

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA  
Facultad de Ingeniería



**Diseño de un sistema pasivo para deorbitar un nanosatélite  
tipo CubeSat 2U o 3U**

Trabajo de graduación presentado por Alberto Andrés López de León  
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica

Guatemala  
2021







UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA  
Facultad de Ingeniería




**Diseño de un sistema pasivo para deorbitar un nanosatélite  
tipo CubeSat 2U o 3U**

Trabajo de graduación presentado por Alberto Andrés López de León  
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecánica

Guatemala  
2021




Vo.Bo.:

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

Msc. Víctor Ayerdi


Tribunal Examinador:

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

Msc. Víctor Ayerdi

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

Msc. José Bagur

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

Ing. Laura Roldán

Fecha de aprobación: Guatemala, 8 de Diciembre de 2021.





<b>Lista de figuras</b>	<b>IX</b>
<b>Lista de cuadros</b>	<b>XI</b>
<b>Resumen</b>	<b>XIII</b>
<b>Abstract</b>	<b>XV</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
<b>2. Justificación</b>	<b>3</b>
<b>3. Objetivos</b>	<b>5</b>
3.1. Objetivo general . . . . .	5
3.2. Objetivos específicos . . . . .	5
<b>4. Marco teórico</b>	<b>7</b>
4.1. ¿Qué son y para qué sirven los satélites? . . . . .	7
4.2. ¿Qué es un CubeSat? . . . . .	7
4.3. ¿Cómo se lleva un nanosatélite al espacio? . . . . .	8
4.4. Órbitas . . . . .	11
4.5. Basura espacial . . . . .	13
4.6. Sistema para deorbitar . . . . .	14
4.7. Deorbitamiento activo . . . . .	15
4.8. Deorbitamiento pasivo . . . . .	18
4.8.1. Drag-Net . . . . .	20
4.8.2. Drag-Sail . . . . .	22
4.8.3. Exo-Brake . . . . .	23
4.8.4. InflateSail . . . . .	24
4.9. Factores que contribuyen al deorbitamiento . . . . .	26

<b>5. Metodología</b>	<b>29</b>
5.1. Selección de tipo de sistema . . . . .	30
5.2. Determinación de requisitos mecánicos y electrónicos . . . . .	30
5.3. Diseño de estructura del módulo y sujeción a la estructura principal . . . . .	32
5.4. Diseño de mecanismo de despliegue . . . . .	32
5.4.1. Booms . . . . .	32
5.4.2. Despliegue . . . . .	33
5.4.3. Velas . . . . .	36
5.5. Diseño método para almacenar velas . . . . .	38
5.5.1. Carrileras . . . . .	39
5.6. Selección de accionador de mecanismo de despliegue . . . . .	40
5.7. Ensamble . . . . .	43
5.8. Cálculo de área superficial y tiempo de órbita . . . . .	45
5.9. Módulo a prueba de fallos . . . . .	47
5.10. Análisis estructural . . . . .	49
5.11. Prototipado . . . . .	51
5.11.1. Prototipo: V1.0 . . . . .	51
5.11.2. Prototipo: V2.0 . . . . .	55
5.11.3. Prototipo: V2.1 . . . . .	58
5.11.4. Prototipo: V3.0 . . . . .	61
5.11.5. Prototipo: V4.0 . . . . .	67
5.11.6. Prototipo: V4.1 . . . . .	79
<b>6. Resultados</b>	<b>85</b>
<b>7. Discusión de resultados</b>	<b>91</b>
<b>8. Conclusiones</b>	<b>93</b>
<b>9. Recomendaciones</b>	<b>95</b>
<b>10. Bibliografía</b>	<b>97</b>
<b>11. Anexos</b>	<b>99</b>

---

## Lista de figuras

---

1.	Quetzal 1, Satélite guatemalteco, 1U . . . . .	8
2.	Cohete Vega C . . . . .	9
3.	Gráficas de impulso y altitud de una misión del cohete Vega-C . . . . .	10
4.	Configuración de carga útil dentro de un cohete Vega-C . . . . .	11
5.	LEO u órbita baja . . . . .	12
6.	Diagrama de fuerzas simple para un satélite . . . . .	13
7.	Evolución de área ocupada por objetos en todas las órbitas terrestres . . . . .	14
8.	Representación de la tercera ley de Newton con un propulsor . . . . .	15
9.	Diagrama de funcionamiento de un propulsor de combustible líquido . . . . .	17
10.	Diagrama de funcionamiento de un propulsor de iones . . . . .	18
11.	Diagrama de funcionamiento de un propulsor de iones . . . . .	19
12.	Significado TRL . . . . .	19
13.	Estado TRL, estado del arte de en tecnología de deorbitamiento pasivo . . . . .	20
14.	Módulo armado . . . . .	21
15.	Módulo desplegado . . . . .	21
16.	Módulo armado . . . . .	22
17.	CanX-7 con módulo desplegado . . . . .	23
18.	Módulo desplegado . . . . .	24
19.	Configuración de despliegue de InflateSail . . . . .	25
20.	Cambio en el perigeo vs tiempo en días desde el despliegue . . . . .	26
21.	Tiempo de vida en órbita . . . . .	27
22.	Metodología . . . . .	29
23.	Placas con separadores . . . . .	32
24.	Cinta biestable . . . . .	33
25.	Pliques en la cinta . . . . .	34
26.	Mecanismo desplegado . . . . .	34
27.	Carrusel con cintas . . . . .	35
28.	Carrusel sin una cinta . . . . .	35
29.	Vista posterior del carrusel . . . . .	36
30.	Módulo de tracción UPILEX-S . . . . .	36
31.	Propiedades mecánicas UPILEX-S . . . . .	37
32.	Propiedades térmicas UPILEX-S . . . . .	37

33.	Diseño de cartucho cerrado . . . . .	38
34.	Diseño de cartucho abierto . . . . .	38
35.	Sujeción de carrileras y cartuchos . . . . .	39
36.	Carrileras y cartuchos . . . . .	40
37.	Módulo guardado . . . . .	44
38.	Módulo desplegado . . . . .	44
39.	Módulo dentro de un CubeSat 2U . . . . .	44
40.	Resultados para un CubeSat 2U . . . . .	46
41.	Resultados para un CubeSat 3U . . . . .	47
42.	Render versión 1 . . . . .	52
43.	Prototipo de base con motor stepper . . . . .	52
44.	Vista 3/4 de base con motor stepper . . . . .	53
45.	Render de ensamble de base con motor y carrete . . . . .	53
46.	Ensamble de base con motor y carrete . . . . .	54
47.	Modificación 1 al carrete . . . . .	54
48.	Render de despliegue de 1 mástil . . . . .	55
49.	Render de modificación para prototipo 2 . . . . .	56
50.	Ensamble de prototipo 2 . . . . .	56
51.	Render de prototipo 2 con completamente armado . . . . .	57
52.	Prototipo 2 completamente armado . . . . .	57
53.	Render de modificación a piezas tensoras . . . . .	58
54.	Ensamble de nuevas piezas . . . . .	59
55.	Vista 3/4 de ensamble de piezas . . . . .	59
56.	Acumulación de cinta en tensor de prototipo v2.0 . . . . .	60
57.	Render modificación - tapadera . . . . .	60
58.	Ensamble de tapadera . . . . .	61
59.	Render vista superior de prototipo V3.0 . . . . .	62
60.	Vista 3/4 posterior ensamble de rodillos . . . . .	62
61.	Vista 3/4 superior ensamble de rodillos . . . . .	63
62.	Render de módulo ensamblado . . . . .	63
63.	Módulo ensamblado . . . . .	64
64.	Render pieza de anclaje . . . . .	64
65.	Prueba de pieza de anclaje . . . . .	65
66.	Render de modificación, stepper extra . . . . .	66
67.	Ensamble de modificación . . . . .	66
68.	Vista seccionada de posición de motores stepper . . . . .	67
69.	Render de nuevo mecanismo de rodillos . . . . .	68
70.	Vista de posición de rodillos y ejes dentro de la pieza . . . . .	68
71.	Vista de posición de rodillos, ejes y rodamiento central . . . . .	69
72.	Mecanismo de rodillos armado . . . . .	69
73.	Vista interior del carrete con rodamiento asegurado . . . . .	70
74.	Componentes para el mecanismo de carrete . . . . .	70
75.	Render prototipo con reducción de velocidad mediante engranajes y motor stepper . . . . .	71
76.	Ensamble de mecanismo con reducción de velocidad mediante stepper . . . . .	72
77.	Pliego de Mylar en laboratorio listo para medir y cortar . . . . .	73
78.	Medidas de la vela para cortar el mylar . . . . .	74
79.	Módulo desplegado con estructura de PVC sosteniendo electrónica . . . . .	75

80.	Pieza de anclaje de velas removible . . . . .	76
81.	Idea inicial de dobléz y despliegue de vela . . . . .	76
82.	Demostración simple de despliegue de vela - 1 . . . . .	77
83.	Demostración simple de despliegue de vela - 2 . . . . .	77
84.	Demostración simple de despliegue de vela - 3 . . . . .	78
85.	Demostración simple de despliegue de vela - 4 . . . . .	78
86.	Render prototipo final . . . . .	79
87.	Render cartucho de almacenamiento de velas . . . . .	80
88.	Componentes de rodillos y cartuchos ensamblados . . . . .	80
89.	Prototipo final completamente armado . . . . .	81
90.	Prueba despliegue -1 . . . . .	82
91.	Prueba despliegue -2 . . . . .	82
92.	Prueba despliegue - vela inflada . . . . .	83
93.	Gráfica de altitud vs tiempo de un CubeSat 3U después del despliegue de las velas . . . . .	85
94.	Gráfica de altitud vs tiempo de un CubeSat 2U después del despliegue de las velas . . . . .	86
95.	Datasheet Servomotor SG-90 . . . . .	88
96.	Datasheet Mylar . . . . .	88
97.	Gráfica de aceleración de las puntas de cinta al momento de despliegue . . . . .	90



---

## Lista de cuadros

---

1.	Listado de requisitos . . . . .	31
2.	Características de los posibles componentes accionadores del mecanismo . . .	41
3.	Definición y escala de punteo por criterio . . . . .	42
4.	Ponderación y selección de componentes accionadores del mecanismo . . . . .	43
5.	Tabla de componentes . . . . .	87
6.	Pruebas de despliegue . . . . .	89





Con el fin de seguir seguir el desarrollo de tecnología aeroespacial en la Universidad del Valle de Guatemala, se busca diseñar un segundo satélite tipo CubeSat que cumpla las normas internacionales para poder ser colocado en una órbita más alta que el Quetzal-1. Por esta razón se diseñó un sistema capaz de sacar de órbita un CubeSat de dimensiones 2U o 3U y mediante un método iterativo se realizó un prototipo funcional. Como resultados se obtuvo la selección del mecanismo adecuado para el deorbitamiento, un programa capaz de calcular un estimado de cuanto tardaría un satélite tipo CubeSat de dimensiones 2U o 3U en deorbitar y también se logró construir el prototipo funcional del mecanismo de despliegue de velas de arrastre. A pesar de que este diseño funcione y en teoría es capaz de cumplir con el requisito de tiempo en órbita, aún debe ser sometido a pruebas exhaustivas para validación.



In order to continue the development of aerospace technology in Universidad del Valle de Guatemala a new CubeSat satellite is being designed. For it to be placed in a higher orbit than Quetzal-1, the first Guatemalan satellite, it needs to comply with international regulations that set a maximum time in orbit it needs to have a de-orbit system which is meant to be designed for any 2U or 3U CubeSat. As a result a working design was able to be prototyped through an iterative design method and a program was written which is able to predict the amount of time that it would take for the satellite to decay. Even though the prototype worked as expected it still has to be put to exhaustive testing to validate its reliability.



Los CubeSats son nanosatélites o máquinas que se lanzan al espacio exterior. Estos se colocan comúnmente en la órbita baja terrestre para realizar misiones por parte de empresas privadas o instituciones con fines científicos (spacedaily, 2016). Estos y otros satélites se han fabricado y lanzado al espacio con mayor frecuencia en los últimos años lo que ha contaminado la región de la órbita baja con escombros de misiones (Vergoth, 2020). Para mitigar esto, se crearon regulaciones que definen el tiempo de vida de un satélite para misiones pacíficas. El límite son 25 años después de terminada la misión (UN, 2010). Existen diversas maneras para lograr cumplir con las regulaciones, hay varios métodos de propulsión o mejor conocidos como métodos activos y métodos que utilizan mecanismos pasivos que, al utilizarse, interactúan con el ambiente para lograr el objetivo (NASA, 2015). En este documento se busca crear el prototipo de un módulo capaz de instalarse en estos satélites y que de alguna manera, ya sea activa o pasiva, logre cumplir con el objetivo de deorbitar un CubeSat 2U o 3U en el tiempo definido.



Durante los últimos años ha habido un auge en la producción y lanzamiento de CubeSats (Villela y col., 2019), especialmente de parte de organizaciones científicas no gubernamentales y educacionales tales como la Universidad del Valle de Guatemala. De hecho, esta tecnología surgió como un proyecto de la Universidad Politécnica de California en conjunto con la Universidad de Stanford para promover el diseño de tecnología aeroespacial, así como para realizar investigaciones científicas en el espacio a un costo reducido (spacedaily, 2016).

A pesar de los efectos positivos que se obtienen de la exploración y desarrollo de tecnología espacial existe un problema y este es que existen órbitas en las cuales un satélite puede mantenerse por cientos o miles de años de no ser intervenido, pero las misiones de dichos satélites puede que no abarquen ni una fracción de este tiempo. Esto tiene como consecuencia que estos aparatos queden a la deriva y se conviertan en basura espacial una vez terminada su misión principal. Actualmente se estima que existen alrededor de 20,000 objetos en las orbitas bajas de la Tierra, estas incluyen satélites y escombros difíciles de recuperar. (Vergoth, 2020) Para combatir este problema las agencias espaciales y los programas que se encargan de colocar CubeSats y otros satélites en el espacio requieren que estos puedan ser sacados de órbita bajo comando o en un rango de tiempo adecuado.

Actualmente, en la Universidad de Valle de Guatemala, se tiene planeado diseñar un nuevo satélite tipo CubeSat de dimensiones 2U o 3U y para que este pueda ser tomado en cuenta por las agencias espaciales internacionales debe cumplir con diversas regulaciones para ser colocado en el espacio, una de las cuales es que se pueda sacar de órbita. En este trabajo se propone un diseño de sistema de deorbitamiento para este nuevo nanosatélite en el cual se busca deorbitar en un periodo menor a 25 años y así poder cumplir con uno de los requisitos de lanzamiento y a la vez evitar formar parte del problema que es la creciente acumulación de basura en el espacio exterior.





### 3.1. Objetivo general

Diseñar un módulo de deorbitamiento pasivo con el fin de reducir el tiempo de vida en órbita de un nanosatélite tipo CubeSat 2U o 3U a un máximo de 25 años.

### 3.2. Objetivos específicos

1. Analizar las tecnologías existentes para definir el tipo de deorbitamiento pasivo a utilizar.
2. Calcular el arrastre necesario para deorbitar el satélite en el tiempo definido.
3. Diseñar el sistema de control del módulo a prueba de fallos “failsafe”.
4. Diseñar el mecanismo de despliegue del sistema de deorbitamiento.
5. Prototipar y analizar resultados del sistema de despliegue.



## 4.1. ¿Qué son y para qué sirven los satélites?

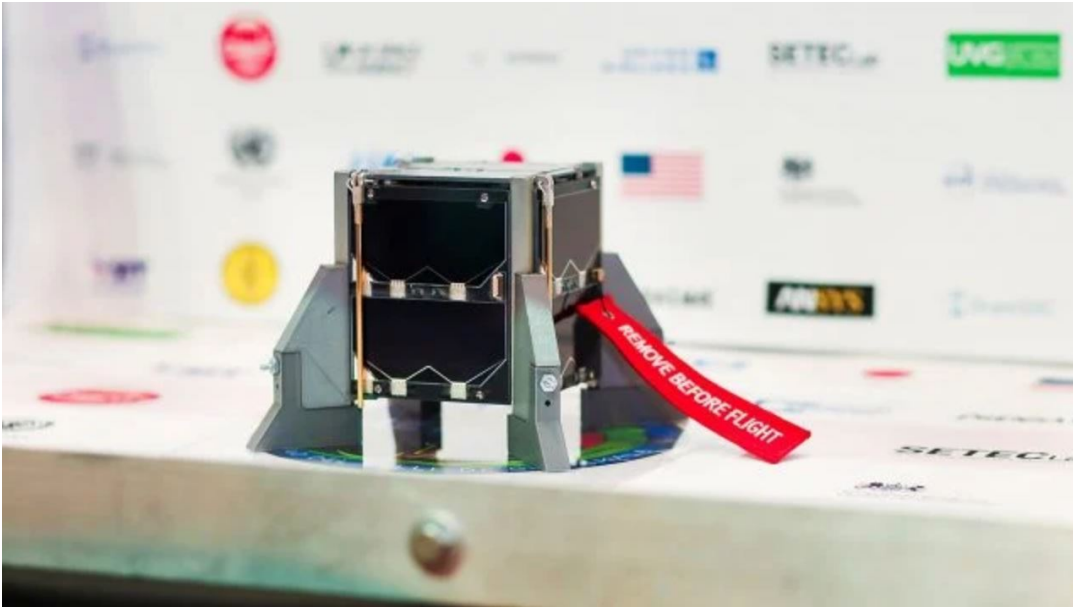
Los satélites son Lunas, planetas o máquinas que orbitan planetas o estrellas, por ejemplo, la Tierra es un satélite del Sol y la Luna es un satélite de la Tierra, pero el uso más común que se le da a esta palabra es para referirse a las máquinas que se envían al espacio y que se mueven alrededor del planeta Tierra u otros cuerpos en el espacio. Los satélites artificiales que orbitan la Tierra vienen en muchas formas y tamaños y se encargan realizar diversas funciones que facilitan el día a día en el planeta, por ejemplo hay grupos de satélites que sirven para darnos nuestra ubicación exacta, los GPS o sistemas de posicionamiento global, hay otros que se encargan de mantener la señal telefónica, la señal televisión y ahora se están llevando muchos más satélites para tener un sistema de conexión global de internet mucho más rápido y eficiente.

Estos no solo se encargan de mantener servicios, sino que muchos sirven propósitos como investigación científica como es el caso de los telescopios como el Hubble, desarrollo de nuevas tecnologías y educación como es el caso de los CubeSats, que a pesar de que pueden prestar servicios, el propósito principal de estos es ayudar a facilitar el desarrollo de tecnología espacial a cualquier institución que lo desee (May, 2017).

## 4.2. ¿Qué es un CubeSat?

Una de las plataformas más accesibles para todo aquel que desee realizar un experimento o prestar un servicio en el espacio de manera económica, como se mencionaba anteriormente, es un CubeSat. Estos son nanosatélites de dimensiones estándar “U” que se refiere a un tamaño de 10 cm x 10 cm x 10 cm y pueden ser desarrollados en diversas configuraciones como 1U, 2U, 3U o 6U en donde típicamente pesan menos de 1.33 kg por cada “U” (NASA, 2010).

Figura 1: Quetzal 1, Satélite guatemalteco, 1U

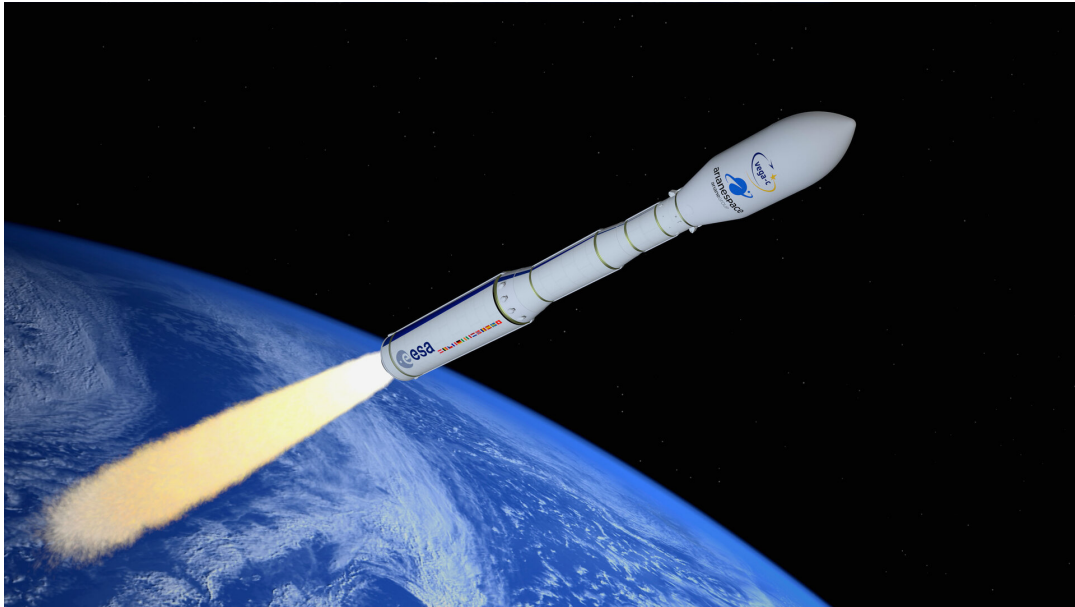


(UVG, 2019)

#### 4.3. ¿Cómo se lleva un nanosatélite al espacio?

Los satélites se llevan al espacio exterior mediante cohetes, estos cohetes pertenecen a instituciones gubernamentales o empresas privadas como NASA, ESA o SpaceX. Los nanosatélites, específicamente en el caso de los CubeSats se llevan como carga útil adicional ya sea a la Estación Internacional Espacial en donde se liberan mediante sistemas de liberación especiales o se liberan directamente de la carga del cohete como es en el caso del cohete Vega-C de ESA.

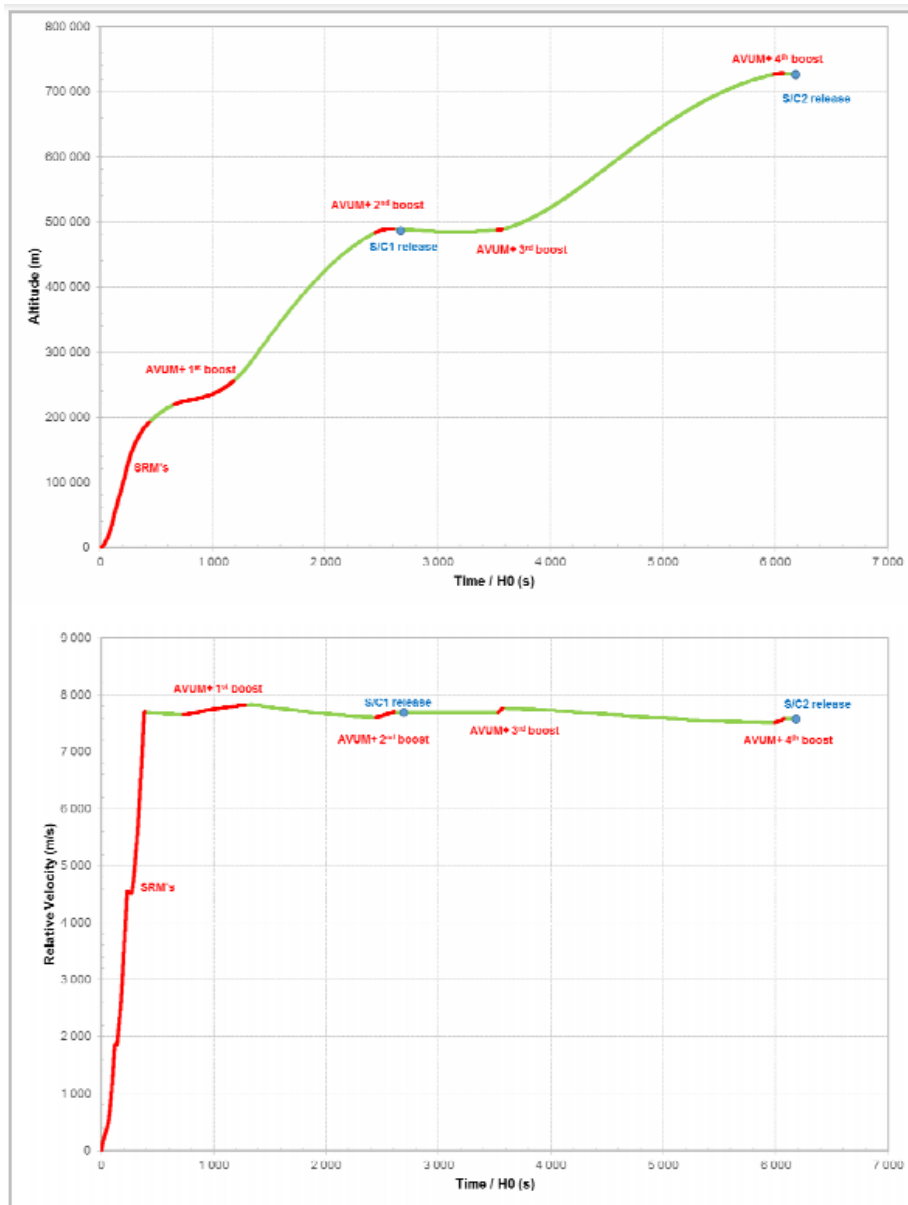
Figura 2: Cohete Vega C



(ESA; 2020)

Cuando se liberan directamente de la estación espacial internacional estos se colocan en una órbita baja a aproximadamente 400km de la superficie terrestre, mientras que cuando se liberan directamente de la carga útil de los cohetes, como en el caso de un cohete Vega-C estos se pueden colocar a una altura por encima de los 700km en donde pueden permanecer más tiempo sin deorbitar naturalmente. Como se puede observar en las siguientes gráficas del manual de uso del cohete Vega C, este vehículo tiene la capacidad de liberar satélites en diferentes segmentos de la órbita baja.

Figura 3: Gráficas de impulso y altitud de una misión del cohete Vega-C

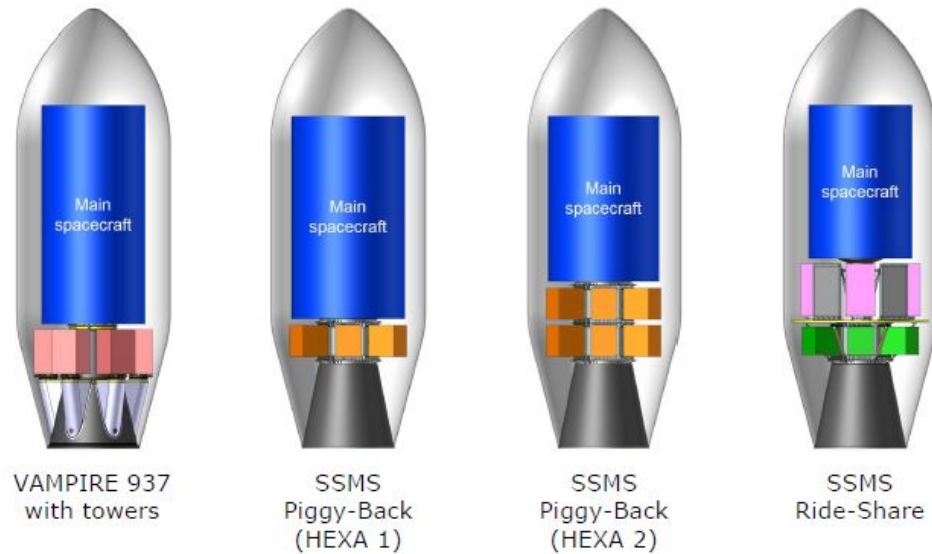


**Figure 2.4.1.d – Typical altitude and relative velocity for a SSO dual launch mission (four AVUM+ boosts mission profile)**

(Arianespace, 2020)

En la siguiente figura se puede observar cómo se llevan los lanzadores de CubeSats dentro de la carga útil de estos cohetes, cabe mencionar que estos CubeSats nunca representan la carga principal de dichos cohetes sino que se llevan en misiones compartidas (Arianespace, 2020).

Figura 4: Configuración de carga útil dentro de un cohete Vega-C



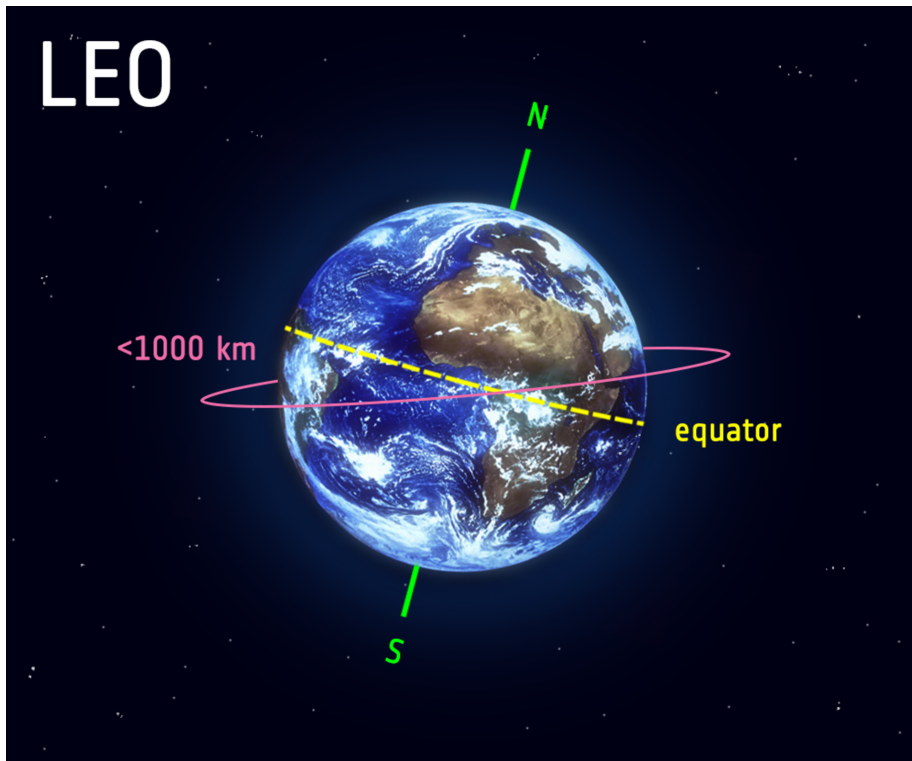
(Arianespace, 2020)

#### 4.4. Órbitas

Para entender el propósito del trabajo en cuestión se debe tener un entendimiento de qué son las órbitas, cómo funcionan y cómo se pueden describir. Una órbita es una trayectoria regular y repetitiva que un objeto en el espacio toma alrededor de otro como la Luna o satélites artificiales alrededor de la Tierra. Es común pensar que las órbitas tienen una forma circular y que la distancia a la que se mantienen dichos satélites de la superficie terrestre es uniforme, pero esto no es así, todas las órbitas se consideran elipses o una especie de ovalo cuyo centro no es la Tierra o el objeto que está rodeando, sino que se consideran excéntricas de el objeto que orbitan. De todas maneras, para facilitar la definición y predicción de estas se trata de que los satélites artificiales tengan una órbita lo más circular posible por lo que las órbitas en las que se colocan se describen como números enteros y se dividen en diferentes categorías por ejemplo la estación espacial internacional se dice que está en una órbita baja de 400 km.

La categoría que se necesita saber y definir para este trabajo es solamente la LEO u órbita baja terrestre que, como el nombre lo indica, se considera una órbita baja o cercana a la Tierra y consiste en trayectorias que se encuentran a una altitud entre los 160km a 1000km de la superficie terrestre. En comparación, los aviones comerciales no vuelan a más de 14km de la superficie. Esta órbita es especialmente buena para tomar fotografías satelitales dado que la proximidad de la superficie permite tomar fotografías con mejor resolución y es en esta que se encuentra la estación espacial internacional por el hecho que permite a los astronautas llegar de manera rápida por la distancia a la que se encuentra.

Figura 5: LEO u órbita baja

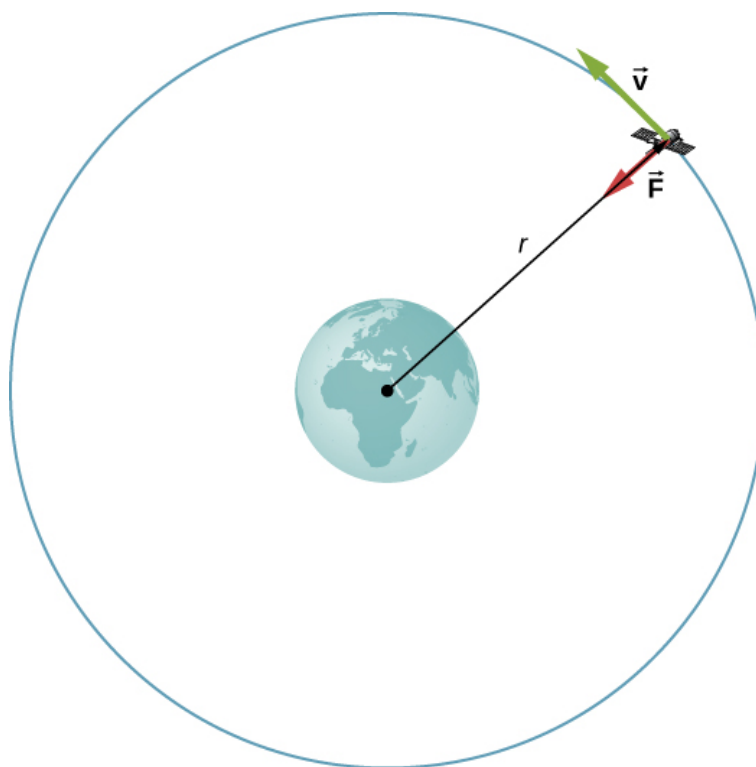


(ESA, 2020)

Lo que permite que los satélites permanezcan grandes cantidades de tiempo en órbita es la primera ley de Newton que dicta que todo objeto en movimiento permanecerá en movimiento y los objetos en reposo permanecerán en reposo a menos que una fuerza externa actúe sobre ellos. la representación gráfica de este efecto se muestra de manera simplificada en la siguiente figura. en donde  $V$  es la velocidad tangencial del satélite y  $F$  es la fuerza centrípeta actuando sobre el mismo, en este caso es la gravedad terrestre.



Figura 6: Diagrama de fuerzas simple para un satélite



(Arianespace, 2020)

Este equilibrio en órbita se logra por dos razones principales que son la gravedad de la Tierra y la inercia del satélite. La gravedad de la Tierra tratará de atraer al satélite hacia su centro mientras que la velocidad del satélite tratará de llevarlo en una línea recta en una trayectoria tangencial a la Tierra. Si la velocidad del satélite no es suficiente este caerá de regreso a la Tierra por la fuerza gravitacional y si el satélite lleva demasiada velocidad, este seguirá su trayectoria tangencial y se alejará de la Tierra. En órbitas más bajas se necesita una mayor velocidad para mantener el satélite en un equilibrio orbital mientras que en órbitas más altas o más alejado de la Tierra se necesitan velocidades más bajas para mantener el equilibrio. Dado esto sabemos que, si la velocidad orbital disminuye, la altitud del satélite decaería y eventualmente reingresaría y posiblemente se destruiría en la atmósfera terrestre (ESA, 2020).

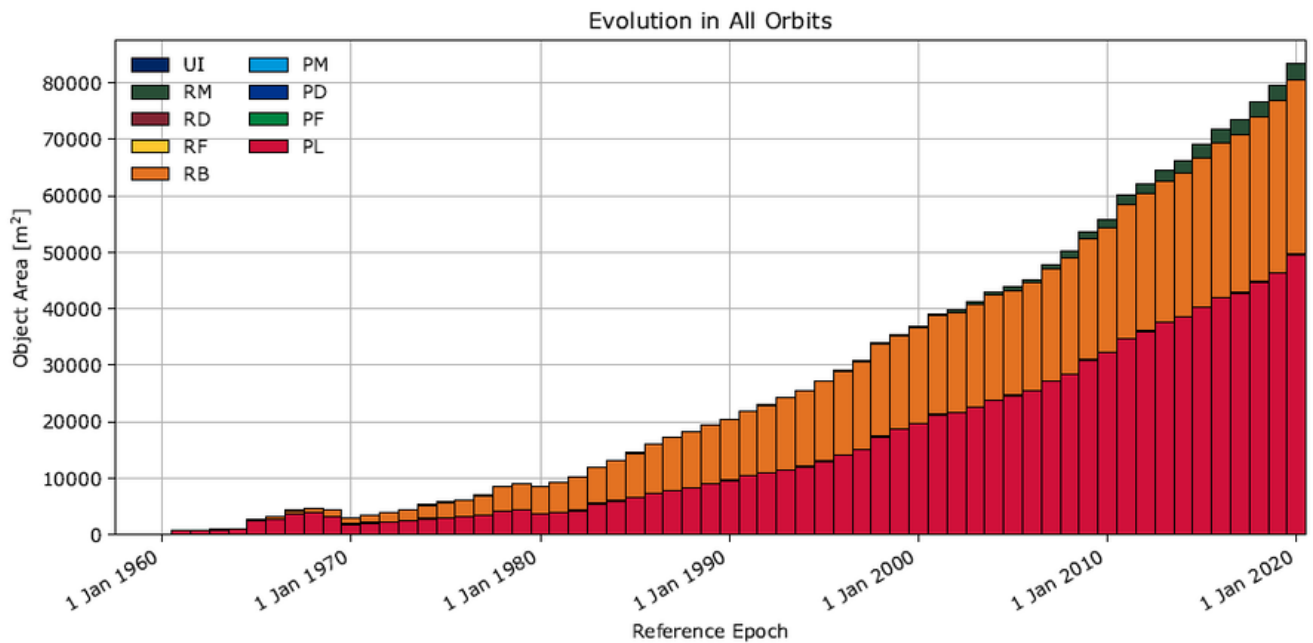
## 4.5. Basura espacial

Debido a las condiciones casi ideales para el movimiento objetos en el espacio, si se logra un equilibrio, que es en casi todos los casos de satélites artificiales, esos pueden permanecer una gran cantidad de tiempo en órbita sin necesidad de ser intervenidos, y a pesar de que esto puede traer muchas ventajas para artefactos que se planea que estén mucho tiempo en el espacio, puede ser contraproducente cuando estos objetos se descomponen o termina

su misión. El rápido desarrollo de tecnología espacial ha causado que muchos satélites y experimentos se queden por muchos más años de los que dura su misión principal y poco a poco se convierten en basura espacial que permanecerá en órbita durante décadas o incluso miles de años dependiendo de la órbita en la que se encuentren. Alrededor de 20,000 objetos se encuentran actualmente en las órbitas bajas de la Tierra, estos incluyen satélites operacionales, no operacionales y escombros difíciles de recuperar (Vergoth, 2020).

Los escombros se pueden observar como objetos físicos que ocupan un área determinada y la siguiente gráfica representa la cantidad de espacio que toman los escombros en el espacio desde que se comenzaron a colocar objetos en el espacio a la actualidad.

Figura 7: Evolución de área ocupada por objetos en todas las órbitas terrestres



(c) Evolution of area.

(IADC; 2020)

#### 4.6. Sistema para deorbitar

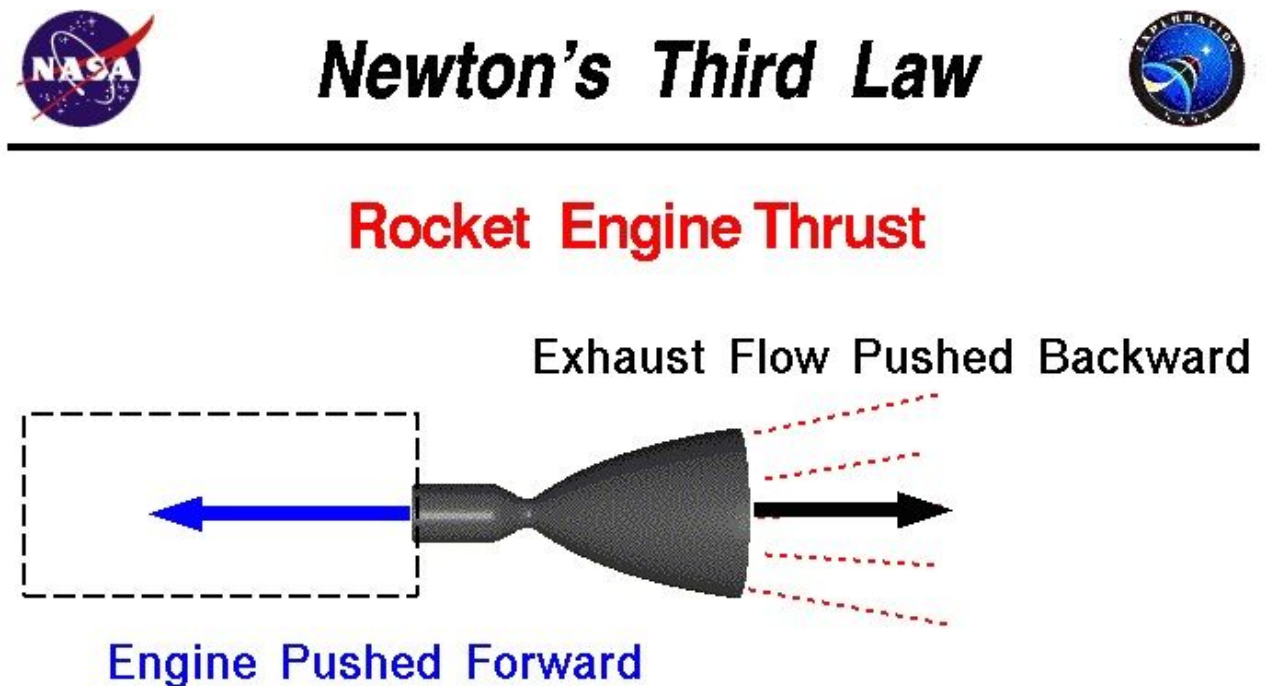
Para aliviar el problema de la basura espacial se han colocado requerimientos por el comité interinstitucional de desechos espaciales que dictan que los satélites que se colocan en órbitas bajas deben tener un sistema capaz de maniobrar el artefacto para de orbitarlo o que pasivamente pueda lograr que este llegue a una órbita en donde su tiempo de vida sea menor a 25 años en órbita (IADC, 2020). Existen varios tipos de sistemas para deorbitar, pero estos se dividen en dos categorías mayores, sistemas activos y sistemas pasivos.

## 4.7. Deorbitamiento activo

Los sistemas de deorbitamiento activo son aquellos que utilizan algún tipo de propulsión para maniobrar y así cambiar su posición relativa, estos utilizan combustible y generan algún tipo de impulso, ya sea por combustión o por presurización (Akshay Tummala & Atri Dutta, 2017).

El principio de funcionamiento de estos sistemas es la tercera ley de Newton como se observa en la siguiente figura

Figura 8: Representación de la tercera ley de Newton con un propulsor



(NASA; 2020)

Los sistemas de deorbitamiento activos han sido el método principal de control de actitud en aplicaciones espaciales debido a que este es un método rápido y efectivo si se implementa correctamente. Las tecnologías existentes son:

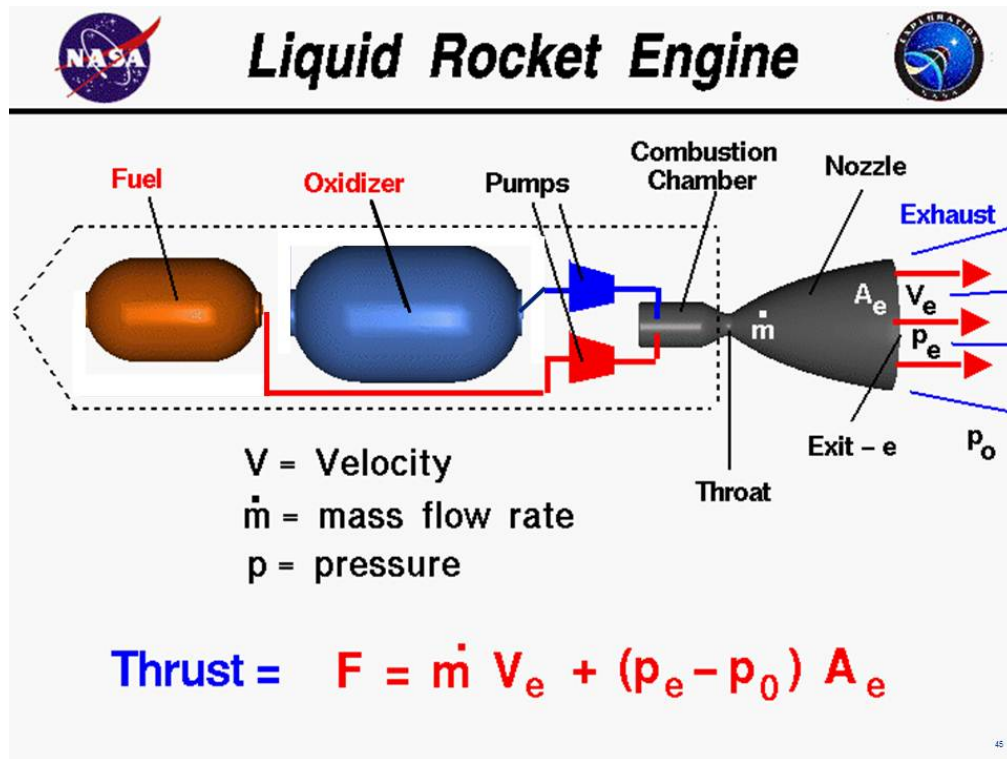
- Propulsión por gas frío presurizado: consiste en expulsión controlada de gases a través de una válvula que genera empuje (Akshay Tummala & Atri Dutta, 2017).
- Propulsión por líquidos: consiste en motores que utilizan combustible líquido para generar impulso por combustión (Akshay Tummala & Atri Dutta, 2017).
- Motor de combustible sólido: son motores que utilizan combustible sólido para generar impulso, por lo general estos solo se pueden utilizar una vez (Akshay Tummala & Atri Dutta, 2017).

- “Resistojets”: estos motores funcionan bajo el principio de calentar el combustible en una cámara para únicamente incrementar su presión en lugar de generar combustión y que la expansión de este sirva para propulsar el satélite (Akshay Tummala & Atri Dutta, 2017).
- Propulsión “Electrospray”: este método utiliza el mismo principio de aceleración de iones, pero en vez de generar plasma para ionizar un gas noble este extrae los iones de un combustible líquido para acelerarlos y así generar empuje (Akshay Tummala & Atri Dutta, 2017).
- Propulsión de iones RF: este método utiliza señales RF para ionizar un gas noble para luego acelerar dichos iones y así generar empuje (Goebel & Katz, 2008).
- Propulsión hall: la propulsión hall utiliza el mismo principio que los propulsores de iones, pero el método de ionización y aceleración de iones varía siendo este con campos electromagnéticos (Goebel & Katz, 2008).
- Propulsores de plasma: este método utiliza pequeñas descargas de alta corriente para ionizar algún material aislante, como por ejemplo teflón, que luego sirve como propulsor (Goebel & Katz, 2008).

Todos los sistemas de deorbitamiento activo requieren combustible para ser propulsados de alguna manera y también requieren un protocolo de control relativamente complejo por el hecho de tener que maniobrar sus propulsores con precisión ya que estos normalmente se utilizan no solo para deorbitar, sino que se utilizan como control de actitud. Esto también quiere decir que el combustible necesario debe ser suficiente para mantener la actitud del satélite durante la misión y tener un remanente suficiente para generar el delta V necesario para deorbitar. El delta V es el impulso por unidad de masa que se requiere para cambiar la velocidad de un objeto en el espacio, esta depende de la eficiencia del motor, la masa del objeto y su velocidad (Ackley, 2019).

En la figura siguiente se puede observar un diagrama simple elaborado por NASA de cómo funciona un motor de cohete que utiliza combustible líquido, que funcionaría de la misma manera en algunos de los sistemas descritos anteriormente. como se puede observar los sistemas son relativamente simples de entender, estos contienen un combustible y un oxidante para completar la combustión, cada uno se mantiene en su tanque por separado y estos se empujan mediante bombas a una cámara de combustión en donde se queman mediante una boquilla especial para redireccionar todos los gases de manera adecuada, utiliza toda esa energía liberada para empujarse en el sentido opuesto.

Figura 9: Diagrama de funcionamiento de un propulsor de combustible líquido

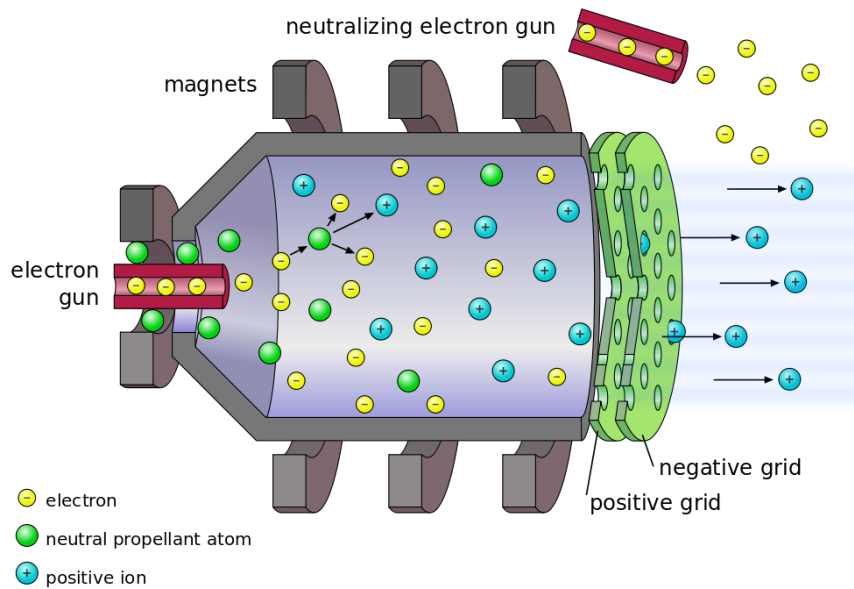


(NASA; 2010)

Otros factores para tomar en cuenta son la complejidad del diseño y funcionamiento de todas las soluciones presentadas anteriormente, así como el elevado precio de los productos disponibles en el mercado actual que mantienen precios cercanos a los €50,000.00 para nanosatélites tipo CubeSat (Conversano & Wirz, 2013).

Aunque algunas de las tecnologías suenan interesantes y posibles, existen muchas variables de temas que van más allá de los conocimientos adquiridos en una sola rama de la ingeniería, uno de estos ejemplos son los propulsores de iones que como se muestra en la siguiente figura, son entendibles, pero diseñar y fabricar uno de estos puede llegar a ser un trabajo de un nivel más alto.

Figura 10: Diagrama de funcionamiento de un propulsor de iones



(NASA; 2010)

## 4.8. Deorbitamiento pasivo

Los sistemas de deorbitamiento pasivo para CubeSats son sistemas que pueden deorbitar un nanosatélite en menos de 25 años sin necesidad de utilizar un sistema activo de control de actitud después de desplegar el mecanismo.

Existen relativamente pocos sistemas de deorbitamiento pasivo funcionales en el mercado actual y solo nos enfocaremos en aquellos que se puedan utilizar en CubeSats y que estén en un estatus TRL 9 de la lista de tecnología en estado del arte de NASA; Esto significa que la tecnología ya fue probada en su ambiente operacional, o sea en LEO u órbita terrestre baja por sus siglas en inglés y cumple con los requerimientos de deorbitamiento. Esto último es esencial ya que el sistema de deorbitamiento es un requerimiento para lanzar el nanosatélite en cuestión.

Figura 11: Diagrama de funcionamiento de un propulsor de iones

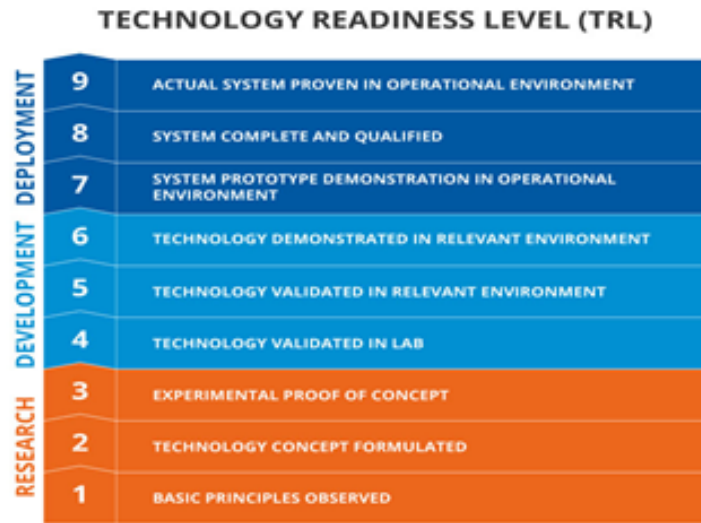


Figura 12: Significado TRL

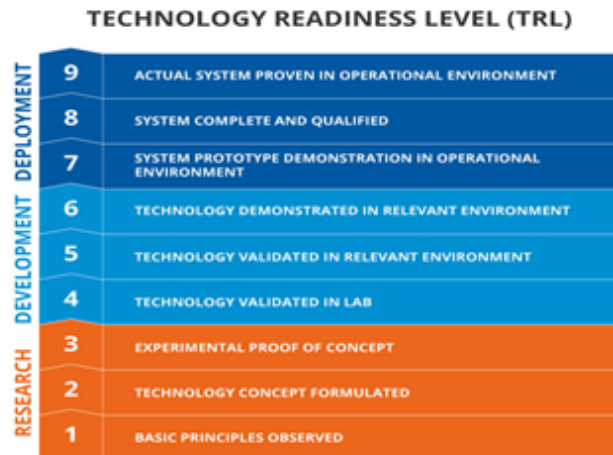


Figura 13: Estado TRL, estado del arte de en tecnología de deorbitamiento pasivo

<b>Product</b>	<b>Manufacturer</b>	<b>TRL Status</b>
Drag-Net	MMA Design	9
RODEO	Composite Technology Development, Inc.	7
AEOLDOS	AAC-Clyde	7
Terminator Tape	Tethers Unlimited, Inc.	7
Drag Sail	UTIAS-SFL	9
Exo-Brake	NASA	9
Booms	ROCCOR	7

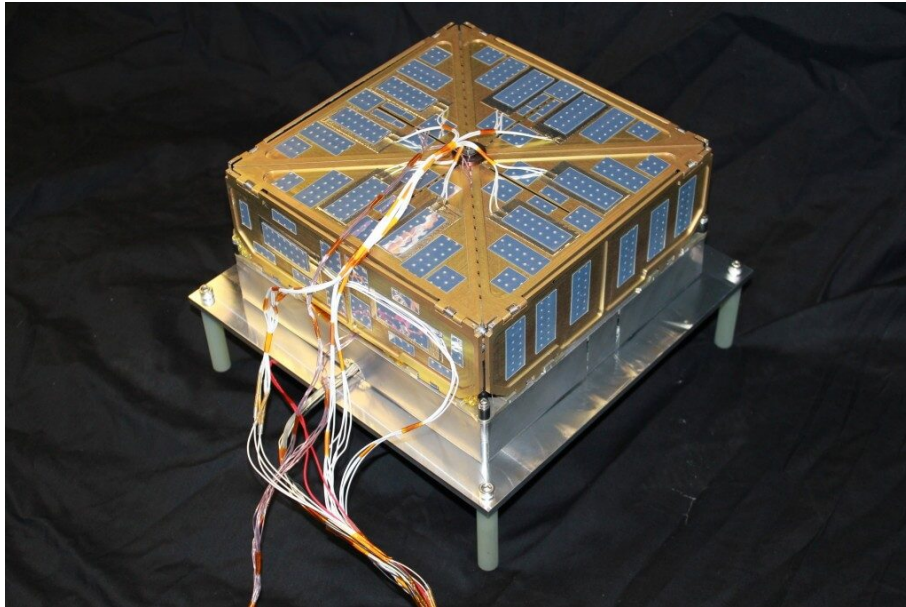
(NASA; 2020)

#### 4.8.1. Drag-Net

El Drag-net es un sistema que ha sido probado en satélites de hasta 180 kg y ha sido capaz de sacarlos de órbita en menos de 10 años. Como se puede observar en las siguientes imágenes este es un módulo desplegable e independiente por lo que es posible adaptarlo a cualquier misión sin interferir con la carga útil ya que este solo se debe atornillar en un punto estratégico del satélite que puede ser de dimensiones mucho mayores al mismo. El módulo tiene una masa de 2.8 kg y desplegado tiene un área total de 14m<sup>2</sup>. Este sistema puede funcionar de manera completamente independiente en caso de fallas en la computadora principal ya que cuenta con un sistema a prueba de fallos con su propia batería y controlador. Los resultados obtenidos tras completar misiones exitosamente comprueban que este sistema puede deorbitar un satélite hasta 40 veces más rápido que el tiempo que le tomaría sin algún sistema para este fin. Este sistema se puede replicar en un tamaño adecuado para un CubeSat si se hace una compra directa a la compañía (design, 2020).

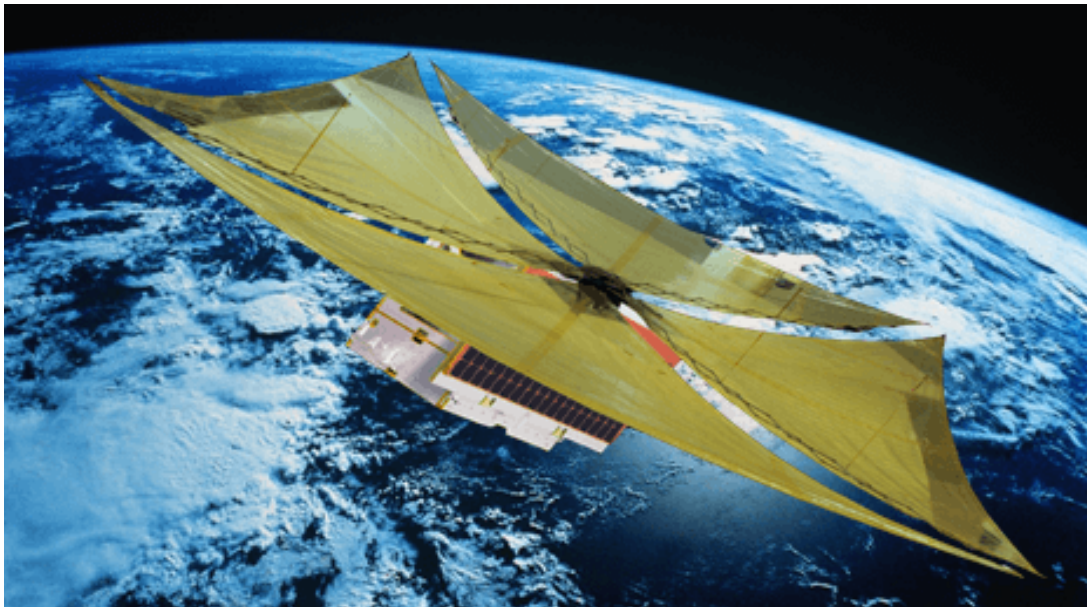


Figura 14: Módulo armado



(MMA Design LLC; 2020)

Figura 15: Módulo desplegado



(MMA Design LLC; 2020)

#### 4.8.2. Drag-Sail

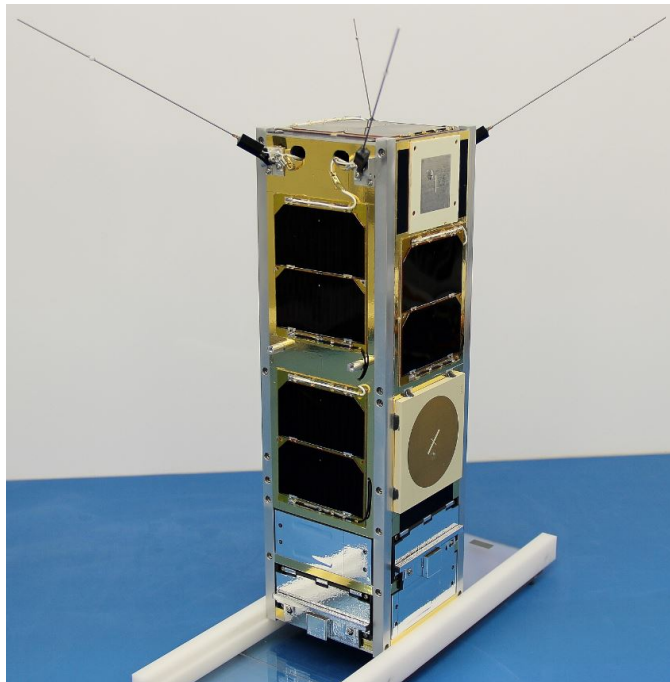
Drag-Sail es un módulo que utiliza el mismo principio que el Drag-Net, pero este módulo fue probado bajo las mismas condiciones que se encontrará el posible CubeSat 3U para el cual se realiza esta evaluación.

El CubeSat en el cual se utilizó esta tecnología es el CanX-7 que tiene una masa de 3.5 kg y tiene un volumen de 10x10x34cm, la misión de dicho CubeSat fue probar sus capacidades de ADS-B (automatic dependent surveillance) que consiste en determinar la posición del satélite mediante señales de GPS y transmitir las a Tierra para poder determinar la posición y trayectoria de este, así como probar el sistema de deorbitamiento desarrollado por ellos mismos.

El sistema de deorbitamiento cuenta con 4 velas desplegables de 1m<sup>2</sup> cada una, este subsistema completo cabe en 1U y al igual que los otros sistemas con el mismo propósito este cuenta con su propio sistema a prueba de fallos que consiste en un controlador y una batería independiente.

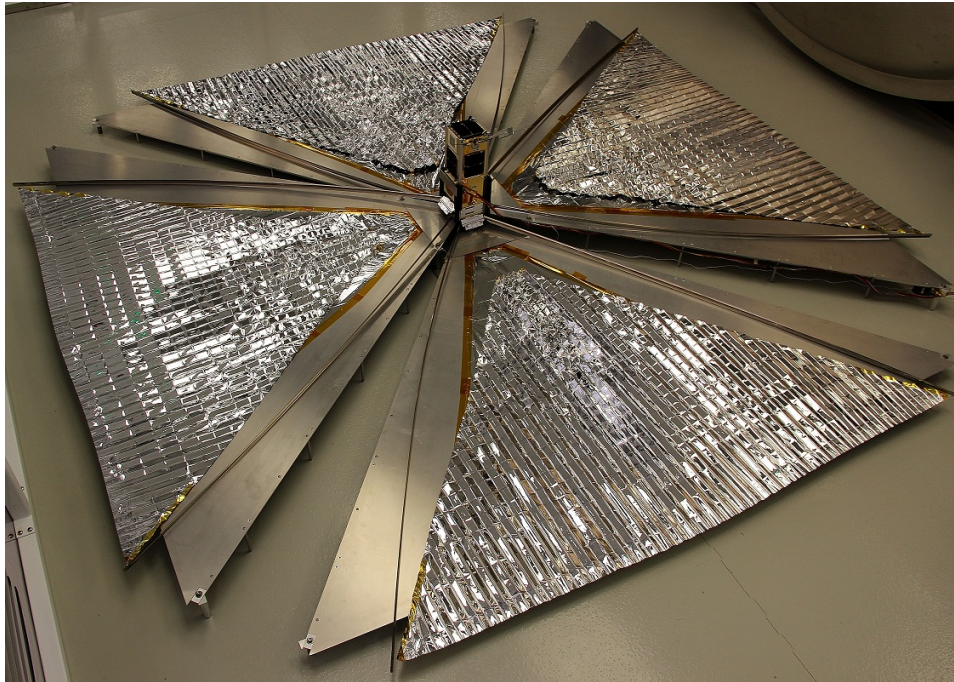
Las velas fueron desplegadas en 2017 después de una misión exitosa de 7 meses. Tan solo una semana después ya se podían observar los resultados satisfactorios de una disminución de altitud según los cálculos realizados por UTIAS. Según los resultados obtenidos por los investigadores, este cumplirá con el objetivo de deorbitar en menos de 25 años (Irving, 2017).

Figura 16: Módulo armado



(UTIAS-SFL; 2017)

Figura 17: CanX-7 con módulo desplegado

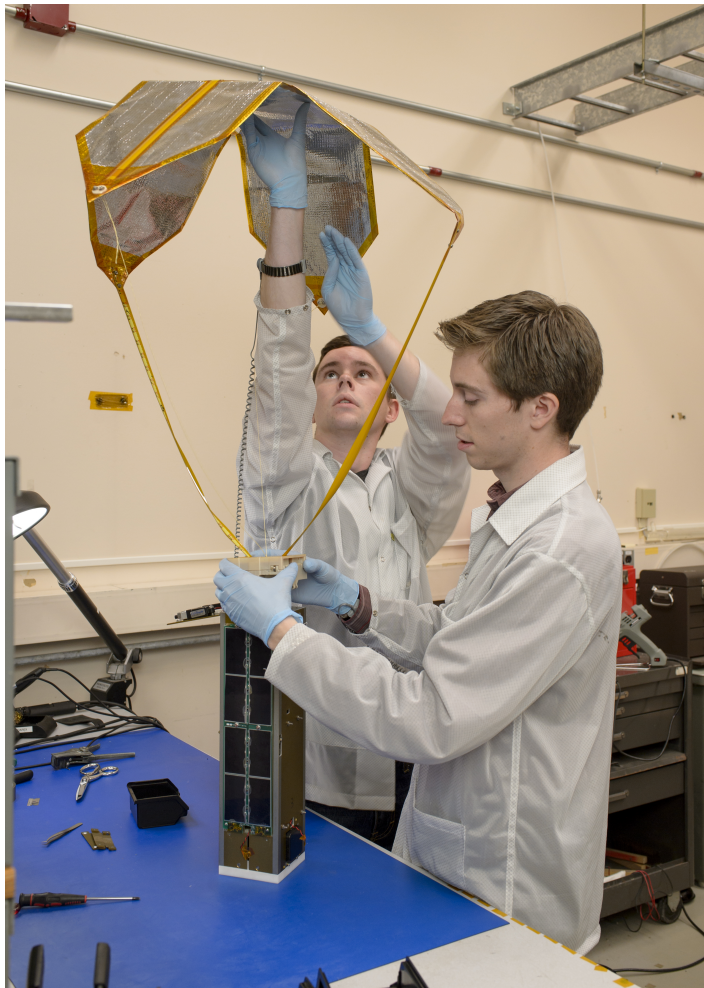


(UTIAS-SFL; 2017)

#### 4.8.3. Exo-Brake

El “Exo-Brake” de Nasa fue un módulo desarrollado bajo el mismo principio de generar arrastre aerodinámico para deorbitar un CubeSat. En este caso fue el CubeSat TechEdSat-5, la misión principal de este nanosatélite fue probar tecnología de arrastre aerodinámico para deorbitar nanosatélites. Este módulo fue exitoso al deorbitar un CubeSat 3U de una órbita de 400km en tan solo 144 días. La vela en forma de paracaídas tiene un área superficial de  $0.35\text{m}^2$  y mediante un sistema de cuerdas a tensión puede cambiar su forma de tal manera que el área transversal aumenta o disminuye, esto permite reducir o aumentar el arrastre para poder predecir y controlar el punto de entrada a la atmosfera (Williams, 2016).

Figura 18: Módulo desplegado

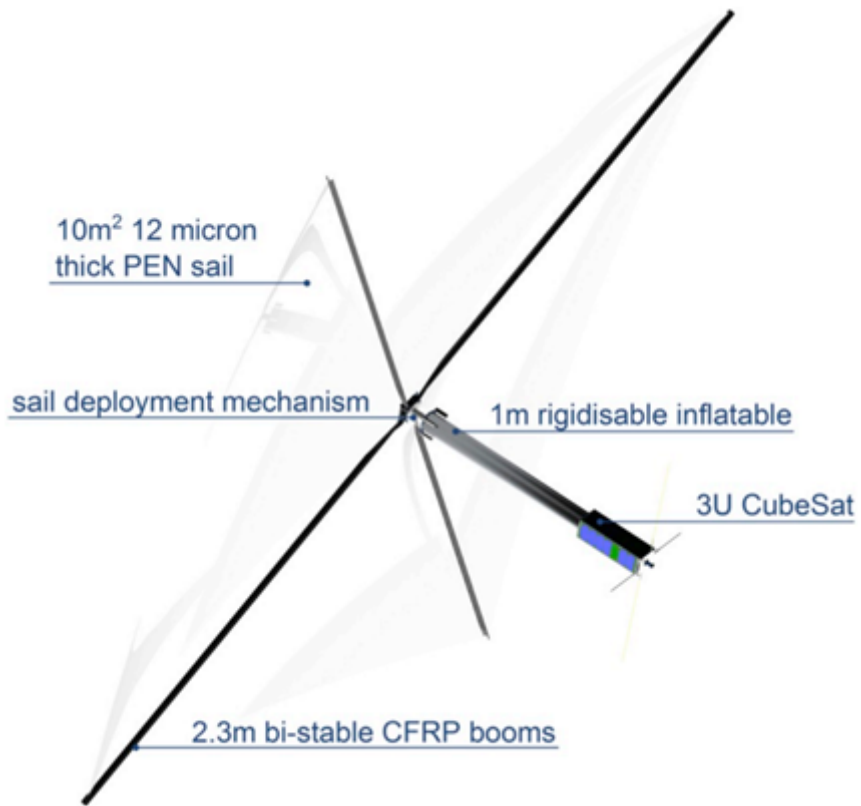


(NASA; 2017)

#### 4.8.4. InflateSail

En la misma línea de los diseños elegidos por NASA como estado del arte, se han realizado algunas otras pruebas con tecnología similar por agencias espaciales pertenecientes a universidades como es el caso de la misión InflateSail de la Universidad de Surrey del Reino Unido. Este caso nos presenta las mismas condiciones del Drag-Sail, es un CubeSat 3U colocado en una órbita elíptica de 380X700 km. La diferencia principal entre este y otros mecanismos es la manera en que despliega sus velas. Este módulo utiliza un tubo inflable que extiende el mecanismo para luego desplegar booms con las velas que, una vez desplegadas, tienen un área superficial total de  $10\text{m}^2$ . El mecanismo desplegado se puede observar en la siguiente imagen.

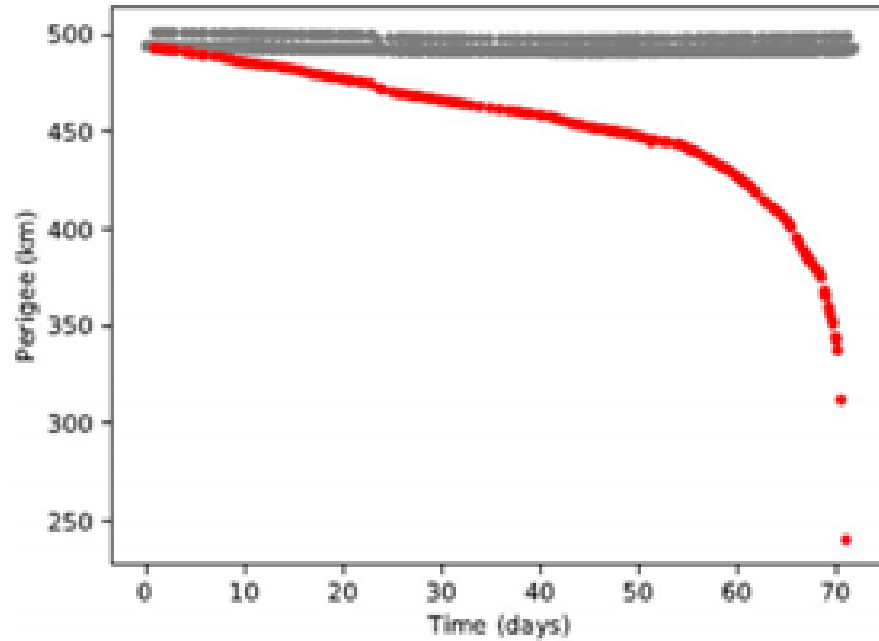
Figura 19: Configuración de despliegue de InflateSail



(Underwood y col., 2019)

Este sistema ocupa 2U del CubeSat 3U pero según la descripción de la misión se esperaba que este pueda deorbitar en un periodo entre 5 a 20 días. La misión fue lanzada en junio de 2017. El módulo funcionó correctamente y logró deorbitar el satélite 72 días después del despliegue de las velas (Underwood y col., 2019).

Figura 20: Cambio en el perigeo vs tiempo en días desde el despliegue



(Underwood y col., 2019)

## 4.9. Factores que contribuyen al deorbitamiento

Existe un factor principal que contribuye que los satélites deorbiten y este es la densidad del aire en un punto dado de la atmósfera. Esta densidad depende de varios factores como son la altura, la posición, la época del año, hora del día y la actividad geomagnética y solar.

Esta es la principal causa de los deorbitamientos ya que esta causa arrastre aerodinámico, este arrastre desacelera los satélites y causa un decaimiento en la altitud a la que se encuentran. Dado que la atmósfera se vuelve más densa a medida que la altitud disminuye el decaimiento aumenta a medida que el satélite cae hasta un punto que, por la velocidad que estos llevan, el arrastre es tal que los satélites se destruyen por la cantidad de fricción que se da con el aire, esta densidad aumenta a estos niveles y se considera deorbitado un satélite a una altitud de aproximadamente 180 km (Martinovic & Segan, 2017).

Si se analiza la ecuación de arrastre aerodinámico se puede observar que los factores que se podrían controlar artificialmente dentro del satélite son el área superficial y la velocidad, esta última utilizando sistemas activos para maniobrar y así disminuir la velocidad o directamente la altitud del satélite o el área superficial mediante sistemas de deorbitamiento pasivos que aumentarían directamente el arrastre del satélite (Brito y col., 2015).

En la siguiente tabla se pueden observar de una manera muy general una comparación entre la altitud inicial y el tiempo que permanecerá un objeto antes de deorbitar de manera

natural. Cabe mencionar que esta tabla es una aproximación amplia basada en los promedios observados de otros nanosatélites.

Figura 21: Tiempo de vida en órbita

Altitud inicial (km)	Tiempo en órbita
200	1 día
300	1 mes
400	1 año
500	10 años
700	100 años
900	1000 años

Fuente: elaboración propia





Como primer paso para llevar a cabo el desarrollo del sistema para deorbitar el CubeSat en cuestión se desarrolló un plan paso a paso en donde se determina en qué orden y cómo se deben ir diseñando los componentes del sistema para que de esa manera todo sea congruente, funcional y compatible con el resto del diseño.

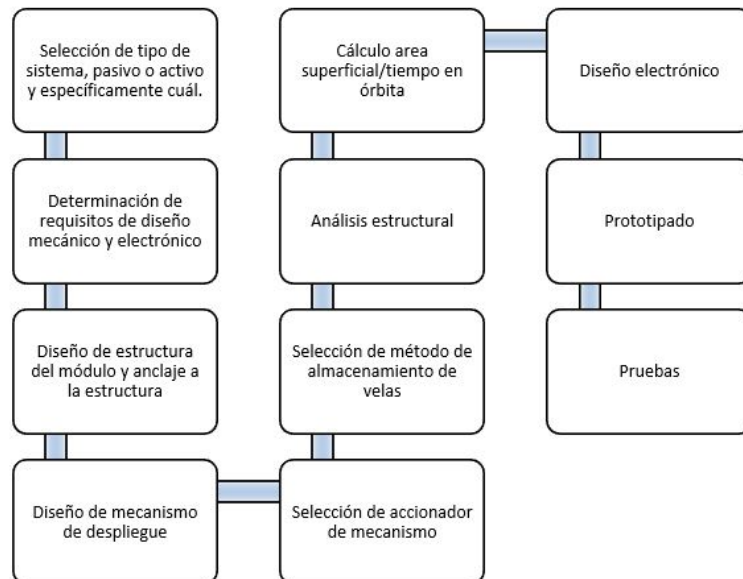


Figura 22: Metodología

## 5.1. Selección de tipo de sistema

La selección del tipo de sistema se determinó por los tipos de sistemas considerados como “estado del arte” que nos indica cual es la última generación de ese tipo de tecnología. En este caso, el estado del arte para deorbitar nanosatélites se divide en sistemas activos y pasivos, los activos son aquellos que utilizan algún tipo de combustible o que activamente controlan la actitud del nanosatélite desde que se activan hasta que este termina el trayecto de salir de órbita (Akshay Tummala & Atri Dutta, 2017) mientras que los pasivos son aquellos que solo deben activarse y de manera pasiva o sin maniobrar activamente el aparato logran que este salga de órbita (Martinovic & Segan, 2017).

Por el nivel de complejidad y conocimiento que conlleva diseñar un sistema activo se optó por un sistema pasivo. Se tomó la decisión mediante la lista TRL de sistemas pasivos de estado del arte de NASA (NASA, 2015) y se determinó que un solo tipo de diseño era adecuado por su estado de TRL en nivel 9. Este es posible de prototipar con las herramientas que se tienen inmediatamente a la mano que son herramientas de manufactura como cortadoras láser, impresoras 3D, fresadoras CNC y herramientas convencionales. El sistema que se seleccionó es la vela de arrastre cuyo principio es generar arrastre aerodinámico para frenar y así hacer que el nanosatélite comience a caer de regreso a la tierra y como consecuencia esta se desintegre en el camino debido a la relación de velocidad y arrastre que se genera mientras se acerca a la tierra.

## 5.2. Determinación de requisitos mecánicos y electrónicos

Los requisitos mecánicos y electrónicos se determinaron basándose en los requisitos que debe cumplir el sistema según UNOOSA en sus directrices de mitigación de desechos espaciales (UN, 2010) y JAXA en su manual de alojamiento de carga útil de JEM (JAXA, 2020). En resumen estos requisitos dictan las restricciones de las funciones que debe tener un nanosatélite. Se seleccionaron estas fuentes como base debido a que UNOOSA pide que todo nanosatélite que se encuentre en órbita debe durar menos de 25 años en el espacio una vez terminada su misión para evitar escombros y basura espacial mientras que JAXA se seleccionó como fuente debido a que sus requisitos son los más estrictos, por lo que si se cumplen los requisitos de esta institución, JAXA, se cumplen los requisitos de otras instituciones como NASA y UNOOSA. Debido a que los requisitos descritos en los manuales de estas instituciones son para el modelo de vuelo se espera que el prototipo no cumpla con algunos de estos. Esto se debe a que los materiales de grado aeroespacial con los que se debe construir la versión final son costosos y no es recomendable fabricar prototipos con estos hasta que se valide la confiabilidad del prototipo. La fase de construcción final o de vuelo no se realizará dentro de este trabajo. Los requisitos del prototipo son específicos de este prototipo, pero reflejan un entendimiento y funcionalidad que se espera tener en la versión final.

Cuadro 1: Listado de requisitos

General	Función general	Requisitos específicos
Funcionamiento	Debe deorbitar un CubeSat	Debe ser capaz de deorbitar un CubeSat 2U o 3U en menos de 25 años
		El sistema desplegado debe tener una área superficial de por lo menos $3 \text{ m}^2$
	Debe contar con un mecanismo desplegable	Debe contar con un mecanismo que despliegue velas correctamente o sea con una confiabilidad de 90 % bajo condiciones de operación nominales (microgravedad y cambios constantes de temperatura y cargas)
		Debe poder activarse por sí solo
	Debe utilizar la potencia correcta	Debe ser capaz de desplegar el sistema de velas una vez se termine la misión principal
El sistema debe desplegar las velas de manera autónoma		
Seguridad	Debe cumplir con los requisitos de seguridad especificados en el documento "Cubesat design specifications"	La activación debe ser reprogramable desde la estación en tierra
		La potencia eléctrica utilizada debe ser igual o menor a la potencia eléctrica disponible
		El sistema debe estar desactivado antes y durante el lanzamiento
		Debe contar con un sistema de seguridad que active el mecanismo por sí solo en caso de una falla en la computadora central
	El sistema no se debe desplegar por sí solo sino hasta que se le sea indicado o adecuado	
El sistema debe contar con su propio microcontrolador (failsafe)	El sistema no debe interferir con otras funciones durante la misión	El sistema debe contar con su propio microcontrolador (failsafe)
		El sistema no debe interferir de ninguna manera con el funcionamiento correcto de los otros componentes
Dimensiones	Las dimensiones deben cumplir con las que se especifican en el documento "Cubesat design specifications" y los requerimientos de la misión	Todo el sistema debe poder ser instalado dentro de la estructura del satélite de manera que cumpla con las dimensiones especificadas en las normativas de CubeSats
		El sistema no debe sobrepasar 0.5U en dimensiones
		El sistema no debe pesar más de 0.5 kg o su equivalente en dimensiones U
Pruebas	El sistema debe cumplir con los requerimientos necesarios para su funcionamiento en órbita	El sistema debe pasar exitosamente pruebas de despliegue en tierra con una confiabilidad de 90 %
		El sistema debe funcionar bajo las condiciones a las que estará sometido en órbita (termovació)

### 5.3. Diseño de estructura del módulo y sujeción a la estructura principal

Como se ve anteriormente, en algunos de los requisitos se especifica que el sistema debe caber dentro de la estructura del CubeSat y este debe contar con algún método de sujeción a la estructura sin interrumpir con los pilares ni otras funciones del satélite, también debe ocupar en total no más de 0.5U, y su masa no debe superar 0.5 kg tomando en cuenta la masa de la estructura a la que este está anclado.

Para comenzar este diseño se comenzó a trabajar en conjunto con el desarrollo de la estructura del nanosatélite para obtener la referencia del espacio disponible dentro de la estructura. Cabe mencionar que al igual que este diseño la estructura se encuentra en una etapa preliminar y aún está sujeta a cambios, pero la referencia es lo suficientemente confiable como para ser utilizada. En este punto se definió el volumen disponible y los puntos de anclaje del módulo. El volumen utilizado se determinó con el software Autodesk Inventor y el diseño preliminar de la estructura de donde se toman las referencias de los puntos de anclaje para que haya compatibilidad en el anclaje.

El diseño conceptual cuenta con tres placas separadas por standoffs o separadores de manera que las tres placas, superior, inferior y central sostengan todos los componentes necesarios para hacer funcionar el sistema. Estas placas se diseñaron de tal manera que puedan acomodar todos los componentes, pero a la vez cuidando no perder su integridad estructural en el proceso.

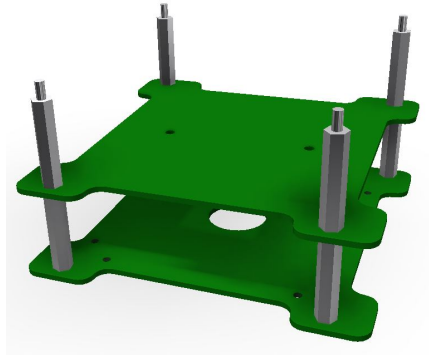


Figura 23: Placas con separadores

### 5.4. Diseño de mecanismo de despliegue

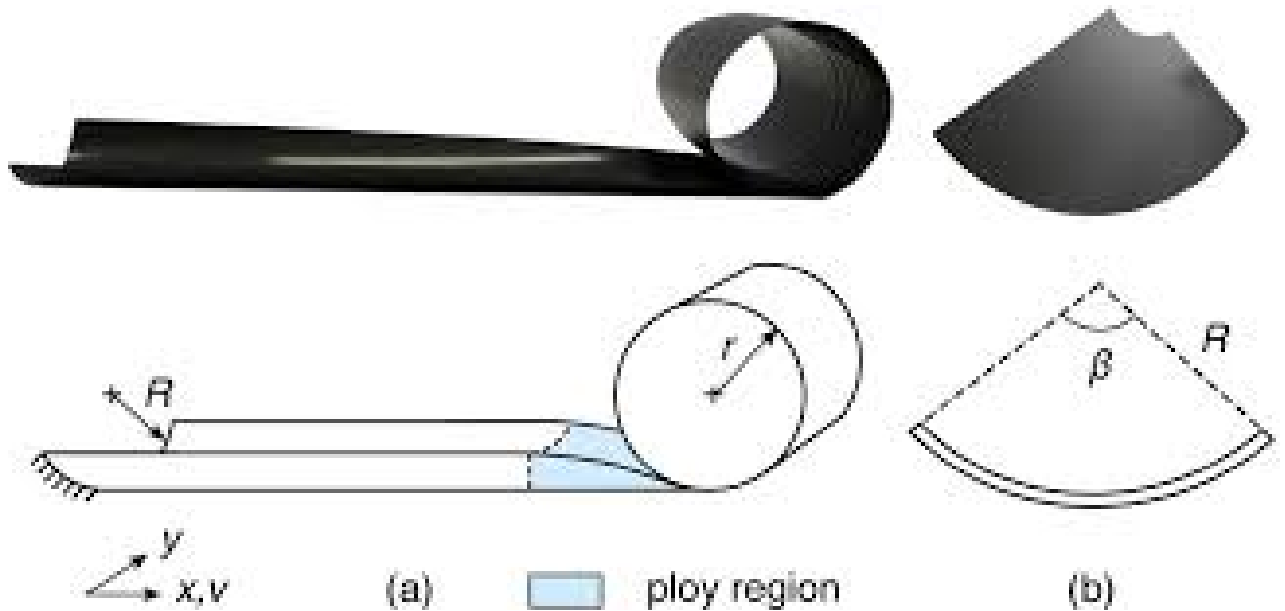
#### 5.4.1. Booms

El sistema de despliegue debía cumplir con poder desplegar 4 velas, para esto se idearon varias soluciones que contaban con booms o mástiles expandibles que fueran capaces de desplegarse bajo comando y que en su estado desplegado soportaran los esfuerzos generados por el arrastre aerodinámico generado por las velas.

El tipo de boom que se seleccionó para este trabajo fue el que es conocido como resortes de cinta biestable, estas cintas están hechas de materiales compuestos y se utilizan en diversas misiones espaciales de aparatos pequeños ya que tienen una relación de magnificación muy grande y su volumen y peso son relativamente pequeños. Un ejemplo de uso es en diseños de misiones similares al que se planea como el diseño que se puede observar en la Figura 14 (design, 2020). Estos elementos desplegados son de una geometría muy similar a las cintas metálicas utilizadas en las cintas métricas con cinta de acero que se utilizan comúnmente. Algunas veces se utiliza la misma cinta métrica como booms.

El material que se decidió utilizar es un compuesto de resina flexible y fibra de vidrio. Estos se han probado en otras misiones y según estudios realizados para las mismas aplicaciones este es el material ideal por su bajo peso, su resistencia y sus propiedades físicas como es el caso de diseños como el de el satélite CanX-7 (Irving, 2017). La cinta que se planea utilizar se ve como la siguiente figura.

Figura 24: Cinta biestable



(Irving, 2017)

#### 5.4.2. Despliegue

El mecanismo se diseñó de manera que las cintas puedan ser guardadas alrededor de un carrusel en donde puedan mantenerse enrolladas hasta el momento de despliegue. Durante el proceso de ideación se decidió que se tendrían que utilizar dos de estas piezas una encima de la otra, pero en orientación opuesta. Esto se ideó de esta manera porque cada cinta es biestable por lo que se cree que en ciertas orientaciones no es lo suficientemente resistente para sostener las velas. Como se puede observar en la Figura 23 la estabilidad de las cintas que se utilizarán es como la de una cinta métrica convencional en donde es más resistente

al doblar del lado a, pero colapsa bajo la misma carga si se aplica del otro lado como en el lado b.

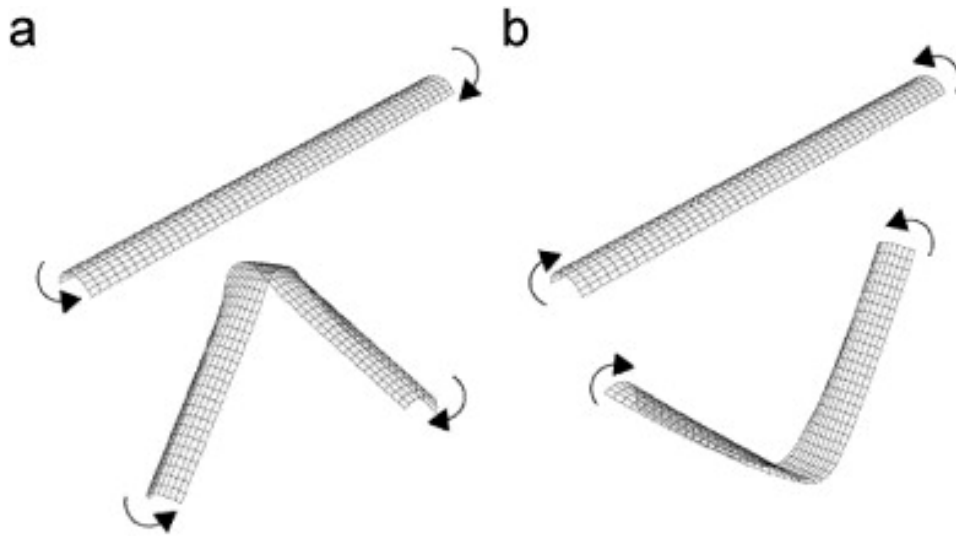


Figura 25: Pliegues en la cinta

Al colocar los dos sistemas de despliegue uno opuesto al otro se es capaz de desplegar dos cintas para cada vela y cada cinta irá orientada en su lado más resistente como se puede observar en la Figura 24.

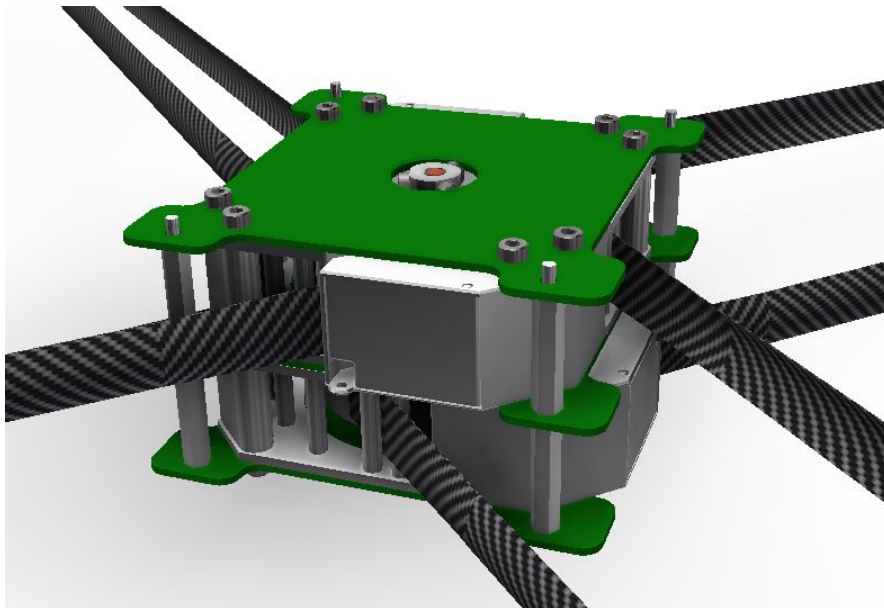


Figura 26: Mecanismo desplegado

Para que estas cintas se desplieguen se necesita de un par de torsión en el carrusel para

que empuje las cintas hacia afuera de manera que estas se desenrollen. El diseño inicial se realizó con un motor en mente, pero debido a los limitantes de tiempo de vida, costos y confiabilidad se tomó una decisión para determinar si era adecuado utilizar motores para accionar el sistema u otro tipo de tecnología.

Se dejó espacio suficiente para colocar un resorte torsional en su lugar y accionarlo con un sistema mecánico más simple. En las siguientes imágenes se puede notar cómo están ancladas las cintas al carrusel y el espacio dentro del carrusel para adaptar el resorte torsional en lugar de los motores. Adicionalmente, se observa en la Figura 28 la ranura por donde se debe colocar la cinta para asegurarla.



Figura 27: Carrusel con cintas

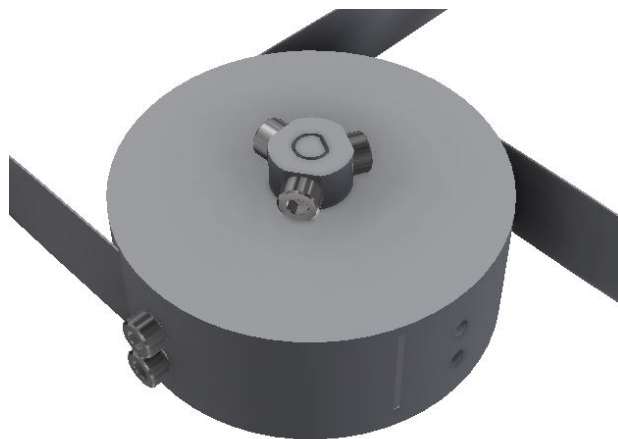


Figura 28: Carrusel sin una cinta

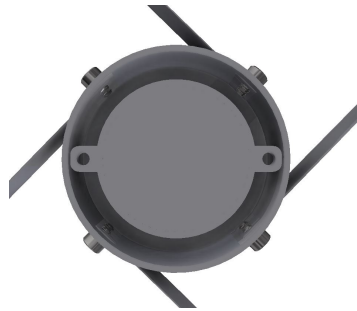
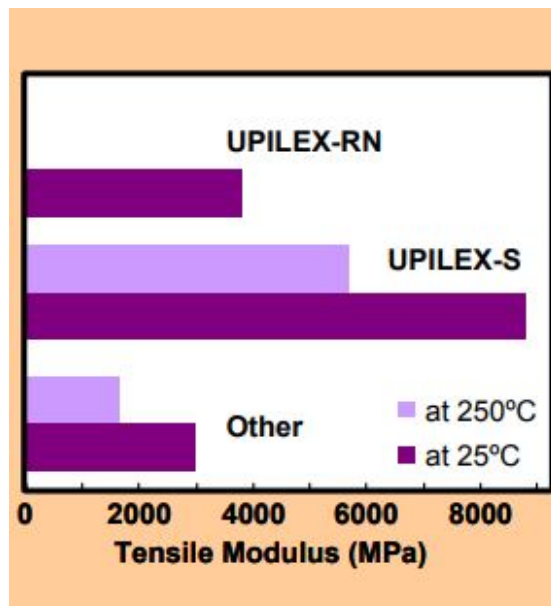


Figura 29: Vista posterior del carrusel

### 5.4.3. Velas

El diseño para las velas es relativamente simple, para este proceso se debe seleccionar el material que se debe utilizar en las velas, este debe ser resistente a los cambios drásticos de temperatura, debe ser muy delgado y liviano para poder guardarse en compartimientos pequeños e idealmente ya probado en el espacio, en este caso se recomienda utilizar una poliamida llamada UPILEX-S. Esta fue utilizada en una misión para lograr el mismo objetivo de deorbitar un nanosatélite (Irving, 2017), esta es extremadamente resistente y liviana con un espesor de apenas 12.7 micrones. En la siguiente figura se compara con otras películas utilizados en ambientes de alta temperatura. Seguida de esta se pueden observar sus propiedades mecánicas y térmicas.

Figura 30: Módulo de tracción UPILEX-S



(UBE, 2021)



Figura 31: Propiedades mecánicas UPILEX-S

Table-1: Mechanical Properties (Typical Values)								
Properties	Unit	UPILEX-25S				UPILEX-75S		Test Method
		- 269°C	-196°C	25°C	300°C	25°C-	200°C	
Tensile Strength (MD)	MPa	735	647	520	294	363	275	ASTMD882
Stress @ 5% Elongation (MD)	MPa	–	–	255	88	206	108	ASTMD882
Elongation (MD)	%	10	15	42	67	50	80	ASTMD882
Tensile Modulus (MD)	MPa	–	–	9121	3727	6963	3825	ASTMD882
Tear Strength-Initiation [Graves] (MD)	N	–	–	226	–	294	–	ASTMD1004
Tear Strength-propagation [Elmendorf] (MD)	N	–	–	3.24	–	4.22	–	ASTMD1922
Folding endurance [MIT]	cycles	–	–	>100000	–	>25000	–	ASTMD2176
Density	g/cm <sup>3</sup>	1.47						ASTMD1505
Coefficient of Kinetic Friction (film-to-film)	–	0.4						ASTMD1894
*MD: Machine Direction								

(UBE, 2021)

Figura 32: Propiedades térmicas UPILEX-S

Table-2: Thermal Properties (Typical Values)			
Properties	UPILEX-25S	UPILEX-75S	Test Conditions (Test Method)
Heat shrinkage (%)	0.1	0.01	200°C, 2Hours JIS C2318
Thermal Coefficient of Linear Expansion between 20–200°C (ppm /°K)	12	20	Values determined by minute linear expansion tester at 5°C/min. temperature increments
Melting Point (°C)	None		
Specific Heat (J/g/°K)	1.13		Differential Scanning Calorimeter
Temperature Index (°C)	290		Heat Treatment: 20,000Hours
Flammability	UL94 VTM-0 (Exceeding 7.5 m)		UL94 File No.48133
Oxygen Index (%)	66		JIS K7201
Thermal Conductivity (W/m/°K)	0.29		Laser Flash Method

(UBE, 2021)

Para poder anclar estas velas a la estructura se diseñaron pequeñas esquineras de aluminio que prensan el material con dos partes planas muy delgadas, estas partes planas se amarran a un hilo resistente que va colocado en las puntas de los mástiles o cintas y al cartucho que se diseñó en el espacio sobrante de cada lado del módulo en forma de argolla para atar de ahí la punta de la vela.

## 5.5. Diseño método para almacenar velas

Para poder almacenar las velas se diseñó un cartucho en donde estas irían dobladas de tal manera que al halar de estas se desplieguen, éstas van aseguradas dentro de una compuerta que se abriría pasivamente al accionar el mecanismo, durante el viaje estas estarían aseguradas con una compuerta más grande en donde va colocado un panel solar. En las siguientes figuras se demuestra cómo son los cartuchos, cómo se abre la compuerta y se puede notar la argolla sobrante de donde irá atada la vela.

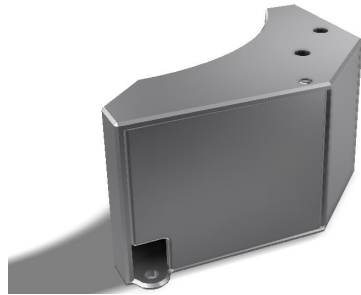


Figura 33: Diseño de cartucho cerrado

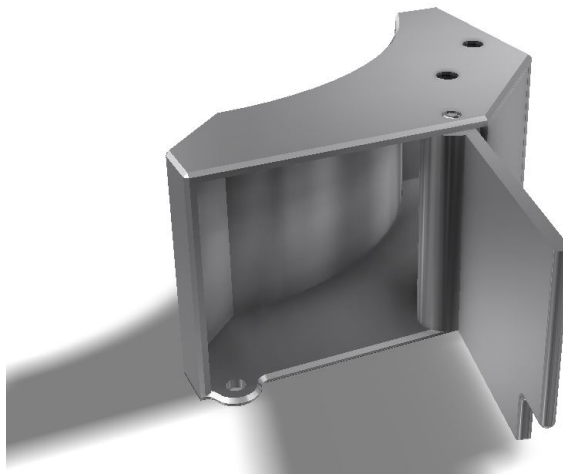


Figura 34: Diseño de cartucho abierto

### 5.5.1. Carrileras

En el punto en donde las cintas se comienzan a desenrollar son las partes más susceptibles de las cintas, esto debido a que en este punto aún no están completamente desplegadas por lo que aún no cuentan con sus propiedades de resistencia nominal. Para evitar esto se diseñaron carrileras o guías que le permiten a la cinta desenrollarse por completo y que de esta manera adquiera la forma necesaria para que sus propiedades de resistencia lleguen a un máximo y le provean el soporte necesario antes de salir del módulo. Estas guías se colocaron en forma de rodillos alrededor de las cintas para que a la hora de des enrollarse no se doblaran y atascaran el mecanismo. En la salida se utilizaron estos mismos rodillos y una guía en la forma de la sección transversal de la cinta para guiarla. Estos rodillos se colocaron en una base que sería atornillada a las placas externas del módulo mientras se deja un espacio para donde irían guardadas las velas.

Se colocaron dos guías iguales en esquinas opuestas en cada carrusel, y se apoyan de los cartuchos para guiar la cinta. Su orientación y método de anclaje se puede observar en las siguientes figuras.

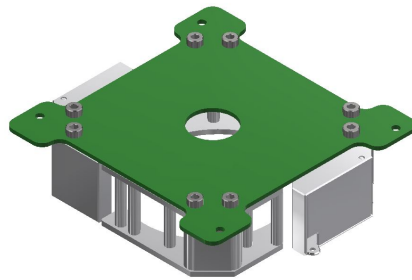


Figura 35: Sujeción de carrileras y cartuchos

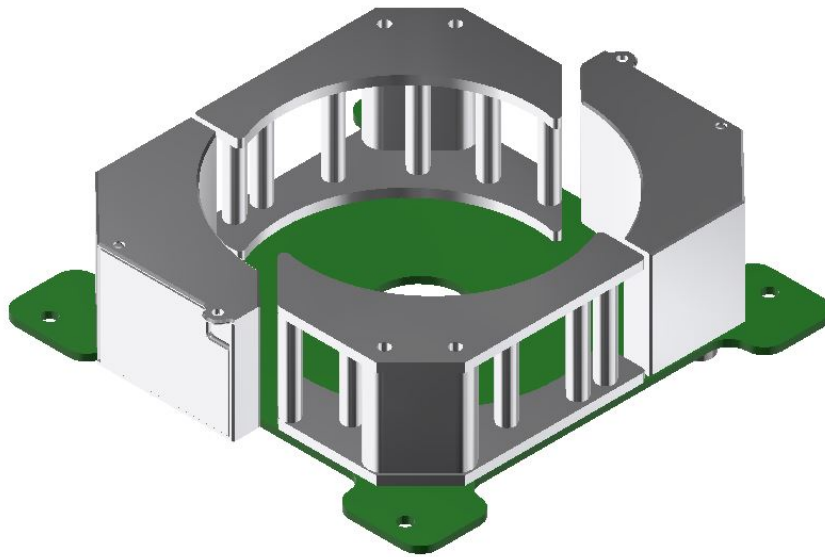


Figura 36: Carrileras y cartuchos

## 5.6. Selección de accionador de mecanismo de despliegue

El mecanismo de despliegue tiene como objetivo empujar los mástiles de manera que estos desplieguen las velas que van guardadas dentro del módulo. Para lograr esto se necesita de un torque que accione cada uno de los carruseles que van en el centro del módulo. A la hora de realizar el diseño de estos componentes se tomó en cuenta que el método de aplicación de torque podría cambiar por lo que el espacio dentro del carrete es suficiente para colocar ya sea un resorte espiral que provea una torsión a la hora de ser liberado a un motor que le provea la misma cantidad de torsión al sistema. Para determinar cual de los dos métodos sería más eficiente se realizó un trade study o una comparación entre los dos métodos.

El primer método consiste en utilizar un motor piezoeléctrico marca TEKCELEO modelo WLG-30-R para hacer girar el mecanismo desde adentro. De esta manera el motor serviría como freno y como fuente de potencia para el movimiento del mecanismo.

El segundo método consta de utilizar un resorte torsional dentro del sistema como fuente de potencia torsional mientras que hay dos resistencias sujetando el mecanismo mediante hilos a tensión. De esta manera a la hora de calentar las resistencias estas calentarán el hilo y liberarán el mecanismo. Las resistencias utilizarían el mismo principio que el sistema de despliegue de antenas del Quetzal-1 por lo que se utilizarían las mismas que son las MRF3Ws.

Para tomar esta decisión de primero tenemos que resumir las características de cada una de las opciones.

Cuadro 2: Características de los posibles componentes accionadores del mecanismo

<b>Características</b>	<b>Motores piezoeléctricos WLG-30 (TEKCELEO, 2017)</b>	<b>2 resistencias MRF3WS (YAGEO, 2020)</b>
Consumo de batería	1.3 W	2.442 W
Tiempo de vida comprobado en el espacio exterior	120 días comprobados	Al menos 1 día (UVG, 2019)
Complejidad de programación / control	Requiere programación de velocidad angular, torque y tiempos exactos de encendido y apagado. Requiere un controlador independiente	El control es simple, encendido o apagado
Implementación	Requiere una montura y una placa controladora	Requiere diseño de una placa en donde estos se puedan soldar, en el diseño existe espacio suficiente para colocar el resorte
Masa	37 g del motor + 23 g de placa electrónica	Ensamble incluyendo resistencias y resorte se estima en una masa menor a 40 g
Costo	>\$2000 por motor	Total de resistencias + resortes <\$100
Torque	75 mN.m	> 2 N.m

Fuente: elaboración propia con datos de TEKCELEO y YAGEO

Luego definimos los criterios y les asignamos un puntaje a los criterios para poder comparar las dos opciones de la manera más objetiva posible. En este caso los puntajes se asignan de 1 a 5 en donde 5 es lo ideal o lo mejor que se puede obtener. Para cada criterio se definieron rangos por cada puntaje basándose en rangos adecuados para cada criterio.

Cuadro 3: Definición y escala de punteo por criterio

<b>Escala de punteo por criterios</b>					
<b>Criterios</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	<b>3</b>	<b>4</b>	<b>5</b>
Consumo de batería en W	>2	1.5-2	1-1.5	0.5-1	0-0.5
Tiempo que puede permanecer funcional previo a su uso/ final de la misión	0-100 días	101-200 días	201-300 días	301-400 días	>400 días
Cantidad de variables que se deben programar	>9	7-8	5-6	3-4	1-2
Cantidad de piezas que se deben diseñar o modificar para su implementación	5	4	3	2	0-1
Masa	>60g	45-60g	30-45g	15-30g	0-15g
Costo	>\$2000	1500–2000	1000–1500	500–1000	0–500
Torque	<1N.m	1-2 N.m	2-3 N.m	3-4 N.m	>5 N.m

Fuente: elaboración propia con datos de TEKCELEO y YAGEO

Por último, como se puede observar a continuación, se pondera cada criterio basándose en la importancia de la decisión sobre el sistema y se ponderan los datos para llegar a una conclusión.

Cuadro 4: Ponderación y selección de componentes accionadores del mecanismo

Criterios	Peso de decisión	Motores piezoeléctricos WLG/30	Total ponderado	Resorte torsional y 2 resistencias	Total ponderado
Mejor consumo de batería	20 %	3	12 %	1	4 %
Tiempo de vida	20 %	2	8 %	1	4 %
Complejidad de programación/control	5 %	4	4 %	5	5 %
Implementación/adaptación al diseño	5 %	3	3 %	5	5 %
Masa	20 %	1	4 %	3	12 %
Costo	20 %	1	4 %	5	20 %
Torque	10 %	1	2 %	5	10 %
<b>TOTALES PONDERADOS</b>			<b>37 %</b>		<b>60 %</b>

Fuente: elaboración propia con datos de TEKCELEO y YAGEO

Como se puede observar en las tablas anteriores el método de utilizar resortes torsionales y resistencias para activar el mecanismo resulta ser una solución mucho más conveniente en casi todos los sentidos.

El resorte torsional que se planea utilizar aún no se puede dimensionar ni seleccionar en esta etapa debido a que este se debe seleccionar basado en la fricción que se tenga. Existe la posibilidad con algunos fabricantes de manufacturar el resorte a la medida por lo que se espera que el torque necesario pueda ser calculado experimentalmente en la fase de prototipado y así diseñar y fabricar el resorte que sea necesario.

## 5.7. Ensamble

El ensamble final del diseño conceptual tiene como objetivo que sea simple de armar y desarmar para poder prototiparlo de manera sencilla y que se pueda probar muchas veces sin necesidad de desarmarlo por completo, a pesar de que su manera de uso es que solo se debe accionar correctamente una vez. En las siguientes figuras se puede observar cómo se vería el módulo guardado y desplegado.

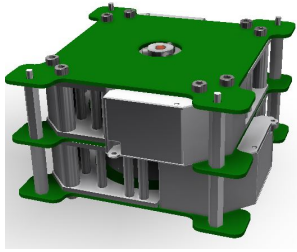


Figura 37: Módulo guardado

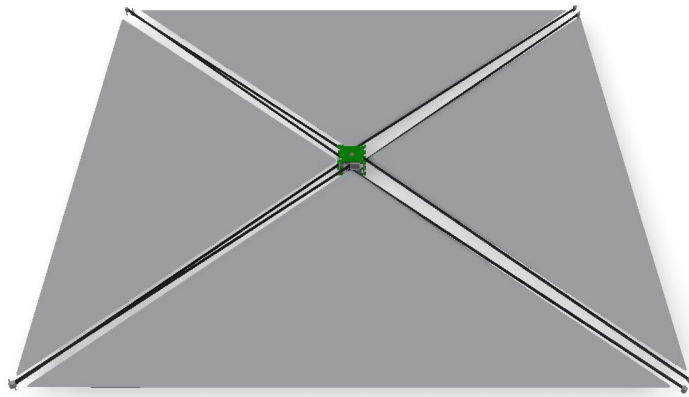


Figura 38: Módulo desplegado

En la siguiente figura se puede observar cómo se vería el módulo dentro de la estructura de un CubeSat de dimensiones 2U.

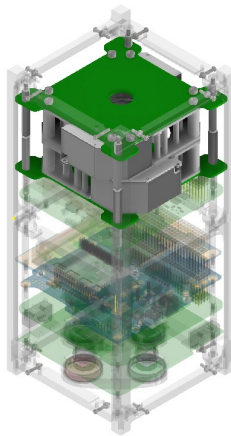
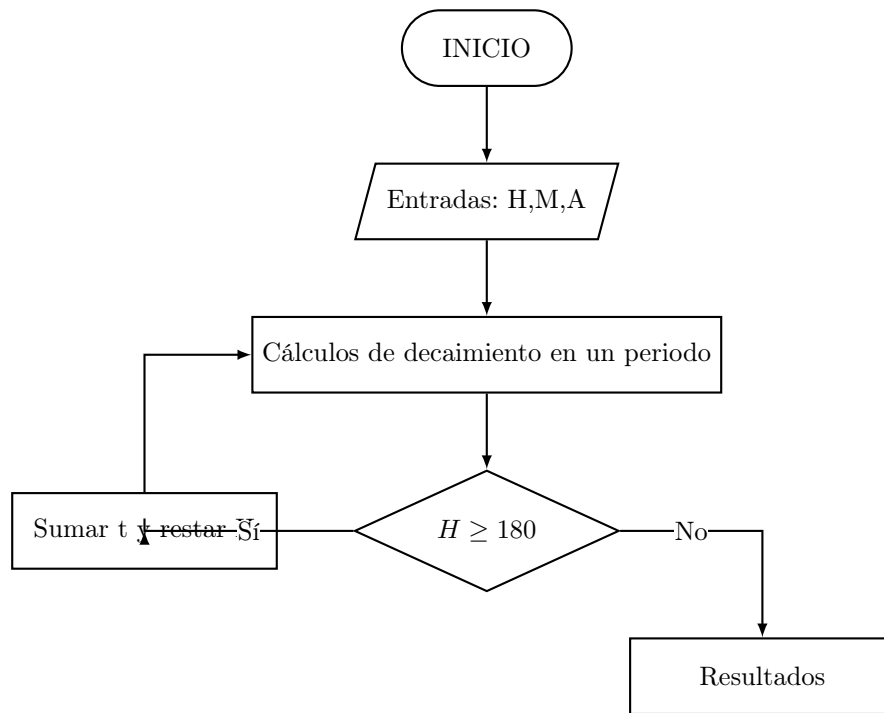


Figura 39: Módulo dentro de un CubeSat 2U



## 5.8. Cálculo de área superficial y tiempo de órbita

El cálculo del área superficial necesaria se tomó en cuenta luego del diseño del sistema ya que para dicho diseño se asumió que las velas serían de  $3\text{m}^2$  como es el caso de otros CubeSats mencionados anteriormente de dimensiones 3U colocados en órbitas de 650 km, o sea este sería el peor de los casos para el diseño. Debido a que el módulo debe funcionar para un sistema 2U o 3U se escribió un programa simple en MATLAB para calcular el tiempo que tomará en deorbitar un nanosatélite dada la masa, el área superficial y la altura de la órbita. Cabe mencionar que este programa nos da solamente un aproximado de cuánto tiempo toma para que la altura se degrade hasta 180 km en donde se considera deorbitado, también funciona utilizando un modelo en donde el satélite deorbita de manera completamente natural debido a el arrastre aerodinámico generado por el remanente atmosférico a esas alturas. A continuación hay una representación del programa en un diagrama de flujo simple, el programa completo se encuentra en la sección de anexos o en el drive compartido bajo la dirección 3UCubeSat/8.DE-ORBIT/4.CODE/DEROBIT.mlx . Las entradas son H altitud, M masa y A área superficial

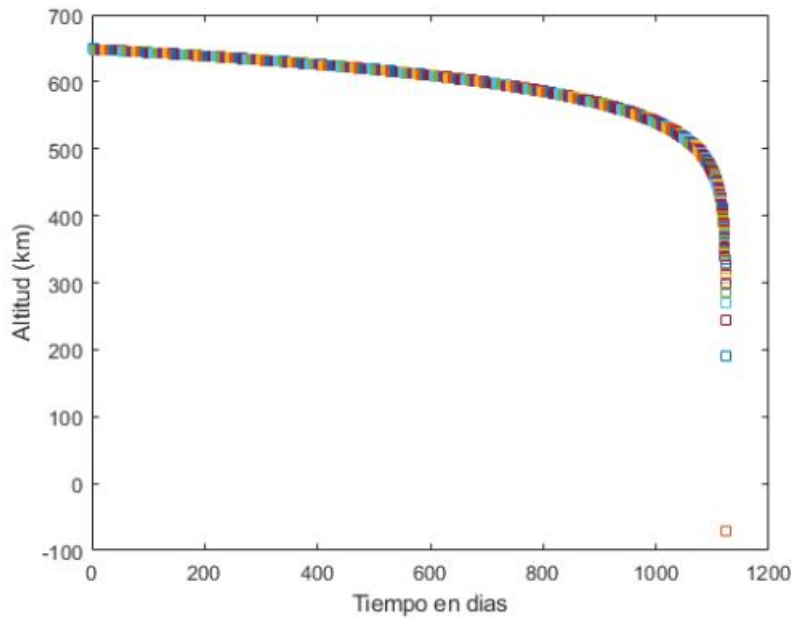


El programa utiliza un sistema iterativo en donde se ingresan 3 datos que son: Altitud inicial, masa del satélite y área superficial del sistema desplegado. Utilizando estos datos

el programa calcula la densidad atmosférica a esa altura, el arrastre generado y el cambio de periodo del satélite o sea cuanto tiempo tarda en dar una vuelta a la tierra. Tomando los datos del periodo este calcula el cambio de altitud y suma el tiempo del periodo a la iteración anterior estos datos regresan al principio para una nueva iteración. Cuando la altitud es menor a 180 km el programa para y regresa los resultados y una gráfica del decaimiento.

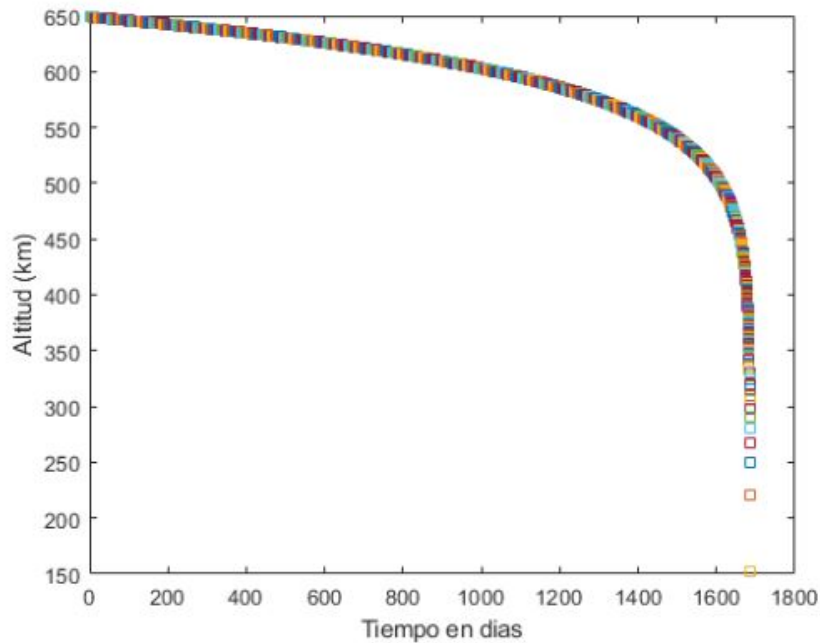
Para las pruebas realizadas en este programa se asume que el satélite despliega las velas a una altitud de 650 km, la masa por cada U es de 1 kg y el área desplegada es de  $3\text{ m}^2$ . Se realizaron 2 pruebas, la primera para un nanosatellite tipo CubeSat 2U y la siguiente para un CubeSat 3U.

Como se menciona anteriormente, el satélite debe cumplir con regulaciones internacionales que dictan que este debe tener un sistema que saque el satélite de órbita en menos de 25 años con una confiabilidad del 90 % al realizar los cálculos correspondientes con el programa se encontró que el tiempo estimado para un CubeSat 2U es de aproximadamente 3 años mientras que un Cubesat 3U es de aproximadamente 4.6 años, estos resultados se pueden observar a continuación.



Con la altitud inicial dada, una una masa de 2kg y un area superficial de  $3\text{m}^2$   
 El satelite deorbitará en un tiempo estimado de: 3.0786 años o 1123.7 dias

Figura 40: Resultados para un CubeSat 2U



Con la altitud inicial dada, una una masa de 3kg y un area superficial de 3m<sup>2</sup>  
 El satelite deorbitará en un tiempo estimado de: 4.617 años O 1685.2 dias

Figura 41: Resultados para un CubeSat 3U

## 5.9. Módulo a prueba de fallos

El módulo debe contar con un sistema a prueba de fallos lo que significa que en caso el satélite deje de funcionar correctamente este módulo se despliegue en modo de emergencia. Esto se debe hacer para incrementar la probabilidad de despliegue y deorbitamiento del satélite.

En el prototipo aún no es necesario incluir el módulo a prueba de fallas porque no se tiene aún la computadora de vuelo ni las baterías como para probar este sistema, pero la idea principal del sistema es que el módulo cuente con una batería y un controlador para que en caso exista una falla en los componentes principales del satélite este controlador pueda accionar el mecanismo de despliegue de las velas. Se escribió un diagrama de flujo simple como guía de programación para dicho módulo, no se escribió ningún programa ya que no se sabe aún en qué lenguaje de programación irá escrito el programa del satélite y dicho programa debería ser adaptable a cualquier lenguaje de programación.

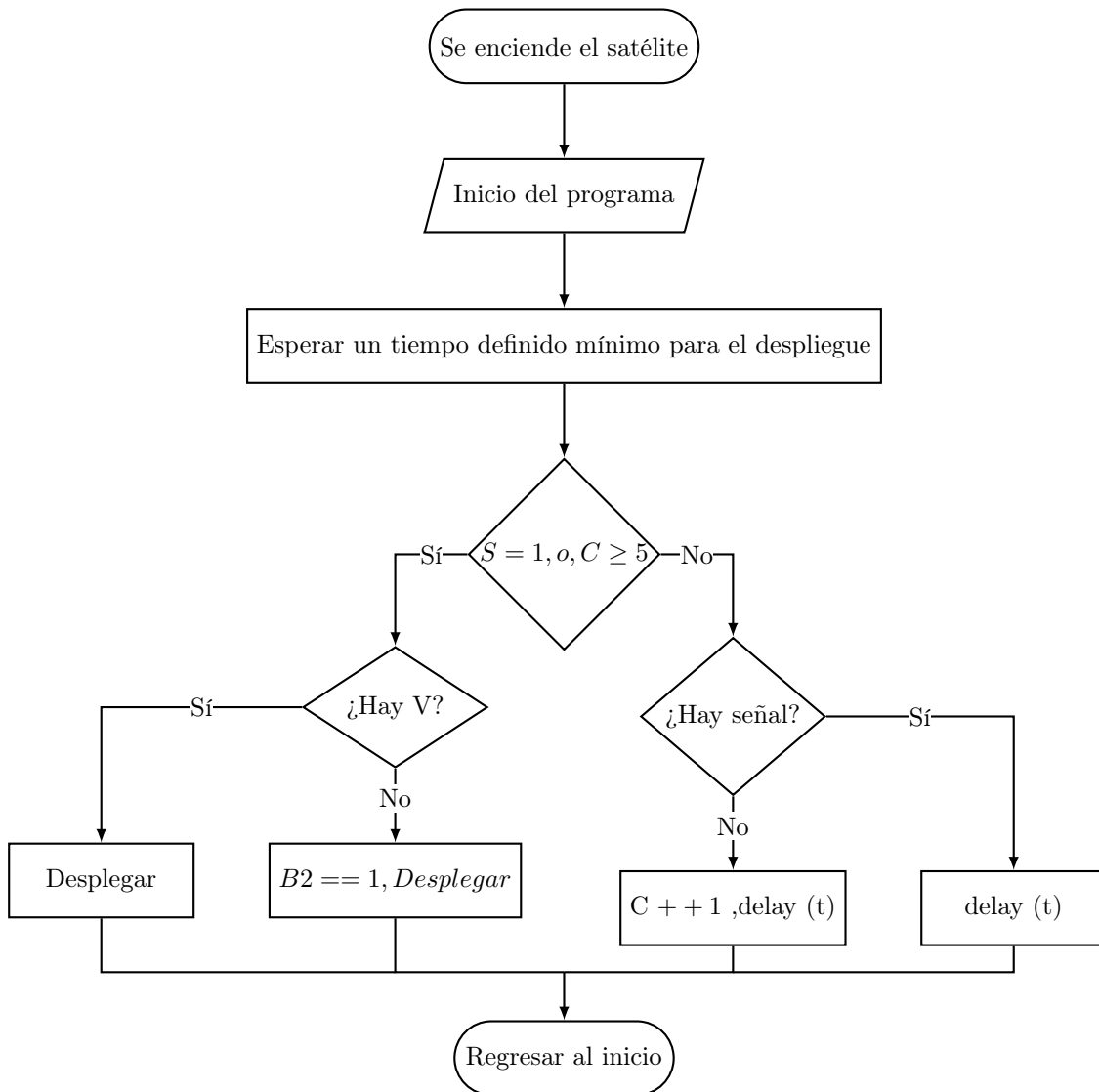
En este diagrama se explica que al iniciar el programa se debe esperar un tiempo definido para el despliegue de las velas, este depende de la misión así que puede ser, por ejemplo, 1

año después de comenzada la misión ya es posible desplegar el módulo.

Luego de esperar durante este tiempo lee la señal donde si la señal S es igual a 1 o el contador integrado es mayor a 5 entonces chequea si hay suficiente voltaje para el despliegue, si hay suficiente voltaje entonces despliega el módulo, si no hay suficiente voltaje se activa la batería de reserva y se utiliza para desplegar el módulo.

Si la señal S es distinta a 1, en este caso sería 0, entonces el módulo chequea si hay señal, si hay señal eso significa que aún no es el momento de despliegue así que espera un tiempo definido y regresa al inicio, si el módulo no recibe señal entonces incrementa por 1 el valor de un contador, espera y regresa al inicio a leer de nuevo si hay alguna señal.

Este ultimo contador se maneja de manera que si después de 5 intentos de recibir señal no se obtiene resultados entonces el módulo se despliega automáticamente.



## 5.10. Análisis estructural

Inicialmente se realizaron pruebas estructurales y de modos de vibración utilizando el software de análisis de elementos finitos ANSYS. Estas se pospusieron porque cada iteración tomaba al menos un día en regresar resultados y se consideró que no eran necesarias en esta etapa del diseño. Las simulaciones deben realizarse una vez se tenga un diseño final o una vez se valide el prototipo ya que muchos de los datos que se necesitan se pueden obtener experimentalmente mediante pruebas. Valdría la pena realizar simulaciones de las situaciones que no se pueden probar inmediatamente de manera experimental como son las vibraciones y aceleraciones del cohete durante el despegue y los ciclos térmicos a los que el módulo estará sometido durante su tiempo en órbita. Las fuerzas que actuarán sobre el satélite son fuerzas de arrastre aerodinámico debido a la naturaleza del sistema. Estas deben frenar el satélite para lograr el objetivo principal del módulo. Las fuerzas se calcularon de la siguiente manera en donde se asume que el módulo se despliega correctamente, las velas están completamente perpendiculares al movimiento del satélite por lo que las velas generarían la mayor cantidad de arrastre, la velocidad es constante, y la densidad atmosférica se tomó del modelo atmosférico MSISE-90 La ecuación base para el arrastre es:

$$D = C_d * ((\rho * V^2)/2) * A \quad (1)$$

Por ejemplo, la fuerza generada por arrastre para una altitud de 680km sería de:

$$C_d = 1.28 \text{ (NASA)}$$

$$\rho@680km = 4.21e-15kg/m^3 \text{ (MSISE-90)}$$

$$V = 28,000km/h$$

$$A = 3m^2$$

$$D = 1.28 * ((4.21e-15kg/m^3 * 28,000^2km/h) * 3m^2)$$

$$D = 4.89e-17N$$

En el punto más bajo en donde la vela debería funcionar es de aproximadamente 420 km que es similar a la altitud de la estación espacial internacional. Esto porque a esta altitud el nanosatélite debería deorbitar naturalmente en un tiempo menor a 2 años sin necesidad de la vela.

$$C_d = 1.28 \text{ (NASA)}$$

$$\rho@420km = 4.31e-11kg/m^3 \text{ (MSISE-90)}$$

$$V = 28,000km/h$$

$$A = 3m^2$$

$$D = 1.28 * ((4.31e-11kg/m^3 * 28,000^2km/h) * 3m^2)$$

$$D = 1.16e-3N$$

El módulo contiene 4 velas y cada vela tiene 3 puntos de anclaje, uno en la estructura, y uno en cada esquina de la vela anclado al extremo del mástil. Por esto mismo se asume que la fuerza total de arrastre se divide en 4. Esta se descompone de la siguiente manera. Una fracción del arrastre se transfiere a cada vela y de estas porciones de arrastre se asume que cada punto de anclaje soporta una fuerza igual debido a que la fuerza se reparte uniformemente en la superficie de la vela. Por lo que la fuerza total se divide en 4 y cada una de esas fuerzas se divide en 3 para encontrar la fuerza total sobre cada punto de anclaje del módulo. Estas fuerzas resultan ser mínimas.

El dato más importante que se debe obtener de este análisis es el momento que se genera sobre el punto de anclaje del mástil debido a que esta parte sería en donde se encuentra la sección crítica. En este caso  $F_v$  es la fuerza total de arrastre sobre una vela y  $F_c$  es la fuerza puntual sobre cada punto de anclaje.

$$F_v = (1.16e-3)/4N$$

$$F_v = (2.9e-4)N$$

$$F_c = (2.9e-4)/3N$$

$$F_c = (9.67e-5)N$$

Si en los extremos de los mástiles se ejerce una fuerza puntual entonces el momento máximo o punto crítico se encuentra en la base donde se encuentra la unión entre el mástil y el módulo. Este momento se calcula utilizando la distancia entre el punto de aplicación y la base que se toma como una base empotrada.

$$M = F * d \tag{2}$$

En donde la fuerza y distancia son:

$$F = F_c$$

$$d = 1.22m$$

$$M = (9.67e-5) * 1.22$$

$$M = 1.18e-4N * m$$

La fuerza de arrastre es sumamente pequeña por lo que no representa esfuerzos significativos en los componentes. Debido a que los esfuerzos ya en órbita son sumamente pequeños, el diseño no debería presentar problemas relacionados con falla por materiales, se prevé que si el diseño se puede prototipar y probar en un ambiente a nivel terrestre entonces debe ser capaz de resistir los esfuerzos a nivel espacial. De todas maneras es sumamente necesario realizar pruebas térmicas y de vibraciones para validar el diseño con sus componentes fabricados en los materiales finales.

A pesar de que estas fuerzas sean mínimas, estas serán las responsables del deorbitamiento del satélite por lo que resultan ser sumamente importantes para el objetivo final.

## 5.11. Prototipado

El método implementado para la fabricación del prototipo se basó en el método de *design thinking* en donde para lograr un prototipo funcional se debe comenzar probando los componentes más sencillos e incrementar la complejidad o cambiar el diseño del prototipo mediante se vayan obteniendo resultados. Este método también puede ser llamado un proceso ágil en el ámbito de gestión de proyectos, en este se van obteniendo resultados de manera incremental para conseguir un objetivo.

Se decidió utilizar el equipo de impresión 3D para poder obtener modelos físicos de la mayoría de los componentes. Se realizó de esta manera porque la impresión 3D permite realizar modelos lo suficientemente precisos para obtener un modelo funcional. Las impresoras utilizadas para los componentes más grandes que no requieren medidas tan precisas fueron de tecnología FDM, la cuales proveen impresiones con tolerancias dimensionales de hasta 0.1mm. Se utilizó una impresora de resina que utiliza tecnología PolyJet para fabricar los componentes. Esta se utilizó para piezas cuyas dimensiones o tolerancias son indispensables, esto porque dicha impresora tiene una precisión dimensional de 0.01mm. Cabe mencionar que debido a que este trabajo tiene como objetivo fabricar un prototipo funcional no se maquinaron piezas finales.

Todos los componentes que no se pueden imprimir en 3D se compraron o se fabricaron de materiales que se consideraran adecuados para el componente en cuestión, por ejemplo piezas metálicas, cinta métrica, motores y microcontroladores.

### 5.11.1. Prototipo: V1.0

La primera iteración del prototipo se fabricó de la manera más simple posible. Como se observa en la siguiente figura, esta versión tiene una sola apertura por donde se puede deslizar un mástil para la vela. Las protuberancias dentro del cobertor tienen como fin reducir la fricción del mástil cuando se esté desenrollando, esto se asume debido a que a menor área de contacto se genera menor fricción entre las superficies en contacto. En este caso las superficies serían las paredes de la base del sistema y la cinta métrica que serviría como mástil. El objetivo de este primer prototipo fue de verificar que la cinta enrollada quepa dentro del dispositivo y se pueda desplegar completamente de manera autónoma después de recibir un comando.

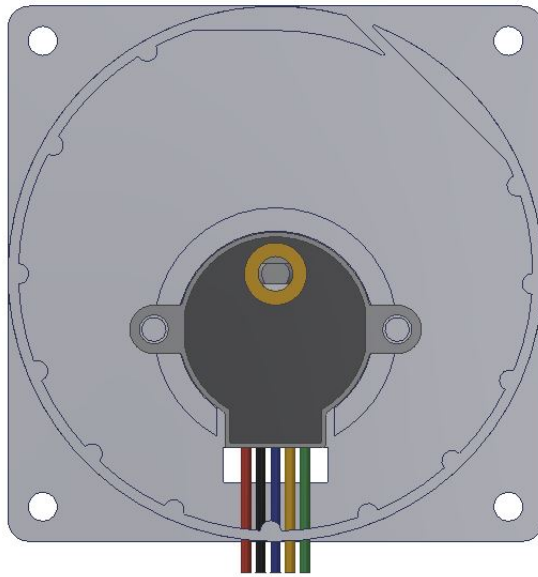


Figura 42: Render versión 1

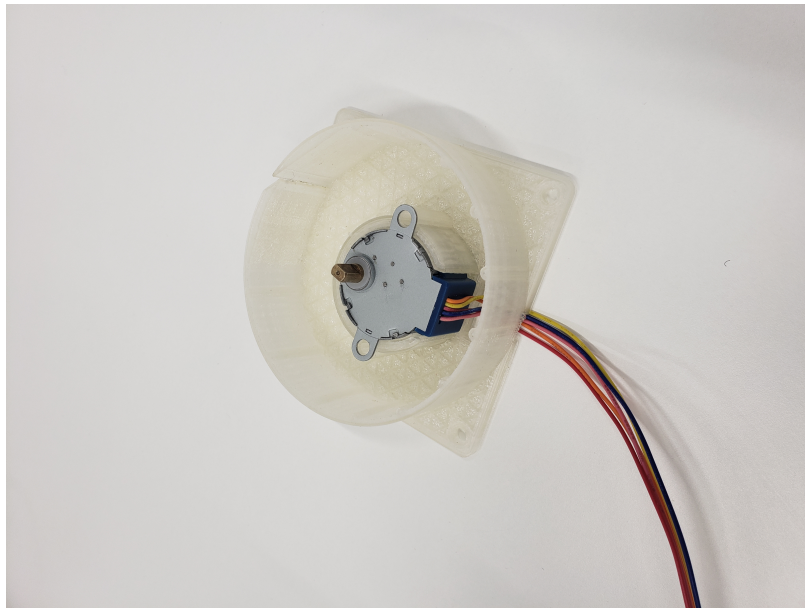


Figura 43: Prototipo de base con motor stepper



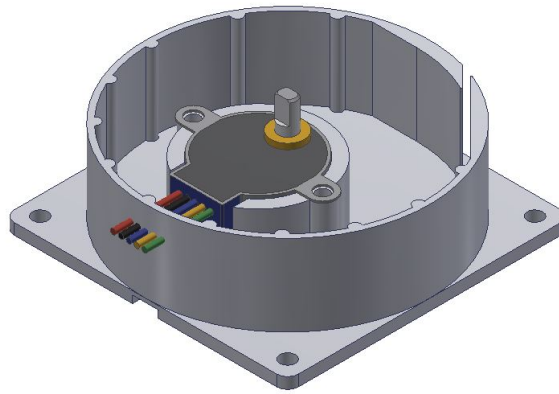


Figura 44: Vista 3/4 de base con motor stepper

Para poder enrollar la cinta métrica en el módulo se debía asegurar esta al rotor central que está representado en color magenta en la Figura 43. Luego se puede observar la pieza real armada.

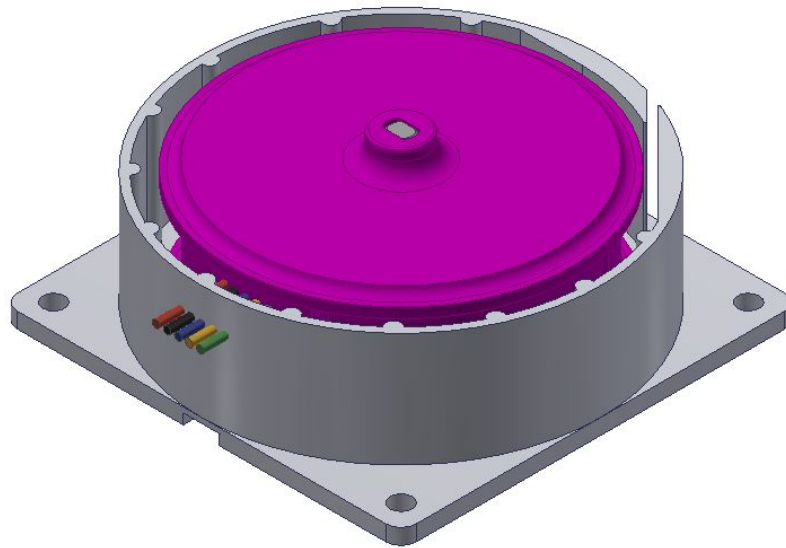


Figura 45: Render de ensamble de base con motor y carrete

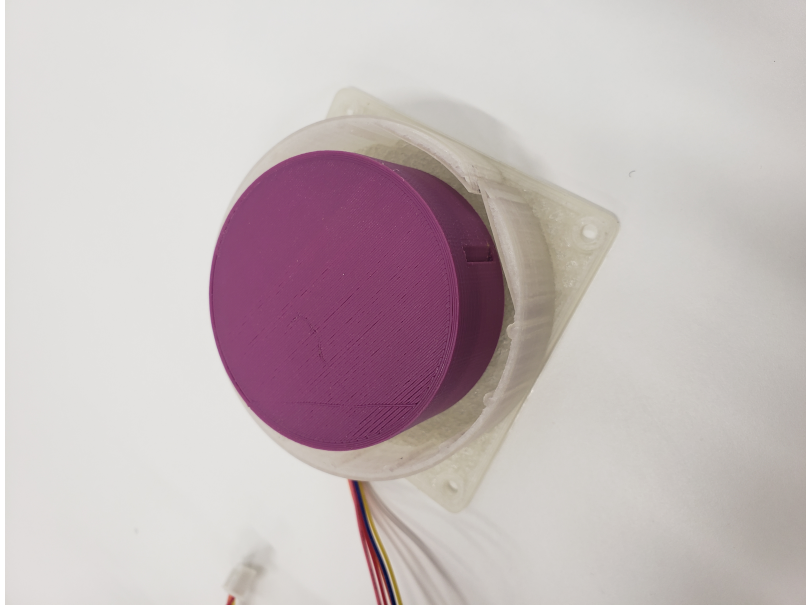


Figura 46: Ensamble de base con motor y carrete

A continuación, se puede observar cómo se veía el concepto del primer prototipo y la primera mejora al mismo, en la primera iteración se pudo notar que el carrete necesitaba guías para mantener la cinta en su lugar sin que esta se desalinee e interfiera con su funcionamiento.



Figura 47: Modificación 1 al carrete



Figura 48: Render de despliegue de 1 mástil

Se notó también que, a la hora de hacer girar el carrete central para empujar la cinta, esta se expandía en su diámetro y esta generaba una fuerza hacia afuera del eje por lo que se aumentaba considerablemente la fricción al punto en donde el motor stepper utilizado para sacar esta cinta ya no contaba con el torque suficiente para empujarla. Esto se puede entender mejor utilizando la ecuación de la fuerza de fricción como se explica a continuación.

$$F_f = \mu_c * F_N \quad (3)$$

Se sabe que a mayor  $F_N$  es fuerza normal o de contacto hay mayor resistencia por fricción. En la ecuación  $\mu_c$  es el coeficiente de fricción entre los dos objetos y  $F_f$  es la fuerza de fricción. Para mitigar este problema se realizó una iteración y revisión del diseño.

### 5.11.2. Prototipo: V2.0

En este segundo prototipo se utilizó el mismo método de transmisión de potencia al carrete para poder empujar las velas, pero se utilizaron pequeñas piezas plásticas insertadas en la base para mantener la cinta enrollada de manera compacta y evitar la expansión diametral dentro de la base. La segunda mejora que se realizó es que en esta iteración fue colocar 4 ranuras en la base para poder utilizar 4 segmentos de cinta métrica como se tenía planeado y como se puede observar en las figuras a continuación.

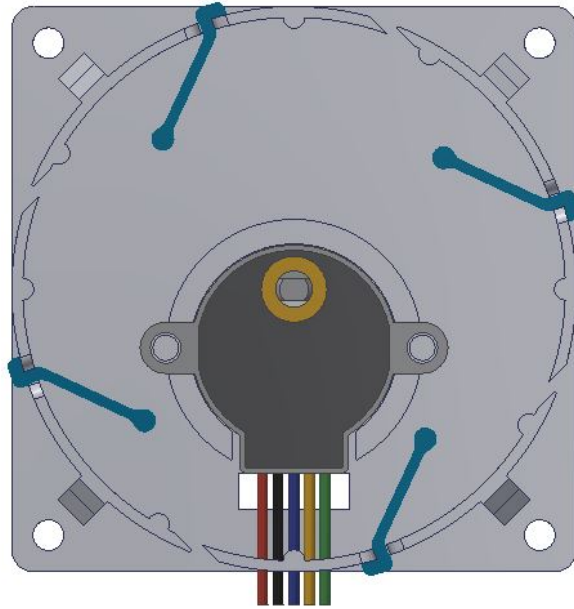


Figura 49: Render de modificación para prototipo 2

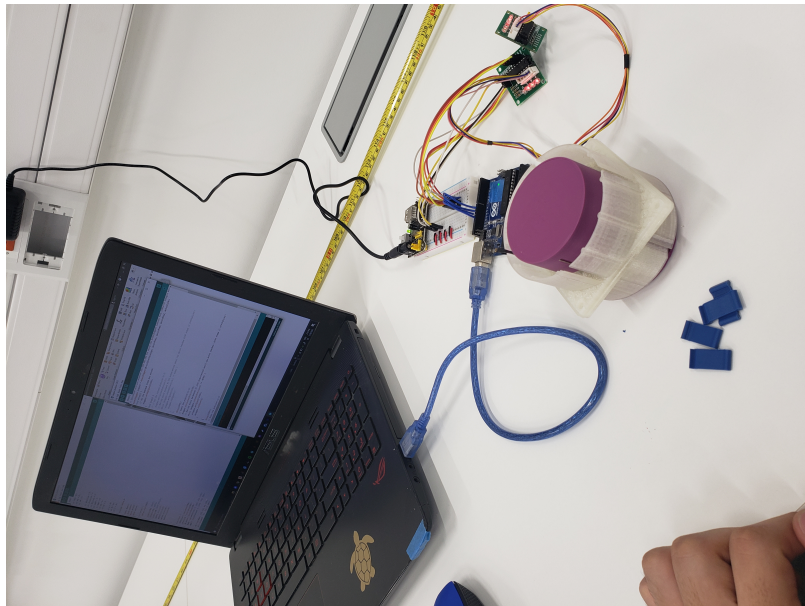


Figura 50: Ensamble de prototipo 2

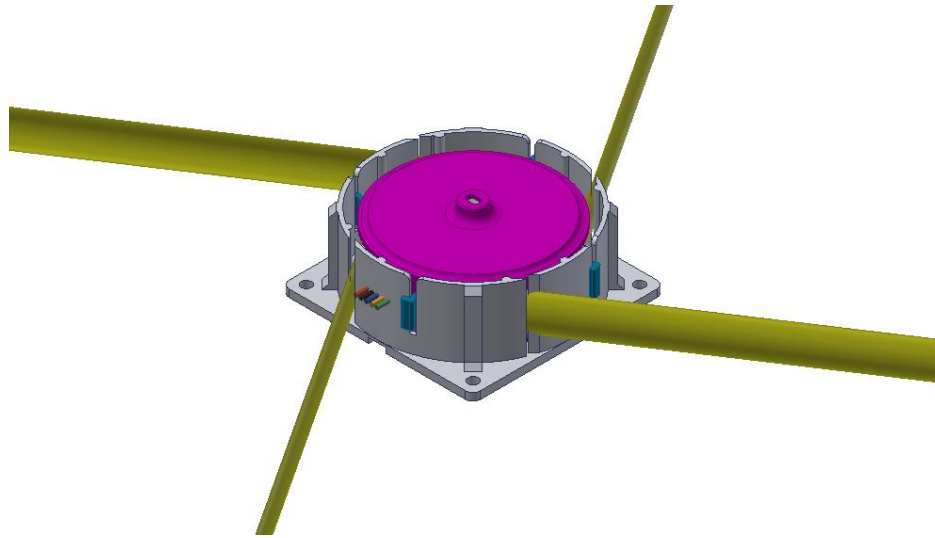


Figura 51: Render de prototipo 2 con completamente armado



Figura 52: Prototipo 2 completamente armado

La mejora de utilizar las piezas plásticas para mantener la cinta enrollada funcionó, pero a veces se notaba que la cinta se acumulaba en las partes en donde no tenía estas piezas plásticas.

### 5.11.3. Prototipo: V2.1

La siguiente iteración es bastante similar a la anterior en el sentido que se utilizaron los mismos componentes. El cambio realizado es la forma a la pieza que servía para acomodar la cinta dentro del carrete de manera que abarcara más de la cinta como se puede observar en las figuras a continuación.

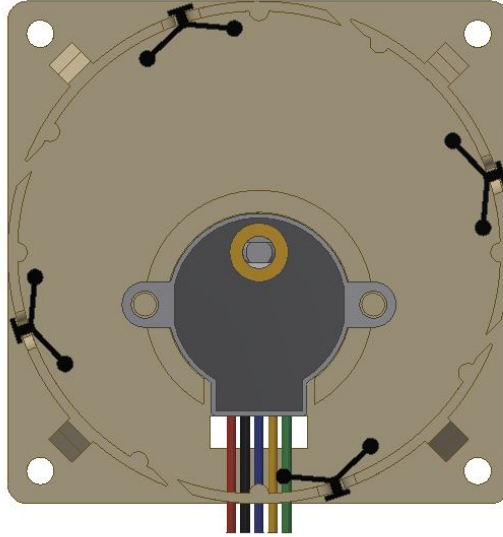


Figura 53: Render de modificación a piezas tensoras

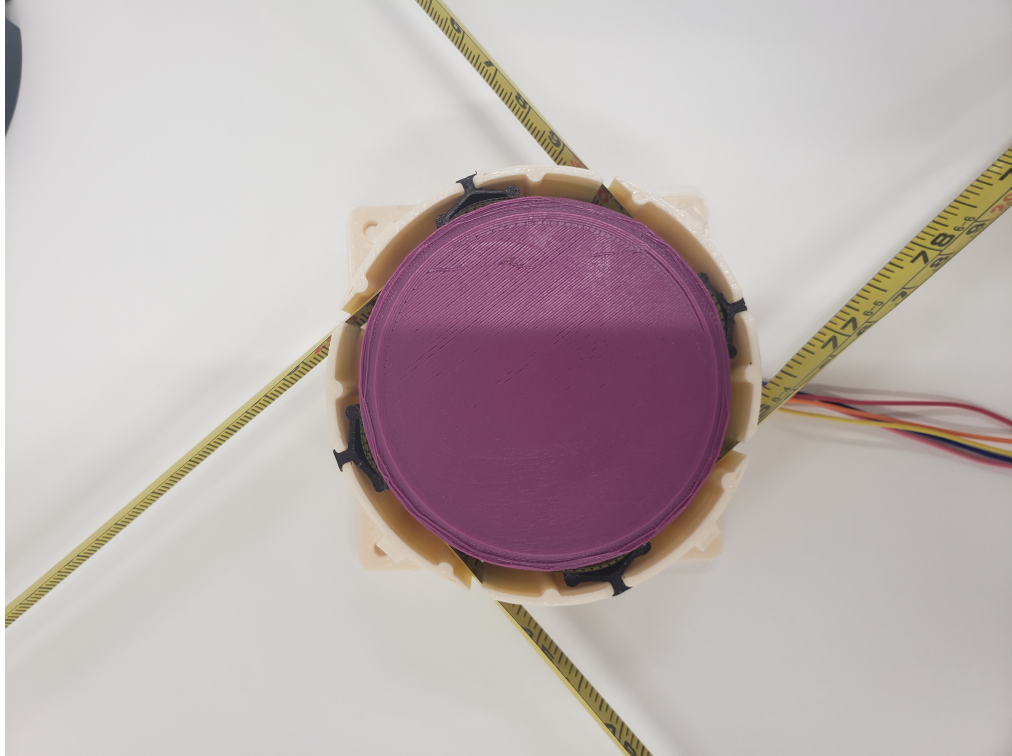


Figura 54: Ensamble de nuevas piezas

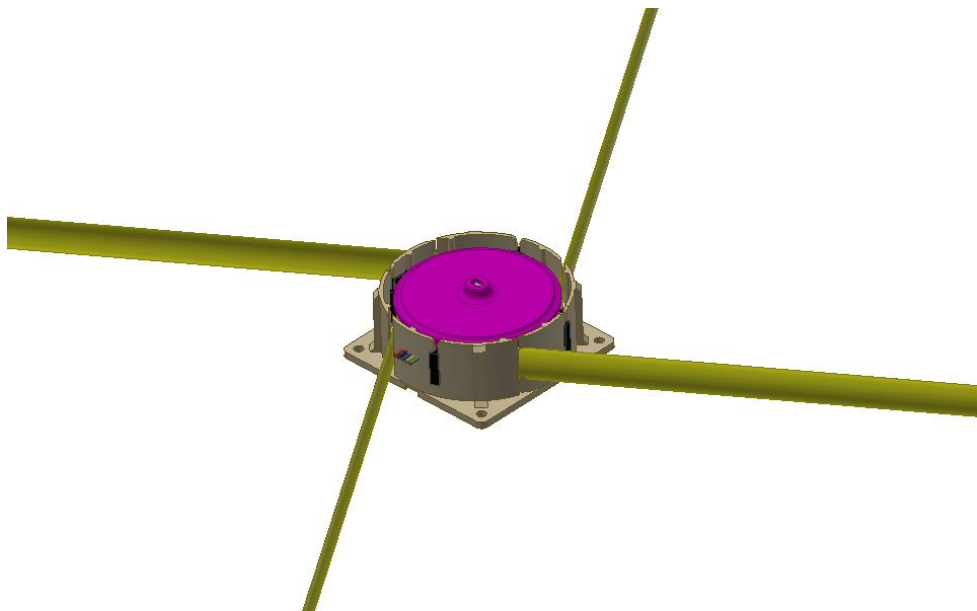


Figura 55: Vista 3/4 de ensamble de piezas

Como se puede observar en la siguiente figura, la cinta se acumulaba pero de una manera más ordenada en los tensores instalados en el carrete.

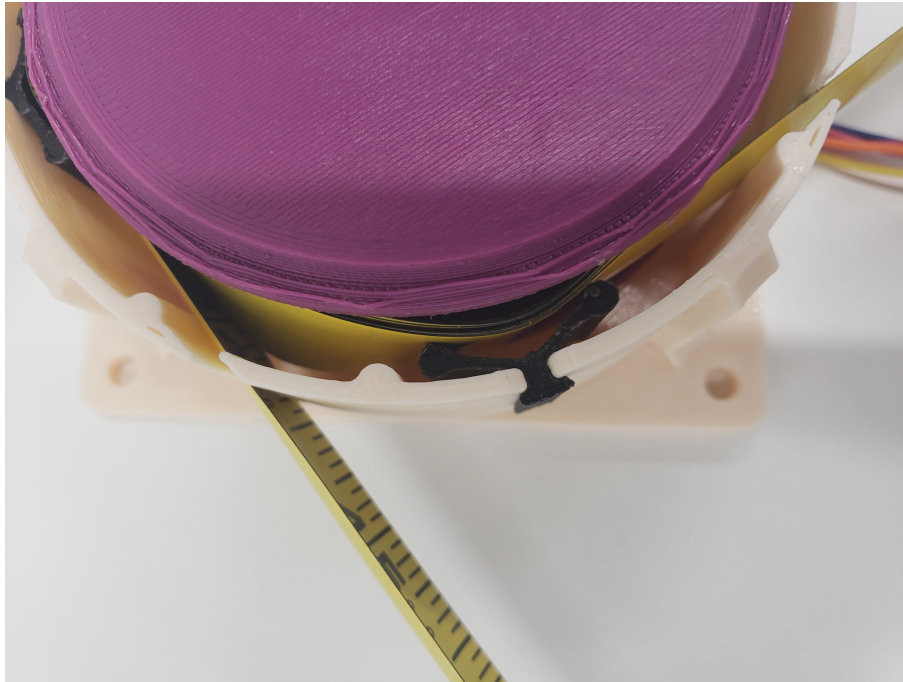


Figura 56: Acumulación de cinta en tensor de prototipo v2.0

Se encontró un problema a la hora de probar este segmento y fue que debido a la fuerza necesaria para mantener la cinta enrollada correctamente la pieza plástica base, fabricada en PLA en una impresora 3D, se comenzó a deformar hacia afuera por lo que se le fabricó una tapa para contrarrestar esta fuerza como se ve en la siguiente imagen, esta modificación funcionó.

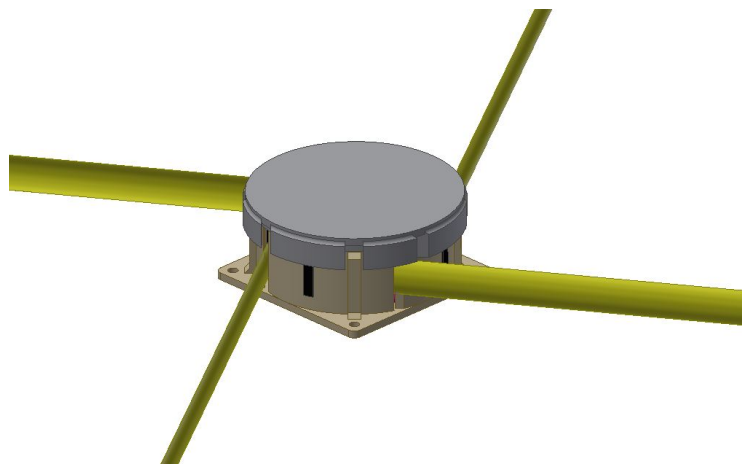


Figura 57: Render modificación - tapadera





Figura 58: Ensamble de tapadera

#### 5.11.4. Prototipo: V3.0

Una vez se tenía la certeza de que las cintas se podrían guardar cómodamente dentro del dispositivo se comenzó a trabajar en los rodillos cuya función es evita completamente la fricción entre la base y el carrete con los segmentos de cinta. La modificación consiste en instalar 12 rodillos para que la cinta se pueda deslizar libremente, aunque esté en contacto con estos. Teóricamente esto debería reducir la fricción a casi 0, pero esto es prácticamente imposible. Los rodillos se instalaron como se ve en la siguiente imagen en donde la base ya no tiene paredes, sino que está alineada mediante 4 postes con ranuras para la cinta métrica y cada todo está asegurado con un tornillo como eje. Los rodillos están en medio de dos placas y tienen una holgura de aproximadamente 1 mm para evitar la fricción entre estos y las placas una vez el prototipo esté ensamblado. El ensamble se puede observar en las siguientes figuras.

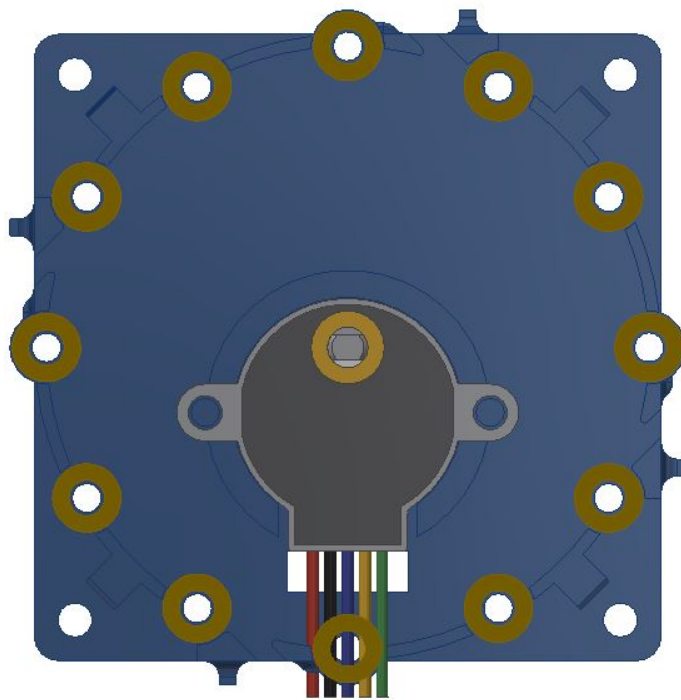


Figura 59: Render vista superior de prototipo V3.0

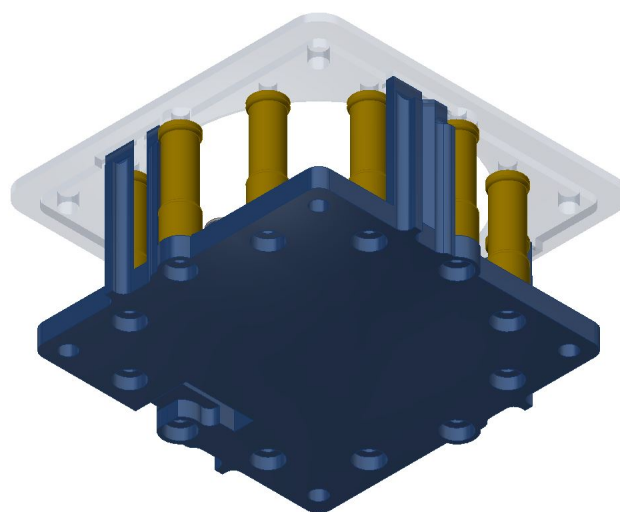


Figura 60: Vista 3/4 posterior ensamble de rodillos

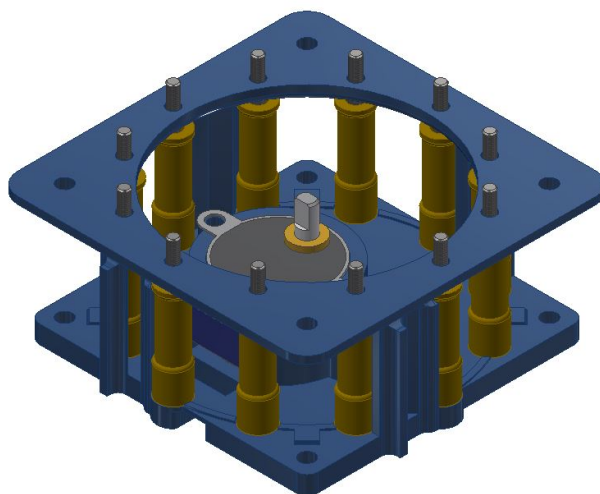


Figura 61: Vista 3/4 superior ensamble de rodillos

El rotor central se reutilizó porque este no presentó problemas. Un componente nuevo que se prototipó fue el cartucho en donde iría guardada la vela, para este diseño se intentó utilizar todo el espacio disponible sin salirnos de las medidas interiores aproximadas del CubeSat. En la siguiente imagen se puede observar el diseño con los 4 cartuchos colocados en las esquinas seguido por una imagen del prototipo con un cartucho anclado en una esquina de color blanco.

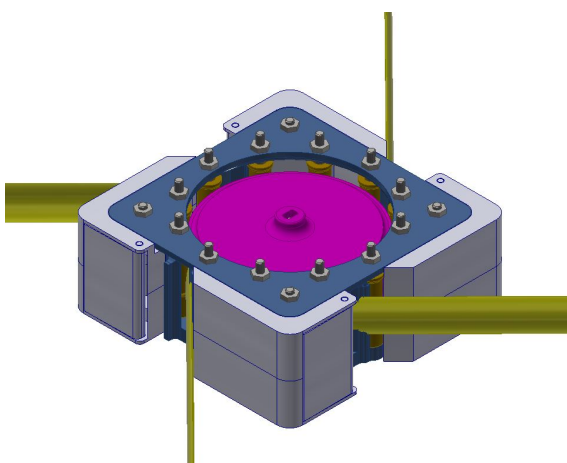


Figura 62: Render de módulo ensamblado

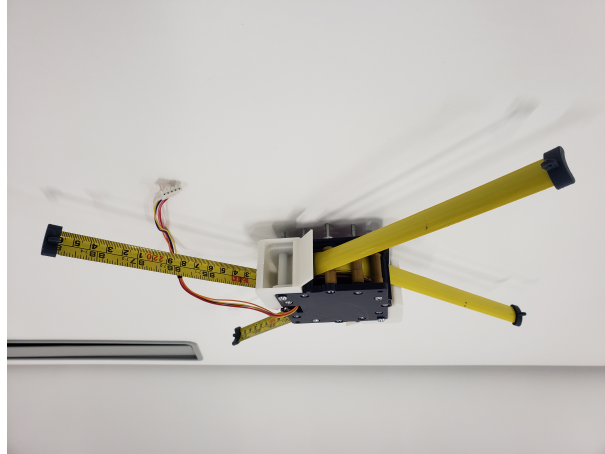


Figura 63: Módulo ensamblado

En esta etapa se diseñaron los puntos de anclaje entre la vela y la cinta, el diseño es simple, es una pieza con una ranura con el tamaño justo de el área transversal de la cinta métrica. Esta pieza cuenta con dos anillos para poder sujetar las piezas. A continuación se muestra el diseño y una prueba de anclaje con un pedazo de Mylar. Dicho material se puede conseguir en cualquier tienda de montañismo como mantas térmicas de emergencia. Este material se asemeja en dimensiones y propiedades al UPILEX-S que es el material que se recomienda utilizar para el ensamble final.

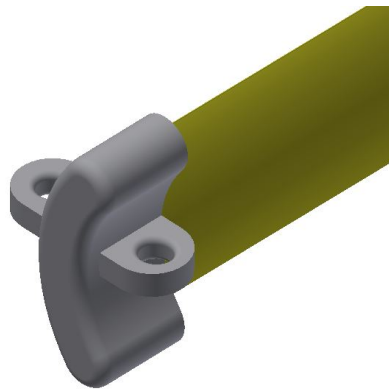


Figura 64: Render pieza de anclaje



Figura 65: Prueba de pieza de anclaje

Después de verificar el funcionamiento de los componentes se ensambló y se probó. Se encontró que cuando el dispositivo estaba completamente retraído, el motor no era capaz de generar el torque suficiente para comenzar a desplegar el mecanismo por lo que se realizó una modificación para agregar un segundo motor stepper y transmitir la potencia desde arriba como se ve en la siguiente imagen.

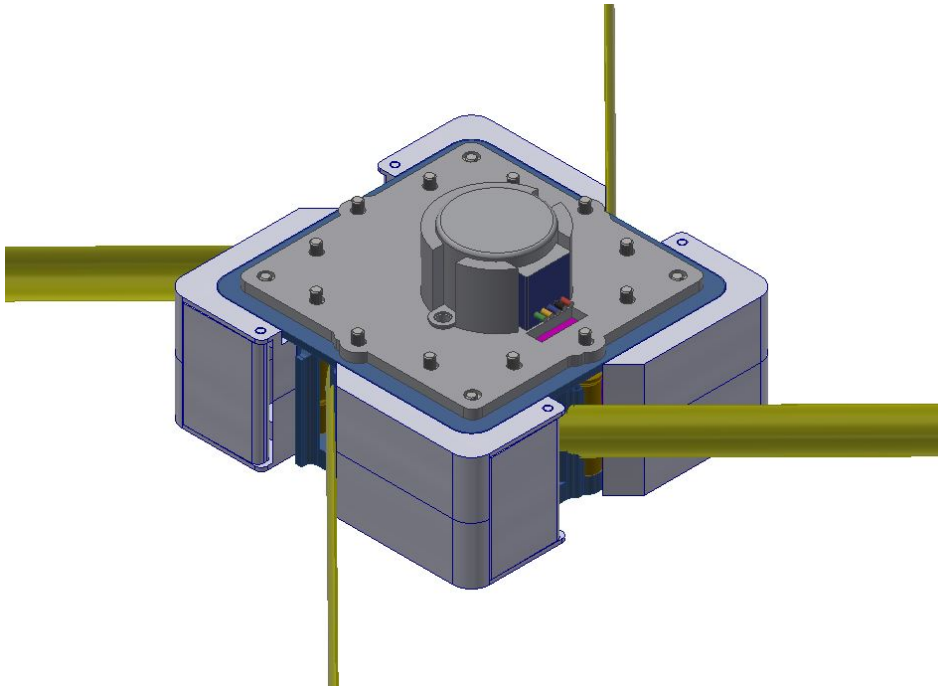


Figura 66: Render de modificación, stepper extra

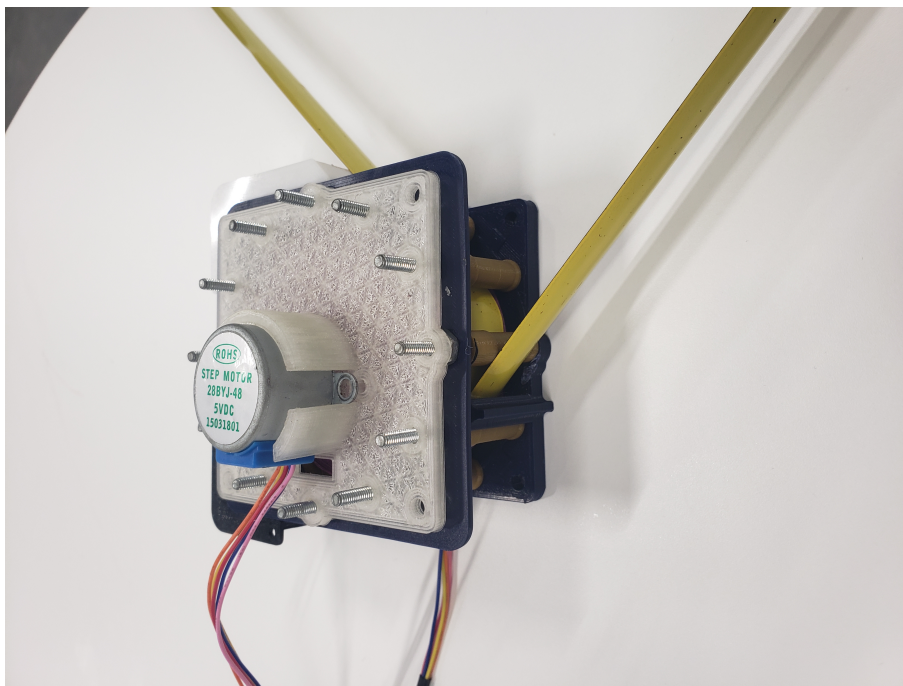


Figura 67: Ensamble de modificación

En la siguiente vista seccionada se puede observar cómo están colocados los dos motores stepper conectados al eje que hace girar el carrete.

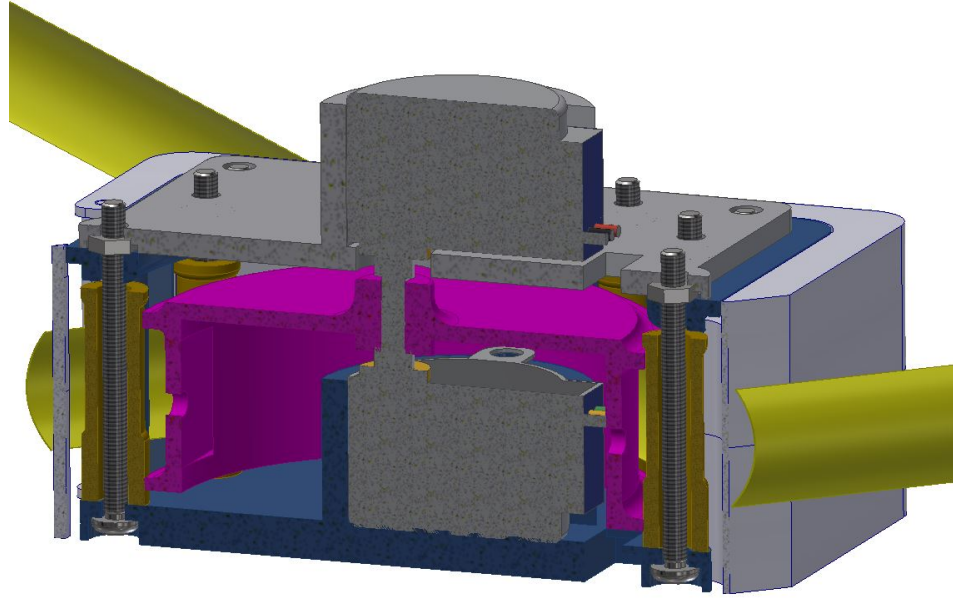


Figura 68: Vista seccionada de posición de motores stepper

En esta iteración se pudo notar que el mecanismo se puede desplegar, pero se deben reducir las fuentes de pérdida de potencia o sea reducir la fricción en el sistema.

#### 5.11.5. Prototipo: V4.0

En esta iteración del prototipo se rediseñó la base con los rodillos, ya que en la versión anterior se prototipó el diseño conceptual que se tenía, en este caso se cambiaron los tornillos por ejes de acero de 1.8 mm de diámetro, en vez de utilizar rodillos largos se diseñaron pequeñas ruedas para minimizar el área de contacto y consecuentemente la fricción, el carrete se rediseñó para finalmente dejar de utilizar el motor y colocar un resorte de torsión en el interior del mecanismo y se diseñó el eje donde se monta el carrete, a este eje se le monta un rodamiento y el carrete encaja en el rodamiento por lo que también se elimina la fricción del carrete. La nueva versión cuenta con 4 ruedas reductoras de fricción entre cada salida con un total de 16 ruedas reductoras de fricción del carrete y cuenta con 3 ruedas reductoras de fricción en cada salida para guiar la cinta en la salida. En las siguientes imágenes se pueden observar los componentes mencionados seguidos por imágenes del prototipo armado. Esta sección del mecanismo se considera como la más importante porque es la que contiene todo el mecanismo de despliegue. Estos componentes se prototiparon en la impresora Stratasys Objet30 en resina. Esto porque los componentes tienen detalles reducidos que necesitan tolerancias muy precisas para su correcto funcionamiento. El único inconveniente con este método de impresión es que la resistencia del material no es muy alta por lo que se debe reforzar con las piezas fabricadas con otros métodos como se podrá observar un poco más adelante.

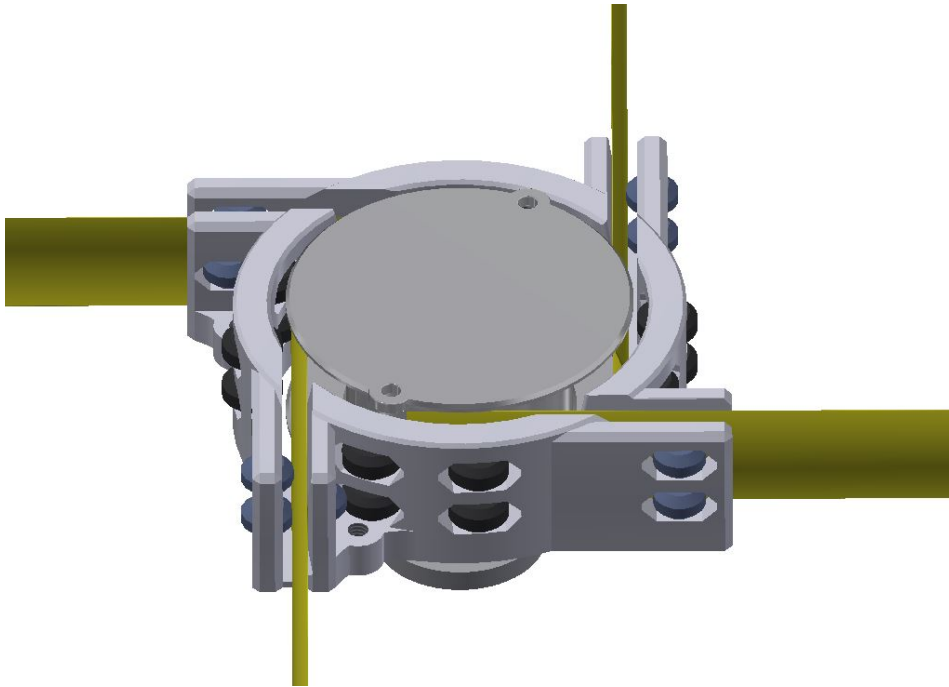


Figura 69: Render de nuevo mecanismo de rodillos

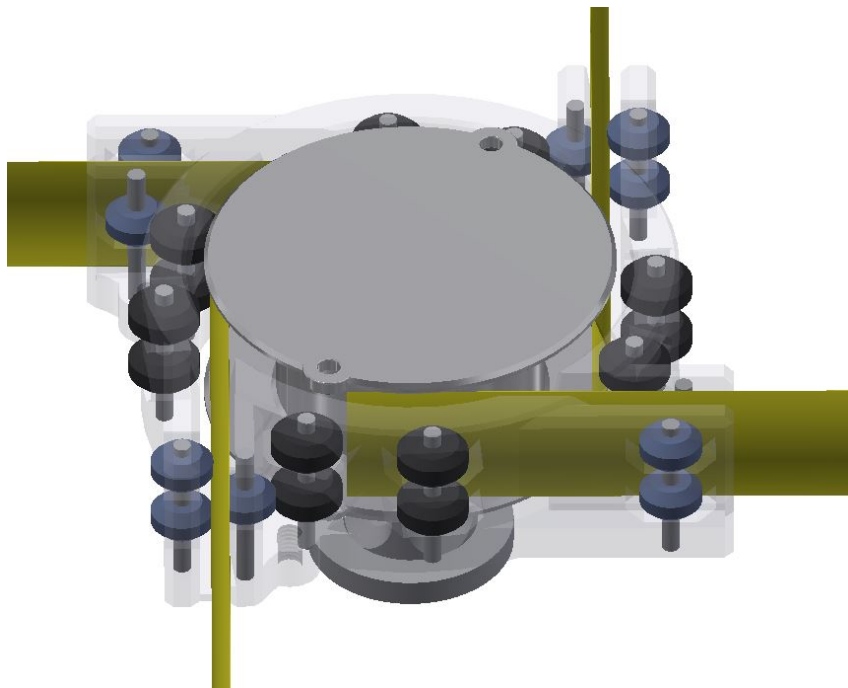


Figura 70: Vista de posición de rodillos y ejes dentro de la pieza



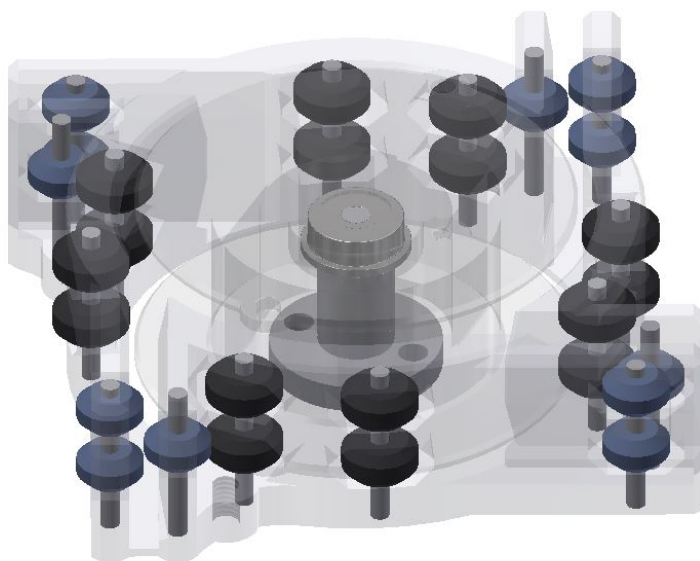


Figura 71: Vista de posición de rodillos, ejes y rodamiento central

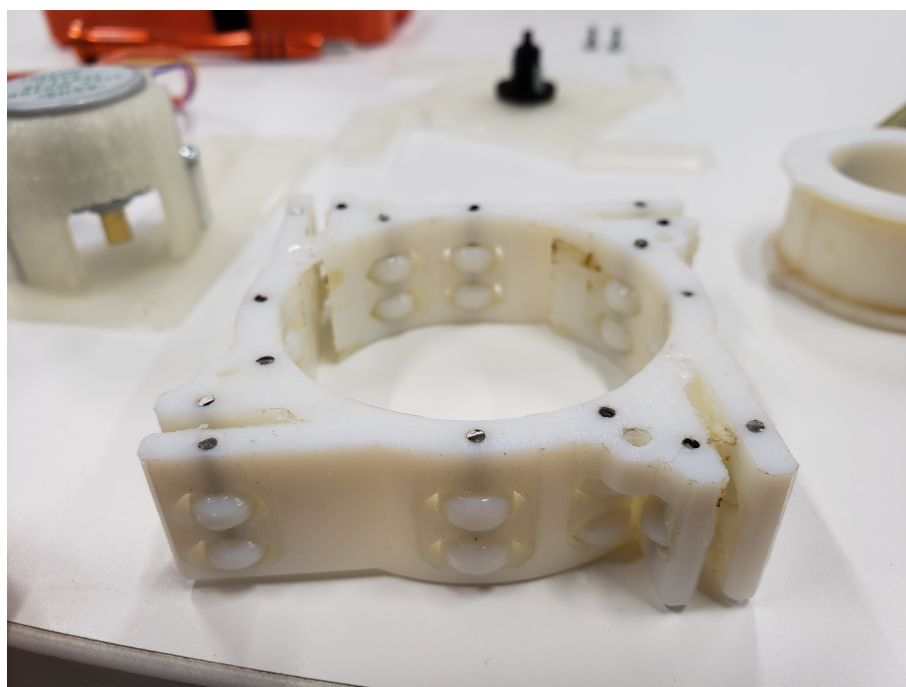


Figura 72: Mecanismo de rodillos armado



Figura 73: Vista interior del carrete con rodamiento asegurado

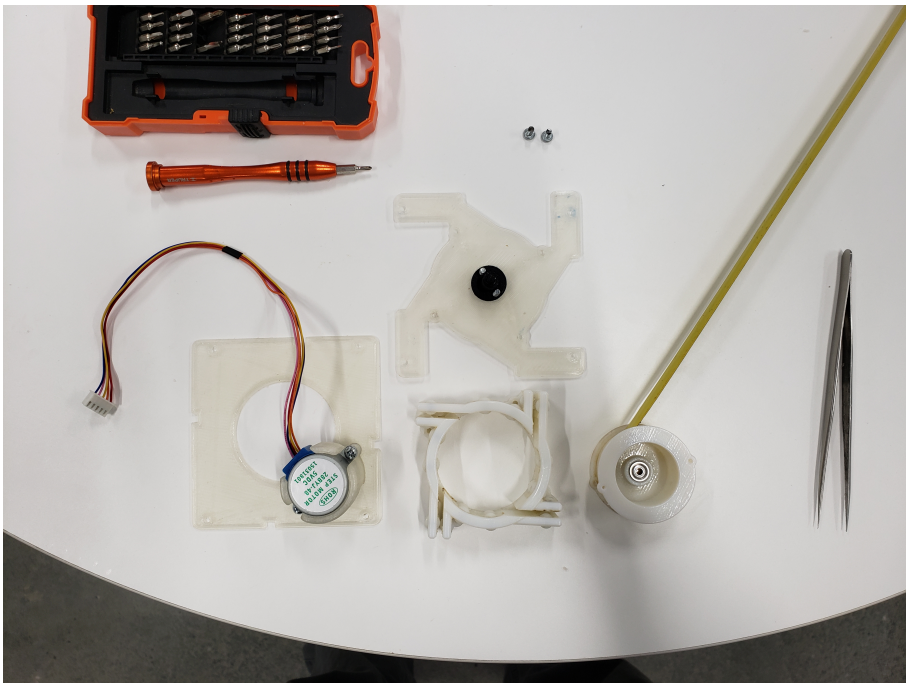


Figura 74: Componentes para el mecanismo de carrete

Después de ensamblar el mecanismo se obtuvo un resultado inesperado, los componentes de reducción de fricción funcionaron mejor de lo esperado y se determinó que el módulo ya

no necesitaría un resorte torsional para accionarlo. Se asume que esto es debido a que la cinta métrica está guardada en el carrete de manera circular y esta, al ser elástica, genera una fuerza de restitución que permite que se despliegue por su propia fuerza. Durante el ensamble no se tenía asegurado el ensamble de los rodillos y el carrete a la estructura y al desplegarse por accidente la pieza que contiene los rodillos se rompió por la cantidad de fuerza que ejerció la cinta sobre esta. Para seguir con las pruebas y poder desplegar y guardar el mecanismo de manera controlada se utilizó un motor stepper y un juego de engranajes plásticos con una relación 4:1 para incrementar el torque ejercido. El torque extra solo se utilizó para retraer el mecanismo de manera automática, principalmente para facilitar el proceso de pruebas. Para el caso de despliegue este motor funciona como freno porque la ventaja de utilizar motores stepper es que se puede controlar la velocidad con la que se desea trabajar. A continuación, se muestra cómo se ve el diseño y el modelo ya armado. Esta versión se probó varias veces sin las velas.

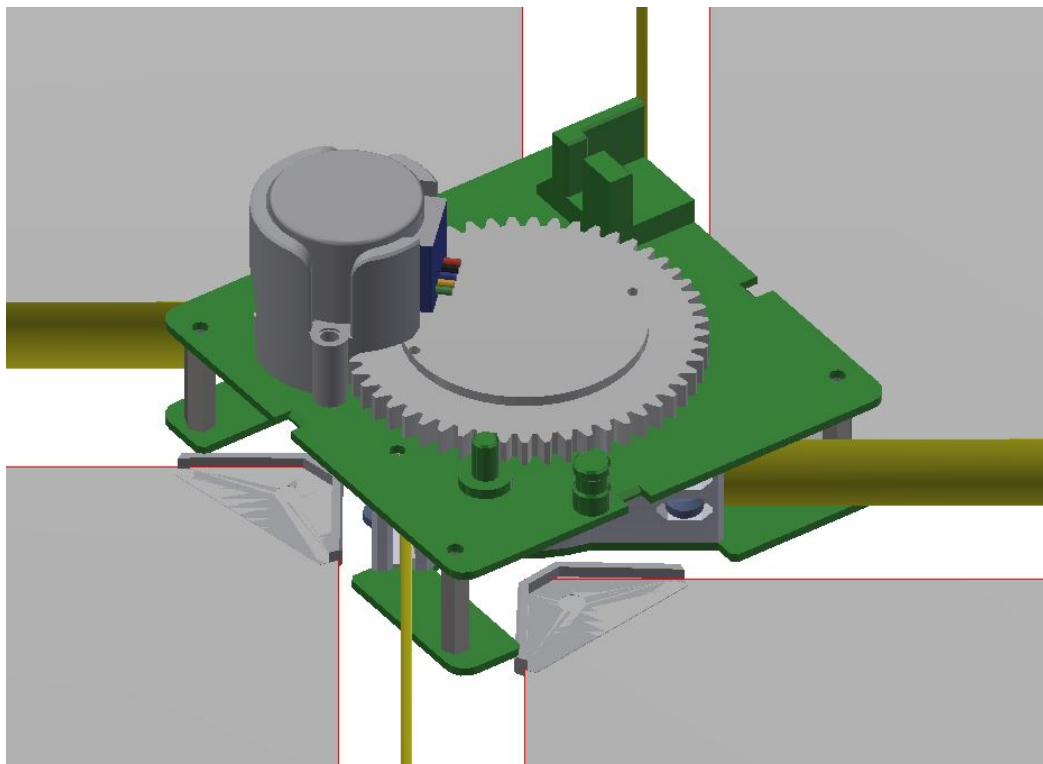


Figura 75: Render prototipo con reducción de velocidad mediante engranajes y motor stepper

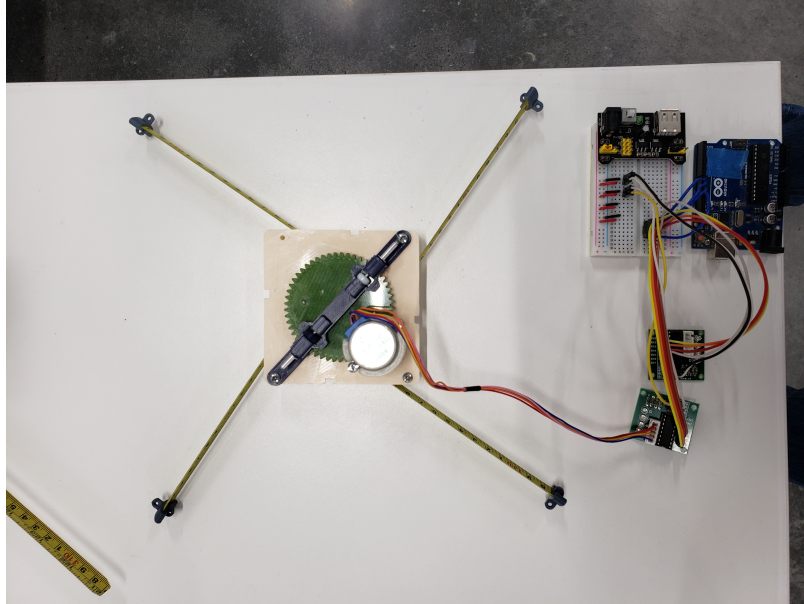


Figura 76: Ensamble de mecanismo con reducción de velocidad mediante stepper

Al tener la certeza de que el mecanismo funcionaría se fabricaron 4 velas de Mylar, un material muy similar al que se tiene en mente para el producto final cabe mencionar que el Mylar es una película utilizada en aplicaciones espaciales por su bajo peso y alta resistencia al desgaste y temperatura. Las velas se recortaron de un pliego de Mylar como se puede observar en la siguiente imagen de tal manera que el área total de las 4 velas fuese de  $3 m^2$ . Como se menciona anteriormente el Mylar es fácil de encontrar y resulta económico para realizar los prototipos.



Figura 77: Pliego de Mylar en laboratorio listo para medir y cortar

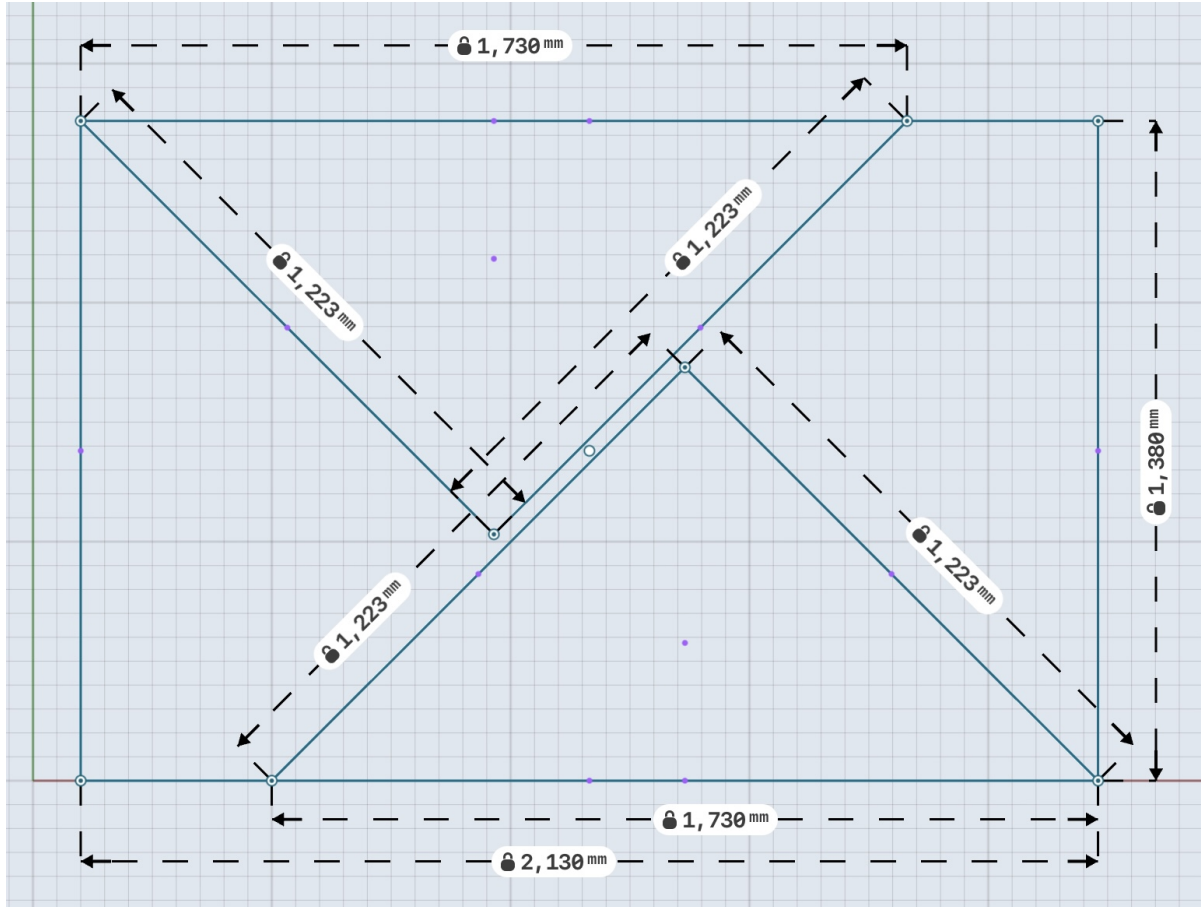


Figura 78: Medidas de la vela para cortar el mylar

Luego, se realizaron pruebas solo sosteniendo las velas, desplegando y retrayendo el mecanismo de tal manera que se pudiera observar si existía algún tipo de interferencia o resistencia de parte de las velas o del mecanismo de manera que este no se pudiera desplegar. El mecanismo no presentó ningún problema durante estas pruebas. Para estas pruebas se construyó una estructura de PVC para sostener los cables y controladores de los motores. Esto era sumamente necesario porque al desplegar las 4 velas al mismo tiempo todos estos componentes interferían y se debían tener suspendidos en el aire de alguna manera. La tubería de PVC resulta ser una solución simple y de bajo costo.

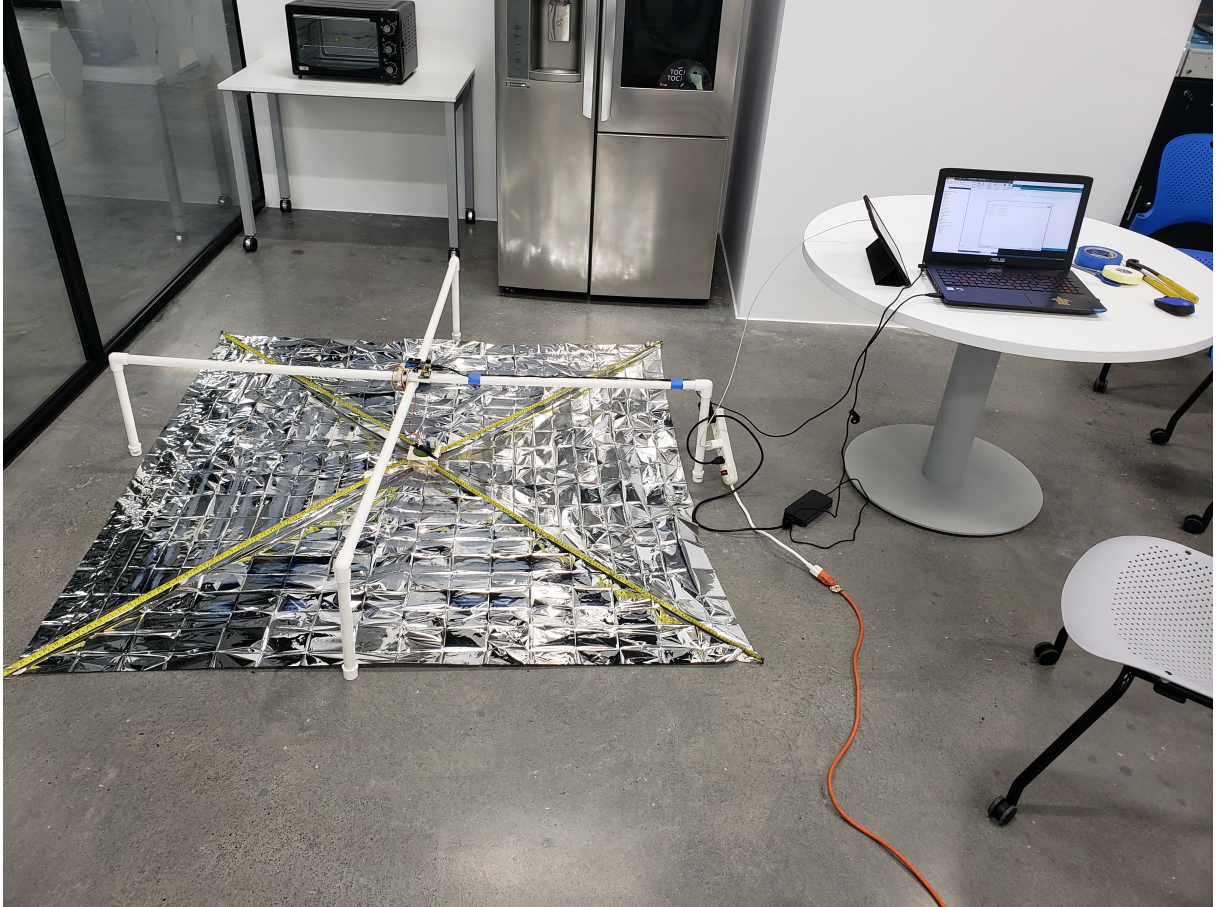


Figura 79: Módulo desplegado con estructura de PVC sosteniendo electrónica

Se ideó cómo sería el doblado de las velas y se definió el concepto de doblar de primero en forma de abanico todo el Mylar y después doblarlo en cuadrados de las dimensiones adecuadas para que quepan en el ensamble, también se diseñaron los nuevos cartuchos. En este caso se diseñó una pieza completa que encaja en la parte de abajo del sistema como se puede observar en las siguientes imágenes. En el centro del cartucho hay una pieza de anclaje removible para facilitar en el anclaje de las velas al módulo.



Figura 80: Pieza de anclaje de velas removible

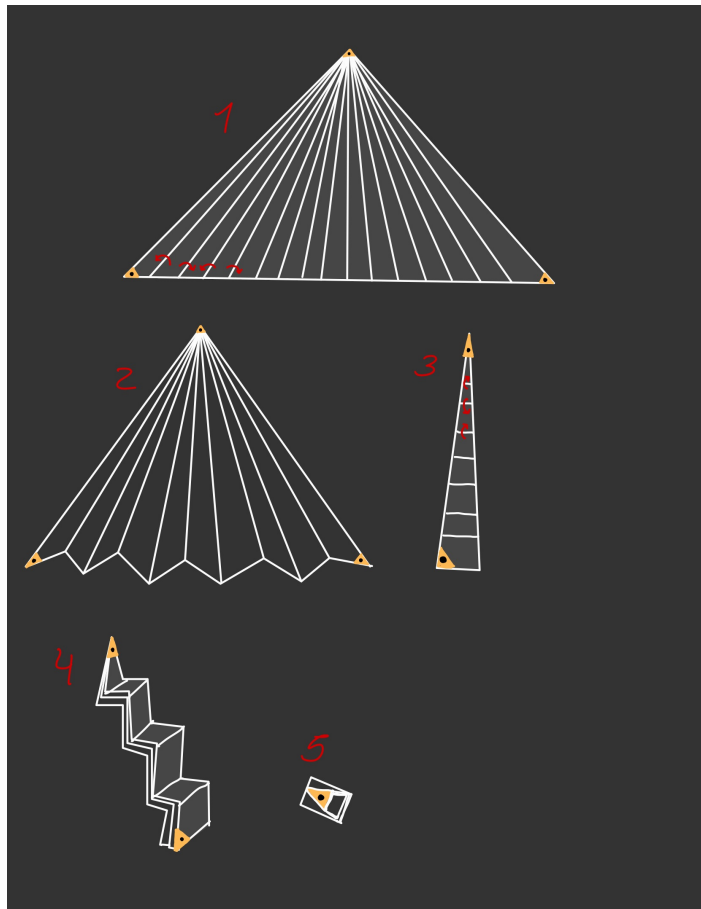


Figura 81: Idea inicial de doblez y despliegue de vela



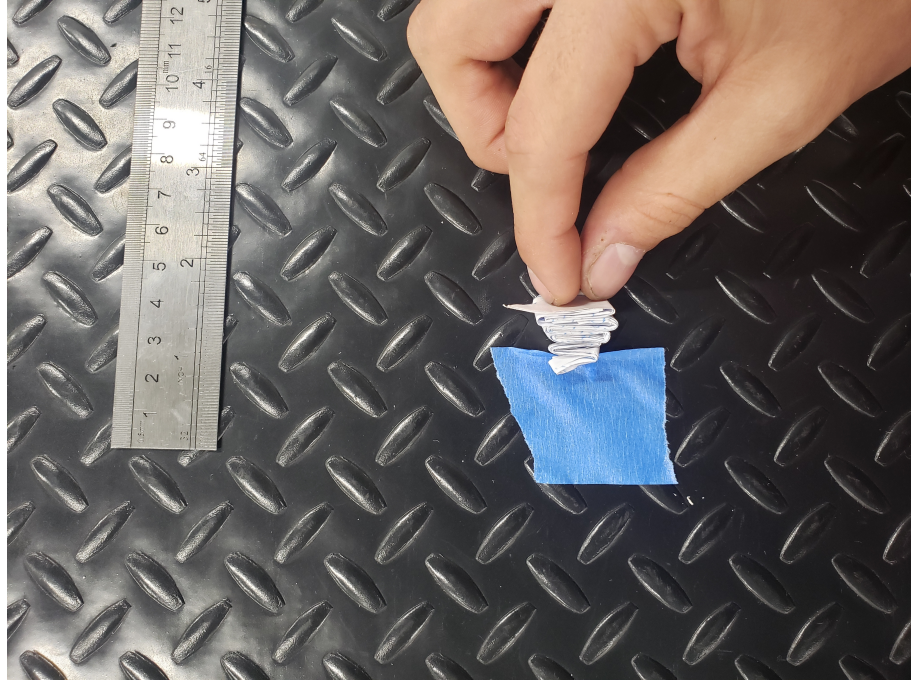


Figura 82: Demostración simple de despliegue de vela - 1

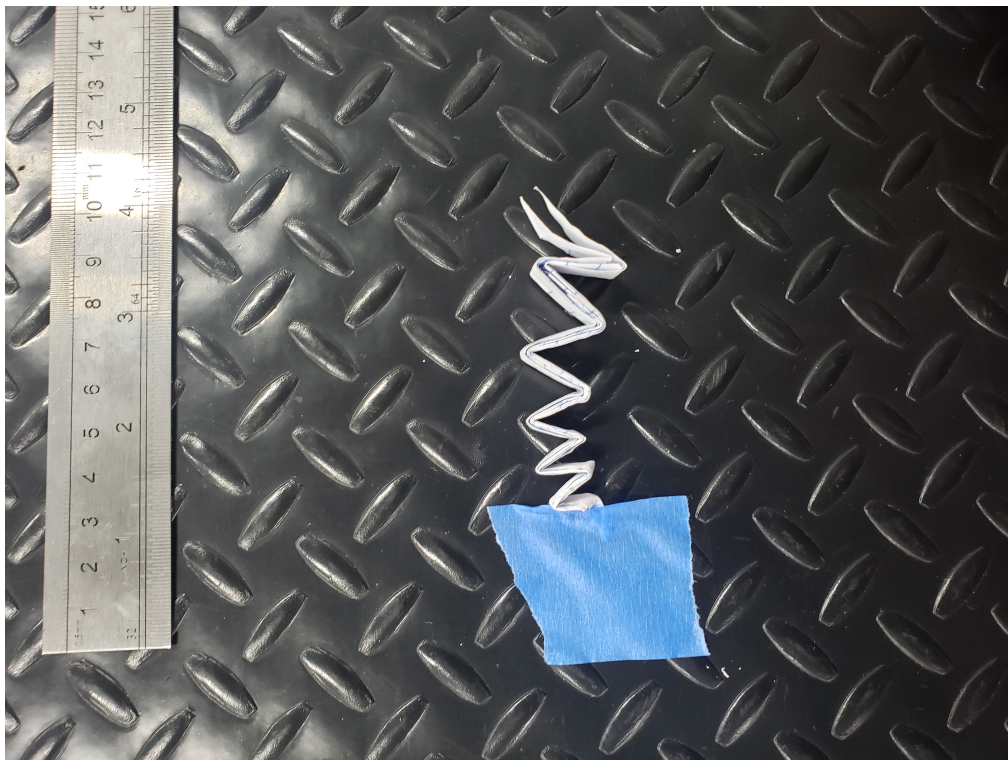


Figura 83: Demostración simple de despliegue de vela - 2

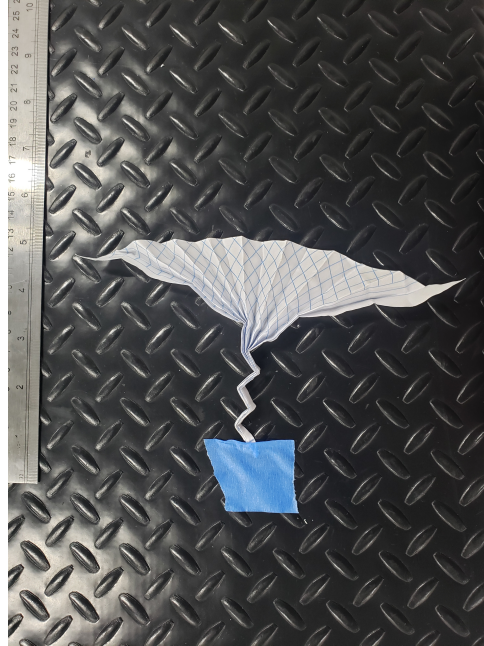


Figura 84: Demostración simple de despliegue de vela - 3

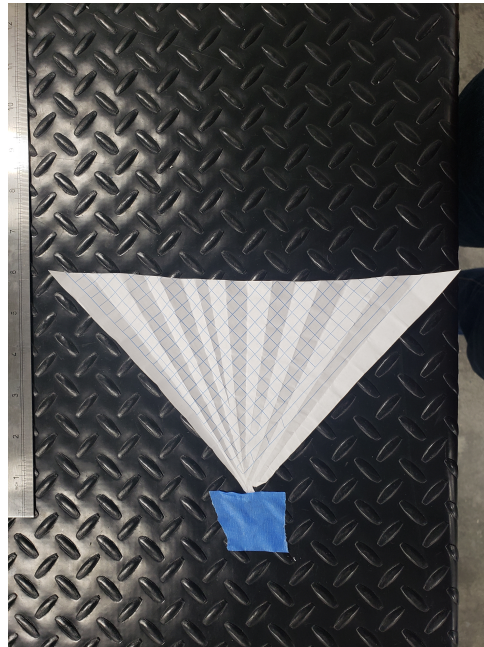


Figura 85: Demostración simple de despliegue de vela - 4

### 5.11.6. Prototipo: V4.1

La última iteración del diseño se centró en hacer un sistema activador del despliegue inmediato. La idea original consiste en una placa con resistencias que tienen anclada mediante un hilo el carrete y de esta manera se restringe el movimiento rotacional hasta que el sistema se active y los hilos se quemen para liberar la rotación del carrete y así desplegar el mecanismo. A pesar de que el sistema mencionado anteriormente sería el ideal para utilizar por su simplicidad, para la fase de prototipado y pruebas del mecanismo se decidió utilizar un servomotor con una rueda diseñada para restringir el movimiento rotacional del carrete. El mecanismo se libera y gira libremente cuando la plumilla del servomotor se levanta así accionando inmediatamente el despliegue. Este mecanismo simplifica las pruebas del módulo, especialmente para probar el despliegue una y otra vez sin utilizar mucho tiempo para volver a preparar el despliegue, en el diseño incluso se incluyó un socket hexagonal de 5 mm en el centro para hacer la preparación de las pruebas más fácil.

A continuación, se puede observar cómo es el diseño y el ensamble del prototipo final. En estas se puede ver cómo el cartucho y las placas abrazan o refuerzan a la pieza del central del mecanismo que, como se mencionó anteriormente, no tiene muy buena resistencia.

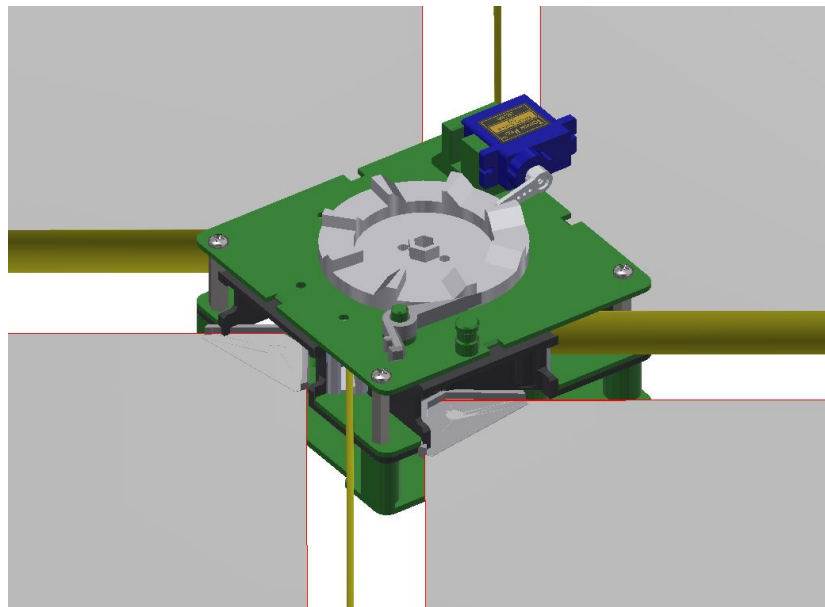


Figura 86: Render prototipo final

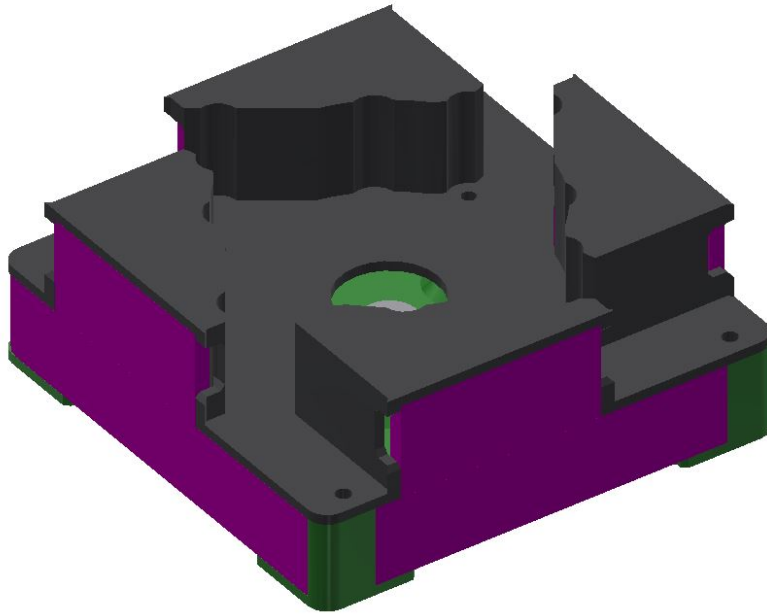


Figura 87: Render cartucho de almacenamiento de velas

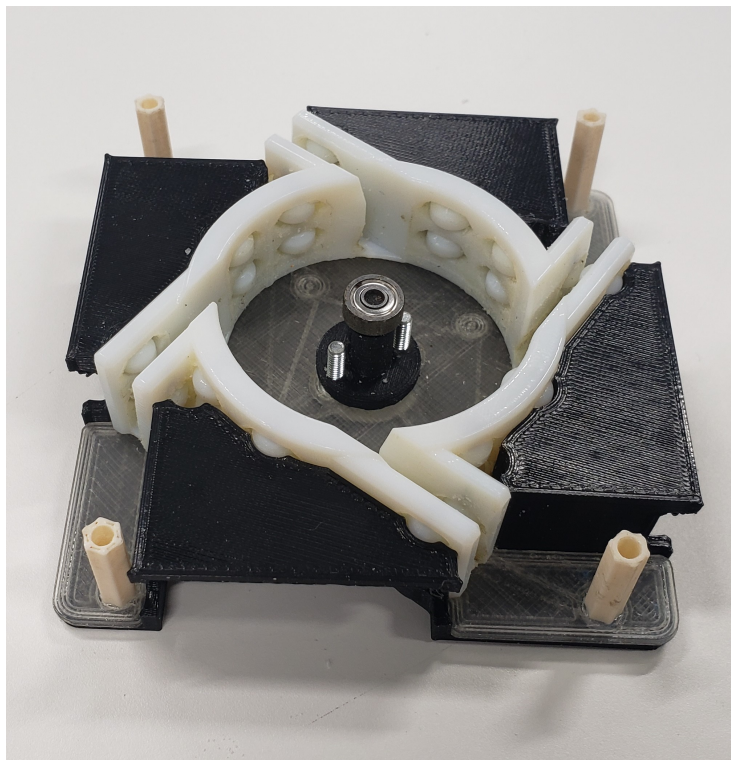


Figura 88: Componentes de rodillos y cartuchos ensamblados



Figura 89: Prototipo final completamente armado

Por último, se realizaron pruebas al mecanismo, durante estas pruebas se realizó el despliegue muchas veces sin documentar solo para comprobar que el módulo estuviese bien ensamblado, durante estas pruebas se ensambló y se desensambló varias veces entre pruebas para comprobar la integridad de los componentes. Una vez comprobado que los componentes resistían los esfuerzos dinámicos del despliegue, se documentaron 5 pruebas. Estas pruebas se realizaron solamente con una vela y el módulo completamente armado. Solo se realizaron 5 pruebas debido a que el proceso de doblar y guardar una vela, aunque no es un trabajo difícil, resulta ser tedioso y ocupa mucho tiempo.

Se decidió parar las pruebas después de la quinta prueba debido al tiempo que toma realizar cada una de estas pruebas, se prevé que un estudiante siga adelante con las pruebas documentándolas de manera adecuada para lograr obtener una confiabilidad óptima. Otro factor que contribuyó a parar las pruebas fue la resistencia del aire. Se tenía contemplado calcular la velocidad y fuerza con la que se despliegan las velas, pero al revisar las pruebas se pudo notar que esto no sería posible en las instalaciones actuales. Esto debido a la resistencia del aire a la hora del despliegue, como se puede observar en las siguientes imágenes tomadas de un vídeo en cámara lenta del despliegue, la vela se infla y frena un poco el despliegue. En el ambiente de operación que se tiene pensado este factor no afectaría el despliegue. Luego

de observar esto se realizó un análisis rápido para comprobar que la vela frena el despliegue. Se espera que la punta de la cinta en donde está atada la vela, a la hora de desplegar, tenga una aceleración casi constante desde el principio hasta cuando se termina el despliegue en donde debería tener una desaceleración brusca.



Figura 90: Prueba despliegue -1

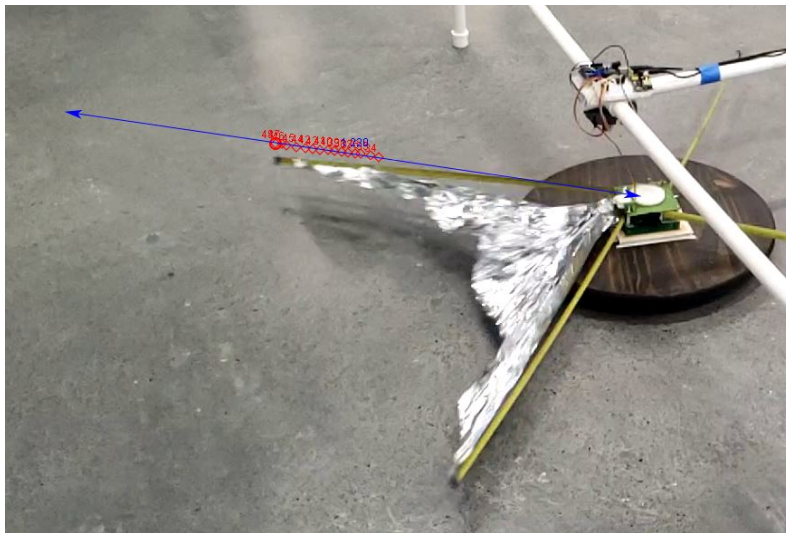


Figura 91: Prueba despliegue -2



Figura 92: Prueba despliegue - vela inflada

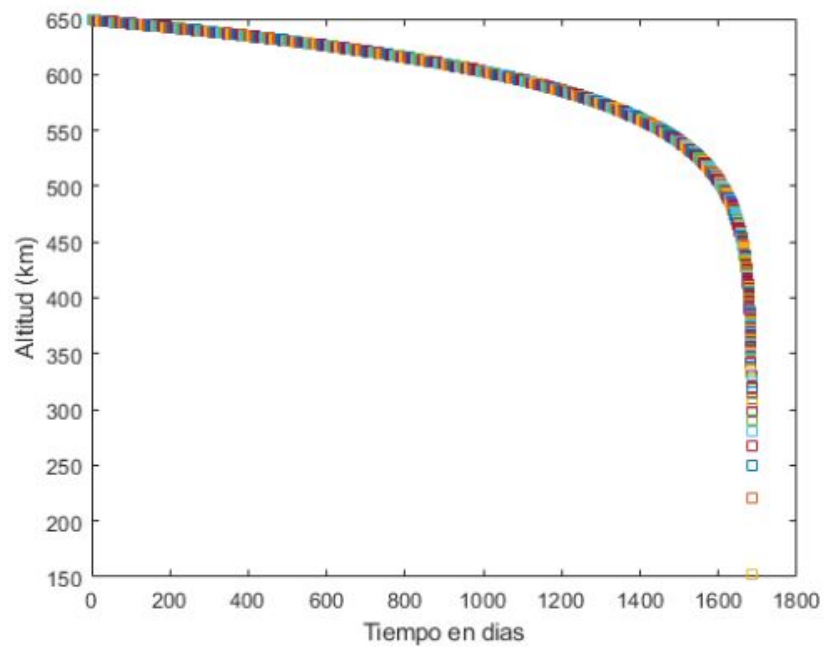
Utilizando el software Tracker se realizó un análisis rápido de la aceleración de la vela al momento de el despliegue. Para recolectar los datos se analizó el video y se marcaron puntos en cada cuadro para determinar el movimiento de la punta de la vela con respecto al tiempo.

El prototipo utiliza 81 piezas y el ensamble es relativamente complejo por lo que se adjunta como un anexo las instrucciones de ensamble. Los componentes que se deben utilizar se encuentran en un listado en la sección de resultados a continuación. Los archivos CAD se pueden encontrar en una carpeta compartida. Esta se encuentra en la plataforma GrabCAD, La dirección para encontrarlos es GrabCAD/3UCubeSat/DE-ORBIT aquí se podrá encontrar una carpeta llamada ASSEMBLIES en donde se encuentran los ensambles y otra llamada COMPONENTS en donde se podrán encontrar los componentes individuales del ensamble bajo el mismo nombre que se muestra en la tabla de componentes.





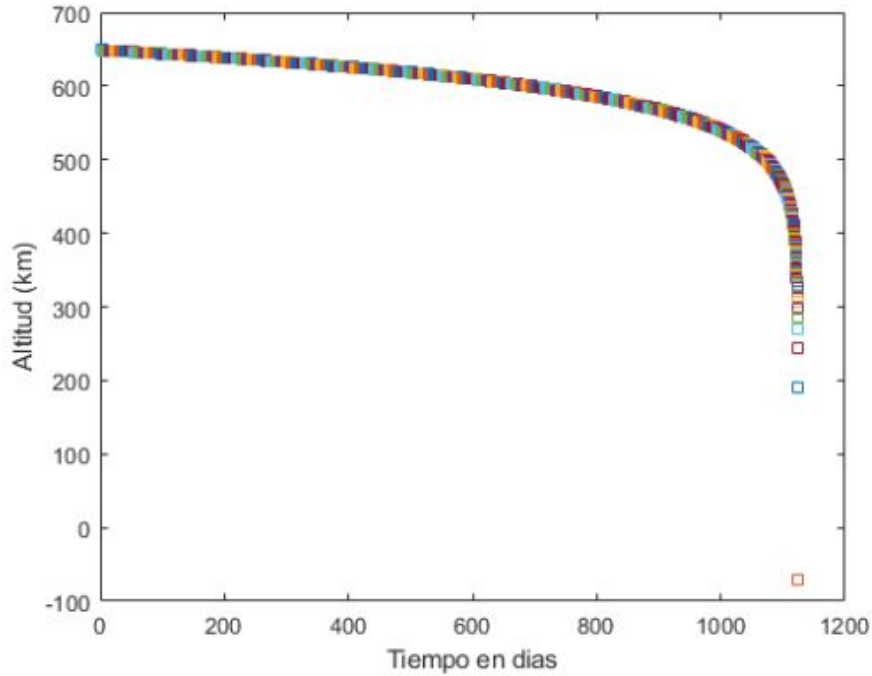
Para un CubeSat 3U que despliega las velas a 650 km se calculó que este deorbite en 4.62 años o 1685 días y que el decaimiento en comparación al tiempo se vea de la siguiente manera



Con la altitud inicial dada, una una masa de 3kg y un area superficial de 3m<sup>2</sup>  
 El satelite deorbitará en un tiempo estimado de: 4.617 años O 1685.2 días

Figura 93: Gráfica de altitud vs tiempo de un CubeSat 3U después del despliegue de las velas

Para un CubeSat 2U que despliega las velas a 650 km se calculó que este deorbite en 3.07 años o 1123 días y que el decaimiento en comparación al tiempo se vea de la siguiente manera



Con la altitud inicial dada, una una masa de 2kg y un area superficial de 3m<sup>2</sup>  
El satelite deorbitará en un tiempo estimado de: 3.0786 años O 1123.7 dias

Figura 94: Gráfica de altitud vs tiempo de un CubeSat 2U después del despliegue de las velas

Se diseñó y se prototipó un módulo capaz de desplegar velas con un área total de 3m<sup>2</sup> cuyas dimensiones generales son 0.5U. El listado de piezas utilizadas se encuentra a continuación y las instrucciones de ensamble se pueden encontrar en la sección de anexos como anexo 2.

Cuadro 5: Tabla de componentes

Número de pieza	Cantidad	Código de pieza	Descripción
1	1	PT-DEO-001-CARRETE	Elemento impreso en resina, PolyJet
2	1	PT-DEO-002-EJE CENTRO	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
3	1	PT-DEO-003-PORTA RODILLOS	Elemento impreso en resina, PolyJet
4	16	PT-DEO-004-RODILLO INTERNO	Elemento impreso en resina, PolyJet
5	1	PT-DEO-005-PLACA SUPERIOR	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
6	1	PT-DEO-006-PLACA INTERMEDIA	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
7	12	PT-DEO-007-RODILLO SALIDA	Elemento impreso en resina, PolyJet
8	1	PT-DEO-008-ROD 623 2Z	Rodamiento SKF 623-2Z
9	4	PT-DEO-009-STANDOFF	Standoff hexagonal M3x20mm
10	1	PT-DEO-010-SERVO SG90	Servomotor SG-90, 1.8 kgf*cm, 4.8v
11	1	PT-DEO-011-BRAZO SERVO	Accesorio incluido con Servomotor SG-90
12	1	PT-DEO-012-FRENO SERVO	Elemento impreso en resina, PolyJet
13	1	PT-DEO-013-CARTUCHO P1	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
14	1	PT-DEO-014-CARTUCHO P2	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
15	1	PT-DEO-015-CARTUCHO P3	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
16	1	PT-DEO-016-FRENO MECÁNICO	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
17	4	PT-DEO-017-CINTA BOOM	Cintas/booms, cinta métrica estándar de 16mm de ancho
18	4	PT-DEO-018-VELA	Velas cortadas de un pliego de Mylar
19	4	PT-DEO-019-ADAP VELA CARTUCHO	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3
20	8	PT-DEO-020-EJE RODILLOS P1	Ejes de acero, 2mm de diametro, 18mm de largo
21	8	PT-DEO-021-EJE RODILLOS P2	Ejes de acero, 2mm de diametro, 19mm de largo
22	4	PT-DEO-022-TORNILLO M3X10	Tornillo M3 x 10 mm cabeza Phillips
23	4	PT-DEO-023-ADAP VELA CINTAS	Elemento impreso PLA, Ultimaker 3

A continuación se muestran los DATASHEETS de los componentes 10 y 18, el servomotor y el Mylar respectivamente, estos fueron los que se utilizaron para la fabricación de este prototipo.

Figura 95: Datasheet Servomotor SG-90

Specifications

- Weight: 9 g
- Dimension: 22.2 x 11.8 x 31 mm approx.
- Stall torque: 1.8 kgf·cm
- Operating speed: 0.1 s/60 degree
- Operating voltage: 4.8 V (~5V)
- Dead band width: 10 μs
- Temperature range: 0 °C – 55 °C

Position "0" (1.5 ms pulse) is middle, "90" (~2ms pulse) is all the way to the left.  
 ms pulse) is all the way to the right, ""-90" (~1ms pulse) is all the way to the left.

(PRO, 2021)

Figura 96: Datasheet Mylar

## TECHNICAL DATA SHEET

### Mylar® (Polyester Film)

Mylar® exhibits superior strength, heat resistance, and excellent insulating properties. The unique qualities of Mylar® are found in many consumer, high tech, and electronic markets. Mylar® Polyester Film is ideally suited for a wide range of uses such as packaging, printing, die-cutting, electronics, protective overlay, barrier protection, apparel and other industrial applications.

**TYPICAL PROPERTIES of MYLAR®**

Properties	Typical Value	Units	Test Method
Tensile Strength (MD)	28,000	psi	ASTM-D882
Tensile Strength (TD)	34,000	psi	ASTM-D882
Strength Elongation MD	15,000	psi	ASTM-D882
Strength F-5 TD	14,000	psi	ASTM-D882
Modulus MD	710,000	psi	ASTM-D882
Modulus TD	740,000	psi	ASTM-D882
Elongation MD	115	%	ASTM-D882
Elongation TD	92	%	ASTM-D882
Surface Roughness	38	nm	Optical Profilometer
Density	1.39	g/cc	ASTM-D1505
Viscosity	0.56	dL/g	ASTM-D4603
Yield	21,000	in2/lb	n/a

**Benefits**

- Superior strength
- Heat resistance
- Insulating properties
- Good coefficient of friction (COF)
- Tear-resistant and puncture-resistant characteristics
- Excellent dimensional stability over a wide range of temperatures
- Very good resistance to most common solvents, moisture, oil, and grease
- Excellent barrier against a wide range of gases

Previo a realizar las pruebas controladas el mecanismo se probó muchas veces durante el ensamble para comprobar que todas las piezas estuviesen bien ensambladas y estas soportaran los esfuerzos de despliegue. Una vez el ensamble fue revisado a fondo se pasó a probar dicho mecanismo de manera remota. El prototipo se sometió a 5 pruebas controladas

de despliegue en donde fue completamente exitoso en las últimas 3.

Una prueba se considera exitosa cuando el mecanismo y la vela se despliegan correctamente. Se considera parcialmente exitosa si solo el mecanismo o la vela se despliega correctamente pero no ambas. Se considera no exitosa cuando el mecanismo ni la vela se despliegan correctamente.

Cuadro 6: Pruebas de despliegue

No. de prueba	Exitosa	Parcialmente exitosa	Fallida	Comentarios
1			x	El mecanismo chocó contra la base de PVC lo que no permitió el despliegue correcto.
2		x		El mecanismo se desplegó completamente pero al no tener 3 de las 4 velas la vela no pudo extenderse por completo.
3	x			
4	x			
5	x			Se nota que por la velocidad de despliegue puede haber resistencia aerodinámica durante el despliegue que afecta las pruebas

Fuente: elaboración propia

Durante la última prueba se tomaron los datos de aceleración de una de las puntas de las cintas, la gráfica se ve de la siguiente manera. Esto se hizo con el propósito de observar si existía alguna anomalía del mecanismo durante el despliegue.

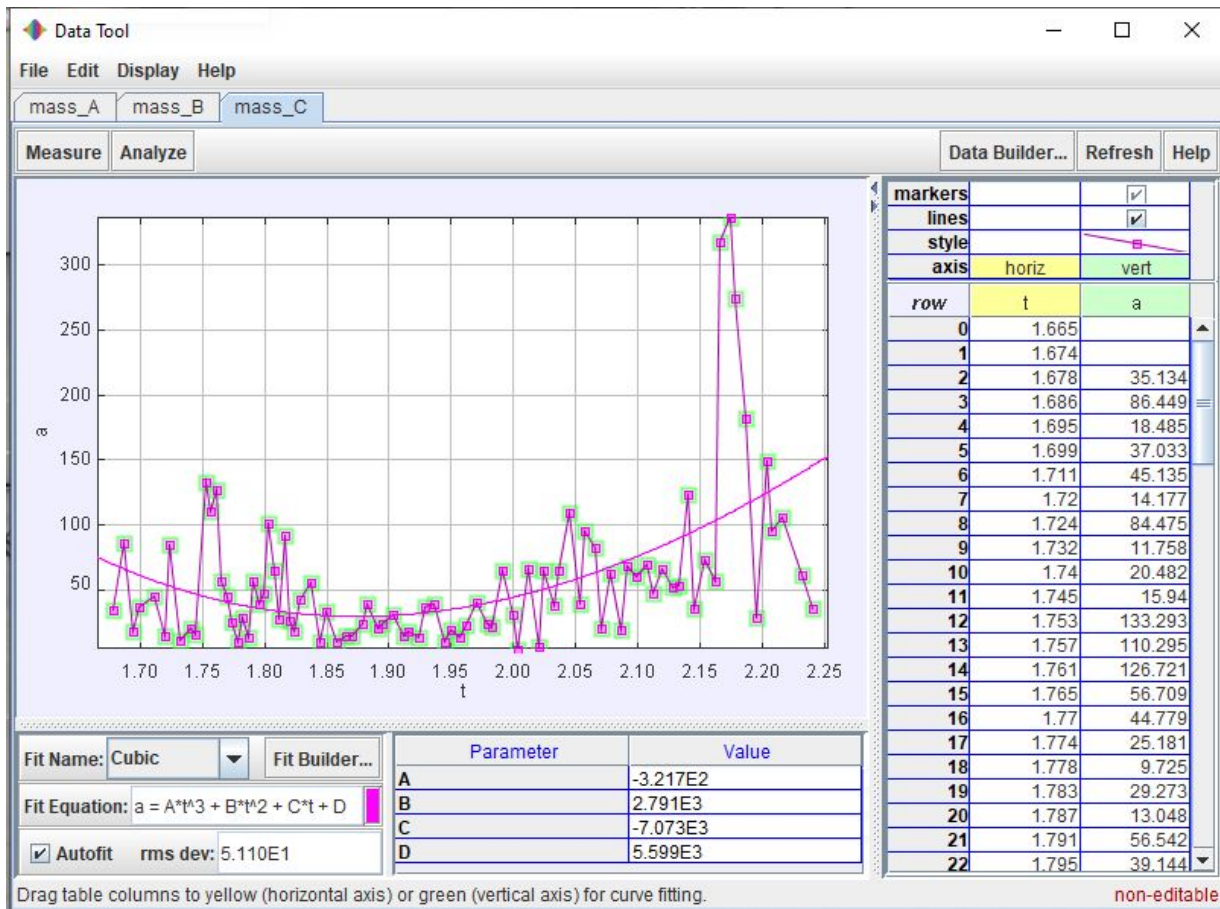


Figura 97: Gráfica de aceleración de las puntas de cinta al momento de despliegue

---

### Discusión de resultados

---

Los resultados de los cálculos realizados con el programa apuntan a que el módulo, al desplegarse, logrará cumplir el objetivo de deorbitar el satélite ya sea de dimensiones 2U o 3U en el tiempo definido de menos de 25 años.

Durante el proceso de prototipado se realizaron varias iteraciones hasta que se llegó a una funcional. Se llegó a un modelo robusto que es capaz de desplegar el mecanismo principal siempre que se le envía el comando. Las velas dieron ciertos problemas al desplegarse y se pudo notar que estos problemas fueron causados principalmente por el espacio y las condiciones en donde se realizaron dichas pruebas. En primer lugar se tuvo que modificar la base en donde se encontraban los componentes electrónicos debido a que una de las patas de la base interfería con el despliegue de la vela que se estaba probando y luego se notó que al solo probar una vela no se llega a un equilibrio dinámico por lo que se modificó el sistema para simular las otras velas y así se obtuvieron después los resultados esperados. A pesar de los despliegues exitosos se pudo observar que a la hora de desplegar el sistema, el aire afecta la velocidad de despliegue de la vela debido a la fuerza de resistencia del aire.

Se tomaron los datos del movimiento de la punta de la vela con respecto al tiempo y al ajustar una curva para los datos, se puede notar un valle de aceleración lo que nos indica una disminución en la aceleración del despliegue de la vela. Consecuentemente este resultado afecta la velocidad final del despliegue, entonces también afecta el tiempo total de despliegue. Lo ideal sería probar el módulo en una cámara de vacío y microgravedad porque en el actual ambiente es casi imposible determinar el tiempo real de despliegue de las velas y los esfuerzos dinámicos reales a los que estará sometido el módulo. Lo único que se puede comprobar es que si es capaz de soportar los esfuerzos, ya que se probó experimentalmente y que el despliegue se da en un tiempo menor a 2 segundos. Algo que se pudo observar en esta y pruebas anteriores es que al momento de desplegar el módulo se genera una pequeña rotación en el módulo completo. Se cree que esta rotación, en microgravedad, puede ser una fuente de rotación en el eje intermedio del satélite y podría generar problemas.





Mediante un proceso de diseño iterativo, se logró diseñar y prototipar un mecanismo capaz de desplegar velas que incrementan el área superficial de un nanosatélite de  $0.01 \text{ m}^2$  a  $3 \text{ m}^2$ . El prototipo funciona debido a que los rodillos y la pieza central que contiene a los rodillos logran que el carrete y sistema de despliegue de velas o booms funcione con fricción mínima aún estando dentro del espacio tan reducido con el que se trabajó. El acceso a equipo de impresión 3D FDM y de resina fueron claves para el prototipo ya que estos permitieron una iteración rápida y económica, aunque no se espera que el componente final se fabrique con estos métodos. De funcionar en el espacio se espera que este sistema, de manera pasiva, que logre disminuir la velocidad orbital del nanosatélite por el arrastre aerodinámico que generaría el incremento de área superficial. Esto consecuentemente reduciría la altitud del CubeSat. Basado en los cálculos realizados se estima que este módulo, una vez desplegado, es capaz de sacar de órbita a un CubeSat de dimensiones 2U o 3U de órbita en menos de 25 años.

Esta solución surge del problema del exceso de satélites y escombros que se encuentran actualmente en la órbita baja terrestre que consecuentemente llevaron a crear regulaciones para colocar objetos en estas órbitas. Este sistema debería ser capaz de contribuir a que no se acumule un satélite más en esta región del espacio y a la vez, cumplir con un requisito para poder colocar un satélite en esta región. A pesar de esto, el sistema aún debe desarrollarse más a fondo y debe ser probado exhaustivamente.



---

### Recomendaciones

---

Para seguir con el desarrollo de este módulo se recomienda probar el módulo en un ambiente similar al espacio para comprobar su correcto funcionamiento. Este ambiente debe ser de microgravedad y vacío. Uno de los efectos que se debe buscar y de presentarse se debe investigar y mitigar es el teorema del eje intermedio, este se presenta en objetos que rotan sobre su eje intermedio en donde puede llegar a ser inestable.

Se recomienda realizar simulaciones de aceleraciones y modos normales de vibración mediante algún software de elementos finitos para simular el despegue de un cohete. Es necesario validar el módulo una vez se tenga un diseño funcional y final, o sea cuando se sepa que este no tendrá cambios significativos.

Se recomienda seleccionar los materiales más adecuados o de estado del arte a la hora de fabricar el módulo final.

Por último se recomienda manufacturar la pieza central que contiene los rodillos mediante manufactura aditiva, investigar la posibilidad de utilizar resinas compuestas como es el caso de algunas piezas que van dentro del satélite CanX-7, mencionado previamente, o algún método de manufactura aditiva de metales. Esto último para poder lograr las tolerancias y geometrías adecuadas. El diseño es casi imposible de manufacturar mediante un método sustractivo, aunque valdría la pena intentar modificar el diseño para lograr el mismo resultado. Esto definitivamente incrementaría la complejidad del diseño.



- Akshay Tummala & Atri Dutta. (2017). *An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends*. *Aerospace*, 4 (4), 58. <https://doi.org/10.3390/aerospace4040058>
- Arianespace. (2020, septiembre). *Small Spacecraft Mission Service VEGA-C User's Manual*.
- Brito, T. P., Celestino, C. C. & Moraes, R. V. (2015). *Study of the decay time of a CubeSat type satellite considering perturbations due to the Earth's oblateness and atmospheric drag*. *Journal of Physics: Conference Series*, 641, 012026. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/641/1/012026>
- Conversano, R. W. & Wirz, R. E. (2013). *Mission Capability Assessment of CubeSats Using a Miniature Ion Thruster*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 50(5), 1035-1046. <https://doi.org/10.2514/1.A32435>
- design, M. (2020). dragNET De-orbit System. <https://mmadesignllc.com/product/dragnet-de-orbit-system/>
- ESA. (2020, 30 de marzo). Types of orbits [ESA.int]. [http://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Types\\_of\\_orbits#GTO](http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits#GTO)
- Goebel, D. & Katz, I. (2008, marzo). *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters* (Vol. 1). California Institute of Technology.
- IADC. (2020, marzo). *IADC Space Debris Mitigation Guidelines Issued*. <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/iadc-space-debris-guidelines-revision-2.pdf>
- Irving, M. (2017). *Canadian CubeSat deploys drag sails in deorbit demo*. *New Atlas*. <https://newatlas.com/canx-7-cubesat-drag-sails/49403/>
- JAXA. (2020, julio). *JEM Payload Accommodation Handbook - Vol. 8 - Small Satellite Deployment Interface Control Document*.
- Martinovic, M. & Segan, S. (2017). *Satellite orbit under influence of a drag - analytical approach*. *Serbian Astronomical Journal*, (195), 53-58. <https://doi.org/10.2298/SAJ1795053M>
- May, S. (2017, 7 de agosto). What Is a Satellite? [nasa.gov]. <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-a-satellite-58.html>
- NASA. (2010, 7 de julio). What Is an Orbit? [nasa.gov]. <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-orbit-58.html>

- NASA. (2015, 8 de enero). Small Satellite Propulsion. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20150002945>
- PRO, T. (2021). SG90 9 g Micro Servo.
- spacedaily. (2016). *History of the CubeSat*. [https://www.spacedaily.com/reports/History\\_of\\_the\\_CubeSat\\_999.html](https://www.spacedaily.com/reports/History_of_the_CubeSat_999.html)
- TEKCELEO. (2017). Piezoelectric Motor WLG-30-R DATASHEET.
- UBE. (2021). UPILEX-S.
- UN. (2010). *Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space*.
- Underwood, C., Viquerat, A., Schenk, M., Taylor, B., Massimiani, C., Duke, R., Stewart, B., Fellowes, S., Bridges, C., Aglietti, G., Sanders, B., Masutti, D. & Denis, A. (2019). *InflateSail de-orbit flight demonstration results and follow-on drag-sail applications*. *Acta Astronautica*, 162, 344-358. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.05.054>
- UVG. (2019). El primer satélite guatemalteco, Quetzal-1.
- Vergoth, K. (2020). Solving the space junk problem. <https://www.colorado.edu/today/2020/05/26/solving-space-junk-problem#:~:text=Currently%2C%20an%20estimated%20%2C000%20objects,are%20crowding%20low%2DEarth%20orbit.&text=For%20example%2C%20removing%20space%20debris,collision%20risk%2C%20and%20raising%20costs>.
- Villela, T., Costa, C. A., Brandão, A. M., Bueno, F. T. & Leonardi, R. (2019). *Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview*. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 1-13. <https://doi.org/10.1155/2019/5063145>
- Williams, K. (2016). *NASA's Exo-Brake 'Parachute' to Enable Safe Return for Small Spacecraft*. [https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/small\\_spacecraft/feature/exo-brake\\_parachute](https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/small_spacecraft/feature/exo-brake_parachute)
- YAGEO. (2020). *General type Normal & Miniature Style [MFR Series]*.

# CAPÍTULO 11

---

## Anexos

---

Listado de anexos:

1. Código para cálculos de deorbit
2. Planos de ensamble





## Diseño y prototipado de sistema para deorbitar un satélite tipo CubeSat 2U o 3U- Anexo 1

Instrucciones: para utilizar este programa solo hace falta copiar y pegar todo lo que se encuentra a continuación en un "LiveScript" de MATLAB. Este programa también estará subido en el Drive compartido del proyecto CubeSat 3U listo para descargar y correrlo en MATLAB, este fue escrito en la versión de MATLAB R2020b. Este se puede encontrar también en la carpeta una carpeta compartida de drive bajo la siguiente dirección y nombre 3UCubeSat / 8. DE-ORBIT / 4. CODE / DEROBIT.mlx

## Programa simple para decaimiento orbital

Se ingresan los valores de altura, área superficial y masa

```
prompt='Ingresar altitud inicial en km: ';
H=input(prompt);
prompt2='Ingresar area superficial en m^2: ';
A=input(prompt2);
prompt3='Ingresar masa en kg: ';
M=input(prompt3);

%Re= radio de la tierra
Re = 6378000
%Me= masa de la tierra
Me = 5.98E+24
% G= constante universal gravitacional
G = 6.67E-11
pi = 3.1416
% definicion de tiempo inicial e incrementos de tiempo
T = 0
dT = .1
% D9 es incremento de tiempo en segundos
D9 = dT * 3600 * 24
% H2 = es la altitud
```

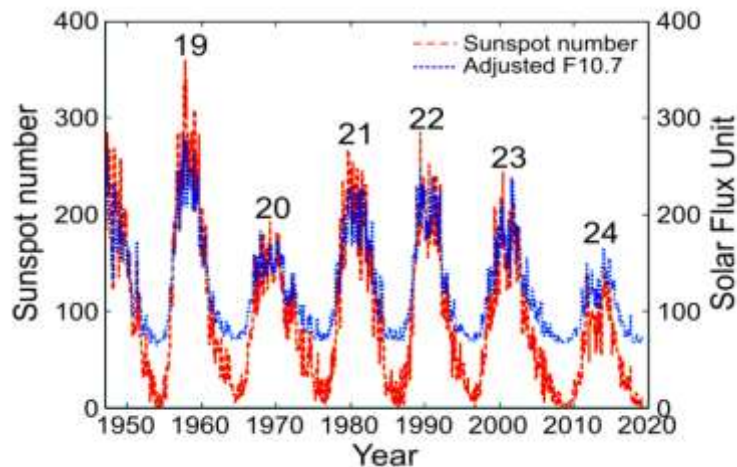
```

% H1 = incrementos de altitud
H1 = 10
H2 = H
% R = radio orbital en metros
R = Re + (H * 1000)
% P = periodo en segundos
P = 2 .* pi .* sqrt(R .* R .* R / Me / G)
PMIN=P/60

```

Solar Flux Unit:

Es la cantidad de energía solar que se irradia en cierta un area definida



(Grytsai et al. , 2020)

Se utilizará un promedio de 150 SFU para realizar los cálculos

```
F10_7=70
```

El indice geomagnetico Ap es la medida de actividad geomagnetica que hay en la tierra y en este caso en la atmosfera

```
Ap=0
```

Para el calculo de el tiempo que se tomara en caer de regreso a la tierra se itera con el siguiente programa

ITERACIONES

```
IT=0
```

```
while H>180
```

```
    %calcula la densidad atmosfrica utilizando el modelo de IPS Radio & Space
    Services, Sydney, Australia
```

```
    SH = (900 + 2.5 * (F10_7 - 70) + 1.5 * Ap) / (27 - .012 * (H - 200));
```

```

DN = 6E-10 * exp(-(H - 175) / SH);
dP = 3 * pi * (A / M)* R * DN * D9;

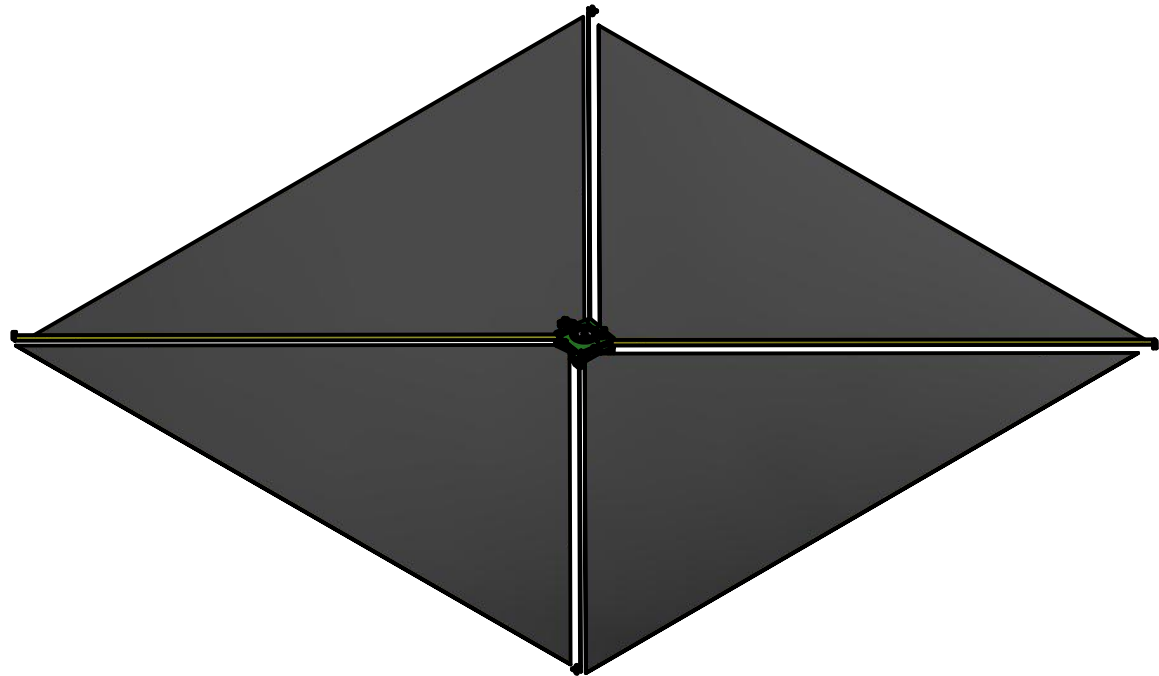
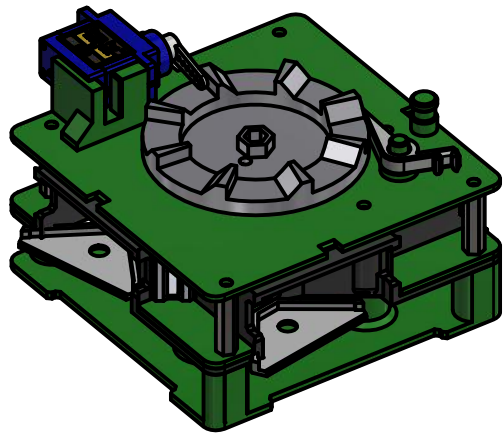
Pm = P / 60;
MM = 1440 / Pm;
nMM = 1440 / ((P - dP)) / 60;
Decay = dP / dT / P * MM;
H2 = H2 - H1;



P = P - dP;
T = T + dT;
R = ((G * Me * P^2) / (4 * pi^2)) ^ .33333;
H = (R - Re) / 1000;
tf=T/365;
IT=IT+1;
plot(T,H, '-s')
hold on

end
ylabel('Altitud (km)')
xlabel('Tiempo en dias')
preres=['Con la altitud inicial dada, una una masa de ',num2str(M),'kg y un area
superficial de ',num2str(A),'m²'];
Resultado=['El satelite deorbitará en un tiempo estimado de: ',num2str(tf), '
años 0 ',num2str(T),' dias' ];
disp(preres)
disp(Resultado)

```

# Ensamble de prototipo de sistema pasivo para deorbitar un nanosatélite tipo CubeSat 2U o 3U

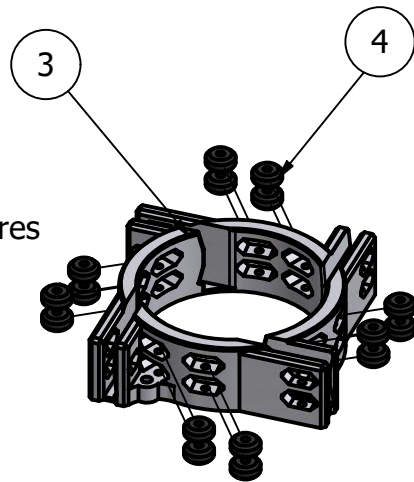


TODAS LAS MEDIDAS EN MILÍMETROS SALVO SE INDIQUE LO CONTRARIO. INTERPRETAR SEGÚN ASME Y14.5 - 2009.		DIBUJADO POR <b>Alberto López</b>		FECHA <b>2021</b>		 UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA 18 avenida, 11-95 zona 15, Vista Hermosa III Guatemala, Guatemala 01015 PBX: (502) 2634-0336 / 40 info@uvg.edu.gt		
<b>TOLERANCIAS GENERALES</b> LINEAL    .X ± .XX ± .XXX ± ANGULAR ± FRACCIONES ± RUGOSIDAD SUPERFICIAL ✓		DISEÑADO POR <b>Alberto López</b>		FECHA <b>2021</b>				
		REVISADO POR		FECHA		<b>TÍTULO: Prototipo sistema pasivo para deorbitar un nanosatélite</b>		
		APROBADO POR		FECHA				
		NOMBRE / NÚMERO DE PROYECTO				NÚMERO DE DIBUJO:		
MATERIAL varios		 TERCER ÁNGULO DE PROYECCIÓN		TODA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DOCUMENTO ES PROPIEDAD DE LA UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA. SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL QUEDA PROHIBIDA SALVO PREVIA AUTORIZACIÓN DE LA INSTITUCIÓN.		FORMATO <b>A4</b>	ESCALA: <b>0.06</b>	UNIDADES: mm
TRATAMIENTO N/A						PÁGINA 1 DE 7		REV
MASA: N/A								

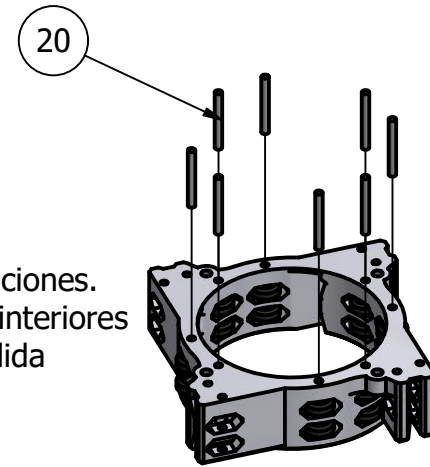
Listado de partes			
ITEM	Cantidad	Parte	Descripción
1	1	Carrete porta Booms	
2	1	Eje central	
3	1	Porta rodillos	
4	16	Rodillos internos	
5	1	Placa superior	
6	1	Placa intermedia	
7	12	Rodillos salida	
8	1	Bearing F 623-2Z GB/T 7218-1995	"Rolling bearings Miniature radial ball bearings with flanged outer ring Boundary dimensions"
9	4	Standoff	
10	1	SG90 - Micro Servo 9g - Tower Pro.1	
11	1	SG90 - Micro Servo 9g - adaptador	
12	1	Adaptador pasador de servo	
13	1	Cartucho parte-1	
14	1	Cartucho parte- 2	
15	1	Cartucho parte-3	
16	1	Freno mecánico para pruebas	
17	4	Booms	
18	4	Vela	
19	4	Adaptador vela-cartucho	
20	8	Ejes de rodillo interno	
21	8	Eje de rodillo de salida	
22	4	AS 1427 - M3 x 10	Phillips ISO metric machine screws
23	4	Adaptador cinta- vela	

TÍTULO: Listado de partes		
NÚMERO DE DIBUJO: -		
FORMATO	ESCALA: -	UNIDADES: -
<b>A4</b>	PÁGINA 2 DE 7	REV

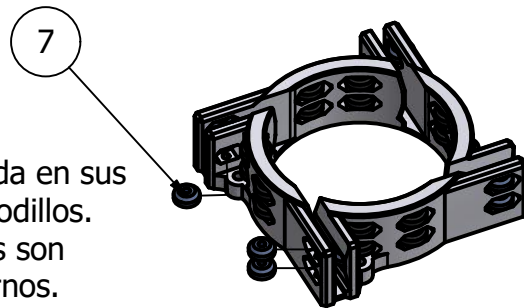
1. Colocar los 8 rodillos interiores en sus posiciones dentro del porta rodillos



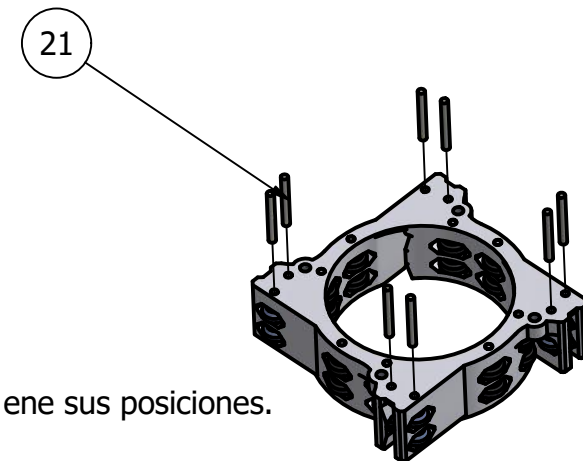
2. Insertar los ejes en sus posiciones. Tomar en cuenta que los ejes interiores son diferentes a los ejes de salida



3. Colocar los rodillos de salida en sus posiciones dentro del porta rodillos. Tomar en cuenta que estos son diferentes a los rodillos internos.

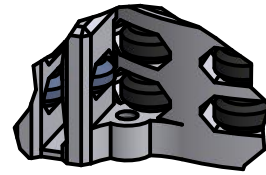
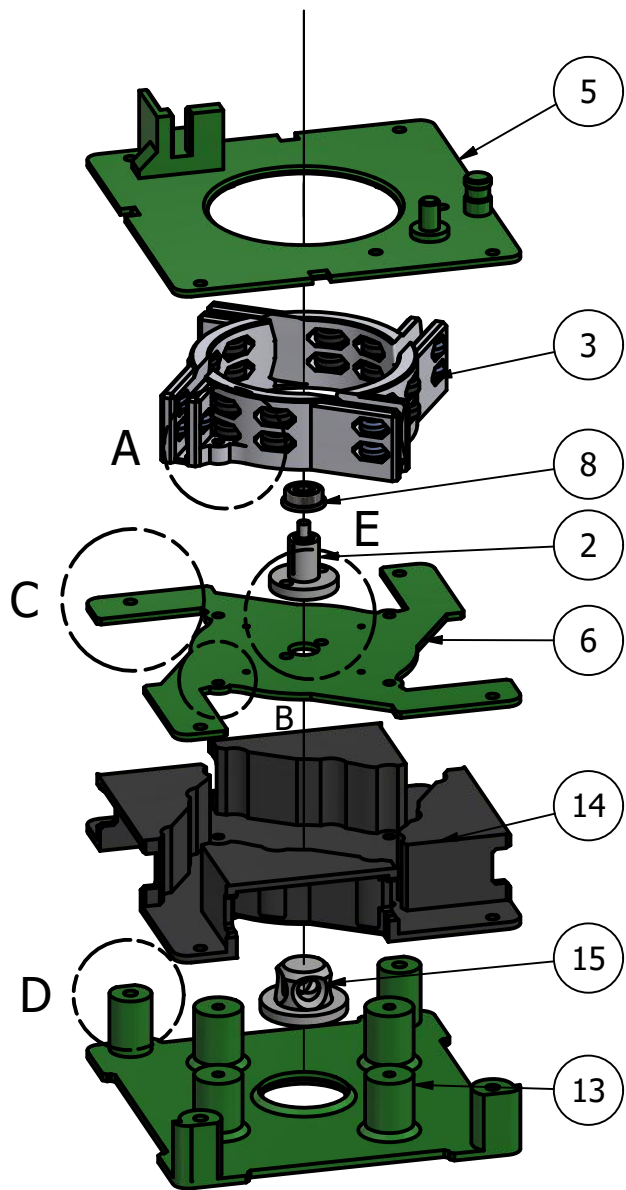


4. Colocar Los ejes en sus posiciones.

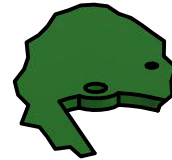


\* Los ejes deben quedar fijos en los orificios, debido a las tolerancias no deberían caerse

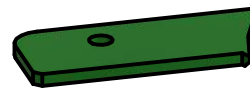
TÍTULO: Ensamble rodillos		
NÚMERO DE DIBUJO: 1		
FORMATO	ESCALA: 1/2	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 3 DE 7	REV



Detalle A  
Escala 1 : 1



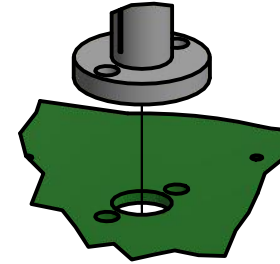
Detalle B  
Escala 1 : 1



Detalle C  
Escala 1 : 1



Detalle D  
Escala 1 : 1



Detalle E  
Escala 1 : 1

Las piezas mostradas se deben alinear de la manera indicada. Solo hay una orientación correcta para todas las piezas, esto gracias a que los orificios de las esquinas solo coinciden de una manera

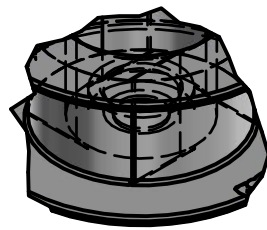
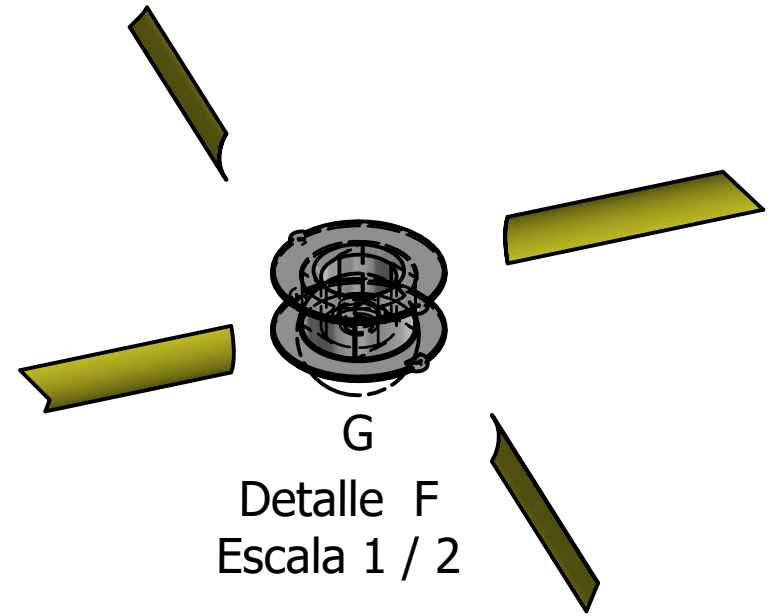
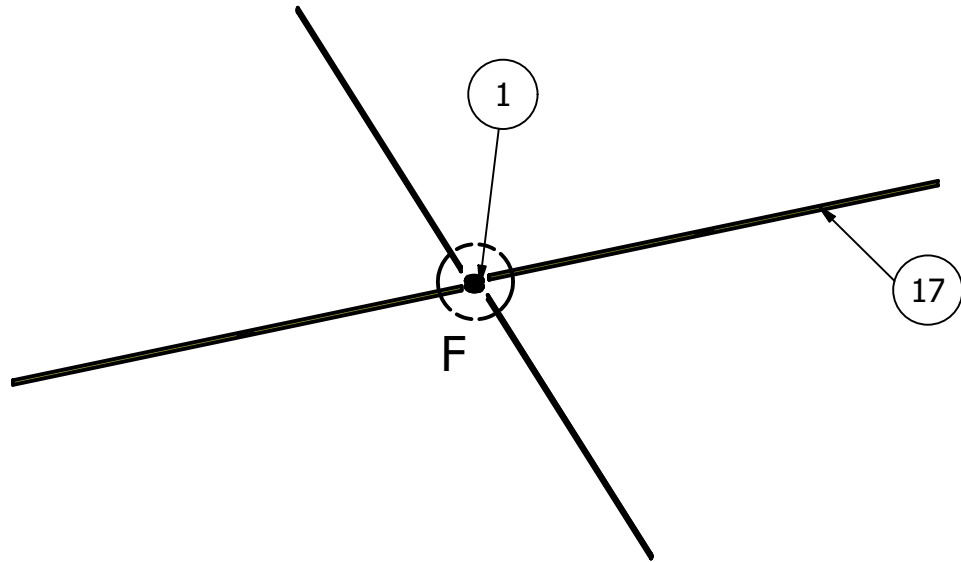
Por ejemplo los detalles A y B deben ir alineados así como los C y D

En detalle E muestra cómo debe ir colocado el eje central que asienta en el orificio mostrado y luego se atornilla a este.

TÍTULO: Ensamble rodillos, eje y cartucho

NÚMERO DE DIBUJO: 2

FORMATO	ESCALA: 1/2	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 4 DE 7	REV



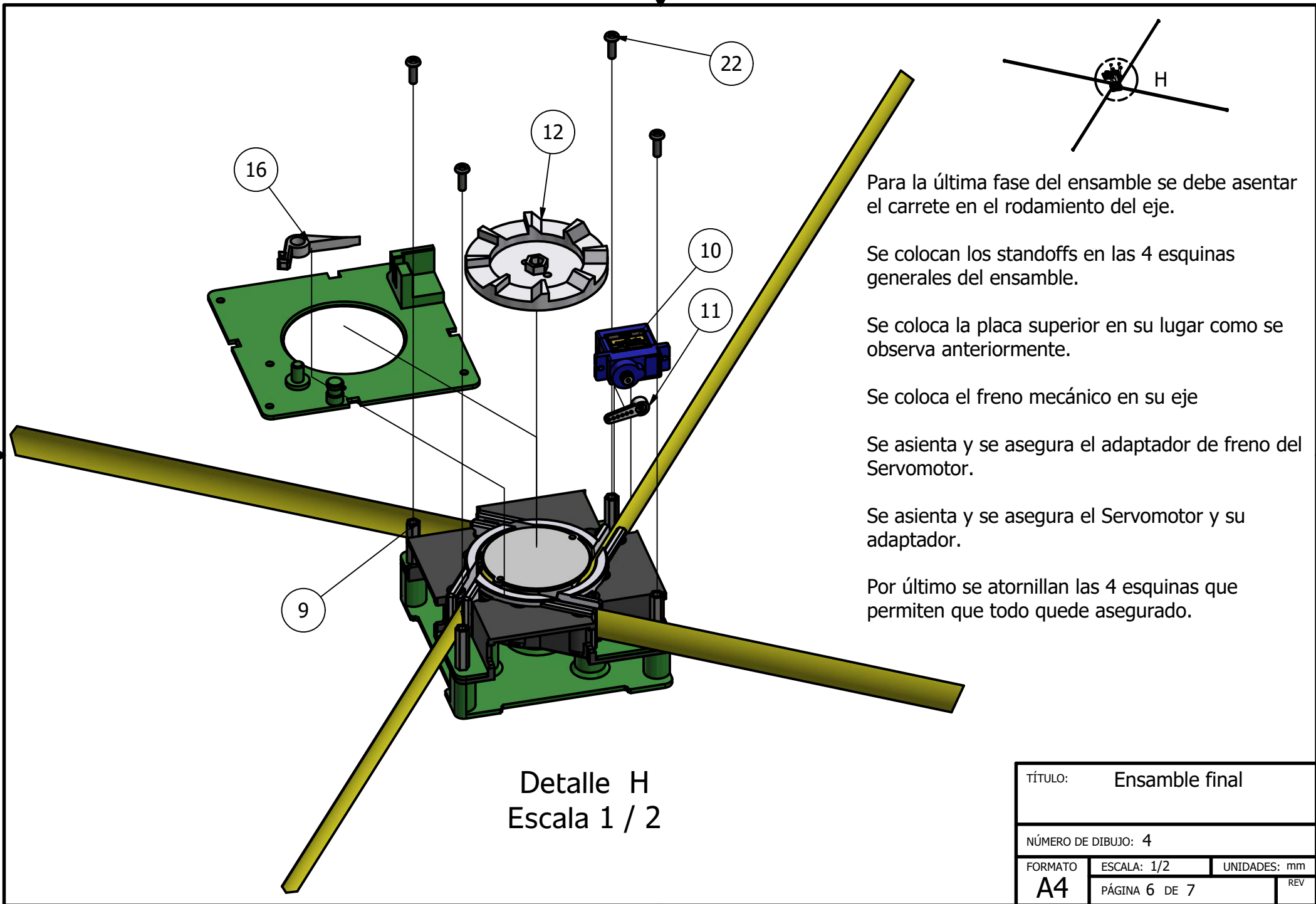
Detalle G  
Escala 1 : 1

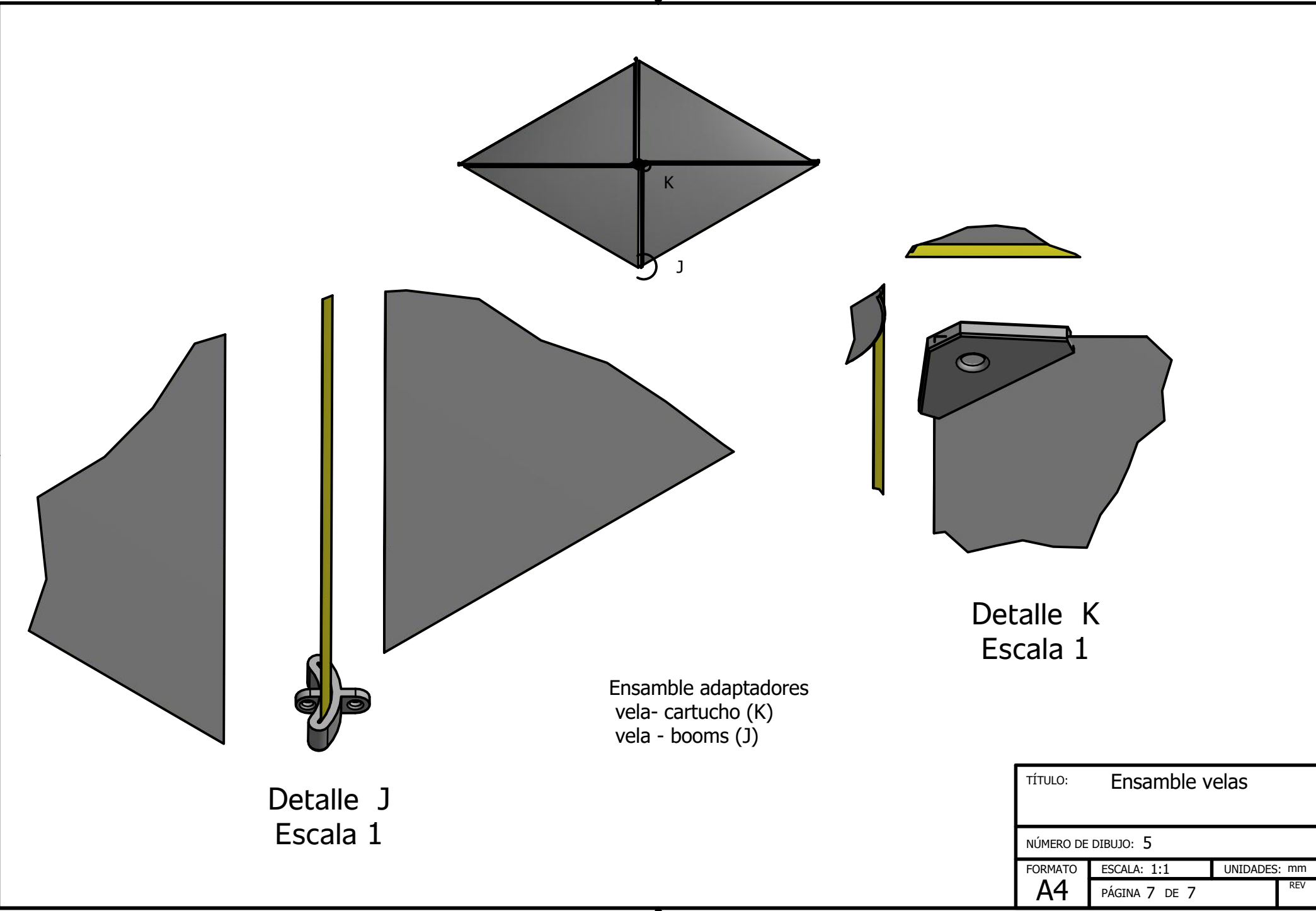
Para ensamblar las cintas estas se deben insertar en las ranuras que se muestran en el detalle G de las pieza carrete central y dentro se aseguran con castigadores y Loctite

Detalle F  
Escala 1 / 2

TÍTULO: Ensamble booms		
NÚMERO DE DIBUJO: 3		
FORMATO	ESCALA: varia	UNIDADES: mm
A4	PÁGINA 5 DE 7	REV







Detalle J  
Escala 1

Ensamble adaptadores  
vela- cartucho (K)  
vela - booms (J)

Detalle K  
Escala 1

TÍTULO:    Ensamble velas		
NÚMERO DE DIBUJO: 5		
FORMATO	ESCALA: 1:1	UNIDADES: mm
<b>A4</b>	PÁGINA 7 DE 7	REV