



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



ESCUELA TÉCNICA
SUPERIOR INGENIEROS
INDUSTRIALES VALENCIA

TRABAJO FIN DE MÁSTER EN INGENIERÍA INDUSTRIAL

DISEÑO CONCEPTUAL DE ANILLOS DESPLEGABLES PARA REFLECTORES ESPACIALES INSTALADOS EN CUBESATS

AUTOR: ALBERTO JAVIER PÉREZ GANT

TUTOR: JUAN FAYOS SANCHO

**CURSO ACADÉMICO:
2018-2019**

Agradecimientos

A mi familia por todo el apoyo a lo largo de tantos años de estudio y por darme la oportunidad de alcanzar mis metas. En especial a mi abuela Encarna, por ser un ejemplo para mí en la vida y todo el apoyo que he recibido siempre de ella.

A mi novia Claudia, por apoyarme siempre durante estos dos años de máster y haber hecho que este tiempo lo haya pasado en la mejor compañía.

A mis amigos, por esos inolvidables momentos vividos en todos estos años.

A mi tutor, Juan Fayos, por haberme encaminado de la mejor forma posible a realizar este trabajo y darme la oportunidad de aprender sobre este sector.

Resumen

Los costes de los satélites en sus diferentes aplicaciones han sido y son muy altos, haciendo bastante complicado a empresas con menor poder adquisitivo acceder a las ventajas que puede aportar disponer de un transmisor en el espacio. No obstante, los avances en diferentes tecnologías como los CubeSats, permiten reducir los costes asociados al desarrollo, fabricación y puesta en órbita de los satélites

En la actualidad los satélites dedicados a enviar o recibir señales de la Tierra mediante reflectores parabólicos, debido a su configuración geométrica no se emplean en nanosatélites como los CubeSats ya que los requerimientos de espacio son altos y, por lo tanto, cualquier aplicación espacial que requiera de un reflector de este tipo conlleva unos gastos muy altos y se encuentra al alcance de muy pocos.

Con este trabajo se pretende dar respuesta a esa necesidad sentando las bases de los desarrollos de reflectores parabólicos instalados en CubeSats. Para ello, se planteará el proceso de diseño del elemento principal de los reflectores de modo que ya sea mediante adaptación de diseños utilizados en desarrollos existentes en la industria como un diseño propio se propondrá una serie de conceptos que pueden ser empleados en el despliegue del anillo que forma la estructura del reflector.

Además, se verificará que dichos conceptos son viables desde el punto de vista geométrico con el fin de determinar si es posible obtener en un futuro un reflector operativo siguiendo los conceptos planteados en este trabajo.

Documentos contenidos en el TFM

- Memoria
- Valoración Económica

Índice de la Memoria

Agradecimientos	0
Resumen.....	1
1 INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 Estructuras de antenas en satélites	1
1.1.1 Grandes reflectores espaciales	1
1.1.2 Antenas para pequeñas plataformas en satélites.....	2
1.2 CubeSats.....	4
2 OBJETIVOS.....	8
3 OPCIONES PROPUESTAS.....	10
3.1 <i>Large Modular Deployable Reflector</i>	10
3.1.1 Geometría y módulo elemental	10
3.1.2 Geometría del anillo.....	10
3.1.3 Configuraciones plegadas	11
3.2 <i>Large Deployable Reflector</i>	12
3.2.1 Geometría y módulo elemental del sistema	13
3.2.2 Geometría del anillo.....	13
3.2.3 Configuraciones plegadas	15
3.3 Modelo de articulaciones flexibles por Bettini	17
3.3.1 Módulo y Geometría elemental del sistema.....	19
3.3.2 Geometría del anillo.....	21
3.3.3 Configuraciones plegadas	21
3.4 Anillo poligonal desplegable	23
3.4.1 Módulo y geometría elemental del sistema	23
3.4.2 Geometría del anillo.....	24
3.4.3 Plegado y desplegado.....	26
4 PRUEBAS.....	29
4.1 <i>Large Modular Deployable Reflector</i>	29
1.1.1 Modelo geométrico.....	30
4.2 <i>Large Deployable Reflector (LDR)</i>	30
4.2.1 Modelo geométrico.....	30

4.2.2	Sistema de apertura	35
4.3	Modelo de articulaciones flexibles por Bettini	36
4.3.1	Modelo geométrico.....	36
4.3.2	Sistema de despliegue.....	38
4.3.3	Modelo físico (maqueta)	39
4.4	Antena Poligonal Desplegable.....	41
4.4.1	Modelo geométrico.....	41
4.4.2	Sistema de despliegue.....	43
5	Conclusiones.....	44
6	Líneas futuras	46
7	Bibliografía	48

Valoración económica

1	Material	1
2	Software	1
3	Recursos humanos	1
4	Costes totales	2

Índice de ilustraciones

Ilustración 1: Ejemplo de antena parabólica desplegable instalada en un satélite convencional (Fuente: [1]).....	1
Ilustración 2: Anillo de 5 m de diámetro (HPS GmbH/LSS GmbH [DE], contrato ESA) (Fuente: [1]).....	2
Ilustración 3: Mecanismo V-fold de 6 barras (Fuente: Comet Ingeniería [1])	2
Ilustración 4: Imagen izquierda: Antena de despliegado Ultra-Rápido (HPS GmbH) / Derecha: Estructura de antena desplegable para pequeños satélites ESA ARTES (Progetti Specieli Italiani)	3
Ilustración 5: Hoop/Column reflector por Harris [2].....	4
Ilustración 6: CubeSat. (Fuente: Wikipedia).....	5
Ilustración 7: El CubeSat se puede usar solo o apilado. (Fuente: CSA [3]).....	5
Ilustración 8: Tamaños habituales de nanosatélites CubeSat. (Fuente: Alén [4])	6
Ilustración 9: Esquema de como resultaría el sistema que se desea implantar	8
Ilustración 10: Etapas de despliegado del módulo elemental de izquierda a derecha (Fuente: [1]).....	10
Ilustración 11: Estructura desplegada (Fuente: [1]).....	11
Ilustración 12: Posición plegada del sistema (Fuente: [1])	12
Ilustración 13: Sistema LDR (Fuente [1]).....	13
Ilustración 14: Módulo elemental del Large Deployable Reflector (Fuente: [1])	13
Ilustración 15: Idea básica de anillo para reflector (Fuente: [1]).....	14
Ilustración 16: Dimensiones obtenidas en función del número de lados del polígono con 180 mm de lado	15
Ilustración 17: LDR en estado plegado (Fuente: [1]).....	16
Ilustración 18: Estructura en tijera autodesplegable usando juntas flexibles (Fuente: [5])	17
Ilustración 19: Despliegado de una estructura en tijera con juntas flexibles (Fuente: [5])	18
Ilustración 20: Módulo elemental - Fases del despliegue (Fuente: [5]).....	18
Ilustración 21: Primera y última etapa del despliegado (Fuente: [5])	19
Ilustración 22: Vista de la apertura de la estructura (Fuente: [5]).....	20
Ilustración 23: Etapas de despliegado para una estructura de N barras (Fuente: [5])	21
Ilustración 24: Esquema para (a) monoloop y (b) dual-loop (Fuente: [5])	22
Ilustración 25: Etapas de despliegado en la configuración de dos circunferencias (Fuente: [5])	22
Ilustración 26: Módulo elemental de la geometría en estado de reposo.....	23
Ilustración 27: Ángulo de 90 grados del módulo elemental en estado plegado	24
Ilustración 28: Espiral en estado plegado	24
Ilustración 29: Ángulo que forman dos barras consecutivas en reposo	25
Ilustración 30: Pasos de despliegado del anillo en un polígono de 12 lados.....	26
Ilustración 31: Detalle Fuerza vertical producida por el resorte.....	27
Ilustración 32: Detalle del rebaje en la barra de la izquierda de la Ilustración 31.....	27
Ilustración 33: Detalle del surco forma de leva en ambas piezas del módulo elemental.....	28
Ilustración 34: Secuencia de despliegado	28
Ilustración 35: Configuración CubeSat de 1, 2 y 3 módulos.....	29
Ilustración 36: Datos dimensionales del Large Modular Deployable Reflector (Fuente: [1]).....	30
Ilustración 37: Dimensiones del esquema del LDR	31
Ilustración 38: Esquema LDR.....	31
Ilustración 39: Datos dimensionales del LDR (Fuente [1])	32

Ilustración 40: Esquema del LDR con un plegado de 84 mm (Introducido en un CubeSat 3U a la derecha)	33
Ilustración 41: Esquema de barras en el LDR para 60 mm de diámetro	34
Ilustración 42: distancia entre mástiles para apertura de 60 mm	34
Ilustración 43: Reflector desplegable LEA con su sujeción primaria en estado plegado (Fuente: [1])	35
Ilustración 44: Configuración plegada (izquierda) y configuración desplegada (derecha) (Fuente: [1]).....	35
Ilustración 45: Sección de la estructura plegada (Fuente: [5])	36
Ilustración 46: Parte de la sección de la estructura plegada (Fuente: [5])	37
Ilustración 47: Esquema de configuración Bettini	38
Ilustración 48: Detalle de muelles en las articulaciones (Fuente: [5])	39
Ilustración 49: Desplegado de anillo (Fuente: [5])	39
Ilustración 50: Maqueta de 6 lados.....	40
Ilustración 51: Espiral plegada en 1U CubeSat.....	41
Ilustración 52: Espacio ocupado de ensamblaje plegado del anillo (izquierda) y detalle de espacio reservado para el mástil (derecha)	42
Ilustración 53: Ensamblaje desplegado.....	42
Ilustración 54: Secuencia de despliegado de un anillo reflector en un satélite (Fuente: [6])	43

Índice de Tablas

Tabla 1: Diámetros de apertura en función del número de lados del polígono para una altura de 180 mm	11
Tabla 2: Proceso de despliegado del sistema (Fuente: [1])	12
Tabla 3: Diámetro de circunferencia inscrita en función del número de lados	14
Tabla 4: Proceso de despliegado del sistema LDR (Fuente: [1])	16
Tabla 5: Parámetros en función del número de barras para un anillo con barras de 84 mm de largo y 10 mm de ancho.....	25
Tabla 6: Secuencia de apertura de la maqueta.....	40
Tabla 7: Coste Material	1
Tabla 8: Coste recursos humanos	2

Índice de ecuaciones

Ecuación 1	20
Ecuación 2	20
Ecuación 3	20
Ecuación 4	21
Ecuación 5	21
Ecuación 6	25
Ecuación 7	26
Ecuación 8	32
Ecuación 9	32
Ecuación 10	36
Ecuación 11	37
Ecuación 12	37
Ecuación 13	37

1 INTRODUCCIÓN

Este proyecto nace de la necesidad de incorporar soluciones al despliegado de antenas parabólicas en nanosatélites. Para ello se estudiarán diferentes soluciones ya presentes en el mercado y nuevos sistemas diseñados específicamente para esta situación.

1.1 Estructuras de antenas en satélites

Actualmente existen una gran cantidad de sistemas que permiten desplegar estructuras para formar antenas parabólicas en satélites espaciales. Estas estructuras normalmente tienen como finalidad instalarse en satélites de cierto tamaño buscando siempre las máximas dimensiones posibles dentro de los límites que establece el vehículo que pondrá en órbita dicho satélite.

En Ilustración 1 se muestra un ejemplo de sistema que ya se emplea en el despliegado de antenas para satélites.

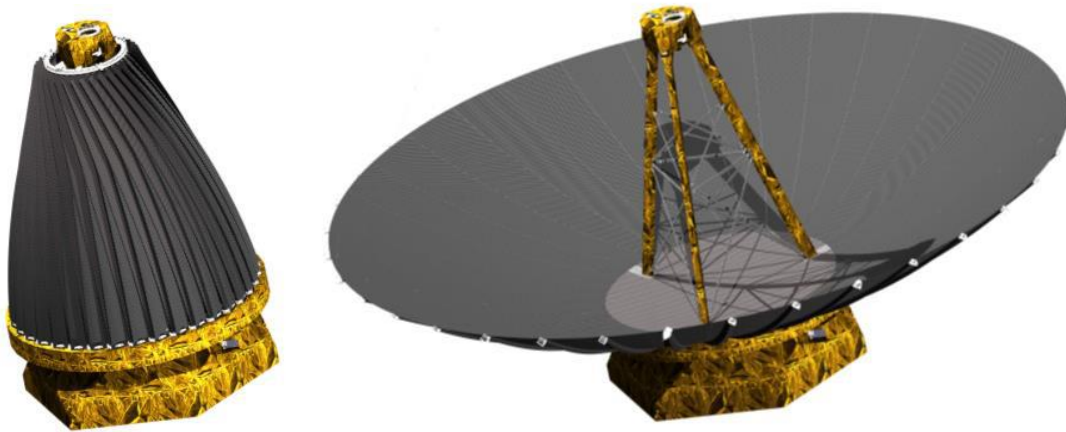


Ilustración 1: Ejemplo de antena parabólica desplegada instalada en un satélite convencional (Fuente: [1])

Para el caso de estudio que ocupa este trabajo, se va a poner el foco en la generación de estructuras en anillo que contendrán una malla metálica, la cual servirá de reflector parabólico. En este sentido hay desarrollos aplicados a grandes y pequeñas estructuras desplegables para reflectores espaciales

1.1.1 Grandes reflectores espaciales

Las antenas espaciales deben de conseguir aportar suficiente señal para un área determinada al mismo tiempo que deben ser ligeras y transportables. La forma en la que la antena se acopla al vehículo espacial es de especial importancia, ya que durante el despegue y despliegado de la antena, ésta sufrirá diferentes esfuerzos en forma de vibraciones. Todo ello debe soportarlo la estructura teniendo en cuenta que una vez en el espacio debe desplegarse y obtener una forma determinada manteniendo cierta rigidez.

Actualmente algunos posibles desarrollos de reflectores y estructuras desplegables basadas en barras se han realizado y documentado por la ESA por sus siglas en inglés (*European Space Agency*). Donde la arquitectura del reflector incorpora superficies reflectantes que consisten en mallas metálicas. Estas mallas presentan una ventaja frente a superficies rígidas por su flexibilidad y

adaptabilidad a diferentes formas. Una estructura de demostración de unos 5 metros de diámetro fue desarrollada por el consorcio alemán HPS GmbH y LSS GmbH como se muestra en la Ilustración 2.

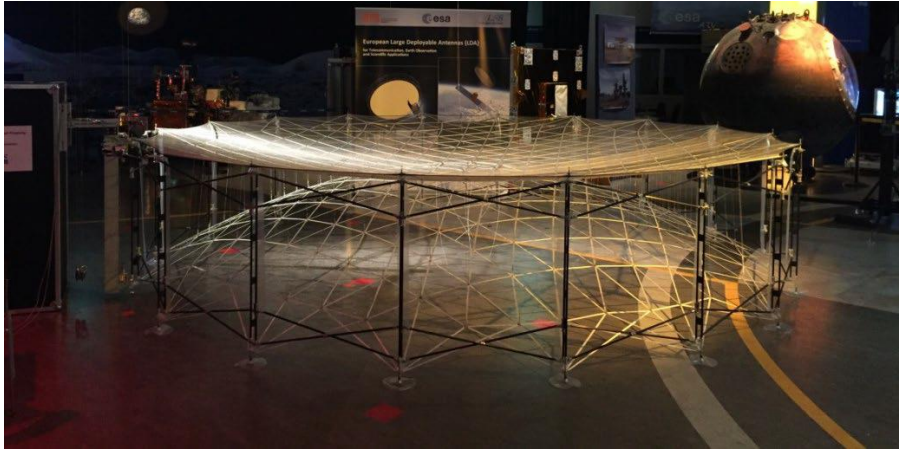


Ilustración 2: Anillo de 5 m de diámetro (HPS GmbH/LSS GmbH [DE], contrato ESA) (Fuente: [1])

Otro equipo formado por Comet, Prosix y Airbus se ha centrado en desarrollar un concepto modular de estructura desplegable que sea capaz tanto de dar forma a un reflector de malla como a mástiles lineales. Este sistema está basado en un concepto patentado por ESA que consiste en la unión de 6 barras y un mecanismo de acción mediante resortes como se muestra en la Ilustración 3.

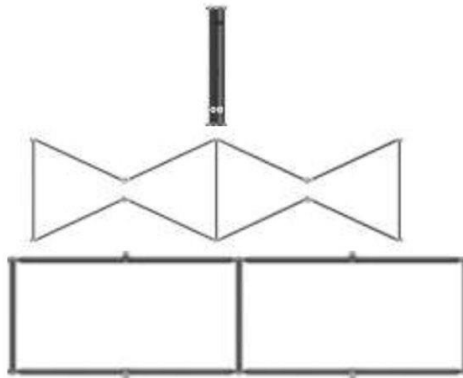


Ilustración 3: Mecanismo V-fold de 6 barras (Fuente: Comet Ingeniería [1])

1.1.2 Antenas para pequeñas plataformas en satélites

Las constelaciones de múltiples y pequeños satélites en NGSO (*Non-GeoSynchronous Orbits*) y LEO (*Low Earth Orbit*) reciben más recursos en su investigación al mismo tiempo que éstos pueden ofrecer mejores prestaciones que no están al alcance de satélites geoestacionarios ya que estos sistemas ofrecen menos latencia y permiten una observación de la Tierra con mayor continuidad ya que éstos se distribuyen por áreas más extensas. Debido al escaso espacio para baterías y sistemas que estos satélites permiten llevar en su interior existe una gran demanda de grandes aperturas de antenas que permitan recibir y enviar datos con menor esfuerzo.

Las restricciones más comunes de este tipo de antenas equipadas en pequeños satélites consisten en mayor medida en el espacio disponible durante el lanzamiento, ya que es necesario obtener grandes áreas de antena mediante una estructura plegada que ocupe el menor espacio posible. Por tanto, es necesario montar dicha antena una vez en órbita cuando la plataforma del satélite se ha separado

del vehículo que lo transporta. Además, debido a las vibraciones, y al igual que ocurre con las antenas instaladas en grandes satélites, es necesario tener un estudio del efecto de las vibraciones en las estructuras para conseguir que, una vez desplegada la antena, ésta sea capaz de tener una rigidez que permita a la antena un correcto funcionamiento.

Dentro de las antenas que se emplean para estos sistemas se pueden distinguir varios tipos:

- *Center-fed reflector antennas*
- *Offset-fed reflector antennas*

Las **Center-fed reflector antennas** están inspiradas en conceptos existentes en reflectores más grandes y adaptados en forma y tamaño a las especificaciones de unos más pequeños. Uno de los modelos más populares es el típico reflector “paraguas” tal y como se muestra en la Ilustración 4. Este tipo de reflector consiste en una estructura asimétrica que consta de placas curvas que una vez desplegadas de forma rotacional forman una única pieza rígida con forma de parábólica.

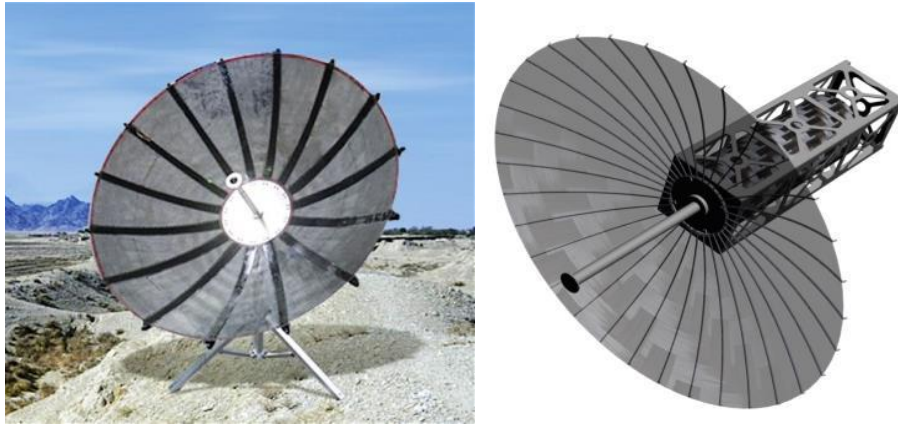


Ilustración 4: Imagen izquierda: Antena de desplegado Ultra-Rápido (HPS GmbH) / Derecha: Estructura de antena desplegable para pequeños satélites ESA ARTES (Progetti Specieli Italiani)

También se han presentado soluciones que presentan una ratio de tamaño en plegado/desplegado bastante bueno. Este sistema llamado *Hoop/column reflector* fue desarrollado por la nasa en los 70s y recientemente rediseñado por Harris et al (2017) tal y como se muestra en la Ilustración 5. No obstante, este sistema presenta algunas limitaciones en las frecuencias de señal que puede soportar.

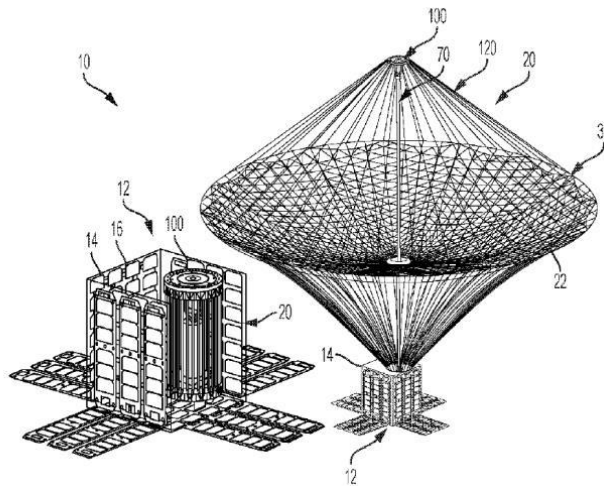


Ilustración 5: Hoop/Column reflector por Harris (Fuente: [2])

Las **Offset-fed reflector antennas** están basadas en una serie de nervaduras donde la malla metálica se conecta directamente. Por otra parte, el brazo que conecta la estructura con el resto del cuerpo y el receptor de señal debe hacerse con el fin de que el reflector pueda apuntar directamente a este punto con lo que se requiere una serie de mecanismos y articulaciones para ello.

El despliegue de este tipo de antenas suele hacerse por medio de una serie de cables que soportan la estructura al resto del satélite y que garantice la forma parabólica de la antena. Esto se hace mediante una estructura en forma de anillo poligonal utilizando barras rígidas tal y como se ha visto en aplicaciones para satélites de mayor tamaño y que según que diseño puede ser escalable como puede ser el modelo de la Ilustración 2.

1.2 CubeSats

En 1999 el proyecto CubeSat comienza como un proyecto colaborativo entre el profesor Jordi Puig-Suari en la Universidad Politécnica del estado de California (*Cal Poly*), San Luis Obispo y el profesor Bob Twiggs en el SSDL por sus siglas en inglés (*Stanford's University's Space Systems Development Laboratory*).

El objetivo del proyecto es desarrollar un nuevo estándar en el diseño de pequeños satélites para reducir sus costes e incrementar la accesibilidad y la frecuencia de los lanzamientos al espacio. Actualmente, en el proyecto CubeSat colaboran decenas de universidades y empresas privadas.

El CubeSat es un pequeño cubo de 10 cm de lado con un peso máximo de 1,33 kg además de ser accesible a todo el mundo debido a que este nació como un proyecto colaborativo. Es posible encontrar información acerca de sus características a través de su web [3]. En la Ilustración 6 puede observarse un CubeSat.

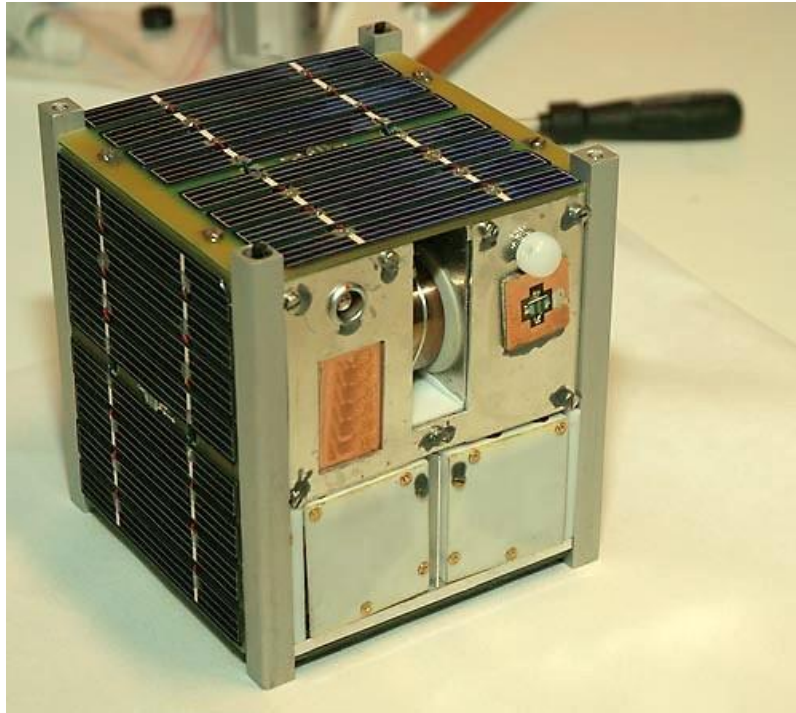


Ilustración 6: CubeSat. (Fuente: Wikipedia)

Según la web de la CSA por sus siglas en inglés (Canadian Space Agency), un CubeSat se puede usar en una unidad o en grupos de unidades múltiples hasta 24 tal y como se muestra en la Ilustración 7.

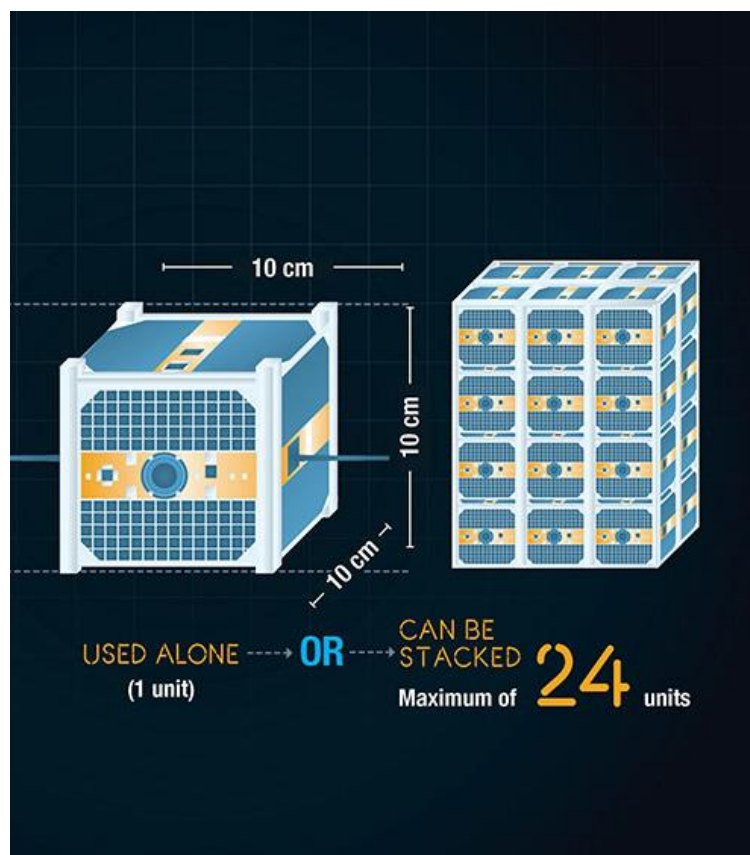


Ilustración 7: El CubeSat se puede usar solo o apilado. (Fuente: CSA [3])

No obstante, los tamaños más comunes están entre una y seis unidades de CubeSat tal y como se muestra en la Ilustración 8.

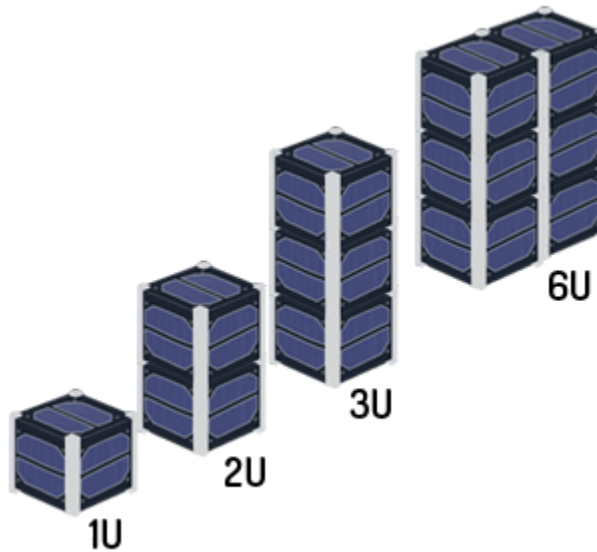


Ilustración 8: Tamaños habituales de nanosatélites CubeSat. (Fuente: Alén [4])

Este tipo de tecnología tiene como finalidad cubrir una serie de tipos de misión espacial como pueden ser:

- Demostración tecnológica: Puede ayudar a probar ciertos instrumentos en entorno espacial y validarlos para su inclusión en otras misiones más complejas.
- Ciencia: Es posible instalar instrumentos electrónicos destinados a realizar diferentes tareas científicas.
- Proyectos educativos: Debido a su bajo coste es posible hacer accesible ciertos proyectos para adquirir experiencia a estudiantes en el ámbito espacial.
- Comercial: Es posible usar CubeSats para ofrecer servicios de telecomunicaciones o capturar imágenes de la Tierra.

Los CubeSats pueden construirse en base a gran variedad de diseños. Aun así, hay tres elementos que pueden considerarse indispensables para su funcionamiento como:

1. Antena y sistema de comunicación.
2. Fuente de energía, que puede ser a partir de baterías o de paneles solares.
3. Ordenador con la electrónica necesaria para su funcionamiento.

La puesta en servicio de los CubeSats en el espacio es muy sencilla, ésta consiste en resortes que lanzan los CubeSats desde sus contenedores previamente montados.

Por tanto, los CubeSats presentan una serie de ventajas respecto a los satélites tradicionales ya que el proceso de diseño y construcción de uno de ellos es relativamente pequeño (<2 años), los costes de desarrollar uno y ponerlo en órbita son menores, dispone de una gran cantidad de piezas estandarizadas y de fácil acceso, consta de un diseño simple para misiones cortas y no es necesario utilizar mantas térmicas ya que se queman en la atmósfera en la reentrada por lo que no generan

basura espacial. Por el contrario, como inconvenientes, los CubeSats tienen un alcance limitado debido a su pequeño tamaño para contener instrumentación y la duración de las misiones es corta ya que suelen tener una operatividad de entre 3 y 12 meses.

2 OBJETIVOS

El objetivo de este proyecto es el de la obtención del título de Máster en Ingeniería Industrial con acceso desde Grado en Ingeniería Mecánica de su autor, así se ha planteado el desarrollo del diseño conceptual de un anillo que haga de estructura para un reflector espacial y que, además, éste sea integrable en un CubeSat.

Este proyecto nace como consecuencia del hecho de que en la actualidad se está produciendo un abaratamiento significativo del despliegue de satélites en el espacio. Los CubeSats permiten desplegar diferentes sistemas de comunicación y medición en el espacio a bajo coste debido a su tamaño y peso reducidos. No obstante, los diseños producidos hasta ahora no contemplaban incluir reflectores parabólicos entre sus sistemas de comunicación.

El objetivo que se plantea es el de establecer una base de cara a producir un diseño funcional de un anillo que contenga un reflector parabólico espacial instalado en un CubeSat. Esto se realizará atendiendo a diferentes criterios para hacer que el diseño llegue a ser funcional y sea posible obtener un funcionamiento satisfactorio del mismo como:

- Obtener un diámetro de entre 1 y 2 m en el anillo teniendo en cuenta que, del sistema desarrollado, cuanto más grande sea dicho anillo, mejor.
- Debe ser capaz de alojar una red en el interior, por lo que en su estado plegado debe haber espacio suficiente para mantener una red plegada y que en el despliegue ésta no sufra daños.
- Debe ser posible incluir un mástil que conecte el anillo con el resto de los sistemas del satélite de forma que el reflector esté orientado en función de las necesidades de este.

Como solución, se plantea que el citado sistema tenga unas dimensiones aproximadas a lo mostrado en la Ilustración 9 donde los módulos en rojo mostrarían la zona donde se encuentra el reflector antes del despliegue y en azul el resto de la electrónica y sistemas del CubeSat.

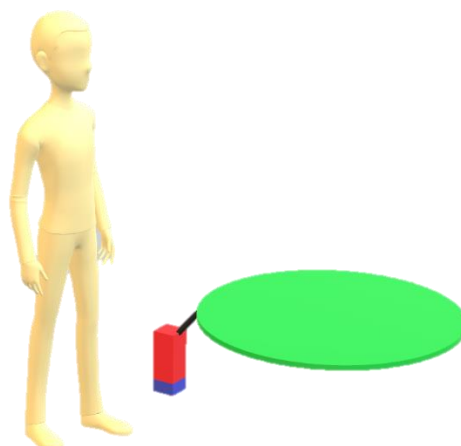


Ilustración 9: Esquema de como resultaría el sistema que se desea implantar

De esta forma éste trabajo puede contribuir a desarrollar sistemas más baratos y sencillos que permitan tomar mediciones de la superficie terrestre empleando para ello los CubeSats. Es por ello por lo que, tanto aplicando conceptos ya existentes en otro tipo de satélites de mayor tamaño, escalando esos diseños y validándolos, como planteando un nuevo concepto, se pretende dar solución a la necesidad planteada en el trabajo.

3 OPCIONES PROPUESTAS

Se van a proponer, por tanto, diferentes sistemas para dar solución a la necesidad de colocar un reflector espacial en un CubeSat. Debido a que los desarrollos existentes de sistemas similares se han centrado en realizar reflectores convencionales, por un lado, se han adaptado los diseños de estos a las especificaciones dimensionales de los CubeSats y, por otro, se ha tratado de diseñar un sistema específico para su instalación en estos. Las opciones propuestas por tanto son las siguientes:

- *Large Modular Deployable Reflector*
- *Large Deployable Reflector (LDR)*
- Geometría autodesplegable para aplicaciones espaciales
- Antena helicoidal desplegable

3.1 *Large Modular Deployable Reflector*

Esta opción consiste en un sistema desarrollado por Comet Ingeniería, Prosix Engineering, Airbus DS Space Systems y la Agencia Espacial Europea y dicho sistema consta de 6 barras unidas mediante mecanismos V-Fold.

3.1.1 Geometría y módulo elemental

El módulo elemental de este sistema consta de las partes descritas anteriormente y que se resumen en:

- 6 barras longitudinales rígidas
- 4 mecanismos V-Fold

Estos módulos se superponen uno tras otro al tiempo que comparten la barra central entre ellos. Este concepto está basado en la patente 568 [1] de la ESA. En la Ilustración 10 se muestran las diferentes etapas de apertura del módulo elemental.

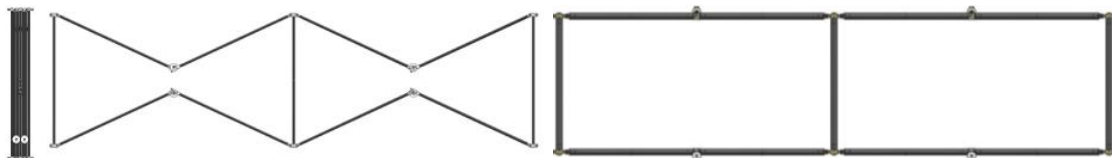


Ilustración 10: Etapas de despliegado del módulo elemental de izquierda a derecha (Fuente: [1])

Los dos mecanismos que unen dos módulos elementales mediante la barra central no se encuentran en el mismo plano con el fin de que la superposición de varios mecanismos de este tipo sea capaz de formar un anillo.

3.1.2 Geometría del anillo

La geometría resultaría un doble anillo que sería capaz de desplegarse mediante un sistema accesorio a la estructura consistente en unos cables que controlen el movimiento de apertura de los módulos elementales. Por otro lado, el accionamiento de la apertura se realizaría mediante resortes insertados en las articulaciones de modo que el despliegado sería automático al ceder tensión en los cables. En la Ilustración 11 se muestra el sistema descrito en su configuración de anillo una vez desplegado.

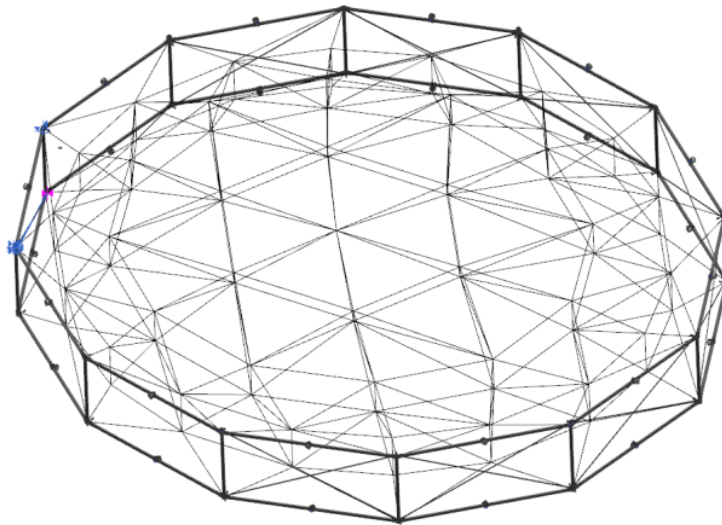


Ilustración 11: Estructura desplegada (Fuente: [1])

Mediante la superposición de estos módulos elementales, es posible conseguir grandes aperturas en un anillo ya que cada lado del polígono formado será el doble al de la altura de la barra central, con lo que el diámetro obtenido para una altura de 180 mm se detalla en la Tabla 1 en función del número de lados del polígono.

Tabla 1: Diámetros de apertura en función del número de lados del polígono para una altura de 180 mm

N.º de barras	Diámetro del satélite desplegado (mm)
6	623,54
8	869,12
12	1343,54
15	1693,67
18	2041,66

De este modo se puede determinar que a partir de las 12 barras para una altura de 180 mm es posible obtener más de 1 m de diámetro en el anillo y que con 18 barras sería posible llegar a los 2 m.

3.1.3 Configuraciones plegadas

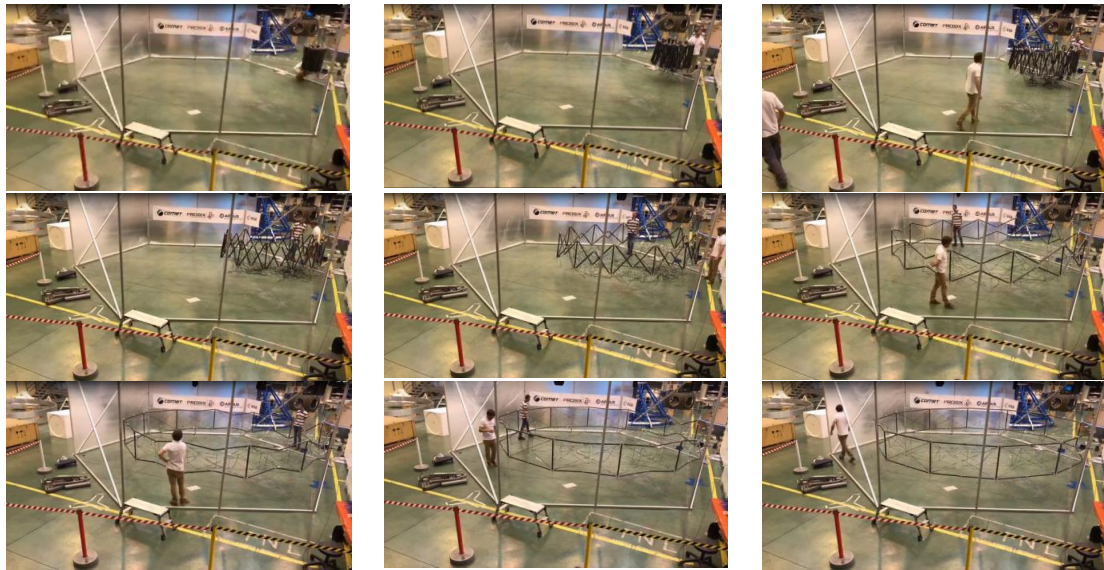
El sistema descrito anteriormente debe partir de una posición previamente plegada tal y como se muestra en la Ilustración 12: Posición plegada del sistema (Fuente: [1]) de forma que sea posible su incorporación en el interior del módulo de lanzamiento. En el caso que ocupa este trabajo dicho módulo será un CubeSat.



Ilustración 12: Posición plegada del sistema (Fuente: [1])

Para conseguir el despliegado, se han realizado pruebas donde se verificaba la apertura correcta del anillo tal y como se muestra en Tabla 2.

Tabla 2: Proceso de despliegado del sistema (Fuente: [1])



3.2 Large Deployable Reflector

En segundo lugar, se propone un sistema típico utilizado en diferentes misiones espaciales desarrolladas por la ESA dentro del programa LEA, (*Large European Antenna*), llamado LDR (*Large Deployable Reflector*), que consiste en una serie de mástiles conectados por barras de longitud aproximadamente igual a la altura del anillo tal y como se muestra en la Ilustración 13.

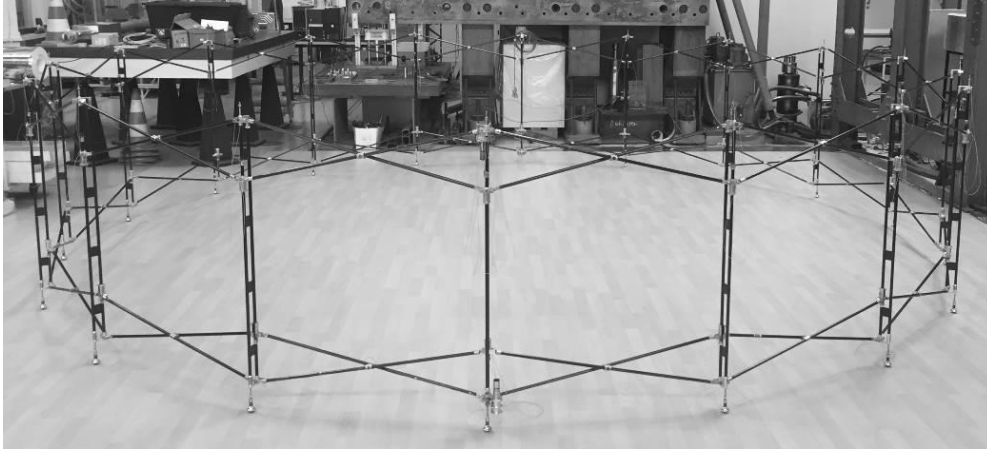


Ilustración 13: Sistema LDR (Fuente [1])

3.2.1 Geometría y módulo elemental del sistema

La geometría del módulo elemental de este sistema consta de un total de:

- 8 barras longitudinales
- 4 juntas de movimiento longitudinal
- 4 juntas de movimiento libre o rotacional

En la Ilustración 14 se muestra cómo se disponen los anteriores elementos de forma que sea posible el movimiento de desplegado del anillo.

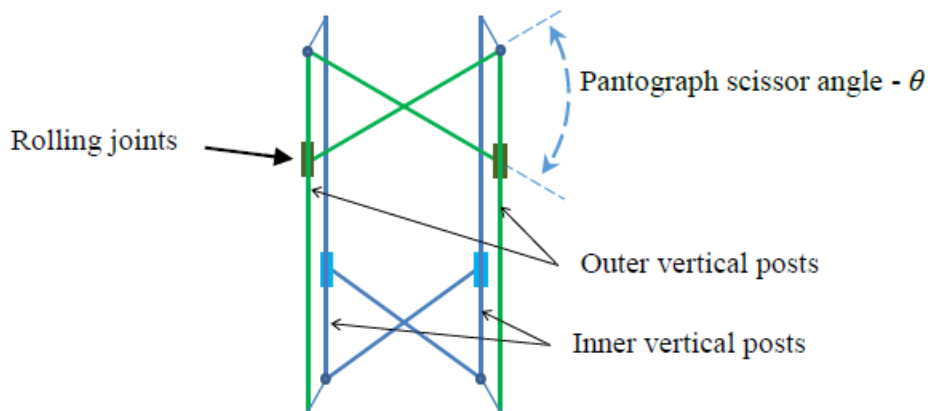


Ilustración 14: Módulo elemental del Large Deployable Reflector (Fuente: [1])

Como se muestra en la imagen, es un sistema de doble pantógrafo en que dos barras paralelas con una articulación en uno de sus extremos y una junta longitudinal en el otro.

3.2.2 Geometría del anillo

Esta configuración elemental se repetiría hasta formar una estructura en doble anillo capaz de desplegarse por medio de un sistema accesorio a la misma. Una ventaja de este sistema es que es posible obtener grandes dimensiones de apertura ya que la longitud de cada lado del polígono obtenido es aproximadamente la misma de la altura de las barras verticales principales. En la Ilustración 15 se muestra este sistema formando dicho anillo.

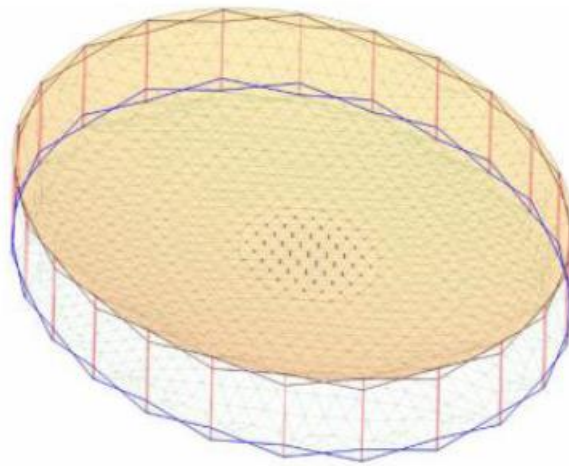


Ilustración 15: Idea básica de anillo para reflector (Fuente: [1])

De esta forma, para un modelo en el que existe una limitación para la longitud de lado de polígono máxima debido a las reducidas dimensiones de un CubeSat, es posible contar con el número de barras que produzca un polígono suficientemente grande para obtener uno de entre 1 y 2 metros de diámetro.

Teniendo en cuenta que el sistema debe poder estar acoplado en un CubeSat, se considerará que el modelo es de 2,5 módulos de cubo, con lo que la longitud de los mástiles y barras será de 180 mm. Atendiendo a esta longitud de barras, los diámetros que se conseguirían en función del número de barras se muestran en la Tabla 3.

Tabla 3: Diámetro de circunferencia inscrita en función del número de lados

N.º DE BARRAS	DIÁMETRO DEL SATÉLITE DESPLEGADO (MM)
6	311,77
8	434,56
12	671,77
15	846,83
18	1020,83

En la Ilustración 16 se muestra gráficamente los diámetros obtenidos en función del número de lados del polígono

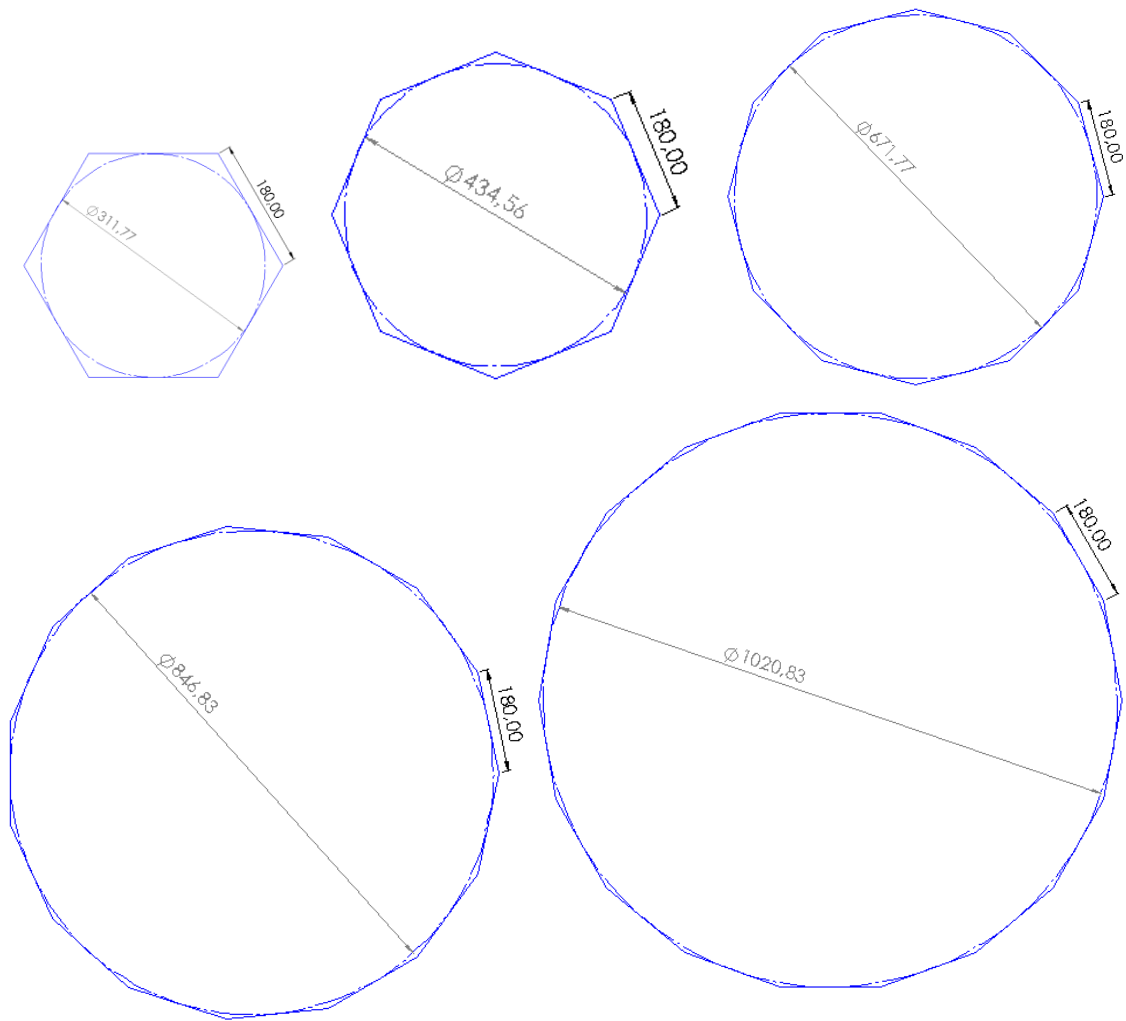


Ilustración 16: Dimensiones obtenidas en función del número de lados del polígono con 180 mm de lado

Como se puede observar en los datos anteriormente descritos, se deduce que para obtener un mínimo de 1 m de diámetro es necesario contar con un mínimo de 18 barras.

3.2.3 Configuraciones plegadas

El sistema descrito anteriormente debe partir de una posición previamente plegada tal y como se muestra en la Ilustración 17 de forma que sea posible su incorporación en el interior del módulo de lanzamiento. En el caso que ocupa este trabajo dicho módulo será un CubeSat.



Ilustración 17: LDR en estado plegado (Fuente: [1])

Para conseguir el despliegado L. Datashvili, et al (2018) realizó pruebas donde se verificaba la correcta apertura del mecanismo incluso cuando a este se les somete a distorsiones cuyo proceso de apertura corresponde con lo ilustrado en la Tabla 4 [1].

Tabla 4: Proceso de despliegado del sistema LDR (Fuente: [1])



Estado inicial



Fase inicial de despliegado



25% del diámetro



50% del diámetro



75% del diámetro



Completamente abierto

3.3 Modelo de articulaciones flexibles por Bettini

Para el tercer caso de estudio, se ha tomado el modelo en el que según Bettini et al. (2018) es posible obtener una estructura en anillo mediante articulaciones flexibles. Desarrollado en el LMGC por sus siglas en francés (*Laboratoire de Mécanique et Génie Civil*), esta disposición es interesante ya que se evita la necesidad de contar con un doble anillo y barras intermedias que actúen como mecanismo, lo cual simplifica enormemente el proceso de desplegado del anillo y por consiguiente del reflector. En la Ilustración 18 se muestra la disposición elemental del modelo.

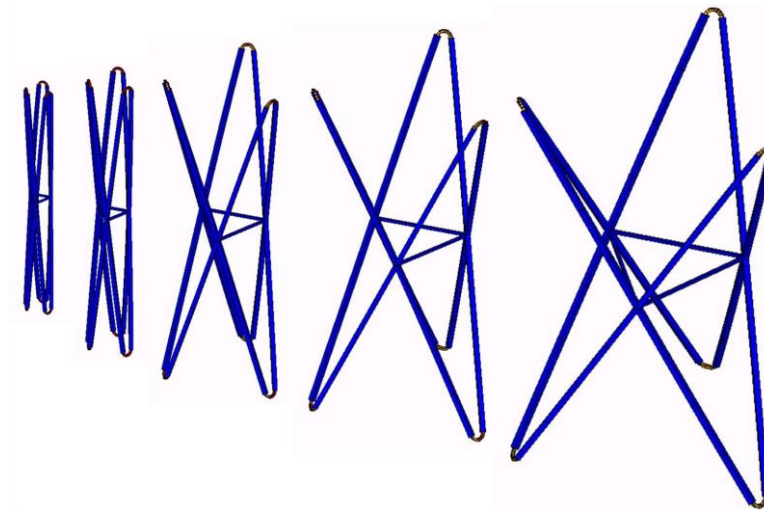


Ilustración 18: Estructura en tijera autodesplegable usando juntas flexibles (Fuente: [5])

Duplicando elementos es posible generar una estructura circular que se aprieta mediante una red de cables o resortes y se crea el reflector para la parabólica del satélite. Mediante simulaciones numéricas, se ha realizado un prototipo en el LMGC para validar el concepto mostrado en la Ilustración 19.

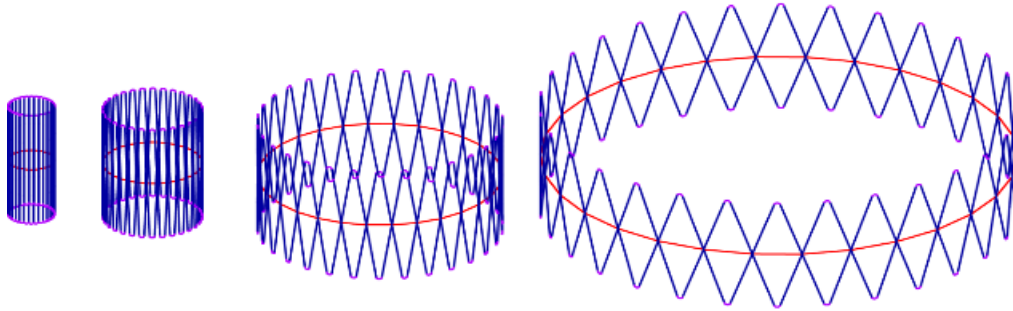


Ilustración 19: Despliegado de una estructura en tijera con juntas flexibles (Fuente: [5])

Para evitar articulaciones entre los diferentes elementos, se ha optado por desarrollar una nueva solución basada en el principio de autodespliegue. El módulo básico para esta nueva configuración se compone de 4 barras y 4 conexiones flexibles. Una de las cosas interesantes es que esta nueva estructura puede desplegarse totalmente hasta formar un anillo cuadrado plano o por realizar un despliegue parcial añadiendo elementos que limiten el despliegado para obtener una forma determinada. El sistema presentado consta de barras de aluminio conectadas mediante uniones flexibles como se muestra en la Ilustración 20.



Ilustración 20: Módulo elemental - Fases del despliegue (Fuente: [5])

En caso de despliegue parcial, la yuxtaposición de diferentes módulos básicos puede crear estructuras completas. Para formas planas, la multiplicación de elementos y conexiones puede generar complejas superficies minimizando las dimensiones iniciales.

3.3.1 Módulo y Geometría elemental del sistema

Dependiendo de la aplicación, la estructura puede ser adaptada. Se presentan dos soluciones:

- Módulos parcialmente desplegados que pueden ser usados por repetición y yuxtaposición para crear soportes de antenas o paneles solares en el espacio en forma de anillo.
- Una estructura externa para velas solares o aplicaciones en antenas. Ajustando el número de barras permite optimizar la superficie de desplegado.

De forma elemental, la geometría consta de 4 barras y 4 articulaciones unidas mediante un cable cuya apertura variará en función de la aplicación para la que se emplee según las anteriormente descritas. En la Ilustración 21 se muestra la etapa inicial y desplegada en función de sus parámetros principales.

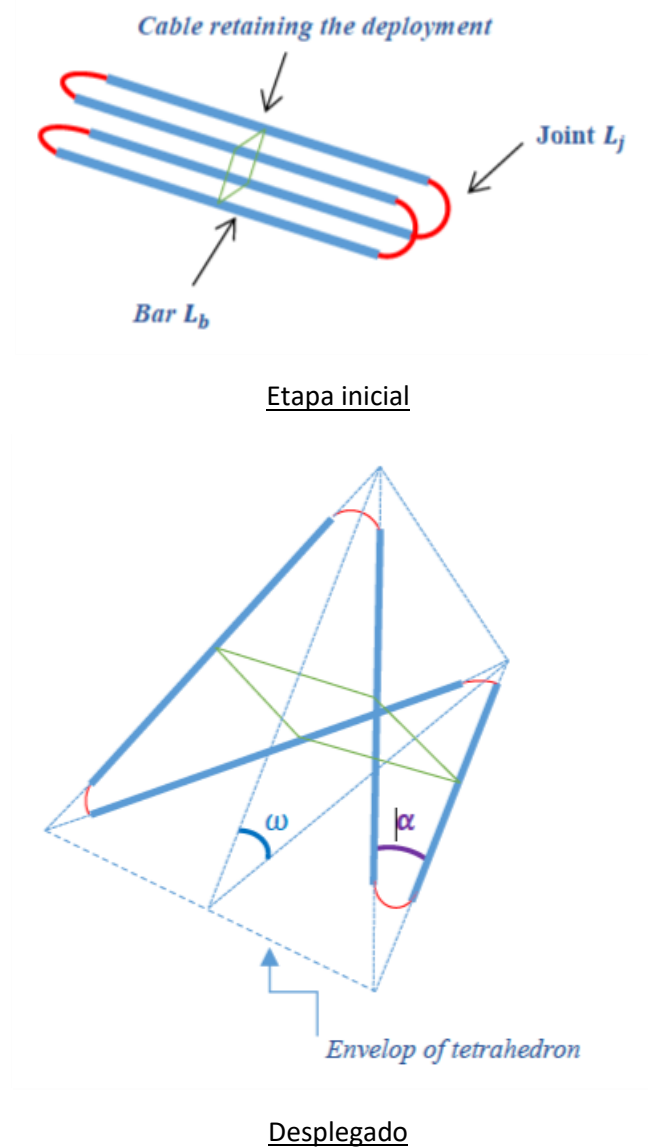


Ilustración 21: Primera y última etapa del desplegado (Fuente: [5])

Como se muestra en la anterior ilustración, los parámetros principales son; α para el ángulo formado entre dos barras contiguas; ω para el ángulo del tetraedro desde su punto medio; L_b para la longitud de la barra y L_j para la longitud de la junta.

Se puede estudiar su geometría a partir de la consecución de 2 barras. Los parámetros que ofrece la geometría de despliegue son α y ω , donde α es el ángulo entre dos barras consecutivas y ω es el ángulo entre los planos definidos por las conexiones. En la Ilustración 22 se muestran los parámetros geométricos del módulo elemental.

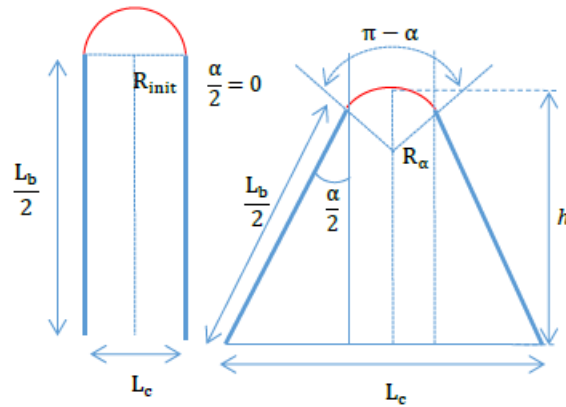


Ilustración 22: Vista de la apertura de la estructura (Fuente: [5])

La relación entre α y ω se da en la Ecuación 1:

Ecuación 1

$$\omega = 2 \arcsin \left(\tan \left(\frac{\alpha}{2} \right) \right)$$

Otros parámetros que definen la geometría son:

- L_b es la longitud de la barra.
- L_{joint} es la longitud de la conexión desplegada.
- $R_{init} = L_{joint}/\pi$ es el radio de la conexión en posición plegada.

En función de la apertura del tetraedro (α corresponde con el ángulo formado entre dos sucesivas barras), es también posible obtener el volumen como se muestra en la Ecuación 2.

Ecuación 2

$$V_E = \frac{2}{3} \sin^2 \left(\frac{\alpha}{2} \right) \sqrt{\cos(\alpha)} \left(\frac{2\pi}{(\pi - \alpha) \tan \left(\frac{\alpha}{2} \right)} R_{init} + L_b \right)^3$$

Con el objetivo de controlar la apertura, se determina el ángulo de apertura con relación a la longitud del cable.

Definiendo, en la Ecuación 3:

Ecuación 3

$$R_\alpha = \frac{\pi R_{init}}{\pi - \alpha}$$

La longitud del cable será Ecuación 4:

Ecuación 4

$$L_c = L_b \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) + 2R_\alpha \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)$$

3.3.2 Geometría del anillo

Es posible utilizar un mayor número de barras para así conseguir un polígono de mayor diámetro a partir de una longitud de lado igual en cada caso, así se obtendría una estructura cuyo proceso de desplegado sería como se muestra en la Ilustración 23.

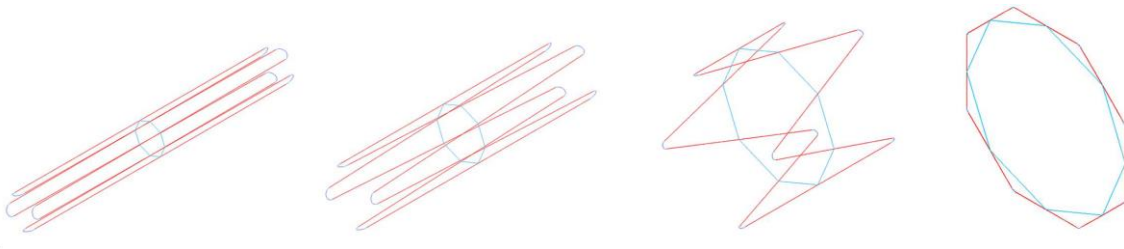


Ilustración 23: Etapas de desplegado para una estructura de N barras (Fuente: [5])

El área contenida en el interior del anillo puede calcularse siguiendo la Ecuación 5.

Ecuación 5

$$A = \frac{N L_b^2}{4 \tan\left(\frac{\pi}{N}\right)}$$

Donde A es el área contenida en el anillo, N el número de barras y L_b la longitud de las barras. De esta forma se puede obtener el número de barras necesarias para conseguir un área determinada en función de la longitud de cada barra.

3.3.3 Configuraciones plegadas

Debido a que el objetivo es conseguir una configuración lo más compacta posible, es posible diferenciar entre dos tipos de plegado, de forma que cuando el número de barras es más alto de lo habitual puede realizarse en *dual-loop* de lo contrario, el sistema de plegado convencional es más simple, aunque ocupa mayor espacio como se muestra en la Ilustración 24.

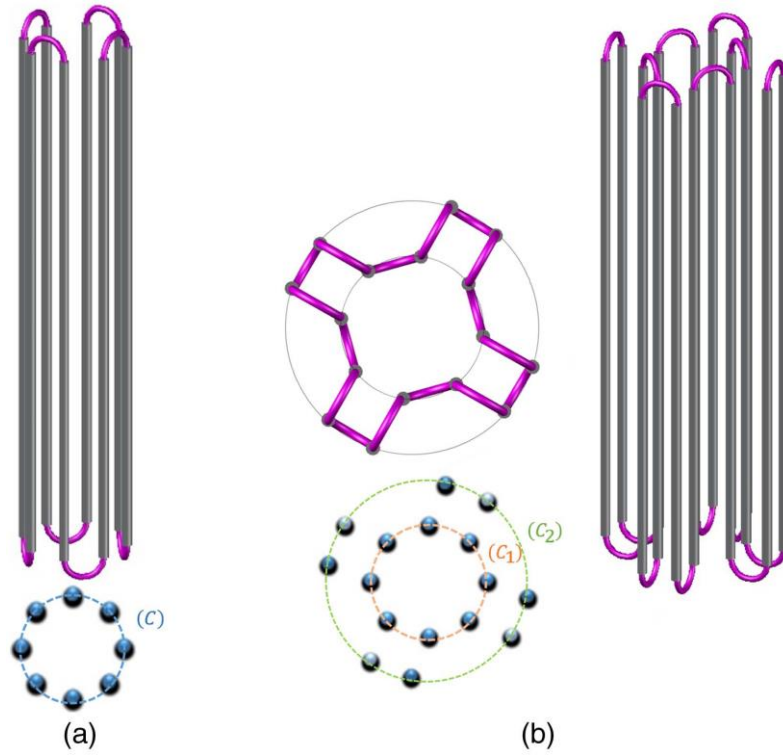


Ilustración 24: Esquema para (a) monoloop y (b) dual-loop (Fuente: [5])

En la Ilustración 25 se muestra cómo se desarrolla el despliegue en dos fases de la anterior disposición.

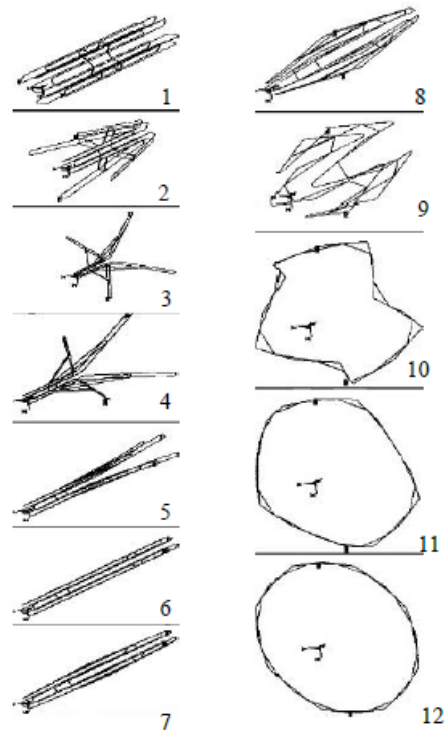


Ilustración 25: Etapas de despliegado en la configuración de dos circunferencias (Fuente: [5])

3.4 Anillo poligonal desplegable

La cuarta y última alternativa para desarrollar una estructura en anillo y que sea integrable en un CubeSat se ha ideado un sistema de barras articuladas de forma que dichas articulaciones tengan su estado de reposo con la forma y ángulo necesario para formar un anillo en forma de estructura poligonal rígida. De esta forma sería posible integrar el reflector parabólico en el interior de dicho anillo. Esta alternativa se ha desarrollado específicamente para su uso en CubeSats en este trabajo por lo que se hará más hincapié en analizar y definir su funcionamiento.

3.4.1 Módulo y geometría elemental del sistema

Como módulo elemental de este sistema se puede distinguir la consecución de 2 barras articuladas donde existe en sus extremos una articulación elástica en cuyo estado de reposo forman un ángulo determinado de forma que en función del número de barras se crea un polígono regular. En la Ilustración 26 se muestra el módulo elemental en su estado desplegado, es decir, en reposo.

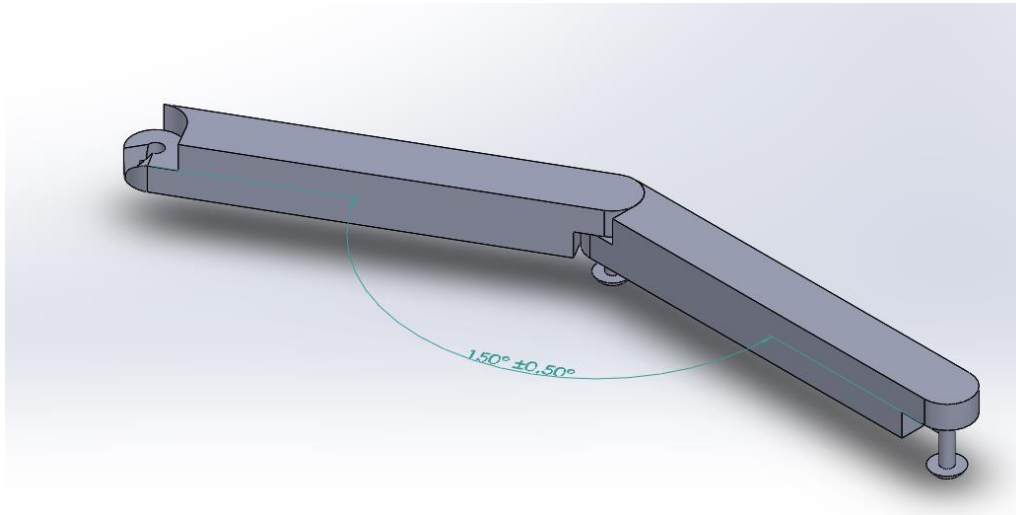


Ilustración 26: Módulo elemental de la geometría en estado de reposo

Como se ha mencionado, el módulo elemental que consta de dos barras que forman un determinado ángulo entre ellas para formar un polígono regular, cuando está plegado, ángulo que forman es de 90° en cualquier caso tal y como se muestra en la Ilustración 27.

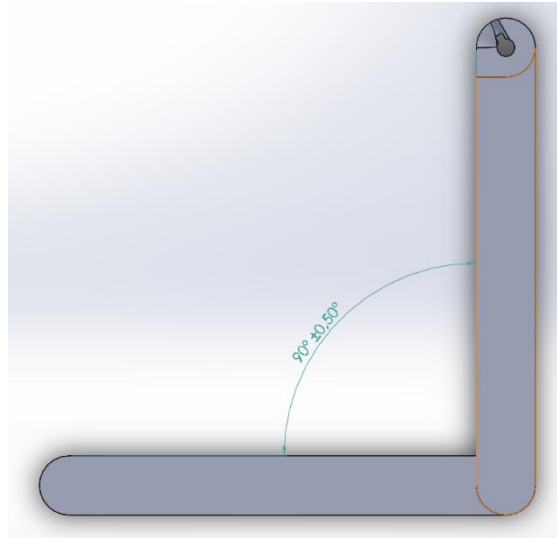


Ilustración 27: Angulo de 90 grados del módulo elemental en estado plegado

Con esto, superponiendo módulos elementales en estado plegado es posible formar una hélice que se desarrolla verticalmente tal y como se muestra en la Ilustración 28.

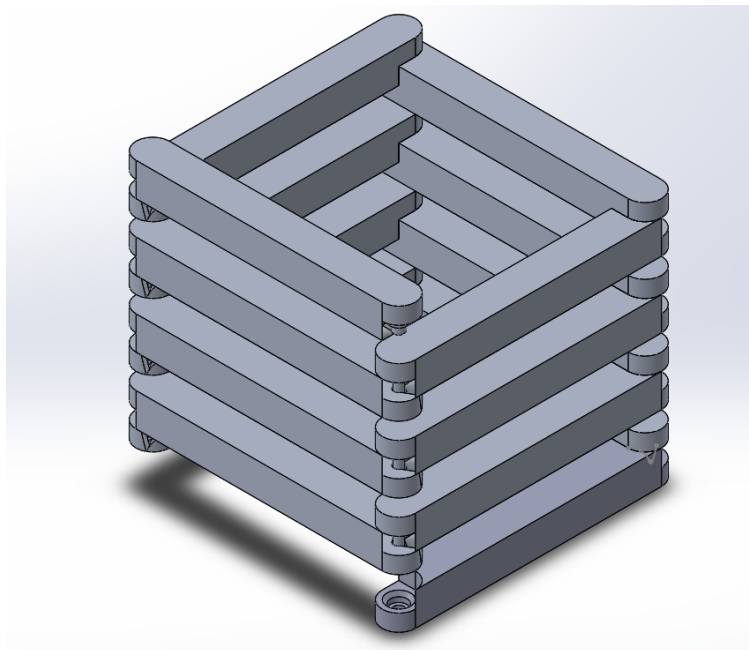


Ilustración 28: Espiral en estado plegado

Por tanto, dado que el objetivo es obtener un diámetro máximo en el anillo formado una vez desplegado, es necesario conocer los parámetros principales de dicho anillo. Para ello se ha considerado que la longitud elemental de una barra (L_b) es de 84 mm y el ancho de la barra es de 10 mm (A_b).

3.4.2 Geometría del anillo

Como se ha mencionado en el punto 3.4.1, la consecución de módulos elementales pueden formar una hélice que se desarrolla verticalmente con el objetivo de ser introducida en un CubeSat, por ello, se debe conocer en función de L_b y A_b la altura, número de barras o lados del polígono que se

formará y ángulo que deben formar las barras en función del diámetro conseguido. Debe tenerse en cuenta que para que una consecución de módulos elementales pueda cerrarse, al ser su estado plegado una espiral prismática el número de barras debe ser múltiplo de 4 de forma que el extremo libre de la última barra esté sobre la vertical del extremo libre de la primera barra.

El ángulo α que se crea entre dos barras mostrado en la Ilustración 29 se puede calcular en función del número de barras (N) tal y como se muestra en la Ecuación 6.

Ecuación 6

$$\alpha = \frac{(N - 2)}{N} 180$$

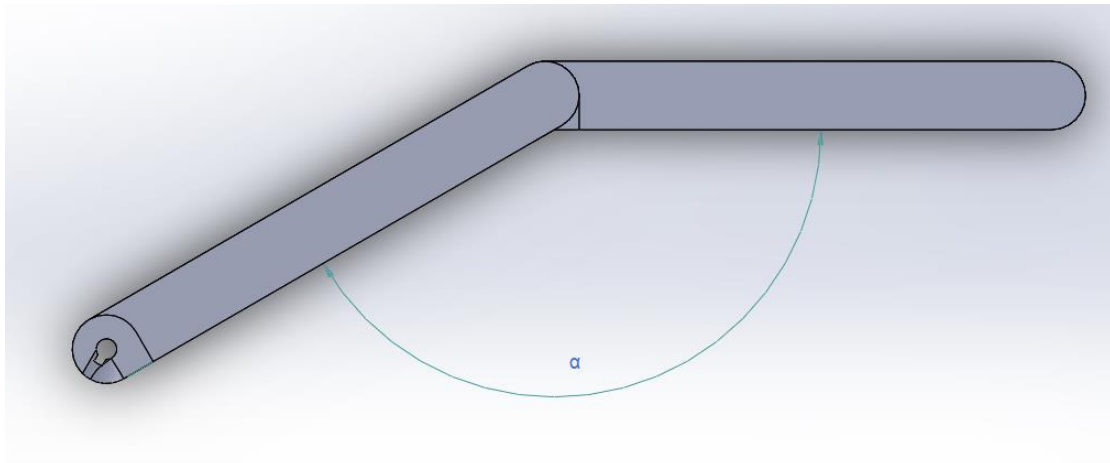


Ilustración 29: Ángulo que forman dos barras consecutivas en reposo

En la Tabla 5: Parámetros en función del número de barras para un anillo con barras de 84 mm de largo y 10 mm de ancho se muestra una relación de los datos de los principales parámetros que se obtendrían en función del número de barras en el caso de que éstas fuesen de 84 mm de largo y 10 mm de ancho.

Tabla 5: Parámetros en función del número de barras para un anillo con barras de 84 mm de largo y 10 mm de ancho

Número de barras	Altura de hélice (mm)	Ángulo entre módulos (º)	Diámetro del anillo (mm)
4	25	90	84
8	45	135	202,79
12	65	150	313,49
16	85	157,5	422,30
20	105	162	530,36
40	205	171	1067,32

El área contenida en el anillo por tanto podría calcularse según la Ecuación 7:

Ecuación 7

$$A = \frac{N L_b^2}{4 \tan\left(\frac{\pi}{N}\right)}$$

Donde A es el área contenida en el anillo, N el número de barras y L_b la longitud de las barras que ya se sabe son de 84 mm.

3.4.3 Plegado y desplegado

Debido a que el objetivo es ser capaz de introducir el anillo en la estructura de un CubeSat, y como se ha mencionado anteriormente, el presente sistema de anillo helicoidal desplegable se ha diseñado para que éste obtenga la forma prismática del CubeSat y dejando un espacio en el interior como se muestra en la Ilustración 28. Por tanto, para conseguir un anillo con forma de polígono regular donde sea integrable el reflector, el plegado helicoidal debe abrirse para formar un polígono regular cuyo proceso puede verse de forma simplificada en la Ilustración 30.

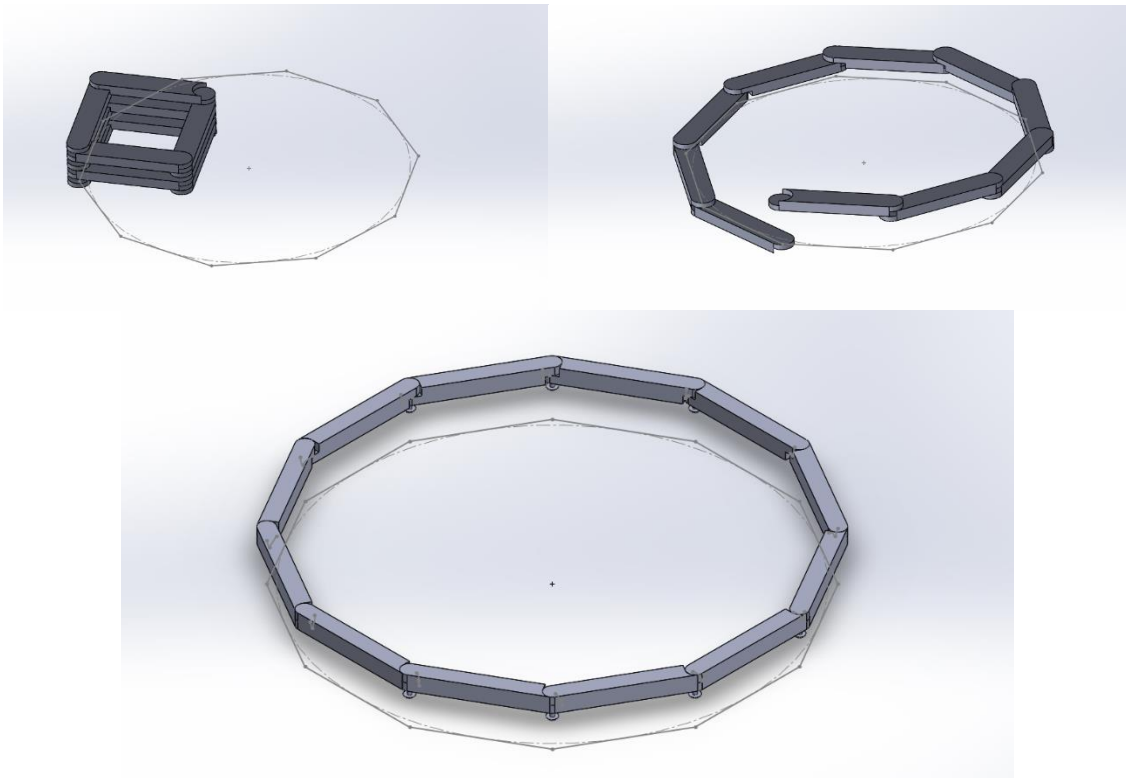


Ilustración 30: Pasos de despliegado del anillo en un polígono de 12 lados

Por tanto, y como se muestra en la anterior ilustración, el despliegado puede dividirse en 2 tipos de movimientos:

- Movimiento de rotación
- Movimiento de traslación vertical

En el movimiento de rotación, las articulaciones giran una sobre otra hasta obtener un determinado ángulo α entre ellas en función del número de barras que haya. Por otro lado, el movimiento de traslación vertical coloca las barras en el mismo plano unas sobre otras ya que al tener una configuración en forma de “resorte”, éstas se van superponiendo en planos verticales unas sobre otras.

Para conseguir que dicho movimiento sea posible se ha diseñado un mecanismo mediante un resorte y una leva que hace girar y trasladarse verticalmente a una barra sobre la otra. En la Ilustración 31 se muestra como el resorte ejerce una fuerza vertical desde una de las barras hacia la otra provocando la reacción en vertical.

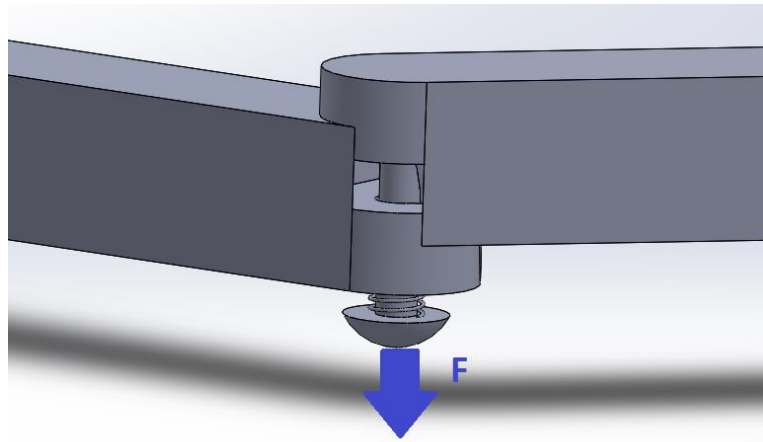


Ilustración 31: Detalle Fuerza vertical producida por el resorte

Para que la fuerza tenga lugar, la base desde la que está apoyado el resorte está unida a la barra de la derecha en la anterior ilustración, mientras que en la barra de la izquierda hay un rebaje en la base tal y como se muestra en la Ilustración 32 que sirve de apoyo y de guía para el resorte.

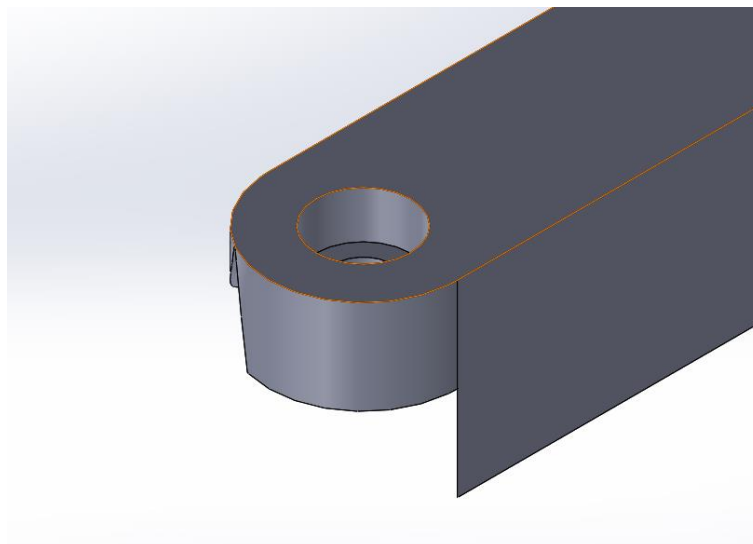


Ilustración 32: Detalle del rebaje en la barra de la izquierda de la Ilustración 31

Además, para que el movimiento de rotación sea posible y éste se realice para que la posición final consiga proporcionar el ángulo α deseado se ha diseñado un mecanismo tipo leva cuyo punto

inferior hace encajar una barra con la otra de forma que en combinación con el resorte el movimiento sea un movimiento compuesto tanto de rotación como en traslación. En la Ilustración 33 se muestra la forma de dicha leva en ambos componentes del módulo elemental.

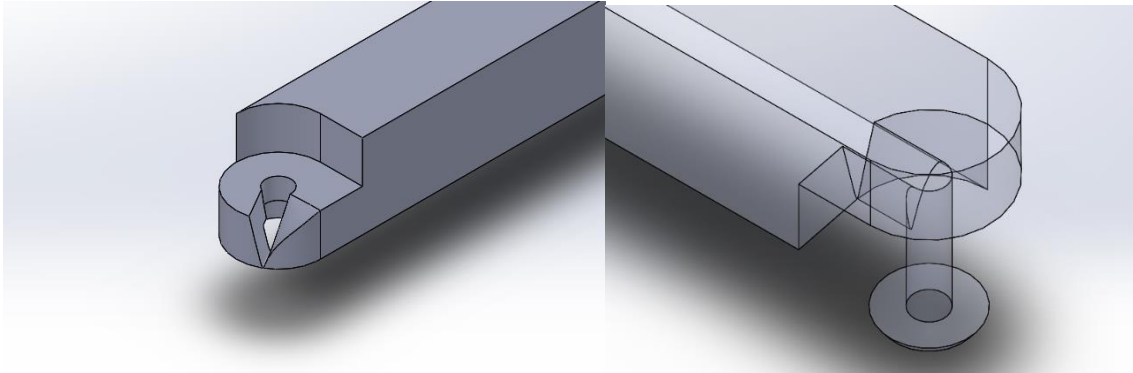
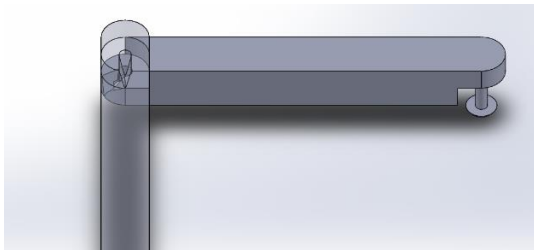
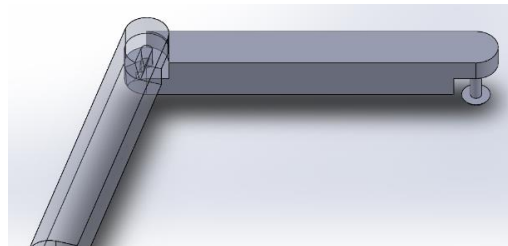


Ilustración 33: Detalle del surco forma de leva en ambas piezas del módulo elemental

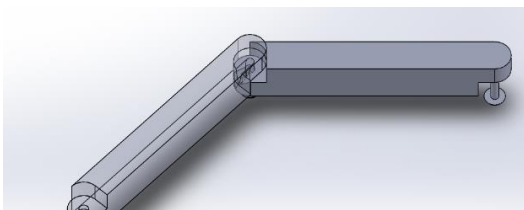
En la secuencia mostrada en la Ilustración 34 se puede apreciar como a partir de una fuerza vertical y con un diseño realizado para tal fin es posible obtener el movimiento de traslación y rotación deseado además de conseguir que dicho movimiento llegue a su final cuando ambas barras toman el ángulo α deseado.



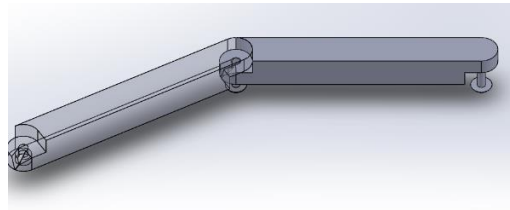
Plegado completo



1/3 de despliegue



2/3 de despliegue



Despliegue completo

Ilustración 34: Secuencia de despliegado

4 PRUEBAS

Para verificar que estos sistemas sean implementables dimensional y geoméricamente en el CubeSat se va a comprobar mediante simulaciones por medio del software *SolidWorks* que efectivamente estos diseños caben dentro de uno, ya que teóricamente estos modelos pueden ser funcionales, pero debe tenerse en cuenta que:

- Debido a los espesores de las barras, estos modelos no sobrepasen los límites dimensionales del CubeSat.
- El CubeSat sea capaz de proceder a su apertura sin interactuar con el sistema de desplegado.
- El sistema de desplegado debe demostrarse viable en su concepción preliminar.

Para la comprobación de los anteriores parámetros se va a emplear un diseño de CubeSat que cumple con las especificaciones de este en cuanto a dimensiones, aunque a éste se le puedan aplicar diferentes tipos de mecanismos de apertura de sus paredes para permitir el despliegue del anillo. En la Ilustración 35 se muestra el diseño de los módulos de CubeSat diseñados para realizar este apartado.



Ilustración 35: Configuración CubeSat de 1, 2 y 3 módulos

Como se muestra en la anterior imagen, es posible realizar el diseño atendiendo a diferentes tamaños de CubeSat, si bien el objetivo es minimizar todo lo posible el número de módulos necesarios, es posible contar con hasta 6 módulos formando el satélite.

4.1 Large Modular Deployable Reflector

En este apartado se va a estudiar la viabilidad de este sistema para emplearlo en CubeSats. Esto se hará empleando el software *SolidWorks* para verificar que escalando el anillo utilizado en las pruebas realizadas por Comet Ingeniería es posible su implementación en el reducido espacio del CubeSat.

1.1.1 Modelo geométrico

Para determinar las características dimensionales necesarias se parte de que el diámetro de la estructura debe ser de al menos 1 m para garantizar la funcionalidad de la antena. Por ello, se tendrá en cuenta las pruebas realizadas por Comet Ingeniería en [1] cuyos resultados se muestran en la Ilustración 36.

Ring Deployable Structure Requirement	Value required	Test Value	OK/KO
R1. Mass (kg/m ²)	Required: < 1.0 Goal: 0.7	0.94	OK
R2. Deployed stiffness (Hz):	> 1.0	3.5	OK
R3. Diameter (m)	> 6.0	6.073	OK
R4. Consecutive deployments: Accuracy and repeatability	5	5	OK
R5. A least one stop-and-go deployment, with a minimum of one stop	1	1	OK
R6. Accuracy: Ellipse center accuracy position RMS error (mm)	< 1	0.3	(*)
R7. Stowed diameter to aperture diameter ratio	< 0.13	0.10	OK
R8. Stowed height to aperture diameter ratio	< 0.20	0.14	OK

(*) Requirement and compliance method under revision

Ilustración 36: Datos dimensionales del Large Modular Deployable Reflector (Fuente: [1])

Dado que tal y como se muestra en la anterior ilustración, la ratio de la altura del anillo con el diámetro de apertura es de $R_8 = 0,14$ y es necesario como mínimo disponer de 1 m de apertura, la altura mínima siendo ésta denotada como H debe ser:

$$H = 1000 \cdot 0,14 = 140 \text{ mm}$$

Por tanto, empleando un polígono de unos 12 lados y 140 mm de altura en los mástiles del anillo, cada lado tendrá una longitud de 280 mm y el diámetro interior del mismo resultará:

$$R'_8 = 1044,97 \text{ mm}$$

De ahí, teniendo en cuenta los datos extraídos de la ilustración Ilustración 36 y conociendo que la ratio entre el diámetro del anillo plegado y el diámetro de este en su posición desplegada es de $R_7 = 0,10$ se hace necesario al menos 104,5 mm de diámetro en el anillo plegado.

4.2 Large Deployable Reflector (LDR)

En este apartado se va a estudiar la viabilidad inicial de reflector basado en el LDR para emplearlo en un CubeSat. Para ello se va a estudiar mediante *SolidWorks* como quedarían los parámetros geométricos respecto al módulo CubeSat con el fin de obtener un reflector de 1 m de diámetro usando para ello un polígono de 18 barras de longitud necesaria para obtener dicho diámetro.

4.2.1 Modelo geométrico

Para realizar las verificaciones del LDR se ha tenido en cuenta que la longitud de los mástiles verticales es de una longitud determinada como se muestra en la Ilustración 37.

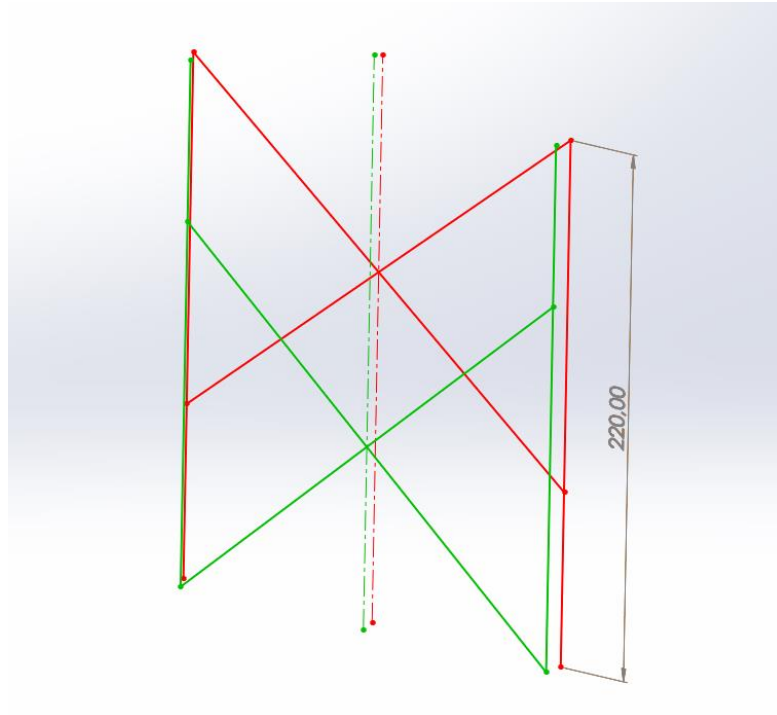


Ilustración 37: Dimensiones del esquema del LDR

Se ha realizado un diseño croquizado en el que se muestra como las barras verticales constan de dos varillas para conducir las articulaciones longitudinales por separado y así evitar interferencias en el movimiento como se muestra en la Ilustración 38.

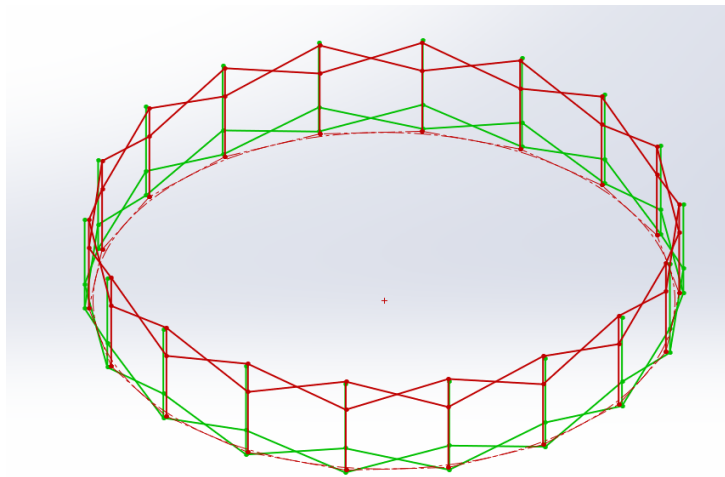


Ilustración 38: Esquema LDR

Las barras que unen los mástiles verticales entre sí se consideran con una longitud necesaria para garantizar la apertura de 1 m de diámetro forma que teóricamente para una configuración totalmente plegada el círculo se concentraría en un punto y todas las barras serían paralelas entre sí. No obstante, esto es un ideal que en la práctica no se llevará a cabo pues en su configuración plegada el espesor de las barras y mástiles verticales lo impediría.

Para determinar la apertura necesaria cuando el LDR esté plegado según Angevain J. et al (2018) en la conferencia sobre estructuras ligeras avanzadas y antenas reflectoras se comenta que se han

realizado pruebas experimentales con este tipo de reflector cuyos datos se muestran en la última columna de la Ilustración 39 obtenida de dicha conferencia.

	Investigated LDR configurations		Demonstrator configuration
	C to Ka	UHF to S	C-band
RF range	C to Ka	UHF to S	C-band
Diameter range, m	4–8	9–18	5
LDR Family	F2	F3	F2
Diameter, m	6	12	5
F/D	1	0.5	1
Clearance, m	0.675	3	0.675
Ring Sections	24	24	18
Stowed Diameter, m	0.52	0.54	0.420
Stowed Height, m	0.9	2.25	1.1
Mass, Kg	22	46	15.6 (measured)

Ilustración 39: Datos dimensionales del LDR (Fuente: [1])

Como se muestra en la anterior imagen, en la configuración de la demostración se emplea un anillo formado por 18 barras de 1100 mm de altura que es capaz de obtener un diámetro de apertura de 5 m y cuyo diámetro en estado plegado es de 420 mm. Por tanto, para aceptar como viable este sistema en un CubeSat sin realizar pruebas físicas se empleará la misma ratio D_{plegado} y $D_{\text{desplegado}}$ que es el mostrado en la Ecuación 8.

Ecuación 8

$$R_1 = \frac{D_{\text{plegado}}}{D_{\text{desplegado}}} = \frac{420}{5000} = 0,084 \text{ mm.}$$

Debe tenerse en cuenta que la altura del reflector en este caso es de 1100 mm mientras que su radio de apertura es de 5000 mm, con lo que la ratio de $D_{\text{desplegado}}$ y altura es el mostrado en la Ecuación 9.

Ecuación 9

$$R_2 = \frac{D_{\text{desplegado}}}{\text{altura}} = \frac{5000}{1100} = 4,54.$$

Por tanto para tener en cuenta estos datos se puede determinar que para que el sistema sea viable, la altura debe ser de $\frac{1000}{4,54} \sim 220 \text{ mm}$ de forma que si se desea obtener un diámetro de al menos 1000 mm se debe contar con una altura del reflector de 220 mm y el diámetro en plegado debe ser al menos de $1000 \cdot 0,084 = 84 \text{ mm}$.

En el croquis se ha establecido como base un plegado a una circunferencia de 84 mm de forma que el plegado dentro del CubeSat quepa en el mismo tal y como se muestra en Ilustración 40.

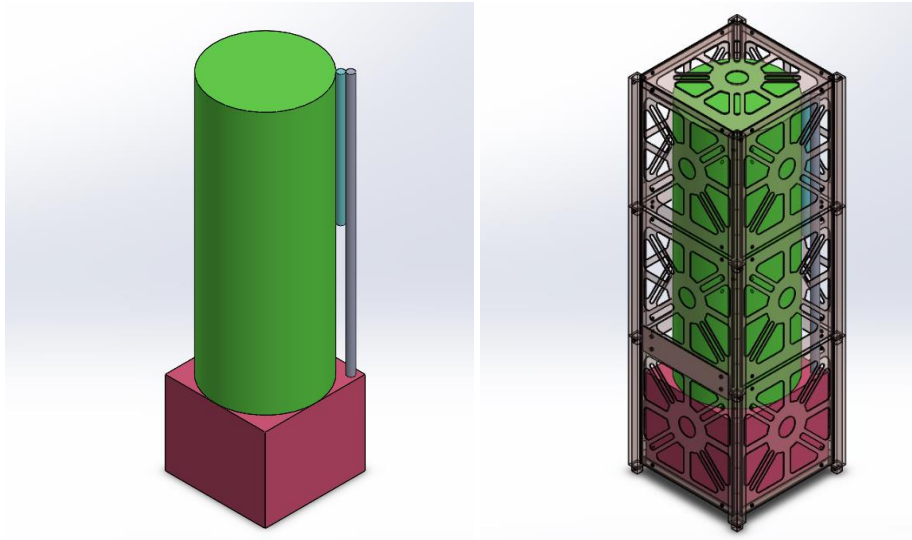


Ilustración 40: Esquema del LDR con un plegado de 84 mm (Introducido en un CubeSat 3U a la derecha)

Como se muestra en la imagen, se ha incluido dos barras más que harían la función de mástil de soporte del reflector con el resto del CubeSat. Aun así, y como el objetivo del presente proyecto no es la validación del sistema ajeno al anillo del reflector se supondrá viable la inclusión del mástil tal y como está representado. No obstante, en futuros desarrollos puede determinarse como inviable ya que el espacio que se deja libre es escaso. Además, en el modelo representado no se ha tenido en cuenta el espacio requerido para los sistemas electrónicos (en color rosa en la Ilustración 40), por lo que se ha adecuado al necesario para que el anillo entre justo con las dimensiones requeridas.

Para este diámetro de 84 mm el esquema quedaría tal y como se muestra en la Ilustración 41 para el sistema completamente plegado.

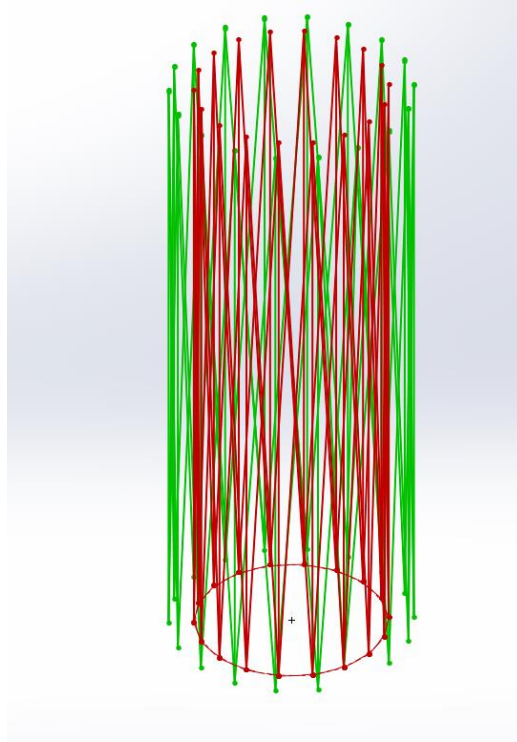


Ilustración 41: Esquema de barras en el LDR para 60 mm de diámetro

Las dimensiones que se producen entre las anchuras entre mástiles son de 9,35 y 11,78 mm tal y como se muestra en Ilustración 42.

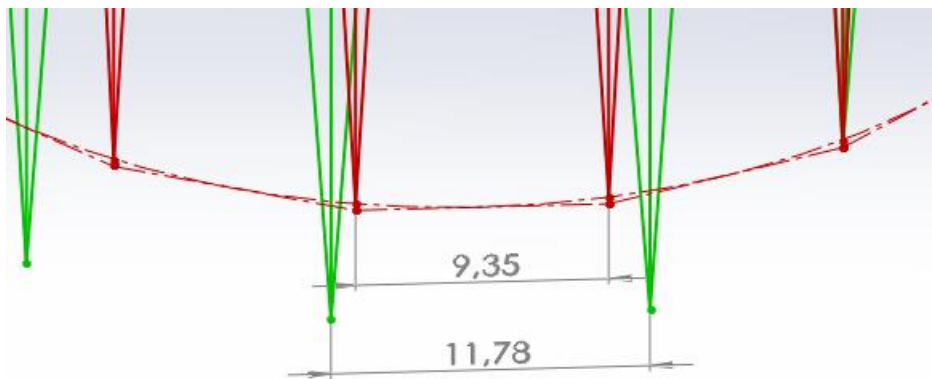


Ilustración 42: distancia entre mástiles para apertura de 60 mm

Con los datos obtenidos del *Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas* [1] se puede considerar que este anillo es viable para obtener 1 m de diámetro, aunque en un módulo de 3 CubeSats puede que el espacio disponible sea una cuestión limitante para el resto de los sistemas de despliegue y demás módulos que el CubeSat requiere como se ha descrito más atrás.

4.2.2 Sistema de apertura

Para el sistema de apertura se tendrá en cuenta el mismo que ya existe en los desplegados convencionales. Esto se realiza mediante dos anillos que deben garantizar la rigidez de la estructura y su estabilidad respecto a los demás componentes del CubeSat. Por otro lado, como se muestra en la Ilustración 40 el soporte cuenta con un brazo que debe desplegar el anillo para que así este se separe del resto del cuerpo del satélite y así poder transmitir la señal con la instrumentación del satélite.

Por lo tanto, para que dicho brazo pueda soportar el anillo y que éste mantenga la rigidez necesaria, en el proyecto del LEA se desarrolló el sistema que se muestra en la Ilustración 43 de forma que el soporte se realiza con dos anillos que cogen la estructura plegada por sus extremos.

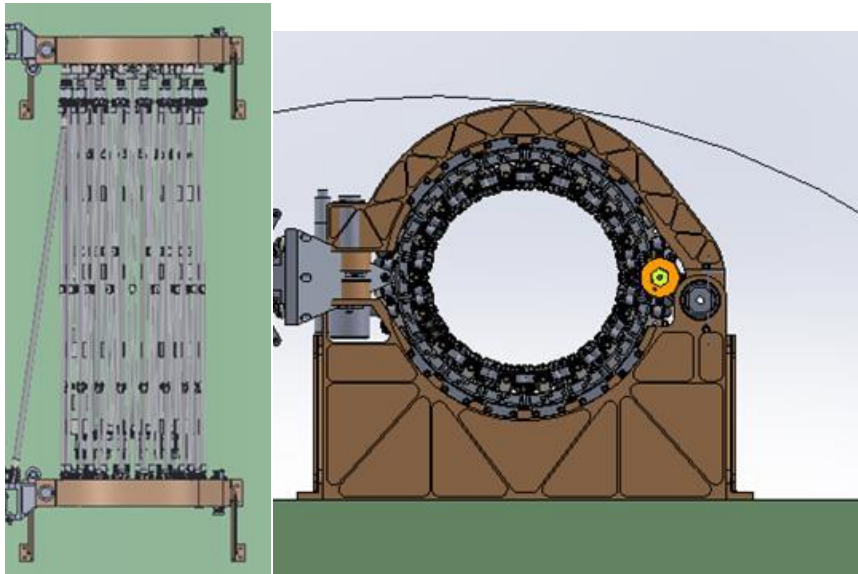


Ilustración 43: Reflector desplegable LEA con su sujeción primaria en estado plegado (Fuente: [1])

De esta forma, en el mismo proyecto se ha desarrollado un completo sistema para realizar el despliegado como se muestra en la Ilustración 44.

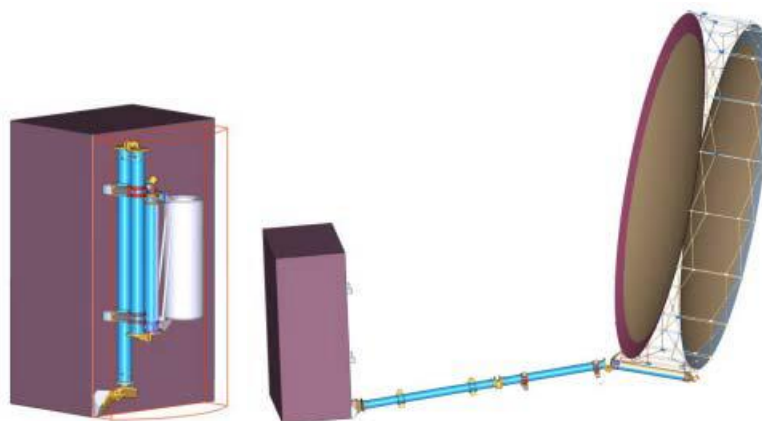


Ilustración 44: Configuración plegada (izquierda) y configuración desplegada (derecha) (Fuente: [1])

Estos diseños donde se incluye con mayor detalle los sistemas auxiliares de despliegado dejan en evidencia que para que este sistema sea viable en CubeSats es necesario realizar un replanteo de

estos con el fin de que sean integrables en los mismos debido a sus grandes dimensiones respecto al reflector mismo.

4.3 Modelo de articulaciones flexibles por Bettini

En las pruebas del modelo de Bettini se va a realizar un análisis geométrico mediante el software *SolidWorks* y además se realizará una pequeña maqueta a escala del modelo mismo siguiendo el diseño ya empleado de forma que se pueda comprobar de primera mano el funcionamiento del sistema.

4.3.1 Modelo geométrico

Para el modelo geométrico se ha tenido en cuenta que será necesario al menos obtener un anillo cuyo círculo inscrito, al igual que en el resto de las alternativas, sea de al menos de 1 m.

Algunos de los parámetros geométricos deben ser considerados para asegurar que la estructura no sea demasiado voluminosa cuando ésta está plegada. Así mismo, se ha determinado que la sección de la estructura plegada ocupa el espacio definido en la Ilustración 45.

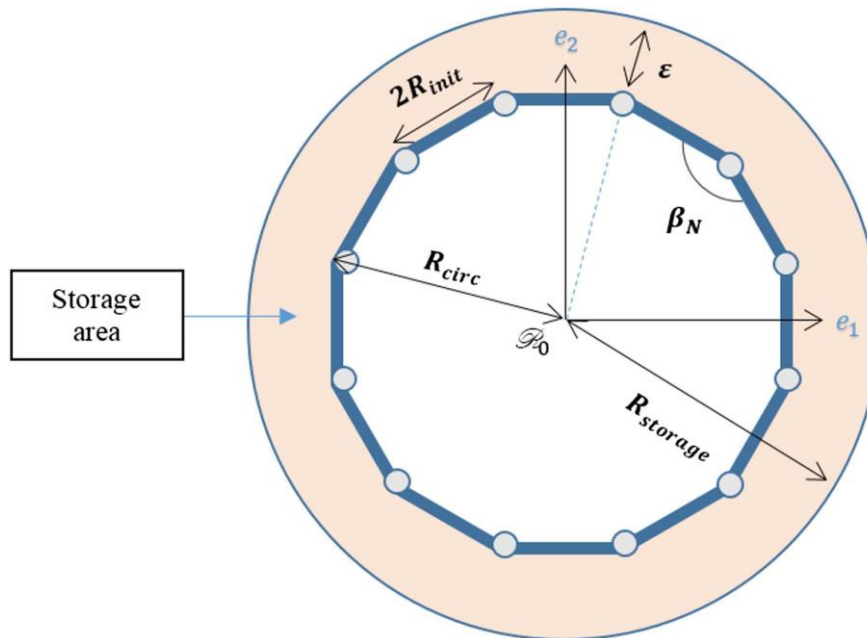


Ilustración 45: Sección de la estructura plegada (Fuente: [5])

El ángulo entre dos lados del polígono siempre que $N \geq 4$ se determina mediante la Ecuación 10.

Ecuación 10

$$\beta_N = \frac{N - 2}{N}$$

Por otro lado R_{circ} es el radio de la estructura plegada y puede determinarse mediante la Ecuación 11.

Ecuación 11

$$R_{circ} = \frac{R_{init}}{\sin\left(\frac{\pi}{N}\right)} + r$$

La primera condición para que el sistema sea viable es que es necesario contar con un espacio (ε) entre el radio R_{circ} y $R_{storage}$ como se describe en la Ecuación 12.

Ecuación 12

$$R_{circ} = R_{storage} - \varepsilon$$

Además, se han determinado las dimensiones de cada barra para que este sistema pueda ser plegado siendo este modelo tal y como se muestra en Ilustración 46.

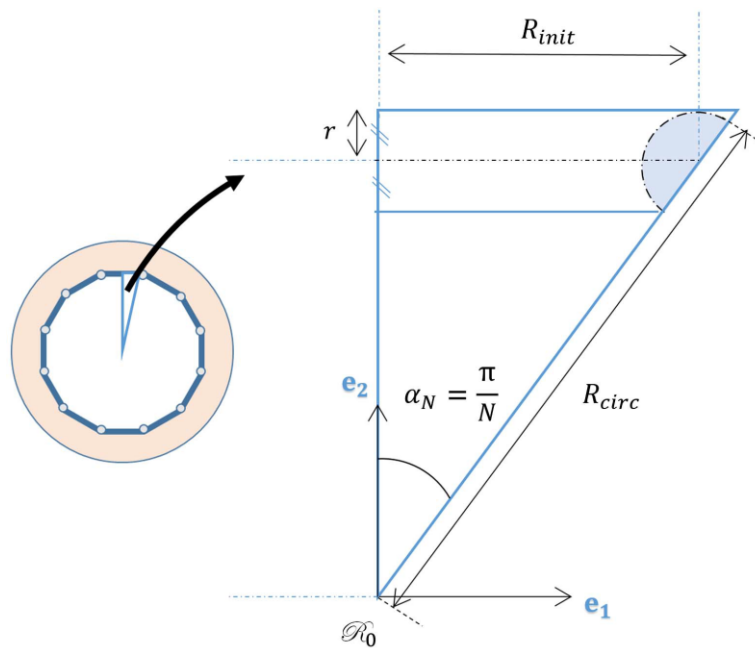


Ilustración 46: Parte de la sección de la estructura plegada (Fuente: [5])

El radio máximo para las barras y las juntas de forma que no se produzca contacto entre los diferentes elementos se determina mediante la Ecuación 13.

Ecuación 13

$$0 < r \leq R_{init} \leq \frac{R_{circ} \sin\left(\frac{\pi}{N}\right)}{1 + \sin\left(\frac{\pi}{N}\right)}$$

Para el caso estudiado por Bettini en su aplicación en un CubeSat y obteniendo una superficie interior de 1 m^2 y un volumen de $30 \times 30 \times 100 \text{ mm}^3$, $\varepsilon = 0$ y $N = 36$ el radio máximo de cada barra es de $r \leq 1,2 \text{ mm}$.

4.3.2 Sistema de despliegue

Para el sistema de despliegado se tendría en cuenta que en el modelo calculado en el apartado anterior cuenta con un volumen de $30 \times 30 \times 100 \text{ mm}^3$ por lo que el mismo cabría perfectamente en un módulo de 1U de CubeSat con lo que se obtendría una configuración altamente compacta que posibilitaría la adición del resto de instrumentación sin problema. En la Ilustración 47 se muestra un esquema del espacio ocupado por el anillo plegado en el interior de un módulo.

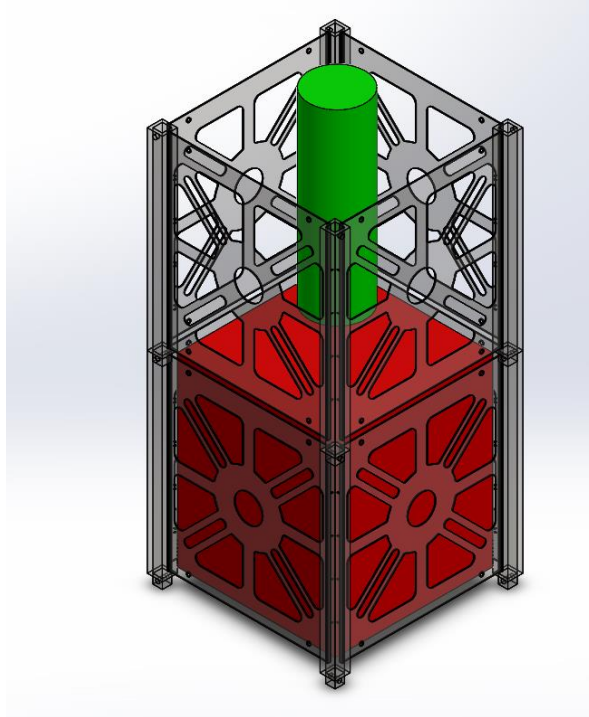


Ilustración 47: Esquema de configuración Bettini

Para ejecutar el despliegue no haría falta ningún tipo de acción exterior, ya que tal y como se muestra en la Ilustración 48, el muelle insertado en la articulación que existe entre las dos barras actúa como actuador una vez eliminadas las restricciones que se le impongan en el cuerpo del CubeSat. Dicho muelle actuaría haciendo rotar unas barras sobre las otras.



Ilustración 48: Detalle de muelles en las articulaciones (Fuente: [5])

Es importante que la fuerza que ejercen los muelles se vea compensada para evitar un despliegue brusco, por lo que es posible emplear tirantes elásticos que unan las barras contiguas tal y como se muestra en la Ilustración 49 haciendo que la acción del muelle de la articulación y el tirante mantengan el polígono del anillo estable en el entorno sin gravedad.



Ilustración 49: Desplegado de anillo (Fuente: [5])

4.3.3 Modelo físico (maqueta)

Para el modelo de Bettini, además se ha realizado una maqueta como al mostrada en la Ilustración 49 específicamente para este trabajo donde se pretende verificar que dicho diseño es posible de realizar. En la Ilustración 50 se muestra la maqueta realizada con materiales sencillos en su configuración plegada.



Ilustración 50: Maqueta de 6 lados

Además, se han realizado pruebas en las que a la maqueta se la libera de las restricciones a las que está impuesta, observándose que el proceso de despliegado es posible mantenerlo de forma controlada como se muestra en la secuencia representada en la Tabla 6.

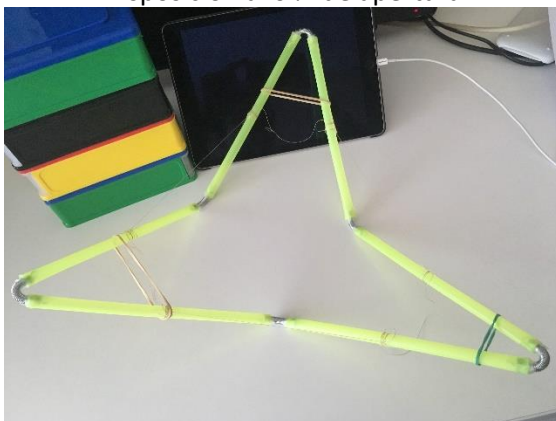
Tabla 6: Secuencia de apertura de la maqueta



Disposición al 0 % de apertura



Disposición al 30 % de apertura



Disposición al 60 % de apertura



Disposición al 100 % de apertura

4.4 Antena Poligonal Desplegable

Para este tipo de anillo, se va a realizar un análisis geométrico mediante *SolidWorks* y la implementación de su sistema de despliegue siguiendo el mismo patrón utilizado en las anteriores alternativas

4.4.1 Modelo geométrico

Para el análisis geométrico se ha tenido en cuenta que la longitud de las barras es de 84 mm ya que es esta la distancia que permite un CubeSat teniendo en cuenta la estructura de este. Una vez se conoce la longitud de las barras y el número de estas, es posible obtener el diámetro que puede obtenerse con el anillo formado y esto se muestra en la Tabla 5.

De modo que un anillo formado por 16 barras puede ser introducido en un módulo de CubeSat tal y como se muestra en Ilustración 51.

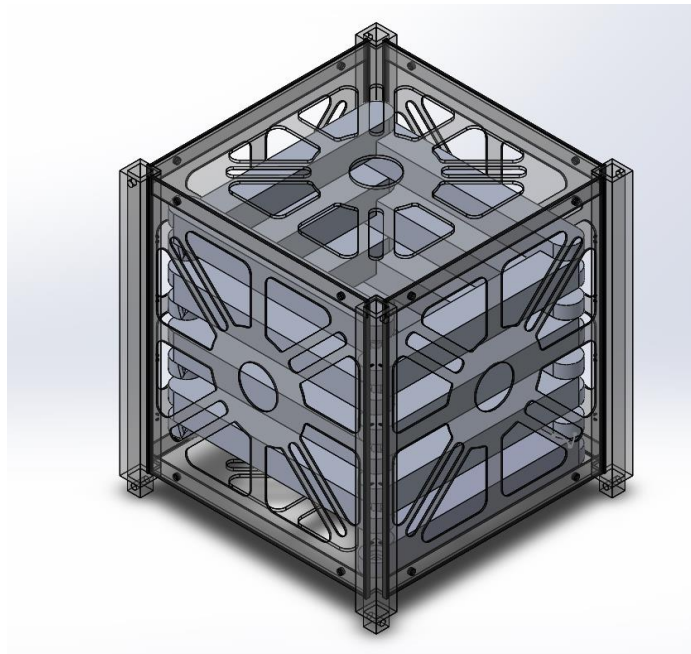


Ilustración 51: Espiral plegada en 1U CubeSat

Como se ha comentado más atrás en la Tabla 5, es necesario disponer de 40 barras para conseguir un diámetro de al menos 1 m por lo que para ello será necesario contar con una altura de 205 mm. Esto es posible siempre y cuando se empleen 3 módulos de CubeSat donde dichos 205 mm correspondan al anillo plegado y el resto de espacio quede libre para montar un sistema de brazo que aleje el anillo del cuerpo del satélite y los instrumentos. En la Ilustración 52 se puede observar cómo se completaría el espacio del CubeSat incluyendo un espacio para colocar el mástil.

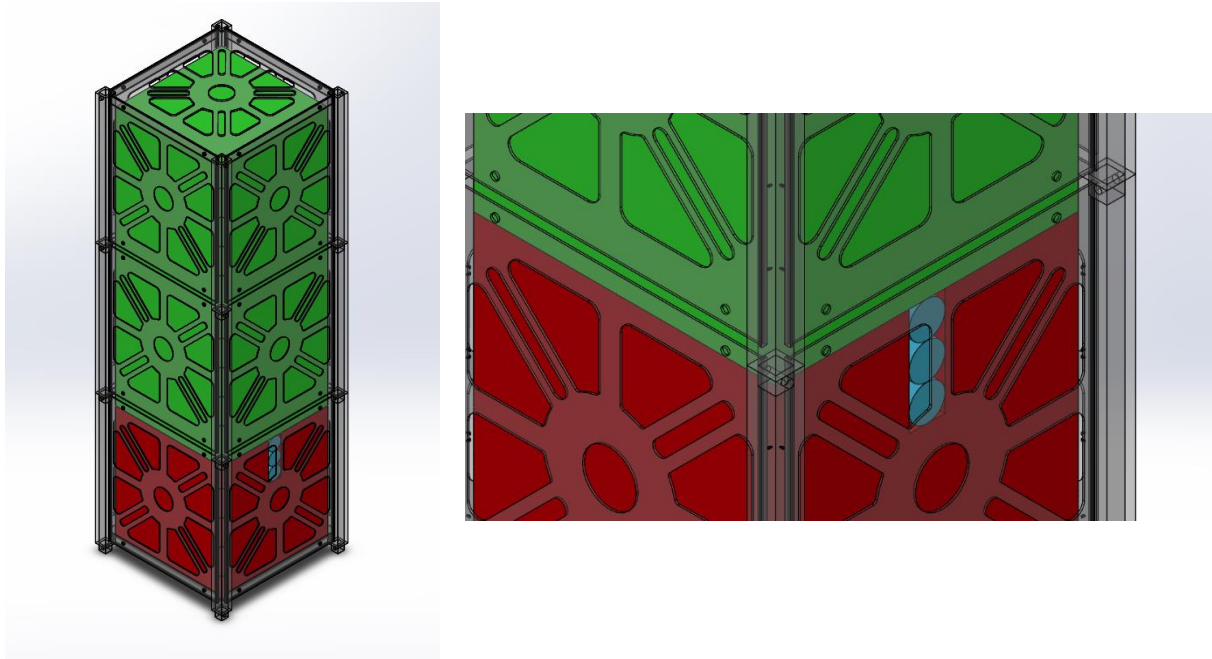


Ilustración 52: Espacio ocupado de ensamblaje plegado del anillo (izquierda) y detalle de espacio reservado para el mástil (derecha)

Para el despliegue de dicho ensamblaje se procedería a alinear los tramos del mástil verticalmente tal y como se realiza comúnmente en este tipo de satélites obteniendo un despliegue parecido a lo que se muestra en Ilustración 53.

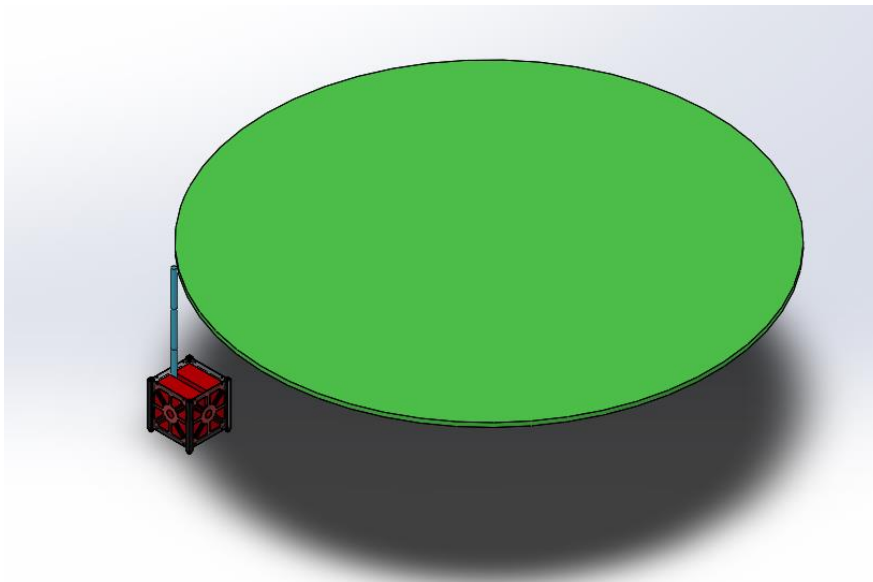


Ilustración 53: Ensamblaje desplegado

De esta forma es posible determinar que conceptualmente, el modelo es viable geoméricamente para conseguir un anillo de 1 m de diámetro de apertura. Aun así, es necesario, como ocurre con las anteriores alternativas, realizar estudios más completos sobre cada una de las mismas con el fin de determinar si es necesario añadir más módulos CubeSat o por el contrario el espacio disponible es suficiente.

4.4.2 Sistema de despliegue

El sistema de despliegue de este anillo puede aprovechar las características propias de los CubeSat, haciendo que los dos módulos superiores se separen del resto, haciendo que el mecanismo descrito en el punto 3.4.3 actúe por sí solo.

Por otro lado, es necesario disponer de un sistema que desarrolle el mástil para obtener la posición requerida. Esto es posible mediante sistemas presentes en el campo de los reflectores espaciales como el realizado por Xing Z. et al (2014) despliegue sigue la secuencia mostrada en la Ilustración 54 [6].

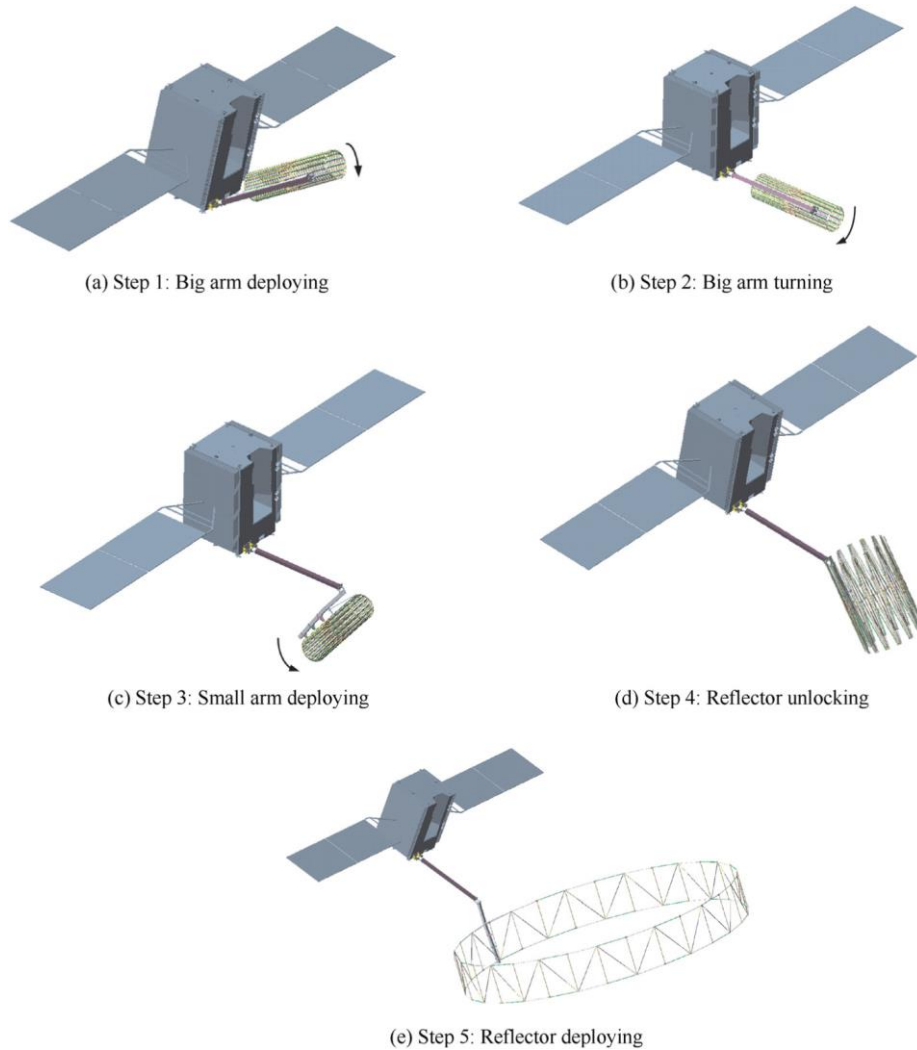


Ilustración 54: Secuencia de despliegue de un anillo reflector en un satélite (Fuente: [6])

La diferencia con este caso se encuentra en el hecho de que el apoyo de del mástil con el anillo se realizaría desde un solo punto.

5 Conclusiones

Con todo lo descrito anteriormente, se pueden sacar conclusiones en lo relativo a la viabilidad de estos diseños conceptuales con el objetivo de determinar si las alternativas presentadas son posibles desde el punto de vista geométrico y de apertura en el espacio. Así mismo, para cada una de las alternativas las conclusiones son:

Large Modular Deployable Reflector

Este sistema, tal y como se ha indicado más atrás, el diámetro necesario para introducir el reflector plegado en el interior del satélite es de 104,5 mm lo cual excedería los límites dimensionales del CubeSat por lo que, siguiendo los criterios empleados en este trabajo y tomando como referencia el trabajo expuesto en [1] no sería posible su implementación en este tipo de nanosatélites. De hecho, según los datos aportados, debido a que la ratio en el diámetro plegado/desplegado es de 0,10 ninguna configuración de este sistema para un polígono de 12 barras sería posible.

Large Deployable Reflector

En lo relativo al LDR, este sistema cuenta a su favor con el hecho de que es un sistema altamente probado en aplicaciones espaciales, por lo que, siempre y cuando se mantengan las proporciones geométricas, es posible conseguir hasta 1 metro de apertura del anillo. Además, debido a las pruebas documentadas, queda constatado que dicho sistema cuenta con sistemas de despliegado fiables y que son capaces de orientar el reflector sobre el resto de instrumentación de forma que sea posible la transmisión de datos satisfactoriamente.

Por el contrario, este sistema cuenta con unas limitaciones de espacio importantes, ya que, debido a los 84 mm de diámetro, dimensiones que coinciden con el límite geométrico del CubeSat, deja poco espacio para los sistemas auxiliares de despliegado, lo que hace necesario con total seguridad la necesidad de aumentar el número de módulos de CubeSat.

Modelo de articulaciones flexibles por Bettini

El sistema desarrollado por Bettini es un sistema que cuenta con múltiples ventajas como pueden ser la ausencia de piezas de rozamiento que supongan un desgaste o atascos en el proceso de apertura, un menor número de barras que en el LDR, permite barras de mayor longitud que el sistema poligonal y que ya ha sido probado en laboratorio con resultados exitosos. Además, según Bettini, es posible su inclusión en los CubeSat, aunque aún no hay constancia de pruebas experimentales en estos. Otro punto a favor está en que el volumen que ocupa este sistema es menor que ninguno de los otros sistemas estudiados, con lo que los problemas derivados a la integración de la instrumentación y mástil de despliegado serán menores.

Por el contrario, y como inconveniente cabe mencionar que este sistema no ha sido probado en misiones espaciales aún, por lo que es necesario un mayor desarrollo posterior a este trabajo.

Sistema poligonal desplegable

Este es un sistema que se ha desarrollado desde cero para este trabajo, por lo que su principal ventaja es que la integración en el CubeSat se espera satisfactoria, ya que no es necesario realizar adaptaciones en dimensiones. El sistema es lo suficientemente simple geométricamente y el proceso de despliegado permitiría utilizar las paredes del CubeSat como contención durante su plegado y al

abrirse las mismas, el despliegado sucedería automáticamente sin necesidad de controles motorizados.

Como inconvenientes cabe mencionar que el desarrollo de este sistema no se ha probado experimentalmente en laboratorio por lo que debido a su fase preliminar de diseño cabe esperar que sean necesarios multitud de cambios. Además, al disponer las barras de forma transversal respecto al CubeSat y no longitudinalmente como sucede en las otras alternativas, hace necesario una gran cantidad de barras para conseguir una apertura de al menos 1 m. Por último, otro inconveniente es que existen elementos de fricción y resortes que pueden producir atascos en el despliegue del sistema.

En resumen, los sistemas planteados pueden considerarse viables tanto geoméricamente como viables a la hora de realizar el despliegado. No obstante, todos cuentan con una serie de inconvenientes que es necesario solventar en laboratorio, primero con el fin de determinar su viabilidad experimental en un CubeSat y segundo, optimizando dichos diseños.

6 Líneas futuras

Debido a que el presente trabajo tiene carácter conceptual de los diseños planteados para ofrecer la solución de integrar un sistema de despliegue de un anillo que sirva de estructura para un reflector espacial en un CubeSat, se va a hacer un repaso al futuro que se espera para que dichos desarrollos lleguen a realizarse en la realidad.

Cada una de las alternativas presentadas tiene unas limitaciones propias, por lo que cada una será valorada independientemente.

Large Modular Deployable Reflector

Para este sistema los pasos a seguir pasan por realizar un rediseño del sistema de apertura, diámetro de los mástiles y sistema de despliegue de forma que se pueda optimizar el ratio diámetro plegado/desplegado con el fin de que entre dentro de los límites establecidos para así obtener unas dimensiones, que una vez plegado, sea integrable en un CubeSat.

Large Deployable Reflector

En el caso del LDR, como los estudios geométricos se han realizado en este trabajo y además se ha estudiado experimentalmente en otros trabajos la idoneidad de este sistema para desplegar reflectores espaciales, el siguiente paso a realizar está en el prototipado de un sistema de estas características con las condiciones necesarias para integrarse en un CubeSat. Así será posible verificar que este sistema consigue ofrecer las dimensiones en plegado necesarias para su inclusión en un CubeSat. Además, esto puede servir para determinar el número de módulos de CubeSat necesarios para integrar el resto de instrumentación y el mástil que despliega el reflector.

Modelo de articulaciones flexibles por Bettini

El modelo de Bettini puede que sea el que se encuentra en un punto de desarrollo más avanzado de cara a su integración en un CubeSat ya que se ha llegado a realizar prototipos tanto por Bettini como en este trabajo. Así mismo es necesario seguir desarrollando prototipos integrándolos en CubeSats de forma que se empleen el número de barras que realmente son necesarias para conseguir la apertura de 1 m y además se empleen los sistemas necesarios de mástiles y accionamientos para simular el despliegue completo del reflector.

Sistema poligonal desplegable

En el sistema poligonal, al estar planteado desde cero en este trabajo presenta la particularidad de que no se ha desarrollado prototipo ninguno. Así es necesario producir prototipos que realicen las siguientes funciones.

- Validar la geometría planteada
- Determinar las carencias del diseño preliminar
- Ayudar a optimizar el diseño de las barras

Además, otro punto a tener en cuenta es que, aunque no se ha estudiado en este trabajo por no ser objeto del mismo, mientras en el LDR y el modelo de articulaciones flexibles se han realizado análisis mediante elementos finitos, en este diseño no se ha realizado alguno por lo que es necesario incluir en las líneas futuras de esta alternativa un análisis de elementos finitos (*FEM*) para determinar

aquellos puntos donde se concentran las tensiones, escoger material en función de la resistencia necesaria y validar la integridad estructural del anillo una vez desplegado.

7 Bibliografía

1. *Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas*. (2018). Lecture, Tbilisi, Georgia.
2. Haaris Corporation (2017). Scalable high compaction ratio mesh hoop column deployable reflector system. Melbourne.
3. Web de la agencia espacial canadiense. <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/cubesat/what-is-a-cubesat.asp> (Consultado 02/07/2019)
4. Web de Alén Space. <https://alen.space/es/guia-basica-nanosatelites/#grande> (Consultado 04/07/2019)
5. Bettini, W., Quirant, J., Averseng, J., & Maurin, B. (2019). Self-Deployable Geometries for Space Applications. Motpellier.
6. Xing Z., Zheng G. (2014). Deploying process modeling and attitude control of a satellite with a large deployable antenna.

Valoración económica

En este punto se hace un estudio del coste económico que supone el proyecto.

Se ha considerado que el proyecto, por ser un diseño conceptual, los costes materiales son mínimos, teniendo en cuenta únicamente los costes de realización de una maqueta para validar la propuesta de Bettini.

Para ello se ha desglosado en tres apartados: Material, Software y Recursos humanos.

1 Material

En el apartado material se ha tenido en cuenta el coste de los materiales necesarios para realizar la maqueta que valida la propuesta de Bettini. En la Tabla 7 se recogen los materiales y herramientas empleadas para ello y su coste.

Tabla 7: Coste Material

Descripción	Precio (€)	IVA (21%)	Importe (€)
Pistola de silicona	2,76	0,74	3,50
Silicona	1,28	0,32	1,50
Pajitas de plástico duro	0,71	0,19	0,90
Cuerda	0,79	0,21	1,00
TOTAL	5,45	1,45	6,90

2 Software

El Software que se ha usado para el proyecto es el *SolidWorks 2018* con licencia de la UPV por lo que el coste no queda reflejado en el presupuesto.

3 Recursos humanos

El coste de recursos humanos corresponde a la persona que ha diseñado el concepto del reflector espacial. Se ha considerado que el coste de emplear un ingeniero junior es de 28.800 € anuales. De forma muy sencilla, calculándolo a partir de la base de que se emplean 1800 horas de trabajo al año se obtiene:

Por tanto, el coste por hora es de 16 €/hora. En la Tabla 8 se muestran los costes de cada una de las fases del proyecto.

Tabla 8: Coste recursos humanos

Descripción	Precio (€/h)	Cantidad (h)	Importe (€)
Búsqueda y recopilación de información	16	30	480
Aportación de alternativas	16	40	640
Diseño y Validación de las alternativas	16	150	2.400
Redacción del proyecto	16	50	800
TOTAL	16	300	4.800

4 Costes totales

Descripción	Importe (Con IVA) (€)
Material	6,90
Software	0,00
Recursos Humanos	4.800
TOTAL	4.806,90

El coste total del proyecto: Diseño conceptual de anillos desplegados para reflectores espaciales instalados en CubeSats es de 4.806,90 €.