica, neumática), así como la falta de métodos de prueba y demostraciones lógicas.
- Fallas continúan: Por la falta de entendimiento, falta de solución a fallas, hay pocas fuentes de información, su confiabilidad estimada es basada en calificaciones exitosas.

Ejemplo de lo anterior es el extractor (pin puller) diseñado y usado exitosamente en el despliegue de una antena en la superficie de Marte en 1976 en el programa Viking Lander, éste falló en una segunda aplicación en 1986 y fue abandonada. Otro caso es el de una válvula altamente calificada, creada para el programa Geminis en 1960 la cuál falló estructuralmente y encendió hidracina en 1994.

PAS 175/400.

Por más de tres décadas RUAG Space ha diseñado y sistemas de separación y adaptadores para uso en el mercado comercial y gubernamental. A la fecha estos productos tienen un historial de vuelo con más de 460, separaciones a órbita exitosas [49]. Dentro del portafolio de productos de esta compañía, se encuentran un par de sistemas de interés para este trabajo, los Payload Adapter Systems o por sus siglas en inglés: PAS 175 y PAS 400 ilustrado en la figura 2.16. Estos sistemas compactos y con gran capacidad de carga se han probado en el lanzador Delta II.

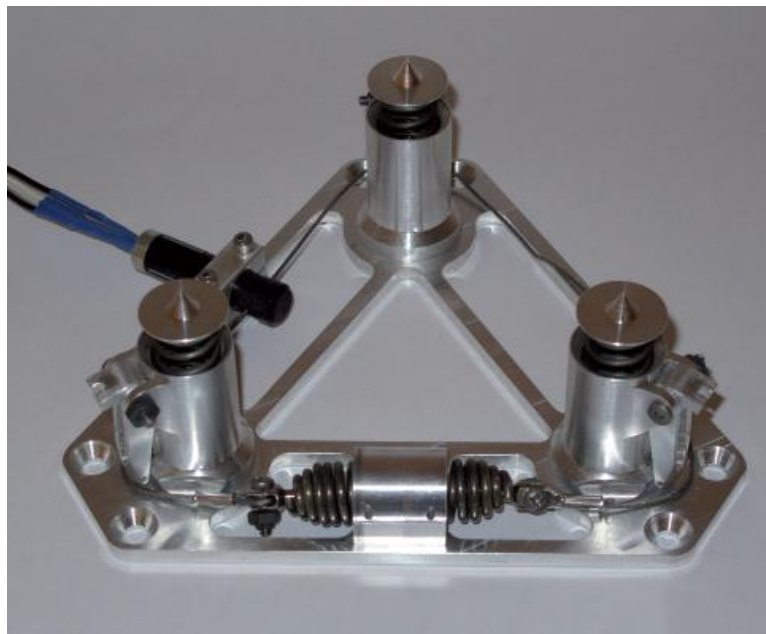


Figura 2.16. Sistema de separación PAS 175. (Tomado de RUAG Space).

En la figura 2.17 se observa que este sistema cuenta con un plato base triangular con 3 puntos de sujeción con la interface del satélite, siendo el área necesitada para esto muy pequeña. Para cumplir con la función de liberación estos sistemas cuentan con un cable que mantiene sujetos tres sujetadores hasta que un elemento pirotécnico es activado y corta el cable. Posteriormente los tres resortes colocados por encima del plato triangular ejercen un ligero empuje (0.5-0.6 m/s), para la separación de la carga útil. Esto genera un impacto muy bajo, teniendo una respuesta al espectro de impacto menor a 200 g sobre los 1000 Hz.

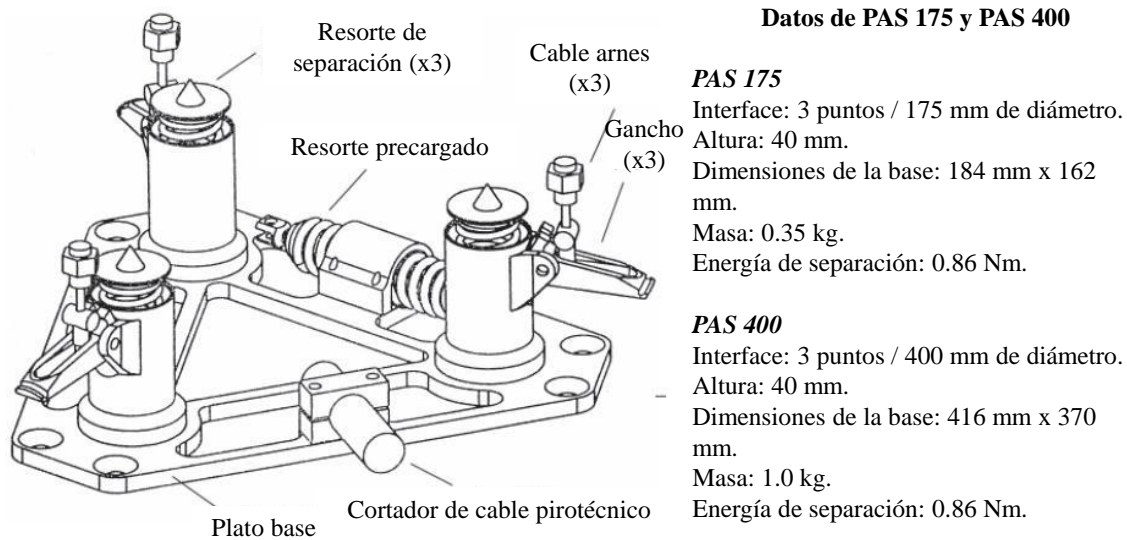


Figura 2.17. Características del Sistema de Separación PAS 175 y PAS 400. (Tomado de RUAG Space).

Dessault Systems.

Este sistema cuenta con dos anillos, uno atornillado al lanzador y otro al satélite, permitiendo el lanzamiento de la carga útil por medio de la activación de una orden electrónica que inicia un detonador pirotécnico causando la ruptura de una banda que sujeta ambos anillos. Seguido de esto los resortes pierden tensión y mandan al microsatélite por encima de donde fue colocado junto con el anillo superior. Ver figura 2.18



Figura 2.18. Sistema de separación de Dessault Systems.

La tabla 2.3 contiene las características generales de este sistema de separación:

Tabla 2.3. Características del sistema de separación de Dessault Systems.

Mecánicas	Funcionales
Masa: 3 (kg) + 4 a 10 resortes (120 gramos c/u) Masa del microsatélite: 1 (kg) Volumen: Altura= 91 (mm), diametro= 348 (mm) Diámetro interno: 250 [mm] Sujeción: 12 tornillos en el lanzador y el satélite.	Masa del microsatélite: 100 (kg) Velocidad de lanzamiento: ~ 1 a 3 (m/s) Redundancia en la activación pirotécnica Confiabilidad $\geq 0,99995$ Sin expulsión de escombros o escape de gases
Eléctricas	Ambientales
Detonación: C.D. corriente 5 (A), 10 (ms) mín. Categoría del detonador: 1 (A), 1 (W), 5 (min.) Resistente a electricidad estática.	Rango de función: -90°C a + 100°C Resistente a vibraciones

Después de haber presentado algunos tipos de sistemas de separación para cargas secundarias se procede a realizar la selección de uno de estos con las características compatibles con el microsatélite Quetzal en la siguiente sección.

2.3. Selección del Sistema de Separación.

Para seleccionar un sistema de separación para el microsatélite Quetzal se tomaron en cuenta factores como: Las necesidades de la misión, los requerimientos y especificaciones de los adaptadores y los vehículos lanzadores (los cuales se verán en el siguiente capítulo), para proveer la confianza de que el SS no experimentará falla durante el vuelo del lanzador. Llegar a ello requiere retomar la descripción del producto (sistema de separación), y las funciones generales que este debe satisfacer, presentadas en la sección 3.2, así como; la meta del SS que es ser compatible con la misión Quetzal para colocarlo en órbita. Posteriormente se trabaja en el diagrama de funciones, ver figura 2.19. En este diagrama se muestran las funciones y las subfunciones generales que todo sistema de separación cumple de n distintas formas. En el encontramos que EC es la energía cinética, EP es la energía potencial, F es alguna fuerza, SS es sistema de separación.

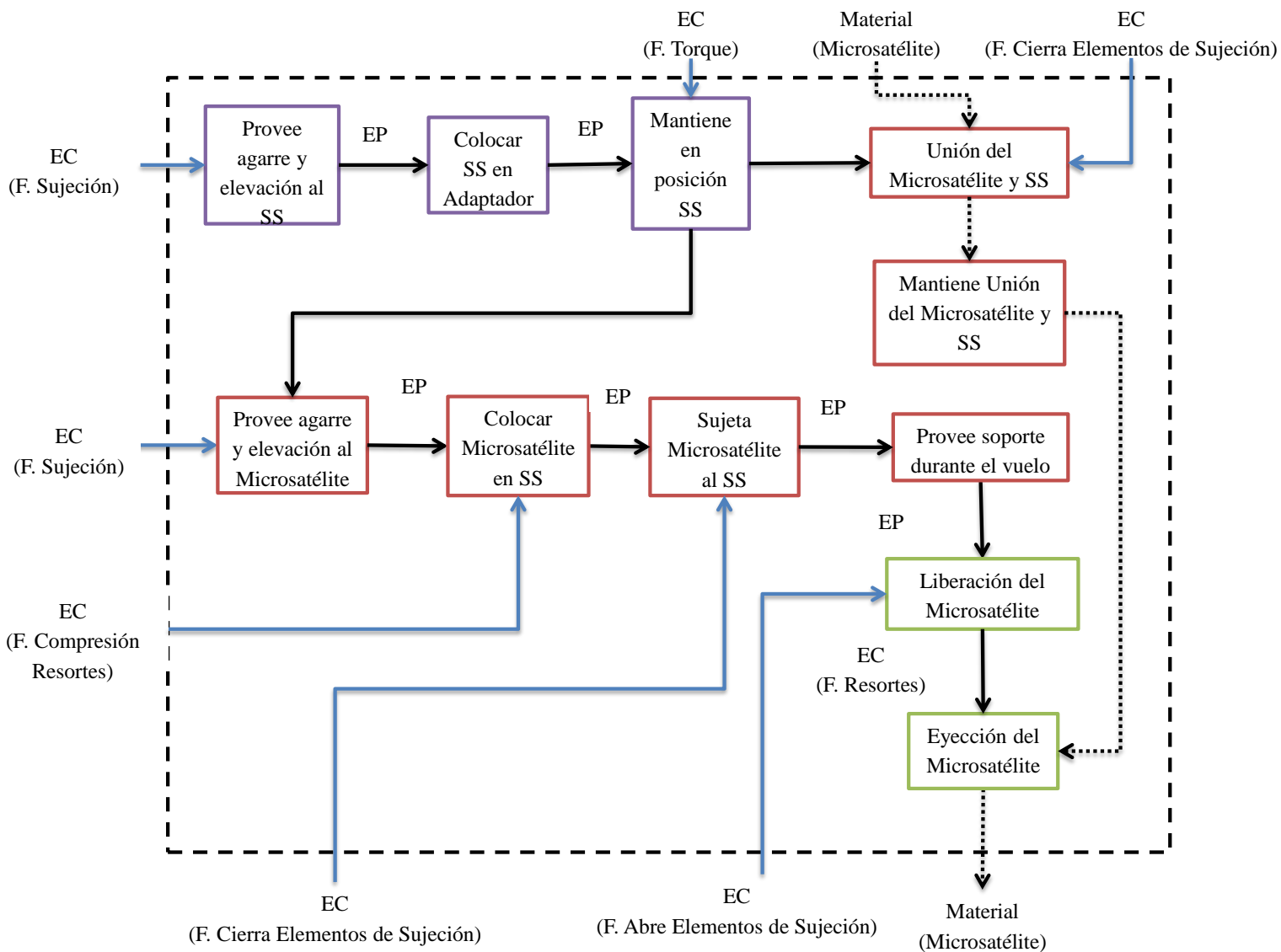


Figura 2.19. Diagrama de funciones de los Sistemas de Separación

Dado este modelo de funciones para sistemas de separación y teniendo en cuenta el ambiente del marco teórico dado anteriormente, podemos desglosar las necesidades del microsatélite Quetzal en la tabla 2.4, que debe satisfacer en mayor o menor medida el sistema de separación.

Tabla 2.4. Necesidades para el sistema de separación.

No.	Necesidades	Importancia
1	Debe fijar el microsatélite con el adaptador del cohete.	1
2	Debe liberar el microsatélite del adaptador sin dañarlo.	1
3	Debe separar/lanzar el microsatélite del adaptador con una trayectoria no errante.	1
4	Debe ser estable.	1
5	Debe soportar el peso del microsatélite y cargas del vuelo sin fracturarse o deformarse.	1
6	Debe ser ligero.	1
7	Debe ser económico.	2
8	Debe ser pequeño.	2
9	Evitar la transmisión de vibraciones amplificadas a la carga útil.	1
10	Sus materiales no deben degradarse antes o durante la duración de la misión.	1
11	Debe ser funcionar varias veces sin fallar.	1
12	Reducir el tiempo de su producción comparado con otros.	3
13	No debe tener materiales que se sublimen.	2
14	Debe soportar el ambiente de temperaturas de la misión sin deformarse.	1
15	Reducir los tiempos de integración.	3
16	Compatible con más de un adaptador	2
Importancia 1-alta/2-media/3-baja		

A partir de la tabla de necesidades se desglosa una lista de requisitos que se observan en la tabla 2.5 los cuales tratan de cumplir con un amplio rango de necesidades dadas desde el adaptador, las mayores cargas a las que será sometido el sistema definidas por el ambiente de trabajo y el cómo se cumplan las funciones del sistema de separación.

Tabla 2.5. Requisitos para el sistema de separación.

No.	Requisitos	Necesidad
1	Compatibilidad con el patrón de tornillería del adaptador.	1,16
2	Aplicar la mín. fuerza de impacto al liberar.	2
3	Aplicar la mín. velocidad angular.	3
4	Aplicar suficiente velocidad lineal para la separación.	3
5	No debe tener grandes momentos.	4
6	Resistente a fuerzas de aceleración.	5
7	Resistente a vibraciones.	5
8	Resistente a impactos.	5
9	Menor masa posible	6
10	Menor costo posible.	7
11	Menor volumen posible.	8,16
12	No debe entrar en resonancia.	9
13	Resistente a la corrosión.	10
14	Confiable.	11
15	Fácil de manufacturar.	12,15
16	Mínima Desgasificación (outgassing).	13
17	Alta resistencia térmica.	14
18	Fácil acceso a la tornillería.	15
19	Fácil montaje.	15
20	Resistir la masa del microsatélite.	5
21	Tiempo de liberación.	2,3

Por último se asignan valores a los requisitos para generar un lista de especificaciones como se muestra en la tabla 2.6, con el cuál se evalúa a los sistemas de separación para cargas secundarias investigados y conocer cuál es el que mejor cumpla las necesidades del microsatélite Quetzal.

No.	Especificaciones	Unidades	Valor mín	Valor máx.	Valor ideal	Requisitos
1	Diámetro del patrón de tornillería.	cm	20.32	60.96	38.1	1,10
2	Diámetro de los tornillos.	pulgadas	8	24	15	
2		mm	6	12	6	1
		pulgadas	1/4	1/2	1/4	
3	Número de tornillos.	-	6	24	6	1,9
4	Espectro de impacto de sistemas de separación.	g	26	500	≤ 26	2,8
5	Velocidad angular (tip-off).	grados/s	0.5	6	0	3
6	Velocidad lineal.	m/s	0.013	2	variable	4
7	Centro de gravedad (distancia al anillo adaptador).	pulgadas	0	1.07	0	5
		cm	0	2.72	0	
8	Altura	pulgadas	1.575	6.5	≤ 1.575	6
		cm	4	16.5	≤ 4	
9	Aceleración estática axial.	g	0.2	16.7	≥ 13	6
	Aceleración estática lateral.	g	0.1	7.5	≥ 7.5	
	Aceleración dinámica axial.	g	0.1	4.5	≥ 4.5	
	Aceleración dinámica lateral.	g	0.5	2	≥ 2	
11	Vibración sinusoidal (0-100 Hz).	g	0.2	1.4	≥ 1.4	7
12	Vibración aleatoria (20-2000Hz).	g ² /Hz	0.002	0.12	-	
		grms	3.53	13.98	≥ 13.98	
13	Espectro de impacto por fases del cohete (100-10000Hz).	g	20	6500	≥ 6500	2,8
14	Masa	kg	0.35	20.5	≤ 0.35	9
15	Costo		-	-	-	10,13,15
16	Volumen (cilindro)	m ³	0.024	0.048	≤ 0.024	11
17	Frecuencia natural	Hz	35	100	> 100	12
18	Resistente a la corrosión	-	titanio, aluminio, acero inox., materiales compuestos (fibra carbono, kevlar)			13
19	Repetibilidad	-	1	60	> 50	14
20	Número de elementos aprox. (sin tornillería)	-	13	20	< 13	15,18
21	Outgassing	-	materiales que no sublimen a presiones vacuométricas			16
22	Rango de temperatura de trabajo	°C	de -25 a 90	de -90 a 100	de -90 a 100	17
23	Tiempo de montaje (una vez atornillados los anillos)	s	45		≤ 45	19
24	Resiste la masa del microsatélite	kg	10	100	≥ 62.5	20
25	Tiempo de liberación	ms	20	120	< 50	21

Tabla 2.6. Especificaciones para el sistema de separación.

El resultado de la evaluación con la tabla 2.6 se encuentra en la tabla B.1 de la sección de anexos, del cuál se resume que dos sistemas de separación cumplen con la mayoría de las características y no es de sorprender que uno de ellos sea el sistema no pirotécnico más usado hasta el momento en lanzamientos con cargas primarias y secundarias por el gobierno de EUA llamado Mark II the lightband de Planetary System Corporation.

Con un panorama más amplio de los sistemas de separación y la evaluación de ellos, se puede definir un caso particular de estudio y enfocarse a él dentro de el presente trabajo. Dos características iniciales del microsatélite Quetzal para seleccionar un adaptador de cargas secundarias son la masa (76.5kg) y su volumen (50x50x70 cm). Dados estos valores sólo dos adaptadores pueden soportar tales características, el ESPA-SL-24 y el ASAP. Con esta decisión se reduce en gran medida las características geométricas del sistema de separación pues sólo se tienen dos posibles patrones de tornillería a usar. Para reafirmar el uso de un sistema con diámetro relativamente grande y no uno más pequeño, se encontró en la literatura investigada que las uniones de grandes radios proveen un incremento en la rigidez del sistema [51]. De igual manera la literatura encontrada tanto en los manuales de los lanzadores como en otros trabajos sobre sistemas de separación y los anillos adaptadores, la altura del sistema de separación debe ser la más corta posible para permitir que la carga secundaria no salga del volumen definido y también para acercar el centro de gravedad del microsatélite y el sistema de separación en conjunto al adaptador del vehículo de lanzamiento. Con base en la evaluación de los sistemas de separación y la selección del adaptador para cargas secundarias, el modelo que será sujeto a estudio para las pruebas mecánicas es el sistema de separación MarkII con número de modelo 15.000-24 de PSC.

Capítulo 3

Ambiente de Vuelo de los Vehículos Lanzadores.

Un sistema de lanzamiento consiste en un vehículo con una o más fases y la infraestructura de soporte en tierra. Durante el lanzamiento el vehículo tiene un cambio de velocidad, además de ser expuesto a distintas cargas (ambiente de vuelo), con el fin de colocar una carga útil en una órbita y altitud requerida.

Los vehículos lanzadores pueden limitar severamente el diseño de un microsatélite. Por ello la selección de un vehículo de lanzamiento depende de la misión del microsatélite y las restricciones del vehículo como la capacidad de carga (masa) y el volumen disponible.

Hay dos tipos de vehículos lanzadores; los vehículos desechables o EELV (Envelope Expendable Launch Vehicles) por sus siglas en inglés y los vehículos reutilizables o RLV (Reusable Launch Vehicles). Dentro de la primer categoría (EELV), en Europa se encuentran los vehículos como el Ariane 5 y el Soyuz, mientras que en Estados Unidos han desarrollado distintas familias como Minotaur, Delta, Atlas y Titan, entre otras [52].

Con base en las características propuestas por el proyecto Quetzal y los anillos adaptadores para cargas secundarias, se realizó una investigación de algunos vehículos lanzadores

cuyas compañías, ya sean privadas o gubernamentales crean manuales de usuario con el propósito de proveer información sobre sus vehículos como: El ambiente de vuelo, las interfaces, su funcionamiento, las restricciones de diseño y operación para cargas útiles, los rangos de operación, las operaciones de lanzamiento y los procedimientos de documentación. Esto dio como resultado los siguientes lanzadores: Pegasus [53], Proton [54], Soyuz [55], Sea Launch[56], Dnepr[57], VEGA [58], Ariane 5 [59], Atlas V [60], Falcon I [61], Taurus II [62], Delta II [63], Minotaur IV [64] y Minotaur I [65].

Dentro de la información mencionada con anterioridad, la sección del ambiente de vuelo en estos manuales contiene los ambientes mecánicos, ambientes térmicos y ambientes electromagnéticos que normalmente son tomados para el diseño de satélites. De los ambientes mencionados, es de interés del presente trabajo la sección de ambiente mecánico para el estudio de las pruebas a las que debe ser sometido un sistema de separación. Tales ambientes son regidos por cargas estáticas y cargas dinámicas, ambas se pueden subdividir en externas e internas cuyos ejemplos se describen a continuación:

Cargas estáticas externas: Son debidas a la masa del mismo satélite y sus subsistemas.

Cargas estáticas internas: Un ejemplo es la presión por almacenamiento de gases o combustibles en tanques.

Cargas dinámicas externas: Son resultado de la combustión inestable del combustible de motores, flujos de aire turbulentos a lo largo del lanzador, ruido por la propulsión, separación de fases, cambios de presión y transportación.

Cargas dinámicas internas: Movimiento o despliegue de un subsistema como las ruedas de inercia.

Las cargas máximas a las que es sometido el microsatélite son las dinámicas externas y de interés para este trabajo, en su mayoría se deben a los eventos ocurridos durante el vuelo del vehículo lanzador (ver la tabla 3.1), no deben descartarse los eventos como: manejo, transportación en tierra y montaje.

Tabla 3.1. Fuentes de cargas en los ambientes de vehículos lanzadores [66].

Cargas durante el vuelo de vehículos lanzadores				
Evento	Acústica	Vibración aleatoria	Vibración sinusoidal	Impacto
Despegue	X	X		
Aerodinámica	X	X		
Separación de fases				X
Encendido y apagado de motores		X	X	

Los ambientes enlistados en la tabla anterior se estudiarán mas a fondo en los siguientes apartados.

3.1. Ambiente de Vuelo Mecánico.

De manera general este ambiente inicia cuando en el lanzador el motor se enciende y finaliza con la separación de la carga útil (microsatélite), mediante un dispositivo (sistema de separación). Un vehículo lanzador consiste en fases como se observa en la figura 3.1, cuando el combustible de una fase o etapa se termina; la estructura, el tanque y el motor de esa fase se desacoplan del lanzador y el motor de la siguiente fase se enciende, esto se realiza de dos a tres veces dependiendo del tipo de vehículo lanzador y su número de fases, con el propósito de mantener la eficiencia del vehículo al deshacerse de masa innecesaria.

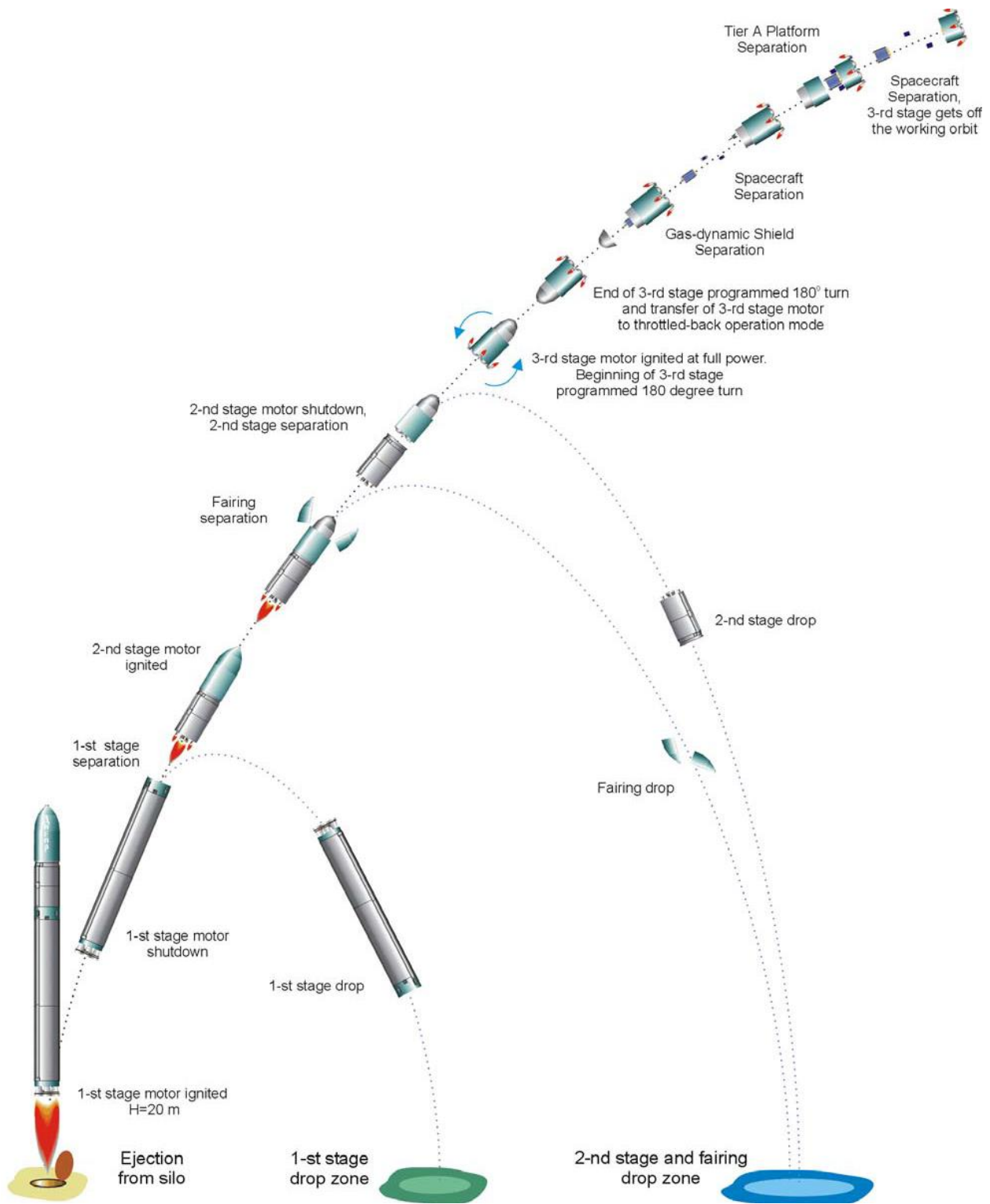


Figura 3.1. Perfil de vuelo del lanzador Dnepr. [57]

Como resultado de los eventos descritos arriba, se generan las diferentes cargas (mencionadas al inicio de este capítulo), que afectan al microsatélite y sus subsistemas en un amplio rango de frecuencias, como se observa en la figura 3.2.

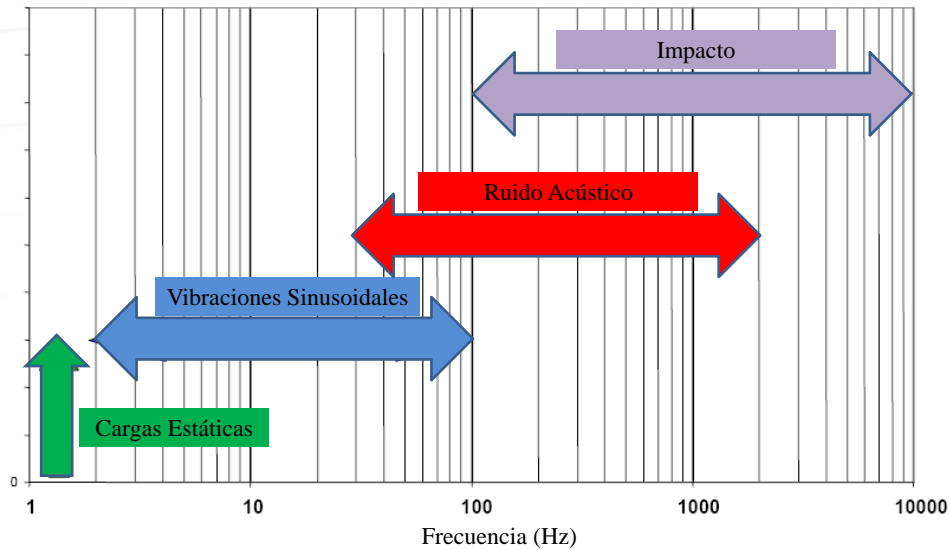


Figura 3.2. Rango de cargas durante el vuelo de lanzadores [67].

A excepción de las cargas por aceleración que son estudiadas como un fenómeno estático, las vibraciones sinusoidales y las vibraciones aleatorias se analizan como cargas dinámicas. Por ello se deben hacer pruebas de cada una de las cargas ya mencionadas al microsatélite con un factor de seguridad o tiempo de duración como se observa en la tabla 3.2.

Tabla 3.2. Factores de seguridad y duraciones para pruebas [68].

Prueba	calificación de prototipo	Calificación de prototipo de vuelo	Aceptación
Cargas Estáticas	1.25 x Carga límite	1.25 x Carga límite	1.0 x Carga límite
Acústica	Nivel límite + 3dB 2 min.	Nivel límite + 3dB 1 min.	Nivel límite + 3dB 2 min.
Vibración Aleatoria	Nivel límite + 3dB 2 min/eje.	Nivel límite + 3dB 1min/eje.	Nivel límite 1 min/eje.
Vibración Sinusoidal	1.25 x Nivel límite oct/min	1.25 x Nivel límite 4 oct/min	Nivel límite 4 oct/min
Impacto	1.4 x Nivel Límite	1.4 x Nivel Límite	Nivel límite

La información relevante de la tabla 3.2 para este trabajo son las pruebas de calificación

de prototipo, estas se usarán para realizar el análisis del sistema de separación seleccionado en el capítulo anterior mediante elemento finito.

A continuación se verán de manera un poco más detallada las pruebas mecánicas a realizar en este trabajo para corroborar que el sistema de separación soporte los ambientes de vuelo y cumpla con su función.

3.1.1. Aceleraciones.

En los manuales de usuario de los lanzadores las aceleraciones se definen en g , que es el valor de la aceleración de la tierra a nivel del mar (9.81 m/s^2). Este término es usado para describir las cargas que ocurren de la misma manera a través de todo el vehículo lanzador y están compuestas por componentes en estado estático y componentes en estado transitorio, estas últimas son usados en el ambiente de cargas combinadas CLA por sus siglas en inglés. ver figura 3.3.

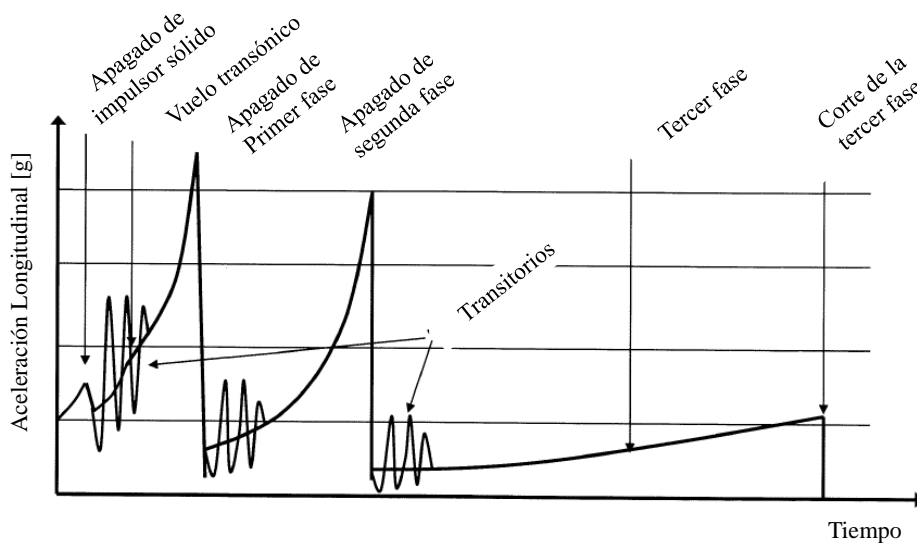


Figura 3.3. Perfil general de aceleraciones en el vuelo de vehículos lanzadores. [67]

La máxima aceleración en estado estacionario ocurre en la dirección del lanzamiento, al

final de la primera o segunda fase de propulsión del lanzador. Esto se debe a que la masa del vehículo decrece mientras que el impulso se mantiene.

Entonces el lanzador experimenta un factor de carga pico en su dirección axial siendo este un múltiplo adimensional de g que representa la fuerza de inercia actuando en la estructura, por lo que el factor de carga es de signo opuesto al sentido del lanzamiento.

A partir de la investigación realizada de los manuales de los vehículos lanzadores nombrados con anterioridad, se obtuvo la tabla 3.3 de los factores de carga por aceleración en estado estacionario máximos a los que estará sometido el sistema de separación en conjunto con la masa del microsatélite Quetzal, dependiendo del lanzador elegido para colocar el microsatélite en órbita.

Tabla 3.3. Factores carga por aceleración en estado transitorio y dinámico.

Adaptador	Vehículo	Valor máximo	Axial (g)		Lateral (g)	
			Estático	Dinámico	Estático	Dinámico
Otro	Pegasus	Axial	13.00	1.00	0.20	1.00
		Lateral	0.2/0	1/0.5	Y0.2/Z0	Y2/Z3.85
	Proton	Axial	4.20	3.70	0.90	-
		Lateral	2.60	-	1.70	-
	Sea Launch	Axial	4.50	-	0.70	-
		Lateral	2.50	-	2.00	-
ASAP	Soyuz	Axial	4.00	1.80	0.10	0.30
		Lateral	1.00	0.60	0.20	1.60
	Dnepr	Axial	7.80	0.50	0.20	-
		Lateral	7.50	0.50	0.50	0.50
	VEGA	Axial	4.50	0.50	-	0.50
		Lateral	1.50	2.00	-	0.90
	Ariane 5	Axial	4.55	-	0.25	-
		Lateral	-	-	-	-
ESPA	Atlas V	Axial	4.50	1.00	-	0.60
		Lateral	2.80	0.50	0.40	1.60
	Falcon I	Axial	6.40	1.25	0.75	-
		Lateral	-	-	-	-
	Taurus II	Axial	6.00	0.50	-	0.50
		Lateral	2.00	0.30	0.20	0.60
	Delta II	Axial	7.90	-	-	0.10
		Lateral	2.80	-	-	4.50
	Minotaur I	Axial	8.50	-	0.30	-
		Lateral	-	0.66	7.50	1.50
	Minotaur IV	Axial	6.79	-	0.78	-
		Lateral	3.93	-	4.05	-

En la tabla 3.3 se dividen los lanzadores de acuerdo al tipo de adaptador para cargas secundarias que usen y cabe destacar que los valores de aceleración axial y los valores de aceleración lateral no ocurren de manera simultánea. Para el caso contrario se realiza un análisis de cargas combinadas que se estudiará más adelante. Las diferencias tan grandes en los factores de carga por aceleración estática se deben al distinto tamaño y la capacidad de aceleración de cada vehículo, por ejemplo el lanzador Pegasus es un misil con masa mucho menor y mayor aceleración en comparación con la de un lanzador grande como Taurus.

3.1.2. Frecuencia Natural.

Si a una estructura se le somete a cargas con frecuencia armónica muy similar a una de las frecuencias naturales de la estructura, las amplitudes del movimiento de respuesta de la misma pueden ser muy elevadas, pudiendo producir su colapso o en cualquier caso reducir su tiempo de vida por fatiga, es por esto que el propósito de esta prueba es determinar los modos de movimiento y frecuencia natural del sistema de separación [69]. Con estos datos de las tablas y los criterios establecidos por las compañías lanzadoras, se cuida que el sistema no entre en acoplamiento dinámico entre la frecuencia natural del sistema de separación y los valores de las pruebas de vibración, es decir, que el sistema no entre en resonancia causando su falla. Los modos y frecuencias propias de un sistema dependen de características intrínsecas del mismo (distribución de masa, rigidez y amortiguamiento, así como; las condiciones de apoyo). Un método simple para aproximar el valor la frecuencia natural de un sistema es el método de desplazamiento estático [52].

3.1.3. Vibraciones Sinusoidales.

Este fenómeno ocurre como resultado de la interacción entre los modos de frecuencia natural del vehículo lanzador y las cargas debidas a causa de un rápido crecimiento en el impulso o despegue y la combustión de los motores, cuyas cargas (vibraciones), son transmitidas al satélite a través de los adaptadores y sistemas de separación. Para saber el comportamien-

to de respuesta del microsatélite y sus subsistemas a este tipo de fenómenos, se realiza un análisis de respuesta a frecuencia en el que se simulan cargas dinámicas de frecuencia sinusoidal baja (5 Hz - 100 Hz), con el objetivo principal de exponer estructuras secundarias de microsatélites a cargas armónicas produciendo una oscilación forzada, a fin de conocer si el sistema sujeto a estudio entra en el fenómeno de resonancia o no, y determinar si el sistema sigue funcionando después de la prueba. Para realizar estas pruebas es necesario la o las frecuencias naturales del sistema y la fuerza impulsiva que en este caso son los espectros de aceleración armónicos, que al igual que para los valores de aceleración, se obtuvieron de los manuales de usuario de los lanzadores para realizar este tipo de pruebas. Los cuales se muestran en la tabla 3.4.

Tabla 3.4. Valores de aceleración de vibración sinusoidal.

Espectro de vibración sinusoidal.									
Vehículo	Axial		Lateral		Vehículo	Axial		Lateral	
	Frecuencia (Hz)	Espectro (g)	Frecuencia (Hz)	Espectro (g)		Frecuencia (Hz)	Espectro (g)	Frecuencia (Hz)	Espectro (g)
Proton	5-20	1.4	5-10	0.3	Ariane 5	2-50	1	5-25	0.8
	20-100	0.6	10-20	0.4		50-100	0.8	25-100	0.6
Soyuz	1-5	0.4	1-5	0.4	Atlas V	5-20	0.6	5-10	0.4
	5-10	0.5	5-10	0.6		20-30	0.8	10-65	0.4
	10-20	0.8	10-20	0.6		30-75	0.6	65-85	0.5
	20-30	0.8	20-30	0.4		75-80	0.7	80-85	0.55
	30-40	0.5	30-40	0.4	Taurus	5	0.6	5	0.5
	40-60	0.5	40-60	0.3		100	0.6	100	0.5
	60-100	0.3	60-100	0.3		5	0.64	5	0.4
Sea Launch	5-100	1.25	5-15	1	DeltaII	6.2	1	10	0.4
			15-100	0.9		20	1	20	1.2
Dnepr	5-10	0.5	2-5	0.2-0.5		25	0.4	25	1.2
	10-15	0.6	5-10	0.5		60	0.4	35	0.5
	15-20	0.5	10-15	0.5-1.0		80	0.6	45	0.5
VEGA	5-45	≤ 0.8	5-25	≤ 0.8		100	0.6	50	0.7
	45-100	≤ 1	25-100	≤ 0.5				100	0.7

De la tabla 3.4 se obtuvieron los valores rms sólo de las amplitudes (g) para determinar los tres espectros que podrían tener mayor impacto en estos análisis del SS.

Como resultado se muestra la tabla 3.5 con los valores rms más altos de los vehículos lanzadores investigados.

Tabla 3.5. Valores rms de las amplitudes de los espectros de vibraciones sinusoidales.

Valores Rms de Vibraciones Sinusoidales.		
Vehículo	Axial	Lateral
Proton	1.52	0.78
Ariane 5	1.28	1
Delta II	1.85	2.16

3.1.4. Vibraciones Aleatorias.

Cuando un sistema está vibrando o moviéndose en cierto modo y ese movimiento no es predecible, se dice que el sistema se encuentra en vibración aleatoria. La figura 3.4 muestra el ejemplo del comportamiento a lo largo del tiempo de un sistema sujeto a vibración aleatoria.

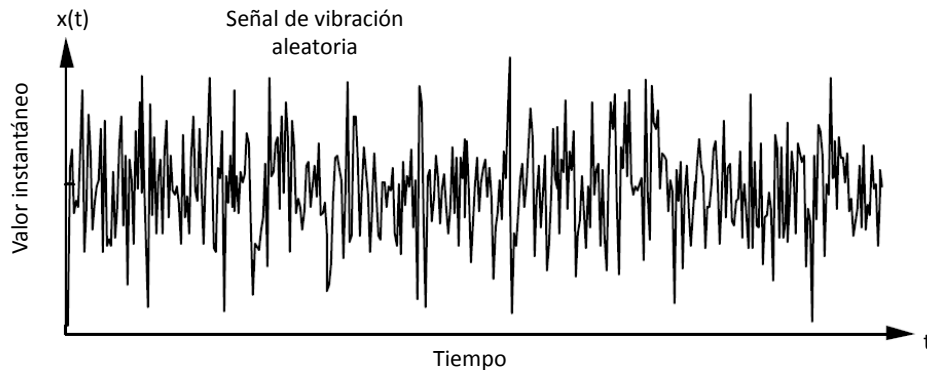


Figura 3.4. Señal de vibración aleatoria en función del tiempo

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 porque la presión del aire es mayor en este momento [71]. Por la forma en que

son transmitidas las cargas por este fenómeno, estas son críticas para el diseño de estructuras ligeras con grandes áreas como antenas de disco y paneles solares.

Para un sistema de separación las vibraciones aleatorias son transmitidas a través de la estructura del vehículo lanzador y aunque este tipo de vibración no es completamente aleatoria, ésta no puede ser representada por una serie discreta de Fourier. Lo que concierne a este tipo de fenómenos, es encontrar una medición de las características de este movimiento estadísticamente, como que el porcentaje de tiempo en el que una fuerza o aceleración es aplicada a una frecuencia dada o en ciertos rangos. Esta dificultad lleva a caracterizar la vibración aleatoria en valores de Densidad Espectral de Aceleración o ASD (Acceleration Spectral Density), por sus siglas en inglés; la figura 3.5 muestra el gráfico típico de un ASD.

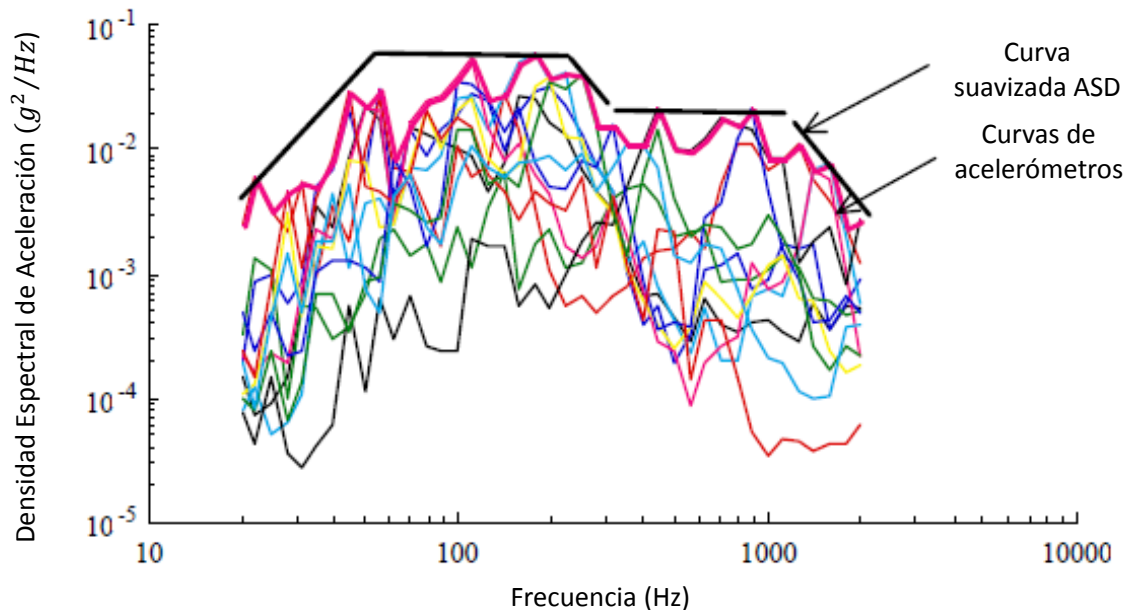


Figura 3.5. Curva ASD obtenida a partir de doce curvas de respuesta de aceleración[72]

Los datos de ASD también son conocidos como PSD (Power Spectral Density), pero cabe hacer clara la diferencia entre ellos. Los ASD son los valores procesados para obtener una curva ingenieril de las curvas de respuesta de aceleración obtenidas directamente de

las mediciones de los acelerómetros a los cuales hacen referencia los PSD [73]. A pesar de que el término PSD es comúnmente usado, de aquí en adelante se usará el término ASD que hará referencia a los valores para las pruebas de vibración aleatoria obtenidos de los vehículos lanzadores.

La aceleración en un ASD a una frecuencia dada f , se define como $W(f)$, que es la aceleración media cuadrada encontrada entre una banda de frecuencia seleccionada (cuyo centro es f), dividida entre el ancho de banda y cuyas unidades de un ASD son comúnmente g^2/Hz . Newland describe como derivar un ASD desde los datos adquiridos por acelerómetros en los sistemas sujetos a estudio [74].

Entendiendo un poco sobre los ASD a continuación en la tabla 3.6 se encuentran los valores de los manuales para las pruebas de vibración aleatoria a ser sometido el sistema de separación.

Espectros de vibración aleatoria.								
Adaptador	Pegasus						Sea Launch	
	X		Y		Z		XYZ	
	Frecuencia (Hz)	ASD (g^2/Hz)	Frecuencia (Hz)	ASD (g^2/Hz)	Frecuencia (Hz)	ASD (g^2/Hz)	Frecuencia (Hz)	ASD (g^2/Hz)
Otro	20	0.0008	20	0.004	20	0.002	20	0.01
	40	0.0008	35	0.004	55	0.004	100	0.05
	50	0.008	40	0.008	80	0.004	800	0.05
	70	0.008	70	0.008	100	0.0006	2000	0.01
	100	0.0005	85	0.004	400	0.0006		
	400	0.0005	100	0.0008	600	0.005		
	500	0.004	400	0.0008	800	0.005		
	800	0.004	600	0.004				
	2000	0.0006	800	0.004				
		2000	0.0005					
ASAP	Soyuz		VEGA		Dnepr			
	XYZ		XYZ		XYZ			
	20	0.005	20	0.0727	20	0.007		
	50	0.00	60	0.0727	40	0.007		
	100	0.01	70	0.1	160	0.022		
	200	0.025	200	0.1	320	0.03		
	500	0.025	300	0.2	1280	0.017		
	1000	0.010	700	0.2	2000	0.005		
	2000	0.005	2000	0.02				
ESPA	Taurus II		Minotaur IV		Minotaur I		Falcon I	
	XYZ		XYZ		XYZ		XYZ	
	20	0.0001	20	0.002	20	0.002	20	0.003
	100	0.0001	250	0.002	60	0.004	100	0.02
	250	0.0008	600	0.12	300	0.004	700	0.02
	2000	0.0008	1300	0.12	800	0.012	2000	0.0025
		2000	0.04	1000	0.012			
				2000	0.002			

Tabla 3.6. Valores de densidad espectral de aceleración de vibración aleatoria.

Magnitud de un ASD.

El valor grms es la raíz de la suma de los cuadrados de las amplitudes de los espectros o (root mean square acceleration) por sus siglas en inglés, es el valor promedio a lo largo del historial de aceleración del un gráfico ASD. Estos valores obtenidos de los datos de un ASD son usados para saber la magnitud total del espectro que se aplicará a un sistema dado, que en este caso es de interés para conocer cuál de los lanzadores tiene un ASD de mayor magnitud y realizar la prueba de mayor severidad con el mismo.

El método para calcular los valores grms de los datos de los ASD es el siguiente: Tomando como ejemplo un gráfico típico de densidad espectral de aceleración de la figura 3.6.

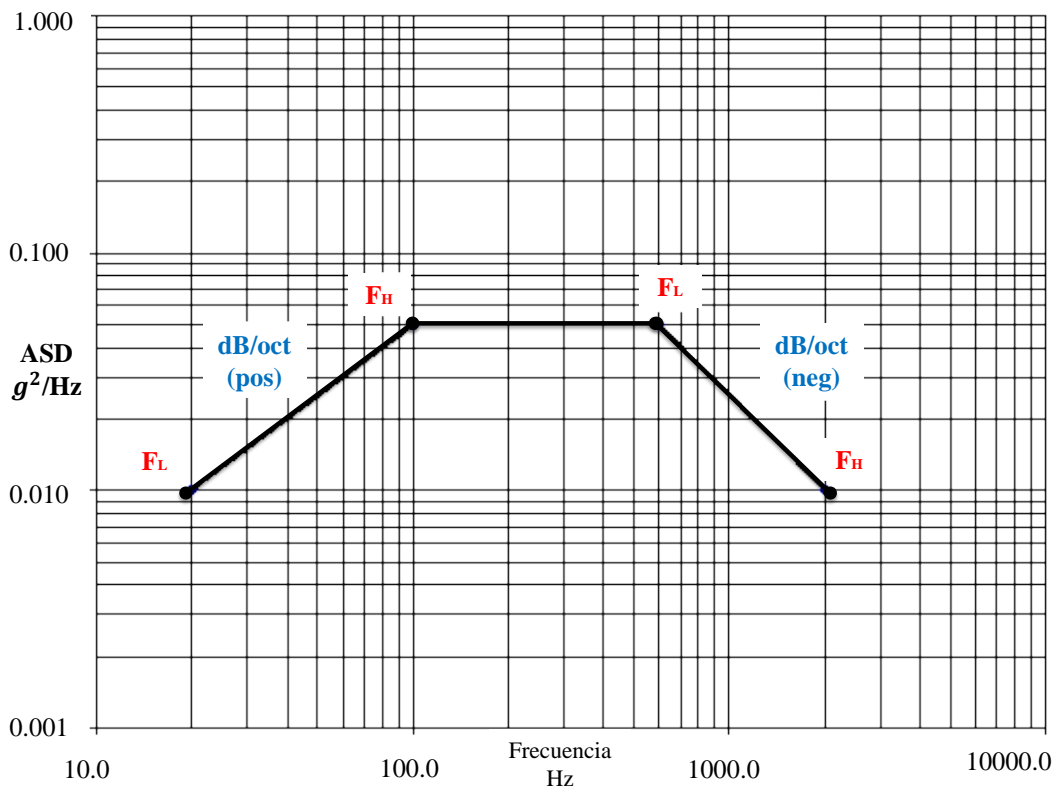


Figura 3.6. Valores ASD de vehículos lanzadores.

Primero se determina el número de octavos entre dos frecuencias. Teniendo en cuenta que un octavo es el incremento de una frecuencia al doble; es decir, aumentar de 1Hz a 2

Hz es un octavo y por igual 1000Hz a 2000Hz es también un octavo. Entonces el número de octavos puede ser estimado con la ecuación 3.1:

$$\#Octavos = \frac{\log\left(\frac{F_H}{F_L}\right)}{\log(2)} \quad (3.1)$$

Donde F_H es la frecuencia mayor y F_L es la frecuencia menor en el rango analizado.

Segundo, se determina el número de decibeles (dB) al multiplicar el número de octavos por el incremento o decremento dado en dB/Oct del gráfico, teniendo en cuenta el correcto uso de signo para la gráfica. Ver ecuación 3.2.

$$dB = 10 \log\left(\frac{ASD_H}{ASD_L}\right) \quad (3.2)$$

Donde ASD_H y ASD_L son los valores de densidad espectral de aceleración para la frecuencia mayor y la frecuencia menor respectivamente.

Tercero, haciendo uso de las ecuaciones 3.1 y 3.2, se determina la pendiente del segmento de la gráfica entre las frecuencias F_H y F_L al dividir el número de decibeles entre el número de octavos. Ver ecuación 3.3.

$$m = \frac{dB}{\#Octavos} \quad (3.3)$$

Una vez obtenida la pendiente m se usa la ecuación 3.4 para calcular el área bajo la curva entre los segmentos de frecuencia determinados.

$$A = 10 \log(2) \frac{ASD_H}{10 \log(2) + m} \left[F_H - (F_L) \left(\frac{F_L}{F_H} \right)^{\frac{m}{10 \log(2)}} \right] \quad (3.4)$$

Cuando

$$m \neq -10 \log(2) \quad (3.5)$$

En caso contrario se debe usar la siguiente ecuación 3.6.

$$A = (ASD_L)(F_L) \left(\ln \left(\frac{F_H}{F_L} \right) \right) \quad (3.6)$$

Por último para conocer el valor rms de la curva de ASD, se debe sacar la raíz cuadrada de las áreas debajo de cada segmento definido entre dos frecuencias de la curva como la ecuación 3.7

$$grms = \sqrt{\Sigma A_i} \quad (3.7)$$

El cálculo de los valores grms de los ASD dio como resultado la tabla 3.7 mostrada a continuación.

Tabla 3.7. Valores grms de vibraciones aleatorias (ASD) de vehículos lanzadores.

Valores grms de vibraciones aleatorias (ASD)				
Anillo Adaptador	Vehículo	Grms		
		X	Y	Z
Axial	Pegasus	1.92	1.91	2.12
	Soyuz	4.94		
	Sea Launch	7.99		
ASAP	Dnepr	5.94		
	VEGA	13.98		
	Ariane 5	-		
ESPA	Atlas V	-		
	Flacon I	4.7		
	Taurus II	1.21		
	Delta II	-		
	Minotaur I	3.53		
	Minotaur IV	12.09		

En la tabla 3.7 se observa que el vehículo Pegasus tiene un valor grms para cada eje, esto es porque su manual provee los espectros de vibración aleatoria para las pruebas de cada eje, mientras que los demás vehículos proveen un sólo espectro que se aplica a cada eje. Por

último, la razón de que algunos de los valores grms no se enlisten en la tabla es porque las pruebas de vibración aleatoria son cubiertas por las pruebas acústicas en algunos lanzadores.

3.1.5. Cargas Combinadas (CLA).

Hay algunos casos donde cargas producidas por ambientes distintos pueden ocurrir simultáneamente, como aceleraciones estacionarias, aceleraciones transitorias y vibraciones aleatorias. Estas cargas deben ser combinadas en una manera racional para definir un factor de carga límite. A esto se le conoce como el análisis de cargas combinadas o CLA (Couple Load Analysis) por sus siglas en inglés. Este tipo de análisis no se realiza para todos los vehículos lanzadores ya que los factores de carga transitorios y los factores de carga por vibración aleatoria no siempre ocurren simultáneamente y para esos casos sólo se realiza el análisis de cargas combinadas con los factores de aceleración en estado estacionario y los factores de aceleración en estado transitorio.

Dado que la ocurrencia simultánea de los factores de carga máximos de los ambientes involucrados en este análisis es improbable, una aproximación aceptable es obtener la raíz de la suma de los cuadrados de estos factores [75]. En la tabla 3.8 se encuentran las ecuaciones para obtener los factores de cargas combinadas.

Tabla 3.8. Ecuaciones para el cálculo de los factores de cargas combinadas.

Criterio para la Combinación de Cargas Simultáneas			
Caso	X	Y	Z
1	$S_1 \pm [(T_1)^2 + (R_1)^2]^{0.5}$	$\pm T_2$	$\pm T_3$
2	$\pm T_1$	$\pm [(T_2)^2 + (R_2)^2]^{0.5}$	$\pm T_3$
3	$\pm T_1$	$\pm T_2$	$\pm [(T_3)^2 + (R_3)^2]^{0.5}$

S_i es el factor por aceleración en estado estacionario, T_i es el factor por aceleración dinámica y R_i es el factor grms por vibraciones aleatorias [76].

Nota: Los valores grms de los espectros de vibración aleatoria se consideran como un

cálculo estadístico igual a la desviación estándar (σ), estos valores están por debajo del 68.3 por ciento de la magnitud de los posibles valores pico. Por esto, los valores grms se multiplican por 3 antes de realizar los cálculos de las ecuaciones para la tabla 3.8; asegurando que se cubran el 99.87 por ciento de las posibles magnitudes los ASD.

Las combinaciones posibles de los factores de CLA son 24 pero como el sistema de separación que se analizará es simétrico con respecto al eje Y del sistema coordinado en el que se creó el modelo virtual, el número de casos a analizar se reduce a la mitad porque se asume que la respuesta de esos 12 casos mostrará el comportamiento general del sistema Mark II bajo las condiciones de cargas combinadas.

La tabla 3.9 contiene los valores de factores para este análisis de tres lanzadores (uno para cada tipo de adaptador), cuyos resultados fueron los más elevados. El resto de los factores para los lanzadores restantes se encuentran en la tabla C.1 en los anexos.

Tabla 3.9. Factores de cargas combinadas para los lanzadores Minotaur I, Soyuz y Dnepr.

Factores de cargas combinadas									
Caso	Minotaur I			Dnepr			Soyuz		
	X	Y	Z	Z	X	Y	Z	X	Y
1	19.09	0.3	0.3	25.62	0.2	0.2	18.92	0.4	0.4
2	19.09	0.3	-0.3	25.62	-0.2	0.2	18.92	-0.4	0.4
3	-19.09	0.3	0.3	-25.62	0.2	0.2	-18.92	0.4	0.4
4	-19.09	0.3	-0.3	-25.62	-0.2	0.2	-18.92	-0.4	0.4
5	0.66	13.89	9	8	23.99	1	1.6	14.92	1.8
6	0.66	13.89	-9	-8	23.99	1	-1.6	14.92	1.8
7	-0.66	13.89	9	8	-23.99	1	1.6	-14.92	1.8
8	-0.66	13.89	-9	-8	-23.99	1	-1.6	-14.92	1.8
9	0.66	9	13.89	8	1	23.99	1.6	1.8	14.92
10	-0.66	9	13.89	8	-1	23.99	1.6	-1.8	14.92
11	0.66	9	-13.89	-8	1	23.99	-1.6	1.8	14.92
12	-0.66	9	-13.89	-8	-1	23.99	-1.6	-1.8	14.92

Nota: La dirección de aplicación de los factores se ajusta para los vehículos Dnepr y Soyuz por la posición del sistema de separación que toma al colocarse en los adaptadores.

Capítulo 4

Análisis Mecánico de la Estructura de un Sistema de Separación Seleccionado.

Para realizar las simulaciones de las pruebas mecánicas de calificación de prototipo al sistema de separación seleccionado (MarkII *the lightband*), se creó un modelo virtual en el programa (CAD), llamado *Autodesk Inventor*, ver figura 4.1.

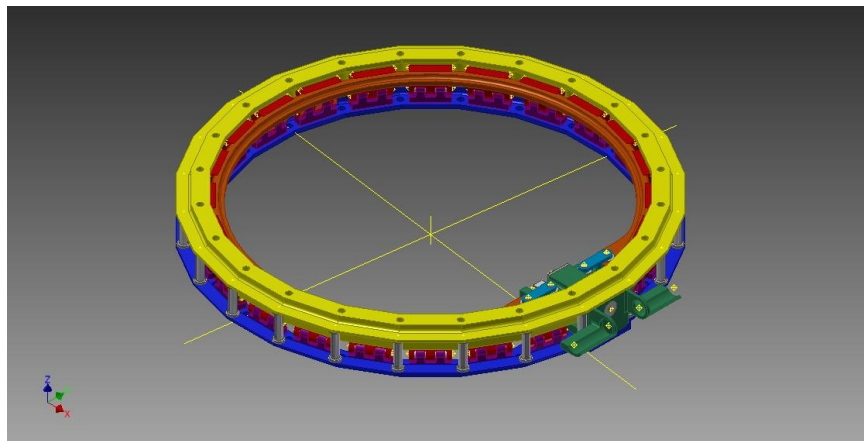


Figura 4.1. Modelo del SS Mark II generado en el programa Inventor.

Después se importa ese modelo en el programa (CAE), *Autodesk Simulation Multiphysics*, el cuál cuenta con los módulos necesarios para realizar algunas de las simulaciones de las pruebas del ambiente mecánico descrito en el capítulo 3, mediante el método de elementos finitos.

Debe tenerse en cuenta que el modelo creado y sometido a simulaciones es sólo una aproximación, pues la solución dada por el método de elementos finitos no es exacta. Este método asume que un cuerpo sea un medio “continuo”, está dividido en un conjunto de elementos que lo forman, a estos se les conoce como “elementos finitos”. En las fronteras de tales elementos se sitúan puntos específicos llamados nodos que están conectados entre sí, de tal modo que un elemento adyacente a otro está interconectado. Entonces cuando un medio continuo se somete a una excitación y se desea conocer el cambio de una o varias variables como lo son el desplazamiento, el esfuerzo, la temperatura, la presión o la velocidad dentro de un continuo, se asume que la variación de las variables dentro de cada elemento pueden ser aproximadas por una función simple. Estas funciones de aproximación conocidas también como modelos de interpolación son definidas en términos de los valores de las variables en los nodos. Cuando las ecuaciones de las variables se expresan como ecuaciones de equilibrio para el continuo entero, los valores desconocidos quedarán ahora en términos de los valores de las variables en los puntos nodales. Mediante la solución de las ecuaciones de equilibrio, las cuales están generalmente en forma de ecuaciones matriciales, se conoce el valor de las variables en cada nodo. Una vez conocidos los valores en cada nodo, los modelos de interpolación definen el valor de las variables en todas partes del continuo [77].

4.1. Descripción de la Estructura.

Las partes estructurales del sistema de separación Mark II generadas en el programa de CAD a partir de los manuales de PSC junto con los materiales que la misma compañía usa para manufacturarlos y la masa de cada parte, están enlistadas en la tabla 4.1.

Tabla 4.1. Desglose de partes, materiales y masa que componen al SS Mark II.

No. de Piezas	Parte	Material	Masa (g)
1	Anillo Superior	Aluminio 7075-T7351	725.83
1	Anillo Inferior		374.00
1	Chumacera		59.49
1	Tapa Chumacera		3.38
2	Enlace		6.00
1	Anillo de Retención	Aluminio 6061-T6	171.00
23	Clamp		17.28
23	Eje Clamp		3.00
23	Base Clamp		7.91
1	Base Motores		103.59
4	Eje Enlace	Acero Inox. AISI 304	3.00
24	Base Resorte		5.00
24	Eje Resorte		4.33
1	Tornillo sin Fin		11.00
1	Riel		34.80
1	Cilindro Chumacera		47.05
4	Rotula	Acero AISI 5150	4.00
2	Balero		4.00
Masa total			2,450.45

4.2. Preparación del Modelo para Simulaciones.

Una vez que el modelo en CAD es importado en el programa de CAE, se debe hacer un preproceso del mismo para poder generar las simulaciones. Primero se deben definir las

propiedades de los materiales con que estén hechas las partes del SS, en la tabla 4.2 se enlistan las propiedades de los materiales usados para el proceso de las pruebas.

Tabla 4.2. Propiedades físicas de los materiales usados en el SS Mark II. Fuente [78].

Material	Módulo de Elasticidad (GPa)	Módulo de Poisson	Esfuerzo de Fluencia (MPa)	Densidad (kg/m^3)
Aluminio 7075 -T7351	71.7	0.33	435	2810
Aluminio 6061-T6	68.9	0.33	276	2710
Acero Inox. AISI 304	195	0.29	215	8000
Acero AISI 5150	204.77	0.28	365.4	7855

Posteriormente se deben definir las condiciones de frontera, es decir; las partes del sistema que están sujetas en todos sus grados de libertad. Físicamente esto se expresa como los barrenos del anillo inferior del sistema de separación, ya que estos son los que van sujetos a al anillo adaptador del lanzador mediante tornillería y son la base para transmitir las excitaciones durante el vuelo. En la figura 4.2, se muestra una vista del modelo cuyo anillo inferior de color azul tiene todos los barrenos usados para conectar el SS al adaptador fijados en todos sus grados de libertad (color verde).

Al ser un sistema compuesto de varios elementos, hay que definir el tipo de contacto que hay entre ellos, es decir; si los nodos circundantes de dos piezas tiene restricciones de libertad de movimiento. Para el caso de análisis modal se desea encontrar los modos normales de frecuencia de oscilación (estos son debidos a seis grados de libertad, tres lineales y tres rotacionales), todos los contactos deben ser los restringidos totalmente, a estos se les conoce como contacto *Bonded*. Mientras que para encontrar los siguientes modos de frecuencia natural y en los posteriores procesos se debe permitir ciertos grados de libertad entre las superficies en contacto, para este caso se dio el tipo de contacto conocido como *Sliding* a algunas piezas. Este último permite el movimiento lineal de los nodos de las superficies en contacto pero no les permite separarse.

Para la parte del mallado que es la parte crítica del método FEM, se debe elegir correc-

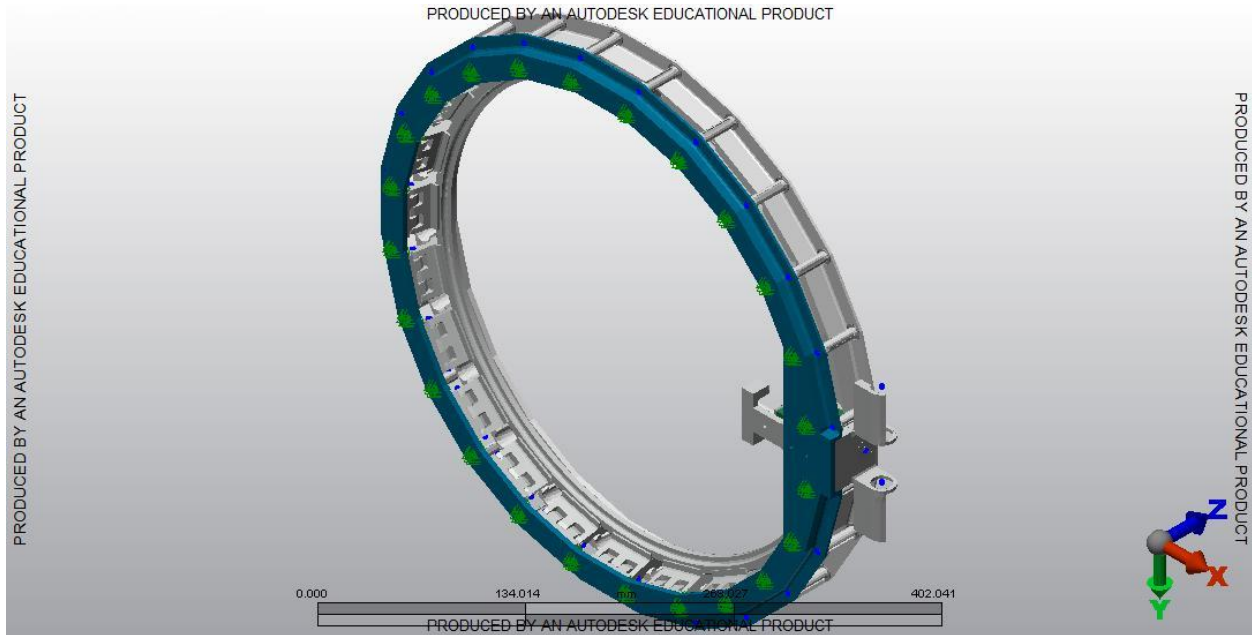


Figura 4.2. Vista del modelo del SS con las restricciones.

tamente el tipo de elementos, es decir; la forma de estos, ya que con ellos se generan las matrices de ecuaciones para resolver los modelos. En muchos casos el tipo de elementos es dictada por la geometría del cuerpo sujeto a estudio [79], así como el tamaño de los elementos depende del tamaño de la pieza a analizar y las regiones donde se debe tener un mayor control como en los barrenos.

En este caso de estudio se optó por utilizar los elementos llamados *Brick*, estos son elementos sólidos con 8 nodos por ser los comúnmente usados para análisis estructurales. La figura 4.3 muestra el SS con la malla generada para las pruebas de vibración en el que en total se generaron 435722 elementos y 204072 de nodos. Para las pruebas de aceleraciones se generaron 744699 elementos y 361306 de nodos, estos datos son mayores debido a que se realizaron algunas consideraciones que se verán más adelante.

Cabe destacar que el tamaño de los elementos de cada pieza del sistema varía, es decir; no es uniforme el tamaño de elemento para todo el sistema, por lo que se debe permitir que el generador de malla ajuste los contactos entre las superficies. El tipo seleccionado es el ajuste

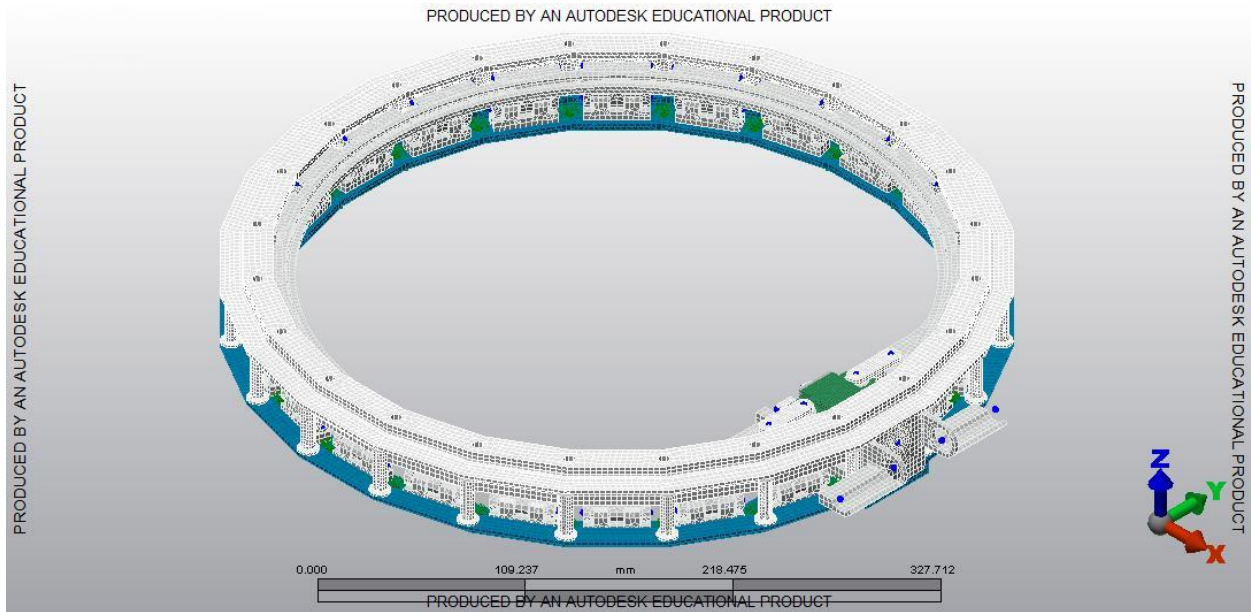


Figura 4.3. Modelo del SS mallado.

fino a grueso o *Fine bonded to coarse mesh* en inglés; este genera ecuaciones de restricción multipunto que conecta nodos de la superficie con la malla fina a los nodos de la superficie con la malla gruesa para evitar que sólo los nodos no conectados se muevan libremente y desplacen de manera no deseada como se puede ver en la figura 4.4.

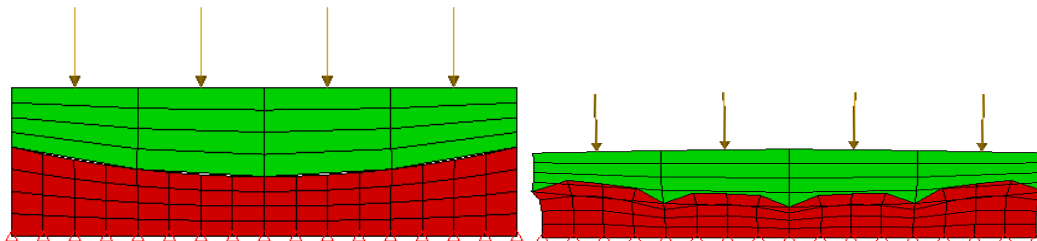


Figura 4.4. Ejemplo de un modelo sujeto a compresión. Izquierda: Tiene el tipo de contacto fino a grueso y derecha: Tiene el contacto grueso a fino [80].

4.3. Pruebas.

Hasta el momento todo el capítulo anterior se enfocó al tipo de ambientes a los que está sometido un sistema de separación y las pruebas que este debe pasar de acuerdo a los manuales de los lanzadores. Mientras que lo que lleva este capítulo es sólo la presentación de la estructura del SS y la preparación general de este para realizar las simulaciones de las pruebas. A continuación se presentan los detalles de preparación particulares a cada una las simulaciones a realizar.

4.3.1. Frecuencia Natural.

Como ya se mencionó en el capítulo anterior, esta prueba es el estudio de las propiedades dinámicas de estructuras bajo excitación por vibración. El programa *Simulation Multiphysics* encuentra las frecuencias naturales y los modos a partir de sólo las propiedades de los materiales y la geometría del sistema mediante el módulo *Modal Analysis*. La preparación de esta simulación requiere de dos valores de frecuencia que delimitan un rango entre los cuales se encontrará los modos y frecuencia naturales, ya que como resultado de este análisis se obtiene una serie de archivos que son usados por los análisis dinámicos cuyo método es el de superposición modal; es decir, los resultados del análisis modal son usados para las pruebas de vibración sinusoidal y vibración aleatoria.

4.3.2. Vibración Sinusoidal.

La prueba de vibración sinusoidal se realiza con el módulo llamado *Frequency Response (Modal Superposition)*. Este determina el estado estacionario de operación de un sistema sujeto a una carga armónica continua, la cuál es transmitida desde las condiciones de frontera asignadas al SS. Este análisis provee de un método sencillo cuya única entrada es una frecuencia constante y una amplitud; que determina desplazamientos y esfuerzos en cada modo y también la raíz de la suma de los cuadrados de las respuestas en estado estacionario.

A pesar de que los modos de frecuencia son mucho mayores a las frecuencias de excitación de las pruebas de vibración sinusoidal, se realizaron estas simulaciones como parte del desarrollo de conocimiento sobre ellas para realizarlas a sistemas que sí se puedan ver afectados por este tipo de pruebas (electrónica en general).

Para obtener los resultados se usó el modelo con frecuencias naturales de 0 a 2000Hz, y los valores de excitación para realizar estas pruebas fueron seleccionados al obtener el valor rms de las amplitudes de los espectros de los lanzadores encontrados en la tabla 3.5, para determinar los tres lanzadores que podrían tener mayor impacto en estos análisis del SS, siendo estos Proton, Ariane 5 y Delta II, cuyos espectros tanto axial como lateral se usaron para realizar seis pruebas al sistema de separación. A esos valores se multiplicó por el factor (1.25) para pruebas de calificación dado en la tabla 3.2 quedando como resultado la tabla 4.3 usada en las simulaciones.

Tabla 4.3. Factores para pruebas de vibración sinusoidal

Espectros de Frecuencias Sinusoidales.					
Adaptador	Vehículo	Axial		Lateral	
		Frecuencia (Hz)	Espectro (g)	Frecuencia (Hz)	Espectro (g)
Otro	Proton	5-20	1.75	5-10	0.375
		20-100	0.75	10-20	0.5
				20-100	0.75
ASAP	Ariane 5	2-50	1.25	5-25	1
		50-100	1	25-100	0.75
ESPA	Delta II	5	0.64	5	0.5
		6.2	1	10	0.5
		20	1	20	1.5
		25	0.4	25	1.5
		60	0.4	35	0.625
		80	0.6	45	0.625
		100	0.6	50	0.875
			100	0.875	

4.3.3. Vibración Aleatoria.

El módulo *Random Vibration* del programa usado, calcula la respuesta estática de un sistema (desplazamiento y esfuerzos), debidos a un espectro de vibración aleatoria, ruido blanco o un espectro de densidad de aceleración. Ya que este análisis no es determinístico, en el cuál las cargas sean expresadas a través de funciones de fuerzas conocidas y como su respuesta es un cero promedio, entonces se usa la raíz de la suma de los cuadrados (rms), del desplazamiento o esfuerzo que es igual a la desviación estándar. Así que los resultados obtenidos de este análisis son la desviación estándar y no los resultados reales.

Durante este análisis el espectro de densidad de aceleración es transmitido por las condiciones de frontera (definidas en la sección anterior), es decir; que un espectro en dirección X es transmitido a través de cualquier condición de frontera que tenga el grado de libertad en X fijo, de la misma manera en las direcciones Y y Z . Esto es de manera similar a lo que se haría en una mesa de vibraciones, en donde se monta un sistema y se transmiten a él las excitaciones a través de las uniones entre el sistema y la mesa para cada uno de los ejes principales.

En el capítulo anterior se encuentra la tabla 3.7 con los valores grms más altos de los vehículos lanzadores, estos son los de Minotaur IV, Sea Launch y VEGA. A los datos de vibración aleatoria de estos tres vehículos se les aplicó los factores para pruebas de calificación dados de nuevo por la tabla 3.2, en la que se dice que se aumenta en 3dB los factores límite de los espectros. Esto se traduce en un factor de 2 que multiplica las amplitudes ya que la relación de dos amplitudes de aceleración de vibraciones esta dada por la ecuación 4.1.

$$dB = 10 \log \left(\frac{A_1}{A_2} \right) \quad (4.1)$$

Donde A_1 y a_2 son las amplitudes relacionadas.

Y por eso es que se muestra la tabla 4.4 que se usó en las simulaciones de estas pruebas.

Tabla 4.4. Factores para pruebas de vibración aleatoria.

Espectros de vibraciones aleatorias.			
Adaptador	Vehículo	XYZ	
		Frecuencia(Hz)	ASD (g^2/Hz)
Otro	Sea Launch	20	0.02
		100	0.1
		800	0.1
		2000	0.02
ASAP	VEGA	20	0.14
		60	0.14
		70	0.2
		200	0.2
		300	0.4
		700	0.4
		2000	0.04
VEGA	Minotaur IV	20	0.004
		250	0.004
		600	0.24
		1300	0.24
		2000	0.08

De acuerdo a la forma de acoplamiento del SS a los adaptadores, la dirección de aplicación (axial y lateral de lanzadores), de los ASD es cambiada conforme al sistema de coordenadas del SS. Las direcciones laterales son combinadas en una sola prueba ya que el módulo de *Random Vibration* del programa permite el cruce de los datos de densidad espectral en ambas direcciones, es decir los aplica simultáneamente.

4.3.4. Cargas Combinadas (CLA).

Este análisis se hizo con el módulo *Static Stress with Linear Material*, en el que todas las cargas aplicadas son estáticas y las deformaciones de los materiales se espera que sean lineales. Este tipo de análisis permite el estudio de esfuerzos, deformaciones, desplazamientos,

así como; fuerzas que resultan de cargas estáticas como las aceleraciones estudiadas en el capítulo 4. Además de las propiedades y características asignadas en la preparación del modelo, en esta prueba se hace algunas modificaciones, como:

- Los ejes que unen los clamp y la base, así como; los ejes de los enlaces, son reemplazados por elementos de tipo *truss* como se puede ver en la figura 4.5, estos elementos se muestran de color anaranjado. El objetivo de esta modificación es reducir el número de elementos y nodos en el modelo.

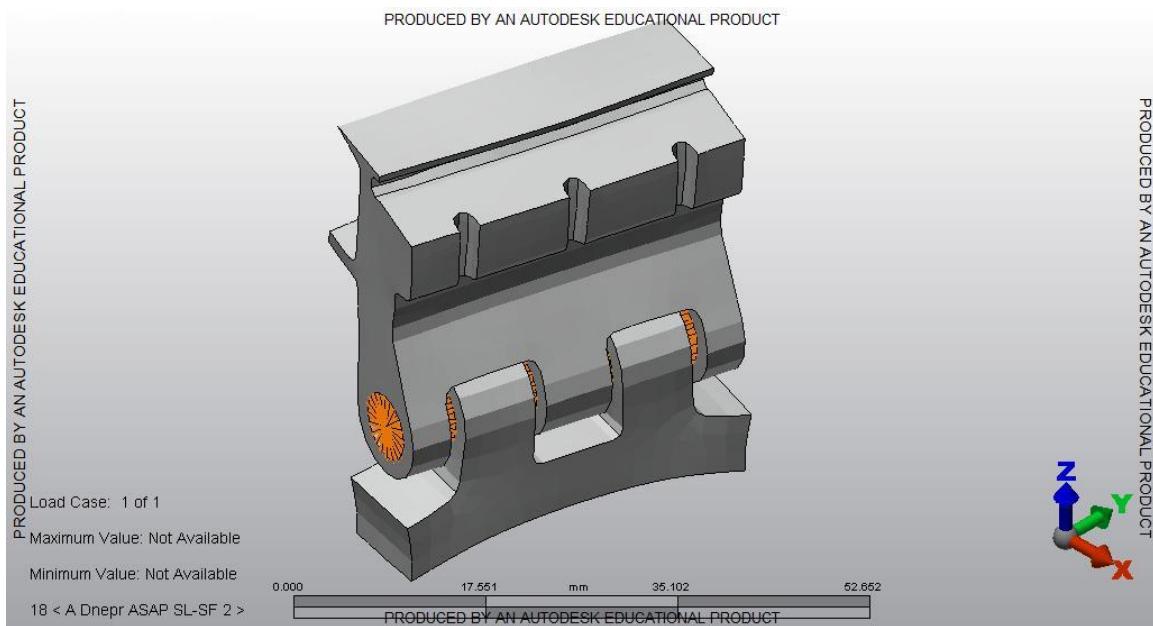


Figura 4.5. Sustitución de ejes por elementos tipo truss (color anaranjado), para pruebas CLA.

Los elementos Truss están formados por dos nodos conectados entre sí, a estos se les asigna un área de sección transversal constante y propiedades de un material, para que los elementos truss sean tan rígidos que no se deformen y transmitan las fuerzas de manera axial entre el clamp y su base.

- Otra modificación es el agregado de las fuerzas que los resortes del sistema de separación ejercen entre los anillos superior e inferior. Esta fuerza depende la masa del

microsatélite y la velocidad de separación deseada, además del número de resortes y las características propias de los mismos como sus constantes de rigidez [81]. Todos estos factores son tomados en cuenta para el cálculo de la fuerza requerida por cada resorte (ver ecuaciones D.1 y D.2 en anexos), que es igual a 89 (N) y están representadas de color verde en la figura 4.6.

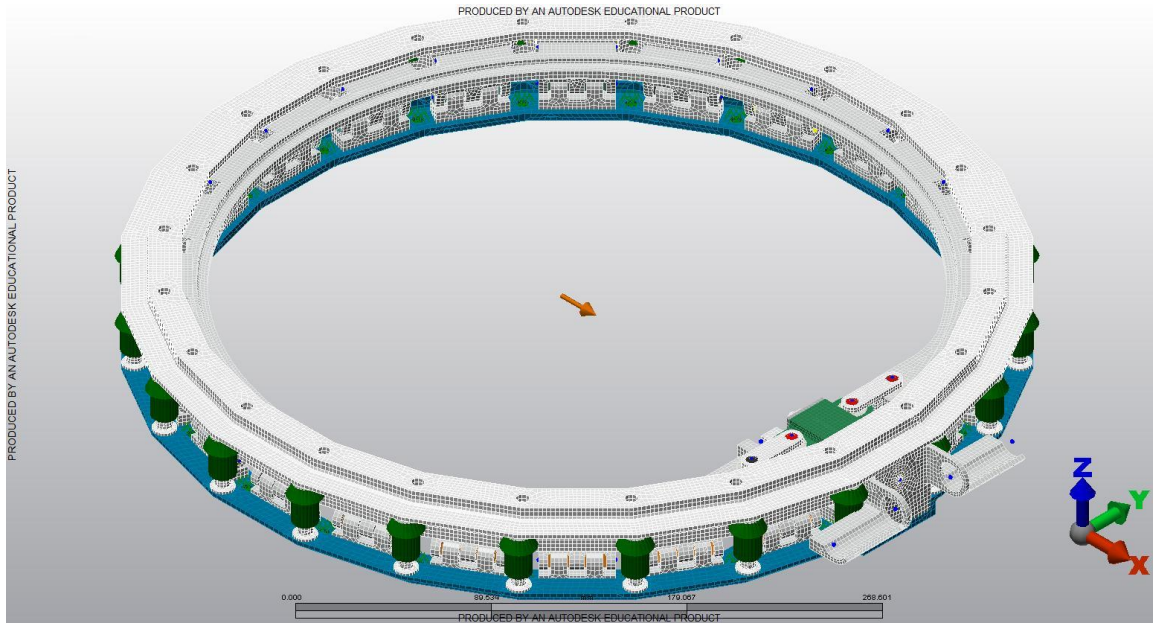


Figura 4.6. Modelo SS para cargas combinadas con fuerzas de los resortes ejercidas entre los anillos (color verde).

- Por último, como este análisis hace uso de la gravedad de la tierra (9.81 m/s^2), multiplicada por los factores de aceleración combinados, es necesario el uso de la carga que el SS soportará. Ésta está dada por la masa y el centro de gravedad ambos en combinación del SS y el microsatélite Quetzal en la cual actúan los factores de aceleraciones combinados, ver figura 4.7.

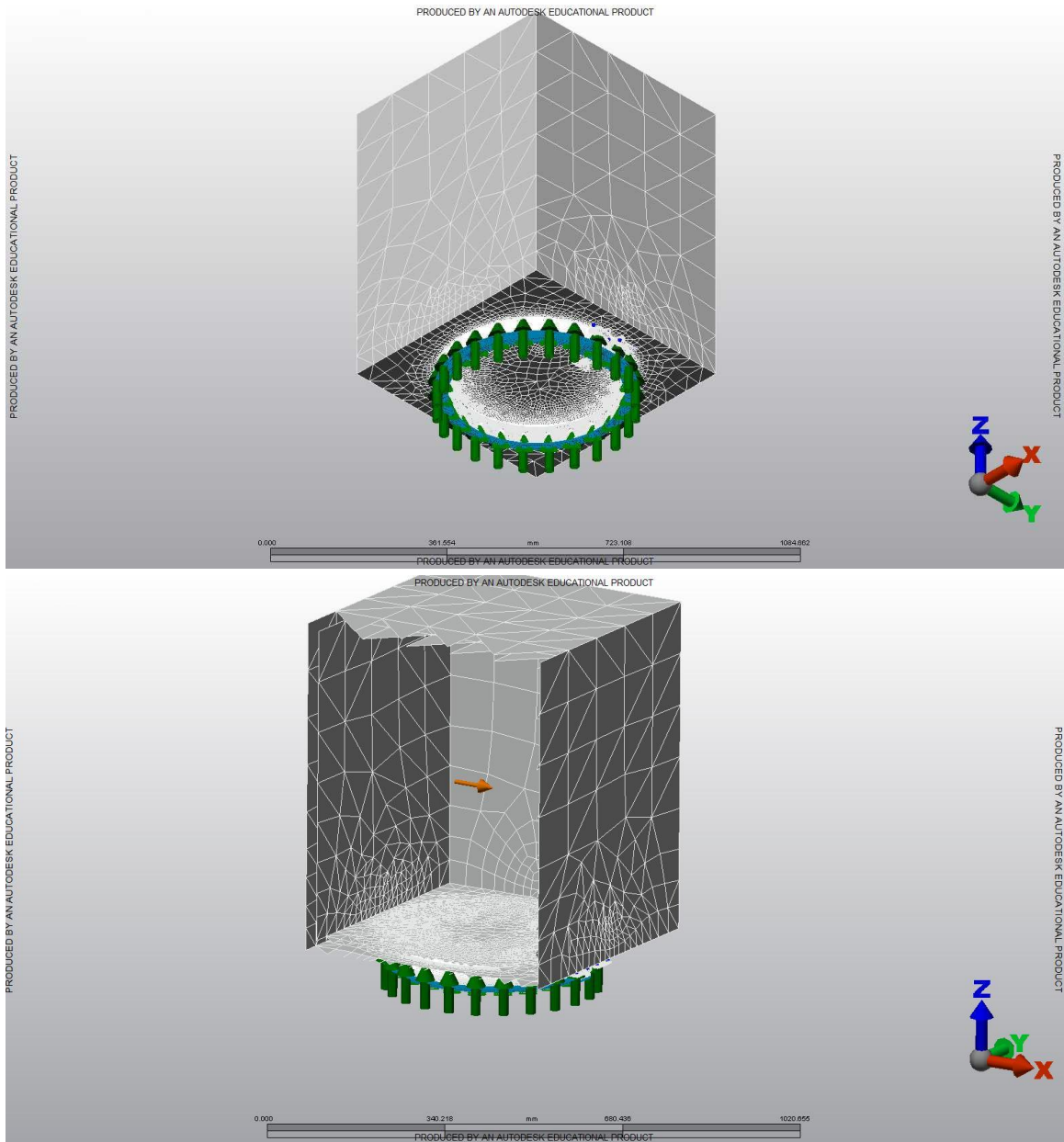


Figura 4.7. Ensamble del SS con la estructura idealizada del microsatélite Quetzal para la aplicación de los factores de gravedad. *Arriba: Estructura idealizada. Abajo: Estructura idealizada sin una cara para visualizar la aplicación de la gravedad.*

Como el objeto de estudio de este trabajo es analizar al SS Mark II, se idealizó un modelo con el volumen y la masa de la estructura del microsatélite Quetzal que fue propuesta por el ingeniero Antonio Zamora en su tesis de maestría, el cual es de ayuda para la aproximación de las simulaciones de estas pruebas y cuyas propiedades se encuentran en el siguiente tabla 4.5.

Tabla 4.5. Propiedades físicas de la estructura idealizada del microsatélite Quetzal (caso de estudio) y el SS Mark II.

Propiedad	Eje	Estructura Quetzal	Ensamble SS y Estructura Quetzal
Masa (kg)		76.537	78.987
Centro de Gravedad	X (mm)	0.000	0.625
	Y (mm)	0.000	0.000
	Z (mm)	325.000	362.115
Momentos de Inercia	I1 (kg mm ²)	6,928,385.48	7,257,934.59
	I2 (kg mm ²)	6,928,385.48	7,266,358.39
	I3 (kg mm ²)	5,468,132.61	5,556,049.27

Con las modificaciones agregadas al modelo del SS se pueden aplicar los factores de carga combinadas que se estudiaron en el capítulo 4 dando como resultado doce casos posibles por vehículo lanzador, siendo en total 36 casos de estudio de la tabla 3.9.

4.4. Resultados

4.4.1. Frecuencia Natural.

Con base en los rangos de frecuencia de las pruebas dinámicas, se delimitó el rango entre los 0 y 2,500 Hz para encontrar las frecuencias de naturales del SS, estas se muestran en la tabla 4.6.

Tabla 4.6. Primeros diez valores de frecuencias naturales del sistema de separación Mark II.

Frecuencias naturales del SS.	
Modo	Frecuencia(Hz)
1	1,658.90
2	1,679.30
3	2,180.80
4	2,256.70
5	2,297.70
6	2,318.50
7	2,347.80
8	2,399.40
9	2,457.90
10	2,479.30

En la figura 4.8 se observa el primer modo y frecuencia natural del SS, de esta se destaca que las partes con mayor susceptibilidad son los soportes para los motores del SS. El resto de los primeros diez modos obtenidos por el programa se encuentran en los anexos con las figuras E.1 y consecutivas.

El objetivo de reducir el rango de frecuencias naturales a calcular es tener el menor tamaño de información y hacer las simulaciones en un tiempo considerablemente menor al que tomaría hacer los análisis con un espectro cuyo rango sea entre 0 y 10000Hz. De nuevo esto fue considerado de manera importante porque las características de la computadora con las que se realicen las simulaciones tiene un factor limitante en la aproximación de la solución a obtener y los tiempos de cálculo.

Nota: Los valores de desplazamiento en los resultados de análisis modal sólo son para visualizar el modo de vibración, más no son los valores reales de desplazamiento.

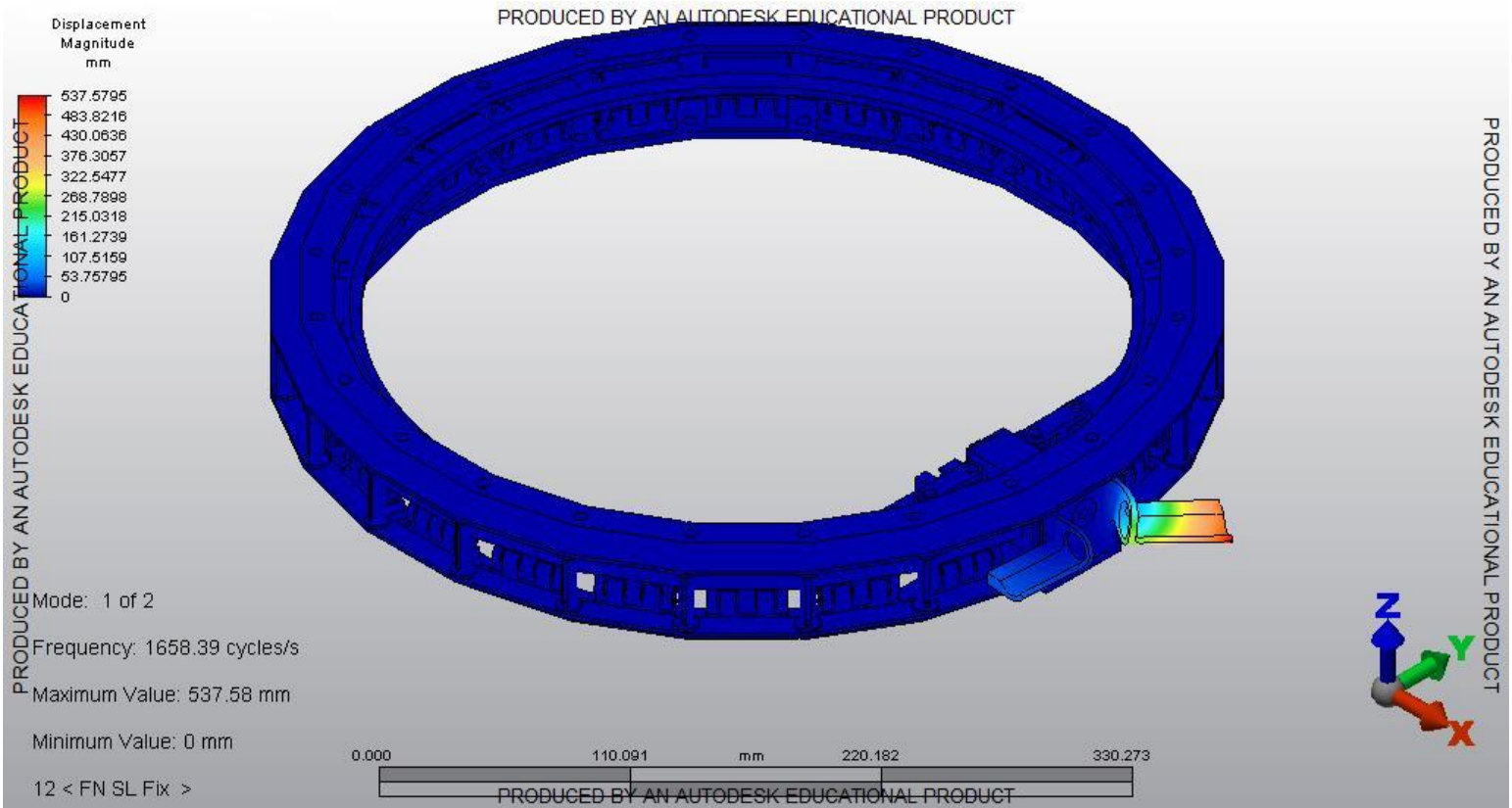


Figura 4.8. Modo 1 de frecuencia natural del SS.

4.4.2. Vibración Sinusoidal.

Con los valores asignados a las pruebas de vibración sinusoidal en las simulaciones se obtuvo la respuesta del SS dada por los valores máximos de los esfuerzos que se observan a continuación en la tabla 4.7.

Tabla 4.7. Respuesta del SS sujeto a vibraciones sinusoidales.

Respuesta a Vibración Sinusoidal.		
Vehículo	Eje	Esfuerzo (MPa)
Ariane 5	X	0.1730
	Y	0.0232
	Z	0.0405
Delta II	X	0.13
	Y	0.011
	Z	0.016
Proton	X	0.058
	Y	0.0176
	Z	0.056

Debido a que el primer valor de frecuencia natural del sistema de separación es 1658Hz, los espectros de vibración armónicos cuyo rango es de 5 a 100 Hz no causaron un efecto de importante en el SS, esto se refleja en los valores de esfuerzos obtenidos, de los cuales el mayor ocurrió durante la prueba en el eje X del vehículo Ariane 5. La figura 4.9 muestra que el cilindro dentro de la chumacera fue la parte del SS sufrió tal efecto. Cabe destacar que estos resultados son rms. *Nota: Las imágenes de las respuestas a estas pruebas se encuentran en las figuras F.1 y consecutivos en los anexos.*

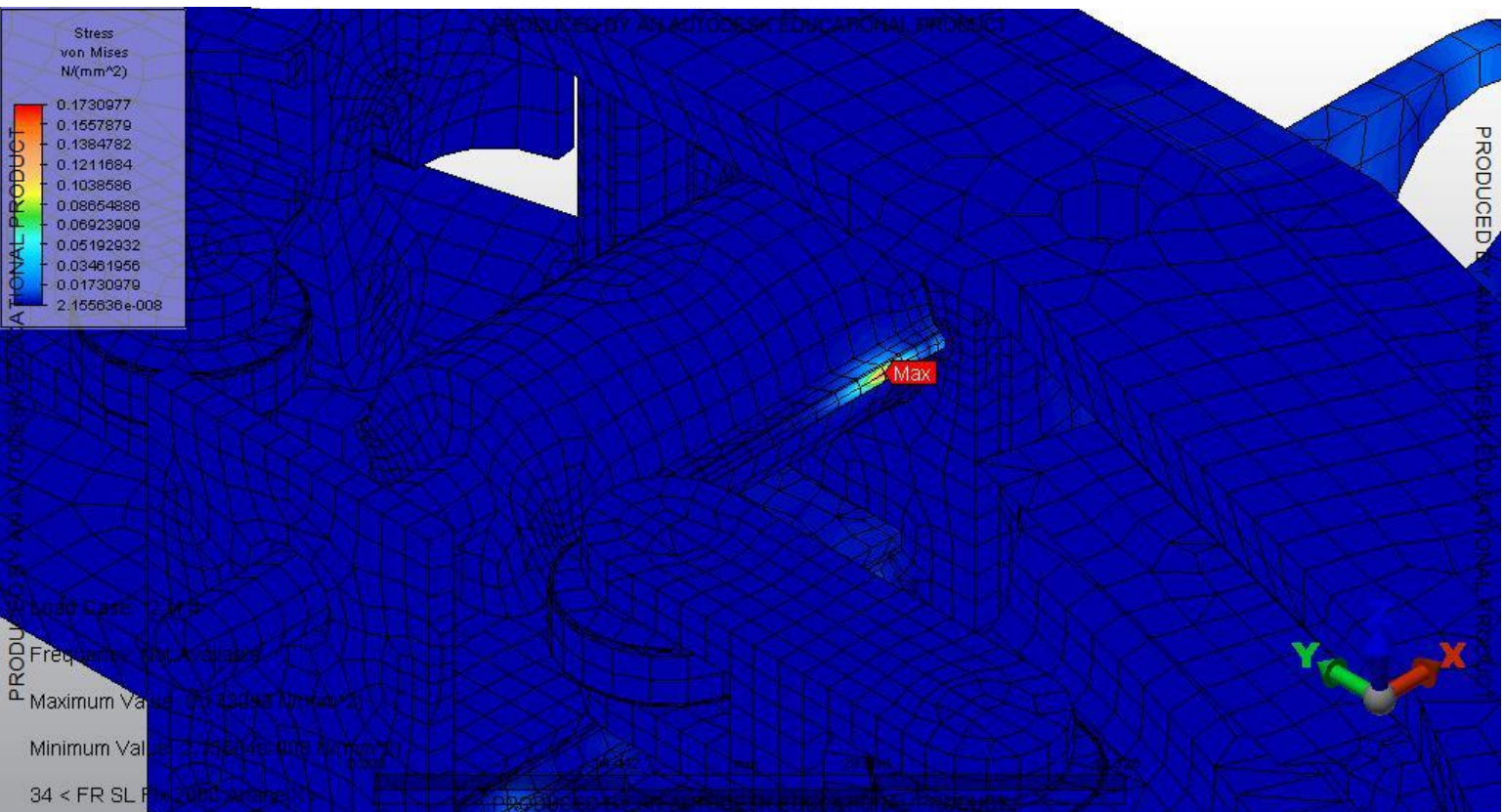


Figura 4.9. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje X.

4.4.3. Vibración Aleatoria.

En el caso de las pruebas de vibración aleatoria los espectros de excitación tienen un rango que va de los 20 a 2000 Hz, dentro de este rango se encuentran dos modos de frecuencia natural del SS y pueden causar un efecto considerable al mismo o por lo menos mayor a los resultados a las pruebas de vibración sinusoidal. En la tabla 4.8 se enlistan los resultados para las seis pruebas, tres axiales y tres laterales.

Tabla 4.8. Respuesta del SS sujeto a vibraciones aleatorias.

Respuesta a Vibración Aleatoria.		
Vehículo	Eje	Esfuerzo (MPa)
Sea Launch	Z	1.44
	XY	3.36
VEGA	Z	2.58
	XY	6.03
Minotaur IV	X	12.97
	YZ	2.8

De la tabla anterior se resalta que el valor de esfuerzo máximo obtenido esta dado por la prueba en el eje X del lanzador Minotaur IV y cuya imagen mostrada en la figura 4.10 indica que de nuevo la pieza con mayor riesgo es el cilindro dentro de la chumacera lineal.

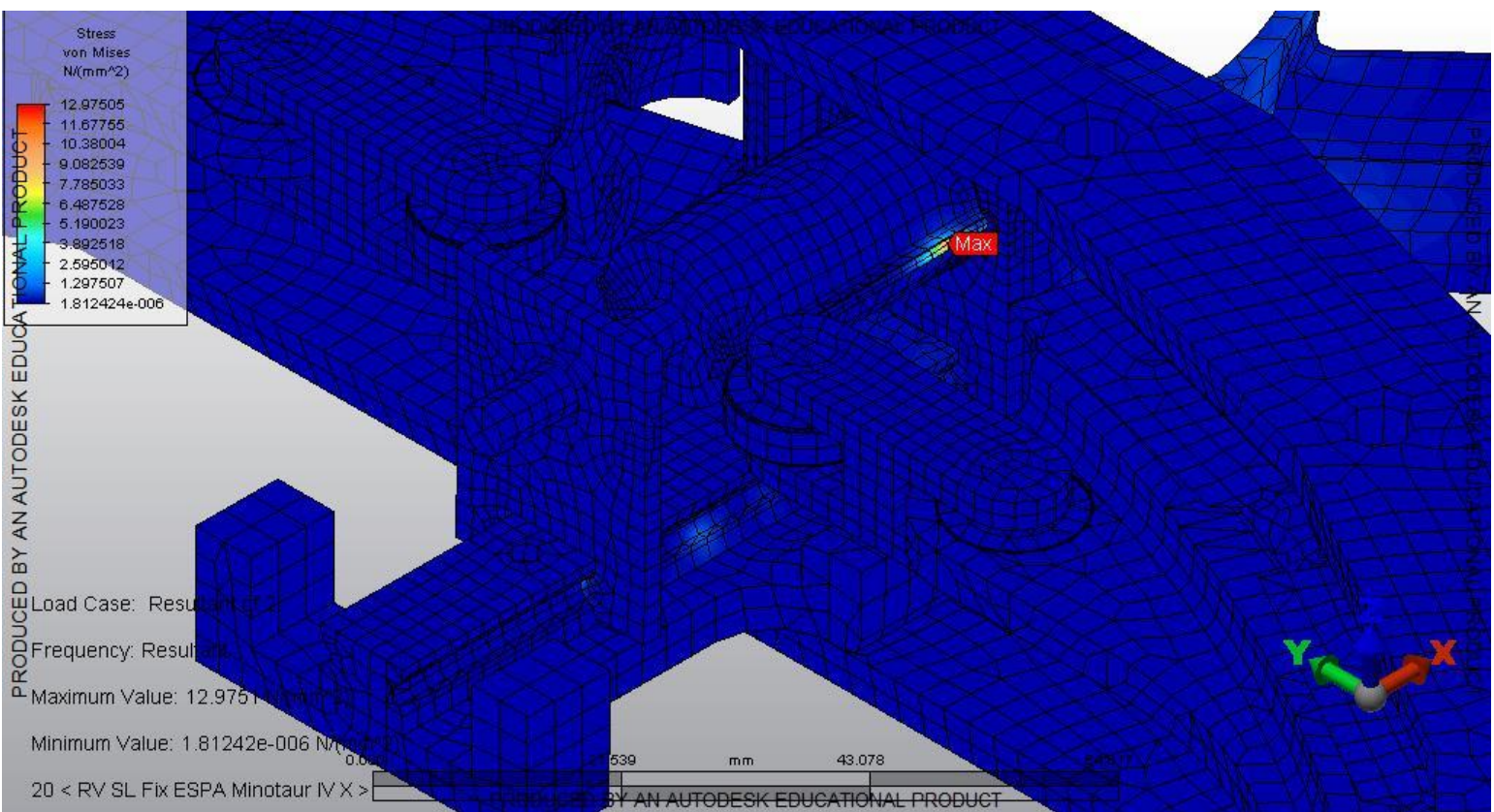


Figura 4.10. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.

Para este análisis se obtuvieron las gráficas de desplazamiento para el nodo con mayor esfuerzo. La figura 4.11 muestra el desplazamiento del nodo mencionado en sus tres direcciones, las cuales presentan una respuesta en el mismo rango de frecuencia (los primeros dos modos de frecuencia natural del SS). De las tres respuestas dibujadas en la gráfica se confirma que la dirección X del SS se tiene la mayor magnitud de la respuesta de desplazamiento.

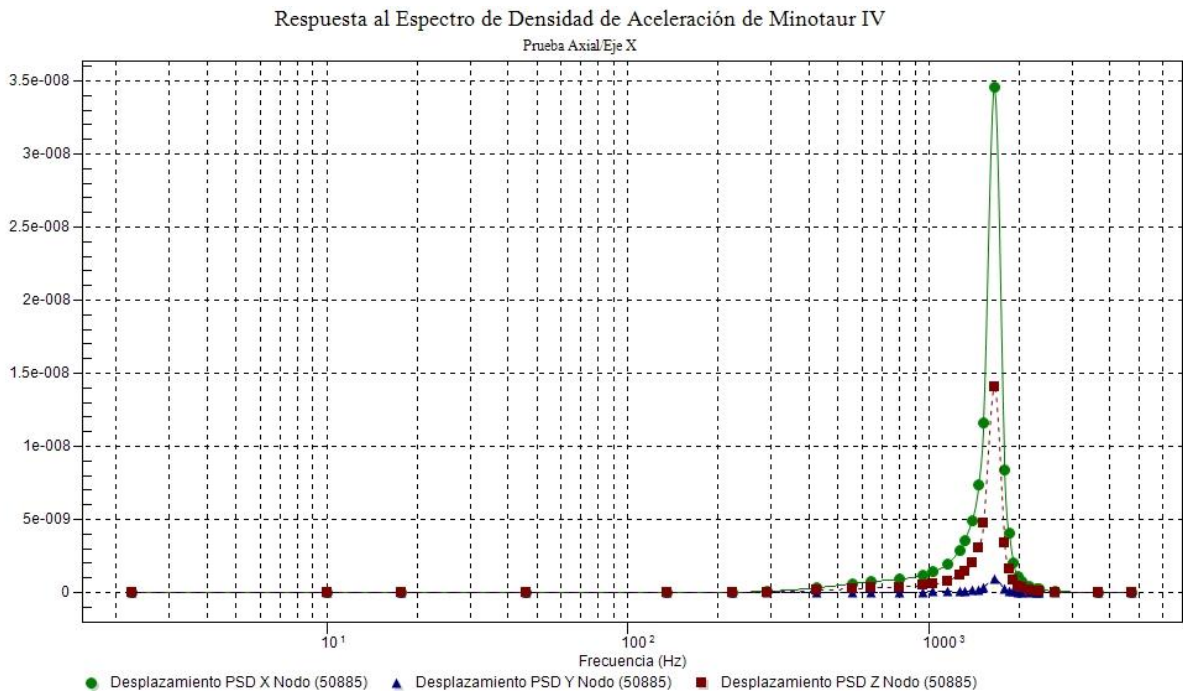


Figura 4.11. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.

El programa tiene la capacidad de obtener la segunda derivada de los resultados de la figura 4.11, es decir, la aceleración. En la figura 4.12 se observan los cambios de aceleración del mismo nodo (el de mayor esfuerzo para la prueba del eje X de Minotaur IV) de los cuales el de la dirección X tiene la mayor magnitud.

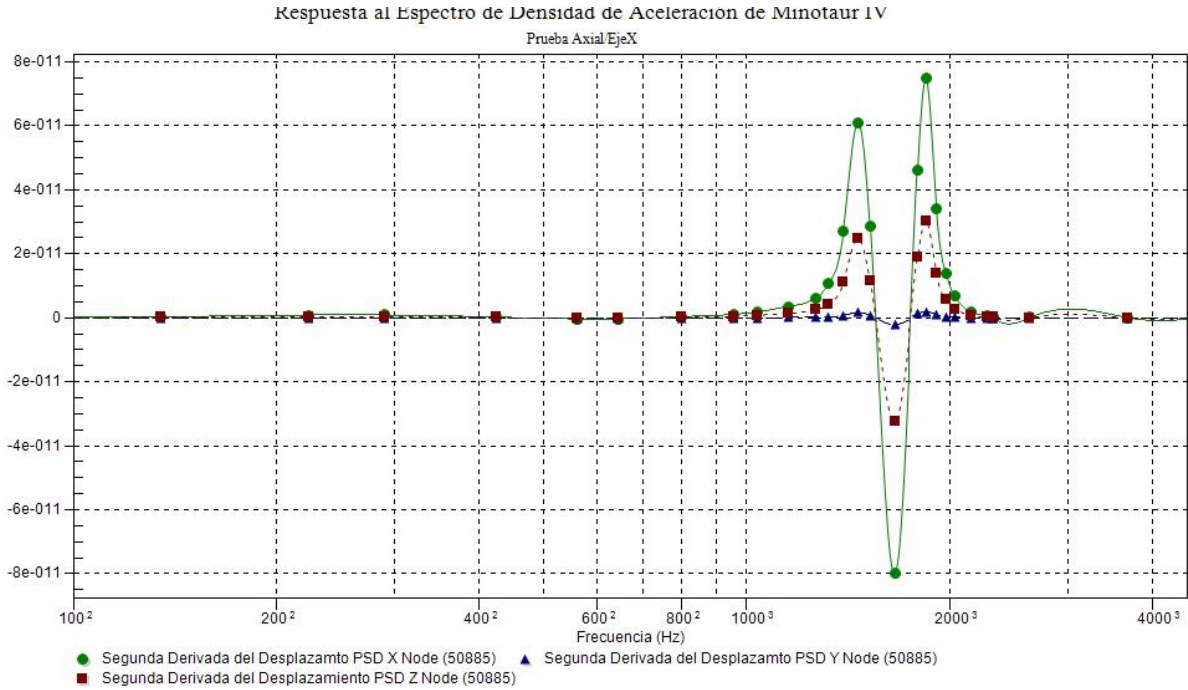


Figura 4.12. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.

Las imágenes de las respuestas de la tabla 4.8, se encuentran en la serie de figuras G.1 dentro de anexos.

4.4.4. CLA

Los resultados de estas pruebas se encuentran en la tabla 4.9, esta contiene los valores de esfuerzos máximos y la pieza sujeta al mismo cuyo fin es dar un comparativo de los casos similares entre los lanzadores y conocer las piezas del SS con mayor riesgo a fallar.

Respuesta a Cargas Combinadas								
XYZ			ZXY					
Minotaur I			Dnepr			Soyuz		
Caso	Esfuerzo (MPa)	Parte	Caso	Esfuerzo (MPa)	Parte	Caso	Esfuerzo (MPa)	Parte
1	156.89	Anillo Inferior	1	93.18	Base Clamp	1	73.09	Anillo de Retención
2	142.27	Anillo Inferior	2	93.05	Anillo Retención	2	66.60	Base Clamp
3	142.22	Anillo Inferior	3	93.59	Base Clamp	3	69.46	Base Clamp
4	142.97	Base Clamp	4	94.87	Base Clamp	4	71.38	Base Clamp
5	119.93	Base Clamp	5	202.80	Base Clamp	5	115.32	Base Clamp
6	121.10	Base Clamp	6	198.99	Base Clamp	6	115.28	Base Clamp
7	119.55	Base Clamp	7	197.13	Base Clamp	7	114.08	Base Clamp
8	120.69	Base Clamp	8	203.40	Base Clamp	8	116.49	Base Clamp
9	181.33	Anillo Retención	9	183.51	Base Clamp	9	105.33	Base Clamp
10	282.82	Clamp	10	182.86	Base Clamp	10	103.00	Base Clamp
11	104.66	Base Clamp	11	186.15	Base Clamp	11	107.43	Base Clamp
12	102.57	Base Clamp	12	185.77	Base Clamp	12	105.35	Base Clamp

Tabla 4.9. Respuesta a factores de CLA.

El mayor resultado obtenido es del caso número 10 del lanzador Minotaur I en el que un arnes del SS sufrió el resultado y comparándolo con el valor del esfuerzo de fluencia del material usado para esa pieza, indica que la pieza tiene una deformación plástica. En la figura 4.13 se observa la parte donde ocurrió este resultados y una posible solución es un cambio de geometría a esa parte del SS

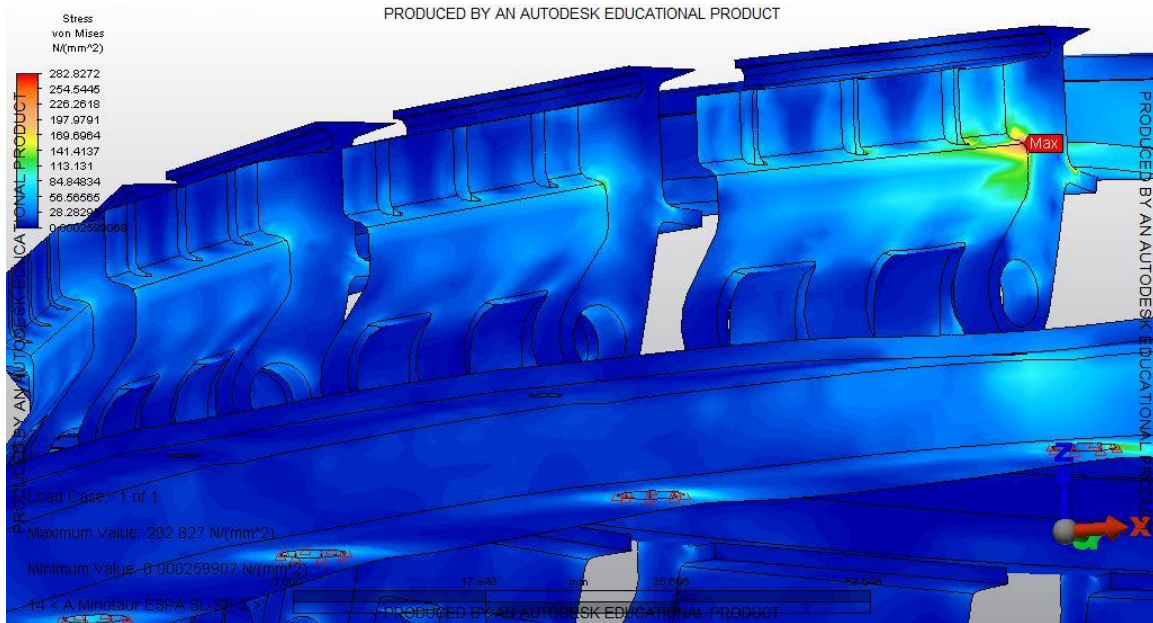


Figura 4.13. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 10.

En general la mayoría de los resultados de la tabla 4.9 indican que las piezas con posibilidad a fallar son las bases de los arneses y los arneses. El resto de los resultados se encuentran en las figuras H.1 y consecutivas en los anexos.

Capítulo 5

Conclusiones

Para realizar las pruebas de calificación de prototipos a un sistemas estructurales que en este caso es el sistema de separación Mark II *the lightband*, se requiere de un preproceso sencillo de la información documentada de los vehículos lanzadores. En el presente trabajo para los tres tipos de pruebas realizadas a un sistema de separación, se tienen las siguientes:

- En vibraciones sinusoidales sólo se multiplican los valores de las amplitudes de los espectros por un factor igual a 1.25.
- Para vibraciones aleatorias se realiza un aumento de 3dB para los valores de densidad espectral de aceleración o bien se multiplica por un factor de 2 las amplitudes de aceleración del espectro.
- Para cargas combinadas, se requiere de un proceso un poco más largo. Primero se requiere obtener los valores grms de los valores de densidad espectral de aceleración de vibraciones aleatorias y multiplicarlos por tres ya que los valores grms son como la desviación estándar. Segundo se localizan los valores de aceleraciones en estado estacionario y en estado transitorio máximos, para ambos tanto axiales como laterales; a partir de las tablas o gráficos de aceleración contra masa encontrados en los manuales de vehículos lanzadores. Por último con estos valores, se realiza el cálculo de los factores

de cargas combinadas por aceleraciones de acuerdo al estándar dado por la NASA que fue estudiado en el capítulo 4.

Dentro de la literatura investigada las pruebas de calificación de prototipo para cargas estáticas se realizan con un factor pero estas sólo incluyen los valores de aceleración en estado estacionario y aclaración en estado transitorio. Siendo esta la razón de porque no se uso un factor en los análisis de CLA ya que su magnitudes de valores engloban a las pruebas mencionadas con sus respectivos factores de seguridad.

Tomando todas las suposiciones propuestas en el preproceso del modelo virtual como verdaderas así como la limitante de la capacidad de computo para encontrar las soluciones por método de elementos finitos, los resultados obtenidos en los análisis presentados al modelo del sistema de separación Mark II *the lightband* muestran una aproximación del comportamiento de este sistema bajo algunas de las condiciones de vuelo de los vehículos lanzadores investigados y las características del microsatélite Quetzal.

Para Vibraciones Sinusoidales se obtienen resultados a partir de un barrido de frecuencia encontrando la respuesta en estado estático demostrando que este tipo de análisis no afecta al SS en gran medida. Esto se debe a que la primer frecuencia natural del modelo es 16 veces mayor que la frecuencia de excitación más alta de los espectros de vibraciones sinusoidales, por eso no hay acoplamiento de ambas frecuencias evadiendo el fenómeno de resonancia. Aún así el conocimiento adquirido es de gran utilidad para la aplicación de estas pruebas a sistemas que sí podrían ser afectados por ellas.

La respuesta a los análisis por Vibraciones Aleatorias son mayores si se comparan con las de vibraciones sinusoidales. Esto se explica porque las frecuencias de excitación en este caso tiene un rango similar al de las dos primeras frecuencias naturales del modelo del SS. A pesar de que los valores máximos obtenidos no sobrepasan la deformación elástica de ningún material usado en el modelo, estos deben ser considerados con más atención porque el programa sólo calcula los valores rms de las respuestas que son como la desviación estándar; es decir, que los resultados obtenidos únicamente cubren el 60 por ciento aproximadamente

de los valores máximos que podrían ocurrir en realidad.

Los resultados de estas pruebas para los tres vehículos seleccionados mostraron un resultado similar, en donde el cilindro de la chumacera era la parte más afectada seguida por la base de los motores del SS, ambas respuestas se pueden observar en las figuras G.1 y consecutivas en anexos. Entonces estos son indicadores de las regiones del SS con posibles fallas por fatiga en una prueba física donde si existe un movimiento continuo por una excitación además de que debe recordarse que en estos análisis no se tomó en cuenta la masa del microsatélite Quetzal que debe soportar el SS lo cual puede cambiar drásticamente estos resultados.

Por parte de los análisis de cargas combinadas por aceleración, es de esperar que al combinar dos tipos de ambientes y tres tipos de cargas, los resultados sean mayores en comparación a los dos anteriores y esto responde el porque estos factores son conductores en el diseño de sistemas estructurales espaciales. Además que los valores obtenidos en un futuro pueden ser mayores, ya que las nuevas generaciones de vehículos lanzadores tienden a tener un mayor impulso y menor masa; es decir, aumentan sus factores de aceleración.

El cuadro 4.9 los colores de los casos son indicativos de las respuestas que pueden ser comparadas de acuerdo con la dirección de la componente de los factores con mayor magnitud. Así es como se sabe que la respuesta con mayor magnitud en la dirección Z está dada por el vehículo Minotaur I, mientras que para las direcciones X y Y el vehículo Dnepr dio las magnitudes de respuesta mayores y las repuestas del vehículo Soyuz están por debajo de las ya mencionadas. Esto afirma que los factores de CLA para el modelo del SS Mark II son las que deben usarse como base de diseño para futuros sistemas de separación. Cabe destacar que la parte con el mayor esfuerzo en la prueba 10 del vehículo Minotaur I pasa el rango elástico del material utilizado como se observa en la figura H.10, por lo que hay que tener un especial cuidado en el rediseño de esta parte (ya sea por cambio de geometría o cambio de material), para evitar su posible fallo.

En general, la metodología de estas pruebas debe realizarse a todo sistema que se desee montar en un vehículo lanzador antes de ser construido, disminuyendo así el riesgo de fallo en los prototipos para pruebas físicas y por ende también se reducen los costos y tiempo de producción de los sistemas espaciales.

Capítulo 6

Trabajo a Futuro

1. Rediseño del sistema de separación Mark II *the lightband* o diseñar un sistema de separación nuevo.
2. Investigación y aplicación de pruebas de impacto debidas al desacople de fases de vehículos lanzadores y por elementos (pirotécnicos o electromecánicos), de sistemas de separación.
3. Investigación y aplicación de pruebas acústicas.
4. Conocimiento y aplicación de pruebas de otros vehículos lanzadores para generar un estándar propio permitiendo diseñar sistemas estructurales que puedan ser montados en casi cualquier vehículo lanzador como carga secundaria.
5. Construcción un sistema de separación y aplicación de pruebas físicas al mismo.

Bibliografía

- [1] Carlos Romo Fuentes, Saúl Daniel Santillán Gutiérrez, José Alberto Ramírez Aguilar, Saúl De la Rosa Nieves, Michel Grutter de la Mora, Emilio Sánchez Medina, Jorge Prado Molina, Jorge Alfredo Ferrer Perez, Satellite project Quetzal, UNAM, México, 2013.
- [2] Tae Song Jang, Spacecraft Structures and Mechanisms. April 10,2007
- [3] Mr. Davide Bruzzi, Mr. Alberto Corbelli, Prof. Paolo Tortora, Design and Verification of an Optimized Separation System for Microsatellite: The ALMASAT-1 Case study, University of Bologna, Italy, 2010.
- [4] K. Thyagarajan, J.P. Gupta, Dr. P.S. Goel, Prof. K. Jayaraman, University Small Satellite Program-ANUSAT, Anna University, Chennai -600044, India, 2005
- [5] Young-Keun Chang, Suk-Jin Kang, Low-Cost Responsive Exploitation of Space by HAUSAT-2 Nano Satellite, Hankuk Aviation University, South Korea, 2006
- [6] Jyh-Ching Juang, Jiun-Jih Miao, Yi-Yin Liu, Bo-Chang Chen, Earthquake Research from Space: LEAP Microsatellite Design in Taiwan, National Cheng Kung University, Tainan, Taiwan,2008
- [7] Takahiro Inoue, Shinichi Nakamura, Ryo Nakamura, Keisuke Yoshihara, Hiroo Kunimori, Toshimichi Otsubo, SLR RETURN ANALYSIS FOR SOHLA-1, Japan Ae-

- rospace Exploration Agency, National Institute of Information and Communications Technology, Hitotsubashi University, 2009
- [8] Sias Mostert, Herman Steyn, Hendrik Burger, Helena Bosman, Sumbandilasat-An operational technology demonstrator, Stellenbosch University, South Africa 2009
- [9] Stefan SCHULZ, Udo RENNER, DLR-TUBSAT: A MICROSATELLITE FOR INTERACTIVE EARTH OBSERVATION, Technical University of Berlin, Institute of Aerospace,1999
- [10] Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design, third edition, 2005, pp. 203-221
- [11] Michael D. Griffin, Space Vehicle Design, Second Edition, 2004, pp. 435
- [12] José Luis Otero Montaudon, Diseño Conceptual del Sistema de Regulación Térmica para un Microsatélite, UNAM, 2013.
- [13] Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design, third edition, 2005, pp. 645
- [14] Michael D. Griffin, Space Vehicle Design, Second Edition, 2004, pp. 328
- [15] Michael D. Griffin, Space Vehicle Design, Second Edition, 2004, pp. 470
- [16] Michael D. Griffin, Space Vehicle Design, Second Edition, 2004, pp.511
- [17] Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design, third edition, 2005, pp.736
- [18] Shahed Aziz, Paul Gloyer, Joel Pedlikin, Kimberly Kohlhepp, Universal Small Payload Interface—An Assessment of US Piggyback Launch Capability, AeroAstro, Inc. 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- [19] Joseph R. Maly, Vann M. Stavast, Gregory E. Sanford, Michael E. Evert, Adapter Ring for Small Satellites on Responsive Launch Vehicles, CSA Engineering, Inc. 2009
- [20] NANOSAT-5 USER’S GUIDE, Air Force Research Laboratory, UN5-0001 Revision February 2007. Space Vehicles Directorate

- [21] Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari, Canisterized Satellite Dispenser (CSD) Data Sheet, 18th. Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.
- [22] Ryan Hevner, Walter Holemans, An Advance Standard for Cubesats, 25th. Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.
- [23] <http://www.spaceflightservices.com>
- [24] Ariane Structure for Auxiliary Payload 5 User's Manual Issue 1, Revision 0, May 2000
- [25] DoD Space Test Program Secondary Payload Planner's Guide For Use On The EELV Secondary Payload Adapter, Version 1.0, 8 Jun 01
- [26] <http://www.csaengineering.com/products-services/espas/>
- [27] SpaceFlight Inc. Secondary Payload Planners Guide, Rev B March 2012
- [28] Philip Balaam, Francois Maroquene and Claude-Alain du Parquet, ASAP 5 Low-Cost Access to Space for Auxiliary Payloads, *Acafa Astronautica* Vol. 46. Nos. 2-6, VP. 127-133, 2000.
- [29] Didier Rouard, Bernard Gerber, Bernard Gergonne, ASAP5 and Multi-Payloads Adaptors, Proceedings European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Germany 1998.
- [30] Kendall, R., ed., Evolved Expendable Launch Vehicle, Standard Interface Specification. Version 6.0, Evolved Expendable Launch Vehicle Program Office and Aerospace Corporation, September, 2000.
- [31] ESPA from Concept to Flight Hardware, Joseph R Maly Paul S Wilke, CSA Engineering, 17th AIAA/USU Conference on Small Satellites.
- [32] EELV Standard Interface Working Group. Evolved Expendable Launch Vehicle Standard Interface Specification Version 6, Randy Kendall, Ed., September 2000.

- [33] DoD Space Test Program Secondary Payload Planner's Guide For Use On The EELV Secondary Payload Adapter, Version 1.0, 8 Jun 01.
- [34] Joseph R. Maly, Vann M. Stavast, Gregory E. Sanford, Michael E. Evert, Adapter Ring for Small Satellites on Responsive Launch Vehicles, CSA Engineering, Inc. 2009.
- [35] <http://andrews-space.com>
- [36] <http://www.planetarysystemscorp.com/>
- [37] <http://www.almaspace.com/index.php/aerospace/adapters-separation-systems>
- [38] Joseph R. Maly and Scott C. Pendleton, CASPAR Low-Cost, Dual-Manifest Payload Adapter for Minotaur IV, CSA Engineering, 19th AIAA/USU Conference on Small Satellites.
- [39] <http://www.design-group.com/content/RideShareAdapterFC.pdf>
- [40] Walter Holemans, The Lightband as Enabling Technology for Responsive Space, AIAA 2nd Responsive Space Conference, 2004.
- [41] 2000785 Rev C User's Manual for Mark II Lightband, Planetary System Cooperation.
- [42] <http://www.enea.it/it/produzione-scientifica/energia-ambiente-e-innovazione-1/anno-2012/n.-2-marzo-aprile-2012/almasat-1-un-dimostratore-tecnologico-in-orbita-con-il-lancio-inaugurale-di-vega>
- [43] <http://www.tiniaerospace.com/>
- [44] Alberto Corbelli, Davide Bruzzi1, and Paolo Tortora, Design, Assembly and Verification of the ALAMASat-1 Separation System, Alma Space, 2009.
- [45] Davide Bruzzi, Alberto Corbelli, Paolo Tortora, Marco Bocciarelli, Benoit Geffroy, The Adapter and Separation Systems series for the VEGA launch vehicle, Proceedings of the 63rd IAC (International Astronautical Congress), Naples, Italy, Oct. 1-5, 2012, paper: IAC-12-B4.5.10.

- [46] <http://www.starsys.com>
- [47] Laurence J. Bement, Mony L. Schimmel, A Manual for Pyrotechnic Design, Development and Qualification, NASA-TM-110172, June 1995.
- [48] Gary Musgrace, Axel Larsen, Tommaso Sgobba, Safety Design for Space Systems, edit. Elsevier, 2009.
- [49] Payload Adapter Systems for Small Satellites, RUAG Space AB, D-M-PRB-00004-RSE December 2010.
- [50] <http://www.dassault-aviation.com/en/space/pyrotechnics-catalogue/micro-satellite-support.html?L=1>
- [51] Z.Y. Qin, S.Z. Yan, F.L. Chu, Analytical modeling of clamp band joint under external bending moment, Aerospace Science and Technology, 2011.
- [52] Jacob Job Wijker, Spacecraft Structures, pág. 27, Springer, 2008.
- [53] Pegasus User's Guide, Orbital Sciences Corporation 2010.
- [54] Proton Launch System, Mission Planner's Guide, International Launch Services, 2009.
- [55] Soyuz User's Manual, issue 2, revision 0, ArianeSpace, 2012.
- [56] Sea Launch User's Guide, revision D, Sea Launch Company L.L.C., 2008.
- [57] Dnepr User's Guide, issue 2, Space Launch Systems, Kosmotras, 2001.
- [58] VEGA User's Guide, issue 3, ArianeSpace, 2006.
- [59] Ariane 5 User's Guide, issue 5, revision 1, ArianeSpace, 2011.
- [60] Atlas V Launch Services User's Guide, United Launch Alliance, 2010.
- [61] Falcon 1 Launch Vehicle Payload User's Guide, revision 7, SpaceX, 2006.

- [62] Taurus II User's Manual, Release 1.2, Orbital Sciences Corporation 2009.
- [63] Delta II Payload Planners Guide, United Launch Alliance, 2006.
- [64] Minotaur IV User's Guide, Release 1.1, Orbital Sciences Corporation, 2006.
- [65] Minotaur IV User's Guide, Release 2.1, Orbital Sciences Corporation, 2006.
- [66] The Standard Deviation of Launch Vehicle Environments, Isam Yunis, NASA, Kennedy Space Center, FL 3.2899.
- [67] Spacecraft Loads Analysis, A. Calvi, 2011.
- [68] General Environmental Verification Standard (GEVS), NASA Goddard Space Flight Center, April 2005.
- [69] Sarafin T.P., Spacecraft Structures and Mechanisms From concept to Launch, 4th Edition, Space Technology Series, USA, 2007.
- [70] Mosher T., Spacecraft Structures and Testing, Utah State University, USA, 2004.
- [71] Peter Fortescue, John Stark, Graham Swinerd, Spacecraft system Engineering, Wiley, 3rd. Edition, 2003.
- [72] NASA-HDBK-7005, Dynamic Environmental Criteria, March 13, 2001.
- [73] <http://femci.gsfc.nasa.gov/random/randomequations.html>
- [74] D. E. Newland, An introduction to random vibrations, spectral density and wavelet analysis, third edition, Long Scientific and Technical, 1993.
- [75] NASA-STD-5002, Load Analyses of Spacecraft and Payloads, June 21, 1996.
- [76] Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety-Critical Structures, SSP 52005, Revision C, December 18, 2002.

- [77] Josué David Orellana Barbosa, Optimización Estructural Evolutiva: Diseño óptimo de la estructura de un satélite basado en el análisis de vibraciones mecánicas y cargas estáticas, UNAM, 2010.
- [78] www.matweb.com
- [79] Singiresu S. Rao, The Finite Element method in engineering, Elsevier Science and Technology Books, December, 2004.
- [80] http://wkihhelp.autodesk.com/Simulation_Mechanical/enu/2013/Help/
- [81] User's Manual for Mark II Lightband, 2000785 Revision C, Planetary System Corporation, 2012.

Lista de Acrónimos

AD-SS Adapter Separation System

AFRL Air Force Research

ASAP Ariane Structure for Auxiliary Payload

ASD Acceleration Spectral Density

CAD Computer Aided Design

CAE Computer Aided Engineering

CLA Couple Load Analysis

DoD Department of Defense

EELV Evolved Expendable Launch Vehicle

ELV Expendable Launch Vehicle

EMC Electro Magnetic Compatibility

ESPA Expendable Secondary Payload Adaptor

FASSN Fast Acting Shockless Separation Nut

GTO Geostationary Orbit

LEO Low Earth Orbit

LSVD Laboratory Space Vehicles Directorate

MEO Medium Earth Orbit

MIT Massachusetts Institute of Technology

MMISTI MIT International Science and Technology Initiatives

NEA Non- Explosive electro-mechanical Actuators

PAS Payload Adapter System

PSD Power Spectral Density

PSC Planetary System Corporation

PSLV Polar Satellite Launch Vehicle

Rms Root mean square

SMC Space Test Program

SNC Sierra Nevada Corporation

SS Sistema de Separación

SSO Sun Synchronous Orbit

SSPS Spaceflight Secondary Payload System

TDS-1 TechDemoSat-1

UNAM Universidad Nacional Autónoma de México

VERTA-1 (Vega Research, Technology and Accompaniment-1)

Anexos

Anexo A

Datos Técnicos del Sistema de Separación Mark II.

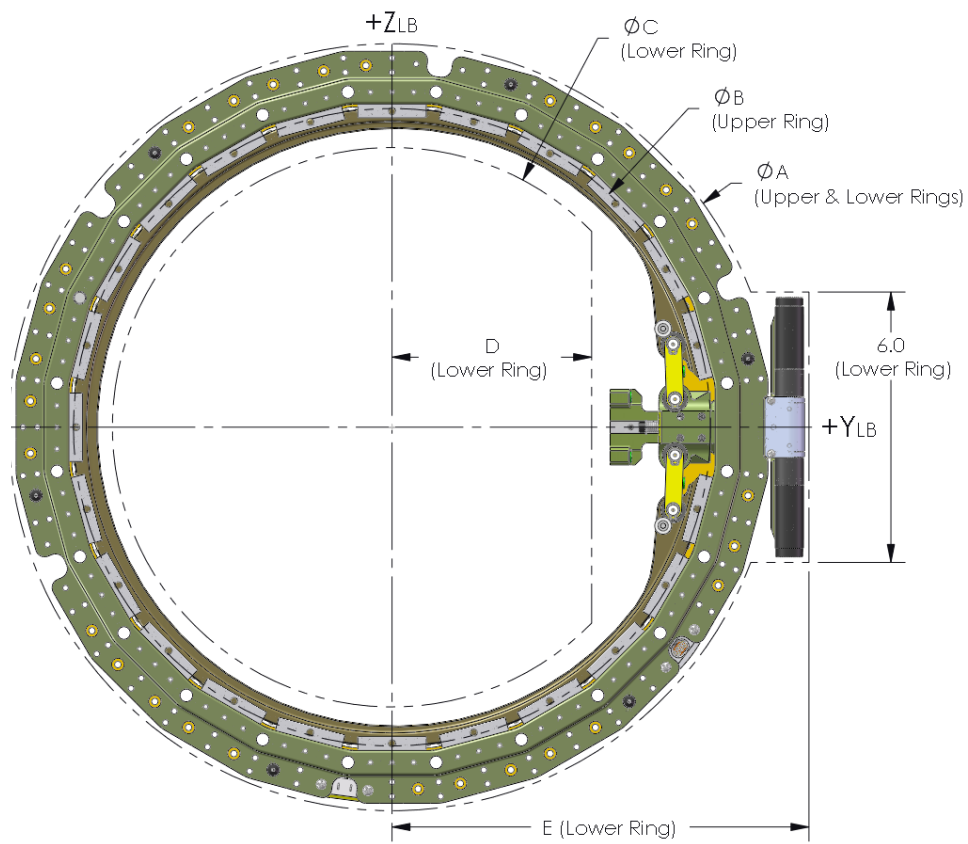


Figura A.1. Dimensiones del sistema Mark II, tomado de PSC.

MLB Lightband Part Number		8.000-12	11.732-18	13.000-20	15.000-24	18.250-28	19.848-28	23.250-32	31.600-48	37.150-58	38.810-60
Bolt circle diameter ± 0.01 [in]		8.000	11.732	13.000	15.000	18.250	19.848	23.250	31.600	37.150	38.810
Number of fasteners (n)		12	18	20	24	28	28	32	48	58	60
Stay-out Dimensions \pm 0.02 [in] (5)	A [in]	9.861	13.577	14.842	16.839	20.087	21.685	25.086	33.560	39.110	40.770
	B [in]	7.179	11.006	12.292	14.324	17.587	19.175	22.590	30.984	36.548	38.209
	C [in]	6.029	9.496	10.682	12.514	15.477	17.065	20.280	28.374	33.638	35.299
	D [in]	0.575	2.682	3.371	4.441	6.129	6.943	8.683	12.927	15.727	16.563
	E [in]	5.389	7.496	8.185	9.255	10.943	11.757	13.497	17.741	20.541	21.377
Weight $\pm 5\%$ [Lb] (1)	Lower Assembly	2.42	3.33	3.65	4.14	4.96	5.25	6.21	8.50	10.00	10.55
	Upper Assembly	0.78	1.16	1.28	1.45	1.80	2.00	2.32	3.55	4.25	4.45
	Total	3.20	4.49	4.93	5.59	6.76	7.25	8.53	12.05	14.25	15.00
Center of Mass \pm 0.1 [in] (1)	X, assembled	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07
	Y, assembled	1.15	1.15	1.15	1.15	1.14	1.13	1.08	1.00	0.96	0.95
	Z, assembled	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
	X, upper assembly	1.70	1.70	1.70	1.70	1.69	1.68	1.68	1.61	1.60	1.60
	Y, upper assembly	-0.09	-0.09	-0.09	-0.09	-0.09	-0.10	-0.11	-0.12	-0.13	-0.13
	Z, upper assembly	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
	X, lower assembly	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85
	Y, lower assembly	1.60	1.60	1.60	1.60	1.58	1.56	1.53	1.45	1.39	1.38
	Z, lower assembly	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
Inertia $\pm 10\%$ [Kgm*2] (1)	lxx, assembled	0.015	0.045	0.060	0.090	0.160	0.203	0.330	0.860	1.400	1.634
	lyy, assembled	0.007	0.021	0.029	0.042	0.075	0.091	0.150	0.400	0.670	0.770
	lzz, assembled	0.008	0.024	0.033	0.050	0.090	0.114	0.180	0.470	0.760	0.868
	lxx, upper assembly	0.004	0.012	0.017	0.025	0.045	0.057	0.092	0.240	0.420	0.495
	lyy, upper assembly	0.002	0.006	0.008	0.012	0.022	0.029	0.047	0.130	0.215	0.249
	lzz, upper assembly	0.002	0.006	0.008	0.012	0.022	0.028	0.046	0.129	0.213	0.246
	lxx, lower assembly	0.011	0.032	0.044	0.065	0.115	0.143	0.235	0.590	0.980	1.135
	lyy, lower assembly	0.005	0.014	0.019	0.029	0.050	0.061	0.100	0.270	0.450	0.520
	lzz, lower assembly	0.006	0.018	0.024	0.036	0.064	0.080	0.130	0.330	0.540	0.617
Maxium Loads (4)	X-Axis [lb]	9,000	13,500	15,000	18,000	21,000	21,000	24,000	36,000	43,500	45,000
	Y or Z axis [lb]	3,600	5,400	6,000	7,200	8,400	8,400	9,600	14,400	17,400	18,000
	Moment about Y or Z [in lb]	36,000	79,191	97,500	135,000	191,625	208,404	279,000	568,800	808,013	873,225
Max sum of Separation Connectors and Separation Switches (2)		4	4	4	6	6	6	8	12	12	12
Max number of Separation Springs (3)		14	24	24	24	24	24	24	24	24	24
Thermal Resistance [C/W]		0.392	0.267	0.241	0.209	0.172	0.158	0.135	0.099	0.084	0.081
X axis stiffness $\pm 20\%$ [Lbf/in] (6)		1.80E+06	2.64E+06	2.93E+06	3.38E+06	4.11E+06	4.47E+06	5.23E+06	7.11E+06	8.36E+06	8.73E+06
Bending stiffness about Y or Z $\pm 20\%$ [in lbf/radian] (6)		1.40E+07	4.43E+07	6.02E+07	9.25E+07	1.67E+08	2.14E+08	3.44E+08	8.65E+08	1.41E+09	1.60E+09
Required flatness of adjoining structure (7) <input type="checkbox"/> x.xxx		0.0021	0.0031	0.0035	0.0040	0.0049	0.0053	0.0062	0.0084	0.0099	0.0103

(1) Does not include separation connectors, springs or switches

(2) For example on an MLB 15 there may be 4 separation switches and 2 separation connectors (4 + 2 = 6)

(3) Though there is room for more, using more than 24 springs will substantially reduce testability of the Lightband due to the force (20.0 lb) of each spring

(4) Applied independently. Ultimate strength is estimated to be 50% higher. Cycles at maximum load are discussed in later sections.

(5) The customer supplied wiring harness typically creates unique stay-out zones exceeding these dimensions

(6) Does not include joint compliance of the joint to the adjoining structure

(7) Assumes a flanged (relatively flexible) interface. See [Discussion of features on adjoining structures](#)

Tabla A.1. Dimensiones del sistema Mark II, tomado de PSC.

Anexo B

Evaluación Sistemas de Separación.

No.	Unidades	Valor Ideal	Mark II Lightband		AD-SS 35		PAS 175/400		Sierra Nevada		Dessault	
			Valor	Calificación	Valor	Calificación	Valor	Calificación	Valor	Calificación	Valor	Calificación
1	cm	38.1 ó 29.8	20.32, 29.8, 38.1, 60.96	++	29.8	++	40	-	20.32	-	29.8	++
	pulg.	15 ó 11.732			11.732		15.7		8			
2	mm	6 ó 8	1/4"	++	8	++			1/4"	++	8	++
	pulg.	1/4 ó 5/16										
3	-	12 ó 24	12,18,24,36	++	6	-	6	-	12	++	12	++
4	g	≤ 26	500	-	26	+	200	-	26	+	<3000	-
5	grados/s	0	0-7	++	1.72×10 ²	+			0.5	+	0-6	++
6	m/s	0-2	0-2	++	2	++	0.5-0.6	+	0.013-0.051	+	1-3	++
7	pulg.	<2	1.07-1.09	++	3.25	-	<1.57	++			4.55	-
	cm	<5	2.72-2.77		8.25		<4					
8	pulg.	≤ 4	2.1	++	6.5	-	1.57	++			9.1	-
	cm	≤ 10	5.33		16.5		4				3.6	
9	g	≥ 13	8.75	++	4.5	-	2.8	-	10.6	++	4.55	-
	g	≥ 7.5	3.75	-	1.2	-	2	-	10.6	++	0.25	-
	g	≥ 4.5			-5..+3	++					±3.2	++
	g	≥ 2			±2	++					±2	+
11	g	≥ 1.4			1	-	1.2	-			0.8	-
12	g ² /Hz	-	0.013 @ 2000	-	0.02 @ 2000	++		-		-		
	grms	≥ 13.98			13.98		13.3		13			
13	g	≥ 6500	2000	-	2000	-	4100	-	5000	-	2000	-
14	kg	≤ 5	1.49- 4.51	++	20.5	-	1	++			3.5	++
15	\$											
16	m ³	≤ 0.011	6.91x10 ⁻³	++	0.025	-	5.03x10 ⁻³	++			0.086	-
17	Hz	>35		+	690	++	>35	+	>35	+	>35	+
18	-	sí	sí	++	sí	++	sí	++	sí	++	sí	++
19	-	>50	60	++	50	+	0	-	50	+	0	-
20	-	<13	40	-	13	+	7	++	12	++	8	++
21	-	no	no	++	no	+	no	+	no	+	no	+
22	°C	de -90 a 100	-40 a 90	+	-40 a 90	+	-40 a 90	+	-40 a 90	+	-90 a 100	++
23	s	≤ 45	45	++								
24	kg	≥ 62.5	>100	++	18.5	-	200	++	182	++	100	++
25	ms	<50	50	++	30	++	<50	++	75	-	<50	++
+	cumple	Suma -	5		10		9		4		9	
++	cumple sobre parametros	Suma +	4		6		6		8		4	
-	no cumple	Suma ++	14		9		6		6		11	
		Total	27		14		9		16		17	

Tabla B.1. Evaluación de los Sistemas de Separación

Anexo C

Valores de Cargas Combinadas de Vehículos Lanzadores.

Tabla C.1. Factores de cargas combinadas de vehículos lanzadores (Sistema coordinado de lanzadores).

Factores de cargas combinadas.															
Caso	Pegasus			Proton			Soyuz			Sea Launch			Dnepr		
	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
1	18.85	1.20	1.20	7.90	0.90	0.90	18.93	0.40	0.40	28.47	0.70	0.70	25.63	0.20	0.20
2	18.85	1.20	-1.20	7.90	0.90	-0.90	18.93	0.40	-0.40	28.47	0.70	-0.70	25.63	0.20	-0.20
3	18.85	-1.20	1.20	7.90	-0.90	0.90	18.93	-0.40	0.40	28.47	-0.70	0.70	25.63	-0.20	0.20
4	18.85	-1.20	-1.20	7.90	-0.90	-0.90	18.93	-0.40	-0.40	28.47	-0.70	-0.70	25.63	-0.20	-0.20
5	-18.85	1.20	1.20	-7.90	0.90	0.90	-18.93	0.40	0.40	-28.47	0.70	0.70	-25.63	0.20	0.20
6	-18.85	1.20	-1.20	-7.90	0.90	-0.90	-18.93	0.40	-0.40	-28.47	0.70	-0.70	-25.63	0.20	-0.20
7	-18.85	-1.20	1.20	-7.90	-0.90	0.90	-18.93	-0.40	0.40	-28.47	-0.70	0.70	-25.63	-0.20	0.20
8	-18.85	-1.20	-1.20	-7.90	-0.90	-0.90	-18.93	-0.40	-0.40	-28.47	-0.70	-0.70	-25.63	-0.20	-0.20
9	1.20	6.14	3.85	2.60	1.70	1.70	1.60	14.93	1.80	2.50	24.05	2.00	8.00	23.99	1.00
10	1.20	6.14	-3.85	2.60	1.70	-1.70	1.60	14.93	-1.80	2.50	24.05	-2.00	8.00	23.99	-1.00
11	-1.20	6.14	3.85	-2.60	1.70	1.70	-1.60	14.93	1.80	-2.50	24.05	2.00	-8.00	23.99	1.00
12	-1.20	6.14	-3.85	-2.60	1.70	-1.70	-1.60	14.93	-1.80	-2.50	24.05	-2.00	-8.00	23.99	-1.00
13	1.20	-6.14	3.85	2.60	-1.70	1.70	1.60	-14.93	1.80	2.50	-24.05	2.00	8.00	-23.99	1.00
14	1.20	-6.14	-3.85	2.60	-1.70	-1.70	1.60	-14.93	-1.80	2.50	-24.05	-2.00	8.00	-23.99	-1.00
15	-1.20	-6.14	3.85	-2.60	-1.70	1.70	-1.60	-14.93	1.80	-2.50	-24.05	2.00	-8.00	-23.99	1.00
16	-1.20	-6.14	-3.85	-2.60	-1.70	-1.70	-1.60	-14.93	-1.80	-2.50	-24.05	-2.00	-8.00	-23.99	-1.00
17	0.50	2.20	7.43	2.60	1.70	1.70	1.60	1.80	14.93	2.50	2.00	24.05	8.00	1.00	23.99
18	0.50	-2.20	7.43	2.60	-1.70	1.70	1.60	-1.80	14.93	2.50	-2.00	24.05	8.00	-1.00	23.99
19	-0.50	2.20	7.43	-2.60	1.70	1.70	-1.60	1.80	14.93	-2.50	2.00	24.05	-8.00	1.00	23.99
20	-0.50	-2.20	7.43	-2.60	-1.70	1.70	-1.60	-1.80	14.93	-2.50	-2.00	24.05	-8.00	-1.00	23.99
21	0.50	2.20	-7.43	2.60	1.70	-1.70	1.60	1.80	-14.93	2.50	2.00	-24.05	8.00	1.00	-23.99
22	0.50	-2.20	-7.43	2.60	-1.70	-1.70	1.60	-1.80	-14.93	2.50	-2.00	-24.05	8.00	-1.00	-23.99
23	-0.50	2.20	-7.43	-2.60	1.70	-1.70	-1.60	1.80	-14.93	-2.50	2.00	-24.05	-8.00	1.00	-23.99
24	-0.50	-2.20	-7.43	-2.60	-1.70	-1.70	-1.60	-1.80	-14.93	-2.50	-2.00	-24.05	-8.00	-1.00	-23.99

Tabla C.2. Factores de cargas combinadas de vehículos lanzadores. *Continuación*

Factores de cargas combinadas.																		
Caso	Ariane 5			Atlas V			Falcon I			Taurus II			Delta II			Minotaur IV		
	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
1	4.55	0.25	0.25	5.50	0.60	0.60	20.56	0.75	0.75	9.66	0.50	0.50	7.90	0.10	0.10	19.09	0.30	0.30
2	4.55	0.25	-0.25	5.50	0.60	-0.60	20.56	0.75	-0.75	9.66	0.50	-0.50	7.90	0.10	-0.10	19.09	0.30	-0.30
3	4.55	-0.25	0.25	5.50	-0.60	0.60	20.56	-0.75	0.75	9.66	-0.50	0.50	7.90	-0.10	0.10	19.09	-0.30	0.30
4	4.55	-0.25	-0.25	5.50	-0.60	-0.60	20.56	-0.75	-0.75	9.66	-0.50	-0.50	7.90	-0.10	-0.10	19.09	-0.30	-0.30
5	-4.55	0.25	0.25	-5.50	0.60	0.60	-20.56	0.75	0.75	-9.66	0.50	0.50	-7.90	0.10	0.10	-19.09	0.30	0.30
6	-4.55	0.25	-0.25	-5.50	0.60	-0.60	-20.56	0.75	-0.75	-9.66	0.50	-0.50	-7.90	0.10	-0.10	-19.09	0.30	-0.30
7	-4.55	-0.25	0.25	-5.50	-0.60	0.60	-20.56	-0.75	0.75	-9.66	-0.50	0.50	-7.90	-0.10	0.10	-19.09	-0.30	0.30
8	-4.55	-0.25	-0.25	-5.50	-0.60	-0.60	-20.56	-0.75	-0.75	-9.66	-0.50	-0.50	-7.90	-0.10	-0.10	-19.09	-0.30	-0.30
9	0.00	0.00	0.00	3.30	2.00	2.00	0.00	14.10	0.00	2.30	3.72	0.80	2.80	4.50	4.50	0.66	13.90	9.00
10	0.00	0.00	0.00	3.30	2.00	-2.00	0.00	14.10	0.00	2.30	3.72	-0.80	2.80	4.50	-4.50	0.66	13.90	-9.00
11	0.00	0.00	0.00	-3.30	2.00	2.00	0.00	14.10	0.00	-2.30	3.72	0.80	-2.80	4.50	4.50	-0.66	13.90	9.00
12	0.00	0.00	0.00	-3.30	2.00	-2.00	0.00	14.10	0.00	-2.30	3.72	-0.80	-2.80	4.50	-4.50	-0.66	13.90	-9.00
13	0.00	0.00	0.00	3.30	-2.00	2.00	0.00	-14.10	0.00	2.30	-3.72	0.80	2.80	-4.50	4.50	0.66	-13.90	9.00
14	0.00	0.00	0.00	3.30	-2.00	-2.00	0.00	-14.10	0.00	2.30	-3.72	-0.80	2.80	-4.50	-4.50	0.66	-13.90	-9.00
15	0.00	0.00	0.00	-3.30	-2.00	2.00	0.00	-14.10	0.00	-2.30	-3.72	0.80	-2.80	-4.50	4.50	-0.66	-13.90	9.00
16	0.00	0.00	0.00	-3.30	-2.00	-2.00	0.00	-14.10	0.00	-2.30	-3.72	-0.80	-2.80	-4.50	-4.50	-0.66	-13.90	-9.00
17	0.00	0.00	0.00	3.30	2.00	2.00	0.00	0.00	14.10	2.30	0.80	3.72	2.80	4.50	4.50	0.66	9.00	13.90
18	0.00	0.00	0.00	3.30	-2.00	2.00	0.00	0.00	14.10	2.30	-0.80	3.72	2.80	-4.50	4.50	0.66	-9.00	13.90
19	0.00	0.00	0.00	-3.30	2.00	2.00	0.00	0.00	14.10	-2.30	0.80	3.72	-2.80	4.50	4.50	-0.66	9.00	13.90
20	0.00	0.00	0.00	-3.30	-2.00	2.00	0.00	0.00	14.10	-2.30	-0.80	3.72	-2.80	-4.50	4.50	-0.66	-9.00	13.90
21	0.00	0.00	0.00	3.30	2.00	-2.00	0.00	0.00	-14.10	2.30	0.80	-3.72	2.80	4.50	-4.50	0.66	9.00	-13.90
22	0.00	0.00	0.00	3.30	-2.00	-2.00	0.00	0.00	-14.10	2.30	-0.80	-3.72	2.80	-4.50	-4.50	0.66	-9.00	-13.90
23	0.00	0.00	0.00	-3.30	2.00	-2.00	0.00	0.00	-14.10	-2.30	0.80	-3.72	-2.80	4.50	-4.50	-0.66	9.00	-13.90
24	0.00	0.00	0.00	-3.30	-2.00	-2.00	0.00	0.00	-14.10	-2.30	-0.80	-3.72	-2.80	-4.50	-4.50	-0.66	-9.00	-13.90

Anexo D

Cálculo de Velocidad de Separación y Número de Resortes del SS.

El cálculo de la velocidad de separación está ligada al número de resortes, la masa del microsatélite y la masa total de la fase en que el SS tenga que cumplir su función. Las siguientes ecuaciones tomadas de PSC ?? fueron usadas para encontrar una velocidad de separación aproximada a 1 m/s suponiendo que se usen los 24 resortes posibles del SS Mark II, que la masa total de la fase en que separa el microsatélite es 2000 kg y la masa del proyecto Quetzal es de 76 kg.

$$v = \left(\frac{2nmES(m + M)}{mM} \right)^{1/2} \quad (D.1)$$

$$S = \left(\frac{mM}{m + M} \right) \left(\frac{v^2}{2nE} \right) \quad (D.2)$$

Donde E (Nm) es la energía almacenada por resorte, n eficiencia de la energía cinética de separación/energía de deformación almacenada por resorte, v (m/s) velocidad relativa entre m y M, S es el número de resortes, M (kg) es la masa de etapa de separación del microsatélite y m (kg) es la masa del microsatélite.

A partir de obtener el valor de E con la ley de hooke se obtuvo la constante de rigidez de cada resorte y con ella el valor de la fuerza requerida para obtener la velocidad de separación deseada.

Anexo E

Modos de Frecuencia Natural.

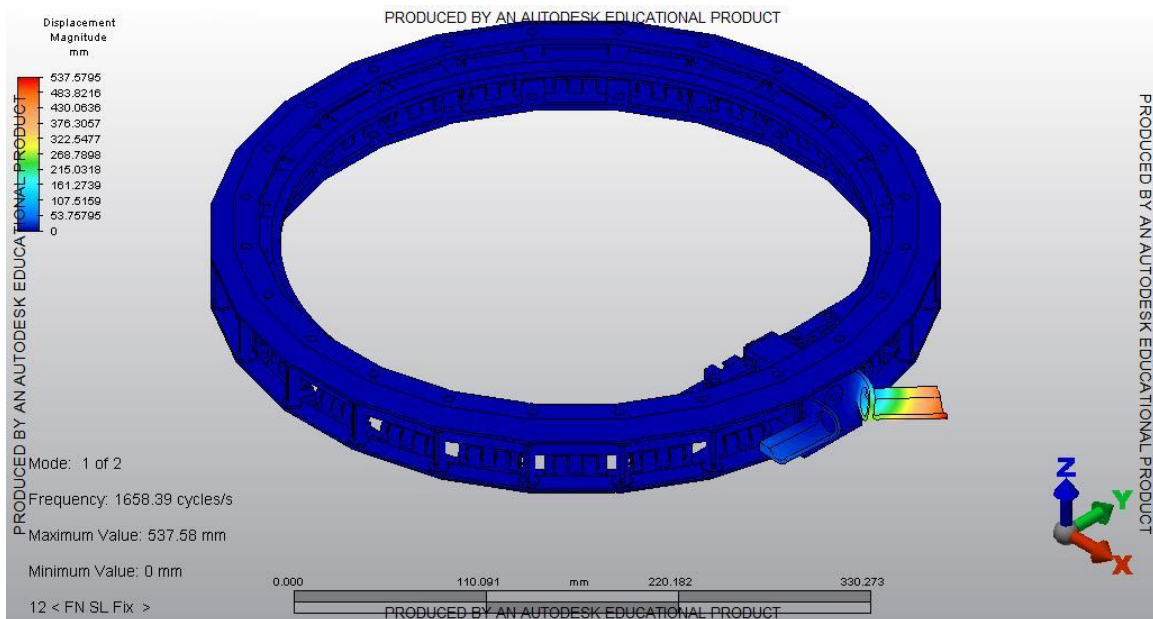


Figura E.1. Modo 1 de frecuencia natural del SS.

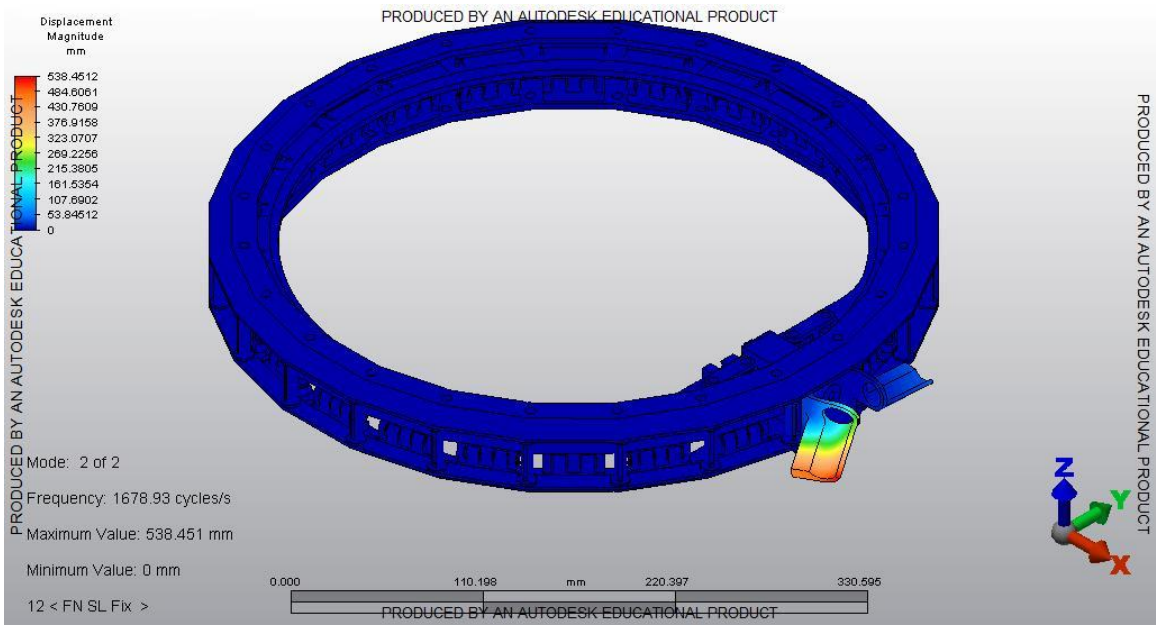


Figura E.2. Modo 2 de frecuencia natural del SS.

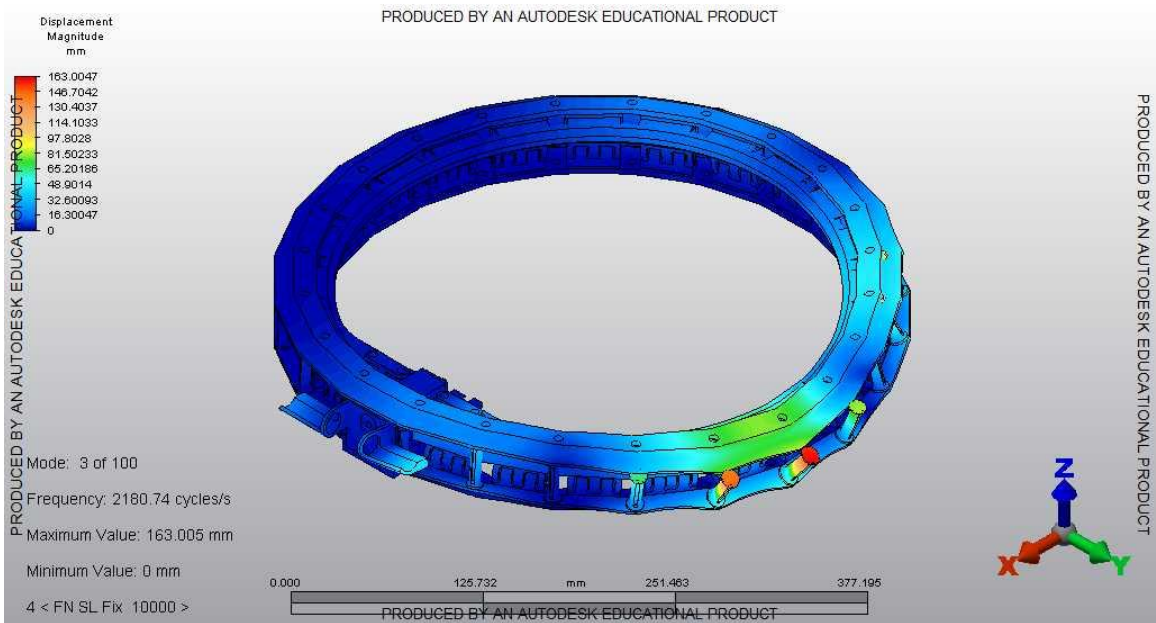


Figura E.3. Modo 3 de frecuencia natural del SS.

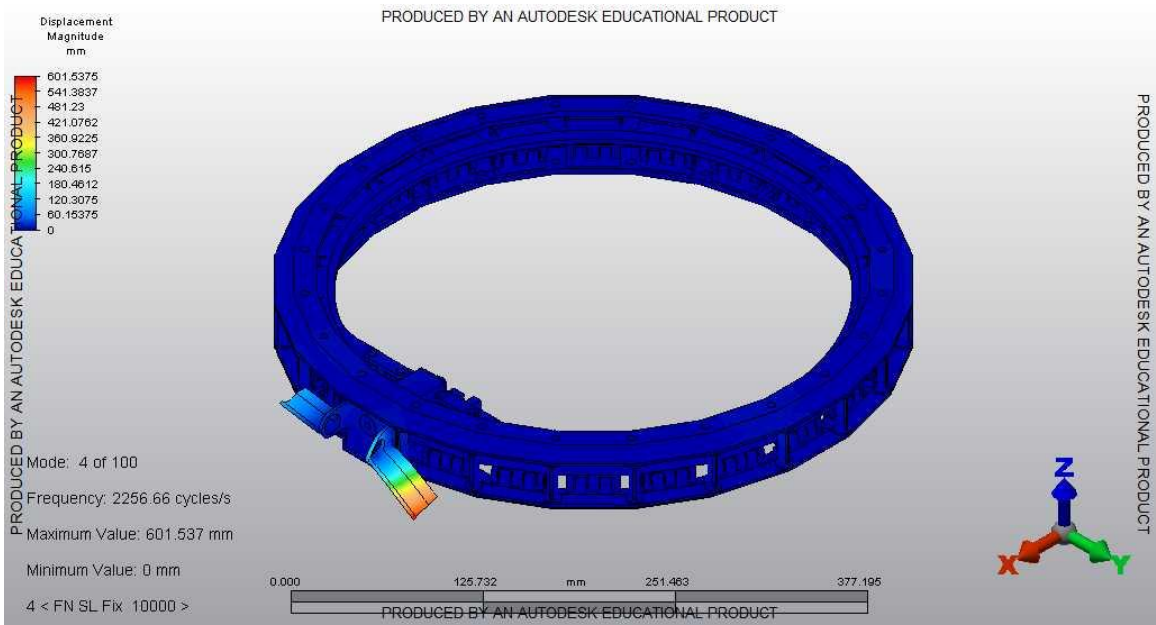


Figura E.4. Modo 4 de frecuencia natural del SS.

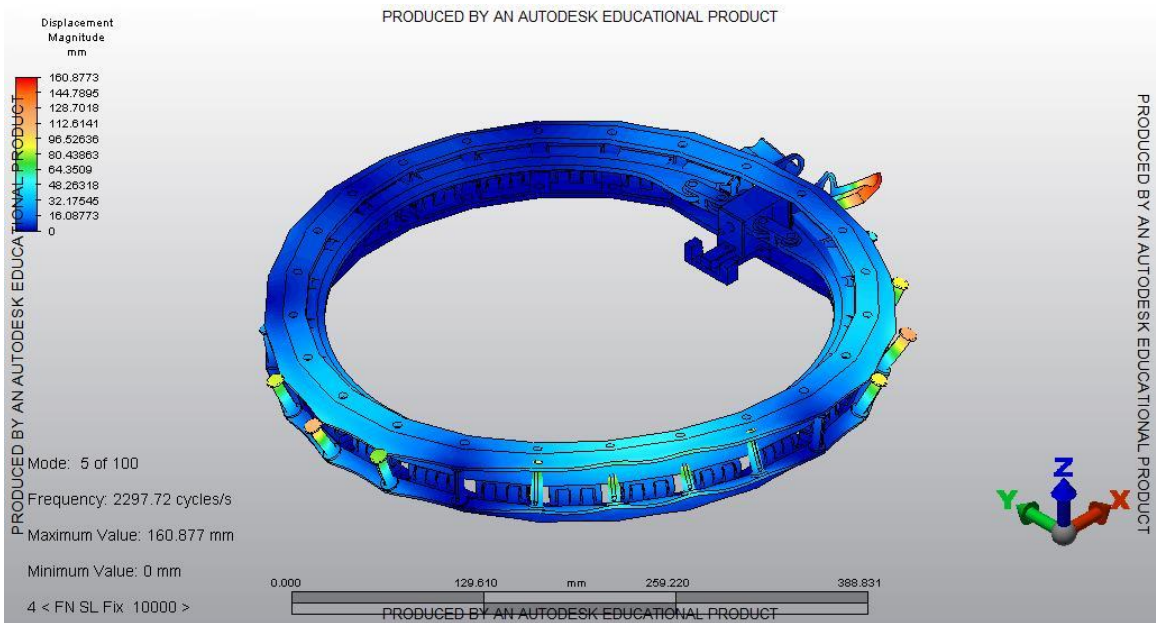


Figura E.5. Modo 5 de frecuencia natural del SS.

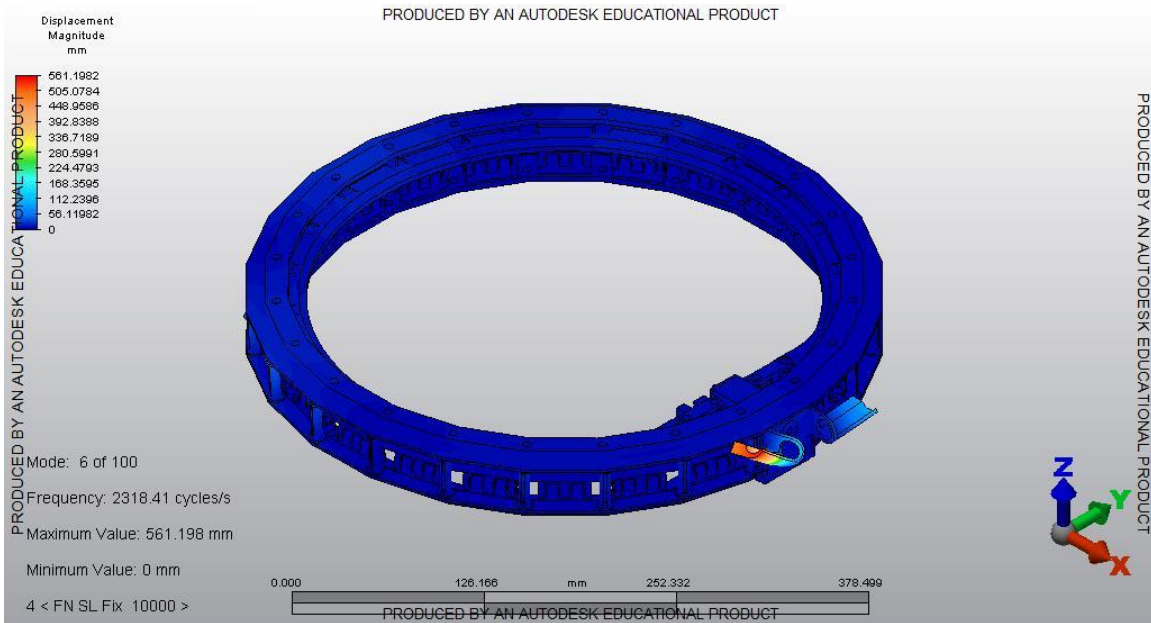


Figura E.6. Modo 6 de frecuencia natural del SS.

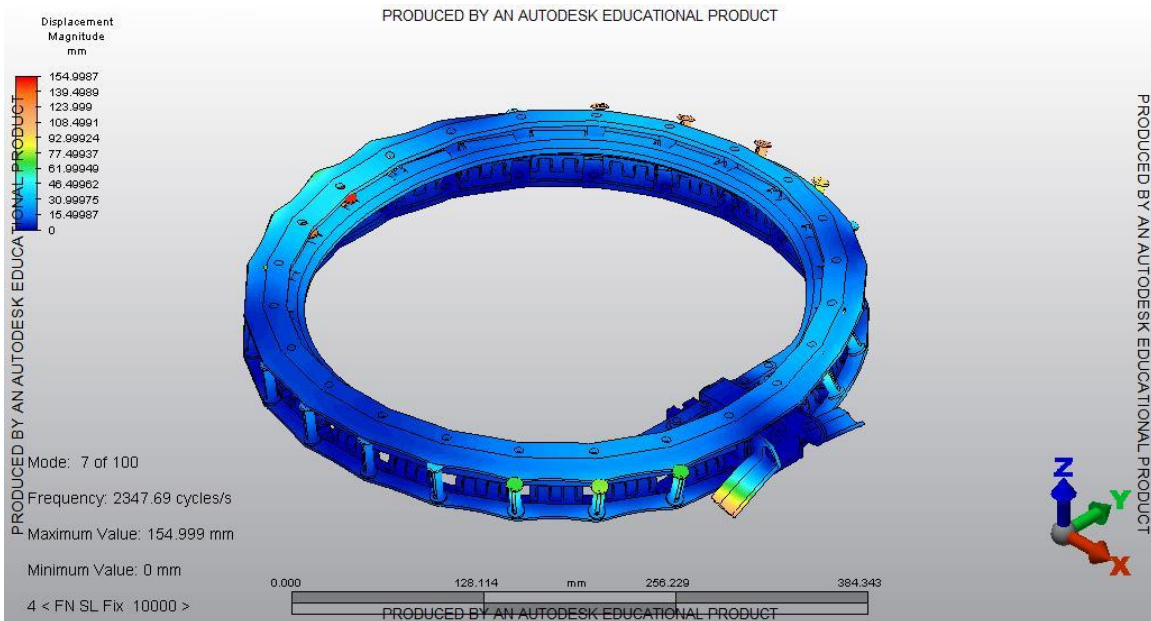


Figura E.7. Modo 7 de frecuencia natural del SS.

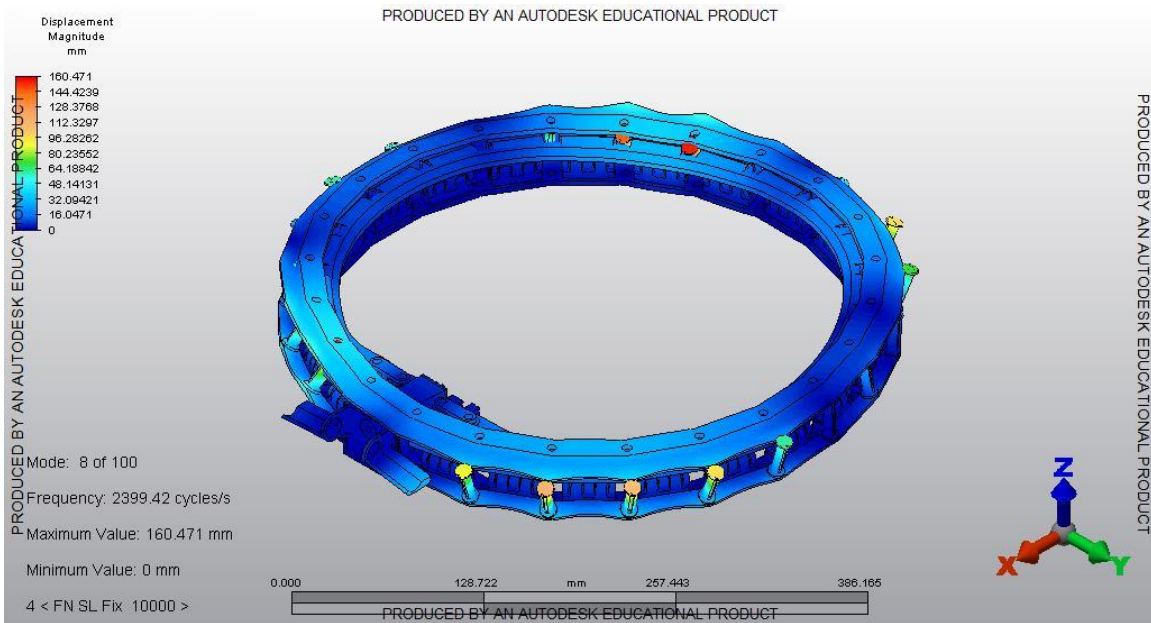


Figura E.8. Modo 8 de frecuencia natural del SS.

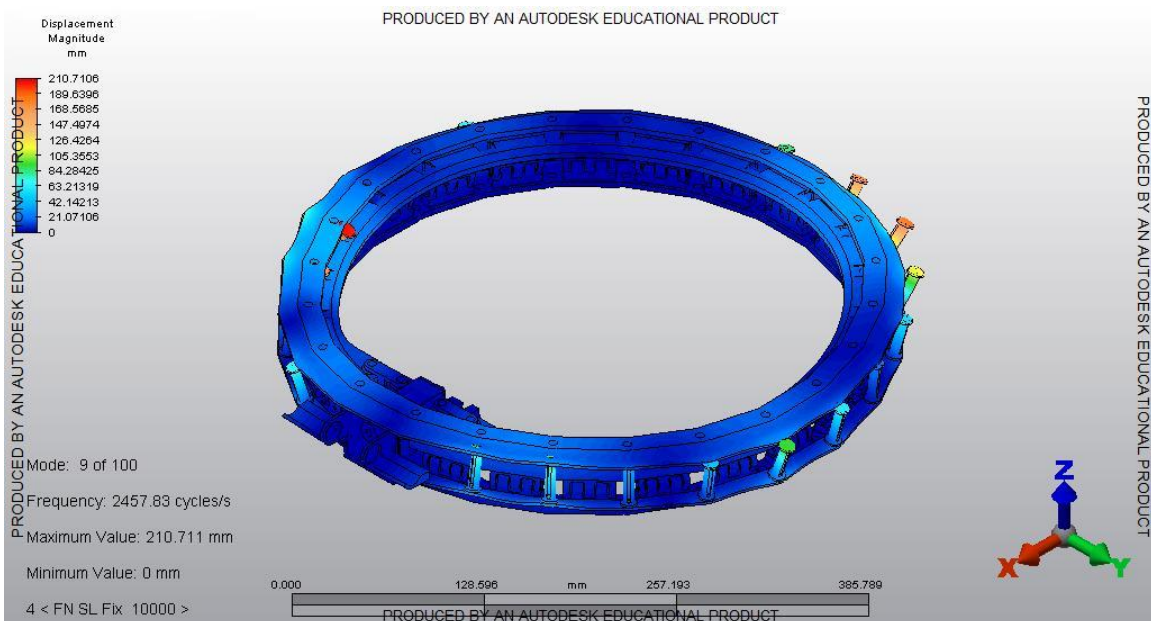


Figura E.9. Modo 9 de frecuencia natural del SS.

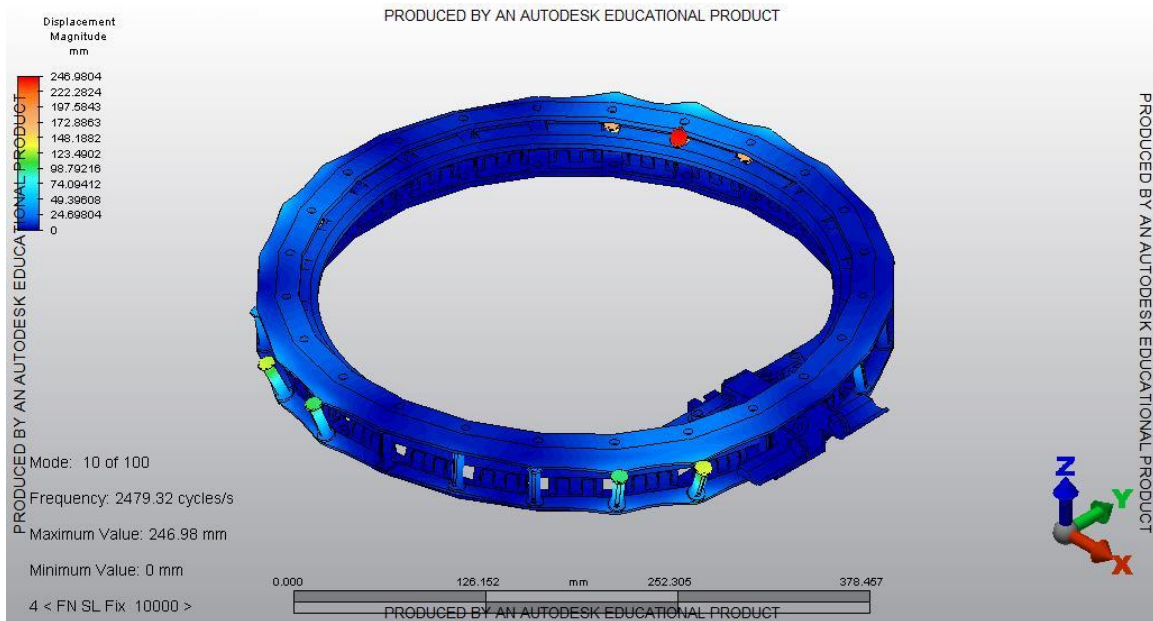


Figura E.10. Modo 10 de frecuencia natural del SS.

Anexo F

Respuesta a Vibraciones Sinusoidales.

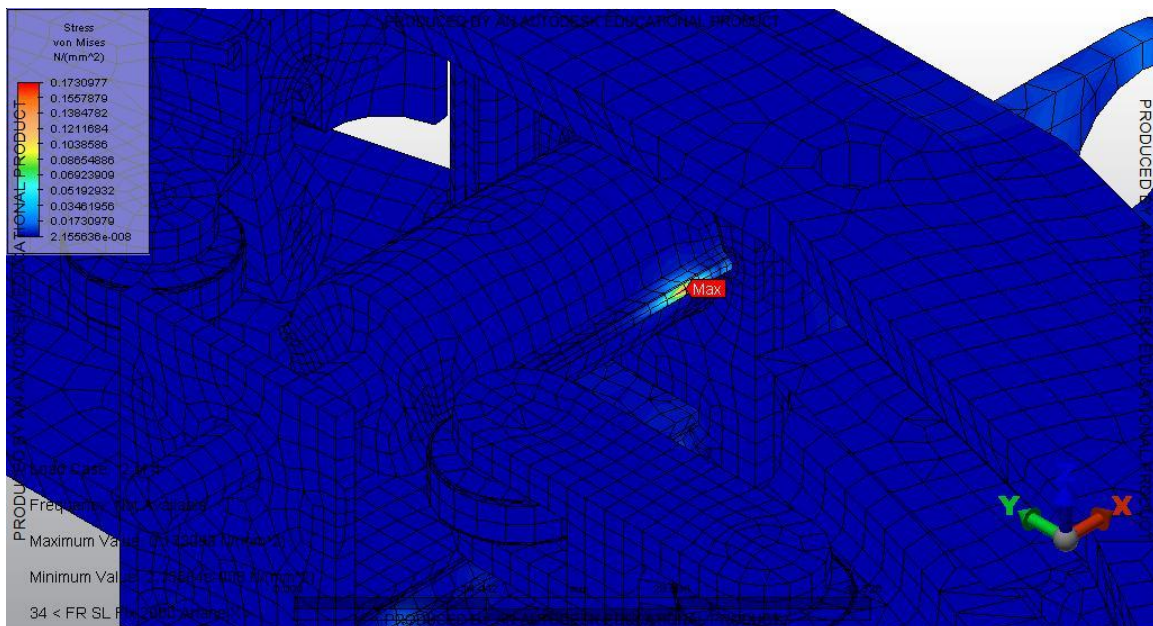


Figura F.1. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje X.

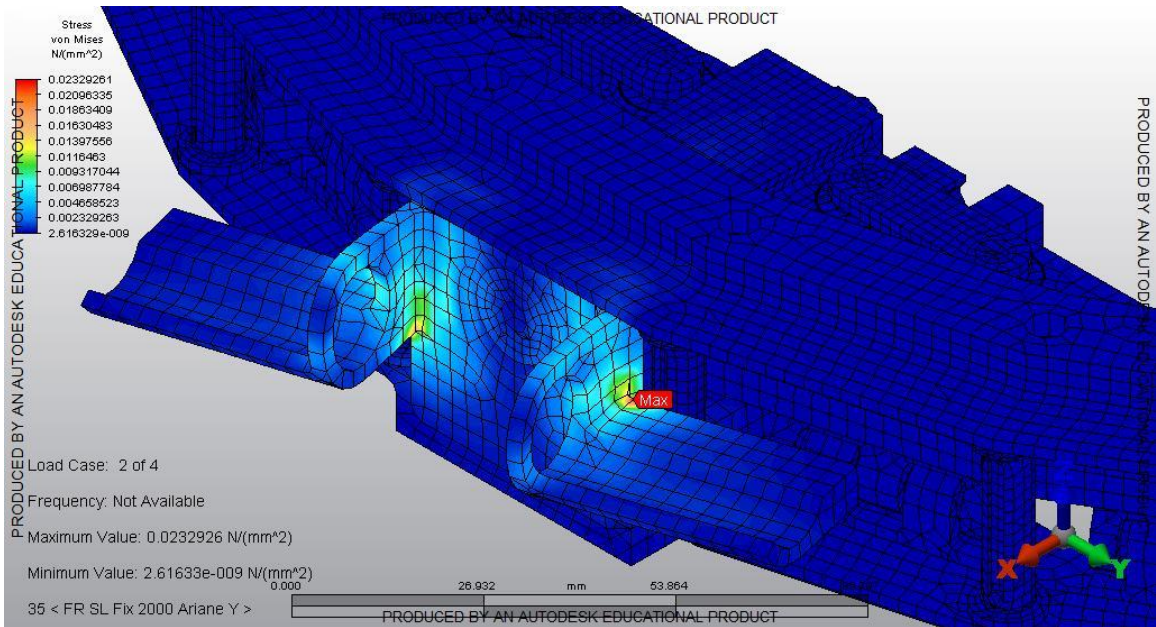


Figura F.2. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje Y.

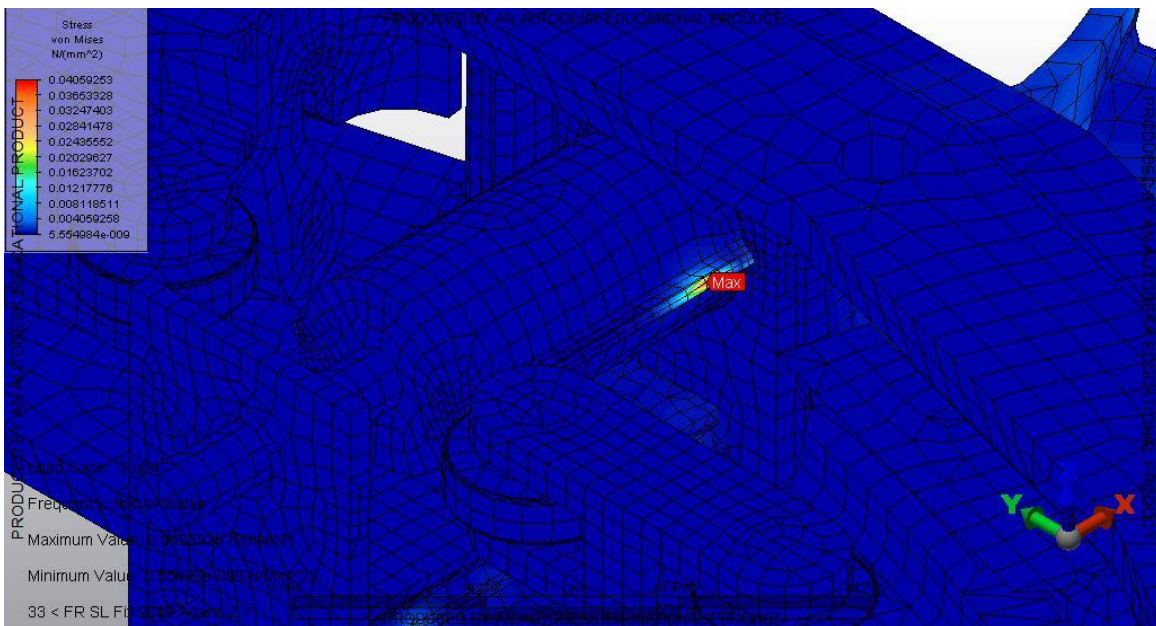


Figura F.3. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Ariane 5 en el eje Z.

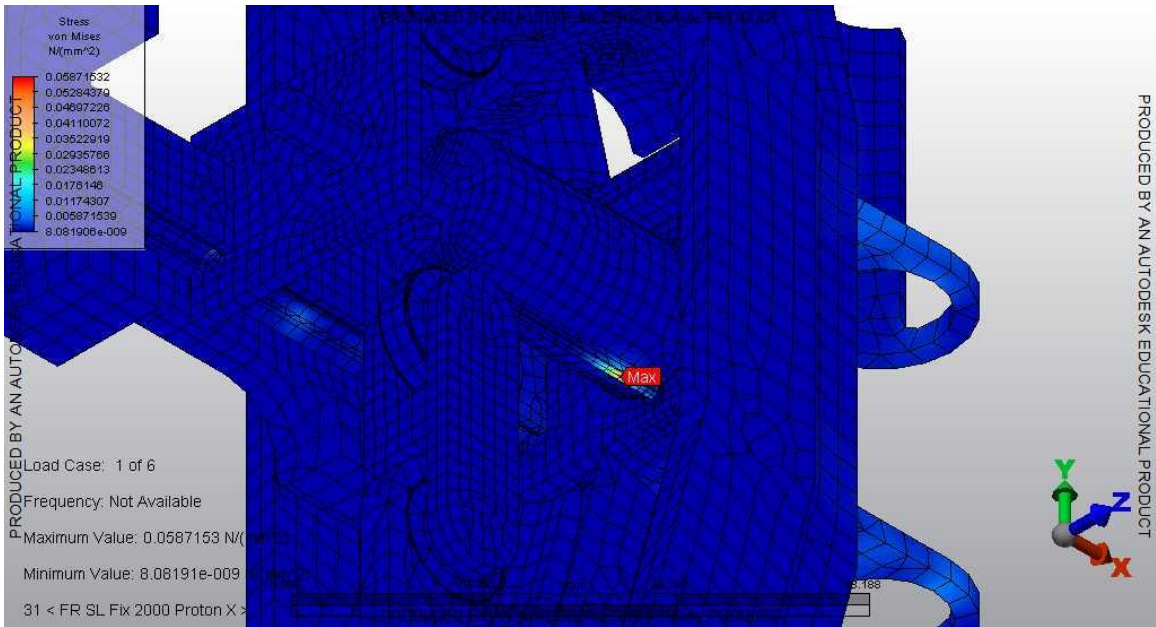


Figura F.4. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Proton en el eje X.

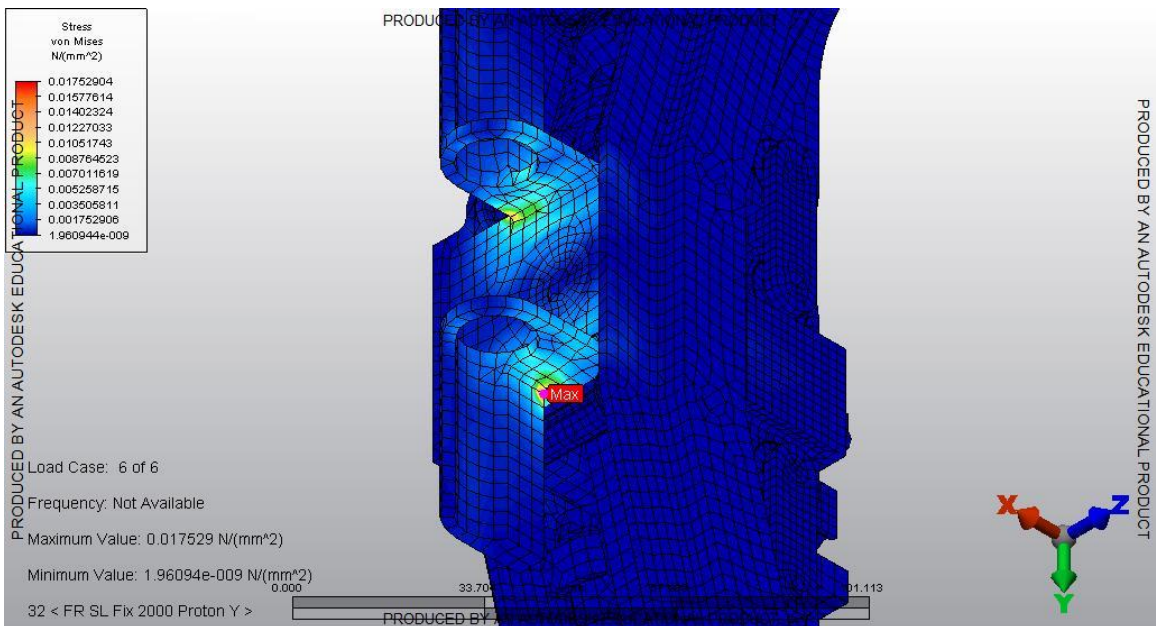


Figura F.5. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Proton en el eje Y.

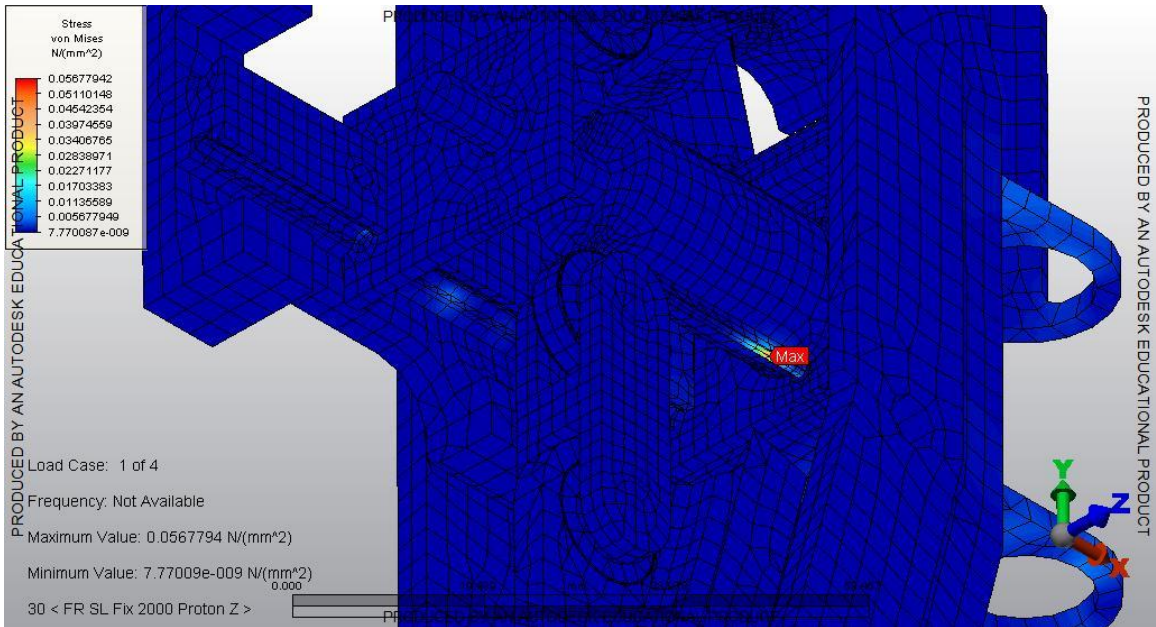


Figura F.6. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Proton en el eje Z.

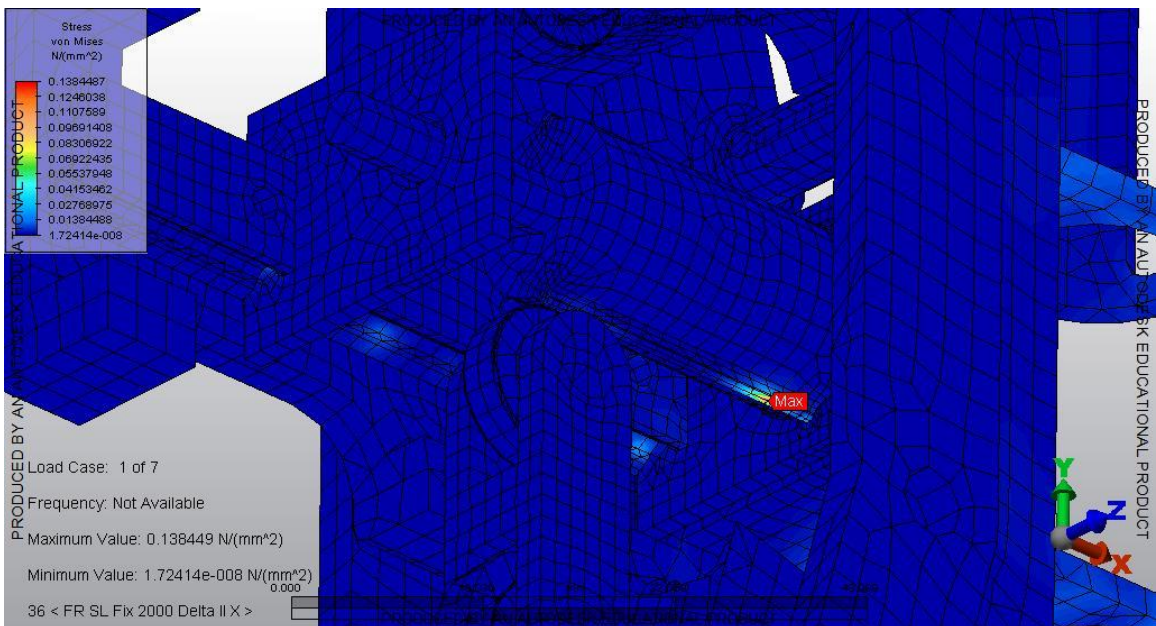


Figura F.7. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Delta II en el eje X.

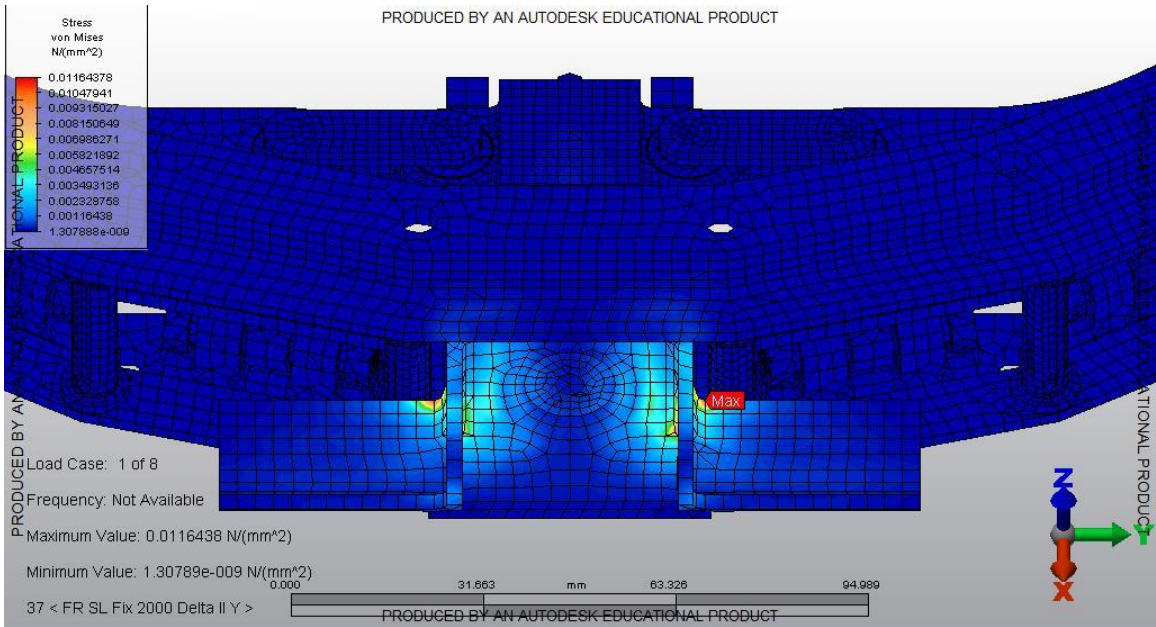


Figura F.8. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Delta II en el eje Y.

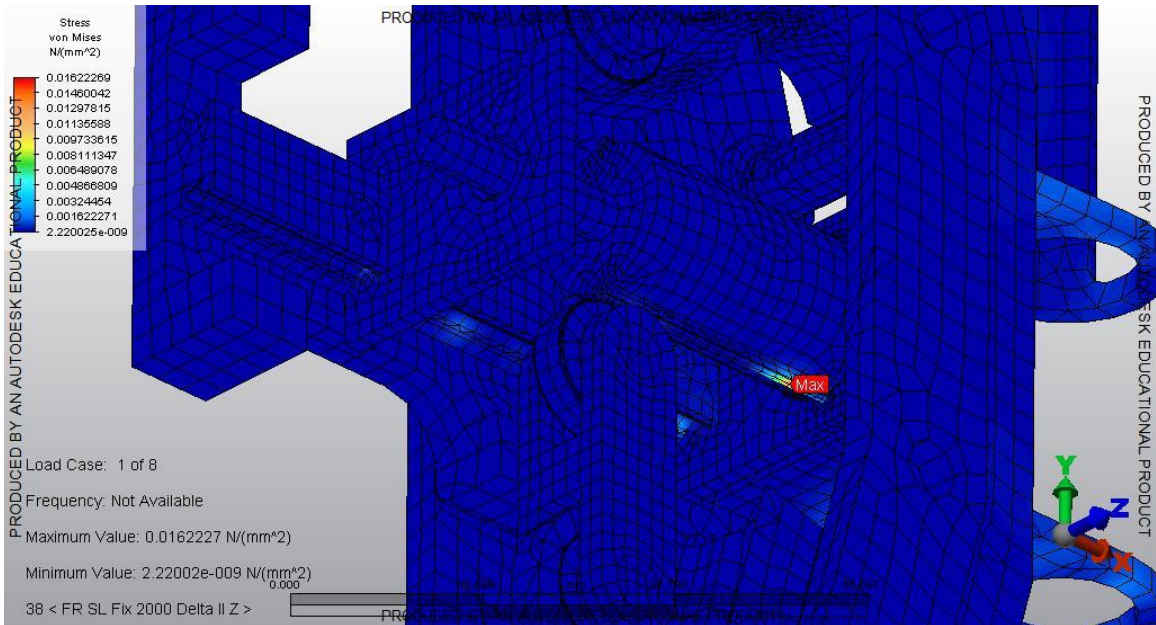


Figura F.9. Respuesta del SS a vibración sinusoidal de Delta II en el eje Z.

Anexo G

Respuesta a Vibraciones Aleatorias.

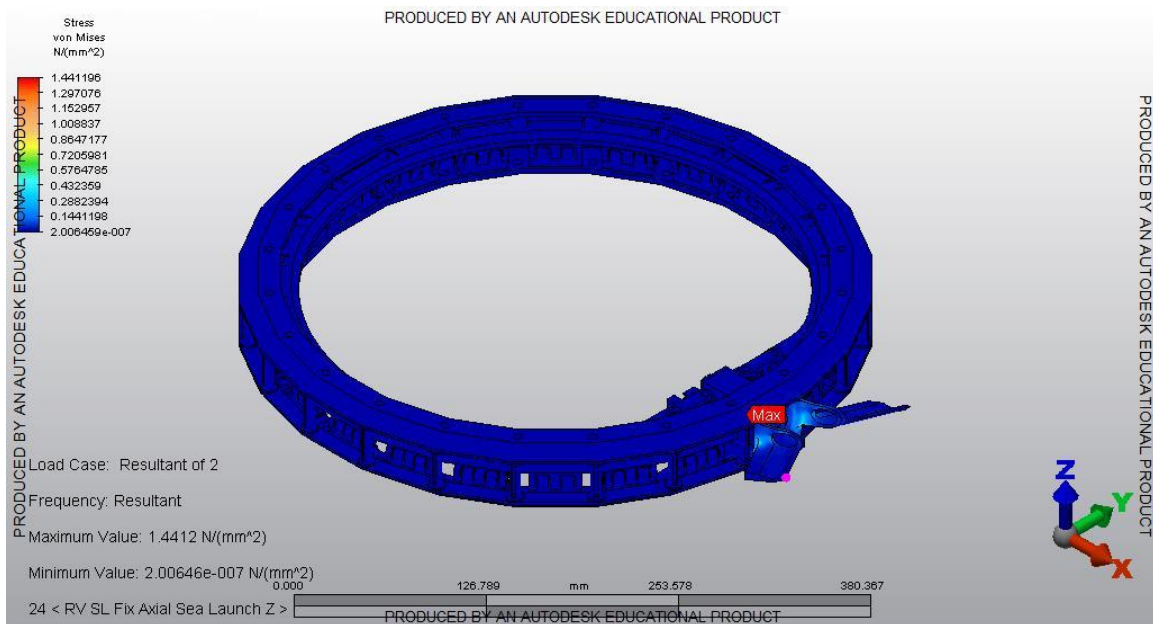


Figura G.1. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en el eje Z.

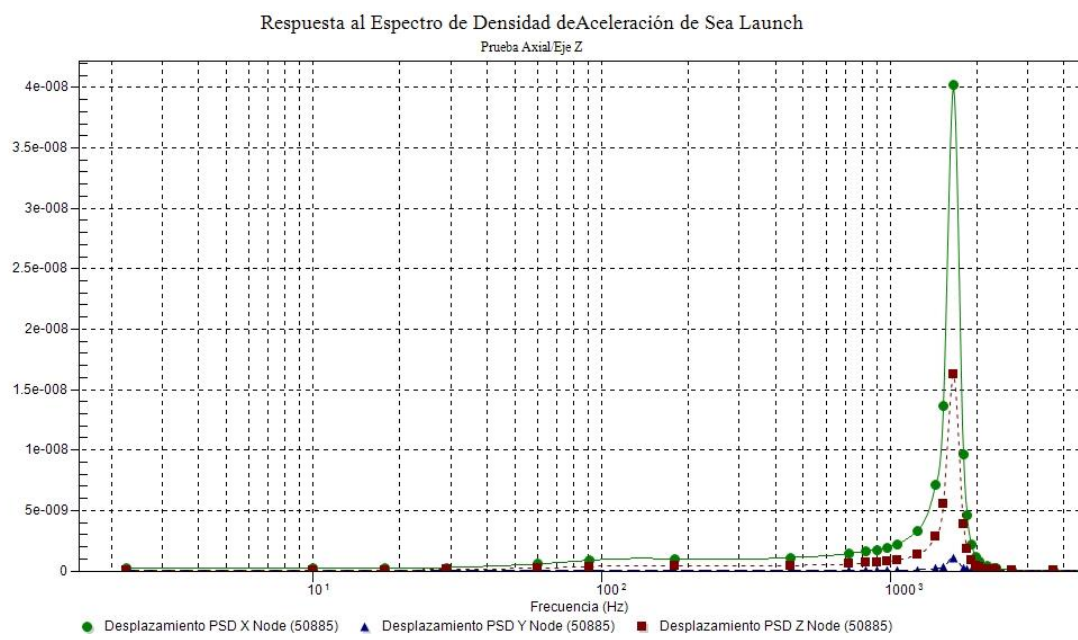


Figura G.2. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en el eje Z.

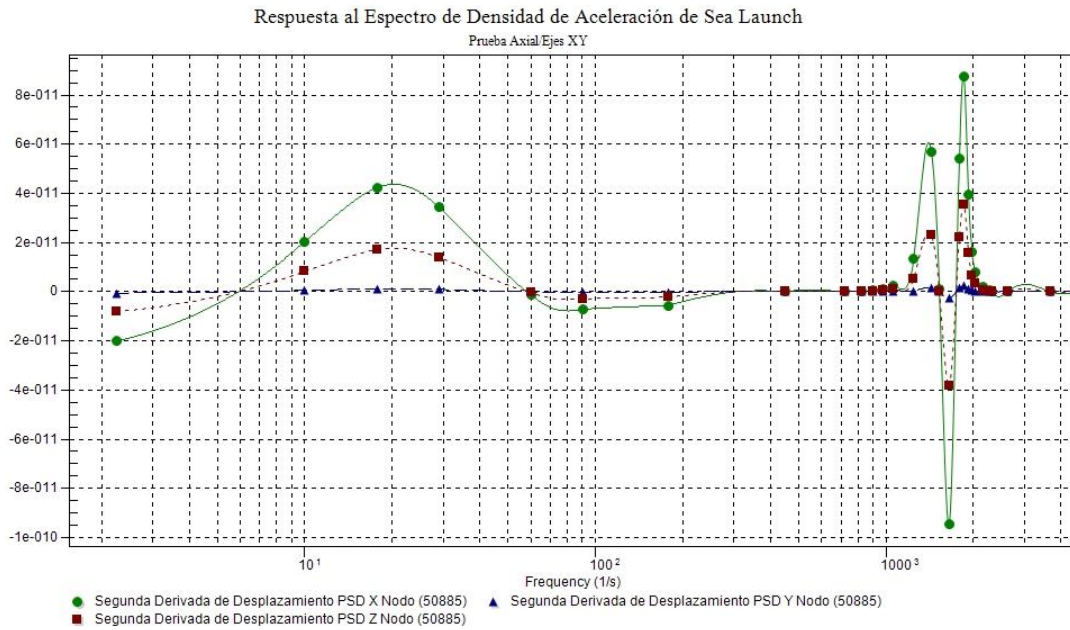


Figura G.3. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en el eje Z.

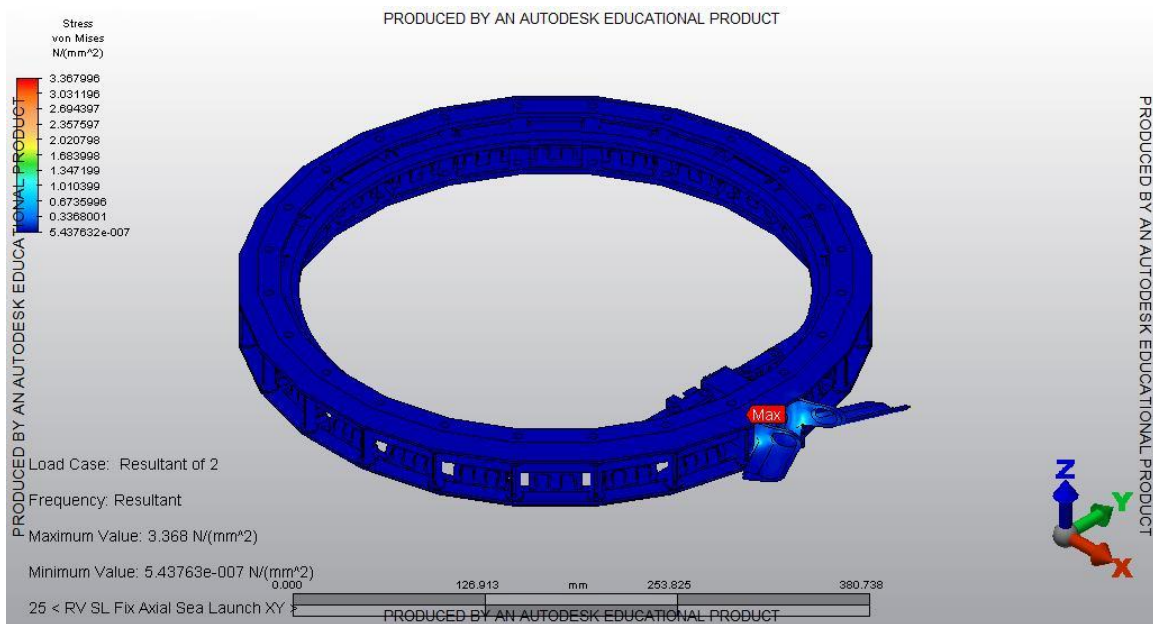


Figura G.4. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en los ejes XY.

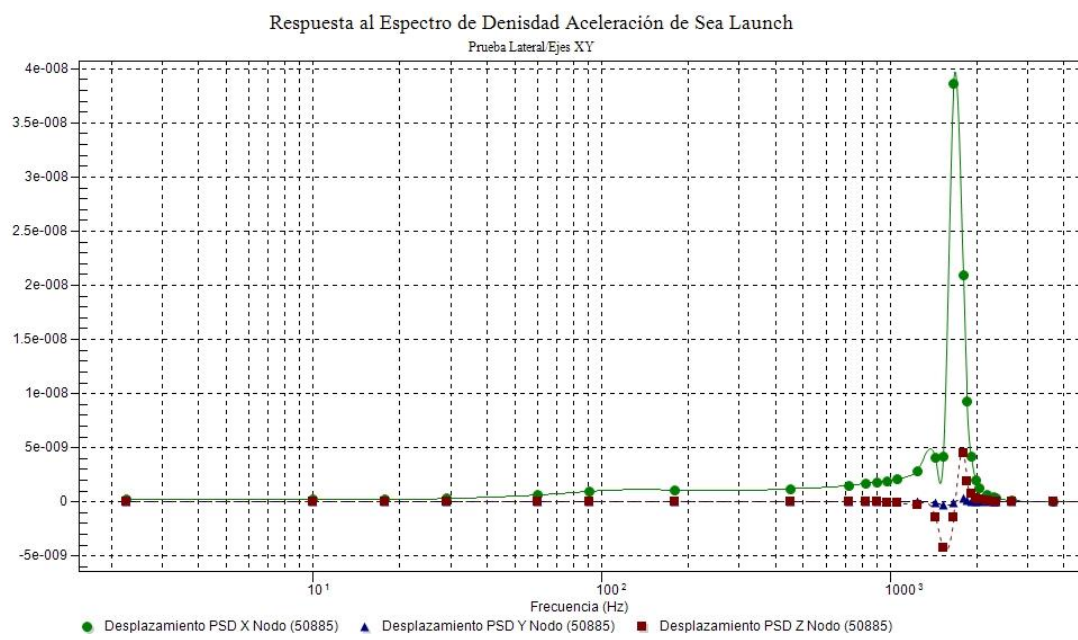


Figura G.5. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en los ejes XY.

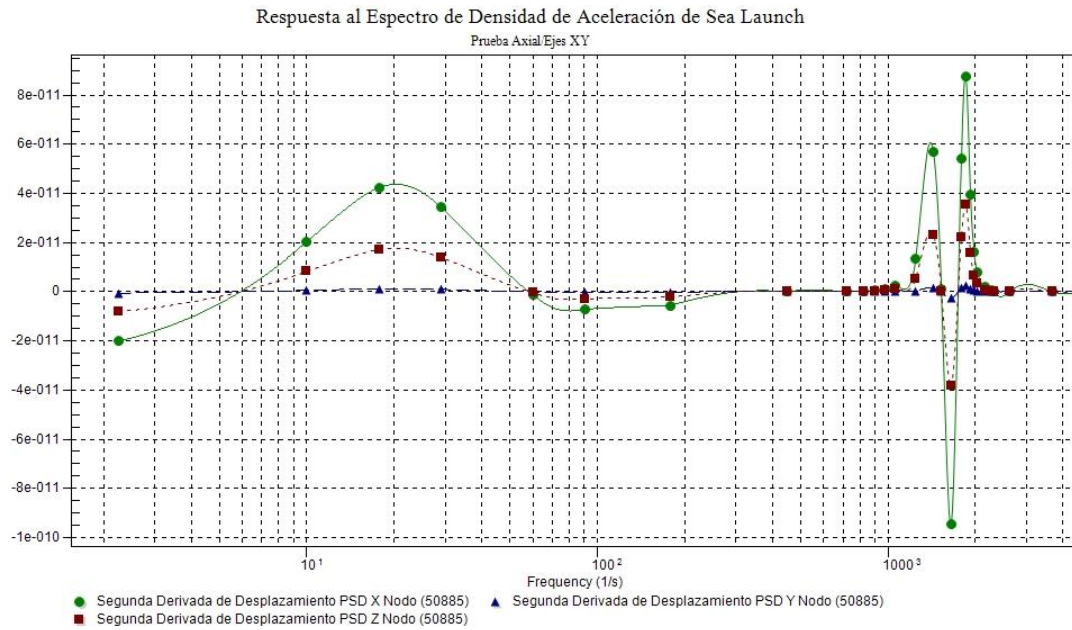


Figura G.6. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Sea Launch en los ejes XY.

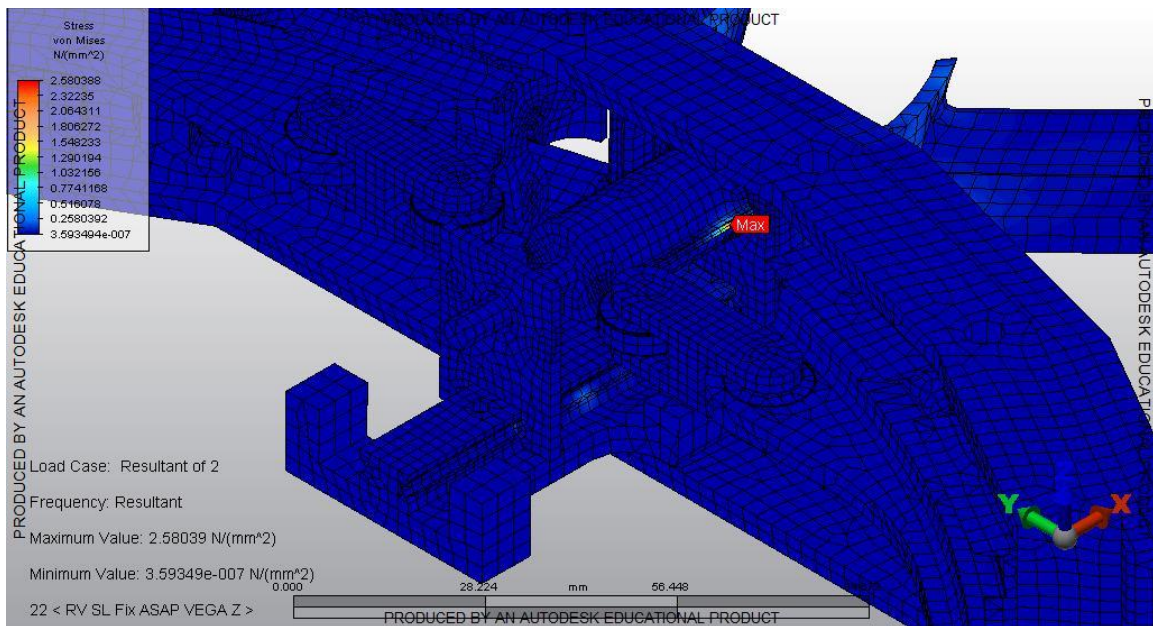


Figura G.7. Respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en el eje Z.

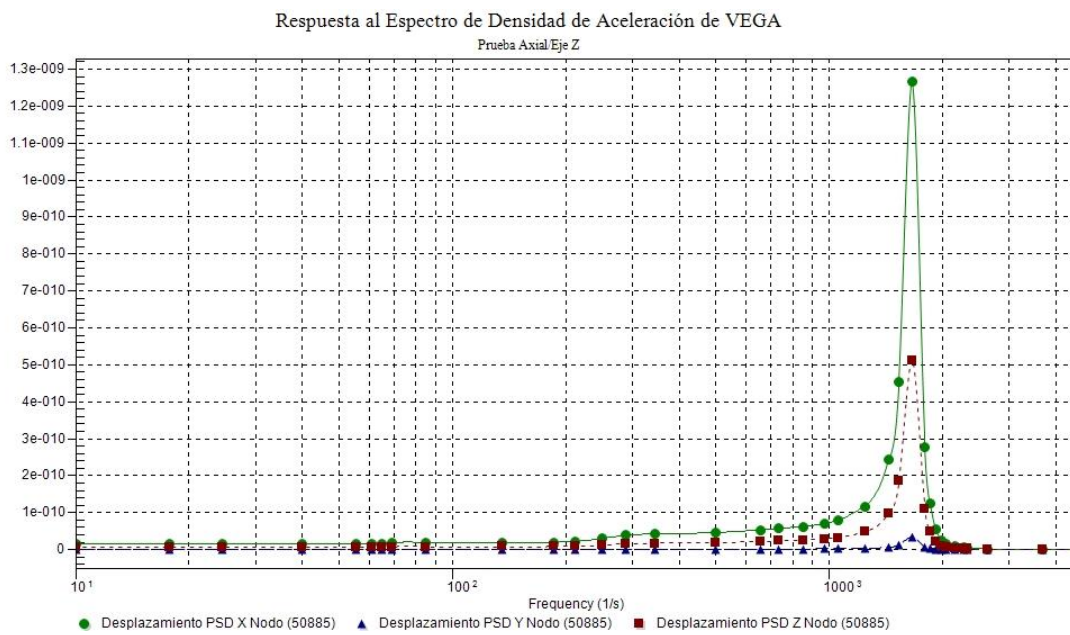


Figura G.8. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en el eje Z.

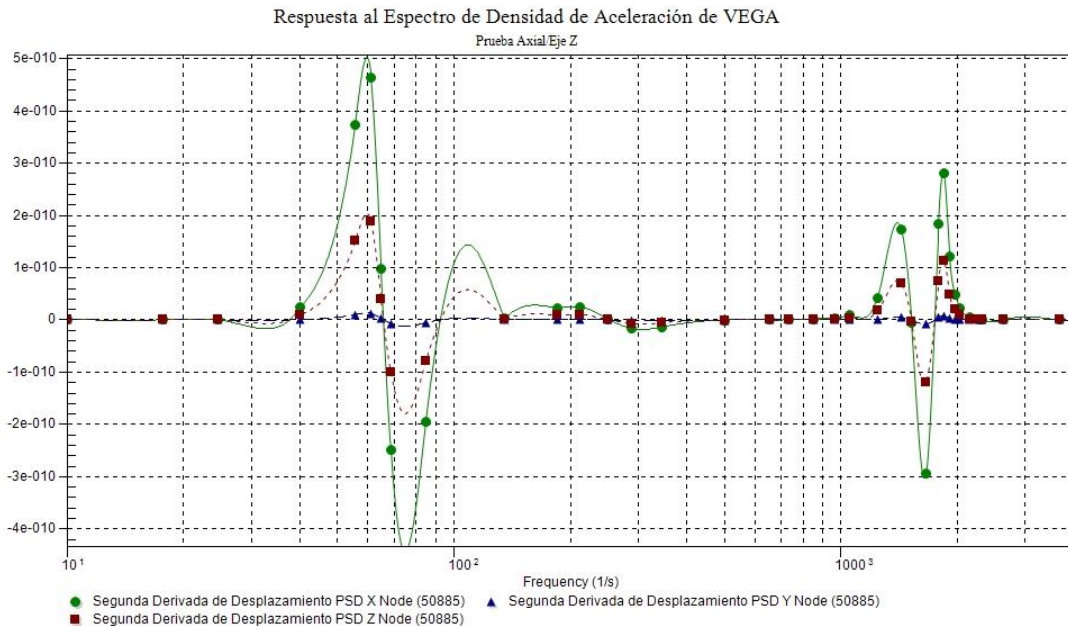


Figura G.9. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en el eje Z.

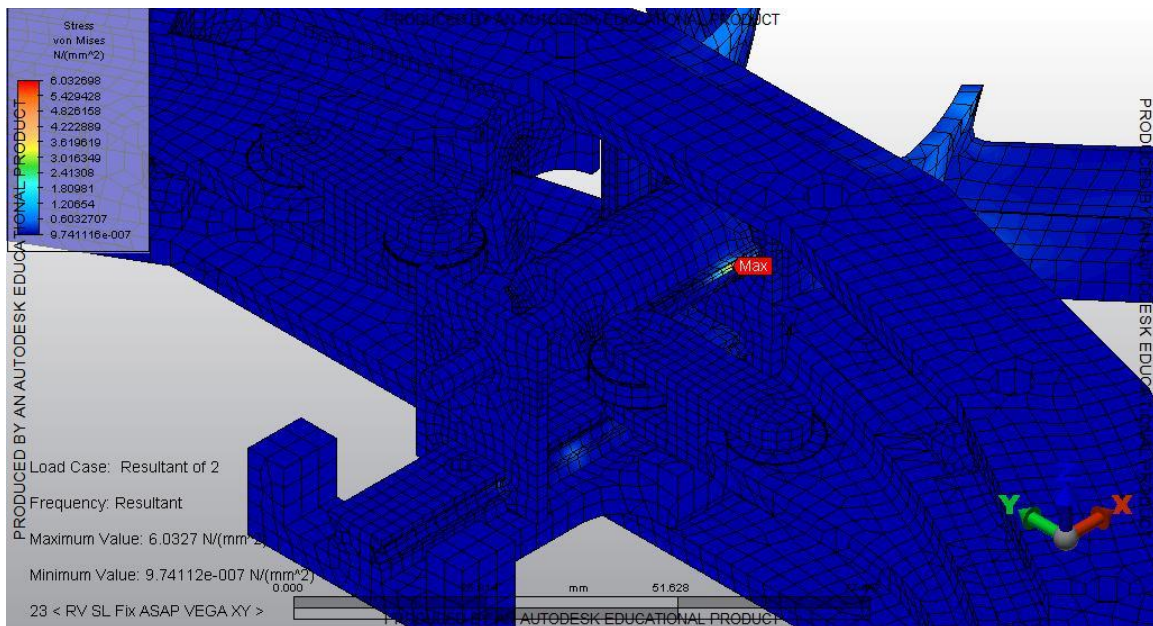


Figura G.10. Respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en los ejes XY.

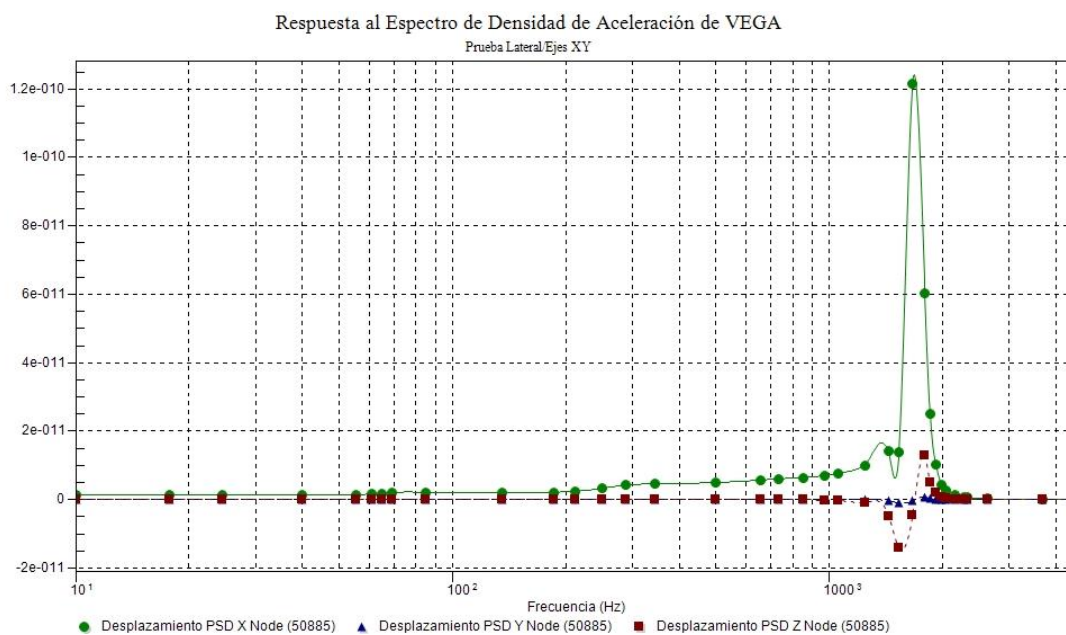


Figura G.11. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en los ejes XY.

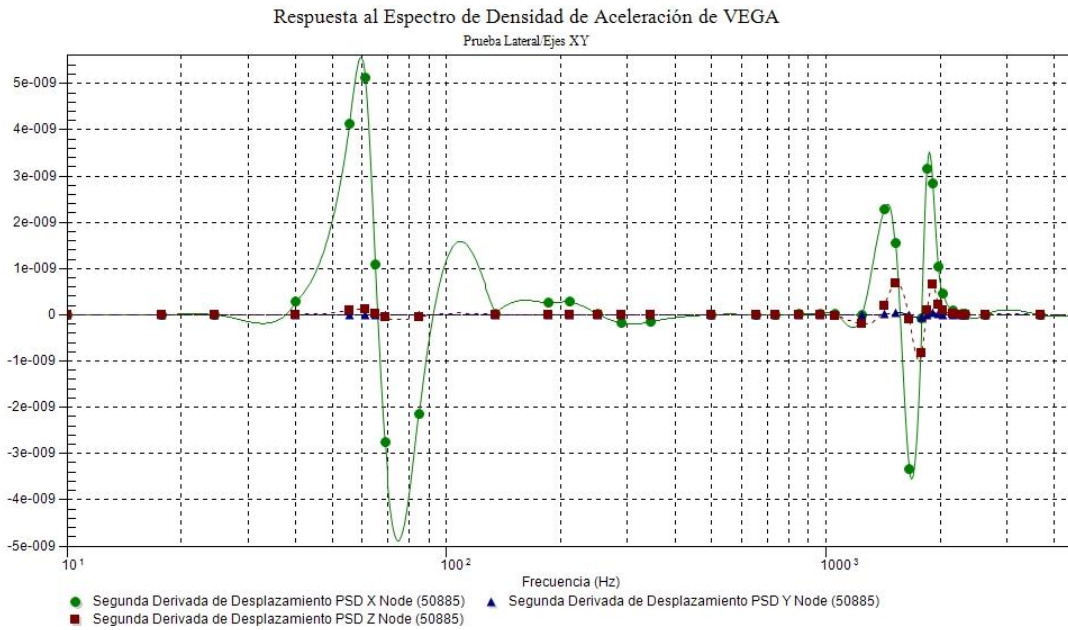


Figura G.12. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de VEGA en los ejes XY.

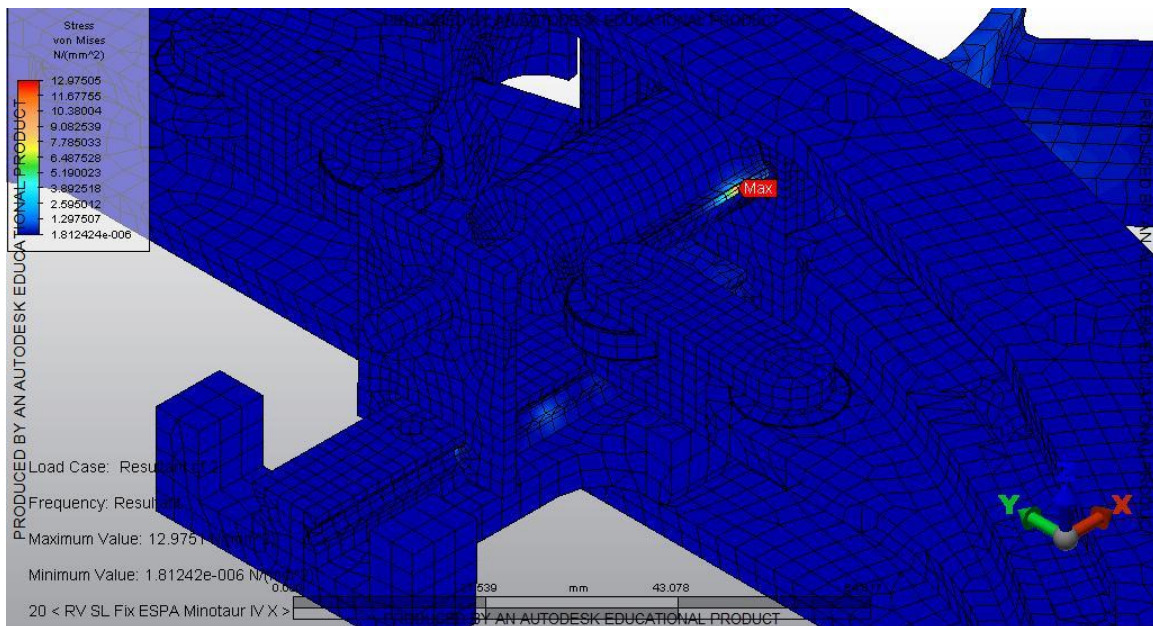


Figura G.13. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.

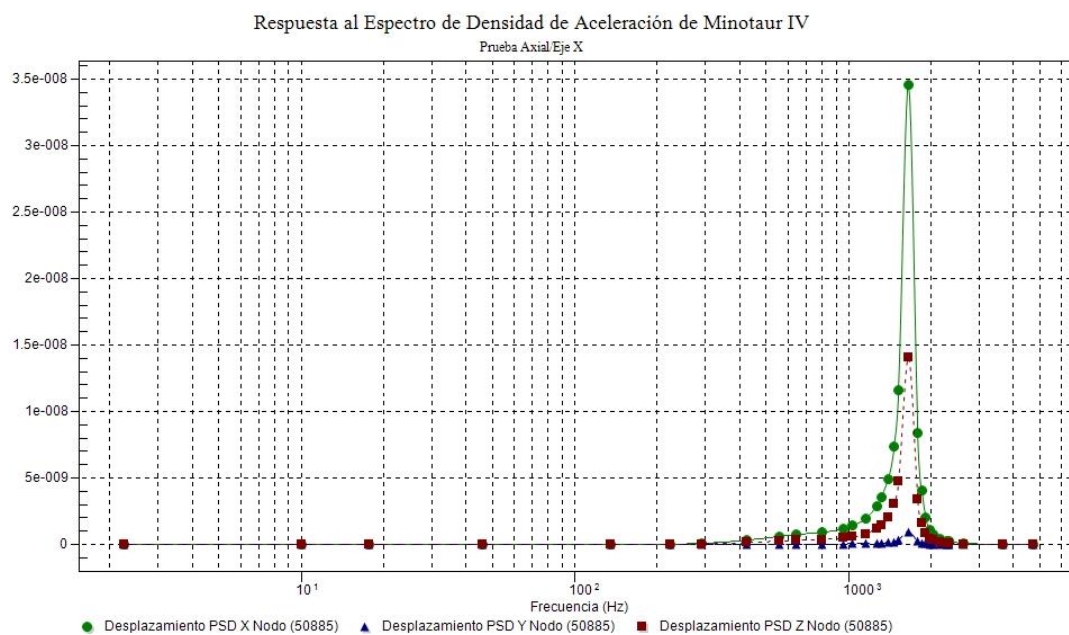


Figura G.14. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.

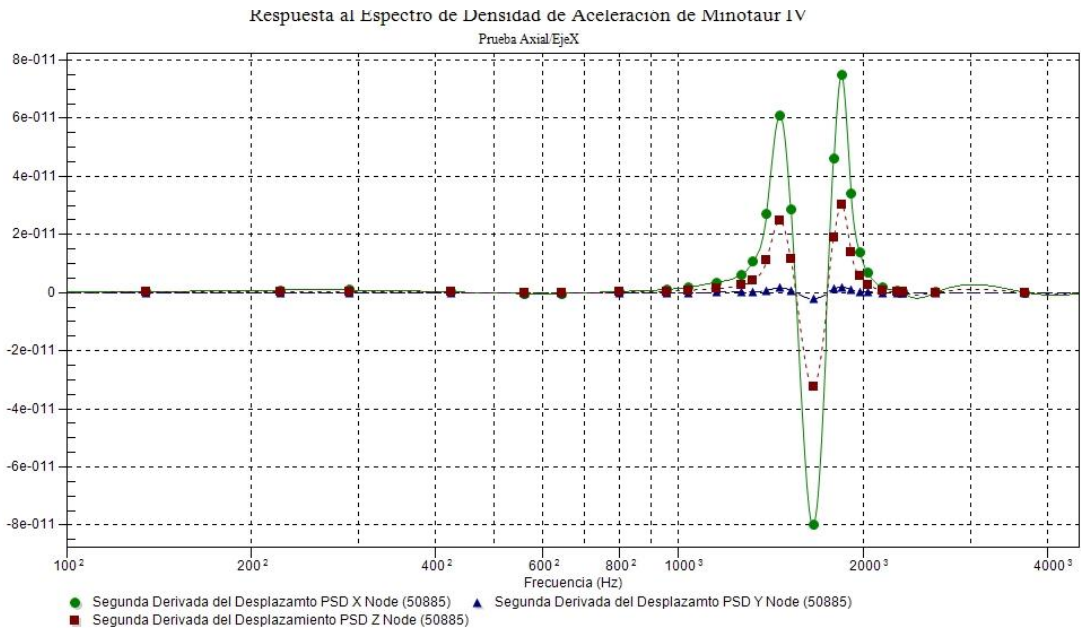


Figura G.15. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en el eje X.

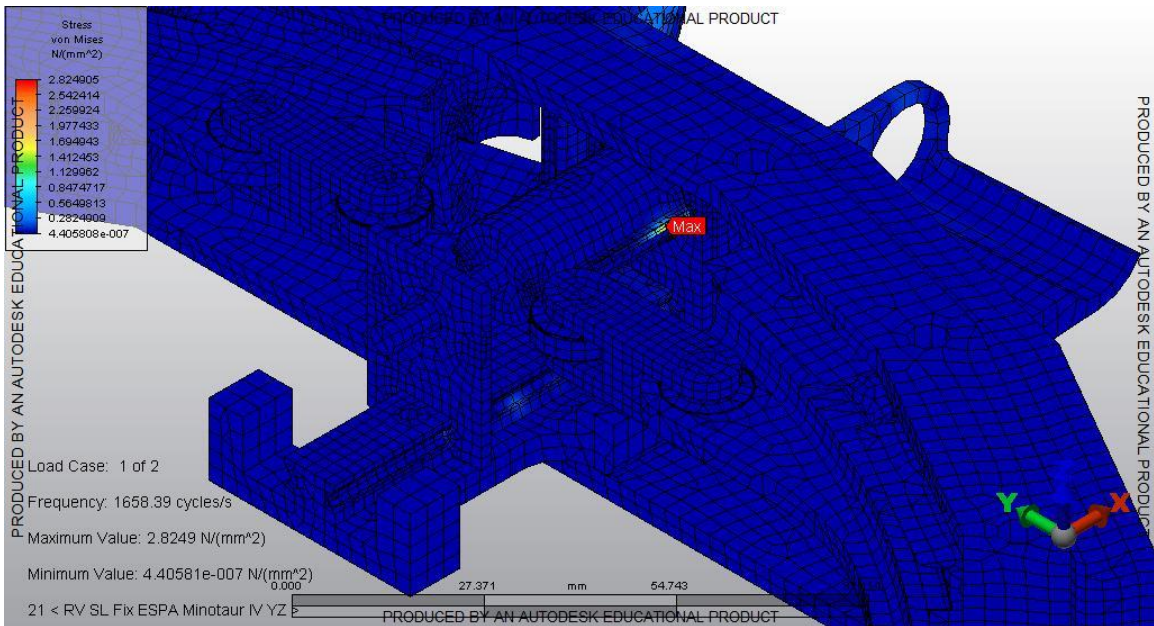


Figura G.16. Respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en los ejes YZ.

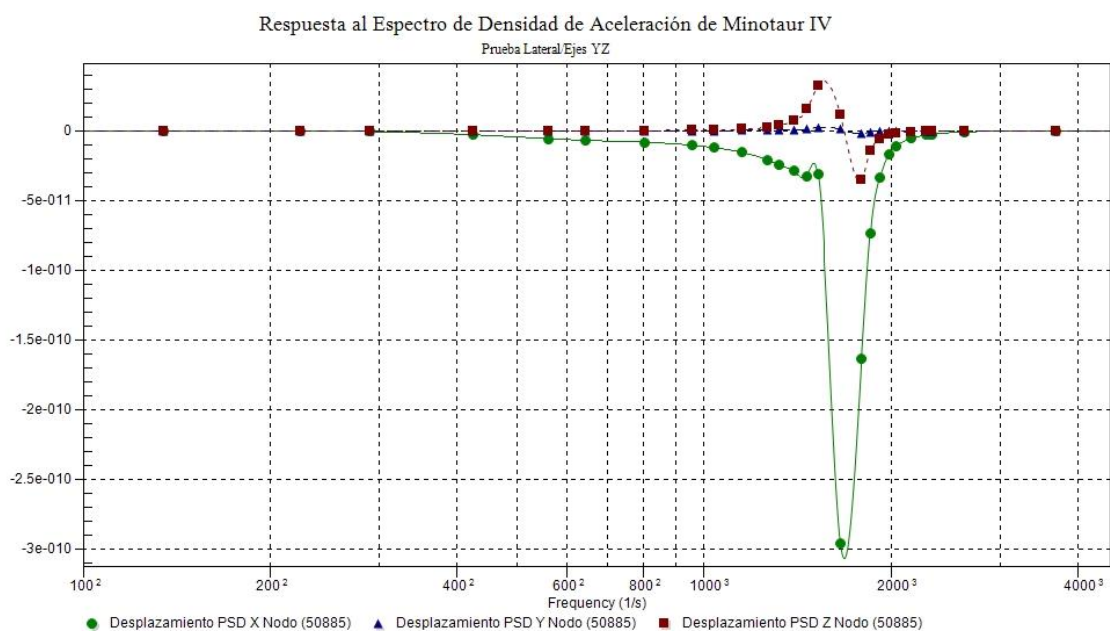


Figura G.17. Gráfica del desplazamiento de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en los ejes YZ.

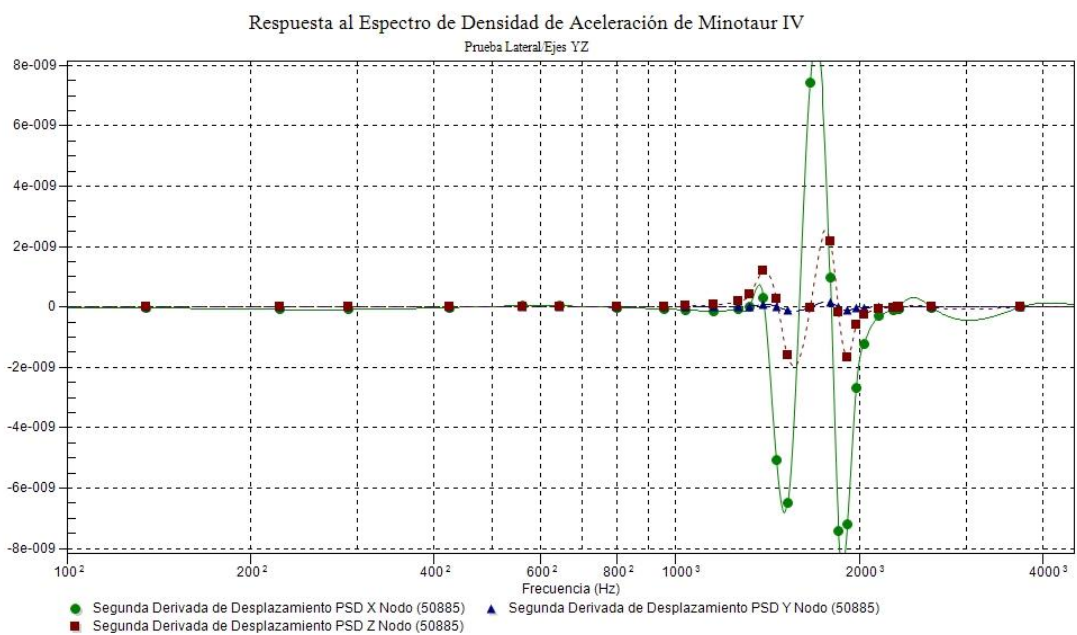


Figura G.18. Gráfica de la aceleración de la respuesta del SS a vibración aleatoria de Minotaur IV en los ejes YZ.

Anexo H

Respuesta a Cargas Combinadas de Minotaur I.

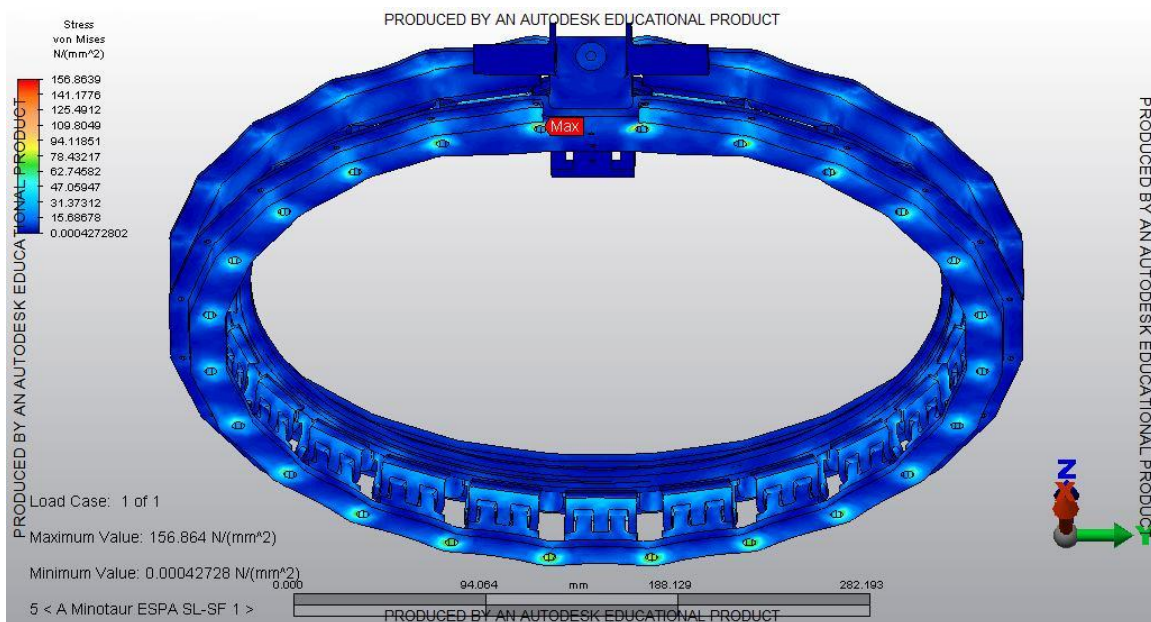


Figura H.1. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 1.

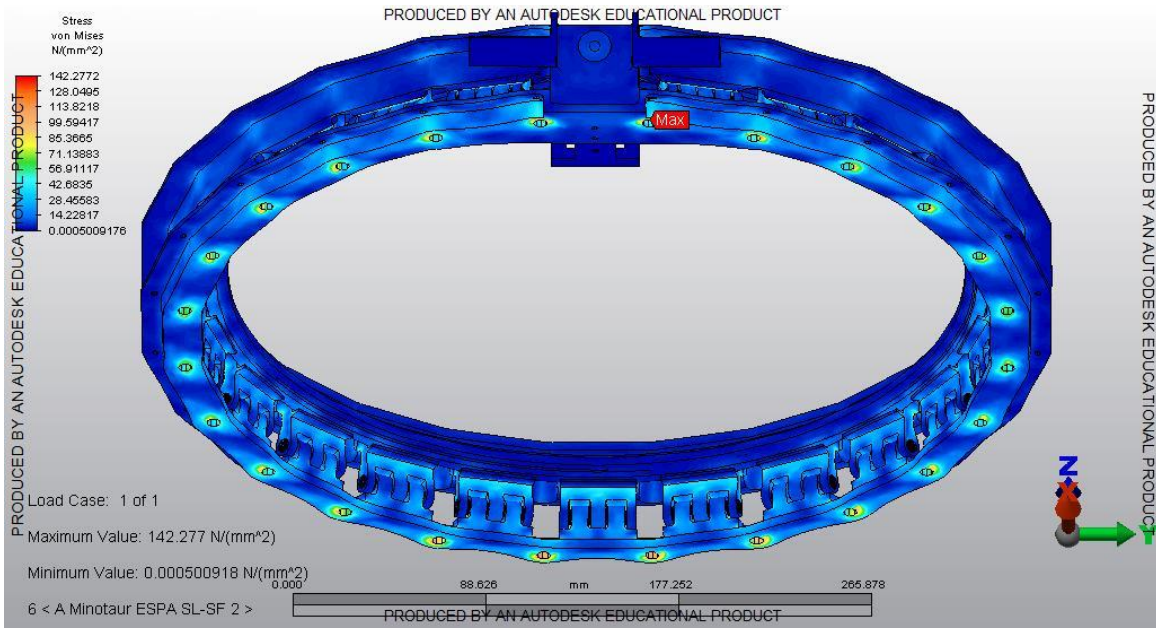


Figura H.2. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 2.

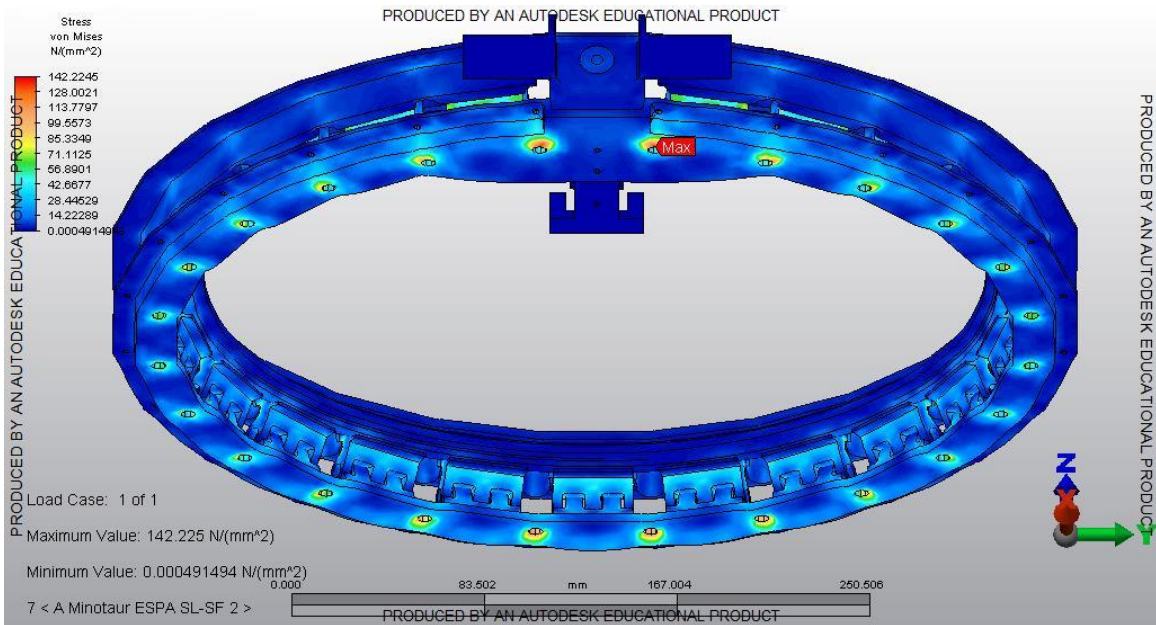


Figura H.3. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 3.

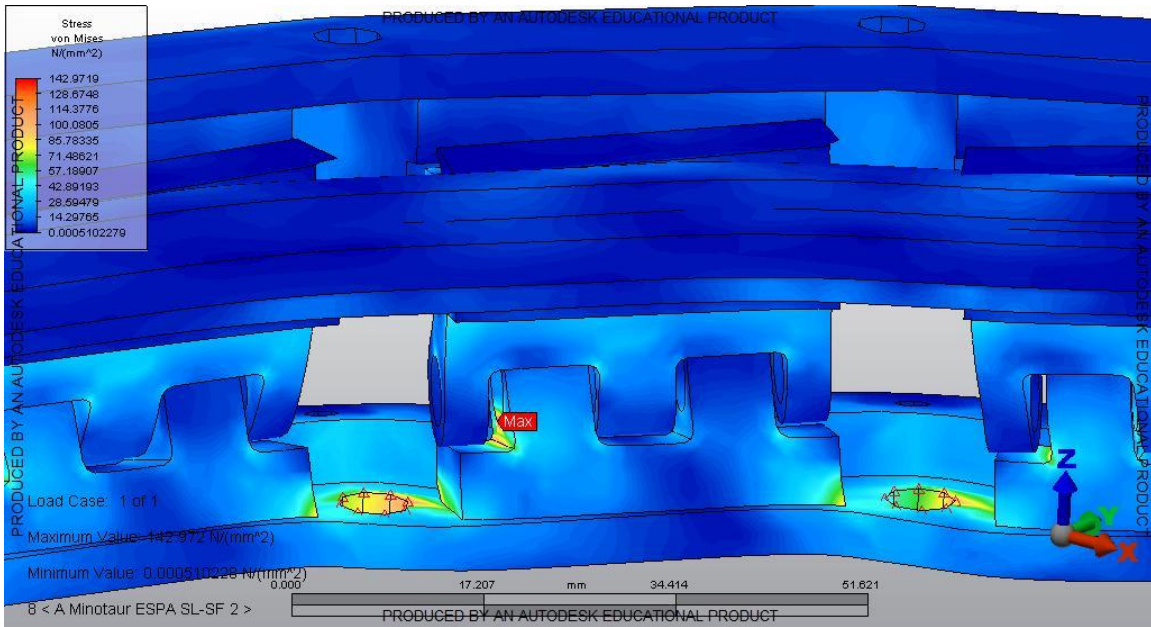


Figura H.4. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 4

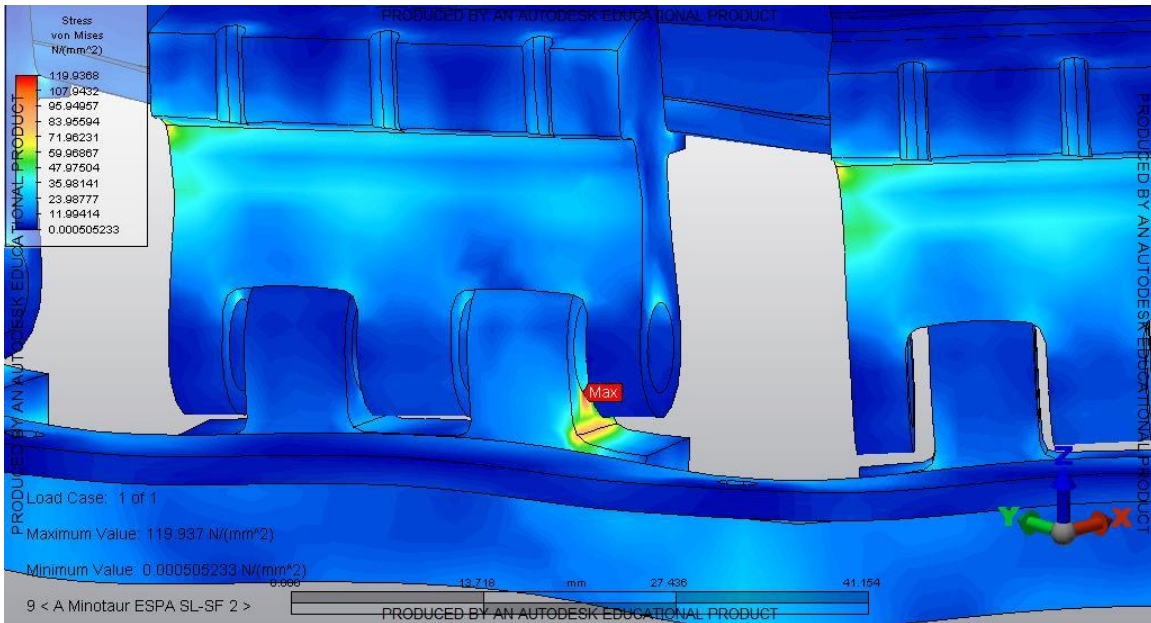


Figura H.5. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 5.

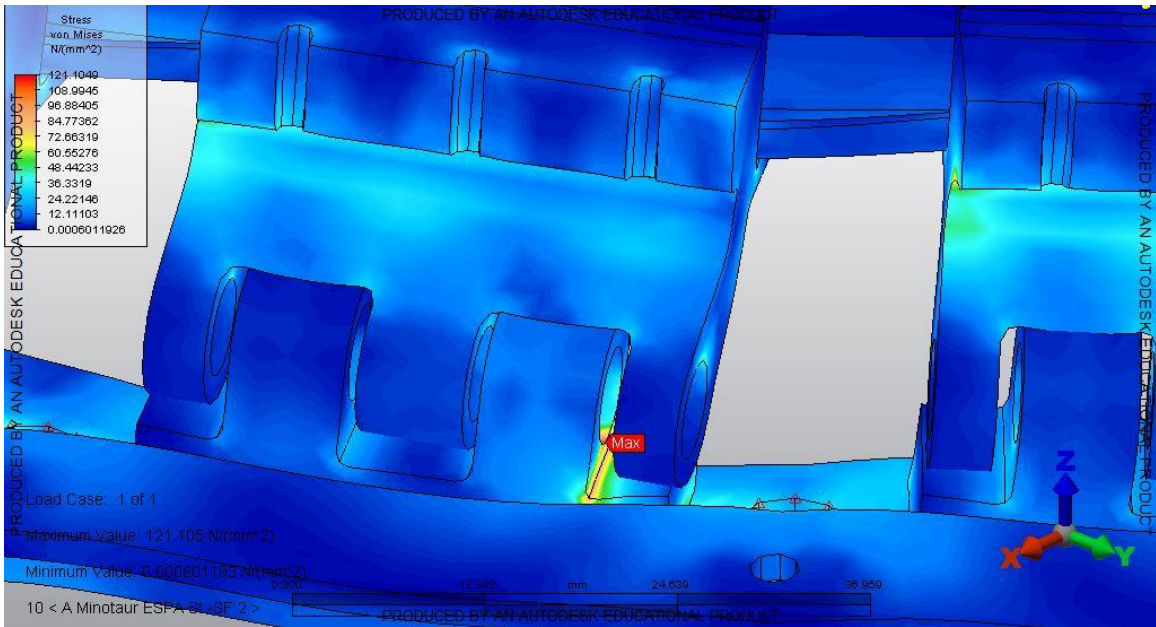


Figura H.6. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 6.

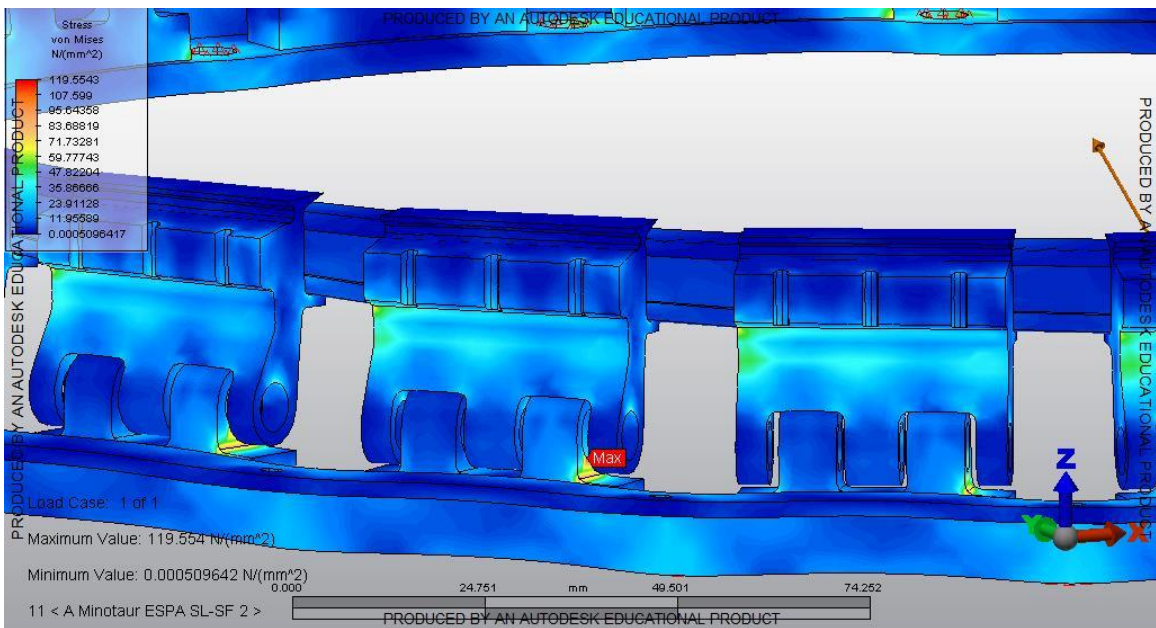


Figura H.7. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 7.

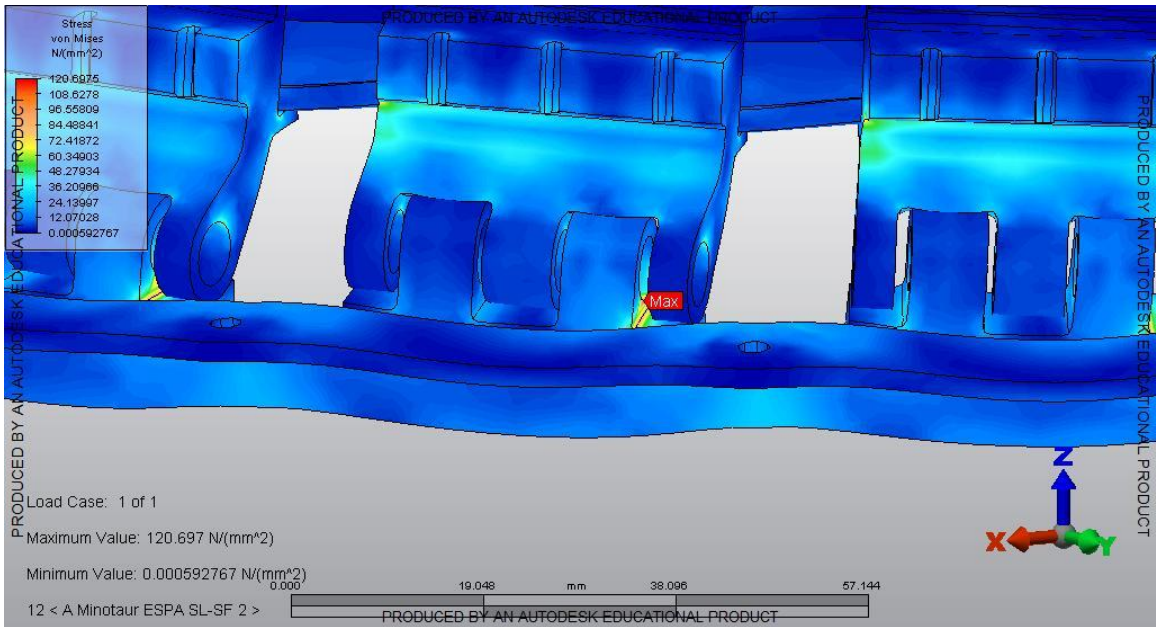


Figura H.8. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 8.

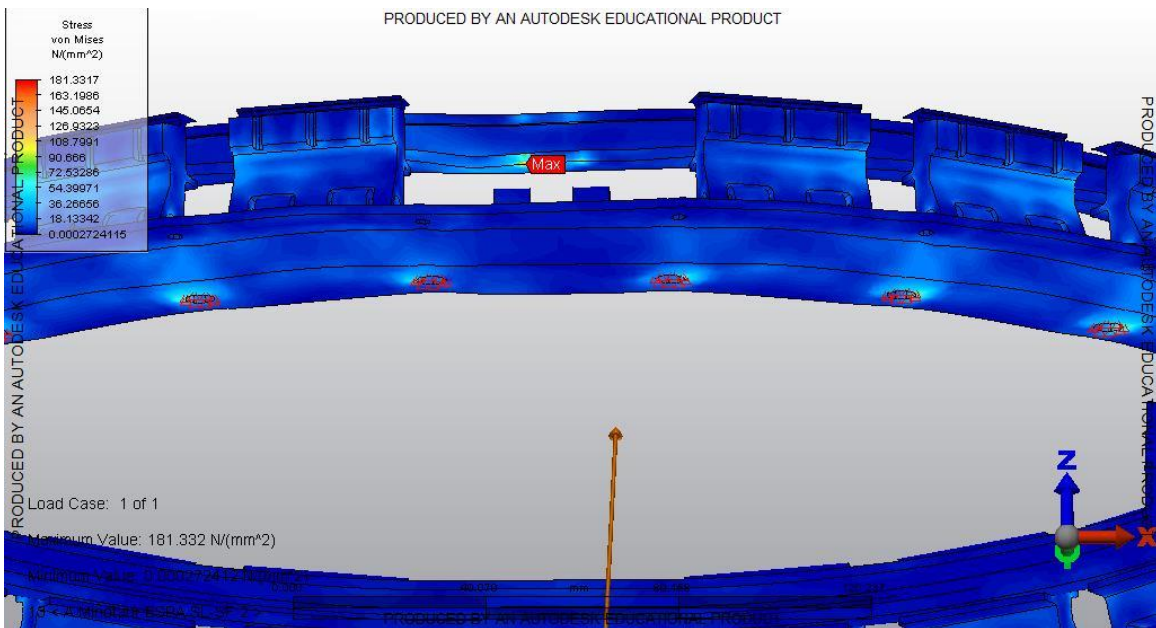


Figura H.9. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 9.

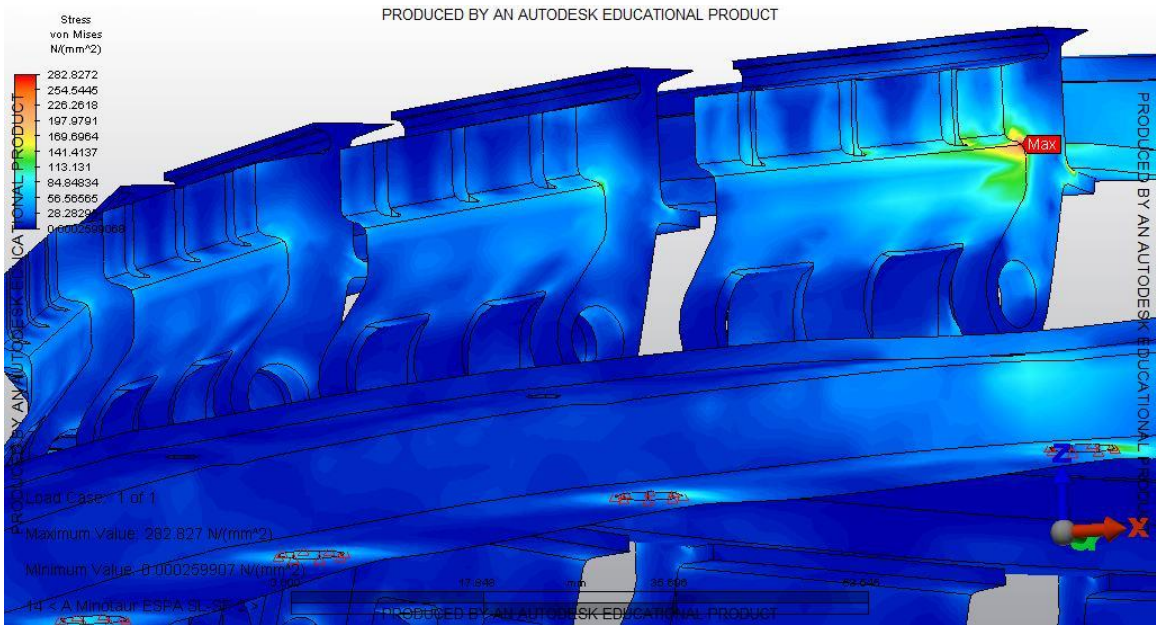


Figura H.10. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 10.

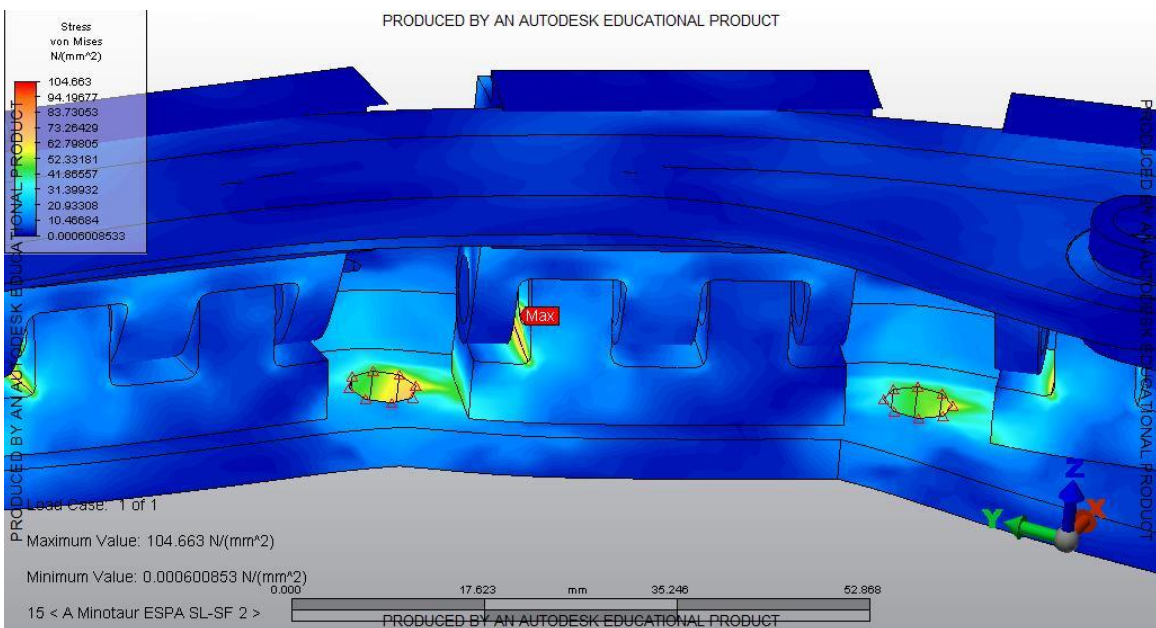


Figura H.11. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 11.

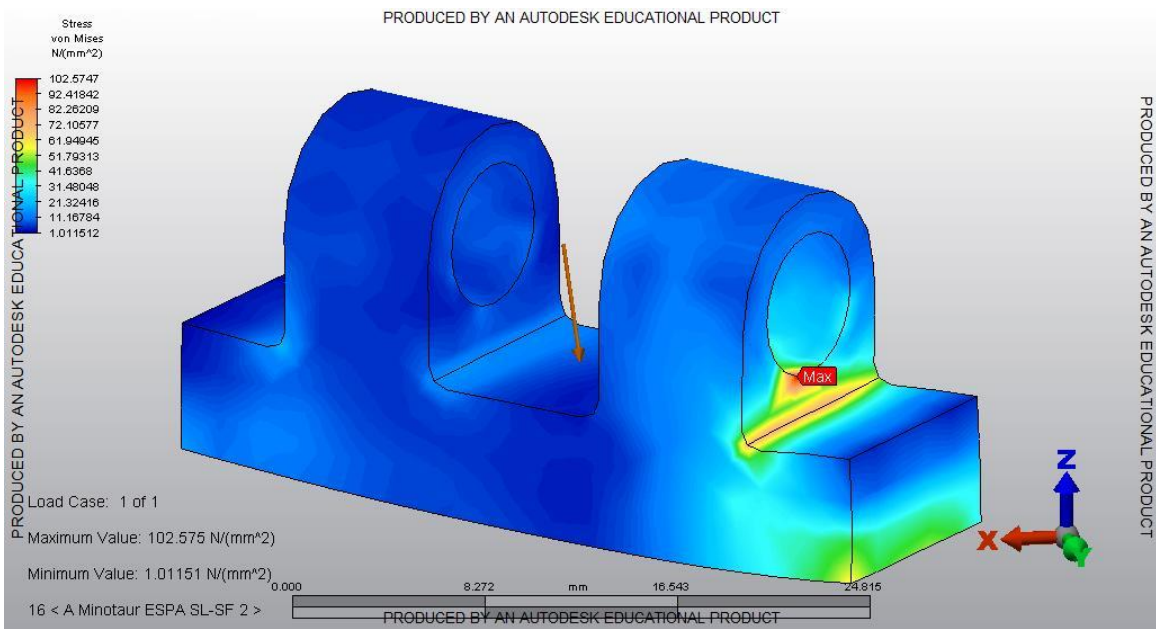


Figura H.12. Respuesta del SS a cargas combinadas de Minotaur I, Caso 12.

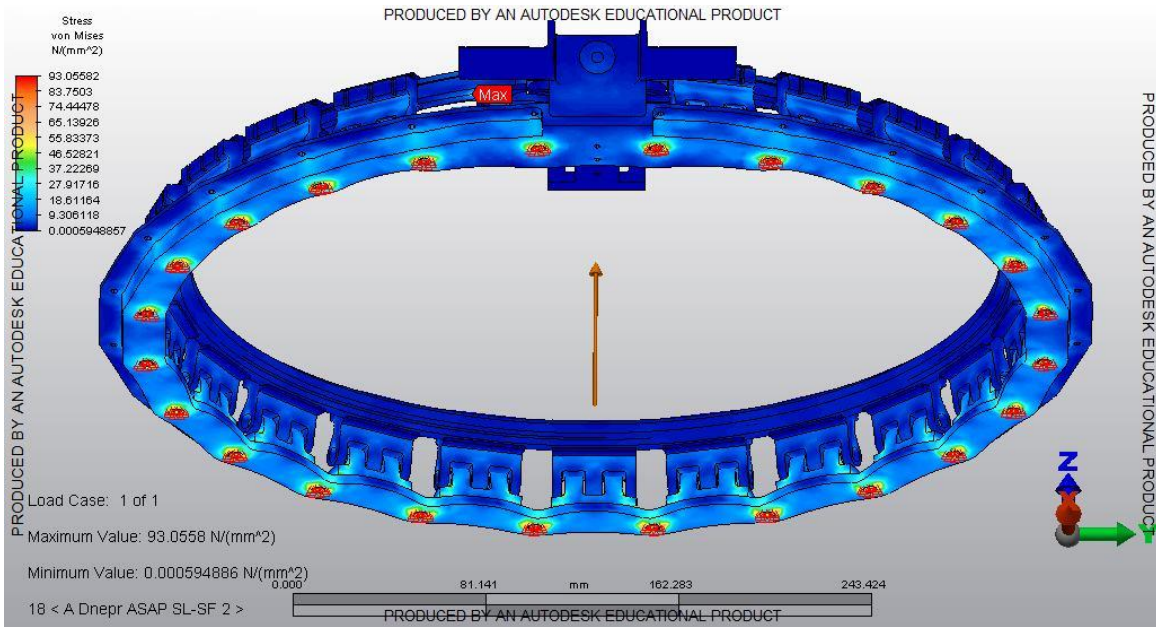


Figura I.2. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 2.

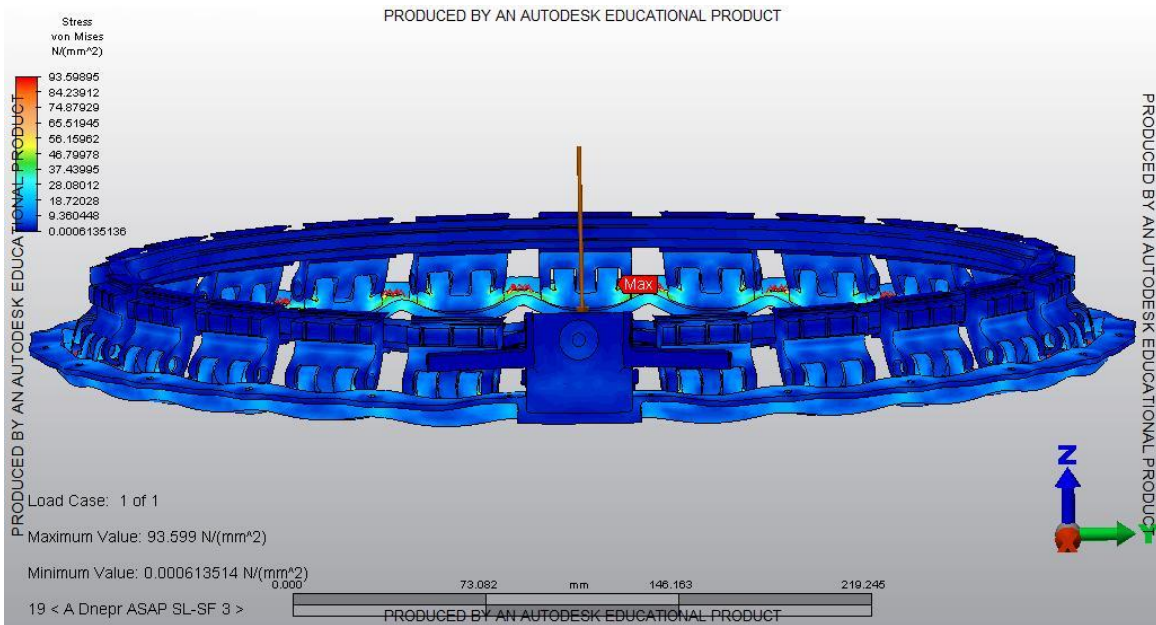


Figura I.3. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 3.

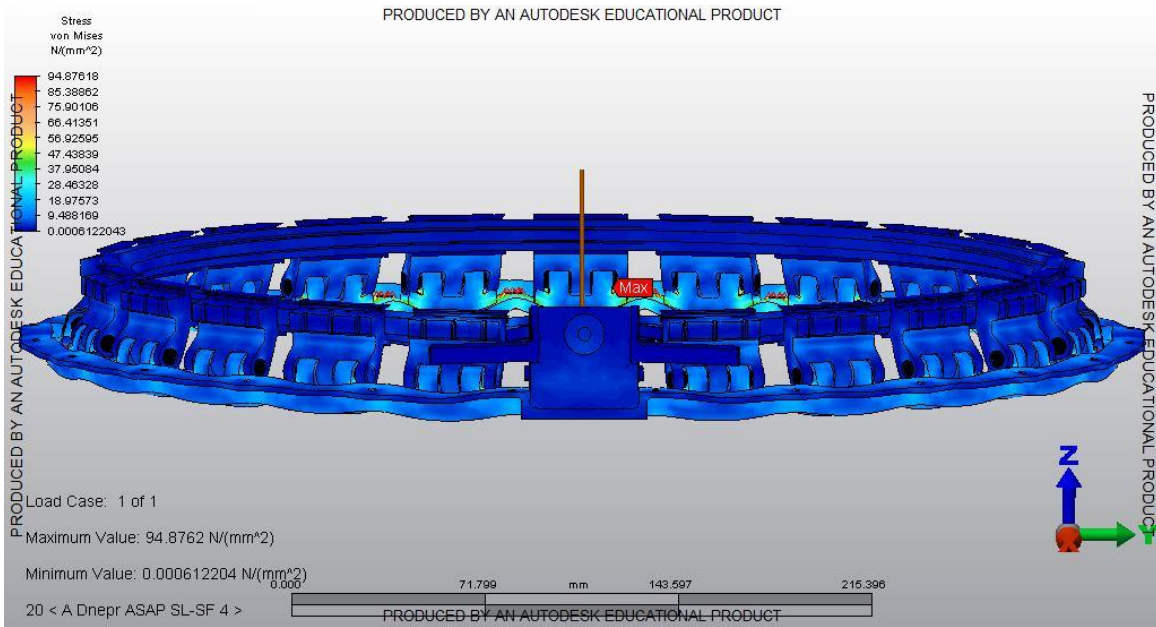


Figura I.4. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 4.

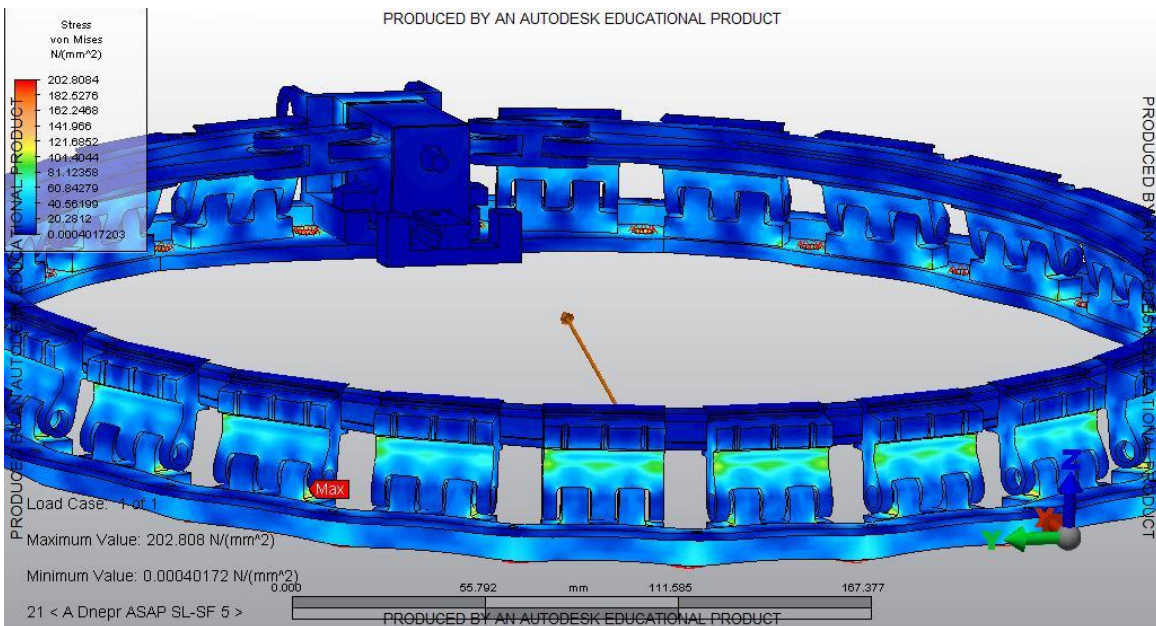


Figura I.5. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 5.

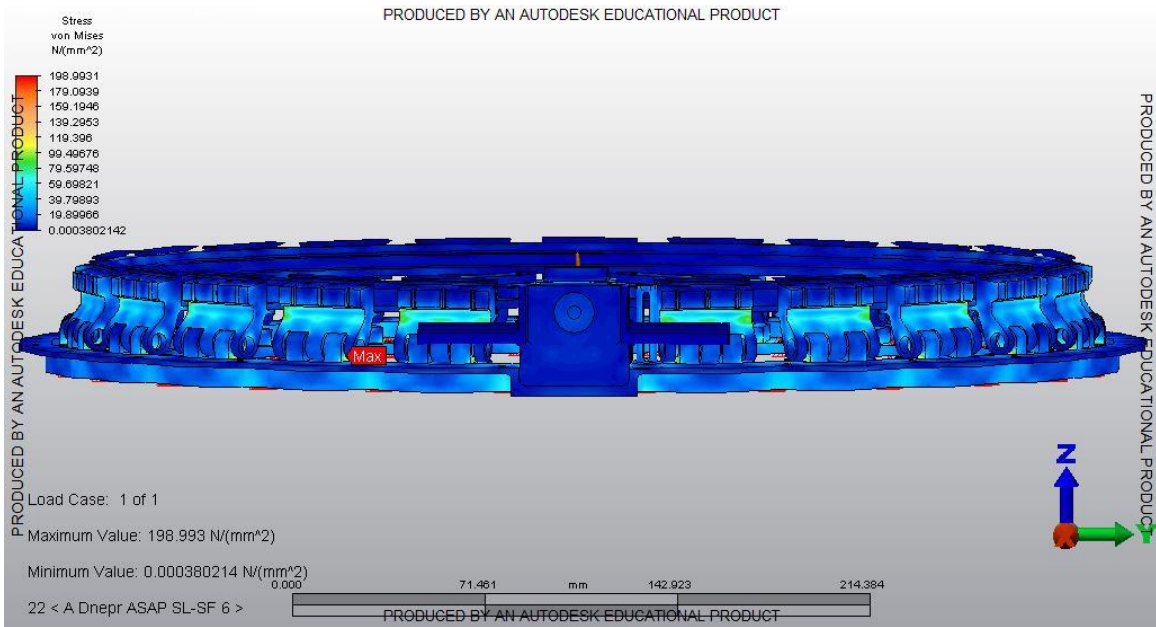


Figura I.6. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 6.

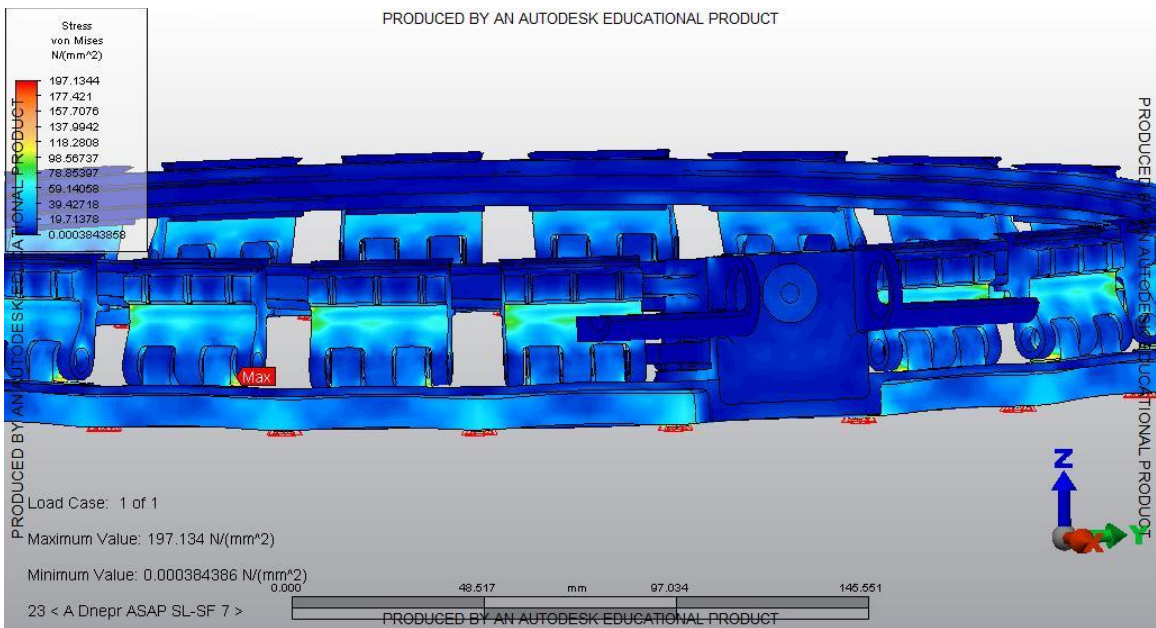


Figura I.7. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 7.

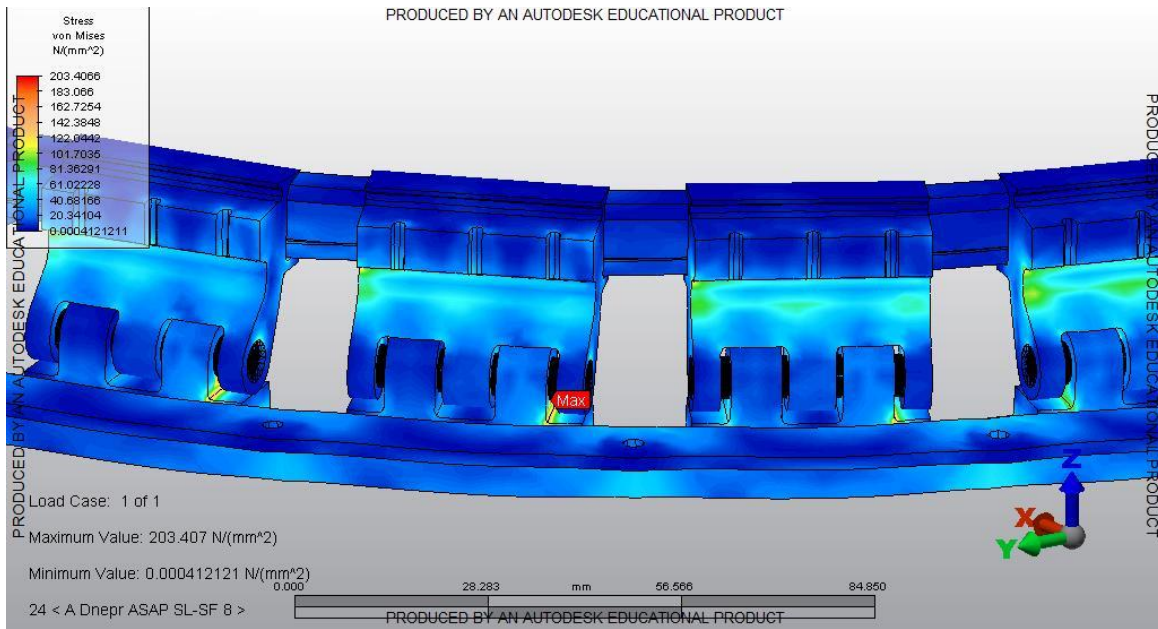


Figura I.8. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 8.

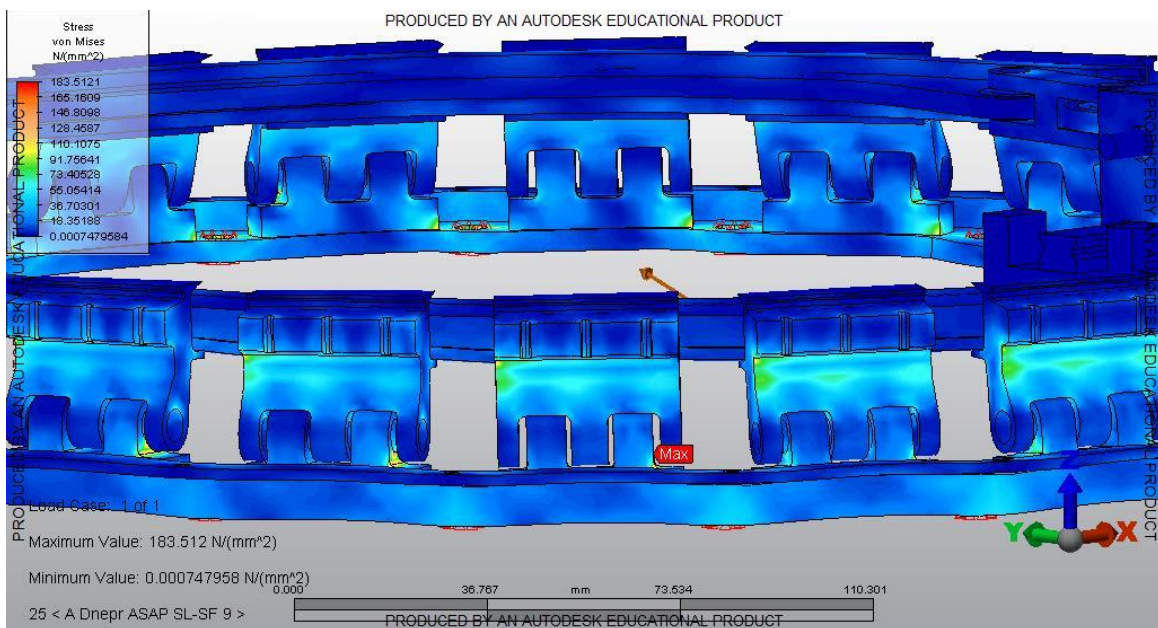


Figura I.9. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 9.

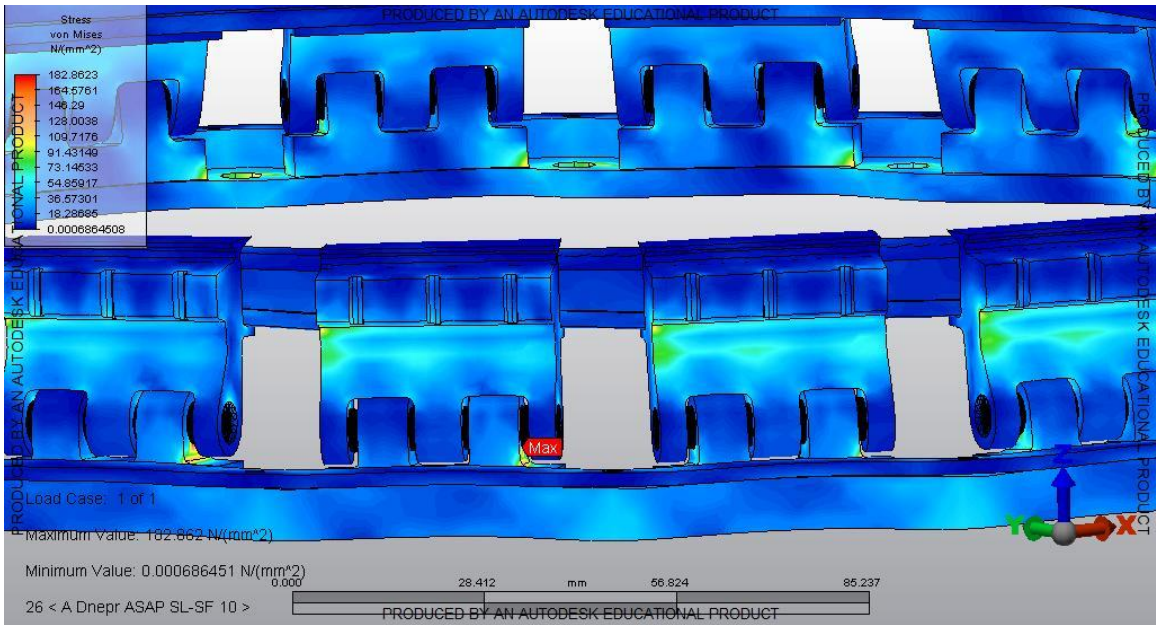


Figura I.10. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 10.

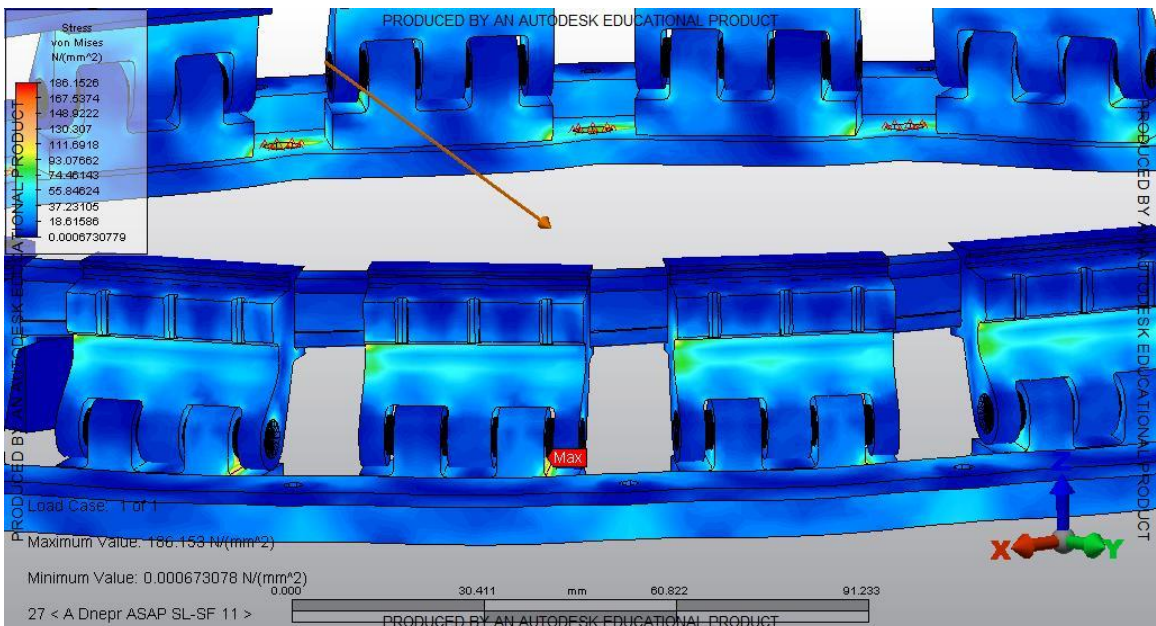


Figura I.11. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 11.

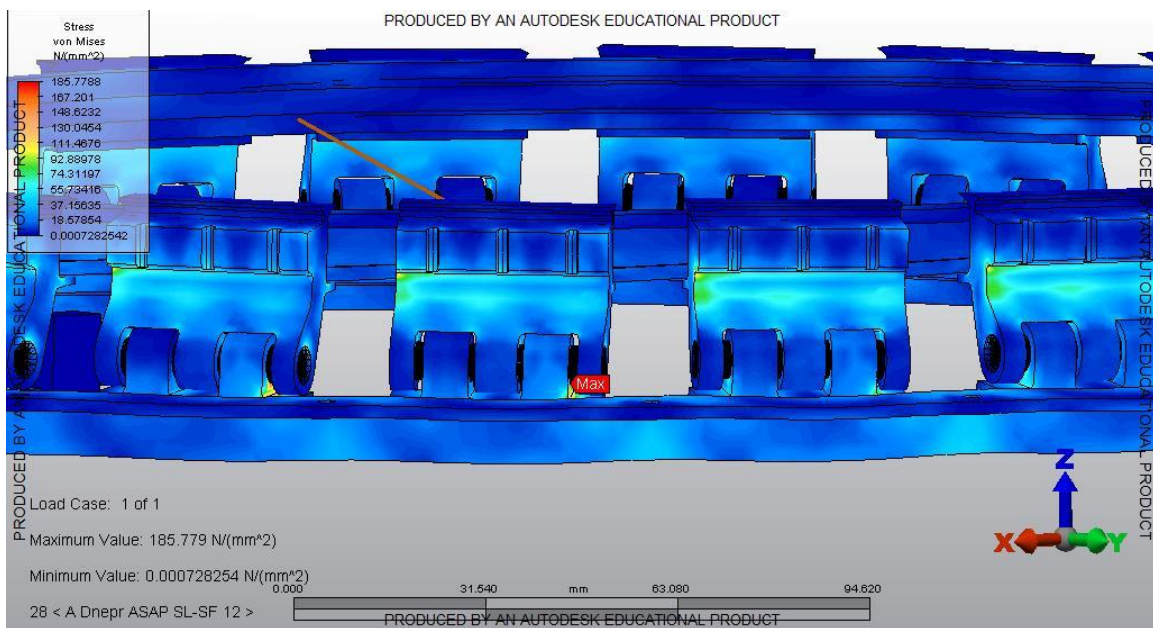


Figura I.12. Respuesta del SS a cargas combinadas de Dnepr, Caso 12.

Anexo J

Respuesta a Cargas Combinadas de Soyuz

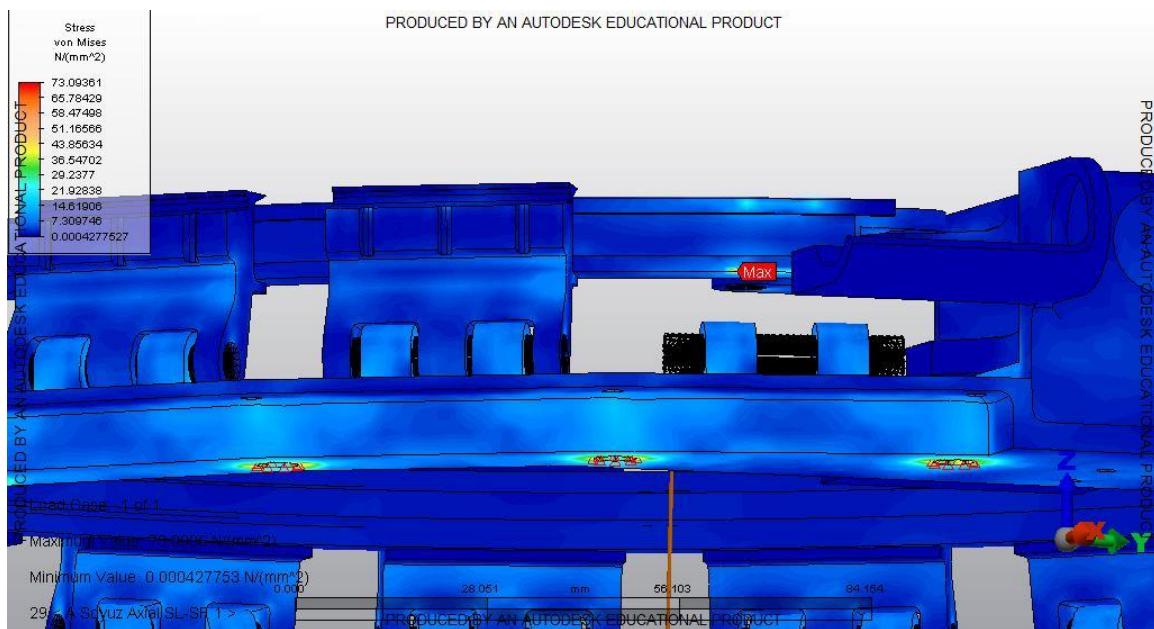


Figura J.1. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 1.

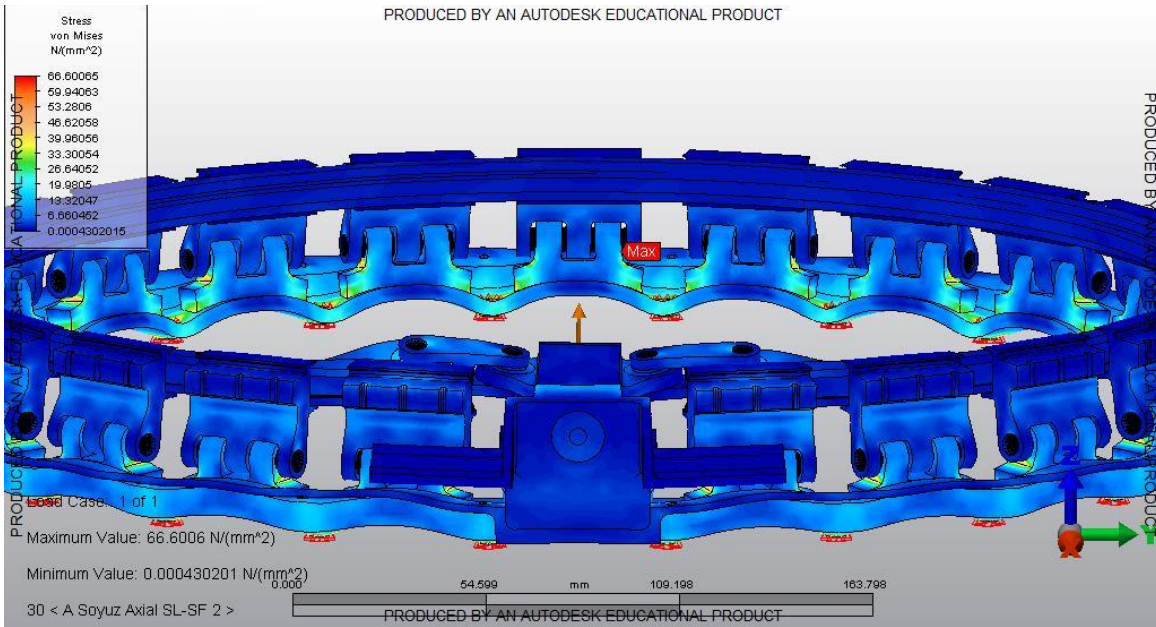


Figura J.2. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 2.

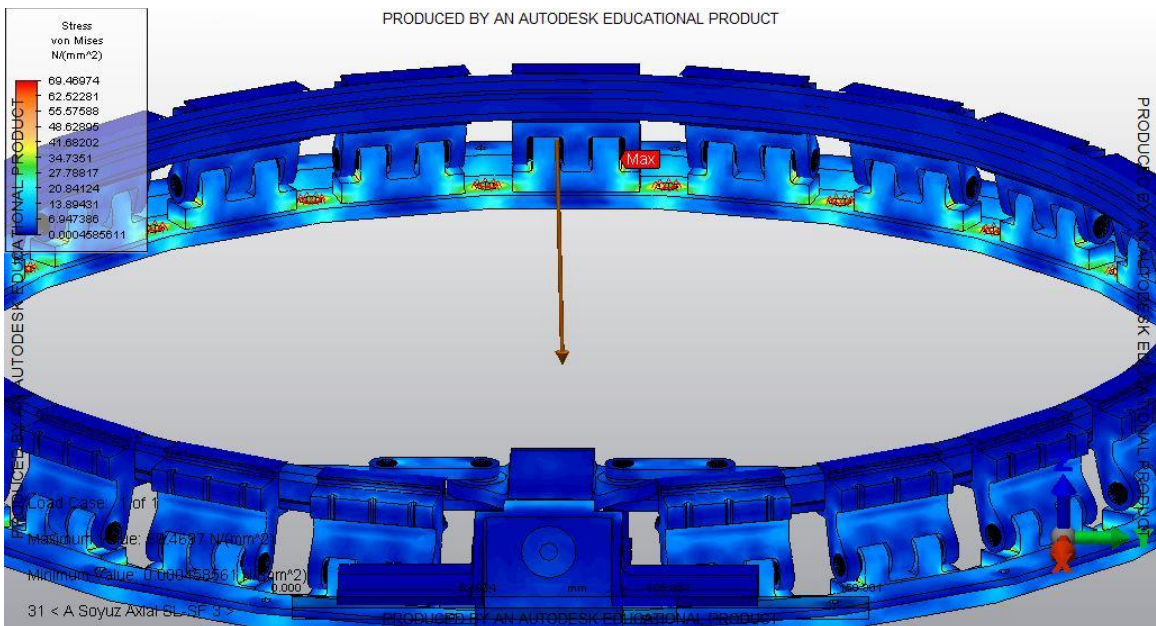


Figura J.3. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 3.

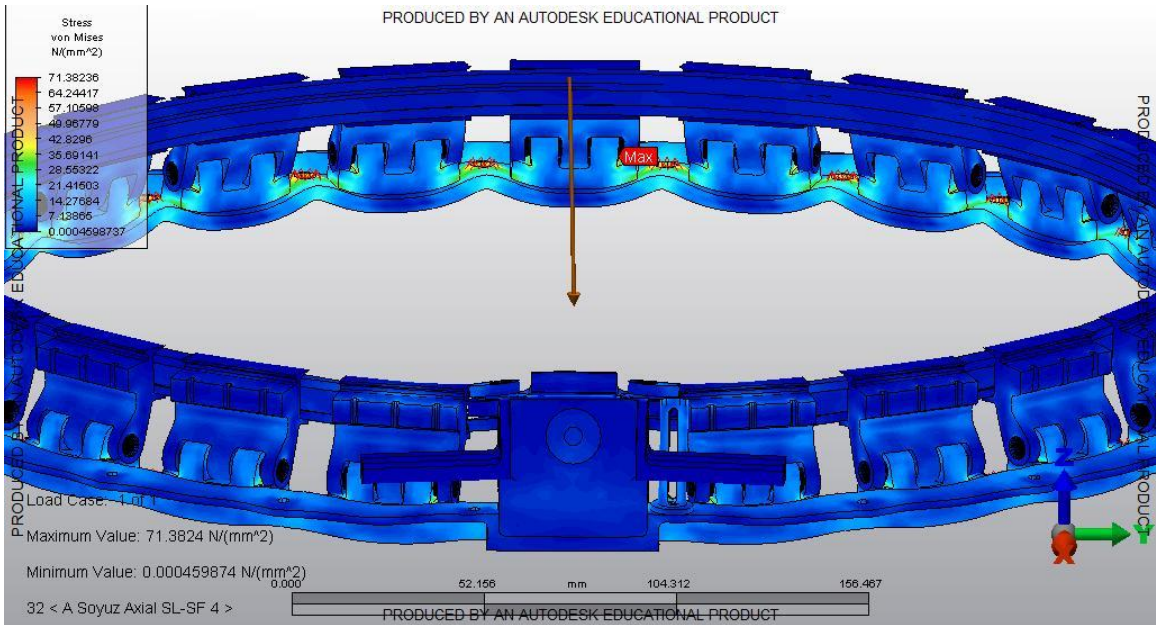


Figura J.4. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 4.

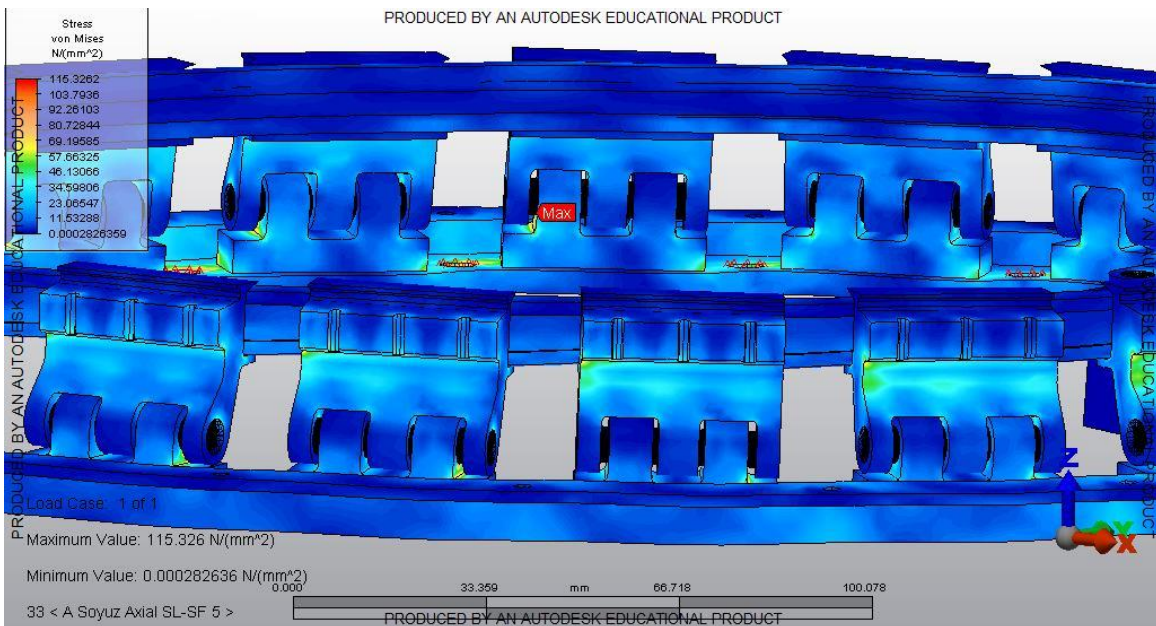


Figura J.5. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 5.

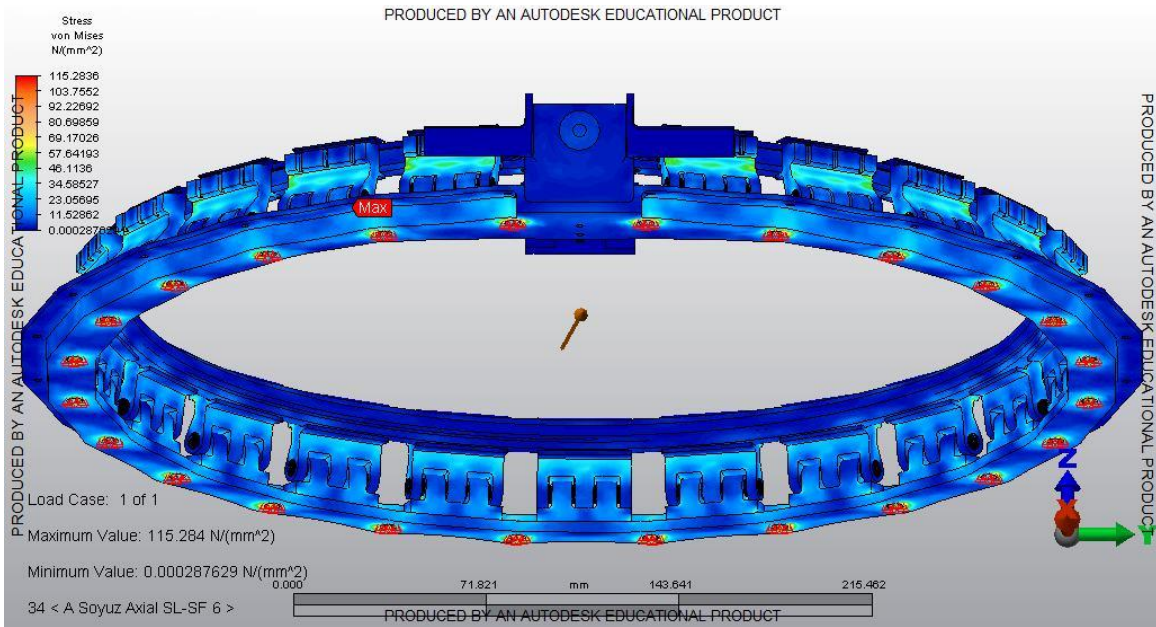


Figura J.6. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 6.

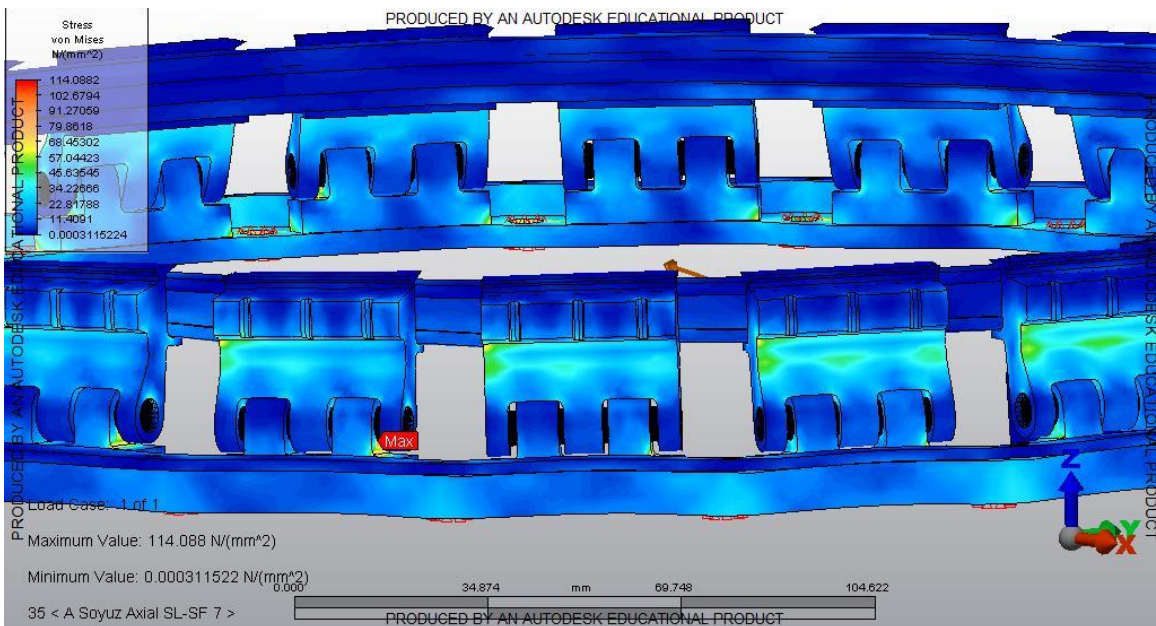


Figura J.7. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 7.

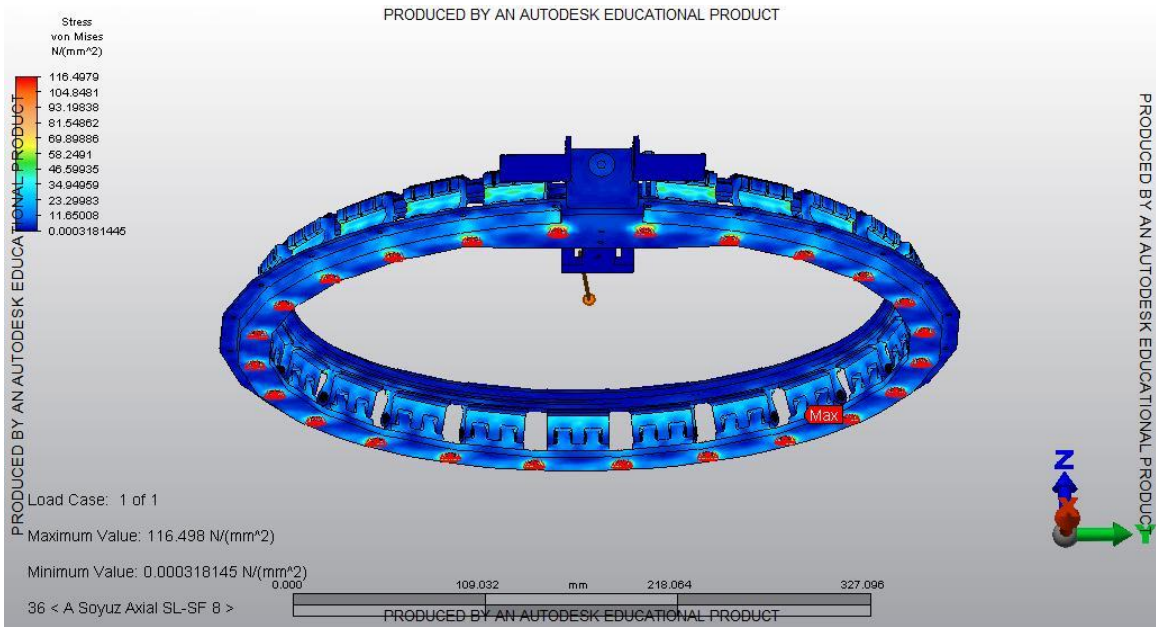


Figura J.8. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 8.

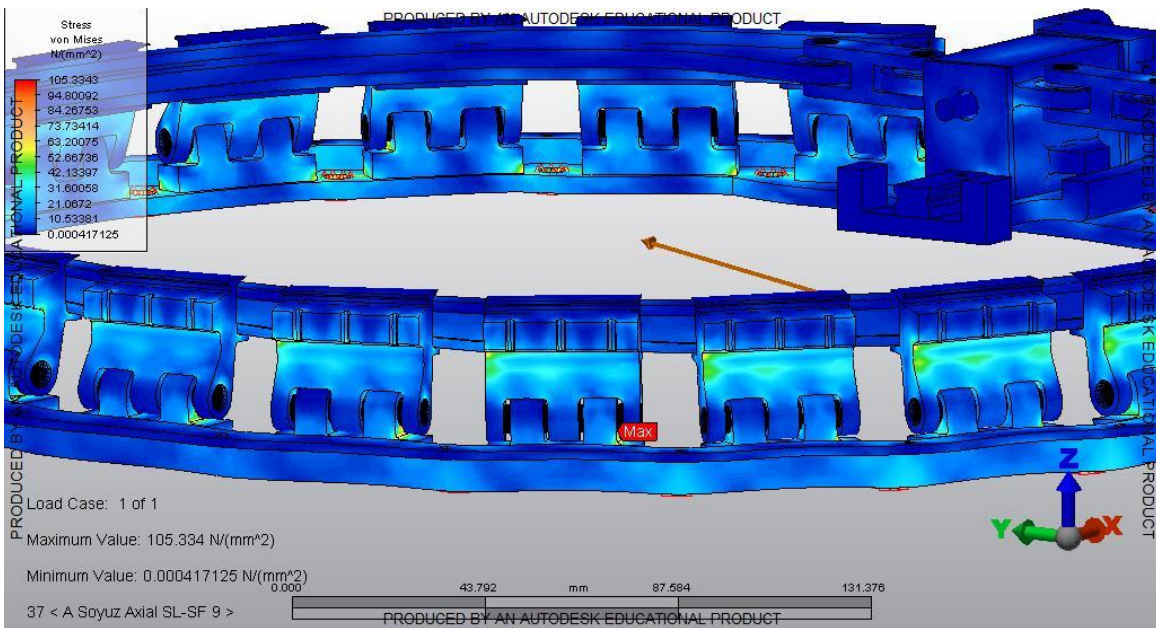


Figura J.9. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 9.

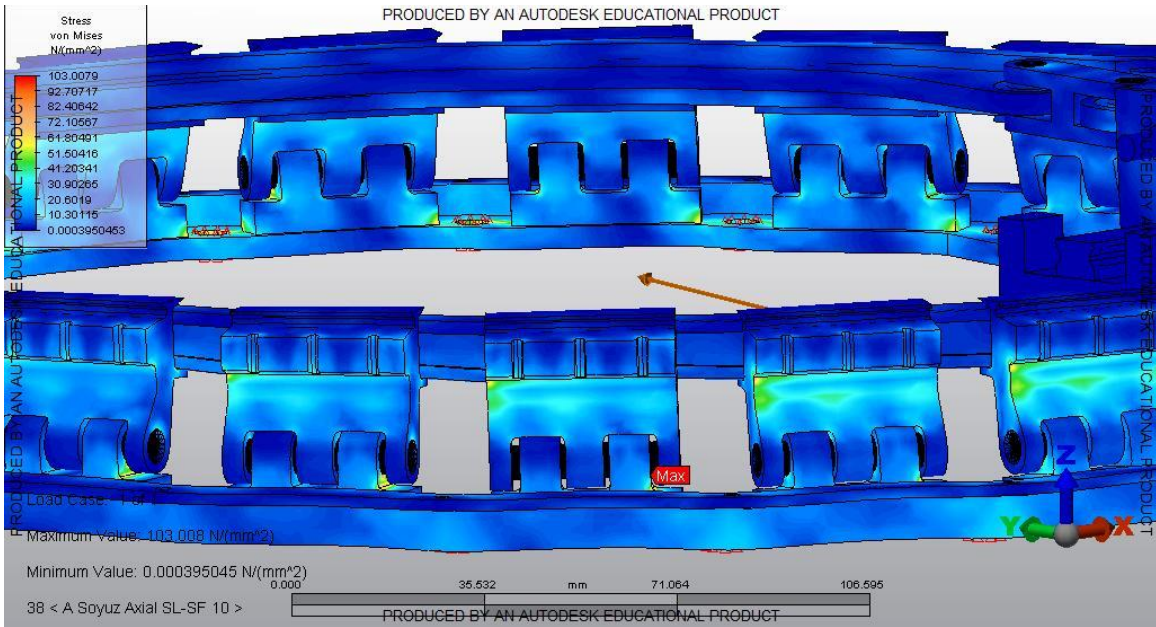


Figura J.10. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 10.

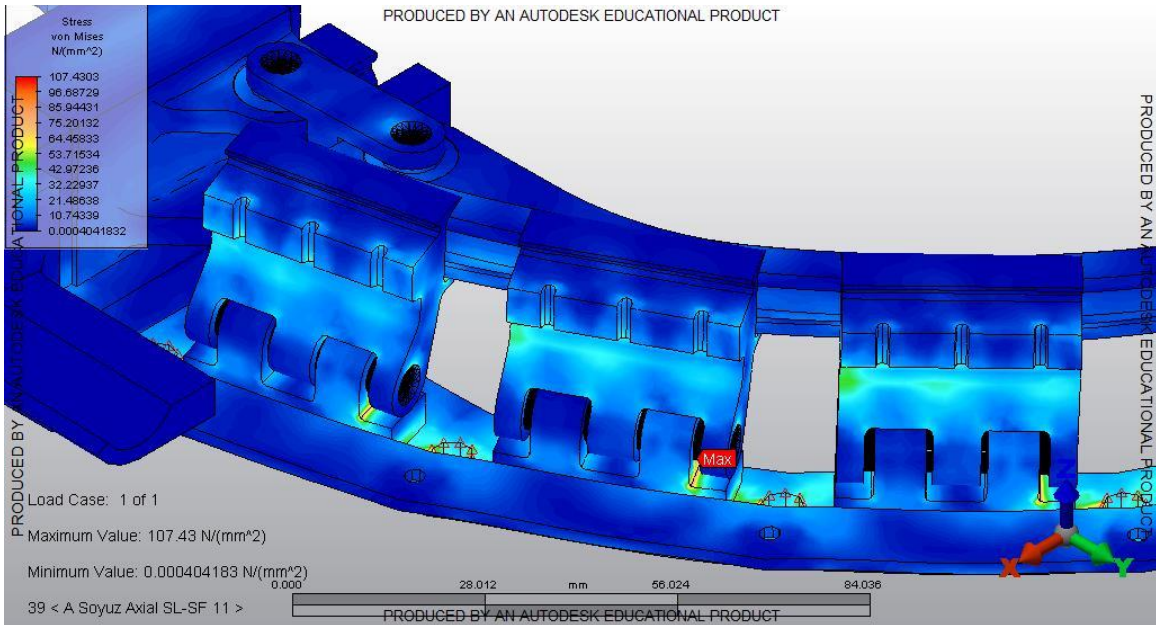


Figura J.11. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 11.

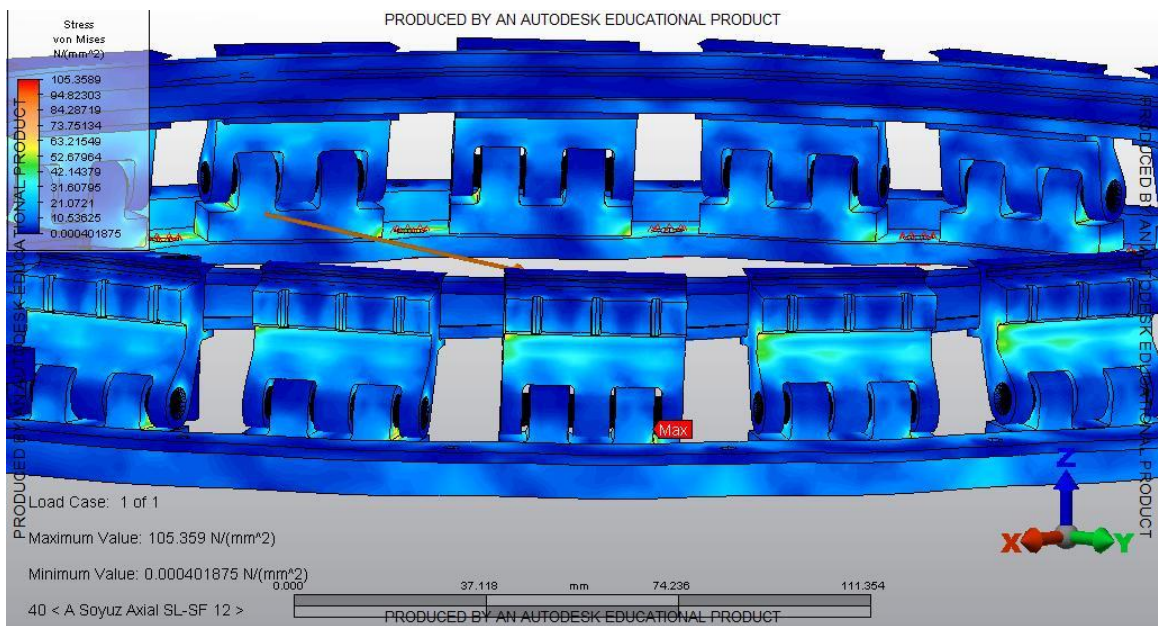


Figura J.12. Respuesta del SS a cargas combinadas de Soyuz, Caso 12.