

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA  
Facultad de Ingeniería



Diseño y fabricación de una estructura para un CubeSat 1U

Trabajo de graduación presentado por  
Byron Rodrigo García Orellana  
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica  
Industrial

Guatemala  
2017



“Diseño y fabricación de una estructura para un CubeSat 1U”

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA  
Facultad de Ingeniería

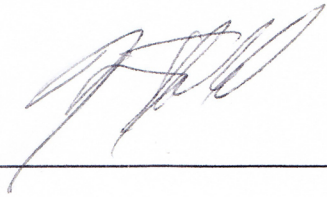


Diseño y fabricación de una estructura para un CubeSat 1U

Trabajo de graduación presentado por  
Byron Rodrigo García Orellana  
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica  
Industrial

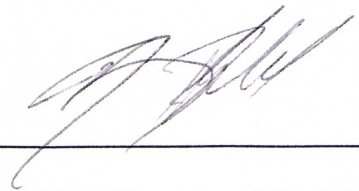
Guatemala  
2017

Vo.Bo.:


(f)  \_\_\_\_\_

Ing. Víctor Hugo Ayerdi Bardales

Tribunal Examinador:

(f)  \_\_\_\_\_

Ing. Víctor Hugo Ayerdi Bardales

(f)  \_\_\_\_\_

Ing. Andrés Rodrigo Viau Najarro

(f)  \_\_\_\_\_

Ing. Rony José Hejarte Estevez

Fecha de aprobación: Guatemala, 5 de diciembre de 2017

# ÍNDICE

	Página
Índice .....	vi
Lista de cuadros .....	vii
Lista de figuras .....	viii
Resumen.....	x
I.  Introducción .....	1
II. Objetivos.....	2
III. Justificación .....	3
IV. Marco teórico .....	4
A. Estándar Cubesat.....	4
B. Administración del riesgo .....	6
C. Tipos de estructura para Cubesats .....	8
D. Diseño mecánico .....	12
E. Manufactura .....	14
F. Ambiente de lanzamiento .....	15
G. Ambiente espacial .....	17
V.  Antecedentes.....	19
VI. Metodología y resultados .....	21
A. Cumplimiento con estándares.....	21
B. Análisis de riesgos y planes de mitigación .....	23
C. Evaluación inicial de estructura.....	27
D. Diseño de estructura .....	29
E. Análisis de Cubesat por elementos finitos.....	40
F. Manufactura de prototipos de estructura .....	54
VII. Conclusiones .....	61
VIII. Bibliografía .....	62
IX. Anexos.....	65

## LISTA DE CUADROS

Cuadro 1. Niveles de probabilidad .....	7
Cuadro 2. Niveles de consecuencias .....	7
Cuadro 3. Comparación entre tipos de estructura .....	12
Cuadro 4. Niveles de vibraciones aleatorias para vehículos de lanzamiento de JAXA ..	16
Cuadro 5. Tasa de despresurización para situaciones de la vida útil de un CubeSat ....	18
Cuadro 6. Resumen de requerimientos clave para la estructura del CubeSat .....	21
Cuadro 7. Valores máximos de dimensiones y masa para un CubeSat 1U .....	22
Cuadro 8. Riesgos asociados con la estructura.....	23
Cuadro 9. Cusas raíz de riesgos asociados con la estructura .....	24
Cuadro 10. Prioridad de causas raíz .....	24
Cuadro 11. Probabilidad y consecuencias de riesgos .....	25
Cuadro 12. Mitigación de causas raíz .....	25
Cuadro 13. Matriz de variables.....	28
Cuadro 14. Matriz de normalización de variables .....	28
Cuadro 15. Matriz de ponderación .....	29
Cuadro 16. Resultados de validación de tornillos .....	36
Cuadro 17. Resumen de presupuesto de masa .....	37
Cuadro 18. Posición de centro de gravedad .....	39
Cuadro 19. Propiedades de materiales presentes en componentes del CubeSat .....	41
Cuadro 20. Primeras cinco frecuencias naturales de CubeSat .....	49
Cuadro 21. Factores de seguridad según el material en estudio y el tipo de análisis ....	51
Cuadro 22. Valores de esfuerzo y factores de seguridad en CubeSat .....	53
Cuadro 23. Herramientas y parámetros de corte.....	56
Cuadro 24. Mediciones realizadas a estructura.....	60

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Especificaciones para una estructura de un CubeSat 1U .....	5
Figura 2. Ejemplo de matriz de riesgo .....	8
Figura 3. Estructura de elemento único printsat .....	9
Figura 4. Estructura de monocasco de punpkin inc. ....	10
Figura 5. Estructura modular de nano avionics.....	10
Figura 6. Estructura basada en tarjetas de complex systems and small satellites .....	11
Figura 7. Niveles de vibraciones aleatorias para vehículos de lanzamiento de JAXA ...	17
Figura 8. Estructura de fase 1 .....	19
Figura 9. Estructura de fase 2 .....	20
Figura 10. Matriz de riesgos asociados con la estructura .....	25
Figura 11. Componentes del CubeSat dentro del cleanbox .....	26
Figura 12. Representación de procedimiento de ensamble .....	26
Figura 13. Estructura de punpkin inc.....	27
Figura 14. Estructura de ISIS .....	27
Figura 15. Estructura de fase 2 .....	28
Figura 16. Estructura de CubeSat UVG .....	31
Figura 17. Comparación de dimensiones del plano x-y entre diseño y estándar .....	31
Figura 18. Comparación de dimensiones del plano y-z entre diseño y estándar .....	32
Figura 19. Dimensiones generales de CubeSat UVG .....	32
Figura 20. Pieza lateral de estructura primaria .....	33
Figura 21. Pieza tope de estructura primaria .....	33
Figura 22. Ensamblaje de estructura de CubeSat UVG .....	34
Figura 23. Ensamble de componentes internos.....	34
Figura 24. Ensamble de componentes externos .....	34
Figura 25. Modelo para validación de tornillos.....	35
Figura 26. Medición de masa de estructura .....	37
Figura 27. Posición de centro de gravedad en plano x-y .....	38
Figura 28. Posición de centro de gravedad en plano x-z .....	38
Figura 29. Posición de centro de gravedad en plano y-z .....	39
Figura 30. Posible posición para puerto de escape .....	40
Figura 31. Modelo del CubeSat para FEA .....	40
Figura 32. Definición de contactos entre piezas para FEA.....	42
Figura 33. Mallado de CubeSat.....	42
Figura 34. Interior de J-SSOD, placa de lanzamiento y rieles.....	43
Figura 35. Configuración de CubeSats dentro del J-SSOD .....	43
Figura 36. Soportes de estructura .....	44
Figura 37. Condiciones para el análisis estático.....	44
Figura 38. Esfuerzos en CubeSat ante cargas de compresión del P-POD/J-SSOD .....	45
Figura 39. Esfuerzos en estructura ante cargas de compresión del P-POD/J-SSOD ....	45
Figura 40. Elemento con esfuerzo máximo en CubeSat ante cargas de compresión del P-POD/J-SSOD.....	46
Figura 41. Parámetros de análisis cuasi-estático en dirección +z.....	47

Figura 42. Esfuerzos en CubeSat ante cargas cuasi-estáticas en dirección +z .....	47
Figura 43. Elemento con esfuerzos máximo en CubeSat ante cargas cuasi-estáticas en dirección +z .....	47
Figura 44. Parámetros de análisis cuasi-estático en dirección +x.....	48
Figura 45. Esfuerzos en CubeSat ante cargas cuasi-estáticas en dirección +x .....	48
Figura 46. Parámetros de vibraciones aleatorias .....	50
Figura 47. Esfuerzos en CubeSat ante aceleraciones aleatorias.....	50
Figura 48. Elemento con esfuerzo máximo en CubeSat ante aceleraciones aleatorias.	51
Figura 49. Prototipo de estructura impreso en 3D .....	54
Figura 50. Preparación de material para maquinado final.....	55
Figura 51. Trayectoria de manufactura en CAM .....	56
Figura 52. Montaje para fabricación de características externas .....	57
Figura 53. Comparación de exteriores entre piezas impresas en 3D y piezas de aluminio.....	57
Figura 54. Montaje para maquinado de características internas.....	57
Figura 55. Comparación entre piezas de tope impresa en 3D y maquinada .....	58
Figura 56. Comparación entre piezas de tope impresa en 3D y maquinada .....	58
Figura 57. Elementos utilizados en manufactura .....	58
Figura 58. Prototipo de estructura en aluminio .....	59
Figura 59. Medición con micrómetro .....	59

## RESUMEN

Los CubeSat son nanosatélites de características estándar capaces de cumplir una misión espacial con objetivos específicos. Con estos satélites se analiza una problemática a la vez, por lo que los requerimientos de componentes, tamaño, tiempo y dinero son reducidos en comparación con los satélites regulares. A partir de este proyecto se pretende obtener un CubeSat 1U que pueda enviarse a pruebas de termo-vacío y vibraciones, y que posteriormente se pueda utilizar para investigación medioambiental. Finalmente, el CubeSat, podría utilizarse para tomar imágenes, desde el espacio, que servirán para determinar la concentración de cianobacteria en el Lago de Atitlán, y que luego de ser analizadas y servirían para tomar decisiones y salvar este recurso natural.

En este módulo se diseñará y fabricará la estructura de un CubeSat bajo el estándar 1U. Esta debe ser capaz de soportar los ambientes mecánicos a los que se someterá el CubeSat y proteger a los demás componentes. Además, deberá servir como medio físico para la integración de todos los módulos utilizando los elementos de sujeción adecuados. Para asegurar que se obtendrá un sistema integrado, y no varios elementos por separado, será necesario que la estructura de diseño en conjunto con los demás subsistemas y con un proceso iterativo.

El diseño se validará con análisis en software y se someterá a pruebas de laboratorios especializados una vez fabricado. A partir de esto se podrá concluir si la estructura cumple con los objetivos trazados y, principalmente, con el estándar definido. De este desarrollo se harán recomendaciones para el siguiente equipo y todos aquellos que quieran incursionar en un proyecto como un CubeSat.

# I. INTRODUCCIÓN

El estándar CubeSat fue desarrollado en el año 1999 en la Universidad Politécnica Estatal de California (CalPoly) y desde entonces ha servido como base para la innovación en el área aeroespacial. Tanto la academia como la industria se han visto involucradas en el desarrollo de satélites con estas características lo que ha llevado al desarrollo de capacidad humana, tecnología y sistemas de operación de satélites. Este estándar ha permitido crear satélites con recursos reducidos, especialmente si compara con los satélites convencionales de alta capacidad y tamaño, pero lo cierto es que los CubeSat pueden ser igual de complejos.

Swartwout (2017) ha creado una base de datos en la que ha identificado hasta 754 misiones espaciales asociadas con CubeSats, lo cual deja de manifiesto la utilidad de estos satélites. El estándar, ha permitido que distintas instituciones y países embarquen en el área aeroespacial, y hasta escuelas y países en vías de desarrollo ya han enviado su primer satélite al espacio. Y es esto precisamente lo que se espera a través del proyecto del CubeSat desarrollado en la Universidad del Valle de Guatemala (UVG), que sea el primer satélite del Guatemala.

El estándar es claro, y a pesar que no ha habido un CubeSat antes en Guatemala, las bases están sentadas para que sea un proyecto alcanzable. La meta es simple, desarrollar un CubeSat que cumpla con el estándar definido, pero alcanzarla no es sencillo. Se debe integrar varios subsistemas con tecnología de vanguardia en un espacio limitado y con un límite de peso, y aunque cumplir con el estándar abre la puerta para enviar el satélite al espacio, el éxito de la misión no está asegurado. Por esto es necesario un equipo multidisciplinario, como el que ha integrado UVG, y una cantidad grande de horas de trabajo y esfuerzo.

Entre todos los componentes que componen al satélite es importante mencionar la estructura. Esta debe establecer los medios de integración para los demás subsistemas, y además debe protegerlos de ambientes gobernados por extremos, como lo son el de lanzamiento y el espacio exterior. Por esto es que el diseño de la estructura es vital para cualquier misión aeroespacial, y cuando se desarrolla el primer satélite de un país, la tarea toma aún más relevancia.

## II. OBJETIVOS

### A. General

Diseñar y fabricar una estructura para un CubeSat 1U en la que los subsistemas se integren eficazmente y soporte los ambientes mecánicos a los que estará sujeta

### B. Específicos

- Definir el diseño para la estructura de un CubeSat 1U que cumpla con los estándares dados por CalPoly y las empresas de lanzamiento espacial
- Establecer la geometría y modos de sujeción para integrar todos componentes del CubeSat
- Verificar que la estructura soporta los ambientes mecánicos a los que está expuesta por medio de simulaciones
- Desarrollar la manufactura del CubeSat diseñado
- Recopilar los parámetros a los que deberá someterse el CubeSat en pruebas de termo-vacío y vibraciones para asegurar que se proveerán al laboratorio que las realizará

### III. JUSTIFICACIÓN

Los CubeSat surgieron a finales de la década de 1990 como una opción para simplificar proyectos aeroespaciales. Al emplear estos se abre la puerta a un mayor número de misiones ya que se reduce la demanda de recursos, componentes, tiempo y dinero, y los proyectos pueden ser independientes. Estos aspectos son los que se pretenden aprovechar en este proyecto para que Guatemala comience a desarrollar sus propias misiones espaciales y a explorar el recurso del espacio.

En Guatemala es de interés especial el estudio de los recursos naturales del país como lagos, bosques, cultivos, etc. sin embargo, actualmente estos estudios se realizan con dificultad, o no se realizan porque requieren de una gran cantidad de recursos. La mayoría de estos fenómenos abarca una amplia área y su análisis requiere un número elevado de tiempo, personal y dinero. Estos análisis se pueden realizar con mayor eficiencia desde el espacio que desde el propio recurso natural, y un CubeSat es una opción para esto. Con un satélite se puede obtener información sobre un fenómeno en toda su extensión (p. e. captarlo por completo en una fotografía) o incluso varios fenómenos al mismo tiempo, lo cual es más conveniente que recabar información focalizada sobre un punto y luego conseguir datos sobre otros varios puntos, integrarlos y luego analizarlos. Con todos estos datos sobre la problemática entonces se pueden coordinar los esfuerzos y tomar decisiones acertadas para salvar este recurso natural.

Por su parte, los CubeSat, son sistemas complejos y requieren la integración de una serie de componentes para cumplir con un objetivo. Entre los elementos que deben desarrollarse está la estructura del satélite que debe cumplir con estándares de dimensiones, peso, materiales, entre otros. Éste módulo debe incorporar eficazmente todos los subsistemas y protegerlos de posibles daños por los distintos ambientes a los que se someterán. Por esto el diseño de la estructura es un factor fundamental para éxito de la misión del satélite y debe desarrollarse de la mejor manera posible.

Es importante mencionar que el módulo de Estructura ya se ha desarrollado en años anteriores, y se llegó a tener un prototipo en donde se integraba con otros módulos, pero no era funcional. En la fase actual el diseño de la estructura debe ser reevaluado para la reducción de masa y para incorporar otros componentes, como los paneles solares y antenas de comunicación, que no estaban disponibles anteriormente. Además, se debe integrar la protección térmica y adaptarse a los cambios que surgen de otros módulos o con respecto a las condiciones que aplican directamente a la estructura del CubeSat. Con esto se pretende contar con un prototipo funcional al final de esta fase con todos los subsistemas integrados.

## IV. MARCO TEÓRICO

### A. ESTÁNDAR CUBESAT

1. **Generalidades.** Un CubeSat es un nanosatélite que se basa en el estándar desarrollado por California Polytechnic State University (CalPoly). Esta norma se puede encontrar en el documento “CubeSat Design Specification” (CDS) y en ella se especifican las características que todo CubeSat debe tener. Luego de la publicación del CDS se derivó un estándar homólogo y es el de la Agencia de Exploración Espacial de Japón (JAXA), conocido como “JEM Payload Accommodation Handbook” (JPAH). Ambos, comparten la mayoría de sus requerimientos, y sólo cambian algunos que se relacionan con el vehículo de lanzamiento del CubeSat.

El estándar CubeSat define los requerimientos mecánicos, eléctricos, operacionales y de prueba con los que debe cumplir este tipo de satélites. Entre los requerimientos mecánicos se mencionan las dimensiones, masa y materiales. Los eléctricos tienen relación con la cantidad de energía a almacenar y el uso de interruptores de seguridad. Por su parte los requisitos operacionales, tienen relación con la comunicación y el control de los CubeSats. Y, por último, los requerimientos de prueba mencionan que el satélite debe ser puesto a prueba según el ambiente esperado en el espacio (termovacio), el ambiente de lanzamiento (principalmente vibraciones) y los requisitos del vehículo de lanzamiento. Por lo tanto, todo CubeSat debe cumplir con todos estos requisitos y el diseño debe ser motivado por los mismos. (CalPoly, 2009)

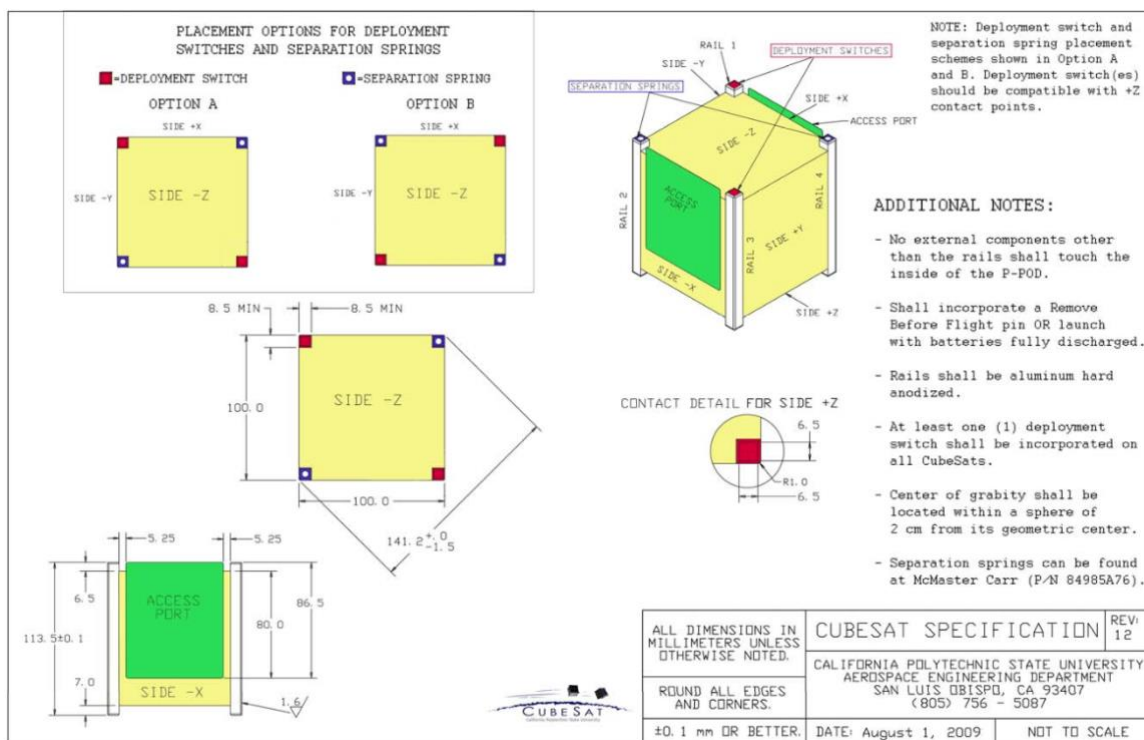
El estándar CubeSat contempla la capacidad de escalar estos satélites. La base de cualquier CubeSat es un diseño 1U que se relaciona con el CubeSat de menores dimensiones y masa, y representa una unidad básica. El CDS define claramente las características de esta unidad básica (con forma de cubo) así como las propiedades de sus escalas. A medida que se va haciendo más grande el satélite, es decir, conforme se van agregando más unidades, el CubeSat pasa a ser 2U (dos unidades), 3U, 4U, etc. Es importante mencionar que conforme se escala el diseño las prestaciones del mismo se hacen mayores, pero también el costo y la complejidad, por lo que es importante encontrar el balance adecuado para la misión que se quiera emprender con el satélite. (CalPoly, 2009)

2. **Requerimientos clave para el desarrollo de una estructura para un CubeSat.** El estándar CubeSat presenta un amplio número de requerimientos con los que todo CubeSat debe cumplir, sin embargo, sólo algunos son aplicables al módulo de la estructura. Estos se encuentran entre los requerimientos mecánicos y requerimientos de prueba, en el CDS de CalPoly o en el JPAH de JAXA. Es importante mencionar que todos estos requerimientos se deben

cumplir, pero hay algunos que destacan y estos son los requerimientos clave para el desarrollo de una estructura para un CubeSat.

Un requerimiento clave es el que se relaciona con las dimensiones externas de un CubeSat, que es presentado en una figura en CDS de CalPoly (requerimiento CDS-2.2.3). En conjunto con este requerimiento se presentan restricciones sobre las tolerancias en las dimensiones de la estructura (CDS-2.2.4, 2.2.5) y la posición de los componentes por fuera del CubeSat (CDS-2.2.6). Según estos requerimientos las dimensiones externas de un CubeSat son de  $100.0 \pm 0.1$  mm (en dirección X y Y) y de  $113.5 \pm 0.1$  mm (en dirección Z) y los componentes no deben exceder 6.5 mm en la dirección normal de las paredes externas del satélite. Estos requerimientos son clave para definir las dimensiones de la estructura del CubeSat. (CalPoly, 2009)

Figura 1. Especificaciones para una estructura de un CubeSat 1U



Tomado de: CubeSat Design Specification, CalPoly (2009)

Otro requerimiento clave es el que limita la masa de un CubeSat 1U. Según este requerimiento (CDS-2.2.15) la masa máxima deberá ser de 1330 g, y está acompañado por otro requerimiento (CDS-2.2.17) que especifica que el centro de gravedad deberá estar dentro de una esfera de 20 mm desde el centro geométrico del CubeSat. Estos requerimientos son clave para definir la masa del satélite. (CalPoly, 2009)

Otro requerimiento clave indica los materiales a utilizar en la estructura del CubeSat. Este (CDS-2.2.19) menciona que los materiales en la estructura deben ser aluminio 7075 o 6061, y adicional a esto se debe anodizar los rieles de la estructura (CDS-2.2.20). Son estos requerimientos los clave para definir los materiales de la estructura del CubeSat. (CalPoly, 2009)

Otro requerimiento clave guarda relación con las pruebas mecánicas de aceleración y vibraciones que se deben realizar al CubeSat. En el CDS (2005) se hace referencia a un documento de la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio de los Estados Unidos (NASA, por sus siglas en inglés) conocidos como “General Environmental Verification Standard” (GEVS) para resolver este aspecto. Por su parte, el JPAH (2015) sí da los parámetros para estas pruebas directamente. En ambos casos se establecen los parámetros de carga para estas pruebas empleando gráficas o cuadros que comparan el nivel intensidad de vibración contra la frecuencia. En este caso al considerar ambos documentos se logra definir los parámetros de carga para las pruebas de mecánicas de un CubeSat.

## B. ADMINISTRACIÓN DEL RIESGO

Uno de los aspectos más importantes en misiones espaciales es la administración del riesgo. Esto requiere que se haga una evaluación de los riesgos asociados con una misión, que se establezcan planes de mitigación y se les dé seguimiento. Brumbaugh y Lightsey (2013) proveen una metodología simple y de bajo costo para la administración del riesgo enfocada a misiones de CubeSats universitarios, la cual fue aplicada en este proyecto. Esta es una práctica que permite identificar los riesgos en una etapa temprana del proyecto y los planes para manejarlos adecuadamente.

La metodología da una guía para establecer los riesgos de toda la misión, pero en este caso se hará énfasis en los riesgos asociados con la estructura. Como primer punto está identificar cómo se debe desarrollar la misión, lo cual para la estructura comienza desde el maquinado de las piezas. Luego de ser fabricada la estructura deberá ser ensamblada y luego transportada al lugar de lanzamiento, donde se colocará en el mecanismo y vehículo de lanzamiento y luego será enviada a la estación espacial. En la estación espacial se colocará en la plataforma para poner en órbita a la estructura, y después se pondrá en órbita. Después estará en órbita por cerca de seis meses y luego los componentes comenzarán a fallar hasta que finalmente el CubeSat se destruya en la atmósfera. A partir de este concepto de operaciones (ConOps) se puede identificar una serie de riesgos. (Brumbaugh & Lightsey, 2013)

Luego de la identificación de riesgos se debe proceder a identificar las posibles causas raíz de cada riesgo. Para esto Brumbaugh y Lightsey (2013) sugieren que se utilice el conocimiento y

experiencia del equipo de trabajo, pero también que se revisen datos históricos de CubeSats con misiones o componentes similares. Estas recomendaciones también son aplicables para el siguiente paso, que es establecer las probabilidades y consecuencias para cada causa raíz, las cuales deberán traducirse a una ponderación de 1 a 5, según sea el caso (ver Cuadro 1 y 2). Luego se debe establecer una prioridad para cada causa raíz, nuevamente según criterio y/o datos históricos, y esto servirá para establecer la probabilidad y consecuencia de cada riesgo, que podrá estar compuesto por una o varias causas raíz. Si se cuenta con una causa raíz entonces el riesgo tiene los mismos valores que la causa raíz, mientras que si está compuesto por varias causas entonces es preferible utilizar un promedio ponderado por la prioridad de cada causa raíz.

*Cuadro 1. Niveles de probabilidad*

Nivel	Probabilidad	Valor
1	Nada probable	~10%
2	Poco probable	~30%
3	Probable	~50%
4	Muy probable	~70%
5	Altamente probable	~90%

*Tomado de: Brumbaugh y Lightsey (2013)*

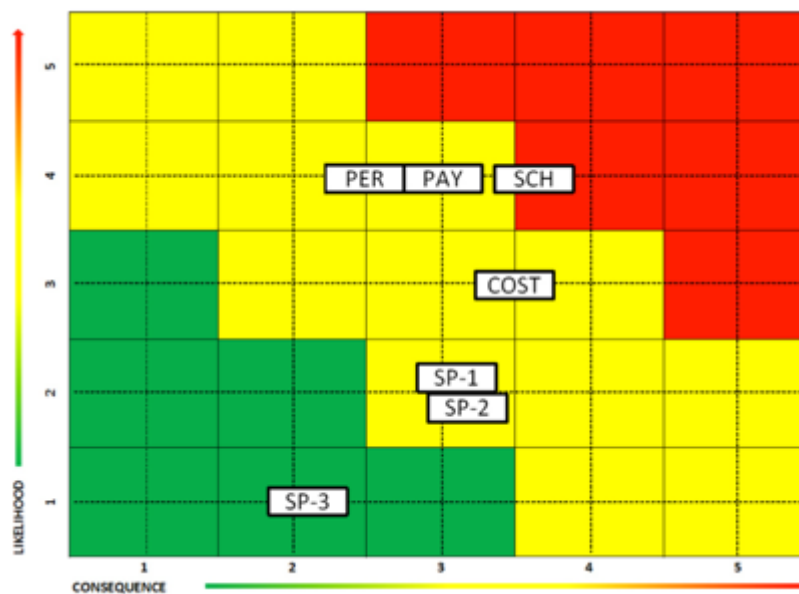
*Cuadro 2. Niveles de consecuencias*

Nivel	Consecuencia
1	Nada o mínima consecuencia de desempeño
2	Pequeña reducción en desempeño; impacto en objetivos
3	Mediana reducción de desempeño; alto impacto objetivos
4	Alta reducción de desempeño; impacto en misión
5	Severa reducción de desempeño; alto impacto en misión

*Tomado de: Brumbaugh y Lightsey (2013)*

Posterior a esto es recomendable representar de forma gráfica los riesgos, al situar cada riesgo según los valores que presente en una matriz de 5x5. En el eje vertical de la matriz se suele colocar la probabilidad y en el eje horizontal la consecuencia. En esta matriz de riesgo se deberá definir áreas de alta, media y baja, generalmente de color rojo, amarillo y verde, respectivamente. (Brumbaugh & Lightsey, 2013)

Figura 2. Ejemplo de matriz de riesgo



Tomado de: Brumbaugh y Lightsey (2013)

Una vez se termina el proceso anterior entonces se debe definir los planes de mitigación para cada riesgo. Para esto Brumbaugh y Lightsey (2013) recomienda cuatro posibles acciones: evitar, controlar, transferir o aceptar. Para evitar un riesgo se deberá eliminar la causa raíz, para controlarlo se debe reducir la probabilidad o consecuencia de cada causa raíz, para transferirlo se debe otorgar a algún subsistema o entidad externa más la responsabilidad de lidiar con ese riesgo, y finalmente asumirlo implicar identificar un riesgo que no se puede mitigar y solamente documentar sus posibles causas o consecuencias.

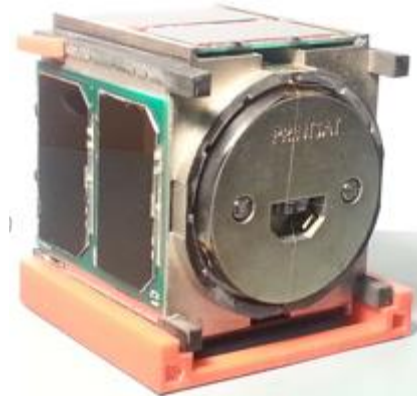
## C. TIPOS DE ESTRUCTURA PARA CUBESATS

1. Estructura de elemento único. Este tipo de estructura se basa en un elemento único para resistir las cargas y también acomodar todos los componentes del CubeSat. La fabricación de estas estructuras requiere de máquinas de manufactura de la más alta tecnología y precisión, como de Sinterizado de Metal o Control Numérico Computarizado (CNC). Por lo tanto, el costo de manufactura es elevado y además requiere de un operador capacitado para llevar a cabo el proceso. (NASA, 2015)

Las estructuras de elemento único presentan la ventaja de ser modeladas específicamente para la misión y los componentes del satélite. Además, al ser una única pieza las cargas mecánicas se distribuyen manera fluida por lo que los requerimientos de materiales son menores. También, presentan la ventaja de eliminar algunos elementos para sujetar piezas, por lo que también se

reduce la masa. Entre las desventajas de estas estructuras está la dificultad y el costo de manufactura, y también el hecho de que deben ser desarrolladas para una misión específica. (NASA, 2015)

*Figura 3. Estructura de elemento único Printsat*



*Tomado de: Printsat, Montana State University (2017)*

2. Estructura de monocasco. Este tipo de estructura cuenta con un casco externo único, también conocido como monocasco, para resistir las cargas mecánicas y con una estructura interna para sujetar los componentes del satélite. El monocasco por lo general es formado por métodos de manufactura como el extruido, el troquelado y doblado, maquinado CNC y corte láser. (NASA, 2015)

Este tipo de estructura es el más común en los CubeSat debido a su alta disponibilidad en el mercado y la herencia de vuelo que presenta. El ejemplo más significativo de este tipo de estructura es el de la empresa de Pumpkin, Inc. que cuenta con un monocasco con recortes de material, para reducir la masa, y una torre de tarjetas electrónicas. El casco externo es considerado como la estructura principal del sistema y es una lámina delgada (con espesores entre 1 y 3 mm) que se une con la estructura secundaria (torre de electrónicos) utilizando tornillos. (NASA, 2015)

Las ventajas de estas estructuras son la simplicidad del diseño y la elevada resistencia mecánica ya que el monocasco soporta la mayoría de las cargas. Las desventajas son que se necesita de una estructura secundaria y elementos mecánicos para ensamblar los electrónicos, y la dificultad de acceso a los electrónicos, ya que para trabajar en uno se debe desintegrar la torre de tarjetas. (NASA, 2015)

*Figura 4. Estructura de monocasco de Pumpkin Inc.*



*Tomado de: Cubesat Kit, Pumpkin Inc. (2017)*

**3. Estructura modular.** Las estructuras modulares están basadas en una estructura principal que se puede subdividir en varias subestructuras de menor tamaño, que a su vez pueden ser conformadas por varias piezas. Estos elementos forman la estructura principal del satélite y principalmente deben resistir las cargas mecánicas a las que está sujeto el CubeSat. Las estructuras modulares por lo general están acompañadas de una estructura secundaria que las asiste en soportar las cargas o los componentes y que también facilitan la unión entre subestructuras. Los módulos son comercializados por varias empresas por lo que la disponibilidad de las mismas es relativamente alta. (NASA, 2015)

Las ventajas de este tipo de estructura es la facilidad para escalar en el proyecto, al igual que la posibilidad de trabajar en paralelo los componentes dentro de las subestructuras para luego unirlos. La desventaja más significativa de estas estructuras es que al ser varios elementos mecánicos se requieren tornillos u otros elementos para unirse, por lo que aumenta la masa y también suele disminuir la resistencia de la misma. (NASA, 2015)

*Figura 5. Estructura modular de Nano Avionics*



*Tomado de: Cubesat Structure, Nano Avionics (2017)*

4. Estructura basada en tarjetas. Estas estructuras están conformadas por varias piezas que cuentan con ranuras o pestañas para alojar las tarjetas electrónicas. Estas estructuras se pueden encontrar con menor frecuencia, pero ofrecen algunas alternativas importantes para los desarrolladores de CubeSats. (NASA, 2015)

Entre las ventajas que presenta este tipo de estructura está la facilidad de acceso a las tarjetas electrónicas, ya que estas son mecánicamente independientes entre sí (sólo se debe desconectar el cableado) y también son térmicamente independientes. Otra ventaja que presenta es la disponibilidad de espacio extendida, con relación a las otras estructuras, ya que se elimina la necesidad de tornillos interiores y esto presenta la ventaja también de reducir masa. Las desventajas de estas estructuras son la disponibilidad, ya que hay un número reducido de fabricantes, y la complejidad para cambiar el diseño, una vez hechas las ranuras o pestañas ya no se pueden cambiar de posición y la altura de las tarjetas queda definida. (NASA, 2015)

*Figura 6. Estructura basada en tarjetas de Complex Systems and Small Satellites*



*Tomado de: 3U Cubesat Structure, Complex Systems and Small Satellites (2017)*

Cuadro 3. Comparación entre tipos de estructura

Tipo de estructura	Ventajas	Desventajas
Elemento único	Reducción de peso	Complicada manufactura
	Alta personalización	Baja oferta en mercado
	Alta resistencia	Alto precio
Monocasco	Alta oferta en mercado	Necesidad de elementos secundarios
	Herencia de vuelo	Dificultad de acceso a electrónicos
	Alta resistencia	
Modular	Alta oferta en mercado	Necesidad de elementos secundarios
	Herencia de vuelo	Resistencia limitada
	Alta personalización	
Basada en tarjetas	Reducción de peso	Baja oferta en mercado
	Alta personalización	Alto precio
	Alta resistencia	

## D. DISEÑO MECÁNICO

1. **Conceptos básicos.** El diseño mecánico se basa en asegurar que un elemento soporte las cargas a las que está sujeto durante su ciclo de vida. Para esto es importante conocer la fuerzas y perturbaciones que afectarán al componente y los materiales que lo componen, y cuando no es posible conocer esto a detalle se deben tomar las provisiones necesarias. El diseño debe buscar que el esfuerzo que se induce en el elemento sea menor que la resistencia del material que lo compone, y al lograr esto el elemento funcionará como debe y durante el período que se necesite. (Budynas, 2011)

La resistencia es una propiedad que corresponde a un material en sí y que puede modificarse con algún proceso específico. Esta característica puede verse modificada por procesos de tratamiento térmico, trabajo en caliente (forjado, laminado, etc.), el formado en frío o algún tratamiento superficial. Un mismo material puede tener distintas resistencias antes distintas cargas y es normal considerar la resistencia a tensión, resistencia al corte y la resistencia última, las cuales durante el diseño se comparan con los esfuerzos esperados. (Budynas, 2011)

Budynas (2011) menciona que el esfuerzo es “una propiedad de estado en un punto específico dentro de un cuerpo” y que está en función de otros aspectos como las cargas, la geometría, la temperatura y el proceso de manufactura de una pieza. En el diseño mecánico se suele identificar el punto crítico, el lugar con esfuerzo más alto dentro de un material, y se compara ese valor con la resistencia del mismo. De esta manera se puede tener un análisis con un alto grado de exactitud sin tener que analizar por completo una pieza, lo cual reduce la complejidad del estudio. Para

dicho análisis es importante considerar el tipo de carga y esfuerzo al que está sometido el material para así compararlo con el valor de resistencia adecuado. Como se mencionó antes, el propósito del diseño es asegurar que ese esfuerzo es menor que la resistencia del material en un cierto factor.

2. **Teorías de falla.** En el diseño mecánico existen varias teorías que evalúan el estado de falla de un elemento. El análisis se puede asociar con fallas estáticas, donde existen cargas constantes durante el tiempo de estudio, o con fallas por fatiga, donde la carga varía en el tiempo. Existen varias teorías aplicables para ambos casos, pero una de las que más resaltan es la de Energía de Distorsión. Con esta teoría se desarrolla un concepto que expresa “los esfuerzos múltiples sobre un elemento de esfuerzo en un esfuerzo equivalente” conocido como el esfuerzo de von Mises. Este esfuerzo puede considerar los esfuerzos planos de tensión (y compresión) y de corte, y es por esto que se toma como un esfuerzo equivalente sobre un elemento dado. (Budynas, 2011)

3. **Factor de seguridad.** El factor de seguridad (FS) denota la relación entre la resistencia del material y el esfuerzo inducido sobre una pieza. Este factor determina si el diseño es adecuado para una aplicación dada y se suele definir basado en estándares, o bien, en la experiencia del diseñador. Si el FS mínimo está basado en estándares entonces se debe cumplir con este el 100% de las veces, pero en aplicaciones que no son críticas, p. e. en un cable que soporta un adorno, el FS es una buena práctica, una guía, y su cumplimiento queda a criterio del diseñador.

*Ecuación 1. Ecuación de factor de seguridad*

$$\text{Factor de Seguridad} = \frac{\text{Resistencia de material}}{\text{Esfuerzo}}$$

4. **Análisis por elementos finitos.** Esta técnica es utilizada ampliamente en ingeniería para evaluar sistemas con un alto nivel de complejidad. Con los análisis por elementos finitos (FEA, por sus siglas en inglés) se analiza el comportamiento de un elemento en un ambiente dado. Con este método se obtienen soluciones aproximadas de las situaciones que se analicen, lo cual suele representar una ventaja si obtener una solución exacta requiere de extensos cálculos o conocimientos avanzados. En los últimos años se ha desarrollado software que se basa en FEA y permiten modelar un sistema y analizarlo en computadora de manera sencilla. (Moaveni, 2008)

Los FEA suelen utilizarse para estudiar los esfuerzos y deformaciones que experimenta un elemento, para obtener el perfil de temperatura de un componente, para analizar el movimiento de un vehículo dentro de un fluido o para evaluar aspectos de electromagnetismo. Estos estudios

tienen la ventaja de requerir menos recursos que las pruebas especializadas de laboratorios, pero, como se mencionó antes, sólo proveen una solución aproximada. Por lo tanto, cuando existen componentes con un alto grado de criticidad se suelen evaluar primero con FEA, y si es necesario se refina el diseño, para finalmente ser validados con pruebas de laboratorio, mientras que si un elemento tiene menor criticidad se puede utilizar sólo uno de estos métodos. (Moaveni, 2008)

## E. MANUFACTURA

1. **Generalidades.** Se conoce como manufactura al proceso de fabricación en cual de alguna forma se interviene manualmente. En la actualidad la intervención de las personas cada vez es menor pero siempre hay un cierto grado de participación ya sea en el diseño, en la preparación, en la fabricación o procesos posteriores. En este caso cuando se habla de manufactura se hace referencia al maquinado de metales, es decir, los procesos de remoción de material con máquinas herramienta. (Groover, 2007)

Entre los procesos de maquinado destacan el fresado y el taladrado. En el fresado se utiliza una herramienta con varios filos (fresa) que gira a altas velocidades para remover el material de una pieza, y el giro y el avance de la herramienta se dan en ejes perpendiculares. En el taladrado la herramienta gira y avanza sobre el mismo eje, y la herramienta suele conocerse como broca. Con estas dos operaciones se fabrica un gran número de los elementos que se encuentran actualmente en los objetos cotidianos, máquinas y vehículos de la actualidad. (Groover, 2007)

Como se mencionó antes en el maquinado cada vez es menos la intervención manual. Ahora hay maquinaria de alta tecnología con la capacidad de seguir códigos y darle forma a la pieza de forma automatizada, y hasta de hacer cambios de herramienta de forma automática, conocida como Centros de Maquinado. A este método de fabricación se le conoce como manufactura asistida por computadora (CAM), y es posible de utilizarlo en máquinas CNC. (Groover, 2007)

2. **Parámetros de corte.** En el maquinado existe una serie de parámetros que definen las operaciones de maquinado y gobiernan el movimiento relativo entre la herramienta y la pieza de trabajo. Entre estas condiciones de maquinado destacan la velocidad de corte ( $v$ ), el avance ( $f$ ) y la profundidad de corte ( $d$ ). Autodesk (2014) indica que existen varios métodos para el cálculo de estos parámetros, pero también menciona que los operadores con experiencia son capaces de ajustarlos solamente escuchando y observando el proceso de maquinado.

Uno de los métodos para la selección de parámetros de corte tiene que ver con los proveedores de herramienta. Al evaluar un diseño y características (material, dimensiones, etc.)

de una pieza a maquinar se puede tener una idea de las herramientas a utilizar, su tipo, su material, su diámetro y otros aspectos. Con esta aproximación se puede utilizar un catálogo de herramienta para encontrar los parámetros de corte. Widia (2017), proveedor de herramientas para maquinado, presenta en su Catálogo Maestro este método para seleccionar las condiciones de corte. En ocasiones es necesario partir de alguna característica p. e. el diámetro de la herramienta y con de este utilizar ecuaciones para el cálculo de los demás parámetros de corte.

## F. AMBIENTE DE LANZAMIENTO

1. **Generalidades.** Todo CubeSat es llevado al espacio como carga secundaria de un cohete comercial. Es así como un CubeSat se somete a un ambiente de lanzamiento que depende directamente del vehículo de lanzamiento y del lugar donde se aloje. Normalmente estos satélites viajan dentro del artefacto de despliegue, ya sea el de CalPoly, “Poly Pico Orbital Deployer” (P-POD) o el de JAXA, “JAXA’s JEM Small Satellite Orbital Deployer” (J-SSOD), y son los que terminan por definir el ambiente al que se expone el CubeSat durante el lanzamiento. (CalPoly, 2009) (JAMSS, 2015)

En este caso es de espacial interés considerar los aspectos del lanzamiento que afectan a la estructura del CubeSat. El estándar CDS y el JPAH proveen datos para cuantificar el efecto del lanzamiento sobre el satélite y estos fueron tomados para definir el ambiente de lanzamiento. Por su parte, el CDS, provee una parte de los datos necesarios y luego hace referencia al GEVS, mientras que el JPAH presenta toda la información necesaria. Es así como ambos estándares definen las cargas estáticas, por aceleración y por vibraciones a las que se expone el CubeSat. (CalPoly, 2009) (JAXA, 2015)

2. **Cargas estáticas.** El CubeSat será sometido a cargas estáticas desde el momento en que se coloque dentro del mecanismo lanzador, esto es, el P-POD o el J-SSOD. Ambos mecanismos utilizan un resorte para poner en órbita a los CubeSats dentro de ellos, que pueden ser hasta 3, pero también deben asegurar que éstos no saldrán antes de ser necesario, y para esto utilizan una puerta. Entonces los CubeSat son presionados dentro del mecanismo entre la puerta de evacuación y el resorte. El estándar JPAH indica que esta compresión es el equivalente a aplicar una carga de 46.6 N sobre cada uno de los rieles de CubeSat, y está presente hasta que el CubeSat es lanzado a su órbita determinada. (CalPoly, 2009) (JAXA, 2015)

3. **Cargas por aceleración.** Los estándares CDS y JPAH mencionan que el CubeSat será sometido a aceleraciones del orden de los 18 G. Sin embargo, estas aceleraciones varían alrededor de este valor, en ligeras magnitudes, y eso causa vibraciones en frecuencias bajas, lo

cual se conoce como cargas cuasi-estáticas. Normalmente estas cargas suelen analizarse tomando en cuenta el valor más alto (18.1 G) por lo que al realizar pruebas con este valor se tomará el efecto de estas cargas sobre el CubeSat. (JAXA, 2015)

4. Cargas por vibraciones. Distintos factores del vehículo en el que el CubeSat es llevado al espacio dan lugar a vibraciones. Algunos de estos aspectos son la continua explosión del combustible del cohete, el arrastre sobre este o el ruido que todo este proceso genera. Estos actúan de manera continua sobre el CubeSat, pero varían de forma aleatoria entre distintos instantes del lanzamiento. Estas cargas son conocidas como vibraciones aleatorias y por lo general son las que más pueden afectar a un CubeSat.

El estándar JPAH provee datos sobre vibraciones aleatorias para distintos vehículos de lanzamiento. En este caso, al no saber en cual se lanzará el satélite, se buscó cumplir con el peor de los casos. El documento GEVS menciona un criterio y es el del factor de involucramiento el cual corresponde a tomar el valor más alto para una frecuencia específica y construir el espectro de vibraciones con base en esto. Esto permite tomar los datos de varios vehículos de lanzamiento y aplicar los valores de vibración más altos para cualquier frecuencia dada. (NASA, 2013)

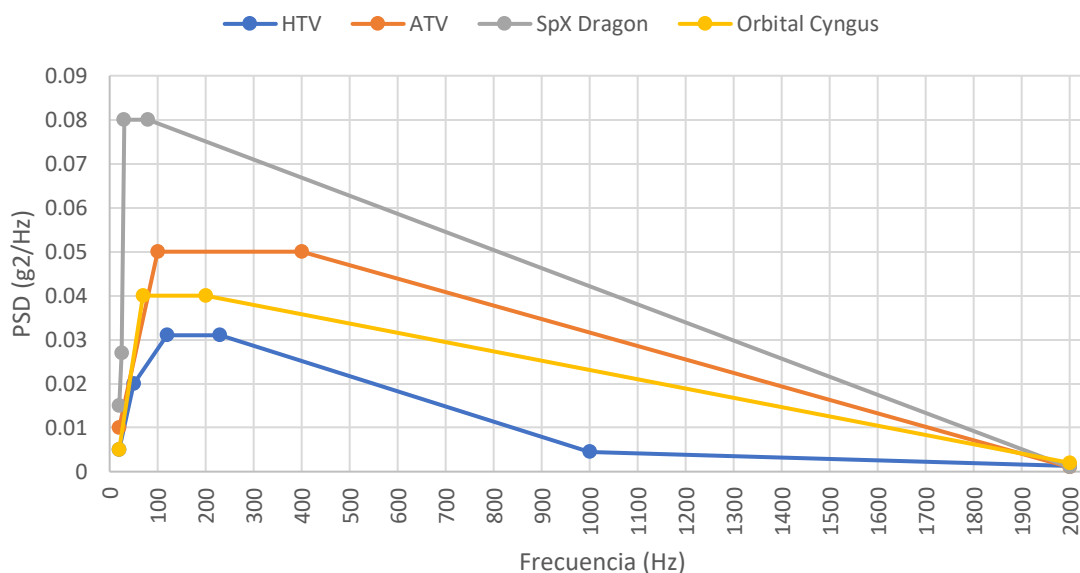
*Cuadro 4. Niveles de vibraciones aleatorias para vehículos de lanzamiento de JAXA*

HTV		ATV		SpX Dragon		Orbital Cyngus	
Frecuencia (Hz)	PSD (g <sup>2</sup> /Hz)	Frecuencia (Hz)	PSD (g <sup>2</sup> /Hz)	Frecuencia (Hz)	PSD (g <sup>2</sup> /Hz)	Frecuencia (Hz)	PSD (g <sup>2</sup> /Hz)
20	0.005	20	0.01	20	0.015	20	0.005
50	0.02	100	0.05	25.6	0.027	70	0.04
120	0.031	400	0.05	30	0.08	200	0.04
230	0.031	2000	0.001	89	0.08	2000	0.002
1000	0.0045			2000	0.001		
2000	0.0013						
Promedio (grms)	4	Promedio (grms)	5.48	Promedio (grms)	4.06	Promedio (grms)	4.4
Duración (s)	60	Duración (s)	60	Duración (s)	7.2	Duración (s)	60

*PSD= densidad de espectro de vibraciones; GRMS= raíz cuadrada media de aceleración*

Tomado de: JAXA (2015)

Figura 7. Niveles de vibraciones aleatorias para vehículos de lanzamiento de JAXA



Es importante mencionar que éste Ambiente de Lanzamiento es el que se debe replicar tanto en el análisis de software como en las pruebas de vibraciones a desarrollarse en los laboratorios especializados. Adicional a estos parámetros se deberá considerar cualquier requerimiento especial del vehículo de lanzamiento que, para el momento en que se elaboró este trabajo de graduación, aún era desconocido.

## G. AMBIENTE ESPACIAL

El ambiente espacial considerado para un CubeSat está asociado con las Órbitas Bajas Terrestres (LEO, por sus siglas en inglés). Estas órbitas presentan alturas entre 300 y 900 km sobre la superficie de la Tierra, en donde la densidad de la atmósfera es reducida, y ya no ofrece una protección extendida. Esto da lugar a que los CubeSats se vean afectados por la radiación espacial, temperaturas extremas y también un ambiente cercano al vacío. (Griffin & French, 2004)

En una órbita LEO un satélite está expuesto a la radiación espacial la cual reduce la vida útil de los componentes del CubeSat. Los efectos de la radiación espacial se han medido y documentado en varias misiones en y se ha determinado que un CubeSat en LEO sí se ve afectado por estas emisiones, específicamente en un área conocida como la Anomalía del Atlántico Sur. Los fenómenos físicos asociados con la radiación espacial están fuera del alcance de este documento, pero sí es importante considerar que es una de las causas por las que la vida útil de un CubeSat se limita normalmente a 1 o 1.5 años (Griffin & French, 2004)

En LEO un CubeSat está expuesto a condiciones de transferencia de calor y temperatura extremas. En una parte de la órbita el satélite puede ganar calor a una tasa alta, cuando el sol lo impacta directamente, y en otra parte, cuando el satélite está en eclipse (en la sombra de la Tierra) puede incluso hasta perderlo. Todo esto causa que los CubeSat se vean expuestos a un rango de temperatura amplio, en un rango cercano a 150 Celsius y -150 Celsius. Estos aspectos hacen necesario que en conjunto a la estructura se asocie un módulo de Análisis Térmico para regular la temperatura, y en este satélite sí fue considerado, pero no forma parte de este documento. (Griffin & French, 2004)

En LEO los satélites están expuestos a un ambiente de vacío,  $10^{-4}$  a  $10^{-6}$  Pa, y se debe considerar para efectos de despresurización. A medida que la atmósfera se va haciendo menos densa la presión va cambiando, por lo que un objeto que va de la Tierra al espacio sufrirá un cambio de presión considerable. En el JPAH se muestra una tasa de despresurización para distintas etapas del lanzamiento del CubeSat y también para cuando se hace el despliegue final al espacio. Estas tasas de despresurización se deben tomar en consideración para el diseño del satélite e incorporar rendijas o escapes, y así evitar explosiones (o implosiones) como las que se presentan en un cilindro con algún gas a presión. (CalPoly, 2009)

*Cuadro 5. Tasa de despresurización para situaciones de la vida útil de un CubeSat*

Situación	Tasa de despresurización (kPa/s)
Vehículo de lanzamiento	1.33
Dentro de Estación Espacial	0.878
Dentro de Escotilla para espacio	1.0

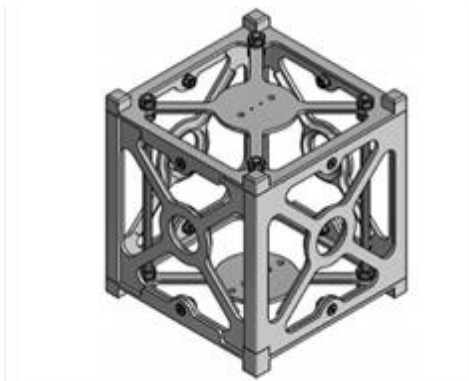
Es importante mencionar que este Ambiente Espacial es el que se debe replicar en las pruebas de termo-vacío en laboratorios especializados. Los parámetros de temperatura deberán ser definidos por el subsistema de Análisis Térmico del CubeSat UVG, por lo que lo concerniente con la estructura son los parámetros de vacío y despresurización.

## V. ANTECEDENTES

Este trabajo de graduación recopila el esfuerzo de dos años (2016 y 2017) y se extiende a partir del Megaproyecto: CubeSat. Es importante mencionar que previo a este trabajo ya se había desarrollado este subsistema, en las Fases 1 y 2 del Megaproyecto, y fue desde este punto del cual se partió.

En el año 2013 se comenzó con el Megaproyecto CubeSat en su Fase 1, y el módulo de Estructura se trabajó en conjunto con el Térmico como uno solo, denominado como el subsistema Mecánico. En esa fase se propuso un diseño para la estructura que lograba integrar los componentes del CubeSat y que cumplía con la mayoría requerimientos establecidos por CalPoly. La estructura se basaba en la producida por la empresa Pumpkin, Inc., pero se adaptó a las necesidades del CubeSat en desarrollo y también a las capacidades de fabricación de la Universidad. El resultado fue el diseño de estructura modular compuesta por placas que daban la forma necesaria y que usaba tornillos para dar resistencia a la estructura.

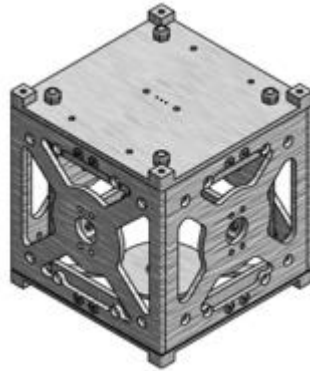
*Figura 8. Estructura de fase 1*



*Tomado de: CubeSat fase 1, Miranda et al. (2014)*

En la Fase 2 del Megaproyecto se partió del diseño propuesto en la Fase 1. Sin embargo, en esta fase se modificó el diseño ya que se agregaron más componentes, otros cambiaron, y también se encontraron dificultades en la fabricación. En general, la estructura mantenía el mismo concepto, es decir, seguía utilizando placas y tornillos como elementos principales, pero aumentó el espesor de las placas y por lo tanto su masa. Esta estructura se llevó a fabricación y permitió tener una mejor idea del proceso de manufactura y, a pesar de contar con un producto, se tenía en mente que estaba al borde de las limitaciones de masa y que el diseño podría cambiar nuevamente.

Figura 9. Estructura de fase 2



Tomado de: CubeSat fase 2, Escobar et al. (2014)

Del trabajo de estas dos primeras fases se extrajeron algunos lineamientos importantes como el material a utilizar y la experiencia en la manufactura. En la Fase 2 se definió, a través de una matriz de decisión, que el material más adecuado para la estructura es la aleación de aluminio 7075. En esta fase también se identificó que a partir de un espesor de pieza de 3 mm el proceso de manufactura se complica por lo que era recomendable maquinar elementos con espesores mayores. Estos dos aspectos se tomaron como elementos clave para el diseño de la estructura.

## VI. METODOLOGÍA Y RESULTADOS

### A. CUMPLIMIENTO CON ESTÁNDARES

1. **Requerimientos.** Para el momento en que este trabajo de graduación se realizó aun desconocía el vehículo de lanzamiento en el cuál viajaría el CubeSat, por lo tanto, se trabajó con los dos estándares mencionados antes, CDS y JPAH. Es importante mencionar que cuando los requerimientos eran iguales se tomaron del CDS, por ser la base, y cuando sí había diferencias se tomaron los requerimientos de ambos documentos. De esta manera se aseguró desde el diseño que la estructura cumpliera con todos los casos y así evitar problemas posteriores cuando se defina el vehículo en cual se lanzará el satélite.

*Cuadro 6. Resumen de requerimientos clave para la estructura del CubeSat*

ID	Requerimiento	Fuente	
RQ-01	La configuración y dimensiones físicas del CubeSat deben cumplir con el estándar	CDS JPAH	y
RQ-02	La estructura principal del CubeSat debe medir 100.0 ± 0.1 mm (sobre los ejes X & Y)	CDS JPAH	y
RQ-03	La estructura principal del CubeSat debe medir 113.5 ± 0.1 mm (sobre el eje Z)	CDS JPAH	y
RQ-04	Los componentes no deben exceder 6.5 mm en la superficie normal de un cubo de 100.0 mm	CDS JPAH	y
RQ-05	La masa de cada unidad de CubeSat no debe exceder los 1330 g	CDS JPAH	y
RQ-06	El centro de gravedad del CubeSat debe ubicarse en una esfera de 20 mm desde el centro geométrico	CDS JPAH	y
RQ-07	Se debe usar aluminio 7075 o 6061 para la estructura y los rieles del CubeSat	CDS JPAH	y
RQ-08	Los rieles del CubeSat deben estar anodizados y tener una rugosidad de 1.6 μm	CDS JPAH	y
RQ-09	Se debe realizar pruebas de vibraciones aleatorias según los datos del vehículo de lanzamiento o el estándar GEVS	CDS JPAH <sup>1</sup>	y
RQ-10	Se debe realizar pruebas de termo-vacío	CDS JPAH	y

<sup>1</sup>JPAH no considera el estándar GEVS, sino que provee los datos del vehículo de lanzamiento

Un aspecto importante es que a pesar que un CubeSat recibe su nombre por tener “forma de cubo”, los estándares permiten una tolerancia de  $\pm 0.1$  mm (RQ-02 y RQ-03), y también que los componentes externos sobresalgan, como se expresa en RQ-04. Y a pesar que la forma no es exactamente la de un cubo, los estándares son estrictos con el cumplimiento de todos los requerimientos. Por eso en esta fase se planteó desde el inicio el enfoque en que la estructura, y el CubeSat, debía cumplir con los requerimientos, de lo contrario el satélite no podría ser enviado al espacio. Al considerar esto se plantearon conceptos y alternativas que se relacionaban con el cumplimiento de los estándares dados y se trabajó con base en estos, desde la fase de diseño.

*Cuadro 7. Valores máximos de dimensiones y masa para un CubeSat 1U*

Parámetro	Valor máximo
Dimensiones	113.1 mm x 113.1 mm x 113.6 mm
Masa	1330 g

2. **Control de dimensiones.** Para asegurar que el CubeSat presentara las dimensiones adecuadas se utilizó el software *Autodesk Inventor* de diseño asistido por computadora (CAD, por sus siglas en inglés) y se tomó de referencia las especificaciones e imágenes de los estándares. De esta manera se fue cumpliendo con los requerimientos del RQ-01 al RQ-04 desde el diseño, especialmente porque en el CAD se pueden definir exactamente las dimensiones requeridas.

De igual forma sería necesario medir las dimensiones del CubeSat una vez terminada la estructura. Estas mediciones se debían realizar con una sensibilidad de al menos 0.1 mm, ya que el estándar requiere que las piezas tengan una tolerancia de  $\pm 0.1$  mm. Por lo tanto, para medir la estructura se utilizó primero un medidor Vernier en milímetros, otro en Vernier en pulgadas (que a pesar de estar en otra dimensión tenía mayor sensibilidad) y luego un Micrómetro en las características más reducidas.

3. **Control de masa.** Para asegurar que el CubeSat cumpliera con los requerimientos de masa RQ-05 y RQ-06 se utilizó hoja de datos para realizar un presupuesto de masa. En este se controló la masa por componentes y por subsistemas (ver Anexos), y se realizaron revisiones periódicas para asegurar que la masa no sobrepasaba el límite. Este se iba actualizando a medida que los componentes iban cambiando.

Para los componentes principales del satélite se consultaron las fichas técnicas (siempre que proveedor las brindara) y en otros casos fue necesario medir la masa del componente, como fue el caso de la estructura. Además, se consideró una masa de seguridad del 20% de la masa máxima.

4. **Control de materiales.** Para asegurar que el material de la estructura cumpliera con el estándar se solicitó al proveedor la ficha técnica del material y se verificó que fuera el necesario. Además, para el anodizado y rugosidad de la estructura se habló con un proveedor de servicios de manufactura y se le dieron las características necesarias para este tratamiento superficial. Debido a limitaciones del cronograma y conocimiento en procesos de anodizado no fue posible incluirlo como parte del alcance en este trabajo de graduación, pero sí se estableció una relación con el proveedor guatemalteco *SISA Metal Innovation* para elaborarlo en el futuro cercano, y tercerizar el cumplimiento del requerimiento RQ-08.

## B. ANÁLISIS DE RIESGOS Y PLANES DE MITIGACIÓN

Para el análisis de riesgos se tomó como referencia lo establecido por Brumbaugh y Lightsey (2013). Al igual que con los requerimientos, los riesgos, se tomaron como parámetros de diseño para asegurar que el CubeSat cumpliera con lo necesario desde las primeras etapas.

Al tomar en cuenta el ConOps se identificaron cinco riesgos asociados con la estructura del CubeSat. A pesar que algunos de los riesgos identificados son similares se decidió considerarlos como varios ya que la causa raíz podría tener una amplia naturaleza.

*Cuadro 8. Riesgos asociados con la estructura*

ID Riesgo	Riesgo
RK-01	Fallo en estructura antes de lanzamiento
RK-02	Falta de acceso a pruebas antes de lanzamiento
RK-03	Componentes no se mantienen en su posición
RK-04	Falla en estructura durante el lanzamiento
RK-05	Choque con partículas la órbita

Luego de identificar los riesgos se consideraron las posibles causas raíz de cada uno y la probabilidad (P) y consecuencia (C) de cada una. Se encontraron 9 causas raíz, de las cuales varias se asociaban con un solo riesgo, y había casos en los que una misma causa raíz aplicaba para distintos riesgos por lo que automáticamente se consideraron con una C de un nivel de al menos 3. La principal referencia para establecer P y C fue “CubeSat Database” de Swartwout (2017) ya que provee información sobre las fallas en misiones de CubeSats y, aunque no se atribuye específicamente una razón, está documentado en qué etapa falló el satélite (o si no lo hizo). Por lo tanto, al conocer en qué etapa del ConOps se está más expuesto a un riesgo específico y la probabilidad de falla de los CubeSats en cada etapa se pudo tener una idea del valor P. Para complementar esta información y también definir C, se tomó el criterio y la experiencia de los integrantes del equipo del CubeSat UVG.

Cuadro 9. Cusas raíz de riesgos asociados con la estructura

ID Riesgo	ID Causa raíz	Causa raíz	P.	C.
RK-01	CR-01	Manejo inadecuado de estructura	1	3
	CR-02	Ensamble inadecuado de estructura	2	3
RK-02	CR-03	Falta de capital para pruebas	1	3
	CR-04	Falta disponibilidad en laboratorios	3	3
	CR-05	Problemas con exportación	4	3
RK-03	CR-01	Manejo inadecuado de estructura	1	3
	CR-02	Ensamble inadecuado de estructura	2	3
	CR-06	Falla en puntos de sujeción de componentes	3	3
	CR-07	Falla en elementos de sujeción de estructura	2	3
RK-04	CR-08	Falla en elementos de estructura	1	4
	CR-07	Falla en elementos de sujeción de estructura	2	3
RK-05	CR-09	Presencia de partículas en orbita	1	4

*P=probabilidad; C=consecuencia*

Luego de definir P y C se definió la prioridad de cada causa raíz, en valores de 1 a 5 (siendo 5 la más alta prioridad), así como una justificación de por qué se le otorgó ese valor. Con esto definido se procedió a calcular los valores de P y C para cada riesgo, con un promedio ponderado por la prioridad de cada causa raíz, y finalmente se ubicaron en la matriz de riesgos. En la matriz se notó que todos los riesgos están en el área de riesgo medio (área amarilla), con probabilidad baja-media y consecuencia media-alta. Finalmente, se establecieron las técnicas y planes de mitigación para cada causa raíz.

Cuadro 10. Prioridad de causas raíz

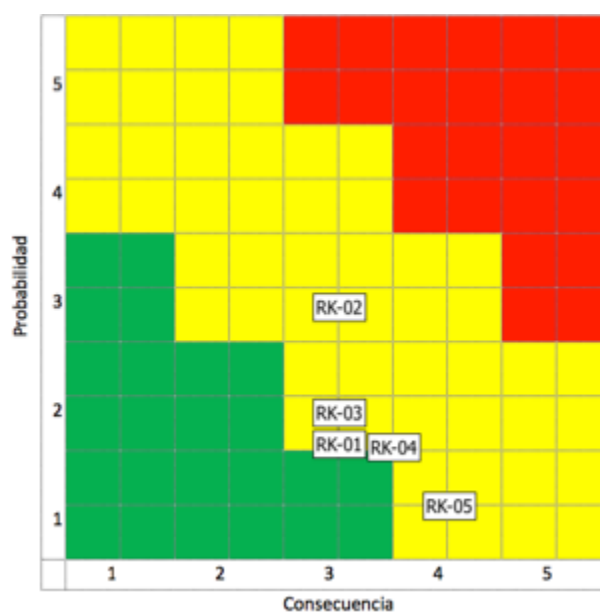
ID Causa raíz	Prioridad	Justificación
CR-01	3	El CubeSat no debe dañarse por negligencia
CR-02	5	Se asocia con dos riesgos y es posible mitigarla
CR-03	1	La estructura tiene baja incidencia en esta causa raíz
CR-04	1	La estructura tiene baja incidencia en esta causa raíz
CR-05	1	La estructura tiene baja incidencia en esta causa raíz
CR-06	2	La resistencia depende del fabricante del componente
CR-07	4	Se asocia con dos riesgos y es posible mitigarla
CR-08	4	Se asocia directamente con el diseño de la estructura
CR-09	1	La estructura tiene baja incidencia en esta causa raíz

Cuadro 11. Probabilidad y consecuencias de riesgos

ID Riesgo	Riesgo	P.	C.
RK-01	Fallo en estructura antes de lanzamiento	1.6	3.0
RK-02	Falta de acceso a pruebas antes de lanzamiento	2.7	3.0
RK-03	Componentes no se mantienen en su posición	1.9	3.0
RK-04	Falla en estructura durante el lanzamiento	1.5	3.5
RK-05	Choque con partículas la órbita	1.0	4.0

*P=probabilidad; C=consecuencia*

Figura 10. Matriz de riesgos asociados con la estructura

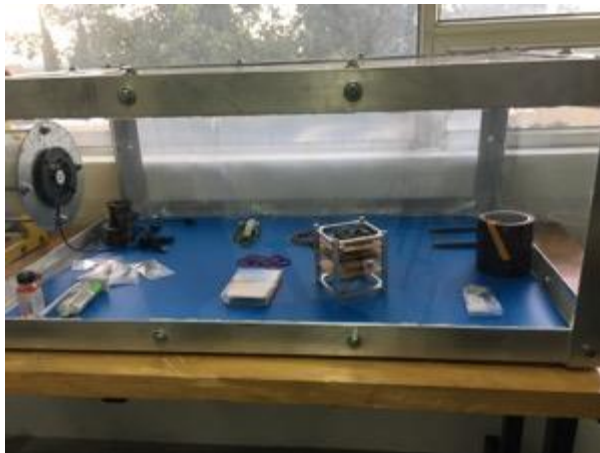


Cuadro 12. Mitigación de causas raíz

ID Causa raíz	Acción	Plan de mitigación
CR-01	Evitar	Limitar el acceso y manejo de la estructura
CR-02	Evitar	Establecer un procedimiento de ensamble
CR-03	Transferir	Transferir a Administradores del proyecto
CR-04	Transferir	Transferir a Administradores del proyecto
CR-05	Transferir	Transferir a Administradores del proyecto
CR-06	Controlar	Verificar datos de componente, analizar en software y laboratorio
CR-07	Evitar	Verificar ficha técnica, analizar en software y laboratorio
CR-08	Controlar	Verificar datos de material, analizar diseño en software y laboratorio
CR-09	Aceptar	No hay plan de mitigación

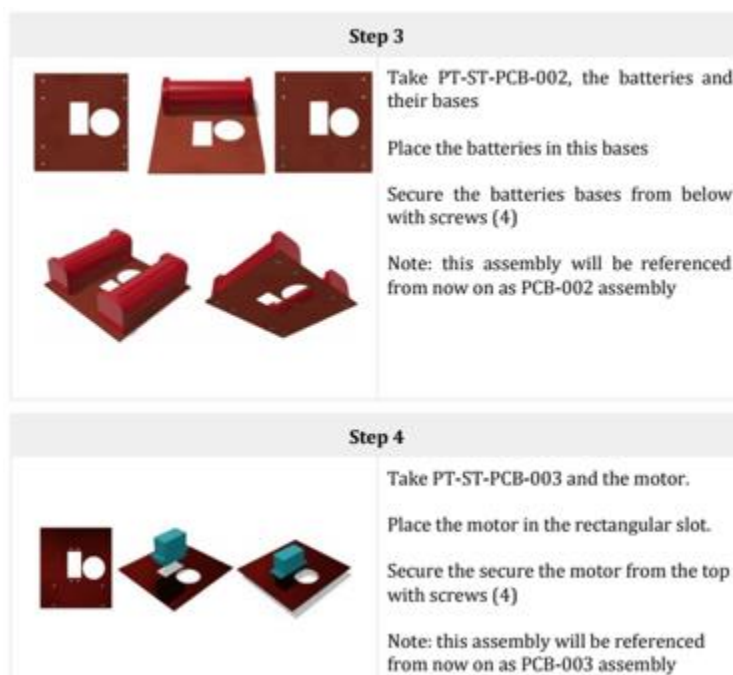
El plan de mitigación para CR-01 se llevó a cabo por un módulo diferente al de la estructura. En este caso se diseñó una caja, “Cleanbox”, en la que se pudiera guardar, y armar, el satélite en un espacio limpio y con acceso restringido.

Figura 11. Componentes del CubeSat dentro del Cleanbox



Por su parte el procedimiento de ensamble para CR-02 se elaboró como parte del módulo de estructura, pero ajeno a este trabajo de graduación. Sin embargo, este deberá ser actualizado cuando se defina el diseño final del satélite. El presentado en este trabajo servirá como una guía para el trabajo a hacerse en el futuro.

Figura 12. Representación de procedimiento de ensamble



Por su parte el plan de mitigación para las causas CR-06 a CR-08 se desarrolló como parte de este trabajo de graduación y será presentado en la sección de Análisis de CubeSat por Elementos Finitos.

## C. EVALUACIÓN INICIAL DE ESTRUCTURA

El diseño de la estructura que se estableció en la Fase 2 del Megaproyecto se evaluó con el fin de determinar la situación actual y elaborar un plan de acción para el futuro desarrollo de la estructura. Para facilitar la evaluación se comparó con otras estructuras como la producida por Pumpkin Inc. y la producida por Innovative Solutions in Space (ISIS).

*Figura 13. Estructura de Pumpkin Inc.*



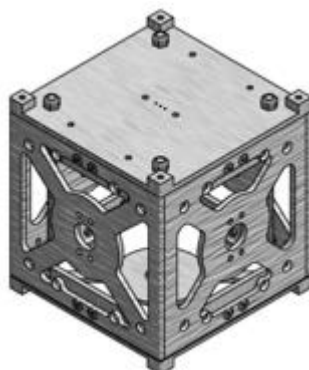
*Tomado de: CubeSat kit, Pumpkin Inc. (2017)*

*Figura 14. Estructura de ISIS*



*Tomado de: CubeSat Structures, ISIS (2017)*

Figura 15. Estructura de fase 2



Tomado de: CubeSat fase 2, Escobar et al. (2014)

La comparación se llevó a cabo con una matriz de decisión en la cual se consideraron aspectos cuantitativos y también cualitativos como: masa, volumen interior, facilidad de maquinado, facilidad de ensamble y costo.

Cuadro 13. Matriz de variables

Variables de selección	CubeSat UVG fase 2	Pumpkin, Inc. <sup>1</sup>	ISIS <sup>2</sup>
Masa (g)	373	123	100
Volumen interior (mm <sup>3</sup> )	728e3	876e3	953e3
Facilidad de maquinado	Fácil	Difícil	Regular
Facilidad de ensamblaje	Difícil	Regular	Fácil
Costo (USD)	260	1250	2300

<sup>1</sup> Pumpkin Inc. CubeSat kit structures

<sup>2</sup> ISIS. CubeSat structures brochure

<sup>3</sup> Escobar et al. CubeSat fase 2

Cuadro 14. Matriz de normalización de variables

Variables de selección	1	2	3
Masa (g)	373	123	100
Volumen interior (mm <sup>3</sup> )	728e3	876e3	953e3
Facilidad de maquinado	Difícil	Regular	Fácil
Facilidad de ensamblaje	Difícil	Regular	Fácil
Costo (USD)	2300	1250	260

Cuadro 15. Matriz de ponderación

Variables de selección	Peso de variable	CubeSat UVG fase 2		Pumpkin, Inc.		ISIS	
		VN	T	VN	T	VN	T
Masa (g)	4	1	4	2	8	3	12
Volumen interior (mm <sup>3</sup> )	5	1	5	2	10	3	15
Facilidad de maquinado	1	3	3	3	3	2	2
Facilidad de ensamblaje	3	1	3	3	9	2	6
Costo (USD)	2	3	6	2	4	3	6
		<b>21</b>		<b>34</b>		<b>41</b>	

VN= valor normalizado; T=total

A partir de esta comparación se hizo evidente que la estructura del CubeSat UVG Fase 2 tenía características por debajo de las estructuras que se encontraban en el mercado. La estructura tenía opción a mejorar, especialmente en las variables con mayor importancia: masa y volumen interior.

## D. DISEÑO DE ESTRUCTURA

1. **Consideraciones generales.** A partir del análisis de la sección anterior se hizo evidente que era necesario rediseñar la estructura con la que se venía trabajando. La nueva estructura debía reducir la masa y aumentar el volumen interior y, al mismo tiempo, cumplir con todos los requerimientos que los estándares indican.

En este caso se consideró que una estructura combinada entre modular y basada en tarjetas sería la más adecuada para el proyecto. El enfoque modular permitiría modificar detalles sin afectar por completo a la estructura, trabajar en varios de los subsistemas del satélite al mismo tiempo y escalar la estructura a futuras misiones. La perspectiva basada en tarjetas permitiría contar con mayor espacio dentro del satélite, eliminar elementos de sujeción y trabajar con facilidad en alguna tarjeta en específico. Además, y a partir del análisis anterior, se consideró que el modelo de la estructura más adecuado sería uno similar al que provee ISIS (ver Figura 14), por lo que la nueva estructura tomaría como referencia esta estructura.

La estructura además se debía ajustar a las capacidades de maquinado disponibles, es decir, a la habilidad de las personas que maquinarían y las máquinas y herramientas que utilizarían. En el rediseño se tomó como referencia el trabajo realizado en la Fase 2 del Megaproyecto y se siguió

la recomendación de utilizar espesores mayores a 3 mm en el diseño, ya que por experiencia se sabía que se presentaban complicaciones si se trabajaba con espesores menores.

Adicional a todas las consideraciones presentadas antes era necesario evaluar los componentes que se colocarían en la estructura. Se debía tomar en cuenta las necesidades especiales de cada componente, es decir, si algún componente debía colocarse en alguna posición (o dirección específica), sujetarse de alguna manera en especial, etc.

**2. Estructura primaria.** Como primer punto del rediseño de la estructura se abordó el diseño de la estructura base. Como se mencionó antes, la estructura, sería de tipo modular en combinación con la basada en tarjetas, por lo que era necesario establecer una estructura principal (o base) que soportara las cargas axiales y permitiera colocar los componentes en el interior del satélite.

Este diseño buscó que la estructura contara con simetría para facilitar la manufactura y también para relacionarla con el requerimiento RQ-06 (posición de centro de gravedad). Al tener varias piezas iguales se contaría con operaciones de manufactura repetitivas, se manejaría un mismo juego de planos, los requerimientos de materiales serían los mismos, y también se podría comparar entre una pieza y otra. Además, se podría disponer una simetría conforme a un plano con tal de balancear las masas y controlar la posición del centro de gravedad, como lo establece la norma.

Por su parte se evaluaron algunas opciones de sujeción de los componentes tanto internos como externos. En cuanto a la sujeción de los componentes internos se notó que otros CubeSats como MINXSS (EO Portal Directory, 2017) utilizaban una estructura de tarjetas, mientras que otros como el OUFTI-1 (EO Portal Directory, 2017) utilizaban una torre de electrónicos. En este caso se consideró que el enfoque de tarjetas era más adecuado para el desarrollo de este satélite, porque las tarjetas se pueden trabajar de manera independiente y facilita la prueba y colocación de las componentes. Por su parte, se notó que los componentes externos son sujetados por medio de tornillos en la mayoría de los casos y se consideró que esta sería una opción adecuada para el satélite en desarrollo. En todo caso esto sería validado con pruebas de software y, posteriormente, con pruebas en laboratorios específicos.

Basado en lo anterior se diseñó una estructura compuesta de cuatro piezas de aluminio 7075-Ti65 para cumplir con el requerimiento de materiales (RQ-07), con un diseño idéntico para las piezas superior e inferior (tope), y otro para las piezas anterior y posterior (laterales). Estas piezas serían fijadas unas a otras con tornillos de acero inoxidable 18-8. Las piezas laterales además

contaban con ranuras para deslizar las tarjetas de electrónicos a alturas que permitieran colocarlas con facilidad.

Figura 16. Estructura de CubeSat UVG



Durante el diseño se comprobó que estas piezas ya ensambladas cumplieran con los requerimientos de dimensiones (RQ-01 al RQ-04) y se controlaron los requerimientos de masa (RQ-05 y RQ-06), aunque estos se deberían controlar al agregar los demás componentes. De esta manera se fueron controlando los resultados del diseño desde la misma fase de diseño para asegurar el cumplimiento de los estándares.

Figura 17. Comparación de dimensiones del plano X-Y entre diseño y estándar

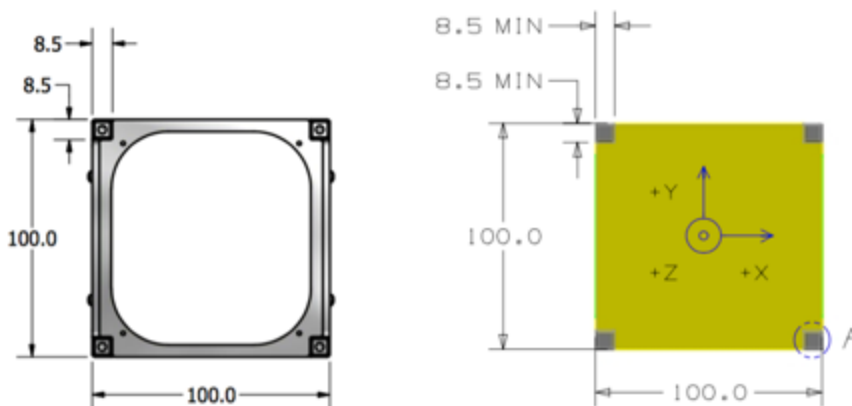


Figura 18. Comparación de dimensiones del plano Y-Z entre diseño y estándar

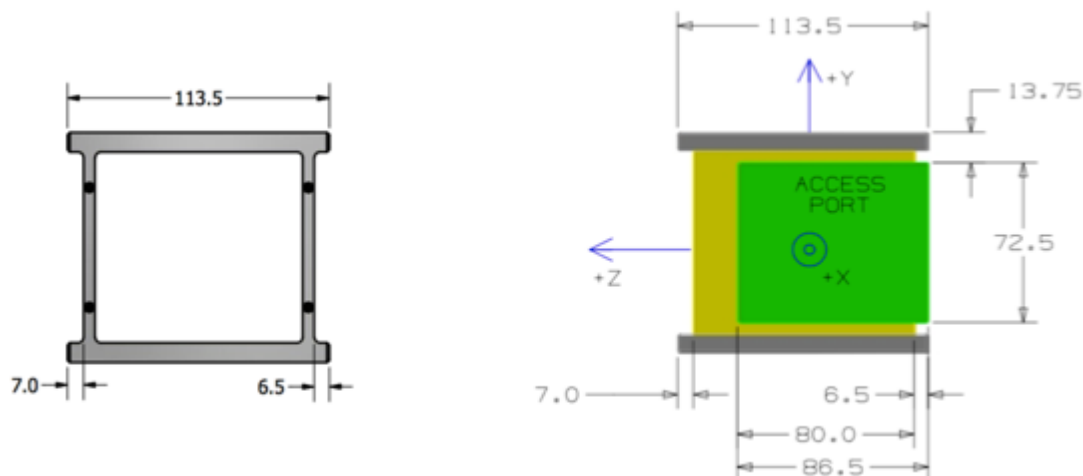
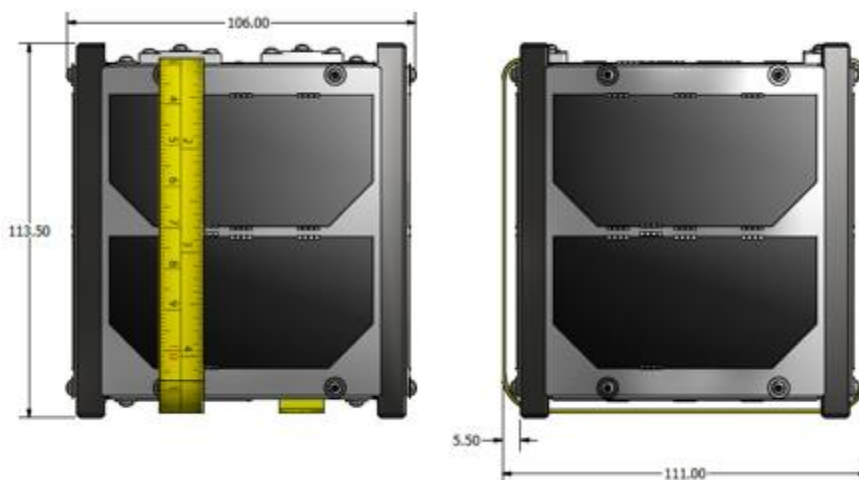


Figura 19. Dimensiones generales de CubeSat UVG



La pieza lateral incluyó los rieles de la estructura que la norma establece, al igual que los agujeros en la parte superior e inferior para colocar los resortes para el despliegue (requerimiento CDS-3.2.17). Además, contaba con ranuras para acomodar las placas de circuito impreso (PCB, por sus siglas en inglés), y agujeros (sin rosca) ser sujetados con las piezas de tope y los paneles solares.

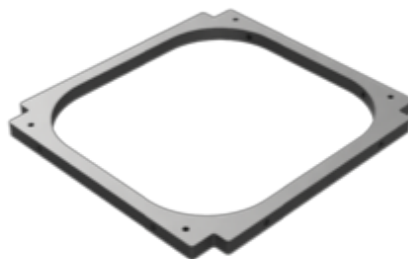
Al evaluar el volumen de la estructura en el software CAD se encontró que era de  $56.4e3 \text{ mm}^3$ . Por lo que al tomar los  $1000e3$  máximos para un CubeSat y restarle esto se obtiene el volumen interior disponible para los componentes:  $946e3 \text{ mm}^3$ . Este volumen interno es comparable con el de la estructura de ISIS, y sería el segundo más grande en la comparación del Cuadro 15.

*Figura 20. Pieza lateral de estructura primaria*



El enfoque para diseñar esta pieza fue igual al explicado para la pieza lateral. En esta pieza se incluyeron los aspectos como agujeros roscados para atornillar otras piezas y paneles solares. Además, contaba con una geometría que complementaba los rieles de la pieza lateral.

*Figura 21. Pieza tope de estructura primaria*



Las dimensiones de las piezas individuales se pueden verificar en los planos (ver Anexos). Es importante mencionar que, aunque se espera que no cambie la forma de las piezas, ni su concepto, es posible que sí haya cambios debido a la selección final de los componentes. Algunos aspectos que podrían cambiar son la posición de los agujeros para los tornillos y la posición de las ranuras.

**3. Ensamblaje de estructura.** Un aspecto importante en el diseño de la estructura era asegurar que los componentes del satélite se pudieran integrar. Para esto se utilizó el software de CAD y se verificó que no existiera interferencia entre los componentes. Para el momento en que se realizó este trabajo de graduación aún se desconocía la selección final de los componentes, pero se trabajó con algunos componentes que podrían ser utilizados, es decir, si no eran los finales tenían características muy similares. Este método fue usado para evaluar el ensamble entre las piezas de la estructura, los componentes internos y externos.

Figura 22. Ensamblaje de estructura de CubeSat UVG

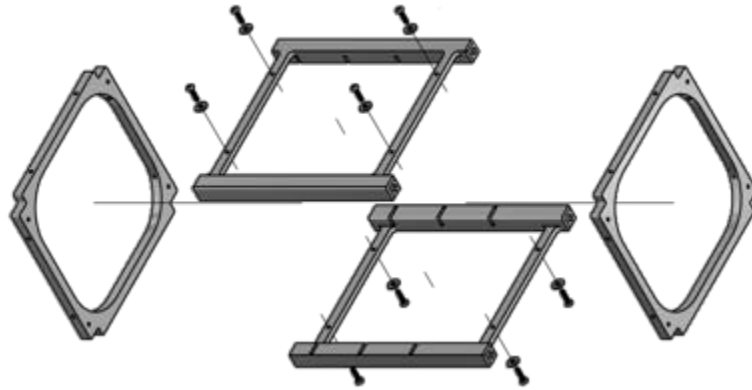
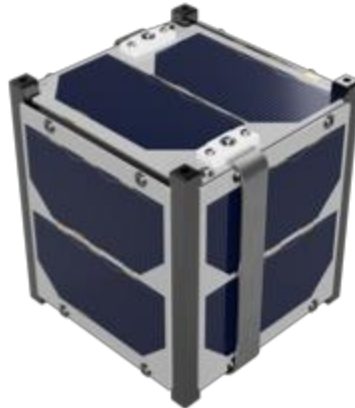


Figura 23. Ensamble de componentes internos



Figura 24. Ensamble de componentes externos



4. Estructura secundaria. El concepto de diseño requería que adicional a la estructura primaria hubiera una estructura secundaria que asistiera con las cargas laterales. En este caso se consideró que los paneles solares podrían proveer la resistencia necesaria al satélite y funcionar como una estructura secundaria. Así que esta fue la opción fue evaluada en las simulaciones de software.

5. Selección de tornillos. En cuanto a la selección de tornillos se tomó como referencia los modelos CAD que provee tanto Pumpkin Inc. e ISIS en sus páginas web. En estos se notó que los tornillos que sujetaban a las piezas de la estructura tenían un diámetro entre 2 y 4 mm, y se tomó el tornillo del tamaño más reducido para empezar con un tamaño y peso reducido y sólo extenderlo sí era necesario. Además, se tomó como referencia el CDS y el JPAH para establecer el material de tornillo como acero inoxidable, y con base en la recomendación del Dr. Luis Zea, codirector del proyecto, se evaluaron tornillos de especificación militar (Mil. Spec.) de acero inoxidable 18-8.

La selección de estos tornillos fue analizada bajo dos escenarios, en los que las cargas fueron transferidas a los tornillos para causar un esfuerzo cortante. El primero fue el escenario descrito en la sección “Cargas Estáticas” y el segundo el de la sección de “Cargas por aceleración”. En ambos casos se tomó que la resistencia del acero inoxidable 18-8 era 480 MPa, valor reportado por McMaster-Carr (2017) para este material.

Para las cargas estáticas se tomaron todas las fuerzas externas y se distribuyeron sobre cada tornillo, por lo tanto, al haber una fuerza (46.6 N) sobre cada riel del satélite (4 en total) y 8 tornillos que unían la estructura, se determinó que cada tornillo soportaba (en corte) el 50% de cada carga. Utilizando los principios básicos de resistencia de materiales (Ecuación 2) se procedió a verificar los tornillos.

*Ecuación 2. Ecuación de esfuerzo sobre tornillos*

$$\tau = \frac{F}{A} = \frac{4F}{\pi d^2}$$

*Donde: f= fuerza; a=área; d= diámetro de tornillo*

*Figura 25. Modelo para validación de tornillos*



Para el análisis bajo cargas de aceleración se tomó la aceleración de 18.1 G ( $178 \text{ m/s}^2$ ) y se aplicó a una masa de 1330 g (el máximo para el CubeSat) para obtener una fuerza de 237 N en total, que distribuiría entre 8 tornillos (30 N). Nuevamente con la Ecuación 2 se procedió a verificar los tornillos.

Los estándares, CDS y JPAH, no ofrecen valores para los FS, pero al consultar en el GEVS (sección 2.4.1.3.c) se encontró que el FS aceptable para tornillos y sujetadores era 2.6. Al conocer el esfuerzo en los tornillos se utilizó la Ecuación 1 y se encontró el FS actual sobre los tornillos. Con este análisis se estableció que los FS actuales son mayores al FS mínimo, por lo que es de esperar que los tornillos sí cumplan con su función y soporten los ambientes mecánicos a los que estarán sujetos.

*Cuadro 16. Resultados de validación de tornillos*

Análisis	Fuerza sobre tornillo	Esfuerzo máximo	Factor de seguridad
Estático	23.3 N	7.4 MPa	65
Por aceleración	30 N	9.2 MPa	52

Al haber validado el material y el diámetro de los tornillos entonces se procedió a definir el largo y el paso del tornillo. Budynas (2011) menciona que en tornillos los primeros siete hilos en la rosca son los que soportan toda la carga, por lo que es importante definir un paso y un largo que permita que esos hilos queden dentro del material. Al evaluar la oferta de McMaster se notó que los tornillos con 2 mm de diámetro contaban con un paso de 0.45 mm (56 hilos por pulgada), por lo que el largo mínimo para los siete hilos de unión debería ser 3.15 mm. El diseño de las piezas de la estructura consideraba que la pieza con rosca era la pieza de tope, que tenía una sección de al menos 5 mm para la rosca, por lo que la unión sería segura.

Para definir el largo total del tornillo se debía tomar en consideración que la unión se haría a través de los paneles solares, y la pieza de lateral por lo que además del largo mínimo para la unión se debía tomar en cuenta el espesor de estas piezas. El espesor para los paneles solares se espera que sea de 1.5 mm, mientras que la sección de la pieza lateral quedaba por encima de la pieza con rosca (la pieza de tope) tenía 3 mm de espesor. Por lo tanto, el largo del tornillo debe ser al menos de 7.65 mm. En el catálogo de McMaster-Carr un tornillo que cumple con estas características es el identificado con el número de parte 93085A019 (ver Anexos).

Adicional a estos tornillos se deberá seleccionar los necesarios para que cada componente sea sujetado a las PCBs. Proveedores como Crystal Space sugieren utilizar tornillos para sujetar sus productos, así que este será el enfoque para sujetar los electrónicos a las placas.

6. **Masa.** Como se mencionó antes la masa se controló con un presupuesto de masa (ver Anexos). Nuevamente en este punto se utilizaron los datos disponibles sobre los componentes en el momento que se realizó este trabajo de graduación, pero es probable que estos cambien cuando la selección final de todos los componentes esté definida. Con este presupuesto se buscó asegurar que el límite (1330 g) no fuera sobrepasado, y también cuantificar el aporte de cada subsistema a la masa total del satélite. Además, se consideró una masa seguridad de 266 g (20% de la masa máxima) para componentes que no se han considerado y podrían aparecer, o bien, para la masa de otros componentes que no se ha podido cuantificar p. e. cables, adhesivos, pines de seguridad, etc.

En la mayoría de los casos los datos sobre la masa de los componentes se obtuvieron a partir de las fichas técnicas del mismo. Sin embargo, en el caso de los componentes fabricados en la Universidad, era necesario hacer un estimado de la masa en el software CAD y luego validarlo a partir de una medición en una balanza. Este fue el caso de la estructura que, se fabricó “en casa”, y se estimó en el software CAD que tendría una masa de 166 g, incluyendo los tornillos. Este dato se verificó con una balanza electrónica de cocina y se encontró que la masa real de la estructura y tornillos era de 164 g. Esta masa es menos del 50% de la masa del CubeSat fase 2.

*Figura 26. Medición de masa de estructura*



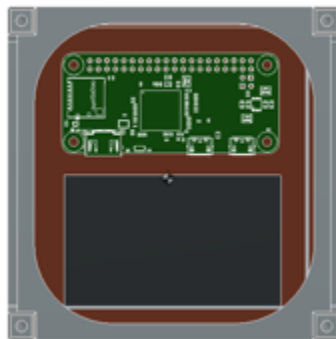
*Cuadro 17. Resumen de presupuesto de masa*

Subsistema	Masa (g)	Porcentaje de masa total
PCBs	380	32%
Extra	266	22%
Carga útil	182	15%
Estructura	164	14%
Potencia	124	10%
Comunicación	35	3%
Determinación y control de actitud	27	2%
Computadora a bordo	18	2%
<b>Total</b>	<b>1196</b>	<b>100%</b>

En el presupuesto de masa se notó que el satélite está por debajo del valor máximo que establece la norma, aun considerando la cantidad de masa Extra. Por lo tanto, es de esperarse que, si no hay un cambio significativo en los componentes, el diseño cumpla con el requerimiento de masa RQ-05.

7. Centro de gravedad. Para controlar el centro de gravedad se utilizó el software CAD *Autodesk Inventor*, ya que en este se tiene acceso a una opción que despliega la posición del centro de gravedad de una pieza o ensamble. Para esto fue necesario incluir en cada componente la masa correspondiente, que provenía de la ficha técnica o medición. A partir de esto se encontró que la posición del centro de gravedad, en el momento en que se realizó en análisis, era (-1.5, 1.7,-9.2) mm, medidos a partir del Centro Geométrico. A pesar que pueden existir variaciones entre la que despliega el software y la real se espera que no sea significativa, tomando como referencia el caso de la masa presentado antes. Por lo tanto, es de esperarse que, si el diseño no varía significativamente, el CubeSat cumplirá con el requerimiento de la posición del centro de gravedad, RQ-06.

*Figura 27. Posición de centro de gravedad en plano X-Y*



*Figura 28. Posición de centro de gravedad en plano X-Z*

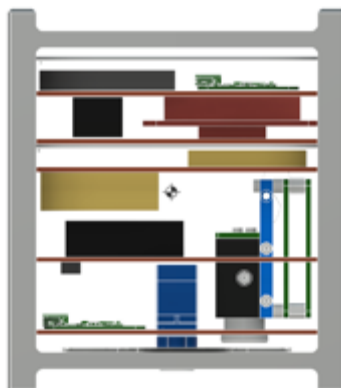
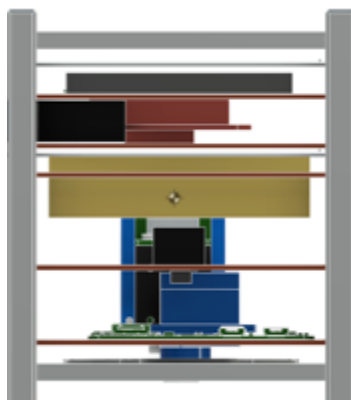


Figura 29. Posición de centro de gravedad en plano Y-Z



Cuadro 18. Posición de centro de gravedad

Eje	Posición (mm desde centro geométrico)
X	-1.5
Y	1.7
Z	-9.2

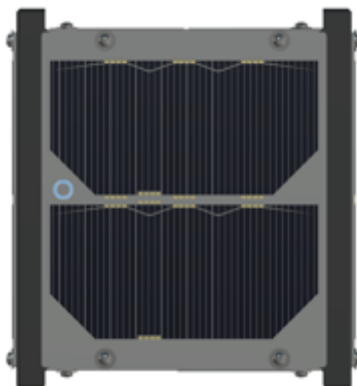
8. Puertos de escape. A partir de la documentación que provee JAXA en el JPAH (2015) se estableció un nivel de vacío y diferentes tasas de despresurización para la vida útil del satélite. Adicional a eso en el JPAH se menciona que un análisis estructural es necesario siempre que la relación entre el volumen interno y el área de los puertos de escape (aberturas) en la estructura sea mayor o igual que 50.8 m.

En este caso el volumen interno del satélite está determinado como 0.001 m<sup>3</sup> (100 mm x 100 mm x 100 mm) mientras que los puertos de escape se pueden encontrar en distintos puntos. El aire será capaz de escapar por las uniones del CubeSat, ya que no estarán selladas herméticamente; además, el CubeSat contará con al menos un pin de seguridad por lo que al menos una cara de satélite contará con un agujero de aproximadamente 10 mm de diámetro. Y finalmente presentará un agujero en su cara inferior, para tomar fotografías, el cual podría no estar cubierto y por lo tanto podrá servir como puerto de escape.

Por practicidad se buscará el diámetro mínimo para un puerto de escape, redondo, que permita cumplir con una relación  $V/A \leq 50.8$  m. Al sustituir A por la ecuación del área de un agujero ( $\frac{\pi}{4}d^2$ ) y resolver para el diámetro se nota que para cumplir con esa relación el diámetro deberá ser mayor que: 5 mm (redondeando a la unidad más cercana). Por lo tanto, al establecer al menos un puerto de salida, que podría ser el mismo agujero en el que se introduce el pin de seguridad, con un

diámetro mayor a 5 mm se estará cumpliendo con esta relación y asegurando la integridad del satélite.

*Figura 30. Posible posición para puerto de escape*

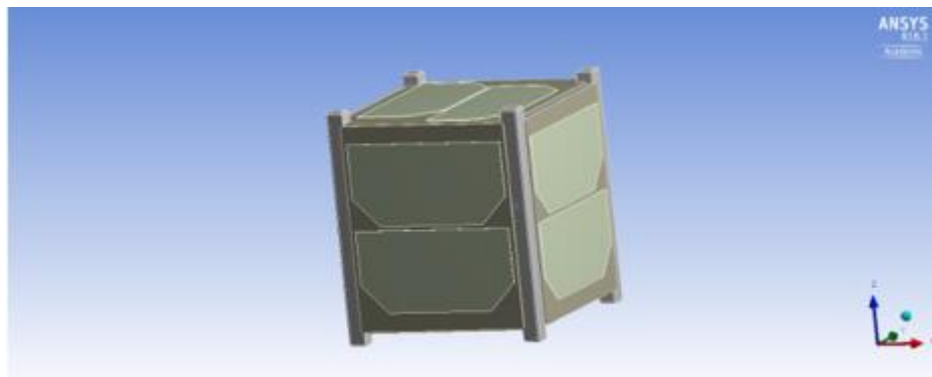


## E. ANÁLISIS DE CUBESAT POR ELEMENTOS FINITOS

1. **Modelo del satélite.** El primer paso para llevar a cabo un FEA es definir el modelo del objeto a estudiar. En este caso se utilizó el software CAD *Autodesk Inventor*, y luego se exportó al software de análisis *ANSYS 18.1*. El modelo se cargó en el módulo de *ANSYS* para edición de geometrías para que fuera traducido y fuera accesible con facilidad en este segundo software. Algunos de los detalles de menor tamaño en el modelo fueron excluidos del análisis, tales como tornillos, pines, agujeros, ya que incluirlos no era significativo en los resultados y hubiera significado aumentar los recursos de computación de datos.

El modelo entonces fue una representación simplificada del CubeSat y de sus componentes. Los electrónicos fueron tomados como cajas con dimensiones iguales al máximo de cada componente en las direcciones X, Y & Z, y se ensamblaron con los demás componentes. A pesar de estas simplificaciones, sí se consideró la masa, densidad y otras propiedades de los materiales presentes en cada componente, por lo que cada caja representaba de forma acertada cada componente.

*Figura 31. Modelo del CubeSat para FEA*



2. **Materiales.** Un aspecto importante para el análisis FEA es considerar los materiales que componen el satélite y sus propiedades. En este caso la densidad del material ya fue considerada desde el modelo por lo que las otras propiedades pertinentes son: el Módulo de Young y la Relación de Poisson, ya que estas gobiernan el comportamiento de los materiales bajo carga. Estas dos propiedades se insertaron en el módulo de “Engineering Data” para cada material. En ese módulo se eligieron algunos materiales presentes y otros fueron creados (con ayuda de literatura externa) para definir todos los presentes en el CubeSat.

Los materiales se asignaron según las propiedades que cada componente presentaba en su ficha técnica, sin embargo, algunos no presentaban datos así que los materiales se asignaron según el criterio del autor, como sucedió con el motor, la cámara y con la computadora a bordo. Es importante realizar una búsqueda detallada de estas propiedades, y mejor si se obtienen directamente del fabricante, ya que de lo contrario estas variaciones podrían afectar el resultado final del estudio.

*Cuadro 19. Propiedades de materiales presentes en componentes del CubeSat*

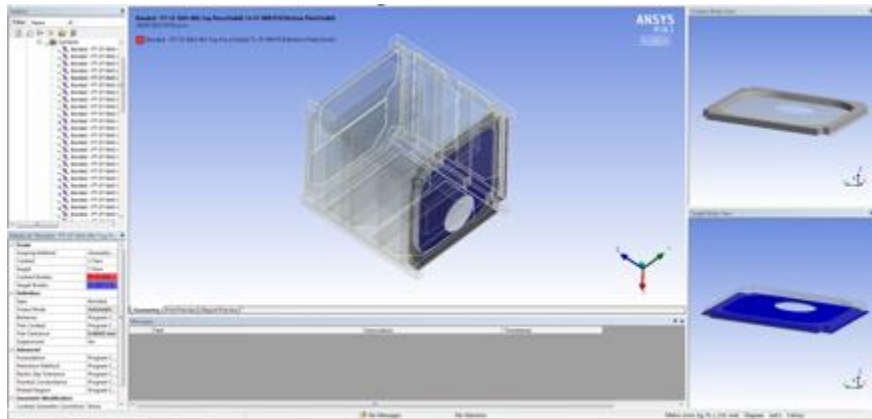
Componente	Material	Módulo de Young (MPa)	Relación de Poisson	Resistencia última (MPa)
Celdas solares	Arseniuro de galio <sup>1,2</sup>	85.0e3	0.31	138.0
Estructura	Aluminio 7075-Ti65 <sup>3</sup>	69.0e3	0.33	50.3*
PCB	FR-4 <sup>4</sup>	12.0e3	0.40	77.0
Baterías	Litio <sup>5</sup>	4.9e3	0.36	15.0*
Comms	Poliamida <sup>6</sup>	2.8e3	0.39	78.0
Carrusel	Policarbonato <sup>7</sup>	2.3e3	0.37	70.0
Motor	Polipropileno <sup>8</sup>	1.4e3	0.42	40.0
OBC	Polipropileno	1.4e3	0.42	40.0
Cámara	Polipropileno	1.4e3	0.42	40.0

<sup>1</sup>II-VI; <sup>2</sup>Kaule; <sup>3</sup>ASM; <sup>4</sup>Dielectric Corp; <sup>5</sup>AZO; <sup>6</sup>Professional Plastics; <sup>7</sup>Goodfellow; <sup>8</sup>Ineos Engineering Properties

\*Para estos materiales se considera la resistencia a la fluencia

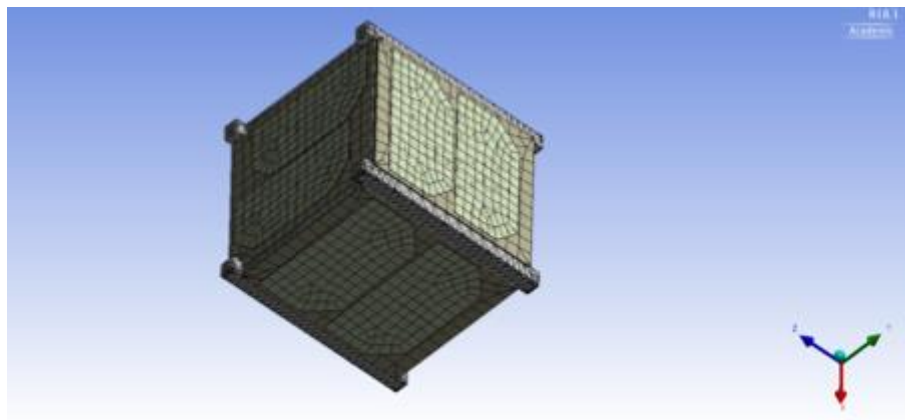
3. **Contactos.** Los contactos entre partes se definieron como “Bonded” porque serán atornilladas o pegadas (con epoxi) una a otras, entonces, se espera que movimiento entre ellas sea mínimo o nulo. Al tomar en cuenta lo anterior se puede considerar el contacto de “Bonded” como una opción adecuada. Este tipo de contacto toma dos piezas y las considera con una, las une; esto puede causar problemas cuando no se requiere este tipo de unión entre dos piezas, por lo tanto, los contactos deben ser revisados detalladamente y depurados para evitar errores.

Figura 32. Definición de contactos entre piezas para FEA



4. **Mallado.** ANSYS Inc. (2013) menciona que no hay un método “universal” para definir el mallado de cualquier objeto, sino que existen varios métodos adecuados para un modelo dado. En este caso el mallado se configuró de manera local y se definió según el componente que se tomara. Para la estructura se utilizó un método de “Multizone” porque presentaba geometrías complejas, mientras que para el resto del CubeSat (PCBs, componentes y paneles solares) se utilizó un método de “Sizing” automático, que definió el tamaño de los elementos en 9.17 mm.

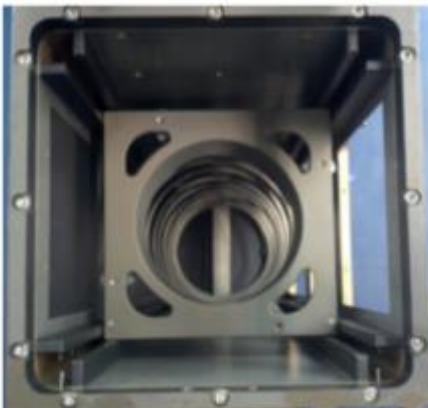
Figura 33. Mallado de CubeSat



5. **Ambiente.** El ambiente en el cuál se simuló el satélite es el que se definió antes en la sección de Ambiente de Lanzamiento.

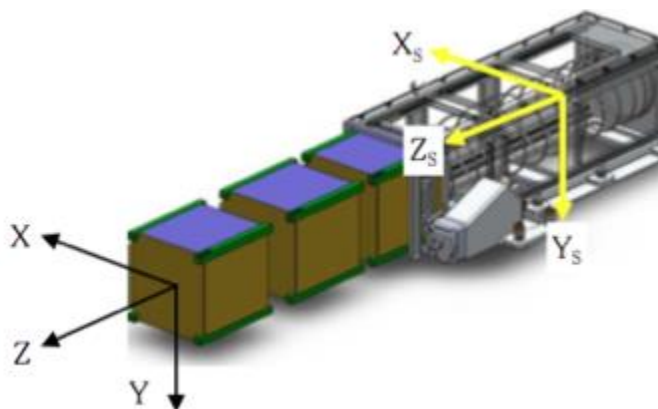
6. **Soportes.** Como se ha mencionado antes, el análisis debe evaluar el CubeSat dentro del P-POD o el J-SSOD durante el lanzamiento. Estos mecanismos de lanzamiento restringen el movimiento de los CubeSat en su interior en los ejes X & Y, pero cuenta con una placa de lanzamiento equipada con un resorte que deja lugar a un cierto movimiento a lo largo del eje Z. Según McBride (2014) esto se puede simular adecuadamente al colocar en la parte inferior de los rieles del CubeSat soportes “Fixed” y en la parte superior soportes con “Displacement”.

Figura 34. Interior de J-SSOD, placa de lanzamiento y rieles



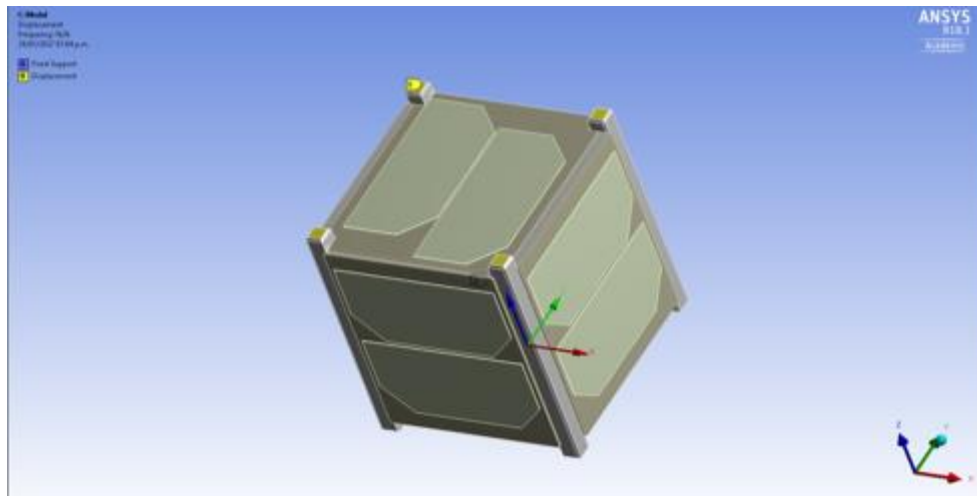
Tomado de: JPAH (2015)

Figura 35. Configuración de CubeSats dentro del J-SSOD



Tomado de: JPAH (2015)

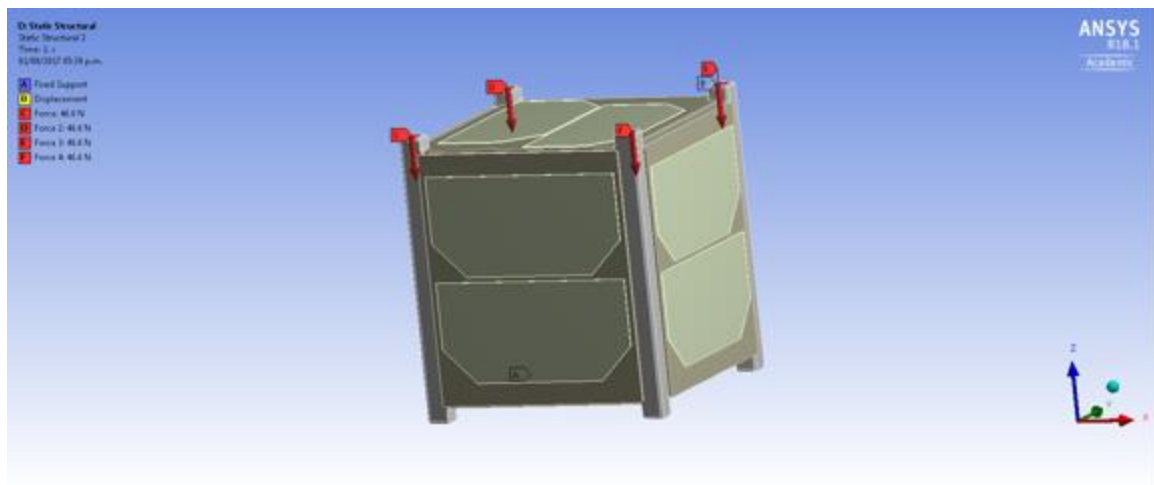
Figura 36. Soportes de estructura



7. Análisis ante cargas estáticas. El CubeSat está sujeto a una compresión inicial causada por los otros satélites y placa de fondo del lanzador. Esta condición inicial sirve como base para todos los análisis de vibraciones porque se genera un estado de precarga. JAXA (2015) cuantifica esta precarga y menciona que cada riel debe tener la resistencia necesaria para soportar una carga de compresión de 46.6 N, asociada con el estado inicial.

Para analizar el comportamiento del satélite ante la carga descrita antes, se seleccionó la opción de “Static Analysis” en el software y también los soportes mencionados antes. Las fuerzas se colocaron sobre la cara superior e inferior del cada riel del CubeSat para simular la compresión. En este caso se buscó determinar los esfuerzos que inducen estas cargas a los componentes del satélite.

Figura 37. Condiciones para el análisis estático



En este análisis, y en los siguientes, era de interés cuantificar el Esfuerzo de von Mises. El software de FEA colorea el objeto de estudio según la magnitud del Esfuerzo de von Mises y muestra una escala en la esquina superior izquierda, donde los esfuerzos más altos son representados con color rojo y los más bajos con azul.

Figura 38. Esfuerzos en CubeSat ante cargas de compresión del P-POD/J-SSOD

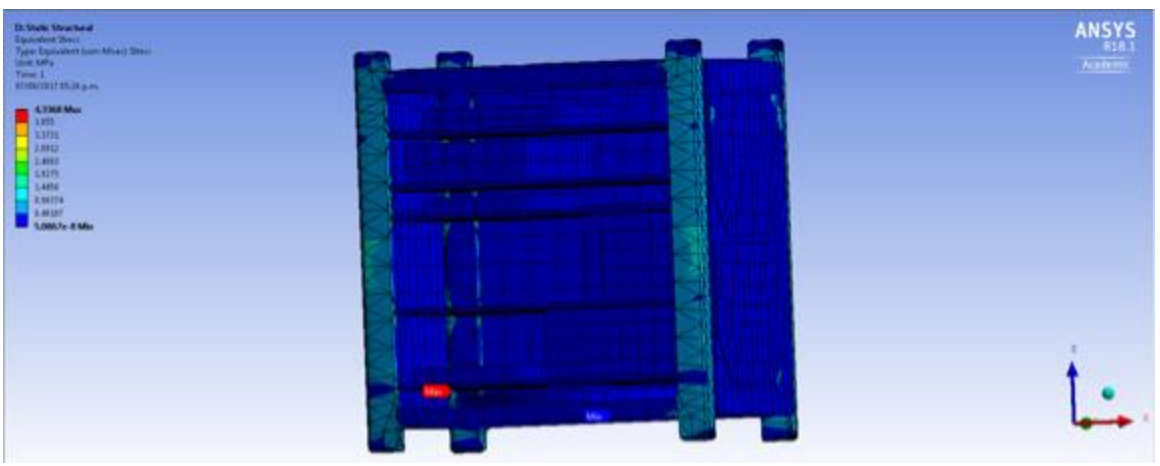


Figura 39. Esfuerzos en estructura ante cargas de compresión del P-POD/J-SSOD

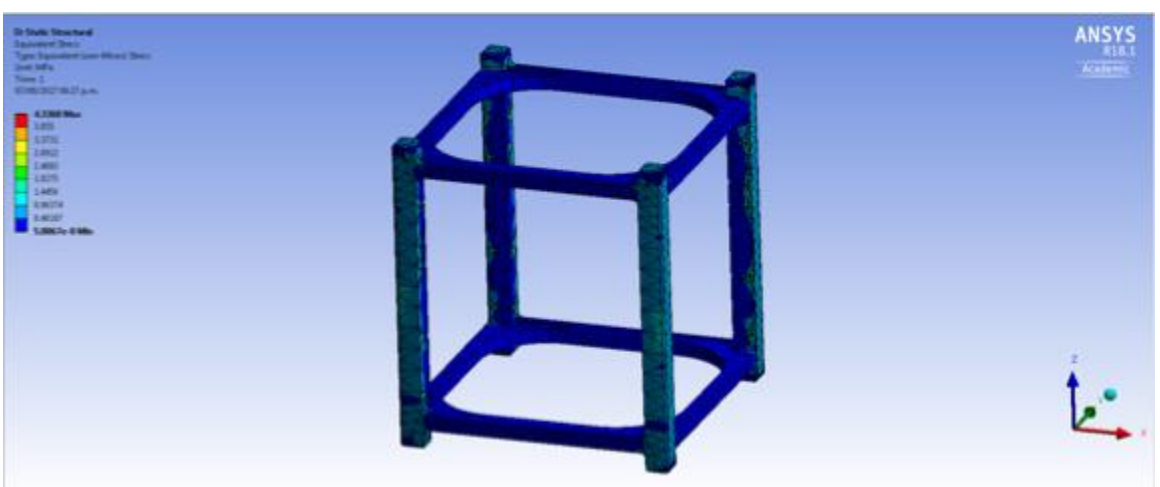
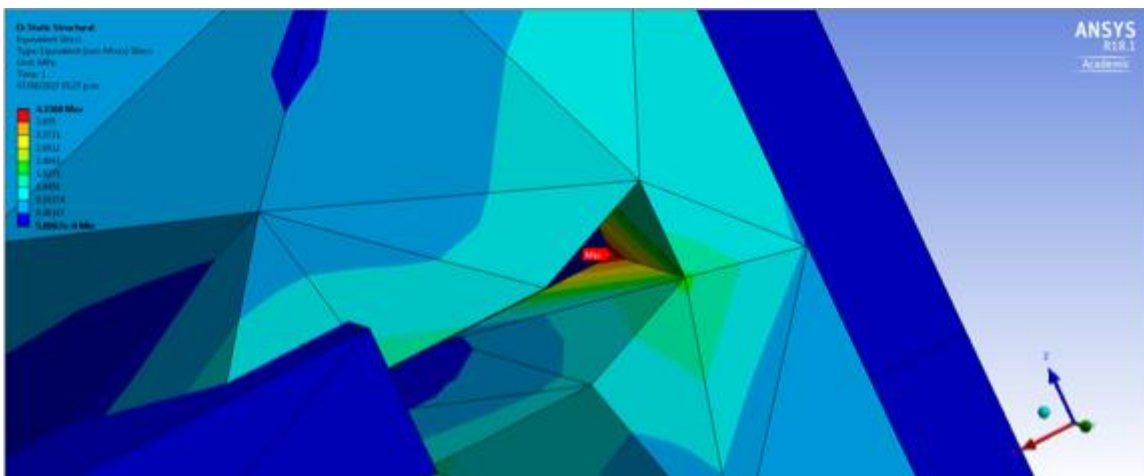


Figura 40. Elemento con esfuerzo máximo en CubeSat ante cargas de compresión del P-POD/J-SSOD



En este análisis se notó que el elemento que presentaba el esfuerzo máximo se encontraba en las ranuras de la estructura en las que se deslizan las PCBs. Esto se puede deber a la reducción de en la geometría y que resulta en un concentrador de esfuerzo. En todo caso, era de esperarse que en este punto se diera el esfuerzo máximo ya que las cargas de compresión actúan sobre los rieles en los que se realizaron las ranuras y es justo en las ranuras donde se encuentra el área transversal más reducida.

8. Análisis ante cargas por aceleraciones. Como se mencionó antes, el CubeSat, estará sujeto a una aceleración que varía alrededor de 18.1 G durante el lanzamiento, lo cual induce cargas cuasi-estáticas sobre el satélite.

Para evaluar el efecto de estas cargas se volvió a utilizar los soportes mencionados antes y se seleccionó la opción de “Static” en software. Como primera parte del análisis, se asignó la aceleración en dirección del eje +Z, asumiendo que este eje estaría en paralelo con la dirección del lanzamiento. En este análisis era de interés el esfuerzo que induce la aceleración a cada masa del sistema.

Figura 41. Parámetros de análisis cuasi-estático en dirección +z

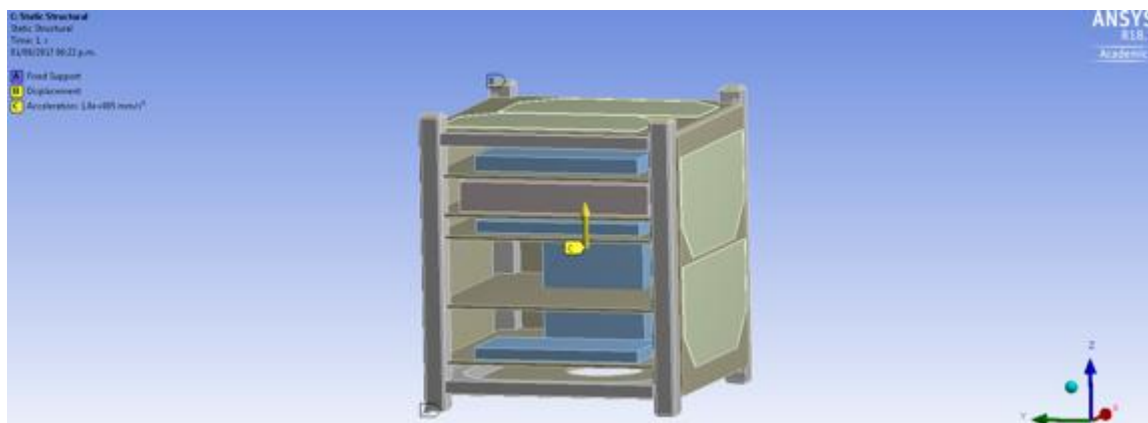


Figura 42. Esfuerzos en CubeSat ante cargas cuasi-estáticas en dirección +z

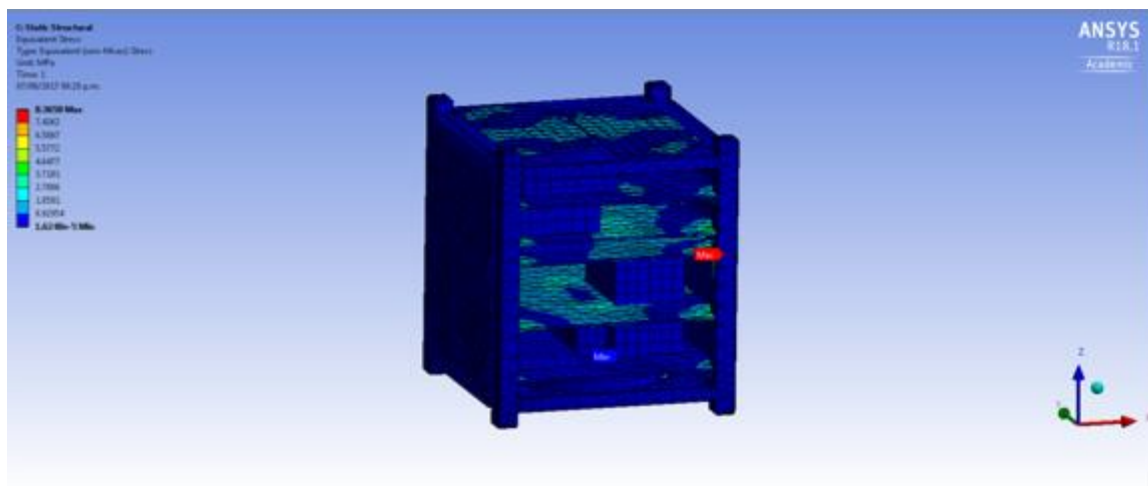
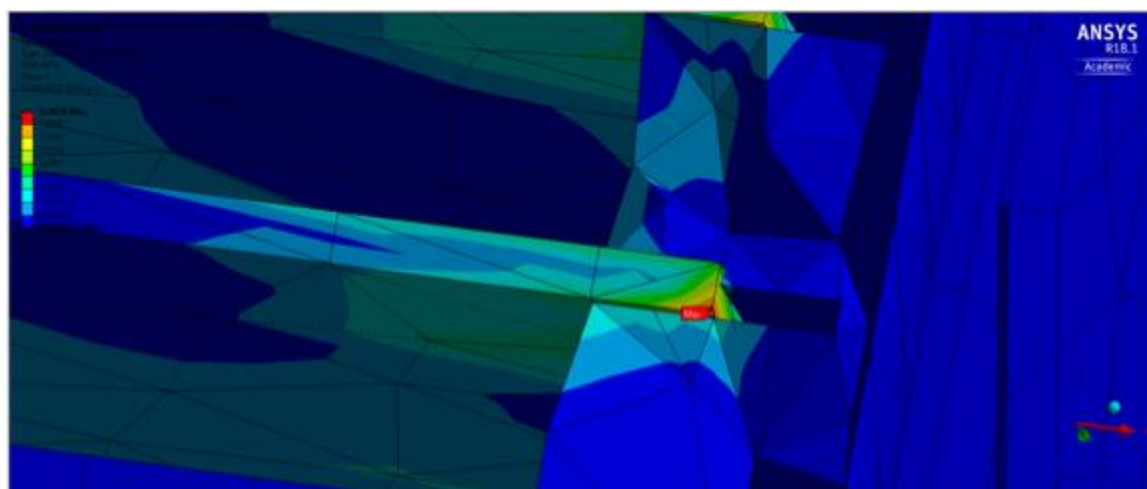


Figura 43. Elemento con esfuerzos máximo en CubeSat ante cargas cuasi-estáticas en dirección +z



Como segunda parte de este análisis se modificó la dirección de la aceleración y se colocó sobre el eje +X, y luego sobre el eje +Y. Estas redirecciones se consideraron ya que aún no hay

certeza sobre la dirección que tomará el CubeSat con respecto al lanzamiento, lo que a su vez define en qué dirección se experimentarán las aceleraciones. De esta manera se comprobó si el CubeSat soportaría las cargas sin importar el en que se presenten.

Figura 44. Parámetros de análisis cuasi-estático en dirección +x

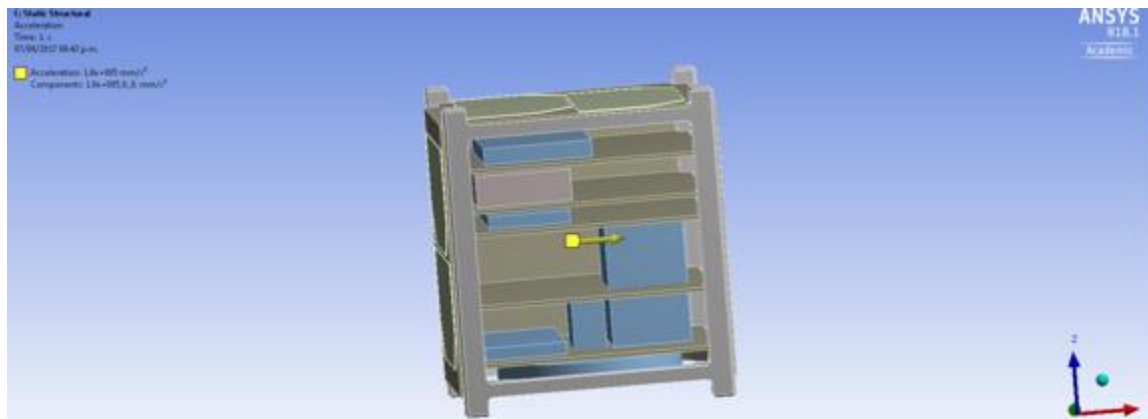
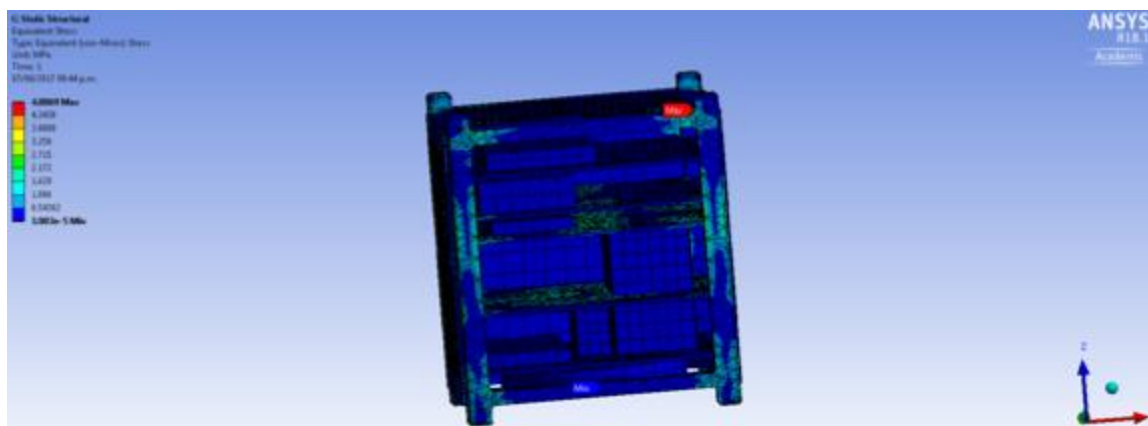


Figura 45. Esfuerzos en CubeSat ante cargas cuasi-estáticas en dirección +x



En este análisis nuevamente se notó que el elemento que presentaba el esfuerzo máximo se encontraba en las ranuras de la estructura en las que se deslizan las PCBs. Y como ya se mencionó esto se puede deber a la reducción de en la geometría y que resulta en un concentrador de esfuerzo.

9. Análisis modal. El análisis modal es desarrollado para encontrar las frecuencias naturales (o fundamentales), relación de amortiguamiento y modos de forma para un sistema dado. Por lo tanto, este debe ser el primer análisis de vibraciones que se debe realizar para proveer una línea de comparación para todos los demás. (Rao, 2011)

Una frecuencia natural es el modo en el que un sistema vibra luego de haber sido expuesto a una fuerza dada. Cuando una frecuencia impulsiva actúa cercana a una de estas frecuencias fundamentales el sistema entra en resonancia. La resonancia lleva a deformaciones de gran magnitud y, consecuentemente, a la falla. Por lo tanto, es importante verificar el que sistema no sea expuesto a frecuencias que sean similares a las naturales para asegurar el bien estar del sistema. (Young & Freedman, 2009)

Para llevar a cabo este análisis se utilizó la opción “Modal” en el software y el modelo descrito antes. JAXA (2015) menciona que la primera frecuencia fundamental del satélite debería estar sobre los 100 Hz, así que en este análisis era de interés si este era el caso del CubeSat en estudio.

*Cuadro 20. Primeras cinco frecuencias naturales de CubeSat*

Frecuencia Natural	Frecuencia (Hz)
1	190.43
2	196.95
3	208.14
4	240.52
5	245.91

A partir de este análisis se verificó que la primera frecuencia natural del CubeSat estaba por encima de los 100 Hz. Por lo tanto, cumple con el requisito del JPAH y es de esperar que el satélite se comporte adecuadamente en los escenarios de vibración.

**10. Análisis ante cargas por vibraciones.** Como se mencionó antes el CubeSat estará sujeto a vibraciones aleatorias durante el lanzamiento. Y para este análisis fue necesario vincular los resultados del análisis modal, tomar el modelo descrito del CubeSat y usar el tipo de análisis de “Random Vibrations” en el software.

En este análisis se evaluó como primer escenario la vibración sobre el eje X, y luego sobre el eje Y y Z. En cada caso se ingresaron los niveles de PSD para cada frecuencia dada (Cuadro 4) en área de “Tabular Data” en el software y se corrió la simulación. En todos los casos era de interés determinar los esfuerzos inducidos sobre cada componente.

Figura 46. Parámetros de vibraciones aleatorias

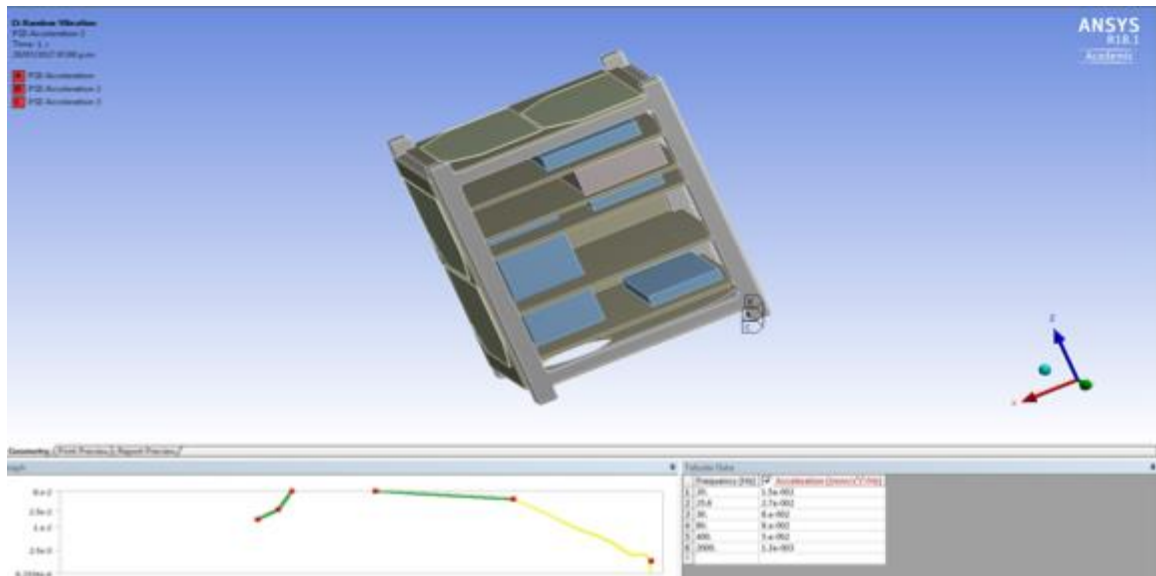


Figura 47. Esfuerzos en CubeSat ante aceleraciones aleatorias

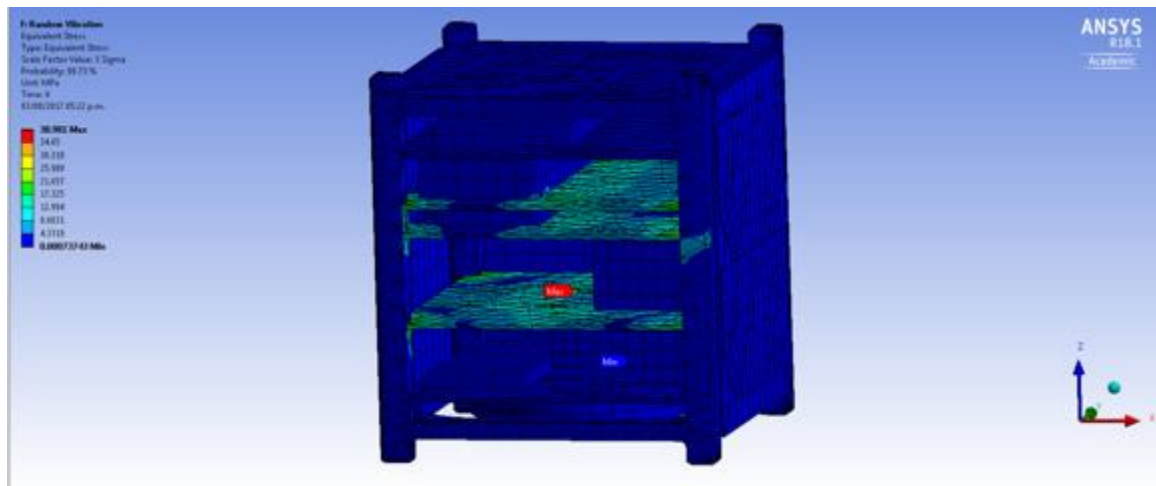
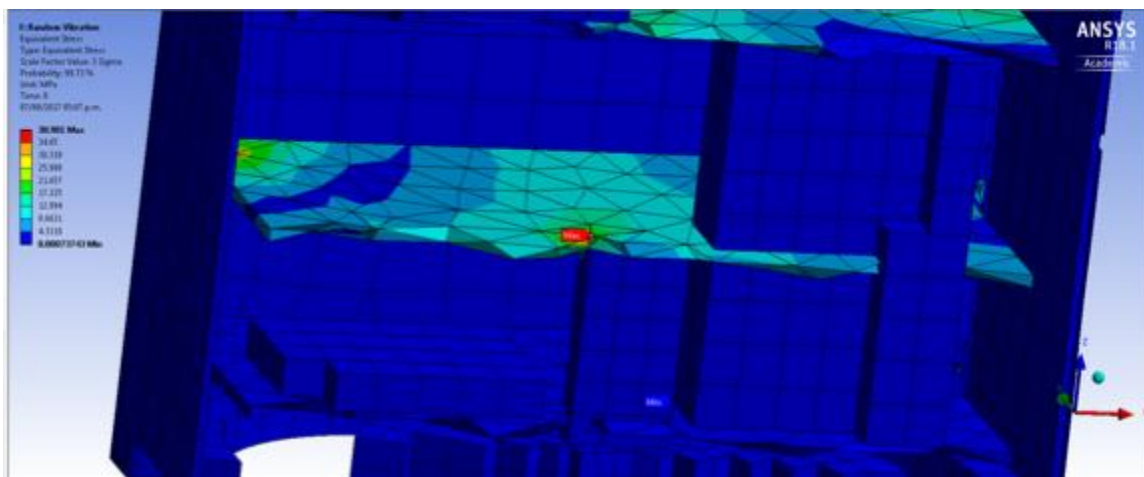


Figura 48. Elemento con esfuerzo máximo en CubeSat ante aceleraciones aleatorias



En este análisis se notó que el elemento que presentaba el esfuerzo máximo se encontraba en una de las PCB. Este elemento se encontró cercano al centro de la PCB que soportaba el peso de componentes como el motor y el lente de la cámara, y que además era soportada en las esquinas por las ranuras. Al considerar que el peso de motor era soportado también muy cercano al centro era de esperarse que en esa área se encontrara el mayor esfuerzo. El caso es similar al de una viga soportada en las esquinas, donde el centro queda libre, y además con una carga puntual en el centro, por lo que es allí donde se presenta el mayor esfuerzo.

**11. Factores de seguridad.** Uno de los puntos más importantes a tomar en cuenta cuando se diseña un sistema mecánico es definir un factor de seguridad FS, es decir, cuánto más grande debe ser la resistencia del material en comparación con el esfuerzo inducido sobre él. Como se mencionó antes, ni el CDS y JPAH proveen una guía para los factores de seguridad. Entonces se recurre al GEVS para obtener el FS (y respecto a qué resistencia) que la NASA recomienda según la combinación del material en estudio y el tipo de análisis.

Cuadro 21. Factores de seguridad según el material en estudio y el tipo de análisis

Material	FS Estático	FS Aleatorio/Acústico
Metálico (Fluencia)	1.25	1.6
Compuesto (Ultima)	1.5	1.9

Tomado de: *General Environmental Verification Standard, NASA (2013)*

Al tomar en cuenta estos FS y los datos de resistencia de material (Cuadro 19) se puede encontrar un esfuerzo máximo permisible, es decir, el valor que el esfuerzo no podrá superar para asegurar que el CubeSat cumple con los FS deseados.

*Ecuación 3. Esfuerzo máximo admisible*

$$\text{Esfuerzo M\u00e1ximo Admisble} = \frac{\text{Resistencia de Material}}{\text{Factor de Seguridad Deseado}}$$

Para el c\u00e1lculo de los FS actual en el CubeSat, es decir, el que estaba experimentando en las pruebas, se tom\u00f3 el esfuerzo de los diferentes componentes utilizando la herramienta de "Probe" en el software. Al reordenar la Ecuaci\u00f3n 3 y utilizar el valor de esfuerzo actual se puede obtener el FS actual en alg\u00fan componente.

*Ecuaci\u00f3n 4. Factor de seguridad presente*

$$\text{Factor de Seguridad Actual} = \frac{\text{Resistencia de Material}}{\text{Esfuerzo Actual}}$$

Cuadro 22. Valores de esfuerzo y factores de seguridad en CubeSat

Componente	RU (MPa)	Estático			Cuasi-estático (+Z)***			Vibraciones aleatorias		
		EMA (MPa)	EMP (MPa)	FSP	EMA (MPa)	EMP (MPa)	FSP	EMA (MPa)	EMP (MPa)	FSP
Celdas	138	92	0.6	230	92	1.3	106	72.6	0.3	460
Estructura	50.3*	40.2	4.2	<b>12</b>	40.2	8.2	<b>6</b>	31.4	5	10
PCBs	77	51.3	0**	N/A	51.3	4.6	17	40.5	38.9	<b>2</b>
Baterías	15.0*	12	0	N/A	12	1.8	8	9.4	1.8	8
Comunicación	78	52	0	N/A	52	0.9	87	41.1	1.4	55
Carrusel	70	46.7	0.1	1,045	46.7	0	N/A	36.8	0.2	350
Motor	40	26.7	0	N/A	26.7	0	N/A	21.1	0.4	108
Computadora	40	26.7	0	N/A	26.7	0.9	44	21.1	0	N/A
Cámara	40	26.7	0	N/A	26.7	0	N/A	21.1	0.1	400

Ru= resistencia última; EMA= esfuerzo máximo admisible; EMP= esfuerzo máximo en prueba; FSP= factor de seguridad presente; N/A= no aplica

\*Para estos componentes se considera la resistencia de fluencia, para el resto se considera la resistencia última

\*\*Los esfuerzos son del orden de  $10^2$  y por facilidad se muestra un valor de 0 como EMP, y de N/A como FS

\*\*\*Los resultados mostrados corresponden al análisis cuasi-estático en dirección +z, los análisis cuasi-estáticos en dirección +x y +y produjeron esfuerzos menores, y se encontró que el FS mínimo fue de 10, cerca del doble que en el primer análisis.

A partir de los resultados del análisis de FEA, resumidos en el Cuadro 22, se notó que el satélite presenta FS relativamente altos. En el escenario Estático el FS mínimo se encuentra en la Estructura y es de 12. En el escenario Cuasi-Estático se presenta un FS mínimo de 6, nuevamente en la Estructura. Por su parte en el escenario de Vibraciones Aleatorias el FS mínimo es de 2 y se encuentra en los PCBs, y es justamente este el esfuerzo mínimo de todos los análisis, por lo tanto, esta es la situación crítica para el CubeSat. Aun así, estos FS mínimos están por encima del que establece NASA (1.9) por lo que es de esperar que el CubeSat se capaz de soportar el ambiente de lanzamiento al que estará expuesto.

## F. MANUFACTURA DE PROTOTIPOS DE ESTRUCTURA

1. Prototipo de impresión 3D. Con el fin de tener un modelo físico se elaboró una impresión 3D de la estructura a partir de los modelos CAD definidos antes. Con esta estructura se verificó el ajuste de las piezas de la estructura y algunos componentes, y también se verificaron las características de la estructura. Además, este prototipo sirvió para comparar con un segundo prototipo que se desarrolló en piezas de aluminio.

*Figura 49. Prototipo de estructura impreso en 3D*



2. Estrategia para maquinado. En este caso era necesario elaborar un segundo prototipo de estructura a partir de bloques de aluminio 7075-Ti65 por el proceso de remoción de material. En este proceso fue necesario utilizar varias máquinas y herramientas y también fabricar algunos accesorios de manufactura. Primero se removió el material con cortes robustos y luego con cortes más finos. También, en este punto se tomó en cuenta la observación de la fase anterior al proyecto en cuanto a la dificultad de maquinar piezas con espesores reducidos y se buscó que la reducción de espesor fuera en las operaciones finales del maquinado. Además, se buscó mantener un número reducido de montajes de piezas para evitar que se perdieran las referencias establecidas. Por esta razón se estableció que el maquinado debía comenzar por las características externas de cada pieza y luego pasar a las internas.

3. **Preparación del material.** El material que se adquirió para la manufactura estaba en presentación de bloques de aluminio de 4x6x1.5 pulgadas (aprox. 102x152x38 mm) por lo que se consideró necesario cortarlo y prepararlo antes del maquinado final. Para esto se emplearon herramientas manuales, para hacer un corte preliminar, y máquinas herramienta convencionales que permitieron acercar las dimensiones a las finales. Con este procedimiento se buscó que las piezas tuvieran 2 mm extra, en cada dirección, para luego ser afinadas.

*Figura 50. Preparación de material para maquinado final*



También fue necesario hacerle un agujero en el centro a cada pieza de material a utilizar ya que de ese punto se sujetarían a una pieza base que ya estaba disponible en el taller.

4. **Elaboración de documentos CAM.** Para el maquinado CNC es necesario definir documentos CAM y para esto se utilizó *Autodesk Inventor 2017* y el módulo de *HSM*. Con estos se establecieron aspectos como el tamaño del material para la manufactura, planos de movimiento para las herramientas, parámetros de corte, trayectorias y operaciones de maquinado.

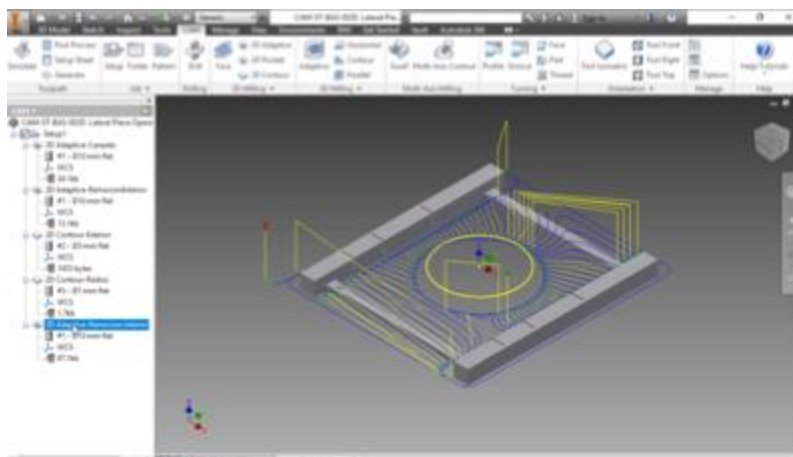
Para el maquinado ya se contaba con una serie de herramientas disponibles así que se trató de ajustar el maquinado a estas. Esto a su vez fue una ventaja porque definió aspectos como el diámetro de herramienta, material, número de filos y otras características de la herramienta. Para definir los parámetros de corte se contó con la asesoría del catedrático experto en maquinado, Dany Escobar (Q.E.P.D), quien proveyó los parámetros de corte basado en su experiencia y conocimiento sobre las herramientas y maquinaria en el laboratorio, y también ayudó durante todo el proceso.

Cuadro 23. Herramientas y parámetros de corte

Tipo de herramienta	Diámetro [mm]	Filos	RPM	Avance [mm/filo]	Plunge [mm/min]
Broca	1.7 (#51)	2	5000	0.05	254
Broca de centro	1	2	4100	0.1	500
Fresa de bola	6	2	6000	0.1	820
Fresa plana	25.4	4	4000	0.06	250
Fresa plana	10	4	3500	0.08	800
Fresa plana	6.35	2	5000	0.08	600
Fresa plana	4	2	6000	0.05	500
Fresa plana	2.2	1	4000	0.08	333
Fresa plana	1.59	2	6000	0.05	400

Con estos parámetros se buscaba que el proceso de manufactura fuera fiable, es decir, que cuidara la herramienta y maquinaria. En este caso no era de interés reducir tiempos ya que solamente se haría dos piezas de cada tipo, 4 en total, en esta ocasión.

Figura 51. Trayectoria de manufactura en CAM

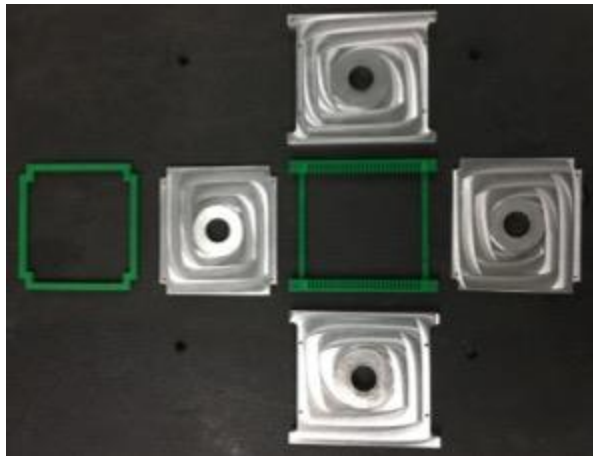


5. Maquinado final. Una vez se contó con el material y los CAM para la manufactura se procedió al maquinado. Para esto primero se colocó la pieza de base, se rectificó su superficie luego de esto se maquinaron las características externas de cada pieza, y los agujeros empezando por las laterales y luego por las de tope.

*Figura 52. Montaje para fabricación de características externas*



*Figura 53. Comparación de exteriores entre piezas impresas en 3D y piezas de aluminio*



Luego de maquinar las características externas de las piezas se procedió a maquinar las características internas y a hacer la reducción de espesores. Para esto se utilizaron cuatro accesorios para ayudar a sostener las piezas en las esquinas, y la pieza de soporte inicial. Además de esto también se realizó el maquinado de las ranuras de la estructura.

*Figura 54. Montaje para maquinado de características internas*



Figura 55. Comparación entre piezas de tope impresa en 3D y maquinada

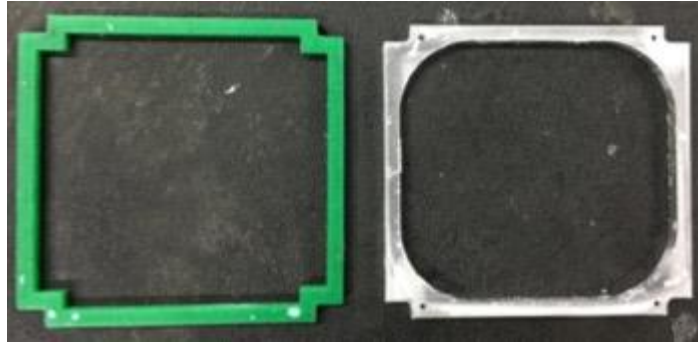
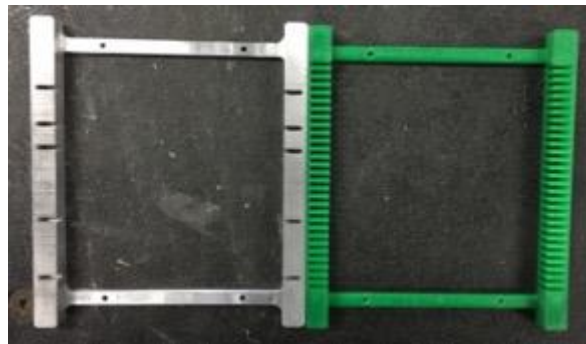
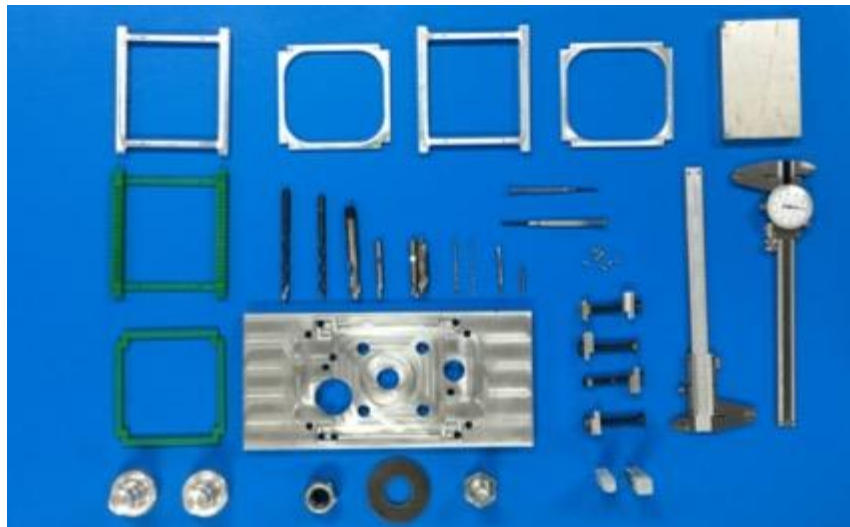


Figura 56. Comparación entre piezas de tope impresa en 3D y maquinada



Como operaciones finales se removieron las rebabas en las orillas del metal utilizando una lija, y también se fabricaron las roscas en las piezas de tope (para unir la estructura).

Figura 57. Elementos utilizados en manufactura



*Figura 58. Prototipo de estructura en aluminio*



6. Verificación de dimensiones. Uno de los puntos críticos de la estructura es su exactitud dimensional, como lo establecen los requerimientos RQ-01 al 04. Para verificar que el prototipo de la estructura cumpliera con estos se realizaron mediciones con Vernier y con Micrómetro. Con los Verniers se verificaron las dimensiones de la estructura, ya ensamblada, de mayor magnitud, es decir, las dimensiones generales en los ejes X, Y y Z. Primero se utilizó un Vernier con escala en milímetros y luego uno con escala en pulgadas, esto para tener varias mediciones y reducir el error humano, y también para tener diferentes sensibilidades en la medición.

Las características de tamaño más reducido se verificaron con un micrómetro. En este caso se verificaron las dimensiones de los rieles. Las dimensiones de las ranuras también se verificaron con Vernier y al deslizar en ellas PCBs similares a las que se utilizarán en el CubeSat final.

*Figura 59. Medición con micrómetro*



Cuadro 24. Mediciones realizadas a estructura

Medición	Vernier 1 [mm]	Vernier 2 [in]	Micrómetro 1 [mm]
Riel X	8.52	0.336 (8.53 mm)	8.53
Riel Y	8.54	0.337 (8.56 mm)	8.51
Riel Z	113.46	4.467 (113.46 mm)	N/A
X	100.00	3.940 (100.08 mm)	N/A
Y	100.10	3.942 (100.13 mm)	N/A
Ranuras	1.70	0.068 (1.72 mm)	N/A

A partir de las mediciones realizadas se notó la exactitud dimensional del prototipo de la estructura es aceptable, las características de la estructura tienen las dimensiones esperadas a partir del documento CAD. El único caso en el que no se tienen las mismas dimensiones que en el CAD es en las ranuras, ya que estas tenían una dimensión de 1.5 mm en el CAD y en el prototipo ronda 1.70 mm. Esto se debió a que la herramienta utilizada en la manufactura tenía un diámetro de 1.59 mm y se tuvieron que hacer ajustes en el CAM para que la operación se realizara.

En general, las dimensiones de la estructura se ajustan dentro de las medidas establecidas por el estándar y dentro de las tolerancias dadas. Por lo tanto, es de esperarse que, si se sigue un procedimiento de manufactura similar al del prototipo, la estructura cumpla con los requerimientos de dimensiones RQ-01 al RQ-04.

## VII. CONCLUSIONES

Se diseñó una estructura con el espacio y los métodos necesarios para integrar todos los componentes considerados hasta el momento en que se realizó este trabajo de graduación. Se fabricó un prototipo de este diseño, y se comprobó por medio de software especializado que el ensamble del satélite soportaba los ambientes mecánicos a los que estará expuesto.

Se verificó que el diseño cumple con los requerimientos de dimensiones que establece el estándar del CubeSat Design Specification y el JEM Payload Accommodation Handbook. Los requerimientos de masa y materiales no fueron posibles de verificar por falta de madurez en el diseño de los demás componentes del satélite o por falta de tecnología. Sin embargo, se establecieron métodos para controlarlos y asegurar su cumplimiento en el futuro.

Se definió como método de sujeción de los componentes el uso de tornillos según las especificaciones del fabricante, ranuras en la estructura como para sujetar las placas internas de electrónicos y tornillos para unir los paneles solares con la estructura.

Se verificó que la estructura soporta los ambientes mecánicos a los que está expuesta por medio de simulaciones de elementos finitos en software especializado y análisis numéricos basados en resistencia de materiales y el estándar CubeSat. Los factores de seguridad sobrepasan los establecidos en el General Environmental Verification Standard.

Se desarrolló la manufactura de un prototipo del CubeSat diseñado. En este se comprobó que el método de fabricación es capaz de definir los elementos deseados con una exactitud dimensional adecuada para el ensamble y acorde con los estándares CubeSat.

Se recopilaron los parámetros a los que se someterá el CubeSat en las pruebas de vibraciones, y fueron utilizados en las simulaciones de software. Los valores de vacío y despresurización también son especificados pero los parámetros para la prueba de termo-vacío deberán ser complementados por el subsistema de Análisis Térmico con las temperaturas y tasas de transferencia de calor.

## VIII. BIBLOGRAFÍA

- ANSYS, Inc. 2013. *ANSYS Mechanical APDL Modeling and Meshing Guide*. Release 15. Canonsburg.
- ASM Aerospace Materials Inc. 2001. *Aluminum 7075-T6;7075-T651*.  
<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6> [04-08-2017]
- AZO Materials. *Lithium (Li), properties, applications*.  
<https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=9101> [04-08-2017]
- Brumbaugh, Katharine, y Glenn Lightsey. 2013. «Application of Risk Management to University CubeSat Missions.» *Journal of Small Satellites* 2 (1): 147-160.
- Budynas, Richard. & Nisbett, J. Keith. 2011. *Shigley's Mechanical Engineering Design*. 9a Edición. New York: McGraw Hill.
- CalPoly. 2009. *CubeSat Design Specification, Rev. 12*. California: The CubeSat Program, CalPoly SLO.
- Complex Systems and Small Satellites. *3U CubeSat Structure*.  
<https://www.c3s.hu/portfolio-item/3u-cubesat-structure/> . [04-08-2017]
- Dielectric Corp. (2012). <http://www.dielectriccorp.com/downloads/thermosets/glass-epoxy.pdf> [04-08-2017]
- EO Portal Directory. *MinXSS (Miniature X-ray Solar Spectrometer) nanosatellite*.  
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/minxss>. [12-09-2017]
- \_\_\_\_\_. *OUFTI-1 (Orbital Utility For Telecommunication Innovation)*.  
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/o/oufti-1>. [12-09-2017]
- Escobar, José, Rodrigo Avelar, y Sergio Argueta. 2015. *CubeSat fase 2*. Guatemala: Tesis de Universidad del Valle de Guatemala.
- Griffin, Michael, y James French. 2004. *Space Vehicle Design*. 2a edición. Blacksburg: AIAA.
- Groover, Mikell. 2007. *Fundamentos de Manufactura Moderna*. 3a edición. México, D. F.: McGraw Hill Interamericana.
- Goodfellow. 2017. *Polycarbonate*.  
[http://www.goodfellow.com/catalogue/GFCat4I.php?ewd\\_token=5rSxF3UbSYqPsO5OBKQyfJJmE2XIHc&n=ldxzQnYdGL1LU01qK84VkOOfeUYk6F&ewd\\_urlNo=GFCat411&Catite=CT301020&CatSearNum=2](http://www.goodfellow.com/catalogue/GFCat4I.php?ewd_token=5rSxF3UbSYqPsO5OBKQyfJJmE2XIHc&n=ldxzQnYdGL1LU01qK84VkOOfeUYk6F&ewd_urlNo=GFCat411&Catite=CT301020&CatSearNum=2) [04-08-2017]

- II-VI Infrared. *Gallium Arsenide*. <http://www.iiviinfrared.com/Optical-Materials/gaas.html>; [04-08-2017]
- INEOS. 2014. *Typical Engineering Properties of Polypropylene*. <http://www.ineos.com/globalassets/ineos-group/businesses/ineos-olefins-and-polymers-usa/products/technical-information--patents/ineos-engineering-properties-of-pp.pdf> [04-08-2017]
- Innovative Solutions In Space. [11-09-2017]. <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2016/02/ISIS-CubeSat-Structures-Brochure-v1.pdf>.
- Innovative Solutions In Space. *CubeSat Structures*. <https://www.isispace.nl/product-category/satellite-products/cubesat-structures/>. [12-09-2017]
- JAMSS. 2015. «Process and Recent Lessons Learned of CubeSat Launch and Deployment from Japanese Experiment Module of ISS.» Japan Manned Space Systems Corporation.
- JAXA. 2015. «JEM Payload Accommodation Handbook.»
- Kaule, F. Wang, W. & Schoenfeld, S. 2013. *Modelling and Testing the Mechanical Strength of Solar Cells*. Massachusetts. [https://www.researchgate.net/profile/Stephan\\_Schoenfelder/publication/261003169\\_presentation\\_on\\_conference/links/02e7e532ffcea1bd41000000.pdf?origin=publication\\_list](https://www.researchgate.net/profile/Stephan_Schoenfelder/publication/261003169_presentation_on_conference/links/02e7e532ffcea1bd41000000.pdf?origin=publication_list) [11-09-2017]
- McMaster-Carr. *Mil. Spec. 18-8 Stainless Steel Phillips Flat Head Screws.* <https://www.mcmaster.com/#93085a019/=18dwixz>. [02-08-2017]
- Miranda, Emilio, José Flores, Juan Molina, y Lucrecia Aragon. 2014. *Cubesat fase 1*. Guatemala: Tesis de Universidad del Valle de Guatemala.
- Montana State University. *PrintSat*. <https://ssel.montana.edu/printsat.html>. [14-09-17]
- Moaveni, Saeed. 2008. *Finite Element Analysis: Theory and Application with ANSYS*. New Jersey: Prentice Hall.
- Nano Avionics. *CubeSat Structure*. <http://n-avionics.com/wp-content/uploads/cubesat-structure-main.jpg>. [12-09-2017]
- NASA. 2013. «General Environmental Verification Standard (GEVS).»
- \_\_\_\_\_. 2015. *Small Spacecraft Technology State of The Art*. California: Mission Design Division.
- NASA Goddard Space Flight Center. 2013. *General environmental verification standard (GEVS)*. Greenbelt Maryland.
- Professional Plastics. *Mechanical Properties of Plastic Materials*. <http://www.professionalplastics.com/professionalplastics/MechanicalPropertiesofPlastics.pdf> [04-08-2017]

- Pumpkin Inc.  
[http://www.pumpkinspace.com/store/c4/CubeSat\\_Kit%E2%84%A2\\_Structures.html](http://www.pumpkinspace.com/store/c4/CubeSat_Kit%E2%84%A2_Structures.html). [12-09-2017]
- Pumpkin Inc. [http://www.cubesatkit.com/images/cubesatkit\\_1u-revd-skeleton.jpg](http://www.cubesatkit.com/images/cubesatkit_1u-revd-skeleton.jpg) [14-09-2017]
- Rao, S. 2011. *Mechanical Vibrations*. 5th ed, Pearson Education Inc. New Jersey.
- Swartwout, Michael. *CubeSat Database*.  
[https://drive.google.com/file/d/0B\\_YNiLtqhzSqZ3dXdmRKc1ROWUE/view](https://drive.google.com/file/d/0B_YNiLtqhzSqZ3dXdmRKc1ROWUE/view)  
<https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database>. [01-10-2017]
- Young, Hugh, y Roger Freedman. 2009. *Física Universitaria, Vol. 1*. México, D.F.: Pearson Educación.

## IX. ANEXOS

Anexo 1. Cuadro de propiedades físicas de componentes

Subsistema	# Parte UVG	Descripción	Cantidad	Masa por unidad (g)	Dimensión X (mm)	Dimensión Y (mm)	Dimensión Z (mm)	Fabricante
PLD	PT-PLD-CAM-001	Cámara monocrómica	1	50	28	30	41	Crystal Space
PLD	PT-PLD-MOT-001	Motor stepper	1	37	22.6	12.65	17.1	Maxon Motor
PLD	PT-PLD-CAR-001	Carrusel	1	95	83	83	7.2	UVG
PLD	PT-PLD-GPS-001	GPS	182	55	55	55	14	PIKSI
PLD Masa (g)								
COMMS	PT-COMM-TRA-001	Transmisor VHF/UHF	1	25	65	40	6	Gomspace
COMMS	PT-COMM-ANT-001	Mecanismo de antena	1	10	15.5	15.5	35	MinXSS
COMMS Masa (g)								
C&DH	PT-C&DH-RSP-001	Raspberry Pi Zero	2	9	30	65	9	Adafruit
C&DH Masa (g)								
ST	PT-ST-BAS-001	Pieza de tope	2	29	100	94	5	UVG
ST	PT-ST-BAS-002	Pieza lateral	2	52	100	100	113.5	UVG
ST	PT-ST-SCR-002	Tornillo 2-56x5/16	8	0.25	4	8	4	McMaster Carr
ST Masa (g)								
PWR	PT-PWR-BAT-001	Batería	2	40	60	54	5	Sparkfun
PWR	PT-PWR-SCL-001	Celda Solar	11	4	80	0.1	40	Azur Space
PWR Masa (g)								

Anexo 1. Cuadro de propiedades físicas de componentes (continuación)

Subsistema	# Parte UVG	Descripción	Cantidad	Masa por unidad (g)	Dimensión X (mm)	Dimensión Y (mm)	Dimensión Z (mm)	Fabricante
ADC	PT-ADC-MAG-001	Barra magnética	1	6	12.7	12.7	6.35	K&J Magnetics
ADC	PT-ADC-SNS-001	Magnetómetro	1	6	25.4	25.4	2	Adafruit /Honeywell
ADC	PT-ADC-SNS-002	Fotodiodos	6	2	4	2	1.05	Digikey
ADC	PT-ADC-MAG-002	Barras de histéresis	2	0.65	95	1	1	-
ADC	PT-ADC-CRC-001	Convertidor AD	1	2	5	6.4	1.2	Texas Instruments
ADC Masa (g)			<b>27</b>					
PCB	PT-PCB-INT-001	PCB Interno	5	40	95	90	1.5	UVG
PCB	PT-PCB-EXT-001	PCB Externo	6	30	95	90	1.5	UVG
PCB Masa (g)			<b>380</b>					
Masa Extra (20% del máximo)			<b>266</b>					
Masa total (g)			<b>1196</b>					

*Anexo 2. Planos de estructura*

*Anexo 3. Ficha técnica de tornillos para unir CubeSat*

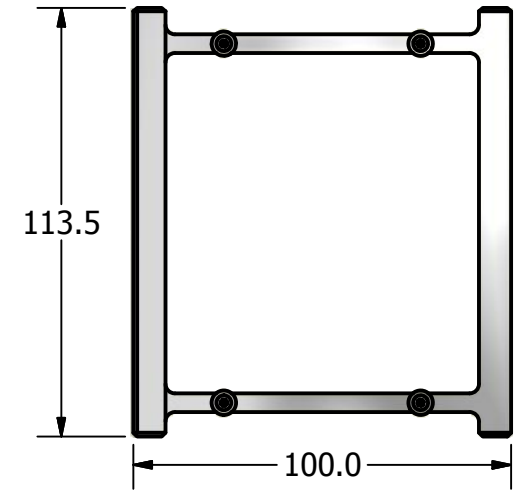
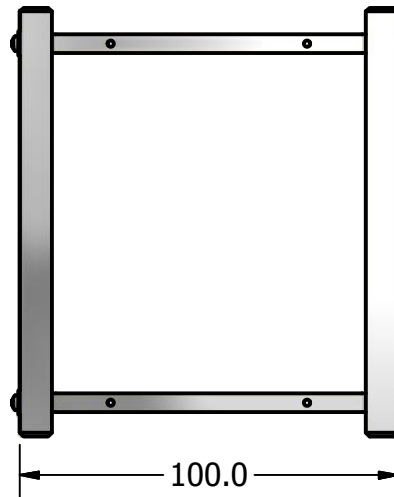
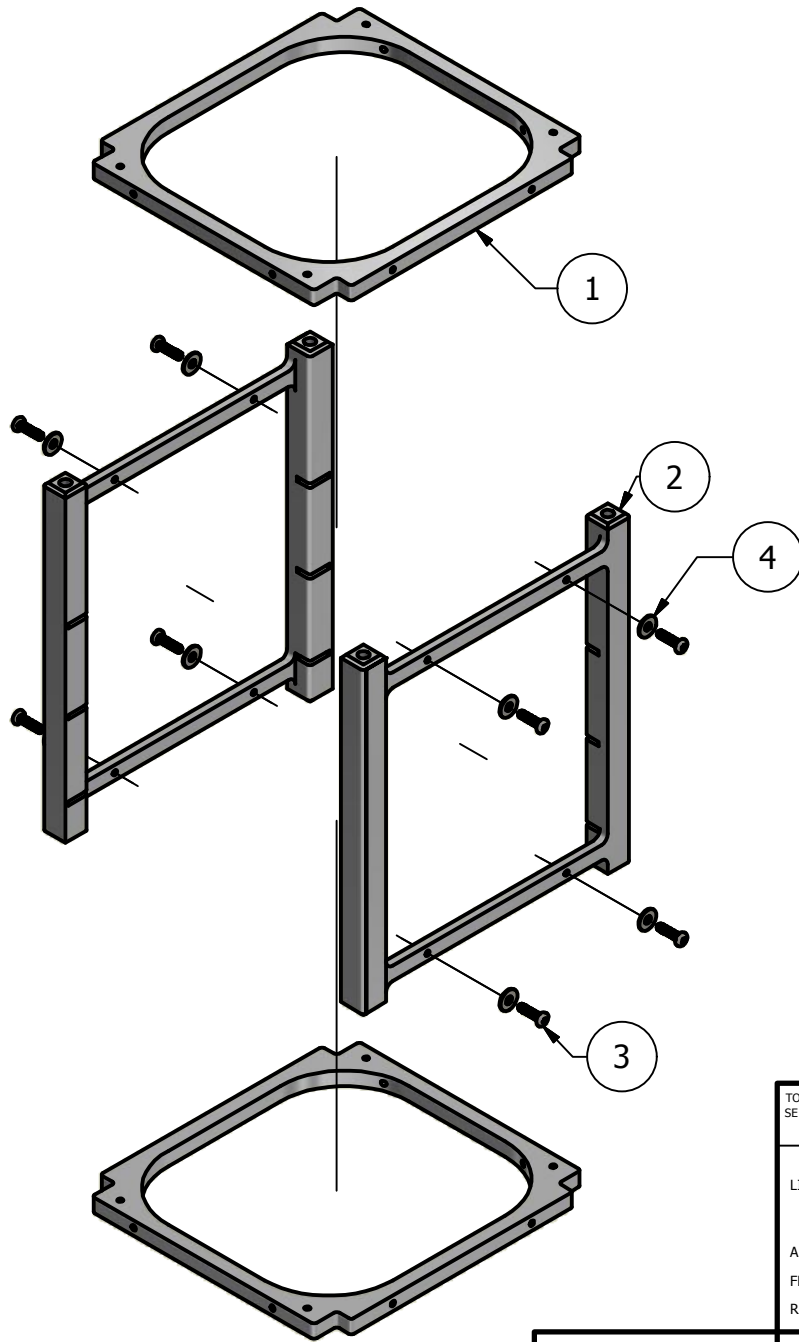
2

1

PARTS LIST				
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION	MATERIAL
1	2	PT-ST-BAS-001	TOP PIECE	ALUMINUM 7075
2	2	PT-ST-BAS-002	LATERAL PIECE	ALUMINUM 7075
3	8	M2 X0.4 6mm	SCREW WITH NYLON PATCH	STAINLESS STEEL
4	1	#2 WASHER	WASHER	STAINLESS STEEL

B

B



A

A

TODAS LAS MEDIDAS EN PULGADAS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGUN ASME Y14.5 - 2009.

## TOLERANCIAS GENERALES

LINEAL .X ± 0.1  
.XX ±<sup>-</sup>  
.XXX ±<sup>-</sup>

ANGULAR ±<sup>-</sup>FRACCIONES ±<sup>-</sup>RUGOSIDAD SUPERFICIAL 1.6  $\sqrt{R}$ 

DIBUJADO POR

B. GARCÍA

FECHA

20/04/2016

DISEÑADO POR

J. LARA

FECHA

14/03/2016

REVISADO POR

A. VIAU

FECHA

APROBADO POR

V. AYERDI

FECHA

NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO

CUBESAT PHASE III

TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.



UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III  
Guatemala, Guatemala 01015

PBX: (502) 2634-0336 / 40

info@uvg.edu.gt

TÍTULO:

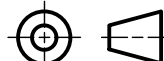
ASM-ST-BAS-001  
STRUCTURE BASE ASSEMBLY

NÚMERO DE DIBUJO: 001

MATERIAL

TRATAMIENTO

MASA: 0.163 kg



TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN

FORMATO

A

ESCALA: 1:2

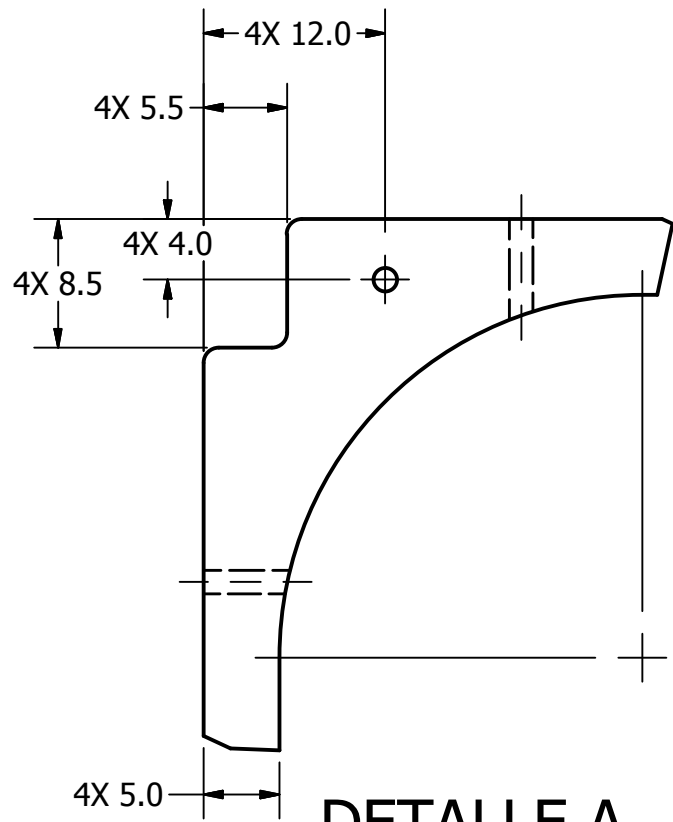
UNIDADES: mm

PÁGINA 1 DE 3

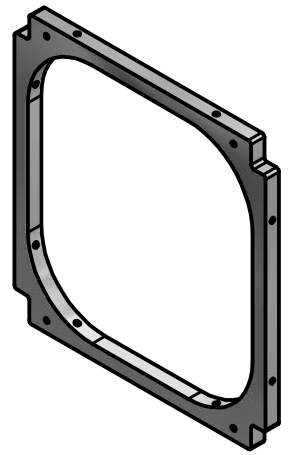
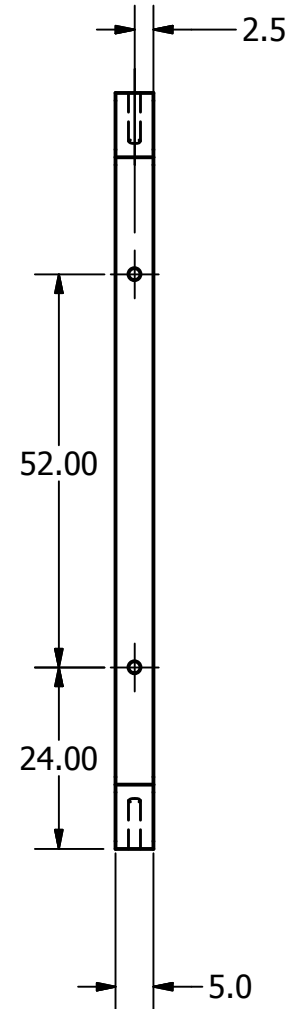
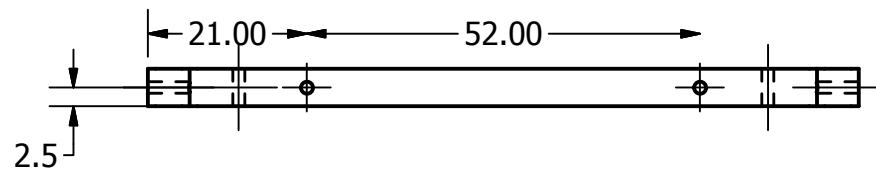
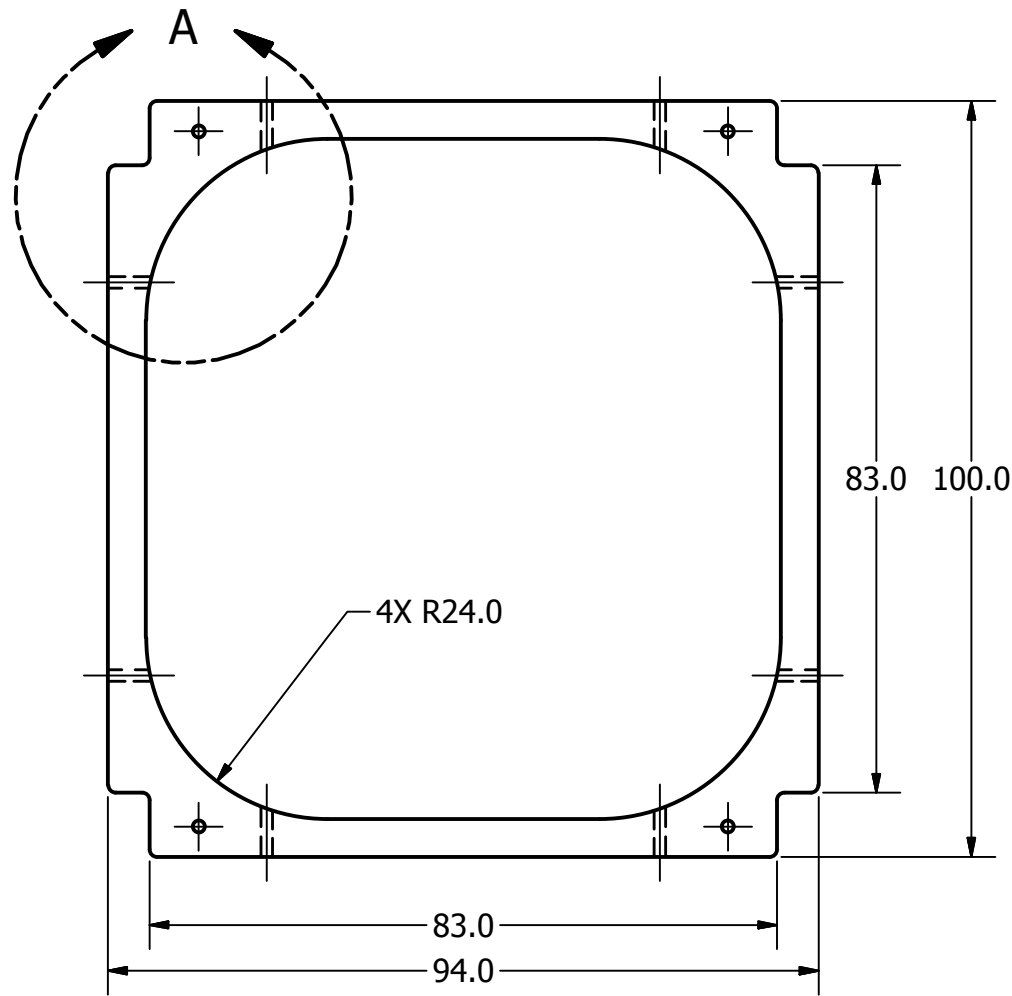
REV  
A

2

1



**DETALLE A**  
ESCALA 2 : 1



ESCALA 1:2

NOTA: TODOS LOS AGUJEROS SON PASADOS Y CON ROSCA M2 X 0.4

<p>TODAS LAS MEDIDAS EN PULGADAS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGUN ASME Y14.5 - 2009.</p> <p><b>TOLERANCIAS GENERALES</b></p> <p>LINEAL .X ± .1 .XX ± .05 .XXX ± "</p> <p>ANGULAR ± "</p> <p>FRACCIONES ± "</p> <p>RUGOSIDAD SUPERFICIAL ✓</p>	<p>DIBUJADO POR <b>B. GARCÍA</b></p>	<p>FECHA <b>20/04/2016</b></p>	<p>UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt</p>
	<p>DISEÑADO POR <b>J. LARA</b></p>	<p>FECHA <b>14/03/2016</b></p>	
	<p>REVISADO POR <b>A. VIAU</b></p>	<p>FECHA</p>	<p>TÍTULO: <b>PT-ST-BAS-002 TOP PIECE</b></p>
	<p>APROBADO POR <b>V. AYERDI</b></p>	<p>FECHA</p>	<p>NÚMERO DE DIBUJO: <b>001</b></p>
<p>MATERIAL <b>Aluminum 7075</b> TRATAMIENTO</p>	<p>NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO <b>CUBESAT PHASE III</b></p>	<p>TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.</p>	<p>FORMATO <b>B</b></p>
<p>MASA: <b>0.030 kg</b></p>	<p>TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN</p>		<p>ESCALA: <b>1:1</b></p>
			<p>UNIDADES: <b>mm</b></p>
			<p>PÁGINA <b>2</b> DE <b>3</b></p>
			<p>REV <b>D</b></p>

4 3 2 1

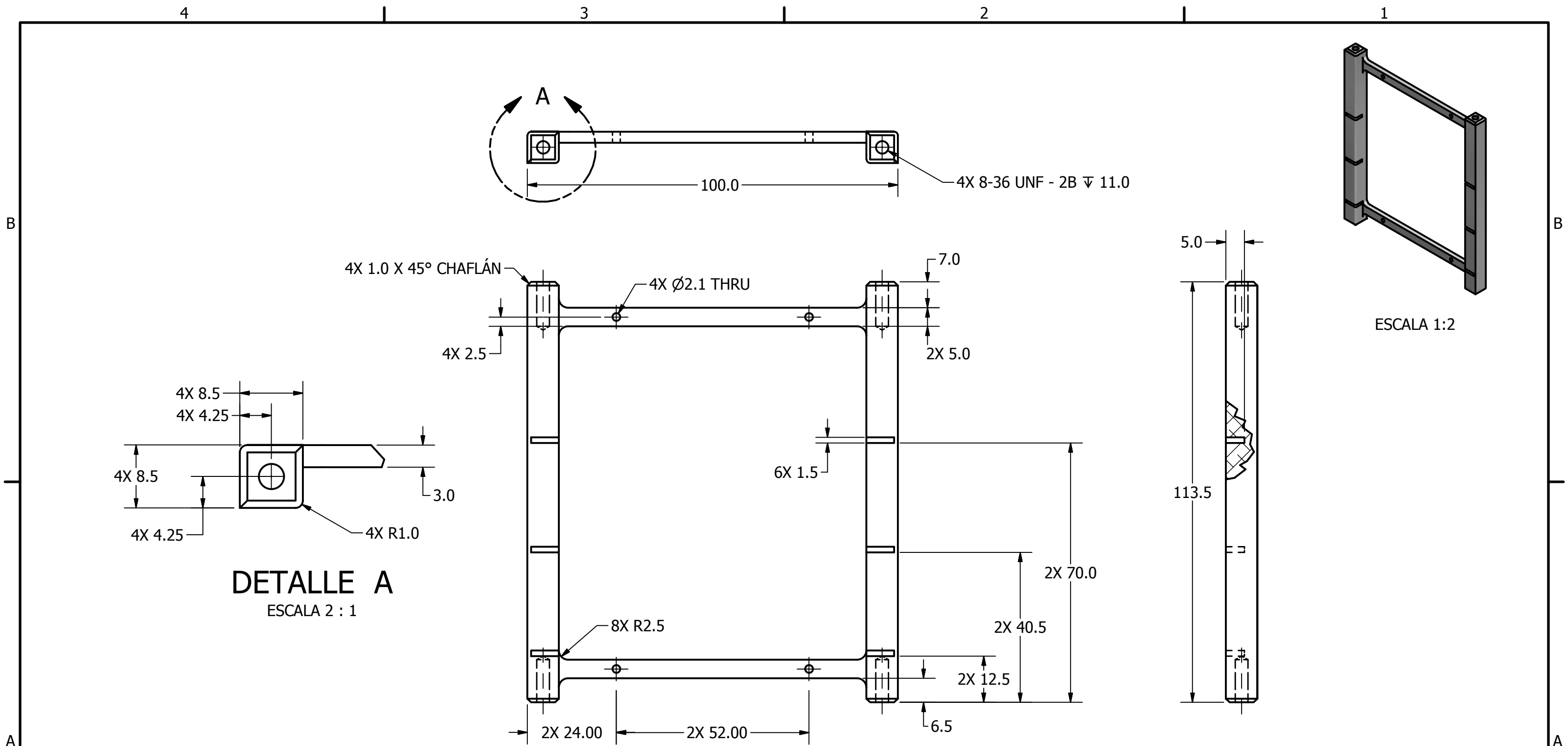
4 3 2 1

B

B


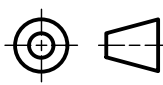
A

A



**DETALLE A**  
ESCALA 2 : 1

ESCALA 1:2

<p>TODAS LAS MEDIDAS EN PULGADAS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGÚN ASME Y14.5 - 2009.</p> <p><b>TOLERANCIAS GENERALES</b></p> <p>LINEAL .X ± 0.1 .XX ± 0.05 .XXX ± "</p> <p>ANGULAR ± "</p> <p>FRACCIONES ± "</p> <p>RUGOSIDAD SUPERFICIAL 1.6 <math>\mu</math>m</p>	<p>DIBUJADO POR <b>J. LARA</b></p>	<p>FECHA <b>21/04/2016</b></p>	 <p>UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt</p>
	<p>DISEÑADO POR <b>B. GARCÍA</b></p>	<p>FECHA <b>14/03/2016</b></p>	
	<p>REVISADO POR <b>A. VIAU</b></p>	<p>FECHA</p>	
	<p>APROBADO POR <b>V. AYERDI</b></p>	<p>FECHA</p>	
<p>MATERIAL <b>Aluminum 7075</b> TRATAMIENTO <b>ANODIZADO</b> MASA: 0.050 kg</p>	 TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN	<p>NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO <b>CUBESAT PHASE III</b></p>	<p>TÍTULO: <b>PT-ST-BAS-002 LATERAL PIECE</b></p>
		<p>TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.</p>	<p>NÚMERO DE DIBUJO: 002</p>
		<p>FORMATO <b>B</b></p>	<p>ESCALA: 1:1</p>
		<p>UNIDADES: mm</p>	<p>PÁGINA 3 DE 3</p>
		<p>REV <b>C</b></p>	

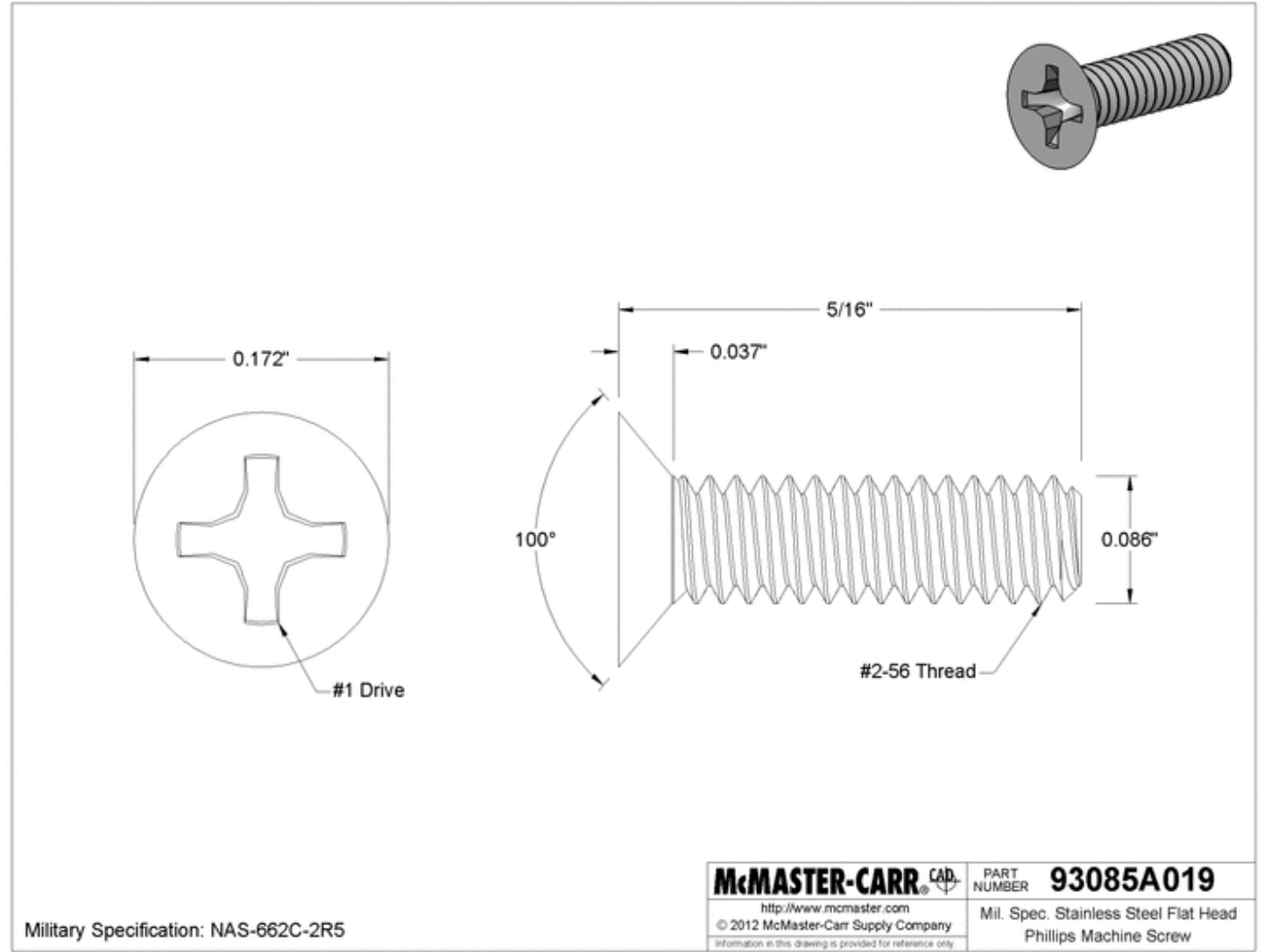
## Mil. Spec. Stainless Steel Phillips Flat Head Screws 100 Degree Countersink Angle, 2-56 Thread, 5/16" Long

\$8.64 per pack of 100  
93085A019



Thread Size	2-56
Length	5/16"
Threading	Fully Threaded
Countersink Angle	100°
Flat Head Profile	Standard
Head Diameter	0.172"
Head Height	0.037"
Drive Style	Phillips
Drive Size	No. 1
Material	18-8 Stainless Steel
Finish	Passivated
Hardness	Rockwell B70
Tensile Strength	70,000 psi
Screw Size Decimal Equivalent	0.086"
Thread Type	UNC
Thread Spacing	Coarse
Thread Fit	Class 2A
Thread Direction	Right Hand
Head Type	Flat
System of Measurement	Inch
Specifications Met	Fed. Spec. FF-S-92, Fed. Spec. QQ-P-35, NAS 662C-2R5
RoHS	Compliant

Choose these screws for their adherence to strict military standards for material and construction. They have good chemical resistance and are passivated for added protection against oxidation and corrosion. They may be mildly magnetic. Screws are angled under the head to sit flush within countersunk holes. Length is measured from the top of the head. Screws with a 100° countersink angle distribute pressure over a wide area to prevent crushing soft materials.



The information in this 3-D model is provided for reference only.