



UNIVERSIDAD EUROPEA DE MADRID
ESCUELA DE INGENIERÍA Y DE ARQUITECTURA
MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

TRABAJO FIN DE MÁSTER
PROCESO DE DISEÑO ESTRUCTURAL DE UN PROYECTO CUBESAT

Autor: Samuel MOTOS OLMEDO
Tutor: Julio GALLEGOS ALVARADO

Abril de 2023

Agradecimientos

Dedicado a:

*Mi madre, mi padre y mi hermano,
por su apoyo incondicional.*

*A mi pareja,
por soportarme durante todo el proceso.*

*A mis compañeros de máster,
por haber batallado juntos estos dos años.*

*A Julio Gallegos,
por su ayuda como tutor académico.*

Índice

Índice de figuras	6
Índice de tablas	7
Lista de acrónimos	8
1. INTRODUCCIÓN	9
2. OBJETIVOS	9
3. ESTADO DEL ARTE	10
3.1. Reducción del tamaño en la tecnología: Nanosatélites	10
3.2. Historia de lanzamientos tierra-órbita de satélites	11
4. CARACTERÍSTICAS DEL PROYECTO CUBESAT	13
4.1. Fases de vida del CubeSat	15
4.1.1. Fase en tierra	15
4.1.2. Fase de lanzamiento e inyección en órbita	15
4.1.3. Vida útil en órbita	15
4.2. Composición del CubeSat	16
4.2.1. Estructura	16
4.2.2. Sistemas de potencia eléctrica	17
4.2.3. Sistema de gestión de datos a bordo	18
4.2.4. Sistemas de telemetría, tracking y mando	18
4.2.5. Software a bordo	19
4.2.6. Sistema de determinación y control de órbita	19
4.2.7. Sistemas de determinación y control de actitud	20
4.2.8. Sistema de propulsión	23
4.2.9. Sistema de control térmico	23
4.3. Requisitos generales	24
Samuel Motos Olmedo	4

5. DEFINICIÓN DE REQUISITOS ESTRUCTURALES	27
5.1. Requerimientos internos	29
5.1.1. Requerimientos según misión	29
5.1.2. Requerimientos en función del bus	30
5.2. Requerimientos externos	34
5.2.1. Requisitos dictaminados por el vehículo de lanzamiento	34
5.2.2. Requisitos dictaminados por el entorno espacial	36
5.2.3. Requisitos dictaminados por el sistema de despliegue (dispenser) . .	38
6. ESTRUCTURA DEL CUBESAT	40
6.1. Dimensiones del CubeSat	41
6.2. Propiedades de la distribución de masa	44
6.3. Especificaciones mecánicas del CubeSat	45
6.4. Cálculo de cargas aplicadas al CubeSat	46
6.5. Consideraciones estructurales	48
7. SISTEMA DE DESPLIEGUE. INTERFAZ COHETE-CUBESAT	49
7.1. Elementos y funcionamiento del dispenser	50
7.2. Consideraciones y elección del dispenser	55
8. DISEÑO DE DESPLIEGUE DE ANTENA	61
8.1. Consideraciones y elección de sistema de despliegue de antena	62
8.2. Ensayo de despliegue de antena	65
9. ENSAYOS AMBIENTALES	66
10. CONCLUSIONES	68
Bibliografía	70

Índice de figuras

1.	Histórico de creación de entidades dedicadas al sector de nanosatélites [2]	12
2.	Histórico del número de lanzamientos según el tipo de nanosatélite [2]	13
3.	Ejemplo de tipos de orientación satelital [4]	14
4.	Placas estándar PC/104 [8]	31
5.	Antena parche [9]	33
6.	Diagrama en V del desarrollo estructural	35
7.	Diagrama en V de diseño [5]	41
8.	Configuraciones posibles de CubeSats [10]	42
9.	Plano de CubeSat de 3U [10]	43
10.	Plano de CubeSat de 3U+ [10]	44
11.	Plano de sistema de despliegue con puerta abierta [12]	52
12.	Plato y resorte del interior de un deployer [13]	53
13.	Ubicación de las pestañas de un deployer (puntos rojos) [12]	55
14.	Interfaz mecánica del sistema de despliegue [15]	60
15.	Configuración de antenas desplegadas [17]	63
16.	Configuración de antenas plegadas [18]	64
17.	Secuencia de despliegue de antenas	65

Índice de tablas

1.	Combinación de sensores y actuadores vs actitud [5]	22
2.	Configuraciones de CubeSat tamaño(U)/masa(kg) [10]	42
3.	Sistemas de despliegue en el mercado [5]	50
4.	Propiedades técnicas del Windform XT 2.0 [14]	57
5.	Comparación de propiedades Al 6061-T6 vs Al 7075-T7 [16]	61
6.	Ensayos ambientales de CubeSat y dispenser [20] [21]	67

Lista de acrónimos

AFSPCMAN 91-710 Air Force Space Command Manual 91-710, Volume 3. 25, 26

CMB cosmic microwave background. 9, 14

CVCM Material Condensable Volátil Recolectado. 37

FOD Daño de Objeto Extraño. 59

GNSS Global Navigation Satellite Systems. 20

ISS Estación Espacial Internacional. 13, 36, 37, 44, 45, 47, 48, 59, 68, 69

JAXA Japan Aerospace Exploration Agency. 36, 66

LEO Low Earth Orbit. 36

MIL-A-8625 MILITARY SPECIFICATION: ANODIC COATINGS FOR ALUMINUM
AND ALUMINUM ALLOYS. 58

NASA National Aeronautics and Space Administration. 66

TML Pérdida de Masa Total. 37

1. INTRODUCCIÓN

Los satélites son elementos que orbitan alrededor de un cuerpo celeste determinado. Existen satélites naturales y satélites artificiales. El objeto de estudio de este trabajo se centrará en los satélites artificiales.

La industria espacial y en concreto, la tecnología satelital, se están viendo cada vez más normalizadas en la sociedad actual. La importancia de esta tecnología puede verse reflejada en sistemas de comunicaciones, observaciones de la Tierra, investigación del espacio profundo y geolocalización, entre otras utilidades. Los avances tecnológicos en diferentes ámbitos como electrónica, hardware, software, ingeniería de materiales... han propiciado una disminución del peso y el espacio útil que necesita un equipo para cumplir una misión. Los avances en coherencia con cada vez más empresas implicadas en el sector, ha generado una competencia en el mercado propiciando una mayor accesibilidad (menos costes) para poner algo en órbita. Es de ahí donde nace este proyecto académico con la intención de generar una señal de calibración para telescopios que observan el fondo cósmico de microondas o cosmic microwave background (CMB).

2. OBJETIVOS

El objetivo principal de este trabajo es plantear las bases del diseño estructural de un proyecto CubeSat, focalizando en la propia estructura del CubeSat, el sistema de despliegue que será interfaz entre CubeSat y vehículo de lanzamiento y un sistema de despliegue de antenas. Para ello se ofrecerán distintas posibilidades de diseño para cada caso en función de los datos de la misión que se disponen y distintas normativas aplicables. Estas posibilidades se llevarán a análisis y se dará una elección que se considera más adecuada para completar la misión.

Primero se contextualizará la situación de la tecnología de los nanosatélites con el objetivo de visibilizar la importancia que se está adquiriendo mundialmente en el mercado de los CubeSats y su crecimiento. Después se definirán los datos que se conocen de la

misión que deberá realizar el CubeSat del estudio y sus fases, para posteriormente definir de manera genérica los subsistemas que se emplean en este tipo de proyecto. Esto ayudará a comprender mejor las características y las compatibilidades que deben tener las futuras estructuras con los subsistemas a bordo. A continuación se expondrán los requisitos aplicables según el subsistema. Se debe saber que no se conocen en detalle ningún subsistema y se parten de algunos datos generales aplicables, por lo que el cálculo de estructuras y magnitudes concretas no serán objetivo del trabajo.

Las simulaciones estructurales no serán objeto de estudio de esta primera fase de diseño estructural, ya que se desconocen la mayoría de equipos que viajarán en el CubeSat y no se realizaría una estructura optimizada. Podría contemplarse a futura una simulación con las características máximas que se acaben recogiendo aquí. Las posibilidades que ofrece el mercado no se abordan en cuanto al aspecto económico, pero sí se han basado algunos resultados en ciertas posibilidades que se pueden dar. Por lo tanto, no se ha concretado ningún vehículo de lanzamiento como el que se utilizará para llevar a cabo la misión. Este aspecto es uno de los más importantes para terminar de detallar el diseño de la estructura, ya que con el vehículo de lanzamiento se conseguirían las cargas concretas que el sistema de despliegue junto con el CubeSat puede ver y otras particularidades como posibles incompatibilidades de diseño.

3. ESTADO DEL ARTE

3.1. Reducción del tamaño en la tecnología: Nanosatélites

Los nanosatélites nacen de la necesidad de cumplir un servicio con la premisa del menor peso posible. Se trata de una mejora de un servicio que ya existía, por lo que este hecho tiene una relación directa con el desarrollo de la nanotecnología. Generar dispositivos que cumplan una función determinada a la vez que se disminuye su tamaño considerablemente no es una tarea barata ni trivial. Los satélites conocidos se pueden clasificar por su peso:

- **Grandes satélites:** Peso mayor a 1000 Kg.

- **Satélites medianos:** Peso entre 500 y 1000 Kg.
- **Mini satélites:** Peso entre 100 y 500 Kg.
- **Micro satélites:** Peso entre 10 y 100 Kg.
- **Nano satélites:** Peso entre 1 y 10 Kg.
- **Pico satélite:** Peso entre 0,1 y 1 Kg.
- **Femto satélite:** Peso menor a 100 g.

Dentro de los nanosatélites, encontramos el formato de los CubeSat, que son un tipo de satélites con un tipo de configuración, tamaños y rango de pesos específicos. Esto se explicará más adelante en este trabajo.

3.2. Historia de lanzamientos tierra-órbita de satélites

La puesta en órbita de satélites es relativamente reciente. El comienzo de los lanzamientos cuya misión era la puesta en órbita de satélites data de los años 1950. Un gran número de pequeños satélites se han puesto en órbita a lo largo de la década de los 50. Durante la década de los 60 se mantuvo el impacto y el número de lanzamientos de pequeños satélites. Fue en los años 70 y principio de los 80 cuando decreció la frecuencia de lanzamiento de estos reducidos satélites. Debido a los avances en la electrónica y la tendencia a la miniaturización de componentes, a finales de los 80 hasta mediados de la década de los 90 volvió a crecer el número de lanzamientos de pequeños satélites.

En el año 1999 se creó el proyecto CubeSat en la Universidad Politécnica del Estado de California, que estandarizó los nanosatélites en forma de cubo de 10 centímetros de lado, cuyo formato hoy en día sigue como referencia [1].

Los satélites convencionales han sido productos de grandes empresas y entidades con elevada capacidad de financiación para estos proyectos. La nanotecnología permite acceder al mercado a empresas de no tan alto presupuesto. En este mercado se encuentran los nanosatélites, y por tanto los CubeSats, los cuáles pueden ofrecer ciertas prestaciones

con sistemas cada vez más diminutos. La miniaturización de sus componentes y su estandarización permite realizar nanosatélites brindando ciertos servicios de manera eficaz, más barata y duración de desarrollo más breve. A continuación se presenta una imagen que muestra el desarrollo creciente de la industria en nanosatélites en los últimos años:

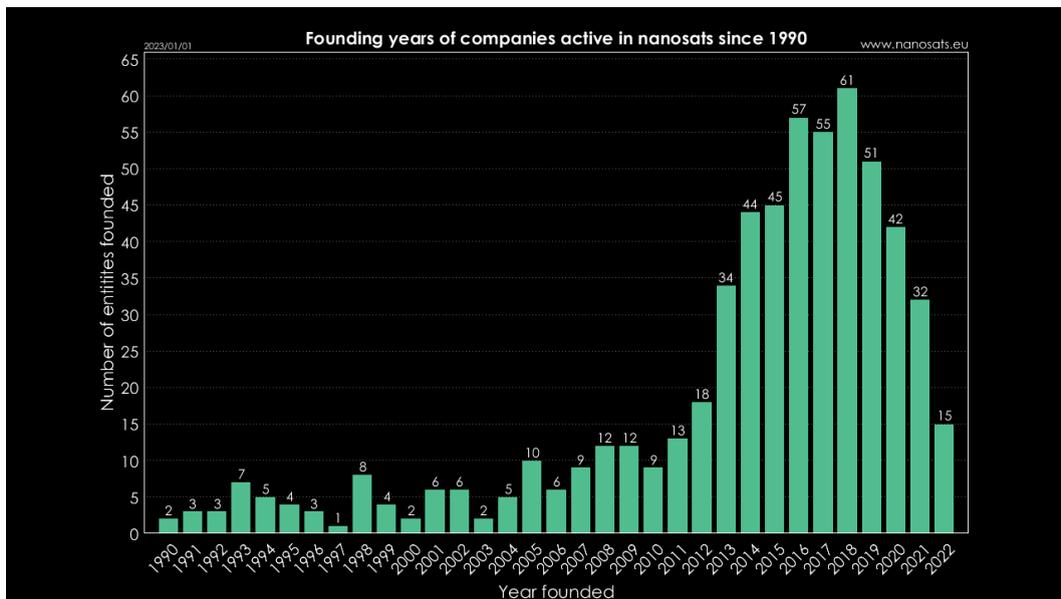


Figura 1: Histórico de creación de entidades dedicadas al sector de nanosatélites [2]

Este crecimiento se ha traducido directamente en mayor puesta en órbita de satélites. En la figura siguiente se presenta el número de lanzamientos realizados y previstos de nanosatélites según los tipos hasta comienzos del 2023. Entre todos estos destacan claramente los CubeSats de 3U, que serán objeto de estudio en este trabajo.

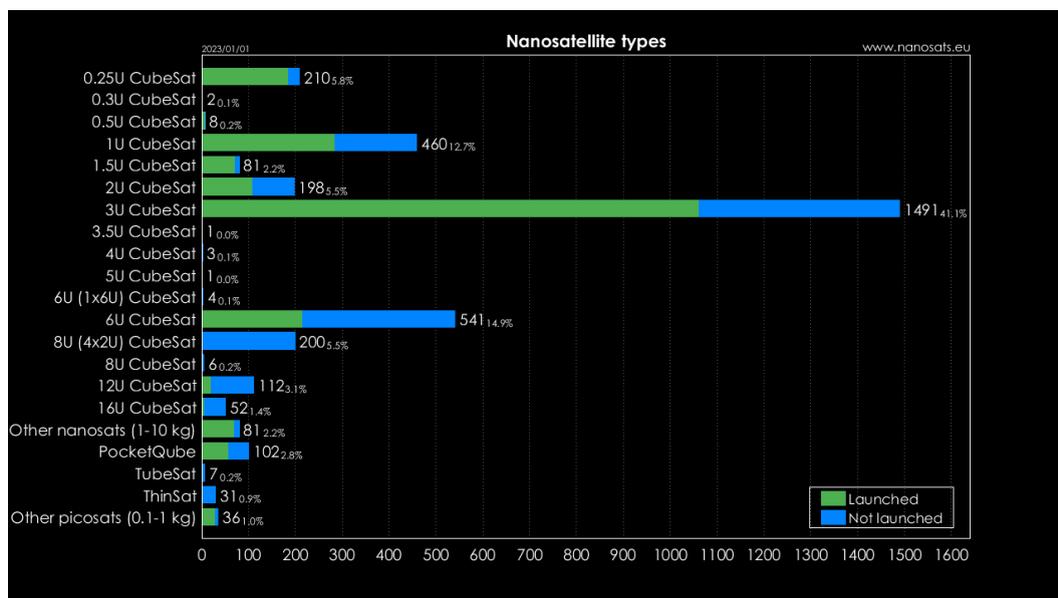


Figura 2: Histórico del número de lanzamientos según el tipo de nanosatélite [2]

Como se ha observado, este tipo de satélites ha despertado el interés de muchas personas y entidades, que se han sentido cautivadas por esta relativamente nueva accesibilidad al espacio.

4. CARACTERÍSTICAS DEL PROYECTO CUBESAT

El equipo que se va a analizar en este trabajo no está especificado totalmente por lo que se van a discutir diferentes aspectos de diseño y sus posibilidades que se pueden dar en el desarrollo del CubeSat.

Para empezar, el CubeSat de este trabajo tendrá como misión orbitar en una órbita similar a la de la Estación Espacial Internacional (ISS). La órbita de la ISS se encuentra a unos 400 km de altura. Su órbita esta inclinada $51,6^\circ$ y se desplaza a una velocidad de más de 27.000 km/h. Completa una vuelta a la tierra aproximadamente cada 91 minutos sobrevolando la mayor parte de la superficie terrestre a diario [3].

El CubeSat irá equipado con 3 antenas parche, de las cuales 2 serán antenas para

generar una señal de calibración para telescopios que observan el cosmic microwave background (CMB) y la tercera antena es de banda S para downlink. Además llevará 4 antenas desplegadas referentes al sistema de comunicación uplink/downlink. Estas antenas desplegadas se analizarán más adelante en este trabajo para poder dar una solución para el despliegue de éstas.

Otro dato característico del caso de estudio es que se trata de un CubeSat de 3U (ver figura 9), lo cual se especificará más adelante en este trabajo. Este equipo estará dotado de paneles solares en 3 de sus caras largas, mientras que la cara restante se empleará para el uso de antenas parche que estarán constantemente apuntando al nadir de la Tierra. Esto quiere decir que una de las caras del pequeño satélite sólo recibirá el albedo de la Tierra. En la siguiente imagen se muestran los distintos modos de orientación que se puede dar en los satélites:

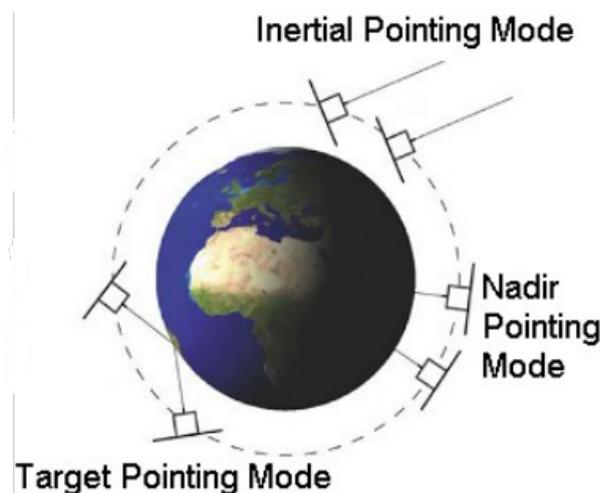


Figura 3: Ejemplo de tipos de orientación satelital [4]

Como se observa en la figura 3, el CubeSat debe ser capaz de asegurar este comportamiento durante la misión. Para ello, el correcto funcionamiento del sistema de control de actitud será crucial, lo cual se escapa del estudio de este trabajo.

Como se puede prever, sólo el modo de apuntar las antenas del satélite ya afectará al tipo de diseño y subsistemas que equie el CubeSat en cuestión.

4.1. Fases de vida del CubeSat

Las fases de la vida del CubeSat deben definirse para conocer a qué se expondrá y a qué condiciones debe resistir para realizar el diseño de subsistemas de acuerdo con éstos. Estas condiciones se pondrán a prueba mediante diferentes tipos de ensayos ya sean climáticos, de vibración, radiación... A continuación se comentarán las que se consideran las fases esenciales a las que se expondrá el satélite.

4.1.1. Fase en tierra

La fase en tierra debe comprender el uso del satélite principalmente en configuración de almacenamiento y transporte, ya que aparte del montaje y la puesta a punto, se debe transportar al vehículo de lanzamiento. Para ello se deberá probar que el satélite resiste con tests de vibración de transporte, choques, climáticos, etc. Las condiciones en la Tierra medibles deberán considerar el lugar climático donde se desarrolle y donde se vaya a lanzar, además de qué vehículos de transporte se empleen.

4.1.2. Fase de lanzamiento e inyección en órbita

Es la fase más crítica del proyecto. En esta fase se encuentran las cargas dinámicas y térmicas más altas. Simular estas condiciones podrían reemplazar algunas de las pruebas que se deberán realizar a la hora de la calificación. Tras el ascenso del vehículo de lanzamiento y una vez se encuentre el sistema de despliegue en las condiciones previstas para la inyección en órbita, se producirá el despliegue, parte crítica que también deberá probarse. Las compuertas del sistema de despliegue deben abrir correctamente y el CubeSat deslizarse sin problemas ni golpes hacia el exterior.

4.1.3. Vida útil en órbita

Se considera el CubeSat ya en órbita y comienza a dar el servicio para el que fue diseñado. Se contempla el quasi-vacío y temperaturas en torno a los 120 ^{circ}C en la cara de contacto directo con el Sol, mientras que la cara que esté a la umbría podría llegar en torno

a los $-155^{circ}C$ sin cambiadores de calor. La refrigeración será crucial para el correcto funcionamiento de subsistemas.

4.2. Composición del CubeSat

Un CubeSat está compuesto por diferentes sistemas que permitirán el éxito de la misión. Cada sistema será el encargado de preservar cierta condición para el correcto funcionamiento con seguridad del equipo. A continuación se van a definir brevemente las funciones de los diferentes sistemas que se pueden encontrar en un CubeSat [5] [6].

4.2.1. Estructura

El objetivo principal del sistema estructural es soportar y proteger mecánicamente todos los subsistemas de la nave espacial durante las diferentes fases de la misión y, en el caso de CubeSats, proporcionar una interfaz mecánica para el sistema de despliegue. Desde la fase de fabricación hasta el final de la misión, el satélite se enfrenta a diferentes entornos y diferentes cargas. La estructura debe garantizar la correcta interfaz con el vehículo de lanzamiento. En el caso de un CubeSat, también será necesario definir el sistema de despliegue (dispenser) en el que viajará el equipo. Por lo que este dispenser será la interfaz entre el CubeSat, y por tanto su estructura, y el vehículo de lanzamiento. Más adelante se definirá qué tipo de sistema de despliegue se considera más adecuado para este caso.

En el desarrollo de un producto estructural exitoso, el proceso se puede dividir en cinco pasos:

1. **Definición de requisitos.** La definición de requisitos suele estar estandarizada, pero también se tienen que tener en cuenta diferentes aspectos y restricciones de la misión en concreto que se vaya a realizar. En este caso de estudio se deberá considerar aparte el despliegue de una antena.
2. **Proceso de diseño o selección.** Se deberá ver la viabilidad del proyecto a la hora de diseñar una estructura o seleccionar estructuras compatibles en el mercado.

3. **Análisis.** Se trata de determinar y prever los efectos de las cargas estáticas y dinámicas en las estructuras. El estudio de la estabilidad, la resistencia y la rigidez frente a los requisitos preestablecidos.
4. **Ensamblaje.** Montaje de los distintos equipos y estructuras con la forma final para los posteriores ensayos.
5. **Testing y verificación.** Se verifica el funcionamiento del CubeSat antes de ensayar y se ensaya según los requisitos establecidos en un plan de ensayos adecuado a estándares y a la misión para comprobar y validar que el equipo puede cumplir la misión correctamente y de manera segura.

En la estructura de un CubeSat también hay que diferenciar entre estructura primaria y secundaria:

- **Estructura primaria:** Es la encargada de soportar la mayor parte de las cargas del satélite.
- **Estructura secundaria:** Se encarga de portar los subsistemas que componen el CubeSat. La antena del CubeSat se considera estructura secundaria.

Las cargas que lleguen a la carga de pago se transmitirán a través del cohete hasta la interfaz del sistema de despliegue y eyección del CubeSat (dispenser). De ahí las cargas se transmitirán al CubeSat, siendo principalmente absorbidas por su estructura primaria. La función de las estructuras secundarias serán sólo las de sostenerse a sí mismas.

La parte estructural del CubeSat se verá en detalle más adelante en este trabajo.

4.2.2. Sistemas de potencia eléctrica

La función del sistema de energía eléctrica es asegurar la suficiente energía eléctrica para el bus satelital y la carga útil durante toda la duración de la misión. Sus funciones son generar, almacenar, regular y distribuir la energía eléctrica que requiere el satélite para cumplir con los requisitos de la misión.

Son diferentes las tecnologías que se pueden utilizar para generar energía eléctrica en un satélite. La energía eléctrica puede venir de distintas fuentes de energía, como la química, nuclear y solar. Lo más común en nanosatélites es utilizar la energía solar como fuente de energía eléctrica. Aunque este subsistema no será objeto de estudio en este trabajo, el supuesto que se toma es la de generación de energía eléctrica mediante paneles solares ubicados en el exterior del CubeSat.

4.2.3. Sistema de gestión de datos a bordo

Los datos son el motor clave y la motivación para una misión espacial. El propósito principal de casi todas las misiones espaciales es generar datos. En la mayoría de los casos, una misión espacial está diseñada en torno a una carga útil principal que genera datos específicos. Estos datos pueden tener aplicaciones en muchos ámbitos, imágenes de la Tierra, investigación del entorno espacial, astrofísica, heliofísica o demostraciones de nuevas tecnologías. Los datos de la misión espacial no limitan de ninguna manera a la carga útil, aunque tienden a ser el conjunto de datos más grande. Las misiones generan una gran cantidad de datos adicionales, como la telemetría, que cataloga la salud y el estado de la nave espacial, su actitud, los estados del sistema y subsistema, los archivos de registro y los ajustes de configuración. Estos datos son gestionados por el sistema de tratamiento de datos de a bordo. Este subsistema no será objeto de estudio de este trabajo.

4.2.4. Sistemas de telemetría, tracking y mando

Aunque este subsistema no será analizado en profundidad en este trabajo, cabe mencionar ciertos aspectos que pueden afectar al diseño. Es importante cuantificar la capacidad de almacenamiento en búfer de la aviónica para calcular la tasa de datos óptima que debe ser lo más baja posible para minimizar el consumo de energía, pero suficiente para transmitir todos los datos. Este consumo viene directamente relacionado con el sistema eléctrico de potencia.

4.2.5. Software a bordo

Las capacidades del software de vuelo han aumentado constantemente debido a la continua evolución de la tecnología. Como resultado, el software ha adquirido responsabilidades fundamentales y juega un papel crucial en casi todas las misiones espaciales. Algunas de las responsabilidades que tiene el software en un satélite es el control de subsistemas, control de la carga de pago, gestión de canales de comunicación, telemetría, detección de fallos o el aislamiento software entre otros. Al estar este trabajo enfocado a algunos elementos hardware del CubeSat, no se tendrá en consideración en el estudio.

4.2.6. Sistema de determinación y control de órbita

Los sistemas de determinación y control de órbita no se encontraban a bordo de los CubeSats en estos primeros nanosatélites. El crecimiento de las misiones CubeSat en términos de complejidad y capacidades ha requerido el desarrollo de sistemas de control y determinación de órbita dedicados que se encuentren a bordo. Actualmente, muchas misiones utilizan o planean utilizar estos dispositivos para alcanzar los objetivos de su misión o simplemente para probar nuevos productos y equipos en órbita. Por ejemplo, la determinación y el control de la órbita pueden ser necesarios si lo que se pretende es realizar ciertas tareas en puntos específicos de la órbita o para realizar cambios en la trayectoria. Estos factores son clave en el desarrollo de las constelaciones de CubeSat, que han sido propuestas y lanzadas para varios propósitos, como la observación de la Tierra, las mediciones atmosféricas, la vigilancia y la gestión de desastres.

Además, alcanzar y mantener órbitas específicas requiere la capacidad de realizar maniobras orbitales y navegar de forma autónoma. Esto es esencial para misiones en el espacio profundo, lejos de alcance del campo magnético de la Tierra y sin GPS.

Determinar la órbita de una nave espacial implica reconstruir su trayectoria a partir de un conjunto de medidas. Se puede hacer una distinción entre lo llamado determinación preliminar de la órbita y estimación de la órbita. La determinación preliminar de la órbita es útil cuando aún no están disponibles los datos que permiten la determinación de órbita,

como por ejemplo, para la fase de lanzamiento. En cambio, la estimación de la órbita es crucial para el resto de las fases de la misión, particularmente para los casos en los que el conocimiento orbital es de interés para la misión misma. Cabe mencionar que se está utilizando el Global Navigation Satellite Systems (GNSS) en los CubeSat aparte de otras tecnologías de determinación de órbita que no son objeto de estudio de este trabajo.

4.2.7. Sistemas de determinación y control de actitud

El primer momento crítico que el sistema de control de actitud tiene que resolver es conseguir aportar la amortiguación inicial del movimiento angular del satélite después de su despliegue desde el lanzador. Además debe mantener la posición de actitud con posibles maniobras de corrección de actitud obteniendo un movimiento requerido con maniobras adecuadas. Para realizar este movimiento angular requerido, se debe conocer el estado de actitud actual del satélite previo al despliegue.

Es normal que se produzca un desajuste medido entre el movimiento requerido y el real del satélite. Cuando se conoce la actitud actual, la diferencia entre la actitud real y la actitud requerida genera comandos de actuación de control a través de algoritmos de control de actitud. Estos comandos, a través de controladores, inician actuadores para desarrollar el par de control necesario para reducir la diferencia. Esto se corrige mediante un par de control calculado a través del control de actitud. Es necesario llevar a cabo dos tareas:

- **Determinación del estado de actitud actual.**
- **Desarrollo del par de control de movimiento angular.**

Para que el satélite desempeñe estas dos tareas que se acaban de mencionar, debe estar equipado con:

- **Sensores.** Son los encargados de realizar medidas con el objetivo de obtener datos que ayuden a la determinación y control de actitud a bordo. Se utilizan sensores que permitan medir el ambiente en el que se encuentran. Los sensores de posicionamiento dependen de sensores como los inerciales para conocer la orientación del CubeSat

a través de conocer velocidades angulares. Los sensores de posicionamiento, dependiendo la orientación con respecto al medio se puede determinar su posición (mediante radiación solar, gravedad, campo magnético...) gracias a conocer los diferentes gradientes externos de las distintas magnitudes medibles. Los sensores inerciales no necesitan de conocer el medio en el que se encuentran, ya que miden variaciones de aceleración centrífuga de la rotación del satélite para aportar información. En resumen, los sensores de inercia miden directamente la velocidad angular del satélite mientras que los sensores de posicionamiento no, éstos últimos proporcionan mediciones indirectas.

■ **Actuadores.** Se trata del sistema físico que se utiliza para dar la acción correctora de la actitud del satélite. Se pueden utilizar diferentes tipos de actuadores. A continuación se dan algunos ejemplos:

- Ruedas de reacción. Una rueda de reacción acelera un disco relativamente masivo con respecto a la masa del equipo en el que actúa mediante el uso de un motor de alto par para lograr una reacción del satélite en la dirección opuesta. El uso de tres ruedas de este tipo, en ejes ortogonales, permite que la actitud de la nave espacial se mueva en cualquier dirección requerida.
- Actuador de fluido dinámico. En este caso se utiliza un fluido pesado, bombeado a través de un tubo, para lograr el mismo efecto que una rueda de reacción. La aceleración de la masa de reacción creará una fuerza reactiva en la dirección opuesta.
- Actuador de torque magnético. Se trata de electroimanes alimentados con energía eléctrica que generan un campo magnético. Esto interactúa con el campo magnético local y genera un par en el CubeSat cuando su campo se desvía del vector del campo magnético local de la Tierra.
- Sistema de propulsión. La actitud del satélite se puede ajustar mediante el uso de un sistema de propulsión y múltiples propulsores que se activan según el eje

que a corregir. Cabe remarcar que este tipo de actuador de control de actitud no es típico en CubeSats por la complejidad, peso y costes del sistema.

- **Ordenador a bordo.** Realiza los cálculos según el método considerado de determinación de actitud basado en datos recogidos de los sensores. Una vez calculado, se envían los inputs a los actuadores.
- **Fuente de energía.** Es la encargada de alimentar el sistema de determinación y control de actitud, ya sean sensores, ordenador de a bordo o actuadores.

El enfoque para el diseño del sistema de control de actitud con sus correspondientes equipos, está imperado por los requisitos de la dinámica del satélite, independientemente de su tamaño y factor de forma. El problema es que un CubeSat tiene un tamaño y un factor de forma muy determinado, por lo que se debe llegar a una elección de compromiso entre estos requisitos y restricciones de masa, tamaño, capacidad energética o redundancia de componentes entre otros. A continuación se muestra una tabla en la que se clasifican las combinaciones de sensores y actuadores según el control de actitud que se requiera:

Sensors and actuators required	Regime of attitude motion							
	Noncontrolled motion	Chaotic-prevented motion	One axis along B	One-axis spin stabilization	One axis along Nadir	One axis along local horizon	One axis to the Sun	Three axis
Sensors								
Magnetometer	+	+	+	+	+	+		+
Sun sensor	+			+	+	+	+	+
Star tracker					+			+
Earth-sensor					+			
Gyros					+			+
GNSS								
Fluid ring			+	+	+	+	+	
Actuators								
Permanent magnet		+	+					
Hysteresis rods		+	+		+	+		
Magnetorquers		+	+	+	+	+		+
Fly wheels					+	+	+	+
CMG								
Fluid dynamic actuator			+		+	+	+	+
Propulsion				+				+
Gravity-gradient boom					+			+
Aerodynamic stabilizer						+		
Solar stabilizer							+	

Tabla 1: Combinación de sensores y actuadores vs actitud [5]

El compromiso entre los requisitos de actitud de la misión (como es la precisión y tiempo de respuesta) y los sensores y actuadores tiene que satisfacer limitaciones de tamaño y peso que son propios de los CubeSats y, al mismo tiempo, lograr cumplir con los requerimientos de la misión. Se puede acudir al mercado para valorar diferentes costes y características de los sistemas de determinación y control de actitud disponibles, ya que tendrán un impacto muy representativo a la hora de diseñar el CubeSat. Al no tener costes definidos ni características de otros subsistemas, el sistema de determinación y control de actitud no se estudiará en profundidad en este trabajo.

4.2.8. Sistema de propulsión

El sistema de propulsión es utilizado ya sea para corregir la actitud de un satélite como para adquirir velocidad necesaria para cambiar de órbitas. En el caso de estudio, en principio, el CubeSat no tendrá que realizar cambios de órbita mediante cambios de velocidad usando sistemas de propulsión. Sin embargo, se pueden utilizar sistemas de propulsión para hacer el control de actitud. Los sistemas de propulsión típicos en CubeSats son:

- **Propulsión química.**
- **Propulsión química eléctrica.**

La decisión de qué tipo de sistema usar depende de varios factores: masa disponible, volumen del satélite, potencia, tiempo de tránsito deseado (es decir, cuánto tiempo lleva llegar a la órbita de la misión), requisitos de rendimiento del sistema de propulsión y costes. Dado que no es el objetivo de este trabajo, este sistema no se va a estudiar en profundidad.

4.2.9. Sistema de control térmico

La función del sistema de control térmico es mantener la temperatura de los componentes del CubeSat dentro de los límites de temperatura requeridos para determinadas órbitas, operaciones, demandas de energía, operaciones y otros posibles aspectos que se pueden

dar durante la misión del CubeSat. El sistema de control térmico también debe reducir los gradientes de temperatura a lo largo del nanosatélite y algunos componentes críticos que se puedan encontrar en él. Normalmente se definen dos límites de temperatura cuando se considera el control de temperatura de los sistemas térmicos:

- **Límite operativo.** Un sistema de control térmico efectivo mantendrá las temperaturas de los componentes dentro de sus límites operativos.
- **Límite de supervivencia.** Un componente no debería perder la operabilidad dentro del límite de supervivencia incluso a temperaturas extremas.

La densidad de la potencia a la que se exponga un satélite determinará la viabilidad del control térmico. Al tratarse de un CubeSat, el control térmico de este es complejo ya que por su pequeño volumen y superficie será más difícil radiar el exceso de calor.

4.3. Requisitos generales

Los requisitos parten de la necesidad de conseguir que la misión sea realizable. El desarrollo del CubeSat se debe desempeñar garantizando la seguridad y el éxito de las misiones (propia y de otros posibles lanzamientos simultáneos) implementando buenas prácticas de ingeniería, pruebas y verificación de sus sistemas. Un fallo estructural del CubeSat puede dañar el vehículo de lanzamiento u otras cargas primarias poniendo en peligro todo el programa CubeSat. Por lo tanto, el propósito de las especificaciones ayuda a garantizar el triunfo y la fiabilidad de la misión, así como proporcionar requisitos básicos para encontrar la compatibilidad entre CubeSat y lanzadores. Para ello se van a establecer unas condiciones críticas a las que el CubeSat debe someterse y superar. Las condiciones serán directamente dependientes de cada una de las fases de la misión. Para lograr el éxito de la misión tanto estructuralmente como térmicamente, se tendrán en cuenta 3 fases a las que se someterá el espécimen: Fase de lanzamiento, inyección en órbita y vida útil.

Aunque los requisitos de la misión a suelen ser similares a los requisitos de los criterios de diseño del CubeSat, los desarrolladores de CubeSat sólo son responsables de cumplir con

los requisitos proporcionados por el proveedor de lanzamiento. Se pretenden dar requisitos preliminares de forma conservadora para permitir más posibilidades de compatibilidad con cualquier vehículo de lanzamiento. En algunos casos, las especificaciones y los requisitos de los criterios de diseño pueden ser más restrictivos que los requisitos del proveedor de lanzamiento. No obstante, se supone que un CubeSat que cumpla con todos sus criterios de diseño, cumplirá con la mayoría de los requisitos de los proveedores de vehículos de lanzamiento.

A continuación, se van a enumerar requisitos generales que se tendrán en cuenta (directa, o indirectamente) para algunos aspectos del caso de estudio de este trabajo [7].

1. Todas las partes del CubeSat permanecerán unidas a los CubeSats durante el lanzamiento, la eyección y el funcionamiento. Esto quiere decir que no se podrá realizar un diseño en el que se desechen partes a fin de completar las distintas fases a las que se someterá el CubeSat.
2. La pirotecnia deberá cumplir con Air Force Space Command Manual 91-710, Volume 3 (AFSPCMAN 91-710). Los pirotécnicos o mezclas explosivas no se degradarán, descompondrán ni cambiarán químicamente durante su vida, ya que causa que el equipo sea más sensible, disminuyendo su seguridad.
3. Todo sistema de propulsión se diseñará, integrará y probará de conformidad con Air Force Space Command Manual 91-710, Volume 3 (AFSPCMAN 91-710). Se tendrá que probar en tierra que los sistemas de propulsión no suponen un riesgo para la integridad de la misión.
4. Los sistemas de propulsión deberán tener al menos 3 inhibiciones a la activación. Esto es debido a que los sistemas de propulsión se consideran partes del sistema que pueden llevar a un fallo catastrófico de la misión si se produce el fallo (Air Force Space Command Manual 91-710, Volume 3 (AFSPCMAN 91-710)), por lo que tendrá equipado tres inhibiciones a la activación, o lo que es lo mismo, doble tolerancia al fallo de activación.

5. Los materiales peligrosos de CubeSat deben cumplir con Air Force Space Command Manual 91-710, Volume 3 (AFSPCMAN 91-710). Dicha normativa clasifica por peligrosidad las redundancias de seguridad que tiene que haber en este tipo de equipos. Si una falla del sistema puede conducir a un daño catastrófico, el sistema deberá tener tres inhibiciones (doble tolerancia a fallas). Si una falla del sistema puede conducir a un peligro crítico, el sistema deberá tener dos inhibiciones (tolerancia a una sola falla). Si una falla del sistema puede conducir a un riesgo marginal, el sistema deberá tener una única inhibición (no tolerante a fallas). Se deben tener en cuenta las probabilidades de ocurrencia de peligros al determinar el número de inhibiciones requeridas. Los sistemas deberán mantenerse en un estado seguro en el caso que de la pérdida de una inhibición. Todas las inhibiciones serán independientes y verificables. Se considerarán fallas de causa común. Las inhibiciones de diseño consistirán en hardware eléctrico y/o mecánico. Las acciones de control del operador no se considerarán una inhibición del diseño ni se considerarán como control de inhibición.

6. Los materiales de CubeSat deberán satisfacer los criterios de baja emisión de gases, tal como se define en 6.a y 6.b, para evitar la contaminación de otros equipos a bordo del vehículo espacial durante la integración, las pruebas y el lanzamiento. Este requisito se debe dar ya que muchos materiales en las condiciones de presión muy baja y casi vacío tienden a gasificarse. Es por esto que se realizan pruebas del CubeSat con espectrómetro de masas en vacío. Esto permite detectar qué materiales son los que más se volatilizan del equipo en cuestión y aislar las partes más susceptibles de gasificación en caso de que no se pueda utilizar mejor material.
 - a) Los materiales del CubeSat deben tener una pérdida de masa menor o igual al 1.0 %.

 - b) Los materiales CubeSat deberán tener material volátil condensable recolectado menor o igual al 0.1 %

7. El campo magnético de cualquier imán pasivo se limitará a 0,5 Gauss sobre el campo magnético de la Tierra, el exterior del CubeSat tendrá un recubrimiento estático.
8. El CubeSat debe estar diseñado para adaptarse a la ventilación de ascenso por volumen/área ventilable de menos de 50,8 metros, lo cual parece factible dado el rango de la relación volumen/área de un CubeSat de 3U:

Se define y se halla el volumen del CubeSat de 3U (V_{cs}) como:

$$V_{cs} = 0,1 \times 0,1 \times 0,3405 = 3,405 \times 10^{-3}(m^3) \quad (1)$$

Ahora se define el área (A_{cs}) como la suma de las 4 caras laterales, la cara superior y la cara inferior:

$$A_{cs} = 4 \times (0,1 \times 0,3405) + 2 \times (0,1 \times 0,1) = 0,1562(m^2) \quad (2)$$

Aplicando la relación volumen/área se obtiene:

$$\frac{V_{cs}}{A_{cs}} = \frac{3,405 \times 10^{-3}}{0,1562} = 0,0218(m) \quad (3)$$

Se debe tener en cuenta que el volumen del CubeSat irá enclaustrado en un dispenser que no incrementará cuantitativamente de manera significativa esta relación frente al volumen/área ventilable impuesto como máximo.

5. DEFINICIÓN DE REQUISITOS ESTRUCTURALES

La definición de requisitos es el primer paso que debe realizar durante el proceso de diseñar un sistema, y en este caso, el sistema estructural. Es importante definir los objetivos principales que debe ser capaz de realizar una estructura. Una definición de

requisitos clara, precisa y detallada permite optimizar el proceso de creación del sistema estructural, que viene directamente influenciado por el tiempo y los costes (mano de obra de especialistas, materiales...). Si los desarrolladores saben exactamente qué requisitos debe satisfacer la estructura, desde el comienzo del proyecto, podrán centrar su atención claramente en el desarrollo de las mejores soluciones para esa misión específica.

A la hora de definir estas condiciones, se suele adoptar un enfoque conservador e iterativo para ayudar a minimizar el efecto de posibles cambios de última hora. Algunas condiciones y restricciones pueden cambiar durante el desarrollo del proyecto. Un claro ejemplo serían, las cargas experimentadas en el lanzamiento, ya que afectan significativamente en el diseño estructural. Esto puede darse cuando el vehículo de lanzamiento finalmente cambia por el motivo que sea, los requisitos pueden cambiar drásticamente, lo que podría causar la necesidad de reemplazar la estructura seleccionada. Este cambio afectaría directamente en costes y tiempos. Es por toda esta casuística que se suele adoptar un enfoque conservador al considerar las cargas de lanzamiento [5].

En la determinación de los requisitos estructurales hay que saber que toda estructura debe tener en cuenta:

- Rigidez. Es la capacidad de soportar las cargas dinámicas durante cada fase de la misión.
- Robustez. Capacidad de soportar las cargas cuasi-estáticas durante la misión.
- Ligereza. Un CubeSat tiene muy limitado el peso que puede llevar. Además, a menor peso de la estructura cumpliendo su misión, menor precio de costes de lanzamiento.
- Accesibilidad. Se trata de la facilidad de alcanzar los principales subsistemas cuando sea necesario (durante o después del montaje).
- Facilidad de fabricación y montaje. Cuanto más sencilla sea su fabricación, mejores tiempos y menores posibilidades de error se pueden producir en el proceso de manufacturar. A su vez, la comodidad y facilidad durante el montaje mejora los tiempos durante los ensayos que deba superar en el futuro, ya sea en pruebas,

generación de documentación de montaje y aprendizaje de técnicos de pruebas.

Para la realización de un CubeSat se diferencian dos estructuras diferentes, que serán sometidas a diferentes cargas, es por esto que se consideran:

- **Requerimientos internos.** Serán los que dicte la interfaz con el resto de subsistemas y la misión.
- **Requerimientos externos.** Se trata de los requisitos relacionados con el vehículo de lanzamiento, las fases de la misión y el entorno espacial.

En los siguientes apartados se verán más en detalle estos requisitos a cumplir.

5.1. Requerimientos internos

Los requisitos internos tienen el objetivo de cumplir con ciertas condiciones generales pero también otras únicas de cada misión. Esta estructura interna se encargará de alojar los subsistemas internos del cubesat. En cierto modo, se trata de la interfaz entre los subsistemas y la estructura externa. Como ya se ha comentado antes, se disponen de dos principales tipos de requisitos internos:

- Aquellos requisitos internos dictaminados por la misión.
- Aquellos requisitos internos dictaminados por el bus del equipo.

5.1.1. Requerimientos según misión

El sistema estructural tiene un objetivo principal: poder acomodar y soportar la carga útil durante todas las fases de la misión. Los requisitos de la estructura no se limitan a la compatibilidad de las dimensiones con la carga útil, sino que también estarán dictados por las funciones de la carga útil.

En la misión de este CubeSat se debe contemplar que la apertura tenga acceso al exterior. Además se deben analizar otros factores posibles que se definan en la misión. Para soportar la carga útil durante todas las fases de la misión, la estructura debe soportar cargas y

condiciones operativas que dependen de la naturaleza y configuración de la misión. Estas condiciones de las que se parte se definieron anteriormente en este trabajo. Los requisitos resultantes están estrictamente relacionados, e incluso pueden superponerse, con algunas preocupaciones sobre el bus y algunas relacionadas con los requisitos externos. Esto se debe al hecho de que para respaldar la carga útil, los desarrolladores deben garantizar que no solo la carga útil, sino también todo el bus satelital, podrá funcionar correctamente en un entorno extremo y en condiciones de estrés específicas, como las que se enfrentaron durante el lanzamiento o en el vacío (entre otras) durante la fase operativa.

5.1.2. Requerimientos en función del bus

El sistema de bus satelital principal tiene ciertas restricciones que se ven reflejadas en el diseño del sistema estructural. Los elementos del bus que se deben considerar en el diseño estructural son:

- **Sistema de gestión térmica**

La estrecha conexión entre los sistemas estructural y térmico a menudo obliga al desarrollador a considerar el sistema térmico como un subsistema del sistema estructural. En el espacio, debido al entorno y en particular a las condiciones de vacío, la transferencia de calor se produce principalmente por radiación y conducción, ocurriendo únicamente la convección en la atmósfera artificial de los sistemas tripulados. Esto significa que el sistema térmico está limitado por la posición de los diferentes sistemas y por los materiales utilizados para fabricarlos. De esta forma, a través de la selección de materiales y el posicionamiento de los componentes, es posible restringir y modificar el intercambio de temperatura entre los componentes internos del satélite y entre el satélite y su entorno.

- **Electrónica general**

Al considerar el diseño estructural, es necesario recordar que el sistema funciona en el entorno espacial y se verá afectado negativamente por la radiación espacial. Una

de las funciones de la estructura es asegurar la supervivencia de los componentes del satélite durante todas las fases de la misión. Esto requiere que el ingeniero estructural también considere soluciones avanzadas para proteger los componentes internos del satélite, en particular la electrónica de la radiación espacial. Otro punto importante que limita el diseño estructural son las interfaces electrónicas utilizadas para ensamblar las diferentes placas electrónicas. Uno de los estándares más comunes para la electrónica de CubeSat es el PC/104 (ver figura 4). Se trata de un estándar que permite a los desarrolladores apilar los tableros uno encima del otro, facilitando la conexión entre los diferentes tableros. El uso de este tipo de elemento restringe el diseño interno del satélite, pero al mismo tiempo, el uso de separadores entre las placas ayuda a mejorar el rendimiento estructural del nanosatélite. A continuación se muestra la morfología de los estándares PC/104 apilados:



Figura 4: Placas estándar PC/104 [8]

■ Sistema de Control y Determinación Orbital

El Sistema de Control y Determinación Orbital está influenciado principalmente por la distribución de masa. Es muy relevante conocer la posición del centro de gravedad del CubeSat. Por ejemplo, si se implementase en el sistema un propulsor para realizar maniobras orbitales, sería crucial alinearlo con la posición del dentro

de gravedad para evitar la generación de torques adicionales. Es por esto, como en el Sistema de Control y Determinación de Actitud, la posición de los sensores y actuadores es de especial importancia para este sistema y debe tenerse en cuenta cuidadosamente durante el diseño de la estructura.

■ **Sistema de Control y Determinación de Actitud**

Durante el diseño estructural, se deberá tener en cuenta la distribución de masa del satélite y cómo influirá en la matriz de inercia, ya que es el principal motivo influyente a la hora de restringir el sistema de Control y Determinación de Actitud. El uso de mecanismos de despliegue que se emplearán en el despliegue de la antena afectará al sistema de Control y Determinación de Actitud, por lo que debe ser considerado durante la fase de diseño. Durante el despliegue se generarán unas fuerzas de reacción que alterarán la actitud del CubeSat. Esta reacción de torque deberá ser corregida durante las operaciones en órbita.

Es importante mencionar la conexión entre estructura interna y Sistema de Control y Determinación de Actitud por medio de los sensores y actuadores, como puede ser el ejemplo de la ubicación de los magnetorques como actuadores del sistema.

■ **Sistema de Telecomunicaciones, Seguimiento y Comando**

El sistema de Telecomunicaciones, Seguimiento y Comando influye en el diseño estructural debido a los requisitos de la necesidad de tener una antena. Las dimensiones de la antena están estrictamente relacionadas con la longitud de onda y, por tanto, con la frecuencia utilizada para la transmisión. Debido a las pequeñas dimensiones del CubeSat, se deben considerar las antenas desplegadas. Estas antenas operan en frecuencias UHF o VHF. Según las especificaciones de diseño de la misión CubeSat, todos los dispositivos desplegados como brazos, antenas y paneles solares (en este caso sólo será elemento desplegable la antena), deben esperar para desplegarse un mínimo de 30 minutos después de que los switches de despliegue del CubeSat se activen tras la eyección desde el dispenser (ya en órbita). Por lo

tanto, desde el punto de vista estructural, esto significa que debe implementarse un mecanismo desplegable como parte de la estructura del satélite secundario. Existe un tipo de antena que son las antenas parche (ver figura 5) que son bastante útiles y recomendables en el uso de CubeSats, el CubeSat constará de 3 antenas parche en la cara que apunta al nadir, pero para el tema estructural influye en poco en cuanto a diseño, ya que sería añadir masa a una de las caras sin utilizar elementos desplegables. A continuación se muestra un ejemplo de antena parche:

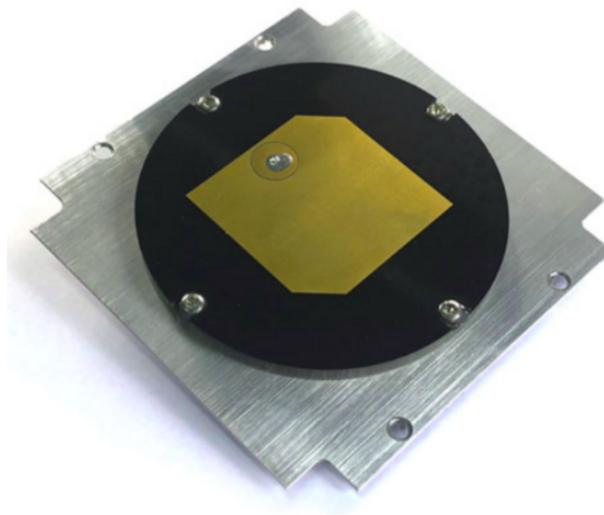


Figura 5: Antena parche [9]

Otro aspecto que debe tenerse en cuenta es el patrón de radiación de la antena que puede verse influenciado por la estructura del satélite. En este caso se sabe que la antena recibirá el albedo de la Tierra mayoritariamente, ya que su misión será orientar constantemente la cara del CubeSat donde se encuentra la antena apuntando al nadir. El uso de conectores específicos también determinará la configuración estructural y debe tenerse en cuenta durante el diseño.

Las posibles morfologías y el sistema de despliegue de la antena se verá posteriormente en este trabajo en un punto dedicado a este tema.

■ Sistema de Energía Eléctrica

Los requisitos de energía impulsan indirectamente el diseño estructural de varias

maneras. La energía producida a bordo por los paneles solares, está estrictamente relacionada con el tamaño de los paneles solares, y la elección de paneles solares montados en el cuerpo del satélite o desplegados. En el caso de este CubeSat no se contemplan paneles solares desplegados, por lo que la estructura es menos compleja que una que tuviese que soportar las cargas de paneles solares desplegados. En la estructura no se contemplarán los sistemas necesarios para efectuar la deflexión de los paneles solares.

Por otro lado, la selección de la batería influye en la masa total del satélite, y el diseño debe tener en cuenta la forma en que se conectan los diferentes subsistemas al sistema de potencia eléctrica y cómo se distribuye la energía a los otros sistemas con los voltajes y corrientes adecuados. Para CubeSats, esto se puede simplificar debido al uso de soluciones y conectores estandarizados. Por ejemplo, el concepto de tener las placas apiladas una encima de la otra, como el estándar PC104 (ver figura 4). También pueden ir insertadas en una placa común que actúa como un conector integrado. En ambos casos se reduce el uso de cables dentro del satélite y limita las dificultades relacionadas con el cableado.

5.2. Requerimientos externos

El objetivo de los requerimientos externos es conseguir un entorno de condiciones a cumplir por la estructura externa por los requisitos dictados por:

- El vehículo de lanzamiento.
- El entorno espacial.
- El sistema de despliegue.

5.2.1. Requisitos dictaminados por el vehículo de lanzamiento

Los requisitos relacionados con la selección del vehículo de lanzamiento pueden considerarse los más importantes para el diseño estructural. Diseñar un sistema estructural

que sea capaz de sobrevivir a las cargas de lanzamiento es uno de los principales objetivos del ingeniero estructural. La selección del vehículo de lanzamiento afecta al diseño estructural principalmente por requerir que la estructura sea lo suficientemente rígida para soportar las cargas durante el lanzamiento. Estas condiciones cambian en función del vehículo de lanzamiento seleccionado. Es posible dividir las cargas a las que está sujeta la estructura durante el lanzamiento en dos categorías principales: cargas cuasiestáticas y dinámicas. El enfoque que debe adoptarse para el desarrollo se basa en lo siguiente:

- Identificación de las cargas en función del vehículo de lanzamiento
- Análisis de los efectos de las cargas sobre la estructura mediante simulaciones
- Ensayo y verificación de las capacidades de la estructura real para soportar las cargas previstas

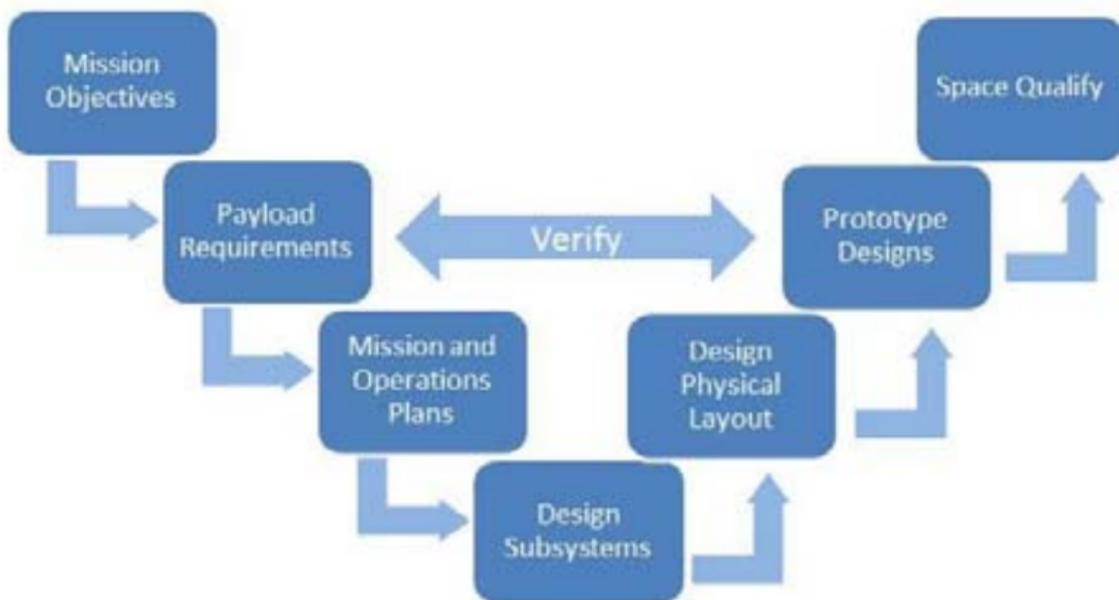


Figura 6: Diagrama en V del desarrollo estructural

Las estructuras CubeSat tienen una gran ventaja sobre los satélites tradicionales: no están limitados por las interfaces mecánicas con el vehículo de lanzamiento como es el caso de los sistemas de satélites convencionales. Los satélites convencionales por sus

grandes dimensiones no es común que vayan encapsulados en otra interfaz entre lanzador y satélite en cambio, en los CubeSats, sus interfaces mecánicas son con el sistema de despliegue (dispenser) y no cambian en función del vehículo de lanzamiento. Los CubeSats son flexibles y se pueden manifestar en diferentes plataformas de lanzamiento y los desarrolladores no necesitan esperar un lanzamiento en particular si la misión no necesita una órbita específica. Por otro lado, esta peculiaridad de los CubeSats hace que, en ocasiones, no se conozca el vehículo de lanzamiento seleccionado y, en consecuencia, no se pueda identificar con exactitud las cargas. Para ayudar durante el proceso, se tomarán datos facilitados por la Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), brindan sugerencias específicas sobre las cargas que deben considerarse si la misión planea lanzarse desde la Estación Espacial Internacional. Estas características serán interesantes para el planteamiento de este caso, ya que la órbita que se considera en el estudio es la misma que la de la Estación Espacial Internacional (ISS).

Además de las cargas relacionadas con el vehículo de lanzamiento, se tienen que considerar las cargas generadas durante el transporte al lugar de lanzamiento. Es parte de la calificación del equipo considerar como condiciones a las que estará expuesto, las condiciones en las que estará en la Tierra. Estas cargas y ambientes son de diferente naturaleza y también se deben cuantificar para asegurar que no se deteriora antes de lanzarlo. Para ello se realizan pruebas mecánicas de vibración, como puede ser de transporte, choques... ya que se podrían producir daños al equipo, sobre todo en lo que respecta a los golpes. Para evitar estos daños durante el transporte, es importante utilizar un buen embalaje con precintos protectores a prueba de golpes, a prueba de polvo e impermeables, ya que controlar el entorno de humedad será también muy importante.

5.2.2. Requisitos dictaminados por el entorno espacial

El entorno espacial es el entorno donde operará el sistema, por lo que será necesario considerar qué interfaces se tendrán con el entorno externo. El caso a considerar es el de los satélites de órbita terrestre baja (LEO). En este tipo de órbita los diseñadores se

enfrentan a un entorno extremo con características que influyen profundamente en las selecciones de diseño. Las condiciones de vacío, imponen una selección de materiales que tendrán una gasificación reducida para reducir la pérdida de masa total (TML) y/o el Material Condensable Volátil Recolectado (CVCM) bajo ciertos niveles dictados por el vehículo de lanzamiento y otros estándares. Para hacer una idea de los niveles que se arrojan para estas dos condiciones, se utilizan los estándares que requieren en la Estación Espacial Internacional en el caso de un lanzamiento desde la ISS. Se utiliza el criterio de baja gasificación según ASTM-E595-84 para un satélite de materiales de Clasificación “A”. Estas restricciones vienen a ser las siguientes:

- Pérdida de Masa Total (TML) $\leq 1,0\%$
- Material Condensable Volátil Recolectado (CVCM) $\leq 0,1\%$

La selección de materiales también está limitada por la degradación ultravioleta y la degradación debida a la exposición al oxígeno atómico, ambas típicas del entorno espacial. En la Tierra conocemos al oxígeno como una molécula de dos átomos de oxígeno, sin embargo, en el espacio se encuentra el oxígeno como elemento individual sin cohesionar. El oxígeno atómico oxida muchos metales, especialmente plata, cobre y osmio, y reacciona fuertemente con cualquier material que contenga enlaces de carbono, nitrógeno, azufre e hidrógeno, lo que significa que muchos polímeros reaccionan y se erosionan. Es muy difícil evitar la oxidación por el oxígeno atómico, incluso los materiales con recubrimientos protectores contra el oxígeno atómico pueden degradarse. La degradación ultravioleta causa daño a los polímeros a través de la reticulación (endurecimiento) o la escisión de la cadena (debilitamiento). Los rayos ultravioleta actuando en el (casi) vacío también pueden crear vacantes de oxígeno en los óxidos, lo que provoca cambios de color significativos. A diferencia del oxígeno atómico que puede blanquear los materiales, la luz ultravioleta generalmente los oscurece, particularmente en presencia de contaminación. Otra condición del entorno espacial que debe tenerse en cuenta es la presencia de plasma que impone requisitos de conexión a tierra en la nave espacial para evitar la acumulación de carga estática, generación de chispas, arcos y corrientes parásitas.

5.2.3. Requisitos dictaminados por el sistema de despliegue (dispenser)

Ya se ha comentado anteriormente que los CubeSats no tienen una interfaz directa con el vehículo de lanzamiento, pero necesita instalarse en un sistema de despliegue o dispenser. El proceso de llegar al espacio y el entorno espacial no se puede decir que sea liviano. La carga útil es sacudida y "horneada" durante el ascenso antes de ser dispensada desde el vehículo de lanzamiento. El proveedor de servicios de lanzamiento proporcionará previamente los entornos térmicos y dinámicos a los que el dispensador espera someterse. Hay que tener en cuenta que esto no es lo que experimentará el CubeSat, sino las condiciones que experimentará el dispenser.

En general, para cumplir con las limitaciones de la mayoría de los sistemas de despliegue de CubeSat disponibles comercialmente, habría que comenzar con los requisitos definidos en las especificaciones de diseño del CubeSat. Además, hay que asegurar que el sistema de despliegue cumple con la envolvente de restricciones dimensionales que el vehículo de lanzamiento y sus respectivas cargas de pago ofrece. Es importante considerar la posición de:

- Las puertas de acceso del dispenser.
- El centro de gravedad.
- Los émbolos con muelles (si son necesarios).
- Los conectores e interruptores.

Ahora se debe considerar la importancia del traspaso de energías del sistema de despliegue al CubeSat:

- **Transferencia térmica.** A la hora de analizar, se puede pensar en la masa térmica y la interfaz térmica entre el cohete y el dispenser como un filtro o un amortiguador térmico. Otro tema a considerar es que los procesos de transporte térmico en el espacio, una vez por encima de la línea de Karman, se limitan a la conducción y la radiación. Además, el CubeSat debe estar aislado de los efectos de

radiación de temperatura a corto plazo debido al hecho de que están completamente encapsulados. Las temperaturas experimentadas antes y después del despliegue a corto plazo pueden variar enormemente. Hay que tener en cuenta el impacto de la situación térmica de despliegue (calor o frío), ya que es probable que el CubeSat no tenga la opción de elegir dónde el cohete despliega las cargas útiles. Generalmente, en LEO, esto está determinado por si el despliegue ocurre mientras el dispensador está iluminado por el Sol o eclipsado por la Tierra. Los mecanismos de despliegue tienden a no funcionar tan bien si el despliegue se activa mientras el mecanismo está frío. Esto dependerá de qué tan bien se hayan emparejado los materiales que comprenden el mecanismo de coeficiente de expansión térmica. Se deben probar implementaciones en las temperaturas frías más desfavorables, obtener un margen de implementación suficiente en los mecanismos de movimiento e incluir mediciones de temperatura de dispositivos de medición térmica colocados estratégicamente, ya que cuando se implementa el mecanismo puede reducir el riesgo de despliegues incompletos o parciales.

- **Transferencia dinámica.** Similar a la especificación de la transmisión de las cargas térmicas, las cargas aleatorias y estáticas se especifican preferentemente para el dispenser, ya que el sistema de despliegue actuará como transferente de energía entre el vehículo de lanzamiento y la carga útil, por lo que esta información no es un buen indicador de lo que experimentará la carga útil de CubeSat. En las pruebas de vibración pertinentes, se deberán analizar los modos de resonancia para ver qué frecuencias de carga serán dañinas para el sistema de despliegue. Una buena idea será la de incluir amortiguadores de vibraciones internos y/o externos para reducir las cargas aplicadas a la carga útil. Se ha visto en la multitud de pruebas de vibración realizadas a sistemas de despliegue, que los que van equipados con rieles tienden a amortiguar la energía por debajo de los 100 Hz, amplifican la energía 0-40 Hz y la atenúan de 40-1000 Hz. Esto son valores aproximados y no tiene en cuenta las resonancias que pueda tener el sistema de despliegue o el vehículo de lanzamiento.

Además, el pequeño espacio entre el CubeSat y los rieles del dispenser permite que los CubeSat basados en rieles reboten mientras están expuestos a cargas dinámicas. Los dispensadores basados en pestañas y algunos basados en rieles que sujetan los CubeSats precargan la carga útil en la interfaz del dispensador y evitando el movimiento. Esto hace que los sistemas de rieles de sujeción aumenten las frecuencias del modo resonante, en comparación con los sistemas sin sujeción.

6. ESTRUCTURA DEL CUBESAT

El primer paso en la fase de diseño es tener una idea clara de los requisitos estructurales con los que se va a tener que lidiar. Diseño significa desarrollar requisitos, identificar opciones, realizar análisis y estudios comerciales, y definir un producto con suficiente detalle para que pueda construirse según las especificaciones. A partir del análisis, es posible identificar las restricciones estructurales para la misión específica. El diseño estructural está relacionado con el material. Las dimensiones estimadas inicialmente se deben ir verificando con respecto a los diferentes requerimientos de diseño en lo concerniente a la durabilidad, estabilidad, resistencia y rigidez. El proceso de verificación se define como la confirmación mediante examen y provisión de evidencia objetiva de que se han cumplido los requisitos especificados. La verificación significa brindar confianza a través de pasos disciplinados de que un producto hará lo que se supone que debe hacer. Además, se debe tener en cuenta que el proceso de verificación se puede dividir en dos partes: los análisis que se realizan durante el diseño estructural y las pruebas que se realizan después de las fases de fabricación. Los requerimientos se encuentran reflejados en las diferentes normativas del ámbito de estudio.

Si se cumplen los requisitos de diseño y las dimensiones elegidas son correctas. Se puede considerar el ajustar los tamaños de los elementos para lograr un diseño más económico, lo cual en el caso de un CubeSat, el peso será la restricción más importante y no tanto la diferencia económica de tener más material empleado en la estructura.

Si no se cumplen los requisitos de diseño, se deben repetir estos pasos. Un indicativo puede

ser que las dimensiones iniciales del elemento deben aumentarse, y se debe volver a pasar por el análisis de la estructura y las verificaciones del diseño estructural. Esto se repite hasta que se cumplan los requisitos de diseño.

El resultado del diseño estructural representa las dimensiones de cada elemento que componen la estructura, cumpliendo con los requisitos de diseño, junto con los detalles relacionados con el material. A continuación se puede visualizar un diagrama en V del proceso de diseño en CubeSats:

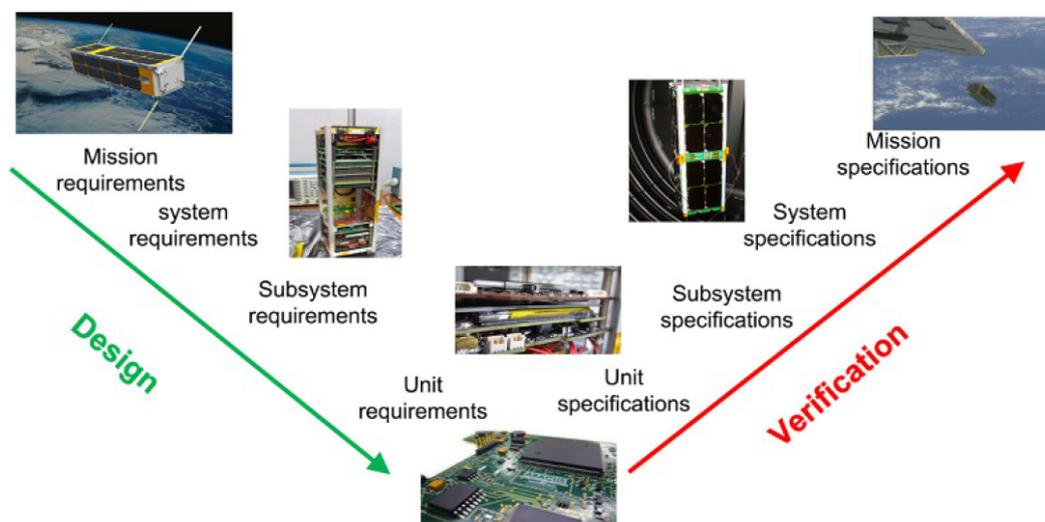


Figura 7: Diagrama en V de diseño [5]

En los siguientes puntos se van a definir las dimensiones del CubeSat y se tomarán ciertas decisiones con respecto al diseño estructural de este subsistema.

6.1. Dimensiones del CubeSat

Lo primero que se va a definir será el tamaño del cubesat a analizar. Un cubesat es una clase de satélites que adoptan un tamaño y factor de forma estándar, esta unidad se define como 'U'. Un cubesat de 1U es un cubo de 10 cm con una masa de hasta 2 kg. Para el diseño de cubesats se contemplan tamaños que van desde 1U a 12U, de tal modo que se contemplan pesos de hasta 24 kg en el caso de 12U.

Configuración (U)	Masa (kg)
1	2
1,5	3
2	4
3	6
6	12
12	24

Tabla 2: Configuraciones de CubeSat tamaño(U)/masa(kg) [10]

En la siguiente imagen se muestran las configuraciones típicas de cubesats según su tamaño estandarizado y factor de forma (U).

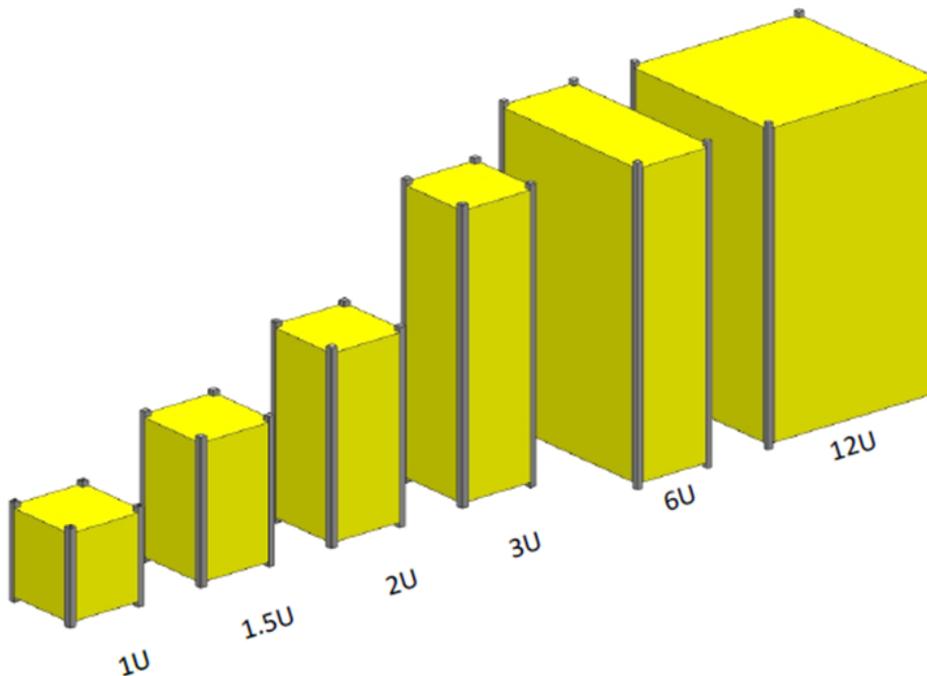


Figura 8: Configuraciones posibles de CubeSats [10]

El caso que ocupa este trabajo será de un cubesat de 3U en forma de prisma como en la figura 8 con un peso de hasta 6 kg.

Los planos de dimensionamiento se pueden ver según los planos que ofrece la Universidad Politécnica de California (creadores del programa CubeSat) [10]:

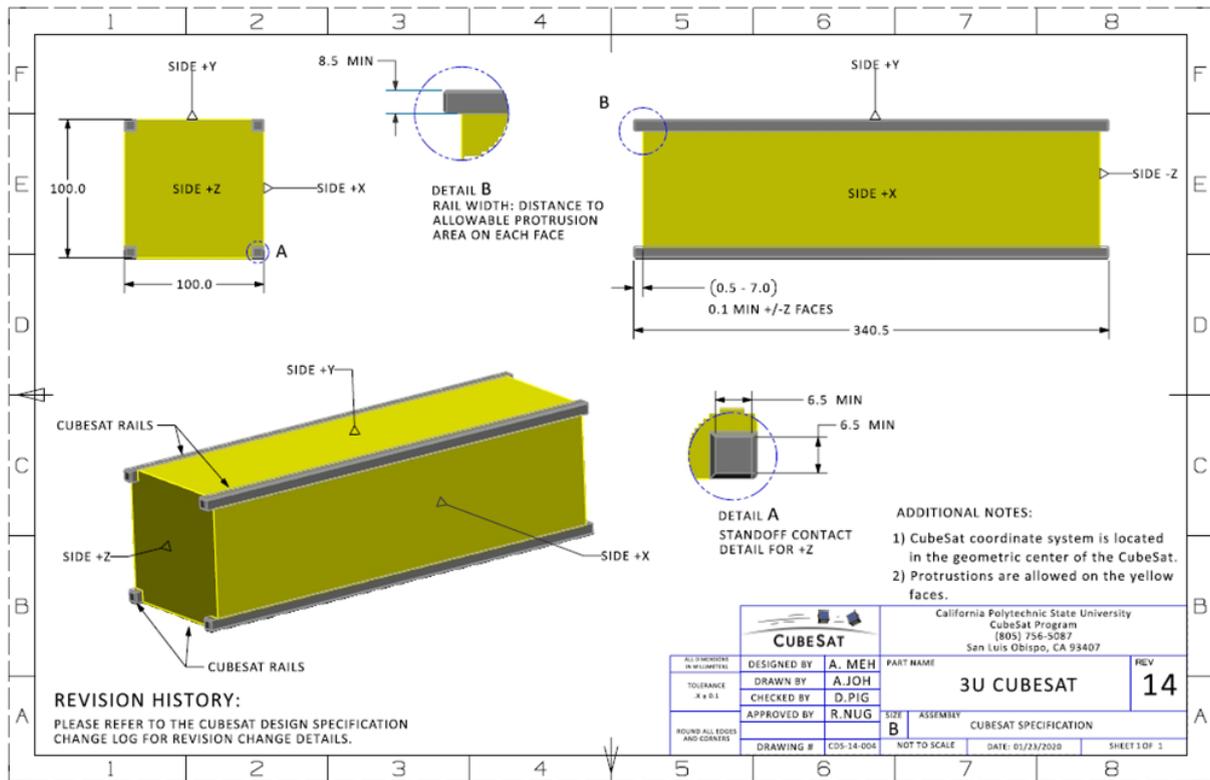


Figura 9: Plano de CubeSat de 3U [10]

En los planos de la figura 9 se pueden ver los raíles que se sitúan en las aristas largas del prisma que servirán para facilitar la fijación durante la fase de lanzamiento y posteriormente la eyección rectilínea.

Existe una alternativa más voluminosa de CubeSat de 3U aparte de la anterior. Esta posibilidad provee de una ampliación de lo que se conoce como volumen extra del tamaño de una lata de atún. En la siguiente imagen puede observarse la geometría longitudinal y de la base inferior del CubeSat de 3U+ [10]:

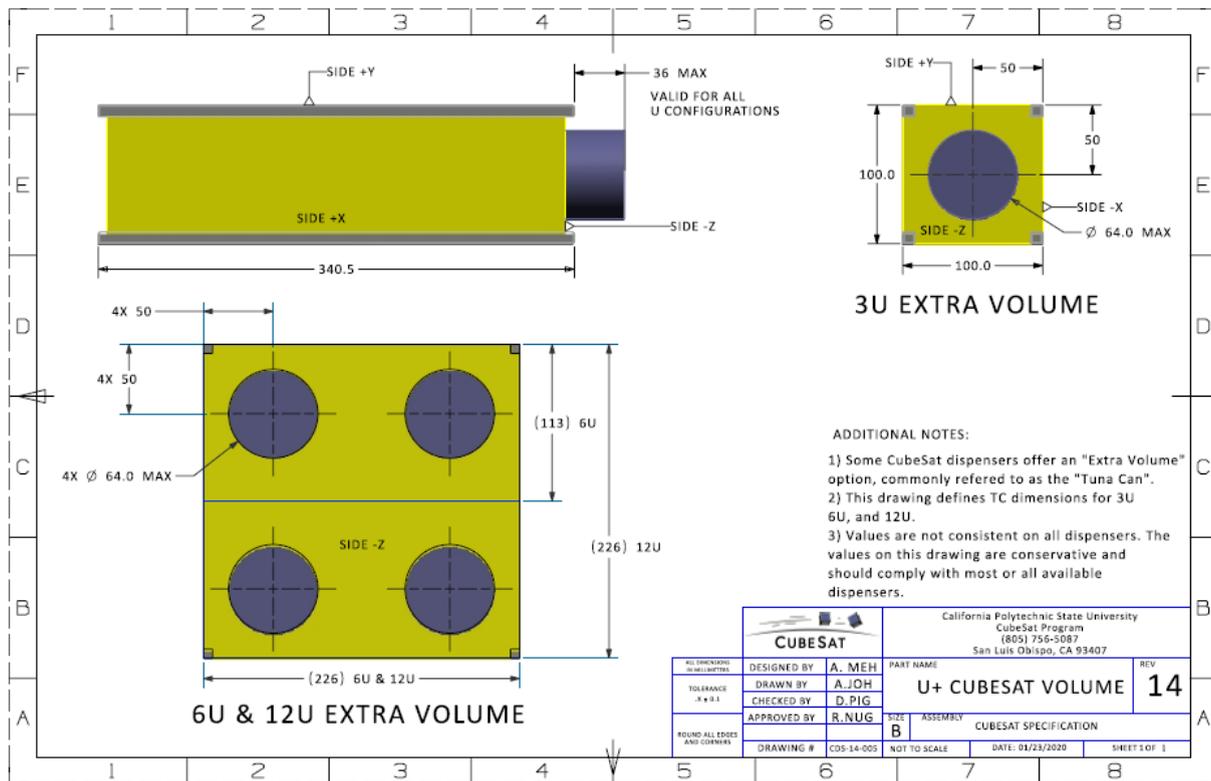


Figura 10: Plano de CubeSat de 3U+ [10]

Este último caso con el volumen extra no se va a tener en consideración y se va a descartar para el estudio. Por lo tanto ya es conocido el dimensionamiento y su geometría para su posterior análisis (ver figura 9).

6.2. Propiedades de la distribución de masa

Como se ha visto, la estandarización de la masa de los CubeSats en función de su factor de forma, en este caso 3U, es de una masa máxima de 6kg. Si se quiere realizar un lanzamiento desde la ISS, se encuentra con el requisito de que la máxima masa del CubeSat debe ser de 4,8kg, por lo que se debe saber qué equipos se necesitan y la viabilidad de entrar en estos rangos de masas. En cuanto al centro de masas hay ciertas desviaciones típicas. Algunos reglamentos dice que no puede distar más de 2 cm del centro geométrico del CubeSat. El caso es que al tratarse de un CubeSat 3U, el rango variación aceptable según el eje Z puede ser mayor. Se toma por tanto una variación con respecto al centro de masas según

el eje de:

- Para el eje X se toma un rango de ± 2 cm con respecto al centro geométrico del CubeSat.
- Para el eje Y se toma un rango de ± 2 cm con respecto al centro geométrico del CubeSat.
- Para el eje Z se toma un rango de ± 6 cm con respecto al centro geométrico del CubeSat.

6.3. Especificaciones mecánicas del CubeSat

Al no saber qué lanzador se utilizaría y la viabilidad de lanzarse desde la Estación Espacial Internacional (ISS), se tomarán ciertas decisiones de diseño en función de la compatibilidad con un posible lanzamiento desde la ISS, junto con que son medidas estandarizadas englobadas en el marco de desarrollo de los CubeSats general. Como especificaciones mecánicas del CubeSat acorde con un sistema de despliegue de raíles (y no de pestañas, como se verá más adelante en este trabajo) se pueden asumir:

- El CubeSat tendrá cuatro (4) rieles a lo largo del eje Z, uno por esquina de la carga útil, que permiten que el CubeSat se deslice a lo largo de la interfaz del riel del sistema de despliegue como se puede observar más adelante en este trabajo en la Figura 14.
- Cada riel del CubeSat deberá tener un ancho mínimo (en las caras X e Y) de 6 mm.
- Los bordes de los rieles del CubeSat tendrán un radio de 0,5 mm \pm 0,1 mm.
- Los extremos de los rieles del CubeSat en la cara +Z deben estar completamente desnudos y tener un área de superficie mínima de 6 mm x 6 mm. Esto servirá para garantizar que los extremos de los rieles del CubeSat en la cara +Z puedan servir como interfaz mecánica para los interruptores/resortes del sistema de implementación del CubeSat. adyacentes.

- Los extremos de los 4 rieles del CubeSat (en las caras +Z y -Z, 8 extremos en total) serán coplanares con los otros extremos del riel dentro de +/- 0,1 mm.
- La longitud los rieles de este estudio (CubeSat 3U) serán de 340,50 +/- 0,1 mm.
- Los rieles del CubeSat serán continuos. No deben existir espacios, orificios, sistemas de sujeción ni ninguna otra característica a lo largo de los rieles (eje Z) en las regiones que hacen contacto con los rieles del sistema de despliegue.
- La extensión mínima de los rieles +Z y -Z del CubeSat desde las caras +/-Z del CubeSat debe ser de 2 mm. Esto significa que el plano de los rieles +/-Z debe tener un espacio libre de no menos de 2 mm de cualquier elemento externo en las caras +/-Z del CubeSat (incluidos los paneles solares, las antenas, etc.).
- Los rieles del CubeSat serán la única interfaz mecánica con el sistema de despliegue en todos los ejes (ejes X, Y y Z). Esto significa que si el satélite se mueve en cualquier dirección mientras se encuentra dentro del sistema de despliegue, los únicos puntos de contacto de la carga útil estarán en los rieles o en los extremos de los rieles. Ningún apéndice o cualquier parte del satélite deberá estar en contacto con las paredes del deployer.
- Los raíles del CubeSat y todos los puntos de carga tendrán una rugosidad superficial inferior o igual a 1,6 μm .

6.4. Cálculo de cargas aplicadas al CubeSat

Para la realización del cálculo de cargas se deberían obtener datos de vehículos lanzadores, y la configuración a la hora de ser acomodados en el vehículo de lanzamiento, ya que no tienen por qué estar colocados perpendicularmente al suelo en el momento del lanzamiento, suelen tener ciertos ángulos según el lanzador. Pero sí que se puede hacer una idea obteniendo los máximos valores de carga que se obtendrían en caso de que despegase con la cara +Z apuntando al cielo (ver figura 11). En este caso habría que valorar también las cargas del resorte del dispenser. Al no tener datos concretos de lanzadores (suelen ser

6-9g de aceleración) para conocer la aceleración y tampoco se dispone de la masa total del CubeSat del estudio al desconocer los componentes (aunque se podría asumir un máximo de 6kg o 4,8kg para el caso del lanzamiento desde la ISS, que es el equivalente al máximo en un CubeSat 3U) se van a plantear las ecuaciones que servirían para un modelo de análisis de cargas estáticas [11]:

$$F_{mcs} = m_{cs} \times a_{vl} \times FS \quad (4)$$

Siendo:

m_{cs} la masa total del CubeSat.

a_{vl} la aceleración longitudinal del vehículo de lanzamiento

F_{mcs} la fuerza ejercida a través de la estructura del CubeSat al ser sometida a la aceleración del vehículo de lanzamiento.

FS el factor de seguridad aplicado (típicamente 1,5).

Además se define la fuerza ejercida por el resorte de la interfaz (F_{ri}) como:

$$F_{ri} = k \times dX \times FS \quad (5)$$

Donde:

k es la constante del muelle o resorte.

dX es la diferencia de longitud del resorte de expulsión.

Además, sabiendo que F_{ri} y F_{mcs} son las cargas que influyen directamente en toda la estructura CubeSat, y que se encuentran aplicadas en los cuatro puntos salientes de la estructura (en la cara -Z) se puede calcular la magnitud de las cargas estáticas a las que se verán sometidas cada punta saliente F_{pu} :

$$F_{pu} = \frac{F_{ri} + F_{mcs}}{4} \quad (6)$$

Con los valores obtenidos se podrían realizar las primeras simulaciones estructurales.

6.5. Consideraciones estructurales

La estructura que se considera para este caso ha resultado ser 3U y no 3U+ equipada con una estructura externa con 4 rieles. Lo que se va a considerar ahora es la elección de la aleación de aluminio Al-6061-T67 por sus propiedades térmicas ligeramente mejores que la otra aleación de aluminio propuesta (Al-7075-T). Estas propiedades pueden consultarse en la tabla 5.

La estructura de 4 rieles se ha considerado por ser la más polivalente y genérica en este caso en el que se desconocen la mayoría de subsistemas. Además, es el tipo de CubeSat compatible con un lanzamiento desde la ISS, ya que por características similares de la misión, es viable. Además no se han considerado aberturas laterales debido a que la estructura estará rodeada de paneles solares en 3 de sus caras largas de los cuáles no se conocen tamaños o tipo, por lo que queda por definir el modo de sujeción de estos paneles solares a la estructura.

En cuanto se conozcan las propiedades de las antenas parche que van colocadas en la cara que apunta al nadir, ya que suelen ir atornilladas a la estructura y también se deben tener en consideración para diseños posteriores de la estructura. El caso de la antena desplegable se comenta en la sección dedicada a esto.

Por otro lado se debe tener en cuenta la distribución de masas aportadas por los subsistemas, ya que a la hora de situar el centro de masas total en el rango de posiciones anteriormente comentado y las inercias del CubeSat completo, se puede incurrir en ciertos cambios para el equilibrio de estas magnitudes.

La colocación de los cables necesarios para el correcto funcionamiento del resto de

subsistemas no deberían causar gran impacto en la estructura, aunque sí se deben tener en cuenta conexiones y switches una vez se conozcan.

La accesibilidad a los equipos se debe contemplar junto con el tipo de fijación que requieren los paneles solares, ya que serán el principal obstáculo una vez esté completamente montado el CubeSat. Se debe recordar que los paneles solares no serán desplegables, por lo que no añadirán complejidad mecánica a la estructura.

7. SISTEMA DE DESPLIEGUE. INTERFAZ COHETE-CUBESAT

En la actualidad existe una buena variedad de tipos de sistemas de despliegue según el CubeSat que se pretende poner en órbita. Se han desarrollado vehículos de lanzamiento dedicados de smallsat y CubeSat, proveedores de servicios de lanzamiento, desarrolladores de sistemas de despliegue y proveedores de componentes de CubeSat. A la hora de realizar el diseño se debe tener en cuenta el que preferiblemente será el deployer utilizado y sus características de cara a una buena predicción de la misión y sus necesidades. Además, habrá que considerar la posibilidad de con qué cohete se lanzará, ya que existen compañías de cohetes que sólo permiten un tipo de sistema de despliegue u otro. A continuación se va a exponer una tabla (Tabla 3) que permite hacer una idea de las posibilidades dependiendo de la variedad de proveedores, permutaciones de características disponibles y tamaños:

Descriptions	Country of origin	Launch platform	Rails or tabs	Rails/tabs constrained?	Standards
Astrofein/ECM/EXOLAUNCH PSL-P	Germany	Rocket	Rails	Yes	3U, 3U+, 6U, 12U
Astrofein/ECM/EXOLAUNCH 16U	Germany	Rocket	Rails	Yes	16U
Cal Poly PPOD	USA	Rocket	Rails	No	3U, 3U+
D-Orbit ION	Italy	Rocket	Rails	No	3U, 3U+, 6U, 6U+, 12U, 12U+
ISIS DUO	Netherlands	Rocket	Rails	No	1U-3U, 6U
ISIS ISIPod	Netherlands	Rocket	Rails	No	1U-3U, Custom
ISIS QuadPack	Netherlands	Rocket	Rails	No	1U-3U, 6U, 12U
Jaxa J-SSOD	Japan	ISS	Rails	No	1U-3U
Nanoracks	USA	ISS	Rails	No	1U-6U (1 × 6)
PSC CSD	USA	Rocket	Rails or tabs	Yes	1U-3U, 6U
Rocket Labs Maxwell	USA	Rocket	Rails	No	3U
SFL XPOD Triple	Canada	Rocket	Rails	No	3U
SFL XPOD DUO	Canada	Rocket	Rails	No	16U
Tyvak RailPOD	USA	Rocket	Rails	No	3U, 3U+, 3U XL
Tyvak NLAS, Mk II	USA	Rocket	Rails	No	3U, 3U+, 6U, 6U+
Tyvak 12U	USA	Rocket	Rails	No	3U, 3U+, 6U, 6U+, 12U, 12U+

Tabla 3: Sistemas de despliegue en el mercado [5]

7.1. Elementos y funcionamiento del dispenser

El funcionamiento del sistema de despliegue es relativamente sencillo. Se puede pensar en el deployer/dispenser, como una interfaz mecánica y eléctrica entre un CubeSat y el vehículo de lanzamiento. Una vez que el vehículo de lanzamiento envía la señal de despliegue al dispenser, el mecanismo de activación de la puerta permite que la puerta se abra, lo que permite que los resortes se extiendan contra la placa de empuje hacia la puerta

ahora abierta, empujando la carga útil a lo largo de los rieles o pestañas y expulsándola del vehículo de lanzamiento. Se pueden diferenciar unas partes claras del deployer:

- **Puerta.** La puerta se situará en una de las caras pequeñas que forma el prisma 3U, conteniendo completamente el CubeSat dentro del dispensador. La puerta en los tiene la función de restringir que el satélite sea expulsado al espacio antes de tiempo. Una vez que se envía la señal de despliegue al dispensador, el pestillo de la puerta se suelta mediante un resorte de torsión que fuerza la puerta para abrirla y permite que se despliegue el CubeSat. En la mayoría de los sistemas de despliegue, una de las caras o los rieles del CubeSat están en contacto con la puerta directamente. La puerta tiene que tener un sistema de apertura inmediato y abrirse lo suficiente para evitar colisiones con la carga de pago. El posible contacto con la compuerta puede provocar una rotación en el momento de la eyección además de poder generar una avería en el equipo. El caso del CubeSat de estudio de 3U se sabe que tendrá 3 de las 4 caras laterales largas equipadas con paneles solares, por lo tanto, la cara sin panel solar será la que estará ubicada en la cara -Y del dispenser (cara susceptible de contactar con la compuerta). En la siguiente imagen se puede ver cualitativamente la orientación de los ejes del dispenser, además de observarse dónde se sitúa la puerta abierta:

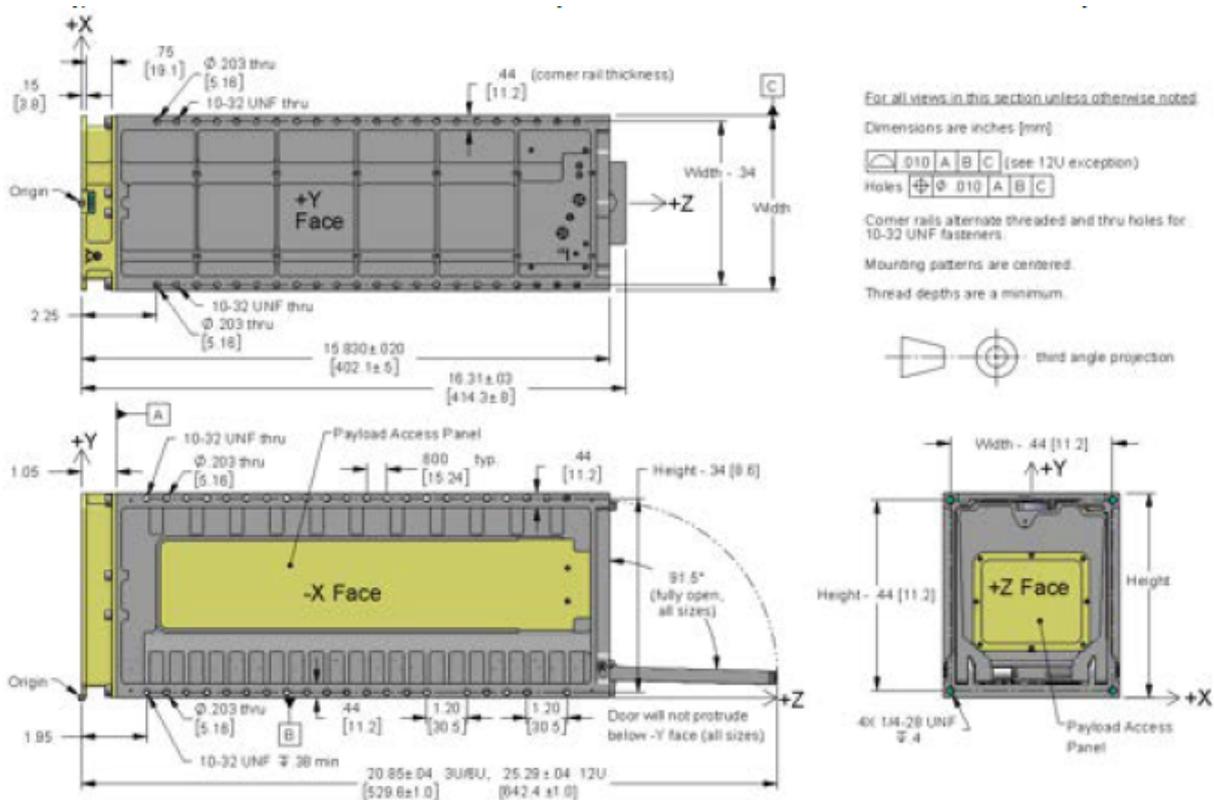


Figura 11: Plano de sistema de despliegue con puerta abierta [12]

- **Plato o placa de empuje.** La placa de empuje actúa como la ubicación de contacto físico -Z con el CubeSat. La placa de empuje, como su propio nombre indica, se encarga de empujar el CubeSat a lo largo de los rieles o pestañas sacándolo del dispenser una vez que se ha abierto la puerta. La fuerza que provoca el movimiento de la placa de empuje proviene de la fuerza elástica de los muelles o resortes del sistema de despliegue. Como puede verse en la figura 12, no tiene por qué ser una placa continua la encargada de empujar el CubeSat, también se puede reducir peso en la placa de empuje.
- **Resortes o muelles del sistema de despliegue.** El resorte de despliegue utilizado generalmente es un resorte de compresión. El mecanismo de eyección se activa cuando se abre la puerta del sistema de despliegue. Los resortes se extienden, forzando a la placa de empuje y al CubeSat hacia la puerta del dispenser. Al tratarse del despliegue de un CubeSat 3U se utilizará un único resorte. Según se observa en

la figura 11, el resorte se ubicaría en la cara -Z del dispenser, obviamente, en la cara opuesta a la puerta. La relación entre la fuerza del muelle de despliegue y la masa del CubeSat determinará la velocidad de despliegue. En la siguiente figura (12) puede verse un resorte detrás del plato que impulsará en el deployer.

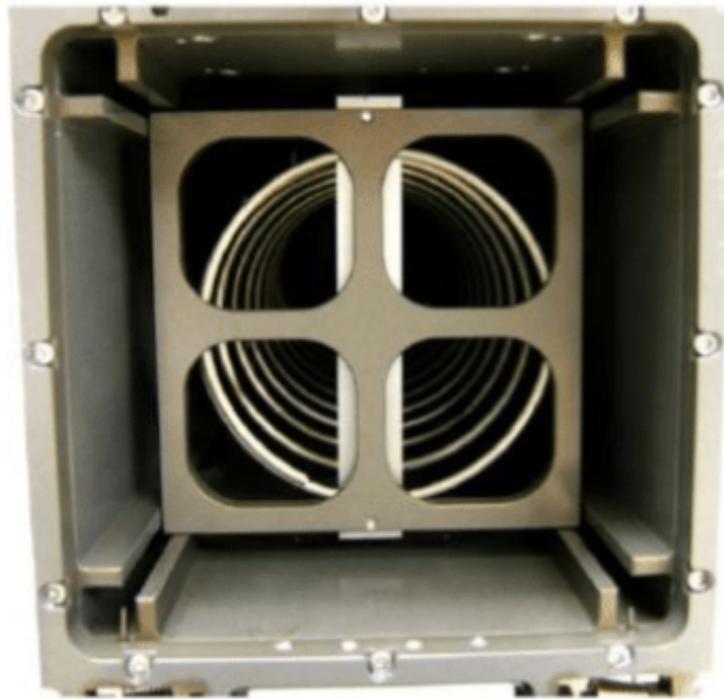


Figura 12: Plato y resorte del interior de un deployer [13]

- **Chasis.** El chasis del sistema de despliegue es considerado como las cinco caras que no son la puerta. A la hora de la elaboración de diseño, se puede asumir que para el CubeSat, el chasis es como un mecanismo de aislamiento entre CubeSat y el resto del vehículo de lanzamiento. En el mercado, la mayoría de los dispensers no permiten el contacto entre la carga útil del CubeSat y el chasis. El chasis del sistema de despliegue es la interfaz principal y la ruta de traspaso de las cargas entre el dispensador y el vehículo de lanzamiento. El chasis del deployer se diseña de tal manera que tenga paneles de acceso a lo largo de las caras +/-X (ver las caras X en la figura 11). Este acceso a la carga útil es limitado una vez que el vehículo se ha integrado en el dispenser, ya que deben estar ya montadas e integradas las superficies

del CubeSat antes de introducirlo. Según las orientaciones dadas, y la proposición de montaje dando la cara que apunta al nadir contra la tapa de la puerta una vez abierta (cara larga sin paneles solares en la cara -Y del dispenser), el posible acceso caría a los paneles solares en su mayoría, por lo que no es algo interesante. Las conexiones CubeSat-dispenser se deberían realizar antes de introducir el CubeSat al dispenser según esta disposición. En este caso se se deben realizar las conexiones en la cara -Z de dispenser-CubeSat.

- **Mecanismo de despliegue.** El mecanismo de despliegue es el dispositivo que asegura el cierre de la puerta contra el chasis. Se encargará de enclaustrar el CubeSat dentro del sistema de despliegue y le permitirá salir cuando se le ordene al mecanismo. Una vez que el vehículo de lanzamiento envía el comando de despliegue, el mecanismo se activa y libera la puerta para poder realizarse la eyección.
- **Raíles y pestañas.** Los rieles o las pestañas son la interfaz mecánica principal de CubeSat para implementarse a través del dispenser. Los rieles o pestañas se encargan de restringir el movimiento del CubeSat en el plano X-Y, aunque se pueden realizar también restringiendo el movimiento del eje Z (normalmente es la puerta la encargada de restringir el movimiento de la carga de pago en el eje Z). Hay dos variantes: rieles y pestañas. El sistema de rieles utiliza las cuatro esquinas del CubeSat para la restricción del movimiento. Los sistemas de pestañas utilizan las esquinas +X, -Y y -X, -Y (puntos rojos en la figura 13) para restringir el movimiento del plano X-Y del CubeSat. Se tratan de restricciones longitudinales a través de 2 de las esquinas. La interfaz del tipo pestañas del deployer tiene la ventaja de aportar gran ayuda a la hora de obtener información mediante la realización de simulaciones. Esto es así ya que las cargas que se pasan del vehículo de lanzamiento al Cubesat a través del sistema de despliegue pasan invariablemente por las pestañas (tabs) y es más fácil de predecir. Será más difícil de predecir el comportamiento mediante simulaciones cuando las cargas se deben repartir en 4 rieles ubicados en las 4 esquinas. Aún así, el método más típico de interfaz mecánica es con 4 rieles.

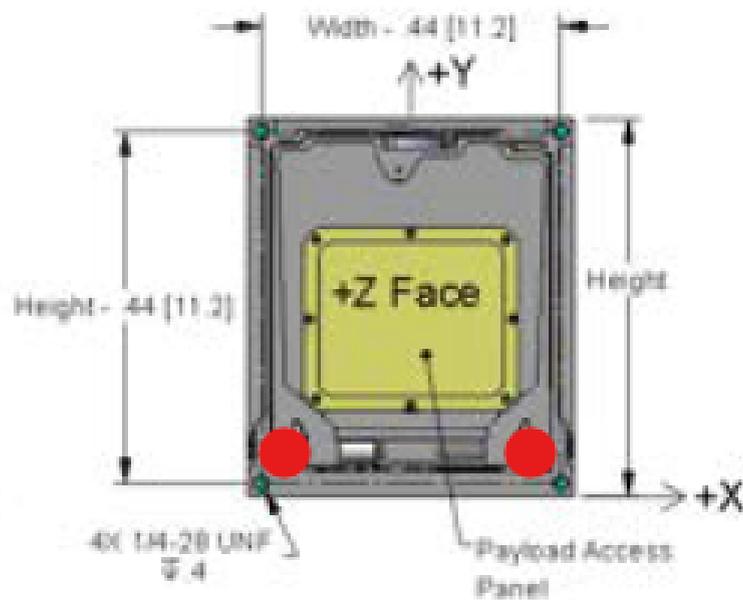


Figura 13: Ubicación de las pestañas de un deployer (puntos rojos) [12]

7.2. Consideraciones y elección del dispenser

Los rieles o pestañas están destinados a ser la única interfaz mecánica entre el sistema de despliegue y el CubeSat. En consecuencia, estas superficies deben considerarse zonas de exclusión, o lo que viene a ser lo mismo, superficies libres de dispositivos u otros componentes. Por lo general, hay un área de exclusión específica del dispenser alrededor de estas interfaces. Se debe considerar si el sesgo del peor de los casos dentro del dispenser interferirá con estas zonas de contacto.

Por lo general, se requiere que los rieles y las pestañas estén anodizados, por ello se plantean Al 6061-T6 o Al 7075-T7. También se pueden considerar otros materiales verificados en vuelo para varios dispensers, como ciertos materiales fabricados aditivamente. Es aquí donde aparece un material muy interesante ya que puede ser fabricado por impresión 3D, se trata del Windform XT 2.0. Este material de impresión 3D se trata de un compuesto reforzado con fibra de carbono y es conocido por sus buenas propiedades mecánicas. Es particularmente adecuado en aplicaciones exigentes como los sectores de deportes de motor y aeroespacial entre otros. Es un material de

baja densidad ($1,097 \text{ g/cm}^3$) y alta resistencia mecánica. A continuación se muestra una hoja de propiedades de este material susceptible de ser considerado en caso de utilizar la impresión 3D para la elaboración del dispenser:

WINDFORM® XT 2.0	Test Method	SI Unity	Windform® XT 2.0
GENERAL PROPERTIES			
Density (20° C)		g/cc	1,097
Colour			BLACK
THERMAL PROPERTIES			
Melting point	ISO 11357-2	°C	179,30
HDT, 1.82 Mpa	ISO 75-2 TYPE A	°C	173,40
Vicat 10N	ISO 306 TYPE A50	°C	176,10
MECHANICAL PROPERTIES			
Tensile Strength	UNI EN ISO 527-1	Mpa	83,84
Tensile Modulus	UNI EN ISO 527-1	Mpa	8928,20
Elongation at break	UNI EN ISO 527-1	%	3,80
Flexural Strength	UNI EN ISO 178	Mpa	133,00
Flexural Modulus	UNI EN ISO 178	Mpa	7338,20
Impact Strength Unnotched (Charpy 23°C)	UNI EN ISO 179	KJ/m²	22,43
Impact Strength Notched (Charpy 23°C)	UNI EN ISO 179	KJ/m²	4,72
Impact Strength Unnotched (Izod 23°C)	UNI EN ISO 180	KJ/m²	19,26
Impact Strength Notched (Izod 23°C)	UNI EN ISO 180	KJ/m²	5,30
ELECTRICAL PROPERTIES			
Resistivity, Volume	ASTM D257	ohm * cm	< 10^8
Resistivity, Surface	ASTM D257	ohm	< 10^8
SURFACE FINISH			
After SLS Process		Ra µm	6,00
After finishing		Ra µm	1,8
PROPERTIES PER DENSITY UNIT			
UTS per density unit		Mpa/[g/cc]	76,43
Tensile Modulus per density unit		Mpa/[g/cc]	8138,74
Flexural Strength per density unit		Mpa/[g/cc]	121,24
Flexural Modulus per density unit		Mpa/[g/cc]	6689,33

Tabla 4: Propiedades técnicas del Windform XT 2.0 [14]

Si por el contrario se desea utilizar un material previamente no calificado, debe esperar someterse a un régimen de calificación de materiales que incluye lo siguiente:

- Verificación de la resistencia del material.

- Verificación del coeficiente de expansión térmica y análisis del funcionamiento a impacto del material del deployer.
- Verificación de la rugosidad de la superficie del material.
- Verificación de diferencias de tamaño antes y después de las pruebas de vacío.
- Verificación de desgasificación de material.
- Verificación de que el material no es conductor.

Es necesario anodizar los rieles y las pestañas tanto del CubeSat como del dispenser. El anodizado es el proceso electrolítico de pasivación empleado para incrementar el espesor de la capa de óxido en la superficie de piezas metálicas, en este caso de los aluminios mencionados anteriormente, por ejemplo. Históricamente, esto estaba destinado a evitar la soldadura en frío entre el CubeSat y el dispenser. Esta anodización también da como resultado un aislamiento eléctrico entre la carga útil y el sistema de despliegue. Estas áreas deben ser consideradas dimensiones críticas por los desarrolladores. En consecuencia, los desarrolladores deben asegurarse de tener en cuenta el cambio dimensional de la anodización después de la fabricación en la acumulación de tolerancia. Los rieles para 1U a 3U generalmente se requieren entre 100,0 y $\pm 0,1$ mm en los planos X e Y. Si la estructura se diseñara exactamente con 100,0 mm, este requisito podría superar fácilmente el requisito, especialmente cuando cumple con MILITARY SPECIFICATION: ANODIC COATINGS FOR ALUMINUM AND ALUMINUM ALLOYS (MIL-A-8625), que generalmente da como resultado una acumulación de 0,025 a 0,05 mm por superficie. El anodizado de estas áreas causará acumulación en cada riel, causando el doble de efecto para cualquier medida de eje dada. La acumulación de sistemas con pestañas debe verificarse de manera similar. Por lo general, se requiere que los sistemas con lengüetas tengan entre 2,95 y 3,05 mm, por lo que diseñar las lengüetas para que tengan exactamente 3,00 mm seguramente excedería el requisito, dependiendo de las tolerancias de mecanizado.

A medida que se abre la puerta del deployer, el CubeSat se deslizará a lo largo de los rieles o pestañas del deployer. Si la interfaz no es lo suficientemente suave, la fricción excesiva entre

las superficies puede causar efectos no deseados, como velocidades de rotación superiores a las normales, despliegues lentos o incluso fallidos. La rugosidad promedio de la superficie del riel y la pestaña se especifica con mayor frecuencia como $\leq 1,2\mu\text{m}$ después de la anodización. Otra consideración relacionada, generalmente para sistemas no restringidos, es que cuando los CubeSats se prueban dinámicamente (vibración aleatoria, vibración de carga sinusoidal, etc.), es esperable obtener cierto desgaste en los rieles. Este desgaste crea pequeñas cantidades tanto de descamación de la anodización como de virutas/polvo de metal y es más prolífico en las esquinas del riel y las caras Z. Más allá de los peligros de este Daño de Objeto Extraño (FOD), los rieles pueden deformarse. El dimensionamiento cuidadoso y las tolerancias de los rieles pueden reducir la posibilidad de que esto ocurra. Sabiendo esto, es de suponer que se fabriquen 2 o más estructuras dispenser-CubeSat homogéneas (dependiendo de los fallos catastróficos durante los ensayos ambientales). Uno sería para ensayar y verificar el funcionamiento y la otra estructura dispenser-CubeSat sin ensayar se utilizaría "nueva" para el lanzamiento final [15].

Teniendo en cuenta todas estas consideraciones, una de las cosas a definir sería el vehículo de lanzamiento. También se puede contemplar la viabilidad de lanzar desde la Estación Espacial Internacional (ISS) atendiendo su propia normativa, ya que la misión se va a desempeñar a la misma altura y similar espacio orbital. Para ello se debería concretar según la documentación que tienen para ello. Se pueden asumir ciertos aspectos compatibles con un lanzamiento desde la ISS para dotar de una polivalencia extra al proyecto a la hora de ser realizado (consultar documentación de la bibliografía [15]). Por ejemplo, uno de los requisitos es que el CubeSat disponga de 4 raíles y no de pestañas, lo que aunado a otras características vistas hasta ahora, hace a la elección de utilizar 4 rieles en lugar de pestañas de fijación más adecuada. A continuación se muestra el plano X-Y que tendría el dispenser donde se alojaría para cumplir los requisitos dimensionales anteriormente comentados:

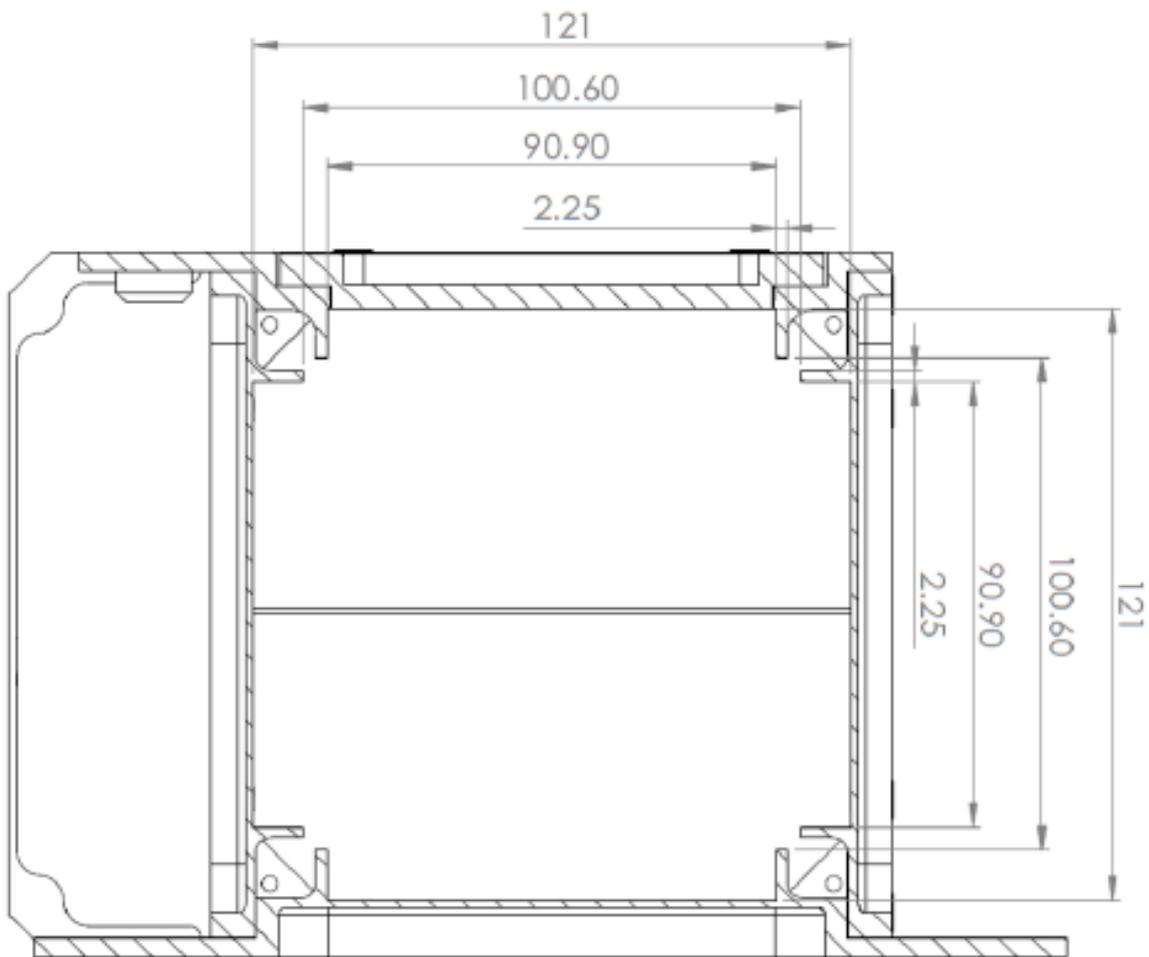


Figura 14: Interfaz mecánica del sistema de despliegue [15]

Otro tema a discutir sería si realizar una impresión 3D o utilizar las aleaciones anteriormente mencionadas. Tanto el Al-6061-T6 como el Al-7075-T7 son aleaciones de aluminio. Tienen en común un 91 % de su composición, algo que es moderadamente alto. Sus propiedades son similares como puede verse en la tabla siguiente (tabla 5):

Propiedad	Al 6061-T6	Al 7075-T7
Densidad (g/cm ³)	2,7	3
Módulo de Young (GPa)	69	70
Tensión a fatiga (MPa)	96	160
Módulo de Poisson	0,33	0,32
Tensión Última (MPa)	310	500
Temperatura de inicio de fusión °C	580	480
Difusividad térmica (mm ² /s)	68	50

Tabla 5: Comparación de propiedades Al 6061-T6 vs Al 7075-T7 [16]

Estas buenas propiedades mecánicas y térmicas, además que similares, son las que hacen a ambas aleaciones susceptibles de utilizarlas para la elaboración de los raíles de un sistema de despliegue, ya que se trata de una parte crítica para la inyección en órbita. Dados los valores representativos, en este caso se elegiría la aleación de aluminio 7075-T7 para lo raíles del sistema de despliegue por su mejor comportamiento mecánico, ya que será sometido a altas cargas dinámicas durante el lanzamiento.

8. DISEÑO DE DESPLIEGUE DE ANTENA

Se sabe que la antena a desplegar son dos pares de antenas monopolo, un par de UHF y otro par de VHF. A efectos mecánicos se desplegarán y se quedarán como 4 "varillas" perpendiculares a las 4 caras largas del CubeSat (ver figura 15). La posición del sistema de despliegue de antenas es conocida, se encuentra en la cara de avance del CubeSat (cara +Z).

Es importante considerar las dimensiones del sistema de despliegue de cada antena ubicada en cada arista del cuadrado de la cara +Z. El sistema debe ser capaz de desplegar cada antena (varilla) sabiendo que en las esquinas se encuentran los rieles que restringen en cierta medida el espacio disponible, por lo que se debe utilizar un espacio máximo de:

$$L_{av} = L_1 - 2 \times L_r = 100 - 17 = 83mm \quad (7)$$

Siendo:

- L_{av} el lado disponible máximo.
- L_1 el lado del cuadrado del CubeSat 3U.
- Lr el ancho del raíl de una esquina de CubeSat.

En la figura 9 se pueden consultar estas medidas para hacer una mejor idea de ubicación y espacio disponible.

8.1. Consideraciones y elección de sistema de despliegue de antena

Para el despliegue de las antenas se ha considerado que la mejor solución sería utilizar antenas de sección transversal ligeramente en forma de U (como una cinta métrica metálica enrollada) y de poco grosor, de forma que sea flexible. Utilizando esta morfología de antena, se podría enrollar cada una y permanecer plegadas hasta la puesta en operación, tras la inyección en órbita por parte dispenser. Esta morfología de la antena permitirá enderezarse mejor, una vez desplegada. Hay que ser conscientes del efecto rebote que pueden tener estas antenas, por lo que desplegarlas a la vez podría provocar colisiones. El material empleado podría ser acero con cobre y/o plata que mejorará sus características eléctricas sin comprometer sus características mecánicas.

Las antenas deben ir correctamente enrolladas y alojadas en una carcasa con una compuerta que fija la antena a su extremo, de modo que cuando se libere la compuerta, la antena se despliegue junto con la compuerta. Se debe utilizar un pestillo para que una vez abierta la compuerta, no se quede oscilando, si no que se quede fija perpendicularmente a la cara de donde ha salido.

La compuerta se fijará con un hilo de fibra sintética o monofilamento de tal forma que se pueda cortar utilizando el calor de una resistencia. Cuando se calienta la resistencia, el monofilamento se deforma y acaba cortándose, liberando la compuerta (presionada por el

enrollado de la antena) haciendo desplegarse instantáneamente.

El alojamiento donde vaya enrollada la antena deberá tener en cuenta la longitud de la misma y las vueltas que deberá tener, ya que dependiendo de su longitud, presionará más o menos a la puerta, y por tanto haciendo variar la masa o material del hilo que sujeta el conjunto. A modo de herramienta de corte se puede utilizar el alambre de nicromo como resistencia, que en contacto con el hilo se cortará cuando ésta adquiera la temperatura necesaria.

Además, cabe considerar que por temas de espacio y equilibrio de peso, se deberían colocar las antenas, para que una vez desplegadas se dispongan según la imagen 15.

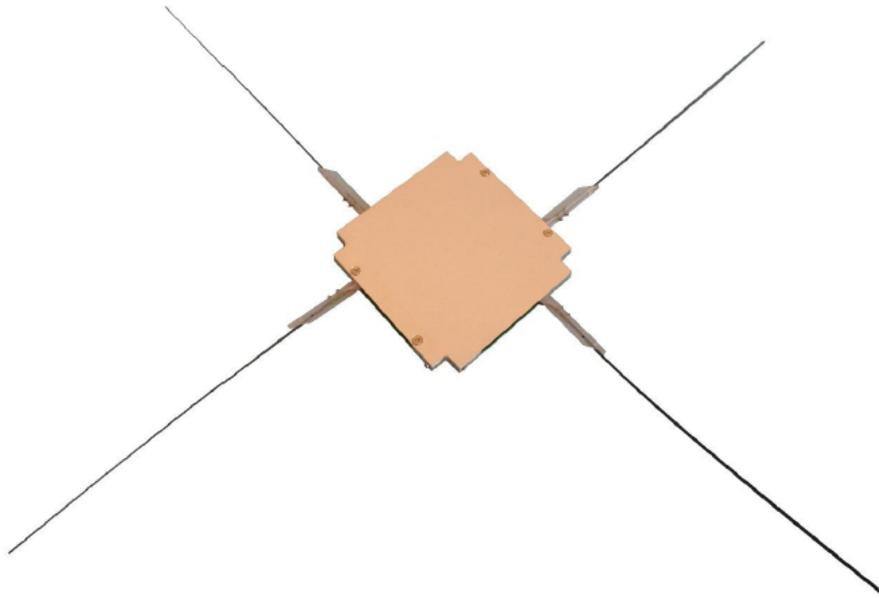


Figura 15: Configuración de antenas desplegadas [17]

A la hora de desplegarse una antena, lo hará súbitamente, por lo que se generará una reacción con el CubeSat. Esta reacción será en forma de par que hará girar al CubeSat en torno al eje Z. Como puede verse en las figuras 16 y 15, las antenas situadas en aristas opuestas generarían un torque en el mismo sentido (se sumaría). Por lo que se aconseja realizar una secuencia de apertura que mecánicamente no tenga peligro de impacto y a su vez no suponga una suma de pares.

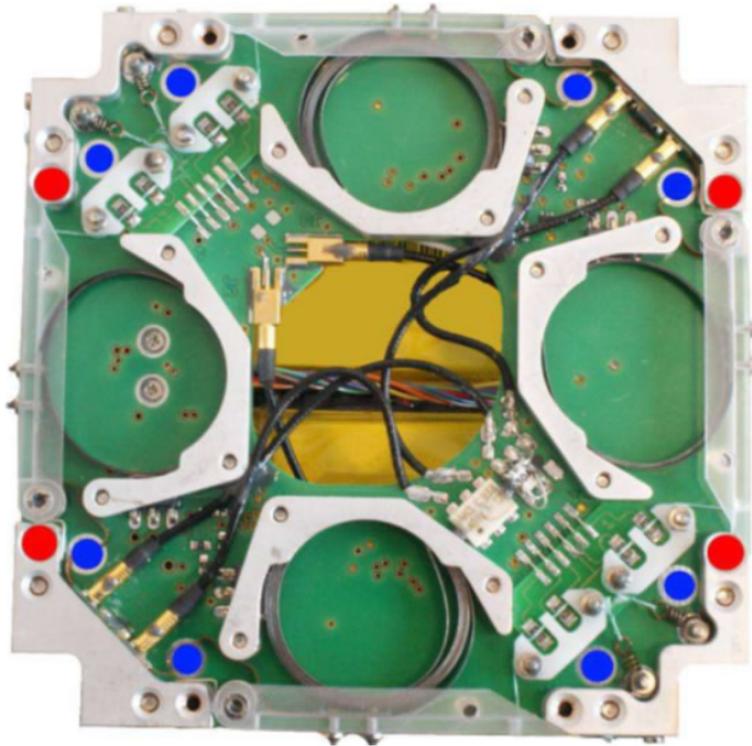


Figura 16: Configuración de antenas plegadas [18]

Cabe decir que el despliegue de una antena no debe suponer un par demasiado alto al CubeSat por su pequeña masa frente a la del CubeSat completo, con lo que la preferencia de aperturas se puede variar una vez se hagan las pruebas de apertura pertinentes. Por ejemplo, se propone la apertura con el orden de la siguiente figura:

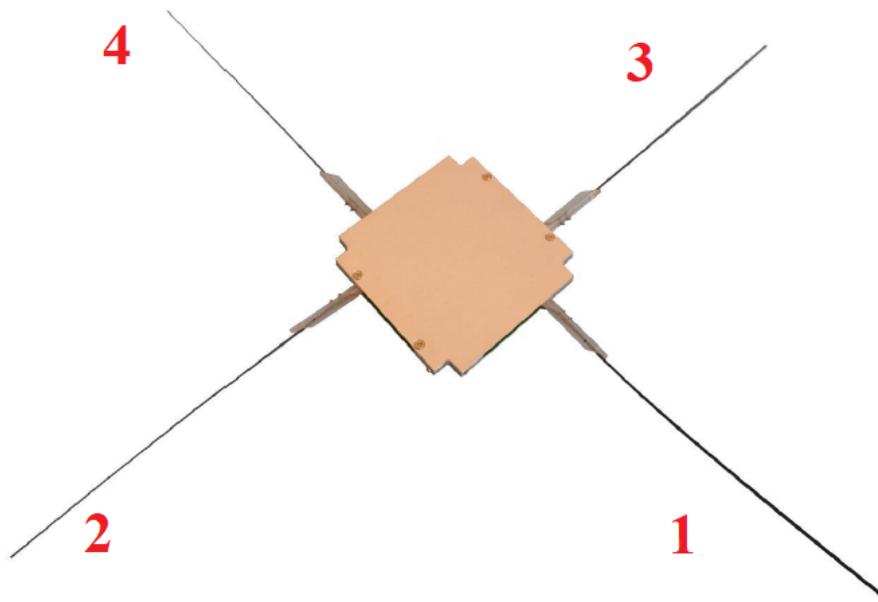


Figura 17: Secuencia de despliegue de antenas

Así es como el sistema de control de actitud tendría que entrar a corregir la actitud con acciones menos bruscas.

8.2. Ensayo de despliegue de antena

La prueba de despliegue verifica que los mecanismos de despliegue de las antenas puedan funcionar de acuerdo con los requisitos de diseño. Su despliegue será fundamental para el éxito de la misión. Puede ser necesario probar el despliegue repetidamente si el mecanismo de despliegue involucra partes cuya variación de calidad es incierta. El número de implementaciones repetidas debe determinarse desde el punto de vista de garantizar suficiente confianza y el coste/programa asociado con la prueba. La prueba se puede realizar en primera instancia en la atmósfera. La diferencia de entorno, como el vacío, la temperatura y la microgravedad se deberá evaluar adecuadamente suponiendo la condición del peor de los casos.

La técnica de despliegue al ser cortar el hilo de fibra sintética de sujeción con el calor de una resistencia, la peor condición es el caso en el que el no se caliente la resistencia a una temperatura lo suficientemente alta como para cortar el hilo. Para simular esa

condición, el despliegue debe probarse en la temperatura más fría, pero en una condición atmosférica para que el aire pueda eliminar el calor del calentador con la condición de voltaje de batería más baja para que la corriente al calentador sea la mínima. Para el caso de probar el pestillo que fija la antena después de su despliegue se debe probar la peor condición: un entorno de vacío la temperatura más fría.

Para las condiciones de carga solar y por tanto de temperatura se han tenido las condiciones de ángulo beta extremo es de $73\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ según lo dictado por Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) [19]. Para las condiciones de vacío se tomarían 10^{-4} Torr (ver tabla 6).

9. ENSAYOS AMBIENTALES

Una vez esté realizado el CubeSat con su estructura y el resto de subsistemas, se debe realizar la campaña de ensayos previamente definidos. Aquí se van a exponer brevemente los más representativos, ya que serían los ensayos en los que se debe considerar el conjunto CubeSat-deployer (CubeSat dentro del sistema de despliegue).

Aunque no es el propósito principal de este trabajo, se dejan indicados los ensayos que habría que realizar. A continuación se muestra una tabla detallada de los tests típicos para el conjunto según la NASA:

Tests	Qualification by Test	Protoflight Test	Acceptance Test
Random vibration⁶ (CubeSat and Dispenser) Ref Mil-Std 1540C	MPE + 6 dB for (3) minutes, each of (3) axes ¹	MPE+3 dB for (2) minutes, each of (3) axes ¹	MPE for (1) minute, each of (3) axes ¹
Sinusoidal Vibration⁶ (CubeSat and Dispenser) Ref Mil-Std 1540C	MPE + 6 dB. Testing shall be performed for content that is not covered by random vibration testing	1.25 x MPE. Testing shall be performed for content that is not covered by random vibration testing	MPE. Testing shall be performed for content that is not covered by random vibration testing ¹
Shock⁶ (CubeSat and Dispenser) Ref Mil-Std 1540C	MPE + 6 dB, 3 times in both directions of 3 axes ^{1,3}	MPE + 3 dB, 1 times in both directions of 3 axes ^{1,3}	N/A
Thermal Vacuum Cycle (Dispenser Only) Ref: MIL-STD 1540 B, GSFC-STD-7000	MPE ² +/- 10° C Minimum Range = -14 -3/+0°C to +71 -0/+3°C Cycles = 8 Dwell Time = 1 hour min. @ extreme Temp. after thermal stabilization Transition = < 5° C/minute Vacuum = 1x10 ⁻⁴ Torr	MPE ² +/- 10° C Minimum Range = -14 -3/+0°C to +71 -0/+3°C Cycles = 4 Dwell Time = 1 hour min. @ extreme Temp. after thermal stabilization Transition = < 5° C/minute Vacuum = 1x10 ⁻⁴ Torr	MPE ² +/- 5° C Minimum Range = -9 -3/+0°C to +66-0/+3°C Cycles = 2 Dwell Time = 1 hour min. @ extreme Temp. after thermal stabilization Transition = < 5° C/minute Vacuum = 1x10 ⁻⁴ Torr
Thermal Vacuum Bake out (Dispenser Only) Ref: MIL-STD 1540 B, GSFC-STD-7000	N/A	Min. Temp 70°C ^{4,7} Cycles = 1 Dwell Time = Min. 3 hour after thermal stabilization Transition = N/A Vacuum = 1x10 ⁻⁴ Torr	Min. Temp 70°C ^{4,7} Cycles = 1 Dwell Time = Min. 3 hour after thermal stabilization Transition = N/A Vacuum = 1x10 ⁻⁴ Torr
Thermal Vac Bake out (CubeSat Only) Ref: MIL-STD 1540 B, GSFC-STD-7000	N/A	Min. Temp 70°C ^{5,8} Cycles = 1 Dwell Time = Min. 3 hour after thermal stabilization Transition = < 5° C/minute Vacuum = 1x10 ⁻⁴ Torr	Min. Temp 70°C ^{5,8} Cycles = 1 Dwell Time = Min. 3 hour after thermal stabilization Transition = < 5° C/minute Vacuum = 1x10 ⁻⁴ Torr
Hardware Configuration	Dispenser – Flight identical unit (includes NEA, cable and connector) CubeSat – Flight Identical unit	Dispenser – Flight unit (includes flight NEA, cable and connector) CubeSat – Flight unit	Dispenser – Flight unit (includes flight NEA, cable and connector) CubeSat – Flight unit
<p>(1) Dynamic Environments random MPE envelopes a P95/50 or mean + 5 dB of flight environments. Sinusoidal levels envelope loads predictions and flight environments. Shock MPE envelopes P95/50 for at least (3) samples, with 4.5 dB uncertainty factor applied where less than (3) samples are used.</p> <p>(2) Thermal MPE = Max predicted via simulation + 11° C for uncertainty.</p> <p>(3) Shock testing is not required when the following conditions are met: 1) The qualification random vibration test spectrum when converted to an equivalent shock response spectrum (3-sigma response for Q=10) exceeds the qualification shock spectrum requirement at all frequencies below 2000 Hz. 2) The maximum expected shock spectrum above 2000 Hz does not exceed (g) values equal to 0.8 times the frequency in Hz at all frequencies above 2000 Hz, corresponding to the velocity of (50 inches/second).</p> <p>(4) Maximum bake out temperature set to same maximum temperature for thermal cycle test for consistency, assuming bake out would be performed during same vacuum exposure.</p> <p>(5) If the CubeSat cannot achieve these temperature levels, the CubeSat shall hold a minimum temperature of 60°C for a minimum of 6 hours.</p> <p>(6) Levels are defined to be at the dispenser to Launch Vehicle mechanical interface.</p> <p>(7) Thermal bake out temperatures are not to exceed qualification temperatures</p> <p>(8) CubeSat Thermal vacuum bakeout is required unless LSP removes the requirement for individual CubeSats based on material selection, quantities and manifesting.</p>			

Tabla 6: Ensayos ambientales de CubeSat y dispenser [20] [21]

10. CONCLUSIONES

Tal y como se ha estado exponiendo en este trabajo, son muchos factores los que cuentan a la hora de realizar diseños en lo que refiere al proceso de diseño estructural de un proyecto CubeSat. Aún así, se han podido especificar tipos y morfologías de diseño para producir la estructura de CubeSat, un sistema de despliegue y un diseño de despliegue de antenas.

Para el diseño de la estructura del CubeSat se ha visto que se desplegará con 4 rieles sin el uso de pestañas. Además, la configuración de cuatro rieles anodizados sin pestañas ofrece más versatilidad frente a lanzamientos (configuración requerida para lanzamiento desde la Estación Espacial Internacional (ISS)). Con respecto al material se ha valorado la mejor opción una aleación de aluminio Al-6061-T6 por sus buenas condiciones térmicas y mecánicas, la cuál se encuentra ya estandarizada para el uso en estructuras de CubeSats. Esta elección ha venido razonada en puntos anteriores ya que ofrece un muy buen comportamiento mecánico y térmico. Posteriormente se deberán analizar la tipología de paneles solares y antenas parche y su fijación, ya que tendrán impacto en la estructura, así como la distribución de masas del resto de subsistemas para el diseño final de la estructura del CubeSat.

En cuanto al sistema de despliegue (dispenser/depoyer) se ha visto que el sistema con 4 raíles y no con pestañas es el más adecuado. Estos raíles anodizados previamente no deben tener ningún otro sistema que fije el CubeSat a ellos durante el lanzamiento, ya que como se ha visto anteriormente, en las cargas dinámicas se realizaría una mayor transferencia en la vibración, amplificando los modos de resonancia. Es preferible que el CubeSat rebote contra los raíles a que esté fijado contra los raíles. Hay que recordar que el espacio entre el CubeSat y los rieles del sistema de despliegue es ínfimo y está cuasifijado, por lo que no se consideran choques de este modo. Hay que tener especial cuidado con el espesor del anodizado y su rugosidad, como se ha comentado en el punto 7. Para este caso se ha considerado el Al-7075-T7 para los rieles del sistema de despliegue ya que tiene ligeramente mejores propiedades mecánicas que el de otros materiales propuestos. Para el diseño del sistema de despliegue se debe tomar en cuenta la elección del vehículo de

lanzamiento, ya que puede incluir diferentes datos y restricciones. También se ha visto influenciado el diseño del sistema de despliegue por la posibilidad de anclamiento desde la ISS.

El sistema de despliegue de las antenas propuesto contempla que la mejor solución sería utilizar antenas de sección transversal ligeramente en forma de U (como una cinta métrica metálica enrollada) y de poco grosor, de forma que sea flexible. Utilizando esta morfología de antena, se podría enrollar cada una y permanecer plegadas hasta la puesta en operación, tras la inyección en órbita por parte del deployer. El material empleado podría ser acero con cobre y/o plata que mejorará sus características eléctricas sin comprometer sus características mecánicas. Las antenas deben viajar en una carcasa que facilite el despliegue en un sentido. Se ha visto que un hilo sintético fije una compuerta siendo posteriormente cortado mediante una resistencia (alambre de nicromio). De esta manera se liberarían las 4 antenas por las 4 caras según la secuencia propuesta anteriormente o la que se considere más óptima tras realizar ensayos de apertura.

A tenor de lo dispuesto, considerando que se trata de un proyecto universitario en el que poco a poco se van a ir desarrollando el resto de subsistemas e ideas, se deberán ir completando requerimientos transversales y restricciones de subsistemas que puedan interferir con el diseño de la estructura. Aunando el resto de información se podrá realizar un diseño más detallado de todo el conjunto. Además, se pueden contemplar materiales estandarizados para la impresión 3D como se ha comentado. También se han estado asumiendo ciertos aspectos compatibles con un lanzamiento desde la ISS para dotar de una polivalencia extra al proyecto a la hora de ser realizado.

Bibliografía

- [1] D. Depasquale, A. Charania, H. Kanayama y S. Matsuda, *Analysis of the Earth-to-Orbit Launch Market for Nano and Microsatellites*. 2010.
- [2] E. Kulu, *Nanosats Database*. 2021. dirección: <https://www.nanosats.eu/>.
- [3] A. P. Blog, *Seguimiento en Vivo de la Estación Espacial Internacional*. 2023. dirección: <https://www.astropolar.es/blog/estacion-espacial-internacional/>.
- [4] T. Yasir Muhammad; Kuwahara, *Simulation-Based Testing of Embedded Attitude Control Algorithms of an FPGA based Micro Satellite*. 2009.
- [5] S. Cappelletti Chantal; Battistini, *CUBESAT HANDBOOK. From Mission Design to Operations*. 2020.
- [6] N. C. L. Initiative, *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. 2017.
- [7] A. F. S. Command, *Air Force Space Command Manual 91-710, RANGE SAFETY USER REQUIREMENTS MANUAL VOLUME 3 LAUNCH VEHICLES, PAYLOADS, AND GROUND SUPPORT SYSTEMS REQUIREMENTS*. 2004.
- [8] P. Consortium, *PC104.org*. 2017. dirección: <https://pc104.org/application-general-industrial-standards-building-spaceborne-computer-systems/4eng/>.
- [9] O. Transports, *www.orbitaltransports.com*. 2023. dirección: <https://catalog.orbitaltransports.com/isis-s-band-patch-antenna/>.
- [10] C. Cal Poly – San Luis Obispo, *The CubeSat Program. CubeSat Design Specification Rev. 14.1*. 2022.
- [11] E. F. Cruz Martínez, *DISEÑO ESTRUCTURAL DE UN NANOSATÉLITE TIPO CUBESAT*. 2022.
- [12] P. S. C. Rocket Lab, *CANISTERIZED SATELLITE DISPENSER - DATA SHEET - 2002337G*. 2022.

- [13] E. Burguer, *DEVELOPMENT AND ANALYSIS OF A BRAZILIAN CUBESAT STRUCTURE*. 2013. dirección: https://www.researchgate.net/figure/P-POD-CAD-model-left-and-inside-of-a-P-POD-right-From-CubeSat-Design-Specification_fig10_275714760.
- [14] C. Technology, *Windform XT 2.0 Data Sheet*. 2022.
- [15] Nanoracks, *NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD) Interface Definition Document (IDD)*. 2022. dirección: <https://nanoracks.com/>.
- [16] MakeItFrom.com, *6061-T6 Aluminum vs. 7075-T7 Aluminum*. 2020. dirección: <https://www.makeitfrom.com/compare/6061-T6-Aluminum/7075-T7-Aluminum>.
- [17] I. Group, *Deployable Antenna System*. 2020.
- [18] K. user, *CubeSat turnstile antenna material selection*. 2016. dirección: <https://ham.stackexchange.com/questions/6750/cubesat-turnstile-antenna-material-selection>.
- [19] J. A. E. A. (JAXA), *JEM Payload Accommodation Handbook - Vol.8 - Small Satellite Deployment - Interface Control Document*. 2013.
- [20] N. Aeronautics y S. Administration, *Launch Services Program. Program Level Dispenser and CubeSat Requirements Document*. 2014.
- [21] U. S. o. A. Department of Defense, *Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles. Military-Standard-1540C (MIL-STD-1540C)*. 1994.