



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**Diseño, manufactura y validación de la  
arquitectura mecánica de los mini rovers  
autónomos para la misión COLMENA.**

**TESIS**

Que para obtener el título de  
**Ingeniero Mecánico**

**P R E S E N T A**

Ernesto Noé López Guzmán

**DIRECTOR DE TESIS**

Dr. Gustavo Adolfo Medina Tanco



**Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2023**



Universidad Nacional  
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

**Biblioteca Central**



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

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

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

*Si se preguntan cómo llegué aquí...*

*Así como el águila que cambia de plumas,  
mudando mis tenazas, tuve que fortalecerme.*

*Y como el explorador que deja a su pueblo,  
Buscando piedras preciosas, encontré sólo jade.  
Fue cuando miré hacia las estrellas y lo entendí.  
Era momento de dejar mis recuerdos en la Luna.*

## **Agradecimientos**

Agradezco a toda la gente que ha creído en mí, en especial a mi hermana Adriana que siempre me ha dado su confianza y apoyo. A mi hermano Omar por ser el primero en creer en mí y prestarme un desarmador. Y a mis padres, Marcela y Noe, ya que desde pequeño me han brindado las herramientas para poder desarrollarme.

A mi tutor, el Dr. Gustavo Medina Tanco por brindarme la oportunidad de ser partícipe de la era espacial representando a mi país. A mis profesores Maricarmen, Genaro, Isaac y Rogelio por revisar este trabajo y darme sus buenos consejos.

A mi hogar académico, la Universidad Autónoma de México y a la Facultad de Ingeniería que me brindó grandes profesores que hicieron que naciera mi amor por mi profesión y gusto por ejercer la Ingeniería.

Al Instituto de Ciencias Nucleares que me ha dado cobijo y nos brinda un lugar para hacer realidad los sueños de estudiantes que estamos llevando a México y a la UNAM hasta el espacio.

A todos los que forman parte del Laboratorio de Detectores y el Laboratorio de Instrumentación Espacial que muchos consideramos como un nicho de desenvolvimiento para aquellos que sueñan en grande y quieren llegar a los rincones más lejanos de nuestro Universo.

A los técnicos académicos del ICN Juan Carlos Sánchez Balanzar, José Rangel Gutiérrez y del Instituto de Materiales a Ana Bobadilla, que siempre fueron pacientes y me brindaron su conocimiento y apoyo para llevar a cabo las tareas que me fueron encomendadas.

A mis compañeros de la Facultad, Frida y Edgar que llenaron de risas y alegrías las horas de estudio. A mis compañeros del Instituto, que no solamente fueron colegas, si no que se volvieron amigos, José, Marco, Luisa, Ximena, William.

A mis compañeros de trabajo y a los alumnos de Servicio Social que me brindaron la oportunidad de compartirles mis conocimientos y su confianza, ya que trabajando hombro con hombro y sin su apoyo no hubiera sido posible cumplir con todos los objetivos.

A mis amigos de Vistas, que siempre apoyan mis metas y siempre están ahí para cuando las cosas se llegan a poner difíciles.

Y a aquellas personas que compartieron el camino conmigo...

Me alegro de ver este trabajo terminado porque quienes lo merecen son todos ustedes.

## Prólogo

Con la finalidad de que el hombre dé un paso más hacia el espacio y haciendo más accesible la tecnología y su desarrollo en países como el nuestro, en los últimos años se ha notado el aumento de desarrollos aeroespaciales por parte de universidades e instituciones de investigación. Uno de ellos es LINX (Laboratorio de Instrumentación Espacial), un laboratorio que busca ser un generador de tecnología mexicana tanto como de capital humano; abaratando costos y tomando en cuenta que los principales actores de este desarrollo son académicos y estudiantes de nuestras universidades, surge la idea de crear estructuras simples las cuales puedan ser diseñadas, calificadas y llevadas a ambientes espaciales. Siendo la superficie lunar, el laboratorio de pruebas más cercano, se plantea la posibilidad de construir estructuras simples con ayuda de robots que ayuden la labor del hombre. Así surge la misión COLMENA, que plantea colocar cinco mini rover autónomos sobre la superficie lunar, en el siguiente trabajo se muestra el proceso de diseño, manufactura y validación de la arquitectura mecánica de éstos.

El primer capítulo tiene como objetivo mostrar cómo surge la necesidad de crear estructuras simples y cuáles son los objetivos que se plantean cumplir en la construcción de la arquitectura mecánica (chasis) de los mini rover autónomos utilizados en la misión lunar COLMENA.

En el segundo capítulo se muestran los antecedentes que se utilizaron y sirvieron de guía para establecer una filosofía de trabajo y dar un panorama al lector de los conceptos que se mencionan a lo largo de este trabajo.

En el tercer capítulo se muestra cuál fue la evolución en el diseño; los retos y las causas por las cuales fue modificada la geometría de los mini rover hasta llegar a la versión que fue utilizada en el ensamble final.

En el cuarto capítulo se explican en qué consisten y la finalidad de las diversas pruebas que se realizaron para obtener una validación de la arquitectura mecánica y cumplir con los requerimientos que la compañía Astrobotic® solicitó. Astrobotic® es una empresa que se describe de la siguiente manera: "Desarrollamos sistemas avanzados de navegación, operación y computación para naves espaciales, y nuestra flota de vehículos de aterrizaje lunares y rover entregan cargas útiles a la Luna para empresas, gobiernos, universidades, organizaciones sin fines de lucro e individuos." [1]

En el quinto capítulo se hace una recapitulación de los resultados obtenidos de las diferentes pruebas realizadas y el trabajo a futuro que se podría obtener de ellos.

Por último, en el sexto capítulo se anotan las referencias bibliográficas y los diferentes documentos que se utilizaron para la construcción de este trabajo, algunos de ellos fueron proporcionados por la compañía Astrobotic® y otros elaborados por LINX como parte de la documentación que fue solicitada.

# Contenido

Prólogo	4
Contenido	6
Glosario y abreviaciones	8
Índice de tablas	9
Índice de figuras	10
Introducción	12
Historia	12
Planteamiento del problema	14
Necesidad	14
Solución: Mini Rover CLMN_RS_V6.6-N	14
Objetivo general	16
Antecedentes	17
Proceso de diseño	17
Materiales de uso aeroespacial	18
Selección de materiales y diagramas de propiedades	26
Diseño Asistido por computadora	28
Manufactura Aditiva	29
Diseño y Manufactura	33
Planeación	33
Plataforma y arquitectura del producto	33
Restricciones de producción	34
Desarrollo del concepto	35
Conceptos de diseño industrial	35
Prototipos experimentales	38
Factibilidad de producción	40
Diseño en el nivel sistema	41
Arquitectura del producto	42
Subsistemas e interfases principales	43
Ingeniería preliminar del componente	44

Identificar proveedores para componentes clave	49
Diseño de detalle	50
Selección de materiales	52
Asignar tolerancias	55
Definir procesos de producción de piezas	56
Validación de la arquitectura mecánica	58
Pruebas	58
Aprobaciones requeridas por Astrobotic®	60
Desgasificación y volátiles	61
Ciclado térmico	62
Implementar cambios de diseño	64
Refinar procesos de fabricación y ensamble	64
Inicio de Producción	65
Conclusiones	67
Resultados Obtenidos	67
Trabajo a futuro	68
Referencias	69



## Glosario y abreviaciones

<b>LINX</b>	<b>Laboratorio de Instrumentación Espacial</b>
<b>COLMENA</b>	Misión Mexicana de Exploración del Suelo Lunar.
<b>TTDM</b>	Telemetry, Telecommand and Deployment Module
<b>Mini rover</b>	Vehículo miniatura de exploración planetaria.
<b>Chasis</b>	Estructura que da soporte y forma a un vehículo y sus componentes.
<b>Regolito</b>	polvo generado por impacto del suelo lunar con otros cuerpos celestes.
<b>MA</b>	Manufactura Aditiva: Método de manufactura por deposición de material.
<b>Aeroespacial</b>	De uso aéreo y espacial.
<b>HDT</b>	Heat Deflect Temperature: Temperatura de Deflexión Térmica
<b>Tg</b>	Glas Temperature: Temperatura de Transición vítrea.
<b>CAD</b>	Computer Asisted Design: Diseño Asistido por Computadora.
<b>CAM</b>	Computer Asisted Model: Modelo Asistido por Computadora.
<b>PR</b>	Prototipado Rápido: Generación de modelos preliminares en poco tiempo.
<b>PCB</b>	Printed Circuit Board: Tarjeta de circuito impreso

## Índice de tablas

Tabla 1 Factores de consideración para selección de materiales de uso aeroespacial [5].	19
Tabla 2 Comparación de polímeros utilizados en estructuras de aeronaves [5].	21
Tabla 3 Comparación de las propiedades típicas de un polímero estructural Vs otros materiales estructurales de uso aeroespacial [5].	22
Tabla 4 Propiedades de tensión en polímeros usados en aeronaves [5].	22
Tabla 5 Propiedades térmicas de polímeros aeroespaciales [5].	23
Tabla 6 Objetivos y requerimientos comunes en la selección de materiales para aeronaves [5].	26
Tabla 7 Restricciones de producción definidas por las características propias de la misión [10].	34
Tabla 8 Vistas isométrica, superior y lateral de las diferentes propuestas para el mini rover.	36
Tabla 9 Ventajas y desventajas de las diferentes propuestas para el mini rover.	37
Tabla 10 Evaluación de las propuestas con métricas.	38
Tabla 11 Comparación de propiedades mecánicas entre los materiales ULTEM®[12], Nylon-CF[13], Nylon[14] y ABS[15] para la manufactura del cuerpo del mini rover para la misión COLMENA.	52
Tabla 12 Comparación de masa del cuerpo del mini rover entre las diferentes versiones.	53

# Índice de figuras

Figure 1 Modelos de vuelo de los mini rover utilizados en la misión lunar COLMENA.	13
Figure 2 Modelado CAD de los mini rover CLMN_RS_V6.6-N utilizados en la misión COLMENA y su explosivo.	15
Figure 3 Mini rover CLMN_RS_V6.6-N.	15
Figure 4 Proceso general de desarrollo de producto [4].	17
Figure 5 Pirámide de certificación para materiales de uso aeroespacial [5].	20
Figure 6 Etapas del diseño y su relación con la selección de materiales [5].	24
Figure 7 Etapas en la selección de materiales [5].	25
Figure 8 Ejemplo de un diagrama de propiedades para la selección de materiales [5].	27
Figure 9 Los procesos CAD/CAM involucrados en un proceso de diseño [8].	28
Figure 10 Disciplinas relacionadas con las herramientas de CAD y CAM [8].	29
Figure 11 Dos visualizaciones de una pieza modelada en CAD, con diferentes espesores en sus capas transversales [9].	31
Figure 12 Proceso de creación de un objeto mediante manufactura aditiva [9].	32
Figure 13 Primera propuesta de chasis para mini rover.	35
Figure 14 Propuesta #3 (MA-ABS)	39
Figure 15 Propuesta #5 (MA-ABS)	39
Figure 16 Prueba de impresión #3DBenchy con los diferentes materiales que se cuenta en LINX.	41
Figure 17 Esquema de los diferentes componentes del mini rover para la misión COLMENA.	42
Figure 18 Cuerpo del mini rover impreso en ULTEM®.	42
Figure 19 Injerto de la espira de cobre durante la manufactura del cuerpo del mini rover en ULTRM®.	43
Figure 20 Esquema de los diferentes componentes de los mini rover para la misión COLMENA agrupadas en trozos.	43
Figure 21 Impresiones de diferentes versiones del cuerpo del mini rover y otros componentes.	44
Figure 22 Primera versión del modelo funcional junto con su idealización en modelo CAD.	45
Figure 23 Segunda versión del cuerpo del mini rover (ABS).	45
Figure 24 Comparación de tamaño entre la tercera y cuarta versión del mini rover originados por el nuevo tamaño de paneles y motores.	46
Figure 25 Impresión de la cuarta versión del mini rover en nylon con fibra de carbono.	46

Figure 26 Diseño CAD y preparación para ensamble de la quinta versión del mini rover.	47
Figure 27 Quinta versión del mini rover ensamblado para pruebas de electrónica.	48
Figure 28 Modelos de ingeniería para pruebas de software, comunicación y movilidad.	48
Figure 29 Prueba de ensamble y funcionamiento completo del modelo de ingeniería con la quinta versión del cuerpo del mini rover.	49
Figure 30 Centro de manufactura aditiva de LINX.	50
Figure 31 Modelo CAD de la sexta versión del mini rover utilizado en la misión COLMENA.	51
Figure 32 Resultados arrojados por el Software INVENTOR® para las simulaciones estáticas y modales aplicados a la sexta versión del mini rover (en nylon) utilizado en la misión COLMENA.	51
Figure 33 Prueba de termo vacío al cuerpo del mini rover hecho con nylon.	54
Figure 34 Cofia del TTDM desgastada después de una prueba de vibración.	54
Figure 35 Cotas utilizadas para la manufactura de la sexta versión del mini rover para la misión COLMENA [16].	55
Figure 36 Generación de código de impresión en software Cura® de las piezas que componen el cuerpo de la sexta versión del mini rover para la misión COLMENA.	56
Figure 37 Diagrama que muestra el perfil de temperaturas que se debe de realizar el ciclado térmico [17].	59
Figure 38 Campana de termo vacío donde se realizan las pruebas de validación en LINX.	60
Figure 39 Perfil de temperatura alcanzado durante la desgasificación [19]	61
Figure 40 Muestras de polímeros o elementos que contienen recubrimientos poliméricos montadas para pruebas de colección de volátiles.	62
Figure 41 Esquema de las temperaturas a cumplir en el ciclado térmico.	62
Figure 42 Montaje de la carga útil para la prueba de ciclado térmico.	63
Figure 43 Ciclado térmico aplicado a la carga útil de la misión COLMENA.	63
Figure 44 Preparación de los modelos de vuelo en la sala limpia de los mini rover para la misión COLMENA.	64
Figure 45 Ensamble de los mini rover para la misión COLMENA en sala limpia.	65
Figure 46 Mini rover utilizado en la misión COLMENA.	65
Figure 47 Prueba de funcionamiento con paneles solares de un modelo de vuelo de los mini rover de la misión COLMENA.	66

## Introducción

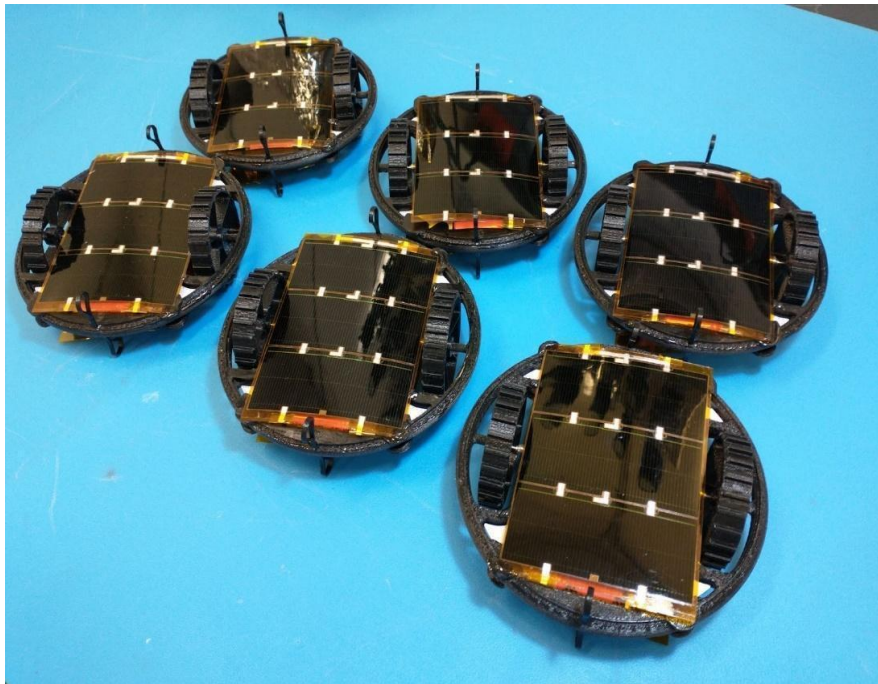
En este capítulo se plantea una opinión sobre dónde está México en el desarrollo espacial y cómo LINX está planteando una línea de trabajo en la que los diferentes proyectos que se desarrollan constituyen una oportunidad para los estudiantes en las que pueden aplicar sus conocimientos en el área aeroespacial. También se explica en qué consiste la misión lunar COLMENA, que da origen al planteamiento de una solución para el diseño, manufactura y validación de una arquitectura mecánica capaz de sobrevivir sobre la superficie lunar.

## Historia

COLMENA está planeada como la primera misión lunar mexicana, siendo una misión de bajo costo desarrollada por alumnos de ingeniería, física y matemáticas, entre otras; los cuales desarrollan actividades de servicio social, tesis, estancias de investigación, o colaboradores de nivel licenciatura y posgrado en LINX del Instituto de Ciencias Nucleares (ICN) de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM). El laboratorio se encuentra bajo la tutela del Dr. Gustavo Medina Tanco, el cual ha participado en diversos proyectos de índole aeroespacial como son: Pixqui (NASA-2013), EUSO-Balloon (CNES-2014), EUSO-SPB2 (NASA-2017), ATON (Estrat-2015), TMTC-SLNK (CNES-2016), Mini-EUSO (ASI-ROSCOSMOS-ISS-2019), NanoConnect-I (Estrat-2017), NanoConnect-II (LEO-2021).[2]

La misión consiste en desarrollar **mini rover** que son vehículos de exploración planetaria, con el objetivo de navegar de manera autónoma sobre la superficie lunar, hasta alcanzar una aglomeración física e intercambiar información de estado; obtenida por sensores para auto monitorearse: Finalizada esta primera etapa, comienza la fase científica de la misión: cada mini rover es una unidad autónoma que medirá parámetros ambientales y oscilaciones del campo magnético local para caracterizar el plasma polvoroso que se concentra en una capa límite de unos 20 a 30 cm sobre la superficie lunar. Todas estas mediciones son transmitidas al módulo de telemetría, tele comando y despliegue (TTDM), quien las preprocesa y eventualmente las manda al centro de control en tierra a través del módulo de alunizaje PEREGRINE de la compañía ASTROBOTIC®.

Siendo en total cinco de ellos (mostrados en la Figura 1), cada uno tiene unas dimensiones de 122 mm de diámetro y 50 mm de alto, con una masa máxima de 60 g, con el chasis y llantas fabricadas en nylon mediante manufactura aditiva, dos pequeños motores, dos bobinas de cobre que sirven de sensores de proximidad, su electrónica que es alimentada con paneles solares que se encuentran en las dos caras del robot, sin la existencia de algún maestro de tal manera que sean reemplazables y en caso de que alguno quede fuera, no se comprometa la misión.



*Figure 1 Modelos de vuelo de los mini rover utilizados en la misión lunar COLMENA.*

Una vez ensamblados fueron sometidos a diferentes pruebas con la finalidad de validarlos con los requerimientos marcados por parte de Astrobotic® y el lanzador, con lo cual se aseguró su supervivencia durante el viaje y alunizaje. Al cumplir con sus tareas y con los objetivos particulares de la misión, se habrá conseguido validar que se es capaz de producir sistemas de exploración de bajo costo con recursos humanos mexicanos, abriendo una nueva oportunidad de desarrollo tanto en investigación como económica y comercial, promoviendo el desarrollo de más misiones como estas en las que se podría hacer una optimización de los mini rover o buscando la implementación de más sensores o una lógica de operación más compleja que abra los horizontes de la exploración espacial a lugares más lejanos que la Luna.

## **Planteamiento del problema**

Con un interés renovado por parte de países y actores económicos privados, nace una nueva época de avances en el área aeroespacial, convirtiendo la Luna en el laboratorio de pruebas espaciales más cercano de la humanidad. Surge el propósito de hacer llegar a ella nuevas formas de tecnología, creando a su vez, un nuevo nicho económico y de investigación para México; el cual ha sido descuidado por décadas, creando un rezago de nuestro país en la carrera espacial. Esto no implica que en el país no exista la disposición, el interés y la capacidad de desarrollar un fuerte sector de desarrollo, innovación e inversión.

La exploración espacial y la explotación económica de pequeños cuerpos celestes son grandes nichos del mañana que requieren trabajar en condiciones extremas como son, baja gravedad y superficies expuestas a radiación con regolito. Haciendo de éstas, actividades costosas (tanto en recursos humanos como económicos) y extremadamente desventajosas para la actividad humana, a su vez, representando un esfuerzo en complejidad para robots masivos. De ahí la idea de construir arquitecturas pequeñas, simples, reemplazables, autónomas, capaces de realizar tareas en ambientes espaciales y siendo viable el envío de muchas unidades en un solo intento.[2]

## **Necesidad**

Enfocados en la perspectiva de exploración de bajo costo, se desarrolló la misión Lunar COLMENA, la cual demostrará la efectividad de usar pequeños mini rover en ambientes espaciales. Haciendo surgir la necesidad de tener una estructura pequeña, de bajo costo y reemplazable que pueda dar información sobre el terreno con los cuales se pueda hacer un análisis rápido de la superficie, podrá ser validada y marcar el inicio de una línea de desarrollo tecnológico.

## **Solución: Mini Rover CLMN\_RS\_V6.6-N**

La misión COLMENA consiste en 5 mini rover (Figura 2) autónomos reversibles de 12 cm de diámetro, 5 cm de alto y 60 g que serán transportados a la Luna mediante el módulo PEREGRINE de la compañía ASTROBOTIC®, y desplegados mediante el TTDM en el sitio de forma aleatoria y aproximadamente a 40 grados de latitud norte. [3]

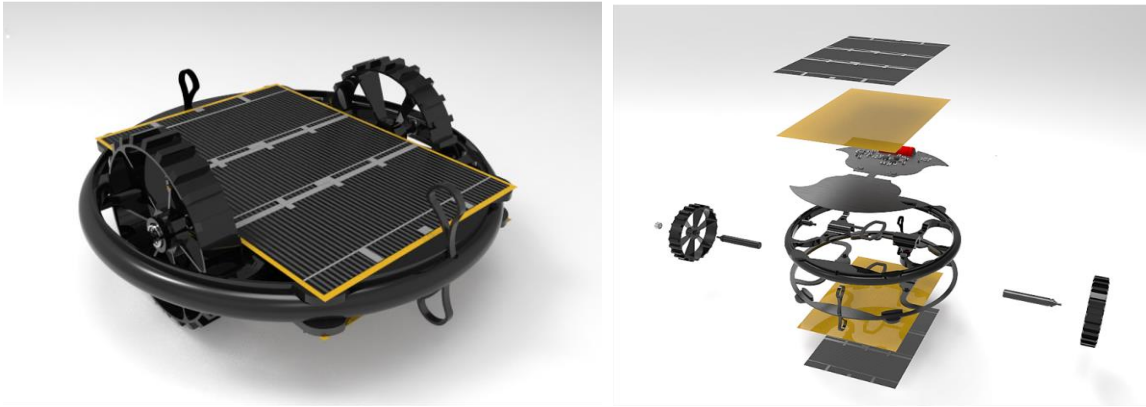


Figure 2 Modelado CAD de los mini rover CLMN\_RS\_V6.6-N utilizados en la misión COLMENA y su explosivo.

El Mini Rover: CLMN\_RS\_V6.6-N (Figura 3) llamado así por ser la sexta versión y manufacturado en nylon, cuenta con una electrónica que le permite desplazarse de forma autónoma y omnidireccional, comunicarse con el TTDM y realizar mediciones de campo eléctrico y fluctuaciones del campo magnético 1 Hz a 200 kHz, los modelos de vuelo fueron fabricados en LINX utilizando manufactura aditiva para algunas de sus piezas con la finalidad de facilitar la iteración entre versiones y repetibilidad en su manufactura manteniendo un bajo costo de producción.

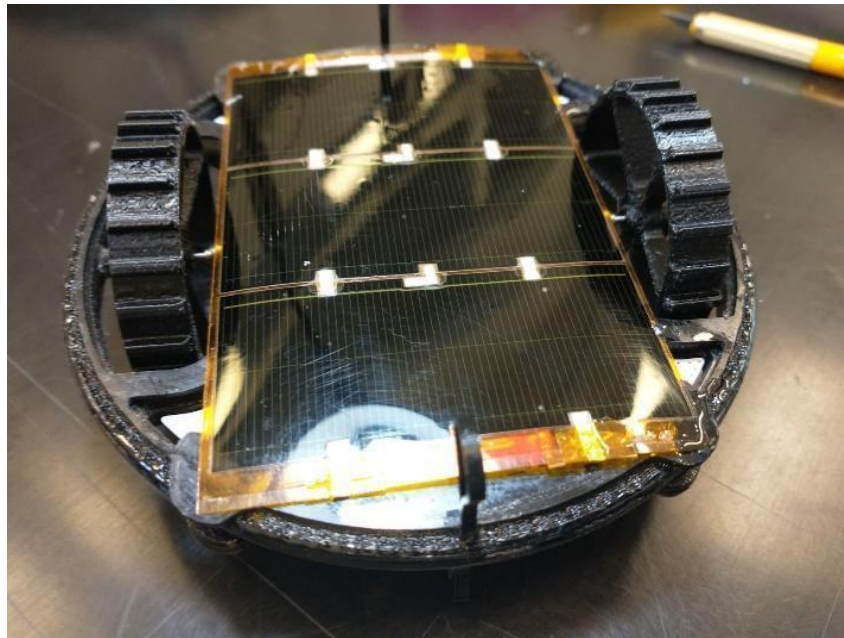


Figure 3 Mini rover CLMN\_RS\_V6.6-N.



## Objetivo general

En este trabajo se muestra el proceso de diseño, la manufactura y validación del chasis de los mini rover utilizados en la misión COLMENA, arquitectura mecánica que deberá ser capaz de sobrevivir tanto a las condiciones ambientales como a las sollicitaciones mecánicas de las diferentes etapas de la misión, siendo las condiciones lunares las más exigentes al presentarse regolito el cual, además de ser abrasivo, está cargado electrostáticamente por lo que tiende a acumularse, sin hacer a un lado la exposición a las diferentes temperaturas. Todo ello se puede simplificar en la siguiente oración:

*"Construcción del chasis de los mini rover autónomos y reversibles capaces de sobrevivir tanto a las condiciones ambientales como a las sollicitaciones mecánicas del terreno lunar."*

### 1.1. Objetivos particulares

La función del chasis será servir de soporte para las demás piezas que conforman al mini rover y la electrónica de este.

Por lo que también se pueden definir los siguientes objetivos particulares:

- Evaluar el diseño, buscando optimizar su funcionalidad y baja masa.
- Definir un método de manufactura y la optimización del proceso.
- Validar materiales e integridad del chasis después de llevar a cabo pruebas para uso aeroespacial.

# Antecedentes

En este capítulo se plantean los conocimientos más relevantes que fueron considerados para la toma de decisiones durante el diseño y la manufactura de la arquitectura mecánica de los mini rover, ofreciendo al lector un punto de partida para comprender estos conceptos y el desarrollo de este trabajo, también para formar una idea del trabajo realizado en LINX.

## Proceso de diseño

Para el desarrollo de las diferentes versiones y propuestas que surgieron para la generación de la arquitectura mecánica del mini rover para la misión COLMENA se aplicaron las estrategias de diseño propuestas por Ulrich [4] en cuanto a las actividades dentro del diseño y la manufactura de un producto.

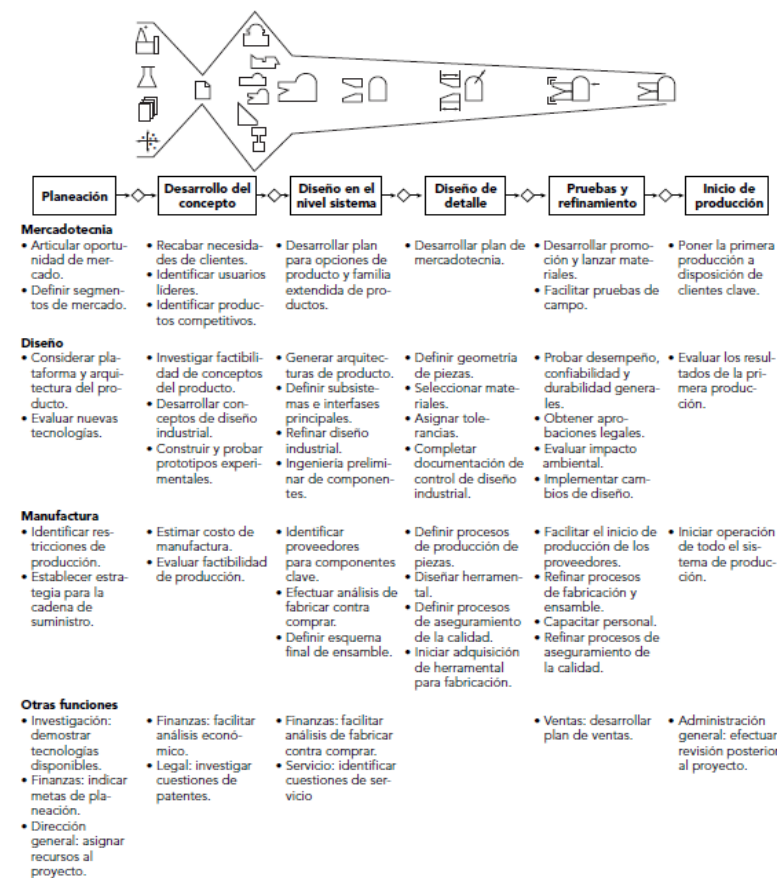


Figure 4 Proceso general de desarrollo de producto [4].

Las cuales sirvieron de guía para el equipo de mecánica, al establecer de mejor manera los tiempos dedicados a cada etapa y la forma en las que serían asignadas las responsabilidades a los diferentes alumnos que participaron. De igual manera, estas etapas ayudaron a la escritura de este trabajo con la finalidad de ir guiando al lector, a que pueda conocer los retos y actividades llevadas a cabo para desarrollar una pieza capaz de sobrevivir en ambientes espaciales.

## **Materiales de uso aeroespacial**

Una de las grandes oportunidades de aprendizaje en este proyecto fue el dirigir mi conocimiento en materiales hacia una aplicación aeroespacial y, la exigencia que esto conlleva por las condiciones ambientales y mecánicas que se ven involucradas, ya sea en condiciones como su almacenamiento, hasta situaciones críticas como lo es el momento del lanzamiento.

El hablar de ambientes espaciales conlleva la dificultad de entender condiciones difíciles de replicar sin ayuda de equipo especializado como el que cuenta LINX. Ya que hablar de condiciones como presión o humedad nula, cambios bruscos de temperatura al verse expuesto a fuentes radiactivas directas, indirectas o en ausencia de estas, contemplar cambios en fuerzas gravitacionales y otros, son fenómenos físicos que difícilmente se ven en el día a día. Y no solamente es hablar de las condiciones ambientales, también es necesario tomar en cuenta los materiales que pueden ser utilizados en los mismos, los cuáles deben de poseer ciertas propiedades mecánicas que les permitan comportarse adecuadamente para estas condiciones y a su vez, estas propiedades generan características o requerimientos propios para la geometría de las piezas a diseñar.

Para poder tener este acercamiento, se utiliza como base el libro "Introducción a los materiales aeroespaciales" de Mouritz que muestra un panorama general de los aspectos a considerar en las aplicaciones aeroespaciales y sirve de línea de partida para la búsqueda de sus aplicaciones particulares. Algunos de los factores a tomar en cuenta para seleccionar materiales de uso aeroespacial son su costo, su disponibilidad, la forma de su manufactura, propiedades como la densidad, propiedades mecánicas ante cargas estáticas, resistencia a fatiga, su durabilidad ante el ambiente y algunas propiedades térmicas eléctricas y magnéticas. [5]

Según Mouritz, "existen cerca de 120,000 materiales y menos de 100 diferentes que son usados para fuselajes o para un mecanismo de aeronaves. Dentro de los cuales, los cuatro más comunes de uso estructural son las aleaciones de aluminio y titanio, compuestos de fibras con polímeros y aceros de alta resistencia... La selección del mejor material para cumplir con las propiedades requeridas para un componente de aeronave o sistema es fundamental en la ingeniería aeroespacial." [5]

Tabla 1 Factores de consideración para selección de materiales de uso aeroespacial [5].

Costos	Costo de compra. Costo de proceso, incluido el maquinado, formado, conformado y tratamiento térmico. Costo de mantenimiento, incluida la inspección y el costo de reparación. Costo de reciclaje y disposición.
Disponibilidad	Cantidad y disponibilidad a largo plazo.
Manufactura	Facilidad de manufactura. Bajo costo y proceso de manufactura rápida.
Densidad	Gravedad específica baja para estructuras ligeras.
Propiedades mecánicas estáticas	Rigidez (módulo de elasticidad). Resistencia (límite elástico y esfuerzo último).
Resistencia a la fatiga	Resistencia contra el surgimiento o crecimiento de grietas de varias fuentes de fatiga (estrés, corrosión, térmico, acústico).
Tolerancia al daño	Resistencia a la fractura y ductilidad para resistir crecimiento de grietas y fallas bajo carga. Sensibilidad a muescas debido a cortes (p.ej. ventanas), hoyos (p.ej. sujetadores) y cambios en formas estructurales. Resistencia al daño debido a choques con aves, accidentes de mantenimiento (p.ej. golpes con herramientas a la aeronave), impactos de escombros en la pista, impacto a granizo.
Durabilidad al ambiente	Resistencia a la corrosión. Resistencia a la oxidación. Resistencia a la absorción de humedad. Resistencia al desgaste y erosión. Ambiente espacial (p.ej. impactos de micro meteoritos, radiación ionizante).
Propiedades térmicas	Estabilidad térmica a altas temperaturas. Altas temperaturas de reblandecimiento. Propiedades criogénicas. Propiedades de expansión térmica a baja temperatura. Inflamable o poco flamable. Humo de poca toxicidad.
Propiedades eléctricas y magnéticas	Alta conductividad eléctrica por descargas eléctricas. Alta transparencia a radares (electromecánicos) para cúpulas de radar. Propiedades de absorción a radares para aeronaves militares sigilosas.

En la Tabla 1 se ejemplifican algunos de los factores a considerar en la selección de materiales para uso aeroespacial. De ellos, los principales factores que se consideraron fueron: la masa, el costo, propiedades térmicas y eléctricas, su supervivencia a ambientes espaciales al ser los más exigentes para nuestra aplicación, además de los desafíos que se presentaron en el desarrollo de la misión como la interacción de los mini rover con el regolito lunar.

Para la certificación de materiales, Mouritz propone el enfoque piramidal para la certificación de materiales de uso aeroespacial ilustrado en la Figura 5. Este método es normalmente utilizado para establecer datos de propiedades mecánicas, factores de derribo y validación de características críticas de diseño para estructuras. [5]

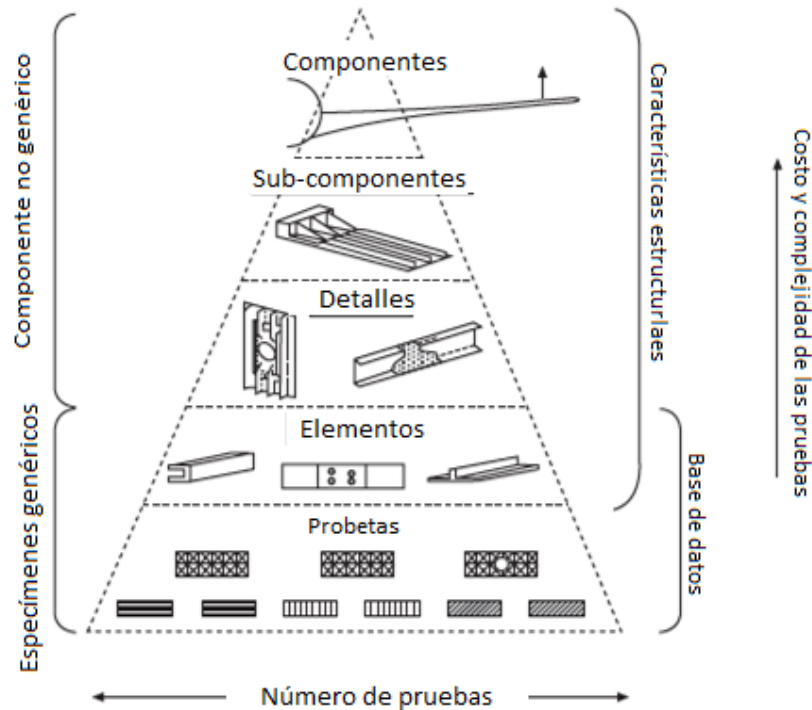


Figure 5 Pirámide de certificación para materiales de uso aeroespacial [5].

En este caso, sólo se realizaron pruebas a muestras de los materiales que arrojaron valores que no contuvieran las hojas de datos entregadas por el fabricante, realizadas con la finalidad de validar su uso y en componentes o subcomponentes para validar que la aplicación sobreviviría a las solicitaciones.

La mayoría de las partes que componen al mini rover son polímeros, ya que se buscaba tener la menor masa total del mismo. En especial se hizo uso de termoplásticos ya que son los utilizados en el área de manufactura aditiva de LINX permitiendo una rápida iteración y corrección entre versiones y prototipos.

En la tabla 2 se pueden apreciar las ventajas y desventajas del uso de polímeros en aplicaciones estructurales, la cual fue una herramienta más en la selección de los diferentes polímeros que se utilizaron para los elementos del mini rover.

Tabla 2 Comparación de polímeros utilizados en estructuras de aeronaves [5].

Termoplásticos	Termoestables	Elastómeros
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Ventajas</li> </ul>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• No reactivos; curado innecesario</li> <li>• Procesado rápido</li> <li>• Alta ductilidad</li> <li>• Alta resistencia a la fractura</li> <li>• Resistencia a altos impactos</li> <li>• Poca absorción de humedad</li> <li>• Pueden ser reciclados</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Temperatura de procesamiento baja</li> <li>• Baja viscosidad</li> <li>• Buenas propiedades de compresión</li> <li>• Buena resistencia a la fatiga</li> <li>• Buena resistencia a la fluencia</li> <li>• Alta resistencia a los solventes</li> <li>• Buena humectación de fibras para crear compuestos</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Baja temperatura de procesamiento</li> <li>• Alta ductilidad y flexibilidad</li> <li>• Alta resistencia a la fractura</li> <li>• Alta resistencia a impactos</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Desventajas</li> </ul>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Gran viscosidad</li> <li>• Alta temperatura de procesamiento (300-400°C)</li> <li>• Alta presión de procesamiento</li> <li>• Baja resistencia a la fluencia</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Largo tiempo de procesamiento</li> <li>• Baja ductilidad</li> <li>• Baja resistencia a la fractura</li> <li>• Baja resistencia al impacto</li> <li>• Absorción de humedad</li> <li>• Vida útil limitada</li> <li>• No puede ser reciclado</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Largos tiempos de procesamiento</li> <li>• Baja resistencia a la fluencia</li> <li>• Módulo de elasticidad bajo</li> <li>• Baja resistencia a la tracción</li> </ul>

Así mismo, se incluye la tabla 3 en la cual se hace una comparación de las propiedades típicas de una resina epóxica polimérica contra otros materiales estructurales, ya que ésta fue la que permitió tener presente el uso de éstas, con lo que se solucionó la unión de las piezas del mini rover, evitando el uso de tornillería u otros elementos de sujeción entre las piezas ya que su uso representa un aumento en la masa, la cual era una característica para optimizar.

Otro dato, el cual hizo considerar a las resinas epóxicas como una buena opción para la unión de las piezas, fue "...su baja contracción y liberación de volátiles durante el curado, alta resistencia y buena durabilidad en ambientes cálidos y húmedos..." [5]. Características importantes al tener que cubrir con el requerimiento de la norma ASTM-E595 [6] la cual habla sobre el porcentaje de humedad y volátiles que un material puede liberar para ser considerado viable de usar en aplicaciones espaciales, de la cual se habla con mayor profundidad en el capítulo 4.

Tabla 3 Comparación de las propiedades típicas de un polímero estructural Vs otros materiales estructurales de uso aeroespacial [5].

Materiales	Gravedad específica promedio (g cm <sup>-3</sup> )	Módulo de Young (GPa)	Módulo específico (MPa m <sup>3</sup> kg <sup>-1</sup> )	Límite elástico (MPa)	Fuerza específica (kPa m <sup>3</sup> kg <sup>-1</sup> )
Polímero (epóxico)	1.2	3	2.5	100	83
Aluminio (7075-T76)	2.7	70	25.9	470	174
Magnesio	1.7	45	26.5	200	115
Aleación $\alpha+\beta$ -Ti	4.6	110	23.9	1000	217
Compuesto carbón/epóxico*	1.7	50	29.4	760	450

\*[0/±45/90] carbón/epóxico; contenido de fibra = 60%

Tabla 4 Propiedades de tensión en polímeros usados en aeronaves [5].

	Módulo de Young (GPa)	Resistencia a la tracción (MPa)	Elongación a la falla (%)
<b>Termoplásticos</b>			
Poliéter éter ketona (PEEK)	3.7	96	50
Poliéter ketona (PEK)	4.6	110	12
Sulfuro de polifenileno (PPS)	6.0	110	12
Polisulfona (PSU)	2.4	68	40
Poliéter sulfonas (PES)	2.3	81	80
Poliarilsulfona (PAS)	2.7	75	8
Poliéterimida (PEI)	3.7	100	42
Policarbonato (PC)	2.7	73	130
<b>Termoestables</b>			
Epóxico	4.5	85	3.0
Fenólico	6	55	1.7
Bismaldeido (524C)	3.3	50	2.9
Poliamida (PMR15)	4.0	65	6.0
Ésteres de cianato	3.0	80	3.2
<b>Elastómeros</b>			
Poliisopreno		20	800
Polibutadieno		23	
Poliisobuteno		27	350
Policloropreno (Neopreno)		23	800
Acronitrilo butadieno estireno (ABS)		30	2000
Elastómero termoplástico		33	1300
Silicona		7	700

Aunado a esto, se contó con otro requerimiento exigente al presentarse un intervalo de temperatura de -65 °C a +120 °C [7] en el que el sistema se iba a ver expuesto, y las poliamidas al poseer la capacidad de "...operar continuamente a temperaturas mayores de 175°C y un límite de operación de 300°C..." [5] las hacían un gran candidato para emplearlas, restando por evaluar su comportamiento a bajas temperaturas durante el ciclado térmico.

En la Tabla 4 se muestran algunos de los materiales poliméricos utilizados en aeronaves. Los cuales fueron la primera referencia para conocer cuáles son algunos de los polímeros utilizados y así profundizar en sus propiedades y características. Generando una base de datos de posibles materiales a utilizar en las piezas del mini rover.

Cuando se habla de polímeros también hay que tener en cuenta dos propiedades principales que definen la temperatura de ablandamiento por parte del material: estas son la temperatura de deflexión térmica (HDT) y la temperatura de transición vítrea (Tg).

*Tabla 5 Propiedades térmicas de polímeros aeroespaciales [5].*

	Temperatura de transición vítrea (°C)	Temperatura de fusión (°C)
Poliéter éter ketona (PEEK)	140	245
Sulfuro de polifenileno (PPS)	75	285
Poliéterimida (PEI)	218	220
Policarbonato (PC)	150	155
Termoestables		
Poliéster	110	-
Viniléster	120	-
Epóxico	110-120	-
Fenólica	100-180	-
Bismaldeido	220	-
Poliamida	340	-
Ésteres de cianato	250-290	-
Elastómeros		
Polibutadieno	-90	120
Policloropreno (Neopreno)	-50	80
Poliisopreno	-73	30

La HDT es la capacidad del polímero para resistir la deformación por una carga, estando sometido a una temperatura elevada.[5]



La Tg es la temperatura a la cual un polímero amorfo cambia de una etapa vítrea a una de caucho, cambiando sus propiedades de forma significativa. Principalmente, por debajo de Tg el polímero es duro y por arriba de ella es blando, otras propiedades como la viscosidad, su módulo de elasticidad también se ven modificadas, lo que hace de Tg una propiedad importante a considerar para establecer el límite de operación de los polímeros.[5] En la Tabla 5 se muestran algunos polímeros y sus diferentes temperaturas vítreas, las cuales son factibles de considerar las que sean mayores a los 120 °C [3] al ser nuestro límite superior en los requerimientos del proyecto.

Pero una vez teniendo una idea de los materiales que se podrían utilizar, también es importante considerar los procesos de manufactura para cada uno de ellos, considerando esto como parte del proceso de diseño. En la Figura 6 se presenta cómo se relacionan los pasos del proceso de diseño con el número de materiales considerados, el cual se va reduciendo.

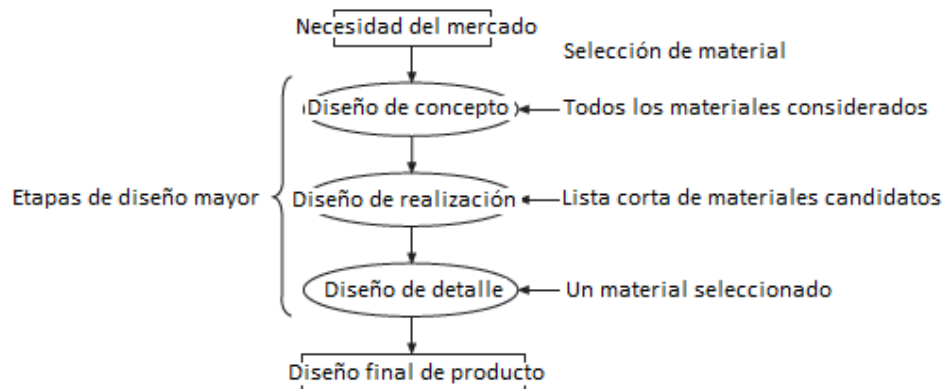


Figure 6 Etapas del diseño y su relación con la selección de materiales [5].

Mouritz [5] en su libro, el capítulo 25 lo dedica a la selección de materiales para uso aeroespacial. En él, menciona que hay cuatro principales pasos para el proceso de selección: traducción, selección, clasificación e información de soporte. Las cuales son definidas en la Figura 7.

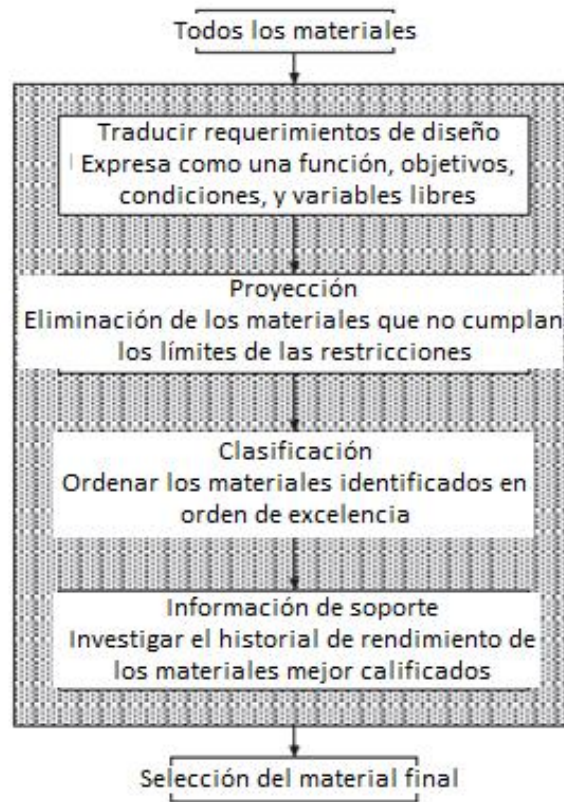


Figure 7 Etapas en la selección de materiales [5].

Donde, traducción hace referencia a reescribir los requerimientos de diseño expresándolos como una función, objetivos, restricciones y variables libres; en la selección se eliminan aquellos materiales fuera de las restricciones; para la clasificación se hace de acuerdo con su excelencia; y la información de soporte se basa en investigar el rendimiento de los materiales mejores clasificados. [5]

También da una guía de los objetivos comunes utilizados para la traducción de los requerimientos, mostrados en la Tabla 6. En nuestro caso, estos requerimientos ya se encuentran definidos en el documento Environmental Design Specification (EDS) [3] de Astrobotic©, en el que se encuentran los intervalos de operación mecánica.

Tabla 6 Objetivos y requerimientos comunes en la selección de materiales para aeronaves [5].

Objetivos comunes	Restricciones comunes
Minimizar:	Debe de:
Costo	De bajo peso
Peso	Alta eficiencia estructural
Volumen	Resistente a la corrosión
Mantenimiento y reparación	Reciclable
Impacto ambiental (consumo de combustible, ruido)	Resistencia al calor
Maximizar:	Debe acercarse a un valor objetivo de:
Eficiencia estructural (rigidez específica, fuerza específica, etc.)	Costo de producción por unidad
Ciclo de fatiga	Rigidez
Tolerancia al daño	Fuerza
Resistencia al daño por impacto	Resistencia a la fractura
Durabilidad y vida de operación	Fuerza de impacto
	Ciclo de fatiga
	Temperatura de servicio
	Tasa de corrosión

## Selección de materiales y diagramas de propiedades

Contemplando como primera opción el catálogo de materiales disponible para las impresoras 3D del centro de manufactura aditiva de LINX, ya que por practicidad y masa limitada se pensó desde un principio en utilizar polímeros para una ágil iteración entre versiones, la selección de materiales se basó en descartar opciones a medida que no cumplieran con alguno de los requerimientos y si bien ninguno fuera capaz, la función de la manufactura aditiva se vería limitada a prototipado y los modelos funcionales serían elaborados por otros medios de manufactura.

Una vez que la lista de materiales se reduce a pocas opciones, se acomodan en orden de excelencia y la etapa final de selección es llevada a cabo. Esta incluye el uso de información de soporte para generar un perfil detallado de cada material. La información de soporte involucra factores importantes además de las propiedades de materiales que son relevantes para el diseño, así como el uso previo del material en aplicaciones similares; la disponibilidad; ya sea que la compañía tenga una experiencia previa de manufactura con ese material; cuestiones de certificaciones asociadas con el material; ya sea que tenga ciertos requerimientos de manipulación por cuestiones de seguridad e higiene durante su manufactura; ya sea que el material pueda ser reciclado; entre otras. Muchas fuentes, incluyendo bases de datos y casos de estudio, son usados para recolectar mucha información como sea posible de cada material. La información de soporte es analizada para cada material propuesto, y de estos será seleccionado el material final.[5]

## Diagramas de propiedades de materiales

Una herramienta útil, es el uso de diagramas de Ashby de propiedades de materiales. Los cuales, sirven como medio de comparación entre propiedades. Para el uso de éstos ya existen software además de medios impresos en los que se abordan mediante las propiedades buscadas y se pueden localizar los que cumplan con dichas propiedades.

En la Figura 8 se muestra un ejemplo de uno de estos diagramas utilizados en los que los ejes son las diferentes propiedades comparadas y los diferentes grupos de materiales considerados se encuentran localizados en regiones permitiendo definir fácilmente una zona.

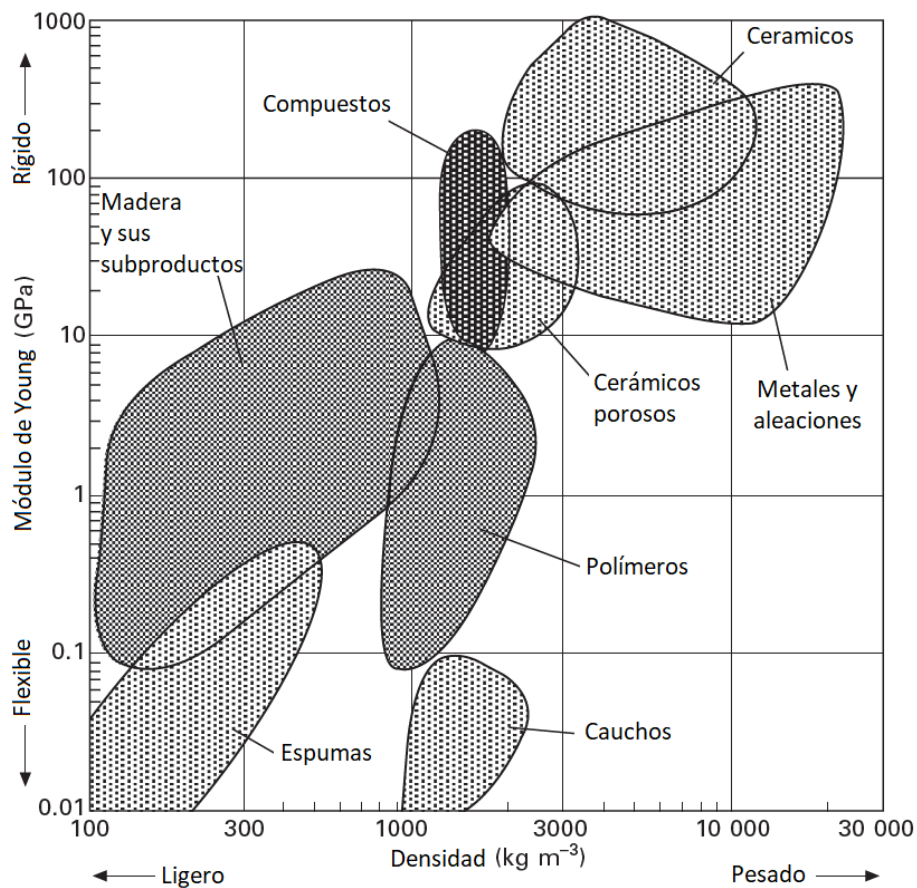


Figure 8 Ejemplo de un diagrama de propiedades para la selección de materiales [5].

## Diseño Asistido por computadora

Otra herramienta útil para el proceso de diseño es el dibujo asistido por computadora que permite una fácil visualización del objeto y hacer las modificaciones pertinentes al realizar ensambles, disminuyendo el tiempo entre correcciones que involucra realizar prototipos físicos y sus modificaciones. Aunado a que, desde esta plataforma, es fácil migrar nuestros diseños a otro software para la preparación de su manufactura como podría ser en un centro de maquinado o en una impresora 3D.

Los softwares de CAD/CAM han sido utilizados en la práctica de ingeniería de muchas maneras como en bosquejos, diseño, simulación, análisis, y manufactura. Por ello, son comunes en las tareas de ingeniería. En la Figura 9 se observa cómo se incluye en un proceso de diseño, etapas bien identificadas para los procesos de CAD y CAM en el proceso de manufactura, volviéndose casi indispensables.

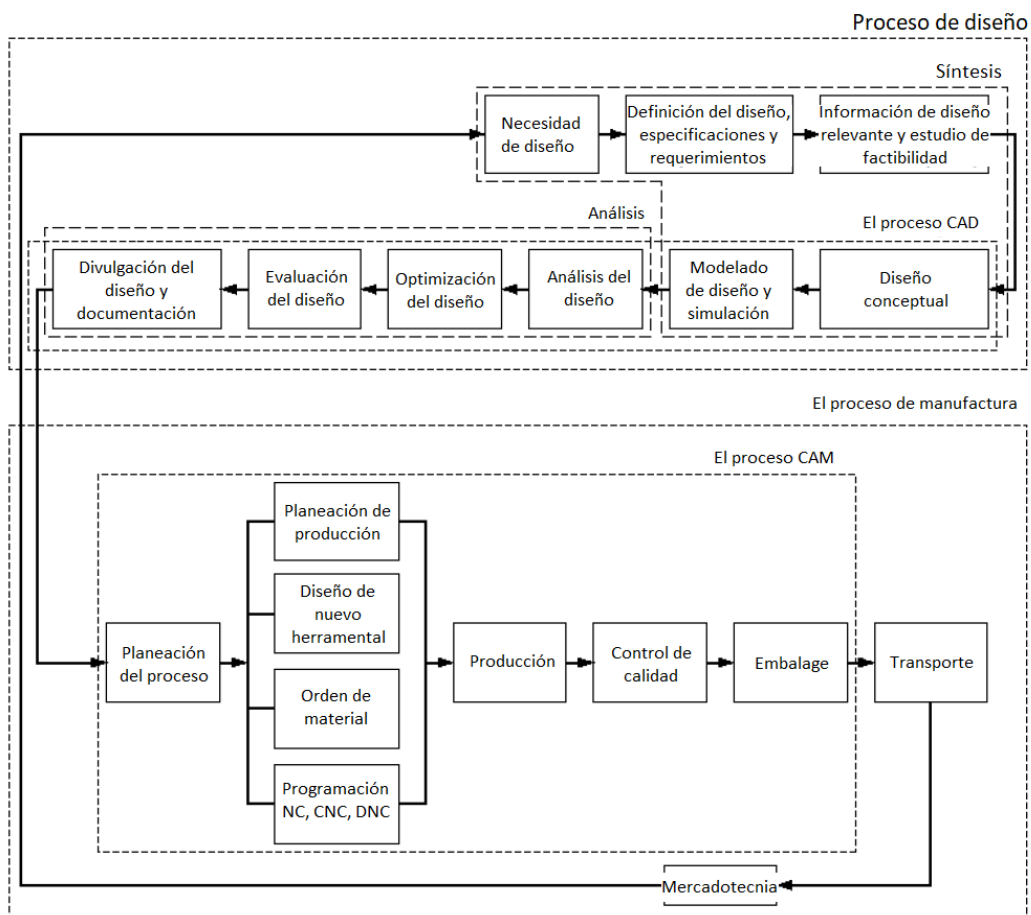


Figure 9 Los procesos CAD/CAM involucrados en un proceso de diseño [8].

Las herramientas CAD/CAM se vuelven un área de desarrollo e investigación al integrar diferentes disciplinas dentro de ellas (como se ve en la Figura 10), creando todo un campo de especialización tanto para ingenieros en su educación como en una planta en la que se vuelve un área de gran importancia. La creación de modelos geométricos de un objeto representa un medio y no una meta para los ingenieros. Su última meta es ser capaz de utilizar el modelo para propósitos de diseño y manufactura. La mayoría de los sistemas CAD/CAM incluye un módulo de aplicaciones, el cual incluye cálculos de propiedades de masa, análisis de ensamble, análisis de tolerancias, diseño de chapa metálica, análisis por modelado de elemento finito, análisis de mecanismos, técnicas de animación, simulación y análisis para molde de inyección, entre otras. [8]

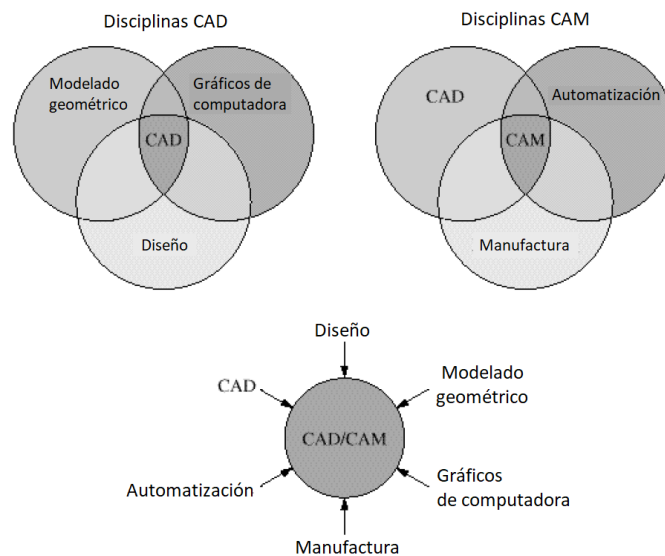


Figure 10 Disciplinas relacionadas con las herramientas de CAD y CAM [8].

## Manufactura Aditiva

Es la más moderna modalidad de manufactura. Tiene gran aceptación por parte de los usuarios por la facilidad de realizar prototipos y geometrías complejas que mediante otras técnicas se volverían muy laboriosas o hasta imposibles. Con el desarrollo de estos equipos, los cuales pueden usar diferentes técnicas como deposición de filamento o sinterización de resinas, polvos poliméricos o metálicos; todas manejan el mismo concepto que consiste en hacer una deposición de material en finas capas, una sobre otra, para ir adicionando material en lugar de retirarlo como los métodos convencionales de manufactura.

El término de Prototipado Rápido (PR) es usado en diferentes industrias para describir un proceso rápido de creación de un sistema o una parte representativa antes del lanzamiento final o su comercialización. En otras palabras, el énfasis está en crear algo rápido y la salida sea un prototipo o un modelo base del cual obtengan modelos futuros y eventualmente deriva en el producto final. [9]

En un desarrollo de producto, el concepto de PR es usado ampliamente para describir tecnologías las cuales crean prototipos físicos directamente de datos informáticos. Los usuarios de la tecnología de PR llegan a considerar este término inadecuado y no efectivo para describir las más recientes aplicaciones de esta tecnología. Innovaciones en la calidad de la salida de estas máquinas significan que estas pueden llegar a ser consideradas como un producto final. Muchas de estas piezas finales en sí ya son manufacturadas en estas mismas máquinas, lo que las hace imposible considerar como prototipos. Por ello la ASTM considera más adecuado el uso del término manufactura aditiva (MA).

El principio básico de esta tecnología es el uso de un modelo tridimensional CAD, el cual pueda ser fabricado directamente sin la necesidad de una planeación de proceso.[9] Sin embargo, aunque esto no es en realidad tan simple como suena, es cierto que la MA simplifica significativamente el proceso de producir objetos 3D complejos directamente de un sistema CAD.

Otros procesos requieren de un análisis detallado de la geometría de la pieza a manufacturar para determinar el orden en que sus diferentes características pueden ser fabricadas, qué herramientas y procesos deben ser usados, y cuáles accesorios adicionales pueden ser requeridos para completar la pieza. En cambio, la MA necesita considerar sólo algunos detalles geométricos a la hora de diseñar la pieza, un pequeño conocimiento del funcionamiento de una máquina de MA (impresora 3D) y los materiales que éstas usan.

La clave de cómo funciona la MA es que las piezas son hechas depositando material en capas; cada capa es una delgada sección transversal de la pieza modelada en sistemas CAD y cada capa tiene un espesor definido por el equipo de MA, por lo que la pieza resultante será una aproximación al modelo original.



*Figure 11 Dos visualizaciones de una pieza modelada en CAD, con diferentes espesores en sus capas transversales [9].*

Mientras más delgada es la capa, la pieza final será más cercana al original. Toda máquina de MA comercializada a la fecha usa softwares libres o propios de su marca que se basa en la aproximación por capas (también conocido como slicers); siendo la principal diferencia el catálogo de materiales que utilizan. Ciertas diferencias determinarán factores como la precisión de la pieza final aunando las características propias del material y sus propiedades mecánicas; éstas también determinarán factores como el tiempo de fabricación de las piezas, ciertos post procesos que requieran, el tamaño de la máquina de MA que deberá usarse y su costo.

La MA se utiliza comúnmente para crear modelos de visualización para productos que estén desarrollándose ya que es mucho más útil contar con un modelo físico que con dibujos o imágenes renderizadas para entender completamente la idea del diseñador cuando se está presentando un diseño conceptual. Aunque decir que la MA es solo útil para hacer modelos, también puede ser impreciso y minusvalía esta tecnología, ya que cuando es usada en conjunto con otras tecnologías para formar cadenas de procesos, puede ser utilizada para reducir significativamente tiempos de desarrollo de productos costosos. [9]



En la Figura 12 se describe el proceso de elaboración de una pieza mediante MA, en la que empieza por la construcción de un modelo CAD, el cual se exporta en un formato estereolitográfico (mallado geométrico de la superficie), se preparan los ajustes necesarios en la máquina dependiendo del material y la configuración, con lo que la pieza es elaborada, removida y se llevan a cabo los post procesos que sean requeridos, así la pieza está lista para emplearse en la aplicación para la cual fue diseñada.



Figure 12 Proceso de creación de un objeto mediante manufactura aditiva [9].

## **Diseño y Manufactura**

En los primeros apartados de este capítulo se enfoca en mostrar cómo fue la evolución en el diseño de la arquitectura mecánica de los mini rover, los cambios que sufrió su geometría sin considerar un material en particular para la construcción de las primeras propuestas o prototipos. Después, se llevó a cabo la selección del material con la finalidad de cumplir los requerimientos establecidos desde un principio y los que más adelante se incluyeron, para así poder definir los planos definitivos empleados para su manufactura.

### **Planeación**

En el desarrollo de una misión de tal magnitud es importante tener una idea clara de los tiempos en los que se debe de desarrollar cada etapa, pero también es normal que se presenten atrasos y al ser éste un subsistema, no se enfocará en los tiempos, sólo en el proceso de diseño y la evolución que tuvo el chasis de los mini rover a lo largo del desarrollo de la misión COLMENA. El desarrollo se llevó a cabo en dos etapas; la primera de ellas es la etapa conceptual que está descrita en los subtemas 3.1.1 al 3.2.3, en la que se habla de la evolución geométrica que presenta la estructura así como sus funciones o características de acuerdo a los requerimientos que se presentaron y cómo fueron cambiando; la segunda etapa consiste en la definición del diseño en los subtemas 3.3 a 3.4.4, en la que se hablará de cómo una vez con una geometría elegida se seleccionó un material y una vez manufacturado el primer prototipo, se le hicieron adecuaciones al diseño por cambios en los requerimientos y los ajustes que se llevaron a cabo para fabricarla mediante manufactura aditiva.

### **Plataforma y arquitectura del producto**

Los ambientes con los que se establecieron los primeros requerimientos fueron dados por la naturaleza misma de la misión, a los cuales estarán expuestos los mini rover durante su almacenamiento, integración, lanzamiento, viaje, alunizaje y desarrollo de objetivos sobre el ambiente lunar. Estos fueron dados por la compañía Astrobotic® en el documento EDS [3]. Los cuales, son los siguientes:

- Humedad: 30% -- 90% @AIT
- Temperatura: -40 °C -- +85 °C
- Presión de Operación: ~ 0 kPa
- Gradiente de presión: 6.2 kPa/s
- Cargas estáticas: 8 g
- Cargas dinámicas: 0 a 130 Hz

- Vibración acústica: < 143 dB
- Radiación: 80 krad
- Exposición UV:  $10^4$  J/cm<sup>2</sup> @ 200 -- 300 nm (~UVC)
- Regolito: en suelo:  $\sim 1$  mm --  $5$  mm<sup>^</sup> suspendido: 1 nm – 1 mm @  $\sim 10^9$  m<sup>-3</sup>

## Restricciones de producción

Las restricciones de producción se definieron con la finalidad de establecer una guía en el diseño de los mini rover, los cuales fueron planteados a la hora de establecer los objetivos de la misión y la proyección que se tuvo de los mismos como está descrito en el Critical Design Review of the COLMEN's Robots [10]; éstas son:

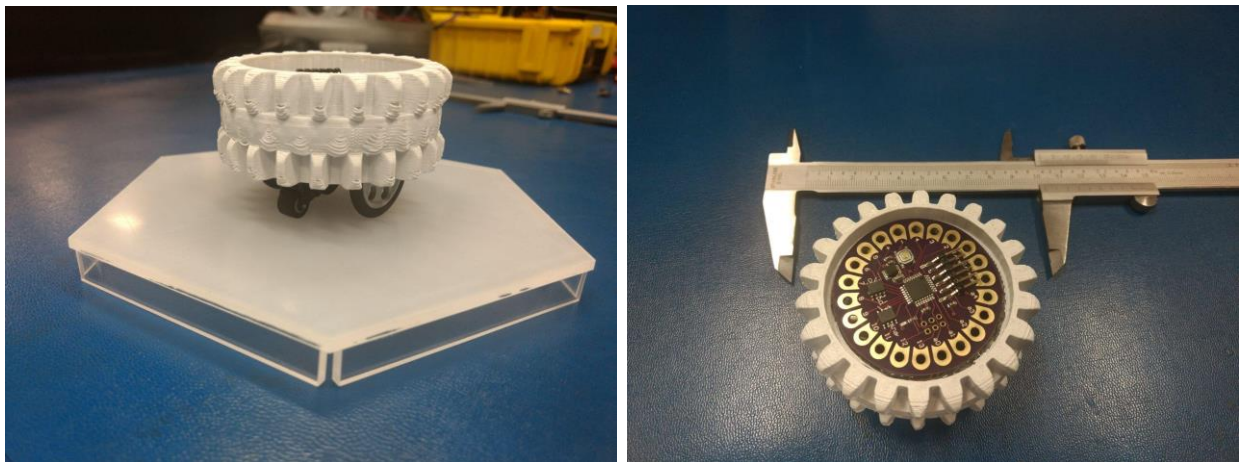
*Tabla 7 Restricciones de producción definidas por las características propias de la misión [10].*

R-RS_MEC_BDY_MNF-001
El peso máximo en Tierra debe ser de 0.300 kg en total por todos los mini rover.
R-RS_MEC_BDY_MNF-002
Al ser de bajo peso se considera su manufactura por manufactura aditiva polimérica para facilitar una rápida iteración, buscando la innovación y originalidad.
R-RS_MEC_BDY_MNF-003
Sus dimensiones máximas serán las mínimas requeridas para cumplir con sus objetivos.
R-RS_MEC_BDY_MNF-004
Para conservar su unidireccionalidad los mini rovers tendrán su centro de gravedad en el centro geométrico del mismo $\pm 10$ mm.
R-RS_MEC_BDY_CCN-001
Cada mini rover llevará y protegerá su electrónica en una única PCB.
R-RS_MEC_BDY_CCN-009
Los mini rover contarán con una bobina que servirá de sensor magnético que ayudará a identificar a los mini rovers próximos a él.
R-RS_MEC_ELE_SST_MTR-001
Los mini rover contarán con dos motores como parte de su sistema de tracción que estarán acoplados cada uno a una llanta.

## Desarrollo del concepto

Para esta etapa el proyecto se centró en la forma que debía tener el cuerpo del mini rover pues éste sostendría o uniría a las diferentes partes y además se contemplaba que hubiera una conexión eléctrica mediante el contacto entre ellos.

Esto originó que se pensara en una forma circular dentada como lo es un engrane, el cual aseguraba un punto de contacto en todo momento, sin embargo, esto limitaba la conexión a ese único punto. Por ello, el diseño de engranaje evolucionó a tres superficies diferenciadas en geometría que cumplieran como terminales eléctricas, creando una estructura simétrica respecto a su plano medio en el eje horizontal.



*Figure 13 Primera propuesta de chasis para mini rover.*

## Conceptos de diseño industrial

Basados en la primera geometría planteada, se crearon varias propuestas conceptuales mediante el software de diseño Inventor®, teniendo en cuenta que la electrónica planteada también reduciría su tamaño. De estas propuestas se enumeraron sus ventajas y desventajas con la finalidad de tener parámetros de comparación y ayudar con la selección.

Tabla 8 Vistas isométrica, superior y lateral de las diferentes propuestas para el mini rover.

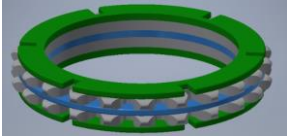
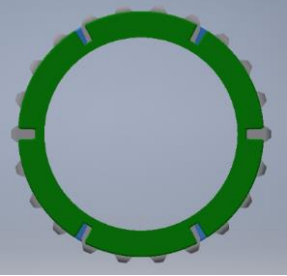
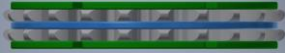


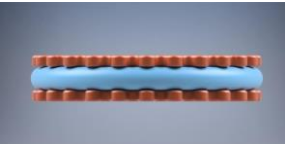
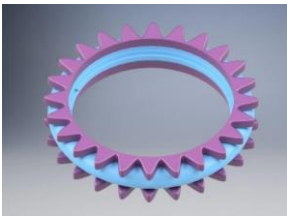
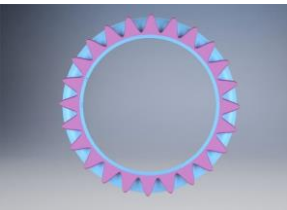
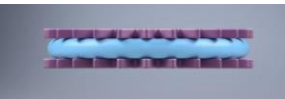
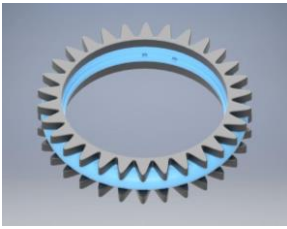
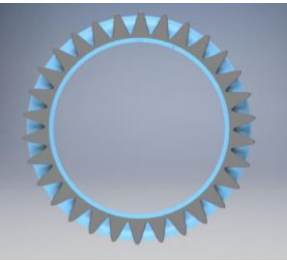
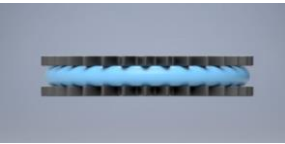



<b>Propuesta #1</b>			
<b>Propuesta #2</b>			
<b>Propuesta #3</b>			
<b>Propuesta #4</b>			
<b>Propuesta #5</b>			

Tabla 9 Ventajas y desventajas de las diferentes propuestas para el mini rover.

Propuesta	Ventajas	Desventajas
1	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Tiene un gran ángulo de toque debido a sus tres anillos.</li> <li>• Existe conexión radial debido a su forma de anillo aumentando la probabilidad de conexión.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• En el modelo actual no tocan bien los dientes por lo cual el modelo es inservible.</li> </ul>
2	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Facilidad de conexión formando ángulos.</li> <li>• Toroide (negativo) en contacto todo el tiempo.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Puntos positivos de contacto muy cortos, dificultando la conexión horizontal.</li> </ul>
3	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toroide siempre en contacto.</li> <li>• La forma sinusoidal permite el contacto suave en todo momento en puntas positivas.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Puntos positivos hacen contacto con el toroide en posición inclinada.</li> <li>• Separación entre puntos positivos espaciados, dificultando la conexión o favoreciendo al no contacto con ligeros movimientos.</li> </ul>
4	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toroide siempre en contacto.</li> <li>• Forma sinusoidal con mayor número de dientes favoreciendo el contacto entre puntos positivos al haber menos espacio entre ellos.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Puntos positivos con ángulos agudos que favorecen el contacto con el toroide al estar en contacto no horizontal.</li> </ul>
5	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Toroide siempre en contacto.</li> <li>• Puntas positivas sinusoidales poco espaciadas con puntas redondeadas para favorecer el contacto entre ellos y evitando el toroide.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Pequeño ángulo de contacto.</li> </ul>

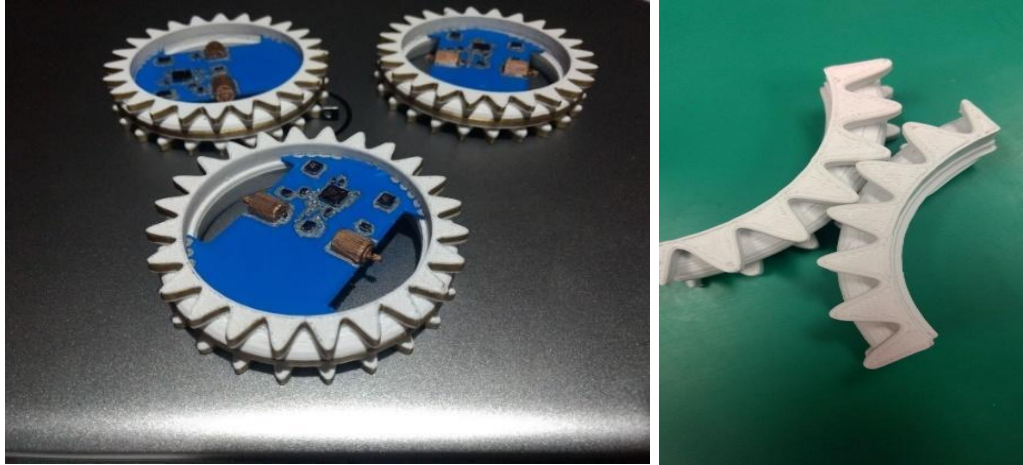
## Prototipos experimentales

Sin embargo, las ventajas y desventajas de la Tabla 9 nos da poca información si es que se quieren comparar las diferentes propuestas al no mencionar una lista de parámetros a evaluar en cada una de ellas, por ello, se imprimieron en ABS segmentos del cuerpo para revisar el comportamiento y la interacción de las superficies, así como se planteó una serie de criterios que se analizaron en cada uno. Obteniendo de este ejercicio la Tabla 10, que resume los parámetros evaluados y cómo las propuestas 3 y 5 terminaron siendo las mejores evaluadas.

Tabla 10 Evaluación de las propuestas con métricas.

	Contacto de terminales a 0°	Contacto de terminales a >30°	Contacto de terminales a <30°	Menor tamaño de diente	Separación entre dientes	Total
Propuesta #1	x					1
Propuesta #2		x		x		2
Propuesta #3	x		x	x		3
Propuesta #4	x		x			2
Propuesta #5	x	x	x		x	4

Se decidió continuar con las propuestas #3 y #5 para representar la siguiente versión del mini rover en el que la electrónica se vio reducida y podía ser contenida por el chasis, como se ve en la Figura 14 junto con una vista a detalle de los dientes sinusoidales usados en esa propuesta.



*Figure 14 Propuesta #3 (MA-ABS)*

Al igual se planteó utilizar la propuesta #5 al observar el buen comportamiento de su contacto entre superficies como se muestra en la Figura 15 al tener el mismo patrón sinusoidal, pero con las puntas de los dientes ensanchadas favoreciendo el contacto. Esta prueba se llevó a cabo empleando una tinta la cual mostraba desgaste con la fricción entre caras, haciendo de esta prueba completamente manual con la sola intención de comprobar las zonas en donde principalmente se presentaba el contacto.



*Figure 15 Propuesta #5 (MA-ABS)*



## Factibilidad de producción

Al comprobar que las geometrías planteadas satisfacían la necesidad de permitir el contacto entre ellas (la cual era una de las necesidades geométricas más exigentes), se continuó a verificar que las sujeciones planteadas para PCB, llantas y motores eran viables. En esta etapa también se probaron diferentes materiales con los que se pueden trabajar en los equipos del departamento de manufactura aditiva de LINX, con la finalidad de aprender de la calidad de detalle que se podía alcanzar cambiando parámetros de impresión o como las características propias de los polímeros afectan la definición en las geometrías que se plantearon para cumplir los objetivos.

El conocimiento del catálogo de materiales y las particularidades de cada uno, permite al diseñador que desde el momento que empiece a dibujar su pieza tenga una idea de las capacidades y alcances que puede lograr con sus equipos, ahorrando tiempo en iteraciones (que involucran tiempo y material, por lo tanto, se traducen en costos) o también retando al diseñador a idear soluciones ingeniosas.

Los materiales siguientes son los que se probaron con la finalidad de evaluarlos para la aplicación:

- PLA
- ABS
- Nylon (PA6/66)
- PC Policarbonato
- CPE
- TPU
- Nylon con fibra de carbono
- ULTEM® 9085

La manera más sencilla de probarlos es usar una pieza que en sí ya es una prueba de impresión, la cual maneja diferentes geometrías y ayuda resolver los diferentes problemas que se puedan presentar por cuestiones de calibración en el equipo "#3DBenchy está diseñado para ofrecer una gran variedad de características geométricas desafiantes para impresoras 3D y abordar diferentes problemas relacionados con la fabricación aditiva. El modelo 3D está diseñado para imprimir a escala 1:1 sin materiales de soporte. Es un desafío para la mayoría de las impresoras 3D, pero el pequeño volumen (15,55 cm<sup>3</sup>) generalmente imprime en menos de dos horas y no requiere mucho material. Las diferentes superficies del modelo #3DBenchy revelan problemas típicos relacionados con el acabado de la superficie, la precisión del modelo, la deformación, etc." [11]



*Figure 16 Prueba de impresión #3DBenchy con los diferentes materiales que se cuenta en LINX.*

Con el uso de este modelo se pudieron calibrar las impresoras para un óptimo terminado de las piezas, también permitiendo aprender de las tolerancias que se debían considerar para cada material del catálogo de las impresoras disponibles, lo que permite conocer las capacidades y alcances del proceso de manufactura aditiva que se puede realizar en LINX.

## **Diseño en el nivel sistema**

“La fase de diseño a nivel sistema incluye la definición de la arquitectura del producto y la descomposición del producto en subsistemas y componentes. Los planes iniciales para el sistema de producción y el esquema de ensamble final para el sistema de producción suelen definirse también durante esta fase.” [4]

El mini rover se planteó como una arquitectura modular de ranura dónde el cuerpo se consideraba como el trozo principal y existiendo diferentes componentes como las llantas, la bobina, los motores, paneles, soporte de paneles, y su tarjeta de electrónica (PCB). Al ver actualizaciones debido a cambios en sus componentes, su arquitectura se convirtió en una integral, siendo de utilidad en otros aspectos como la reducción de su masa.

## Arquitectura del producto

Con los diferentes componentes del mini rover se definió un primer esquema de relaciones que había entre ellos (Figura 17), para así diferenciar las áreas de trabajo, en donde el cuerpo se volvía la parte central de la estructura desde un punto de vista mecánico.

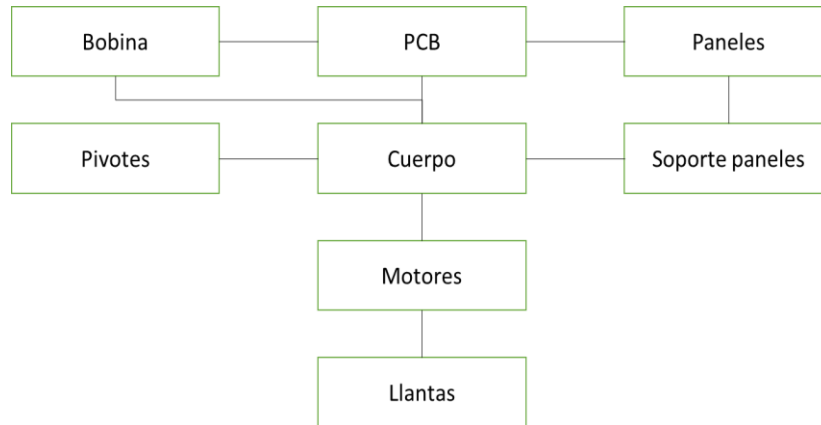


Figure 17 Esquema de los diferentes componentes del mini rover para la misión COLMENA.

El cuerpo: la estructura principal y el sistema de conexión del robot se pensó como una sola pieza (Figura 18) y albergaría al sensor de proximidad entre los robots (bobina) Esta bobina de cobre, como se muestra en la Figura 19, está injertada dentro de la zona toroidal durante la impresión del cuerpo.



Figure 18 Cuerpo del mini rover impreso en ULTEM®.



Figure 19 Injerto de la espira de cobre durante la manufactura del cuerpo del mini rover en ULTRM®.

### Subsistemas e interfases principales

Sin embargo, durante la evolución del diseño se dieron actualizaciones en otros componentes del mini rover, modificando la geometría del cuerpo y también cambiando su arquitectura, definiendo nuevos trozos (Figura 20), en los que los soportes para paneles se fusionaron con el cuerpo y dando a su vez soporte para los motores.

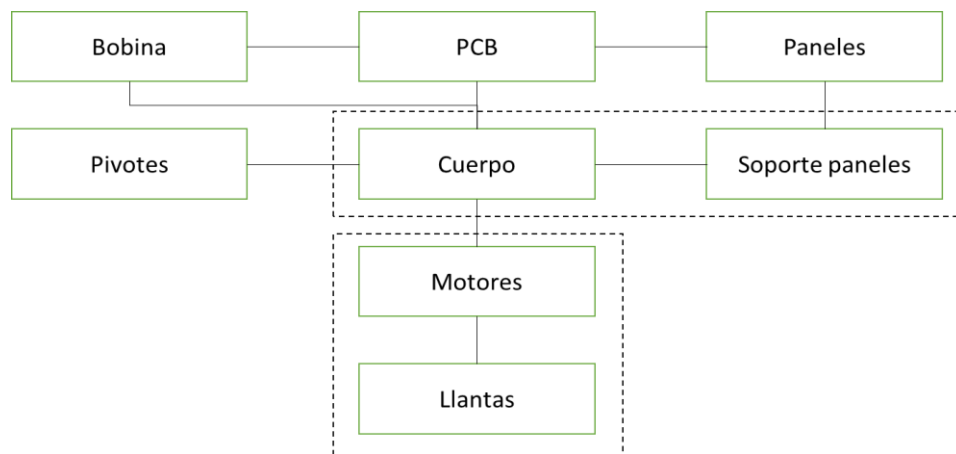


Figure 20 Esquema de los diferentes componentes de los mini rover para la misión COLMENA agrupadas en trozos.

Lo que generó una serie de iteraciones en el diseño, generando diferentes versiones del cuerpo del mini rover.

## Ingeniería preliminar del componente

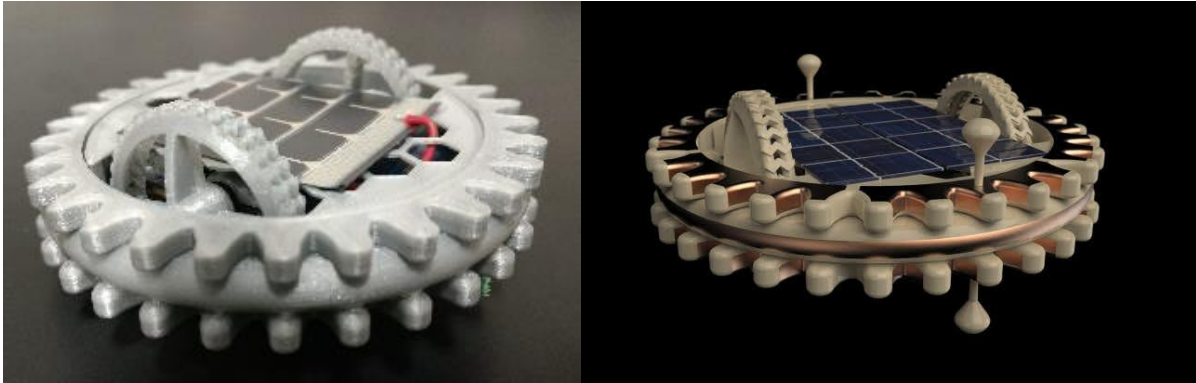
Las diferentes versiones del mini rover fueron producidas por manufactura aditiva (Figura 21), con la finalidad de ser probadas y evaluar su funcionalidad con respecto a la versión anterior facilitando encontrar las zonas en las que se debía de optimizar el diseño.



*Figure 21 Impresiones de diferentes versiones del cuerpo del mini rover y otros componentes.*

Logrando construir un primer prototipo funcional mostrado en la Figura 22. El cual tomó un tiempo de impresión de 11 horas para la totalidad de sus componentes y sumando una masa de 37 [g], lo que marcaba un nuevo punto de partida al mostrar la factibilidad del proyecto.





*Figure 22 Primera versión del modelo funcional junto con su idealización en modelo CAD.*

Ésta primera versión permitió vislumbrar otro panorama, ya que al ponerlo en funcionamiento se encontraron una serie de puntos en los que se había que trabajar, desde su manufactura, ensamble, hasta en la funcionalidad de las piezas. Haciendo necesario explorar nuevas soluciones, volviendo la geometría más compleja con cada nueva versión. En la segunda versión (Figura 23) se decidió separar el cuerpo en dos partes en las que se encontraban fusionadas los soportes de paneles, favoreciendo la conexión de la bobina y la PCB como solicitud de la parte de electrónica y logrando hacer de su ensamble eléctrico más sencillo.



*Figure 23 Segunda versión del cuerpo del mini rover (ABS).*

La tercera versión del mini rover tuvo actualizaciones menores en cuestión de forma o geometría, sin embargo, se ajustaron dimensiones, en la búsqueda de una mejora del diseño. La cuarta versión surge ante la necesidad de redimensionar al mini rover completo por cambios en componentes como motores (producto de un estudio de tracción y disponibilidad de elementos comerciales) y paneles solares (capacidad del proveedor para cumplir con los requerimientos eléctricos), con lo que también se adoptó una nueva configuración electrónica. En la Figura 24 es notorio el salto que existe entre versiones al comparar las dimensiones de ambos.



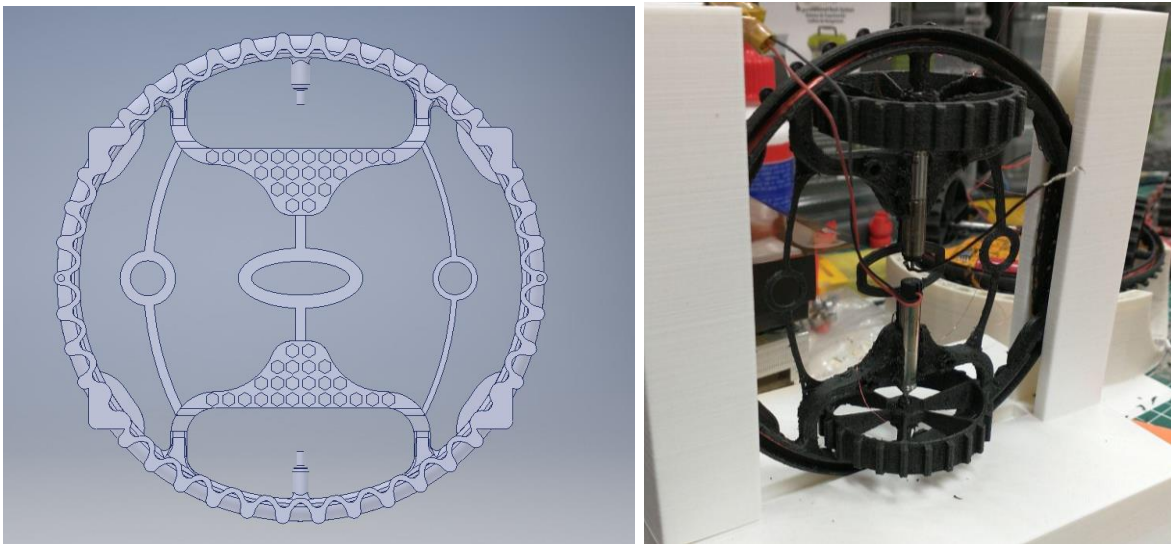
*Figure 24 Comparación de tamaño entre la tercera y cuarta versión del mini rover originados por el nuevo tamaño de paneles y motores.*



*Figure 25 Impresión de la cuarta versión del mini rover en nylon con fibra de carbono.*

El cambio en dimensiones también modificó el plan de manufactura, ya que el aumento en tamaño significó también un aumento en la masa del mini rover, obligando a disminuirla de alguna manera y con ello a experimentar con los diferentes materiales preseleccionados, a la par que se profundiza en el método de manufactura aditiva para optimizar la hechura de las piezas como se muestra en la Figura 25 donde se observa un juego completo de piezas que componen al mini rover.

En este punto de diseño, la reducción de masa se convirtió en un punto de suma importancia, lo cual involucra una optimización en la geometría del cuerpo que es el elemento de mayor masa y volumen de todo el mini rover, por lo que las siguientes actualizaciones que se hicieron fueron con la finalidad de reducirla, garantizando la estabilidad estructural\* y cumpliendo con la función de proporcionar soporte a los demás componentes del mini rover. En la Figura 26 se puede ver qué tanto ha cambiado el diseño CAD, siempre revisando la compatibilidad con los otros componentes del mini rover.



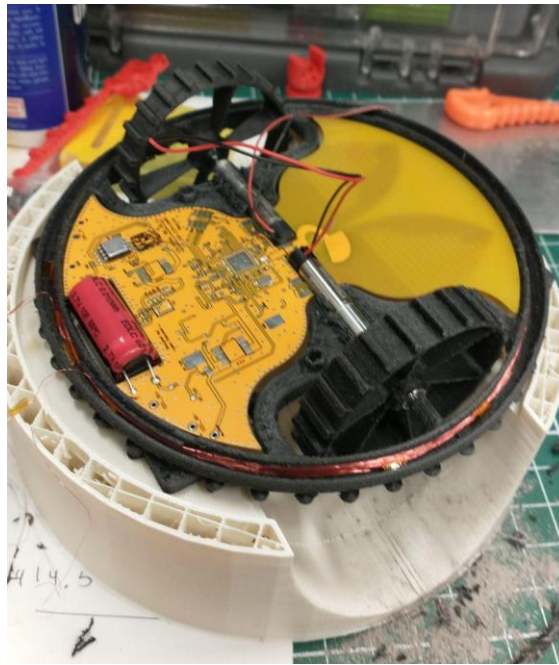
*Figure 26 Diseño CAD y preparación para ensamble de la quinta versión del mini rover.*

---

\*La integridad mecánica de la pieza se revisó utilizando el software Inventor® y sus ambientes de análisis y simulación, cada ocasión que se contaba con una nueva versión considerando cada material preseleccionado, tomando en cuenta las cargas consideradas en los requerimientos de diseño señalados en el subtema 3.1.1 de este trabajo. Para fines prácticos, sólo se muestran resultados de la última versión del mini rover en el subtema 3.4.



Al llegar a esta versión, se contaba con una versión de software capaz de realizar pruebas de funcionamiento completas del mini rover como movilidad, comunicación y autoorganización. Así que una vez revisado el ensamble de los componentes como se muestra en la Figura 27, se realizó el ensamble de los modelos de ingeniería (Figura 28) comprobando la funcionalidad de los componentes del mini rover, incluyendo la quinta versión del cuerpo.

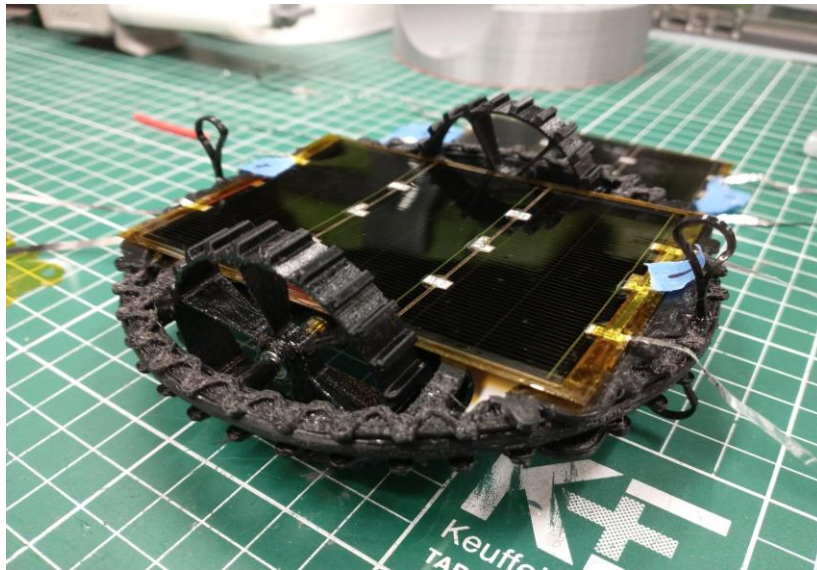


*Figure 27 Quinta versión del mini rover ensamblado para pruebas de electrónica.*



*Figure 28 Modelos de ingeniería para pruebas de software, comunicación y movilidad.*

Una vez que la lógica de software fue probada, fue verificado con el uso de la celda solar (Figura 29) con la finalidad de tener una prueba completa de los componentes y funcionamiento. Con la que también se verificó la compatibilidad de los componentes y piezas en cuanto a dimensiones y geometrías.

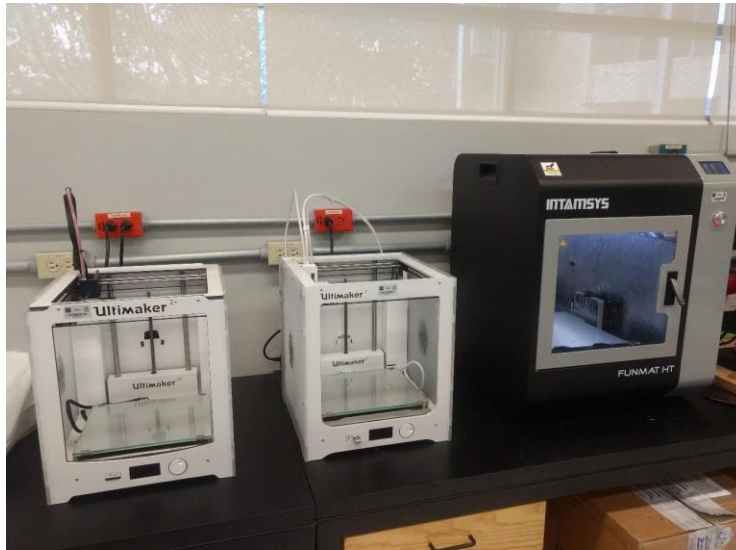


*Figure 29 Prueba de ensamble y funcionamiento completo del modelo de ingeniería con la quinta versión del cuerpo del mini rover.*

### **Identificar proveedores para componentes clave**

Para la mecánica del robot se depende de diferentes proveedores para la adquisición de los componentes como fueron motores, rodamientos, adhesivo, etc. Sin embargo, para la manufactura del cuerpo sólo existió un proveedor de polímeros en filamento, el cual surte todo el catálogo de materiales que se pueden utilizar con los equipos que se cuentan en LINX.

El centro de impresión 3D mediante manufactura aditiva polimérica con el que cuenta el laboratorio (Figura 30) con la capacidad de hacer desde prototipado rápido hasta modelos finales y funcionales con materiales de grado ingenieril, se compone de tres equipos de la marca Ultimaker® los modelos 2+ y 3, de la marca INTAMSYS® el modelo FUNMAT HT, equipos que cubren las necesidades requeridas en el ambiente de trabajo, así como un amplio catálogo de materiales, los cuales permitieran abrir el campo de soluciones a los modelos utilizados para el desarrollo de los diferentes proyectos.



*Figure 30 Centro de manufactura aditiva de LINX.*

Por lo que el proveedor de materiales se volvió un factor importante, tanto para la adquisición rápida de los mismos, como al contar con lo surtido de su inventario. Aunque, al final sólo se trabajó con tres materiales (ULTEM®, CF-Nylon y Nylon) que serán presentados más adelante, fue importante considerar su disponibilidad para no presentar atrasos por la falta de material.

## **Diseño de detalle**

Durante el diseño de detalle, la geometría del cuerpo contó con actualizaciones debido a la búsqueda de la reducción en la masa al volverse la principal exigencia a cumplir, y en cierta etapa, crítica. Por lo que subsistemas del mini rover como el de interconexión eléctrica se vio descartado para sólo lograr su aglomeración mediante el magnetómetro integrado en la estructura, lo que hizo posible descartar las secciones dentadas del chasis y la optimización de ciertas zonas como los soportes internos, dando una geometría más estilizada sin comprometer la funcionalidad de este y reduciendo la masa, sin generar cambios en otros subsistemas de la electrónica y la forma del PCB. En este proceso, la ayuda de software CAD (Figura 31) se vuelve una herramienta muy útil al realizar cambios y obtener una estimación de las propiedades físicas para cada material sin tener que llevar a cabo una manufactura de las piezas.

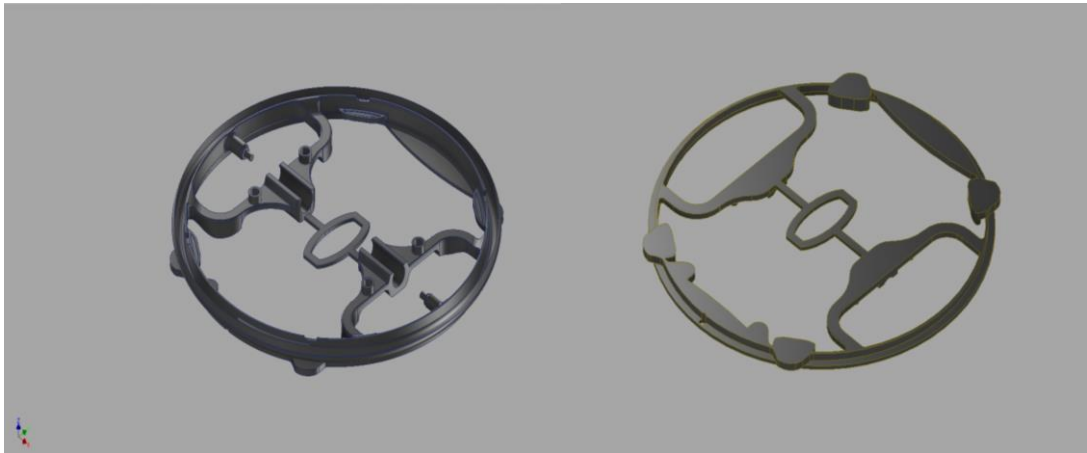


Figure 31 Modelo CAD de la sexta versión del mini rover utilizado en la misión COLMENA.

Cada vez que el diseño CAD estaba listo para ser probado, se le hacía un análisis estático y uno modal (con cada uno de los materiales preseleccionados) para asegurar que se conservaba la integridad de las piezas bajo los requerimientos indicados en el punto 3.1.1 de este trabajo. Para la sexta versión del mini rover, las simulaciones (Figura 32) con nylon como material, arrojaron un factor de seguridad de 15 para cargas estáticas con lo que se puede estar seguros de que los esfuerzos principales no comprometerán la integridad de la pieza y una frecuencia natural de 240.56 [HZ] la cual se encuentra fuera del rango de frecuencias indicado por Astrobotic®.

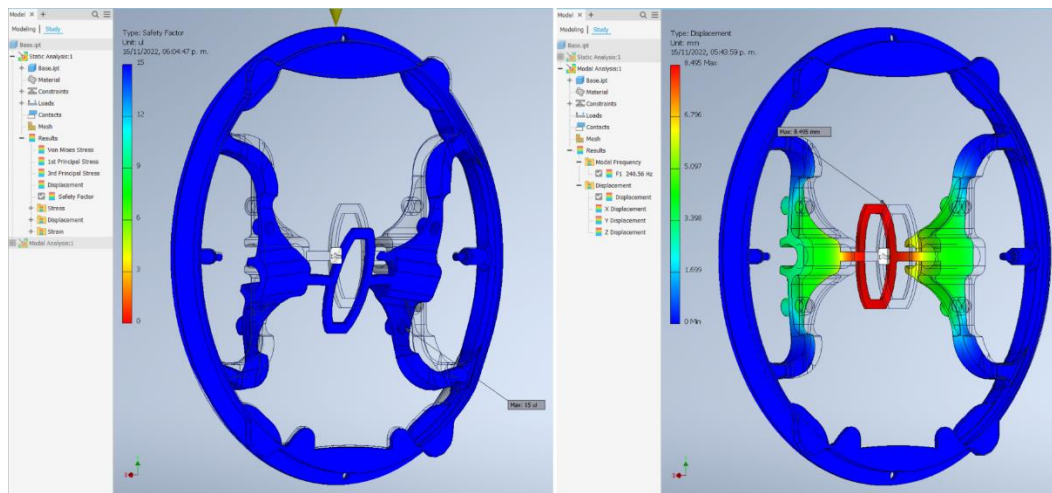


Figure 32 Resultados arrojados por el Software INVENTOR® para las simulaciones estáticas y modales aplicados a la sexta versión del mini rover (en nylon) utilizado en la misión COLMENA.

## Selección de materiales

Se propusieron ULTEM®, Nylon con refuerzo de Fibra de Carbono, Nylon y ABS por propiedades mecánicas, sin embargo, había dudas sobre su comportamiento térmico (desde la hoja técnica de los proveedores) por lo cual se sometieron a diferentes pruebas experimentales con la finalidad de probar que las piezas manufacturadas en estos materiales fueran capaces de soportar nuestras sollicitaciones térmicas.

En la Tabla 11 se observa como el ULTEM®-9085 que ya es utilizado con aplicaciones de uso aeroespacial y que tiene propiedades favorables, también su densidad es mayor y en una cuestión en la que cada décima de gramo se debe cuidar, hace que se consideren otras opciones.

*Tabla 11 Comparación de propiedades mecánicas entre los materiales ULTEM®[12], Nylon-CF[13], Nylon[14] y ABS[15] para la manufactura del cuerpo del mini rover para la misión COLMENA.*

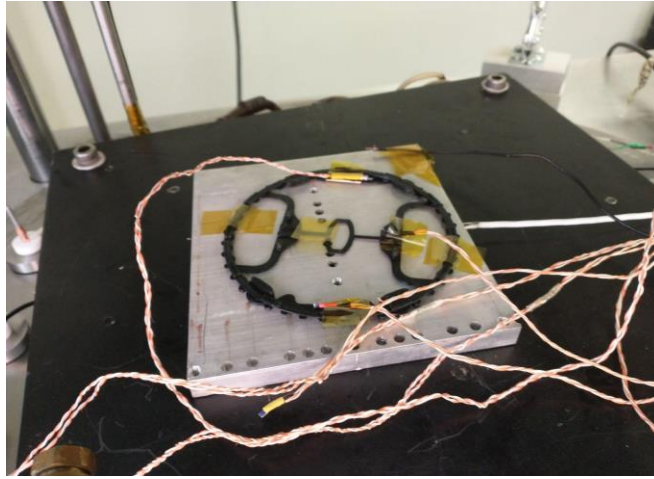
Propiedad	ULTEM®-9085	Nylon CF	Nylon	ABS
Densidad [g/cm <sup>3</sup> ]	1.34	1.17	1.14	1.1
Temperatura de transición vítrea [°C]	186	70	55.1	100.5
Temperatura de deflexión por calor HDT [°C]	153	147	89.2 ± 5.6	86.6 ± 0.4
Esfuerzo a tensión [MPa]	86	63	23.0 ± 2.3	38.1 ± 0.3
Módulo de Young [MPa]	2230	3800	2300 ± 64	1962 ± 31
Elongación [%]	4.5	3	1.7 ± 0.2	4.6 ± 0.3
Esfuerzo al impacto [KJ/m <sup>2</sup> ]	11.5	—	13.7 ± 1.2	14.2 ± 1.2
Esfuerzo de flexión [MPa]	116	84	82.9 ± 3.1	61.1 ± 3.2
Módulo de flexión [MPa]	2340	3750	1872 ± 90	1430 ± 83



De esta forma, al querer reducir la masa, se optó por realizar diferentes pruebas de supervivencia a otros materiales como lo son el Nylon-CF, Nylon y ABS. Las pruebas que se llevaron a cabo fueron sometiendo muestras de cada material a condiciones térmicas en los extremos del requerimiento, ya que éstas, presentaban el mayor problema para la supervivencia de los mini rover. Con estas pruebas (Figura 33) se pudo descartar el uso de ABS, dejando a ambos nylon como una opción viable para su uso.

*Tabla 12 Comparación de masa del cuerpo del mini rover entre las diferentes versiones.*

<b>Versión</b>	<b>Masa [g]</b>	<b>Material</b>
TepoV4-U	31,22	ULTEM®
TepoV4.2-CF	27,16	Nylon-CF
TepoV5.7-CF	21,7	Nylon-CF
TepoV5.9-CF	19,2	Nylon-CF
TepoV6-N-CF	18,3	Nylon-CF
TepoV6.4-N	15,63	Nylon
TepoV6.5-N	16,45	Nylon
TepoV6.6-N (Calificación)	16,88	Nylon



*Figure 33 Prueba de termo vacío al cuerpo del mini rover hecho con nylon.*

La desventaja que presentó el Nylon CF frente al Nylon, a pesar de que cuenta con el refuerzo de partículas de carbono haciéndolo más resistente tanto mecánicamente como térmicamente, fue el hecho de que su acabado es más áspero que el de Nylon normal, generando desgaste en la parte del TTDM que contiene a los mini rover durante las pruebas de vibración del modelo de ingeniería como las que se muestran en la Figura 34. Lo que terminó por ser decisivo a la hora de decidir llevar a cabo las pruebas de calificación a un modelo armado con piezas de Nylon.



*Figure 34 Cofia del TTDM desgastada después de una prueba de vibración.*

## Asignar tolerancias

Estas dependen completamente del proceso de manufactura aditiva y tuvieron que ser encontradas mediante iteraciones ya que, en este proceso, se presenta un fenómeno de contracción térmica al enfriarse el material. Por ello, las tolerancias que se deben considerar, sobre todo en las dimensiones internas de la pieza, varían de un material a otro y a la orientación de la pieza en el momento de generar el código. Aunque existen guías de impresión proporcionadas por el fabricante del material, es conveniente hacer impresiones de prueba en las que se verifique mediante una herramienta de medición que las dimensiones deseadas del objeto sean logradas; compensando en el diseño CAD esta contracción, al ser este modelo del que se genera el archivo '.stl' que contendrá el código de impresión.

Es decir, si uno genera un tubo, por ejemplo, y se quiere que el diámetro interior sea de 8 mm de diámetro con un PLA como material, debe ser modelado en el CAD con una dimensión de 8.3 mm; esto en el caso de la impresora Ultimaker® 2+ en donde se presenta que al hacer circunferencias interiores existe una contracción de 0.3 mm, con lo que se asegura que la pieza terminada tenga un diámetro interno de 8 mm.

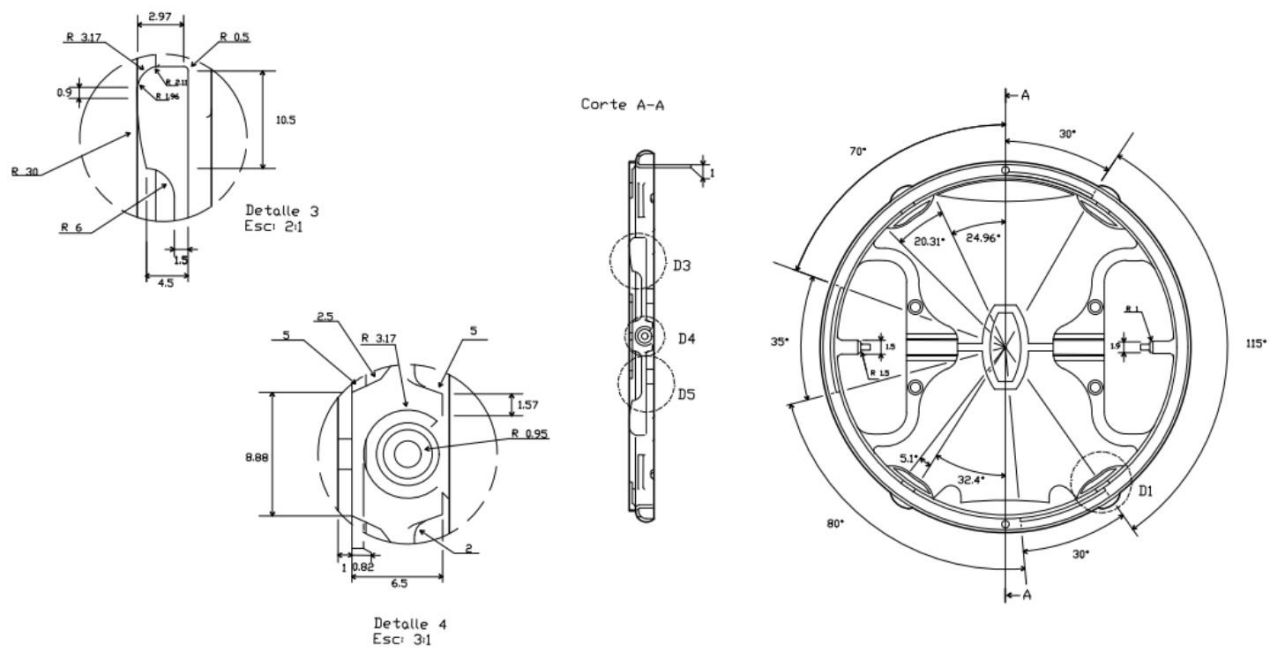


Figure 35 Cotas utilizadas para la manufactura de la sexta versión del mini rover para la misión COLMENA [16].



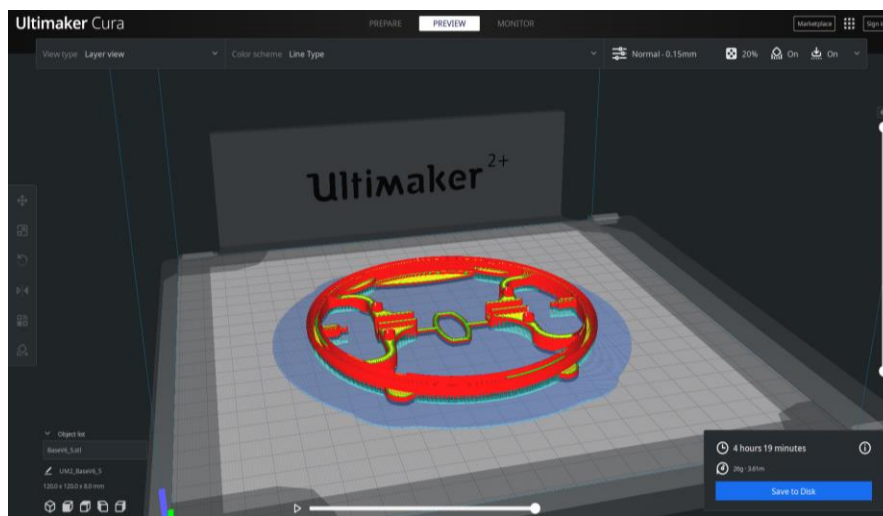
Otras de las observaciones que se tuvieron presente al ir adquiriendo experiencia en la forma de trabajo de la impresora utilizada fueron en relación con parámetros de la impresora, como la calibración del equipo en la cantidad de retracción del material o la velocidad de alimentación; a su vez, el ajuste manual que se le debe de hacer al equipo para que la alimentación del material utilizado sea de manera correcta.

Los archivos CAD fueron de utilidad para elaborar el ensamble general y revisar que todos los componentes contaban con su espacio suficiente. Así volvía factible la obtención de los planos de medidas y ensamble.

### **Definir procesos de producción de piezas**

Para la generación del código de impresión se utilizó el software CURA® propio de la impresora Ultimaker® 2+ (Figura 36), al ofrecer tiempos de calentamiento más rápido, también para asegurar que todas las piezas se hicieran con exactamente el mismo código y minimizar las diferencias entre las mismas.

La primera pieza es la base del chasis, la cual tarda 4 horas y 19 minutos, la segunda pieza que era una tapa tarda 2 horas con 45 minutos, haciendo un total de 7 horas y 4 minutos. Es decir, en menos de 8 horas se tenía lista una estructura completa lista para ser ensamblada con los demás componentes.



*Figure 36 Generación de código de impresión en software Cura® de las piezas que componen el cuerpo de la sexta versión del mini rover para la misión COLMENA.*

Aunque puede parecer un tiempo de manufactura elevado si se compara con otro método de producción de piezas poliméricas como la inyección de plásticos, en la que se pueden producir en un turno de 8 horas volúmenes de producción en órdenes de magnitud de cientos de piezas. De ello, que sea importante recalcar las ventajas de la manufactura aditiva que permite con un solo equipo, producir pocas piezas, pero disminuyendo costos al no necesitar de un molde o herramental personalizado, lo que permite crear una pieza muestra y evaluarla sin generar costos adicionales.

## Validación de la arquitectura mecánica

Una vez que la arquitectura mecánica cumple con las especificaciones geométricas, las piezas deben ser sometidas a un proceso de validación tanto individual como en conjunto, para corroborar que sobrevivirán en condiciones espaciales tanto a nivel pieza como a nivel ensamble. En este capítulo se describen las diferentes pruebas que fueron exigidas por Astrobotic<sup>®</sup> para aceptar la carga útil, cómo fueron hechas y los resultados que se obtuvieron de ellas. En las que se evaluó que la integridad de las piezas que componen el cuerpo del mini rover no se vieran afectadas o dañadas, así como que las decisiones tomadas durante el proceso de diseño hubieran sido correctas.

Primero se dará la definición de cada una de las pruebas y después el cómo se llevaron a cabo en las instalaciones de LINX y los resultados que se pudieron obtener de ellas. Con estos resultados se generaron los reportes solicitados por Astrobotic<sup>®</sup> y su revisión y aprobación, con la cual se procedió con la entrega de la carga para que la compañía pudiera hacer sus pruebas de calificación y proceder a la integración y lanzamiento.

### Pruebas

- Bake-out (desgasificación)

La desgasificación de hardware sensible mediante vacío con control de temperatura es un proceso para reducir a un nivel de desgasificación aceptable para el equipo de vuelo asociado con instrumentación que es sensible a contaminantes moleculares y la verificación de estos niveles tiene que ser registrada.[17]

El proceso de desgasificación consiste en calentar el hardware de vuelo en un sistema de vacío certificado y limpio que alcance una presión menor a  $1 \times 10^{-5}$  Torr y a la mayor temperatura permitida sin exponer el hardware por lo menos 10 °C por encima de su temperatura extrema de operación en vuelo, asumiendo que esta temperatura no exceda la temperatura máxima de exposición.

- Volátiles

Otro factor para considerar es la cantidad de partículas y gases volátiles que los materiales pueden liberar a la hora de estar sometidas a bajas presiones y con una variable de temperatura que favorezca la separación de estos del Modelo de vuelo.

Es por ello por lo que NASA se basa en la norma ASTM E-595 [6], la cual considera Astrobotic<sup>®</sup> como necesaria de cumplir, es una prueba de condensación de volátiles y recolectarlos para demostrar que nuestros materiales no tengan un excedente al 0.1% de su masa total en estos compuestos volátiles.

Para ello se lleva a cabo en un ambiente de vacío un calentamiento del Modelo a más de 120 °C durante 24 horas junto con una placa o condensador metálico, que se mantenga a una temperatura de 24 °C para favorecer la adherencia y condensación de estas partículas sobre ella.

- Ciclado térmico

La finalidad de llevar a cabo un ciclado térmico al Modelo es el después de haber simulado las temperaturas a las que se encontrará a lo largo del desarrollo de la misión, someterlo a ese estrés térmico para así comprobar que cada uno de los componentes funcionando como un todo, será capaz de sobrevivir a las condiciones térmicas a las que será expuesto.

Para realizar la prueba, existe un protocolo definido en el GEVS [17] en la que la carga útil es introducida en una cámara de ciclado de temperatura de aire u otro gas como medio con componentes cubiertos y soldadura de interconexión probada ante cambios de temperatura drásticos. Esta prueba es aplicada para determinar la abolidada de los componentes e interconexiones soldadas sometidas a estrés mecánico provocado por alternar entre los extremos de alta y baja temperatura.

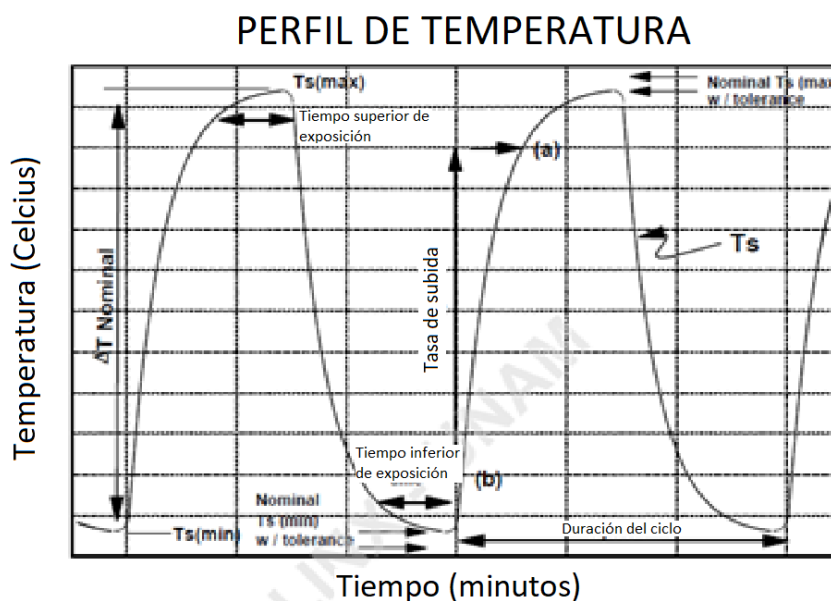


Figure 37 Diagrama que muestra el perfil de temperaturas que se debe de realizar el ciclado térmico [17].

En la Figura 37 se muestra el perfil de temperatura que se aplica en un ciclado térmico y las condiciones principales que se deben considerar. Para la definición de los valores, se realizó una simulación de la carga útil en el software Thermal Desktop; de la cual los resultados obtenidos fueron temperatura máxima de 120 °C y una temperatura mínima de -65 °C las cuales se muestran en el documento COLMENA Thermo-Vacumm test Report [18].

### **Aprobaciones requeridas por Astrobotic<sup>©</sup>**

Para obtener la aprobación por parte de la empresa Astrobotic<sup>®</sup>, se realizaron las pruebas de validación en las instalaciones de LINX. El cual cuenta con una campana de termo vacío y un sistema de control para monitorear las temperaturas y presión dentro de ella (Figura 38).



*Figure 38 Campana de termo vacío donde se realizan las pruebas de validación en LINX.*

## Desgasificación y volátiles

La prueba de desgasificación fue llevada a cabo a 10<sup>-7</sup>kPa y a +125 °C. El calentamiento es logrado por una luz incandescente en lo alto de la campana. [19]

La Figura 39 muestra el perfil de temperatura obtenido de la prueba donde el eje horizontal es el tiempo en horas desde que se cierra la campana y el final de la desgasificación. El eje vertical muestra las temperaturas de referencia en grados Celsius.

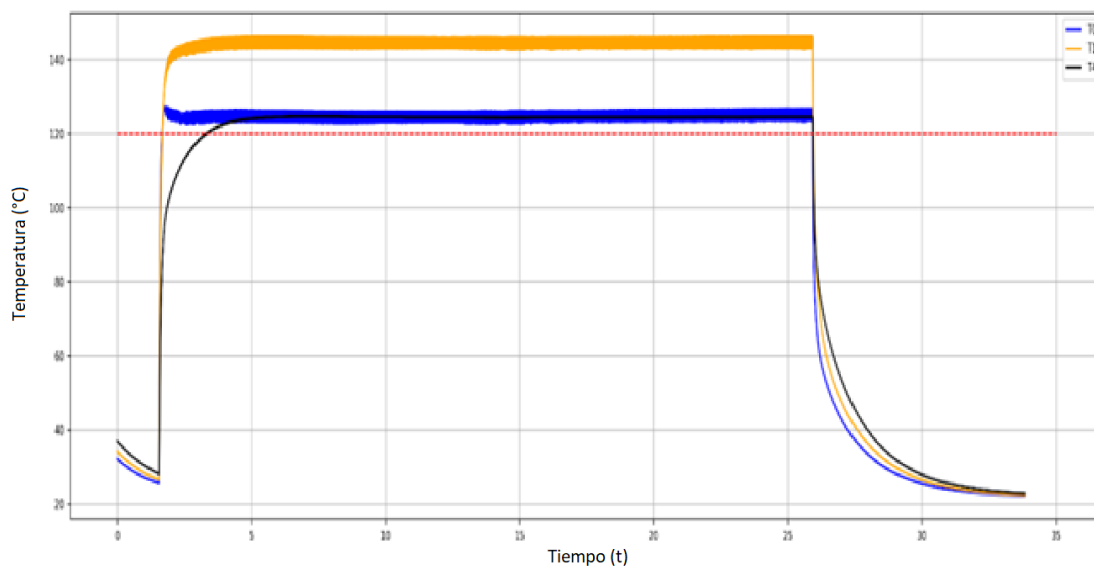


Figure 39 Perfil de temperatura alcanzado durante la desgasificación [19]

Dónde la masa inicial y la final mostraron una diferencia menor al 1% de lo que marca el estándar [17] con lo cual se da por buena esta prueba.

Para la prueba de volátiles sólo fue aplicada a los materiales poliméricos utilizados en la misión, lo que incluye en el cuerpo del mini rover como se ve en la Figura 40.

Al final de la prueba se obtuvo una pérdida de masa menor al 1% de la inicial y en la placa de cobre se obtuvo un aumento de masa menor al 0.1% con lo que se da por aprobada la prueba [17].

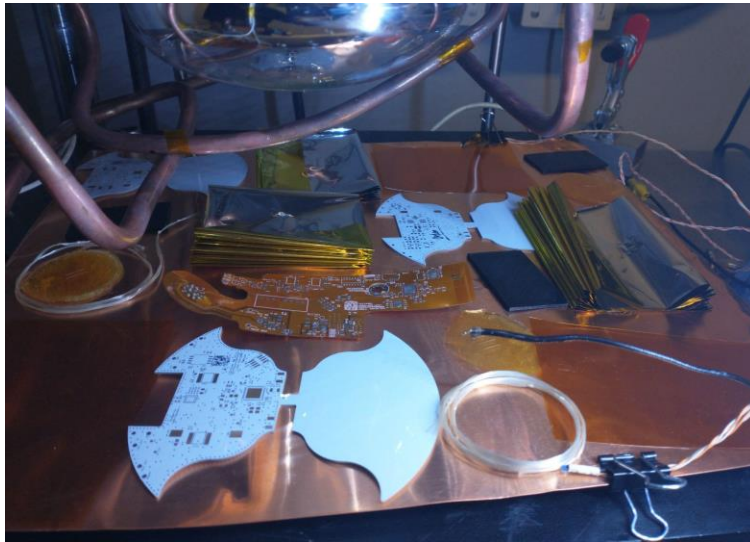


Figure 40 Muestras de polímeros o elementos que contienen recubrimientos poliméricos montadas para pruebas de colección de volátiles.

### Ciclado térmico

La prueba de ciclado térmico fue llevada a cabo en el intervalo de temperatura de  $-65\text{ C} \leq T \leq +120\text{ C}$  (Figura 41) que cubre todo el rango en el que estará sometida la carga. [18]

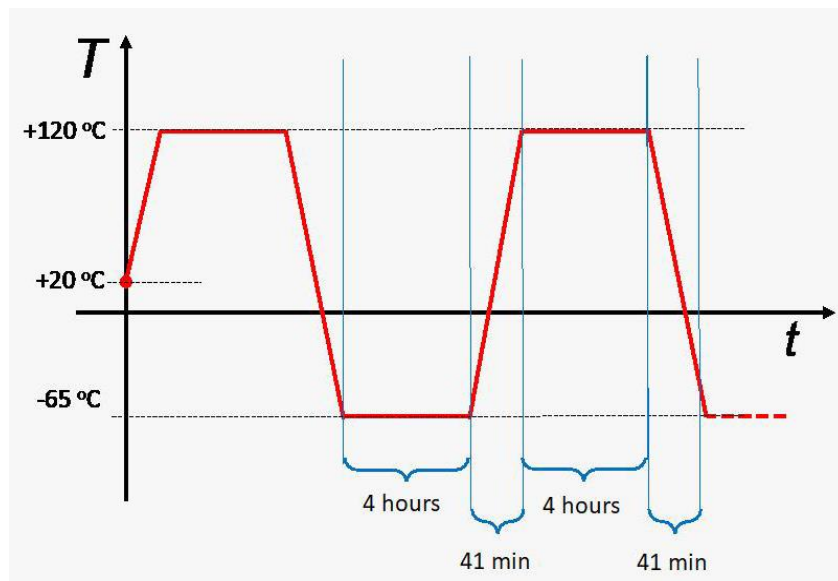


Figure 41 Esquema de las temperaturas a cumplir en el ciclado térmico.

Para ello la carga útil fue montada en la cámara con concentradores de calor que fueron evaluados durante pruebas con la finalidad de definir su posición el ángulo de inclinación adecuado de la iluminación para lograr las temperaturas deseadas (Figura 42).

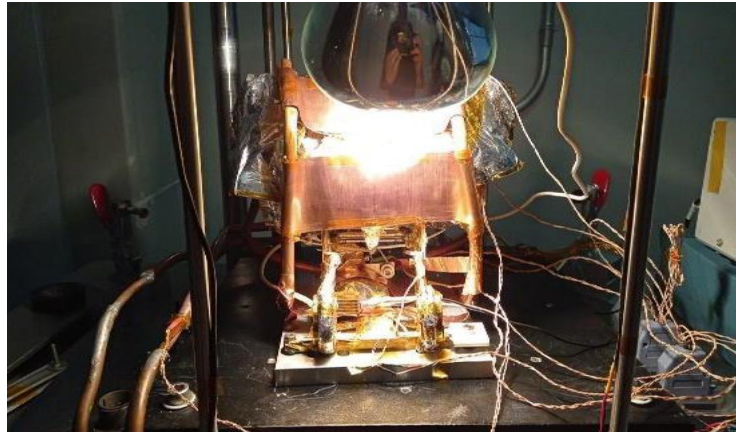


Figure 42 Montaje de la carga útil para la prueba de ciclado térmico.

En la Figura 43 se muestra el gráfico de los datos de temperatura (eje vertical) exportados de la prueba en la que se alcanza a apreciar la oscilación y los tiempos transcurridos (eje horizontal) en cada etapa del ciclado térmico.

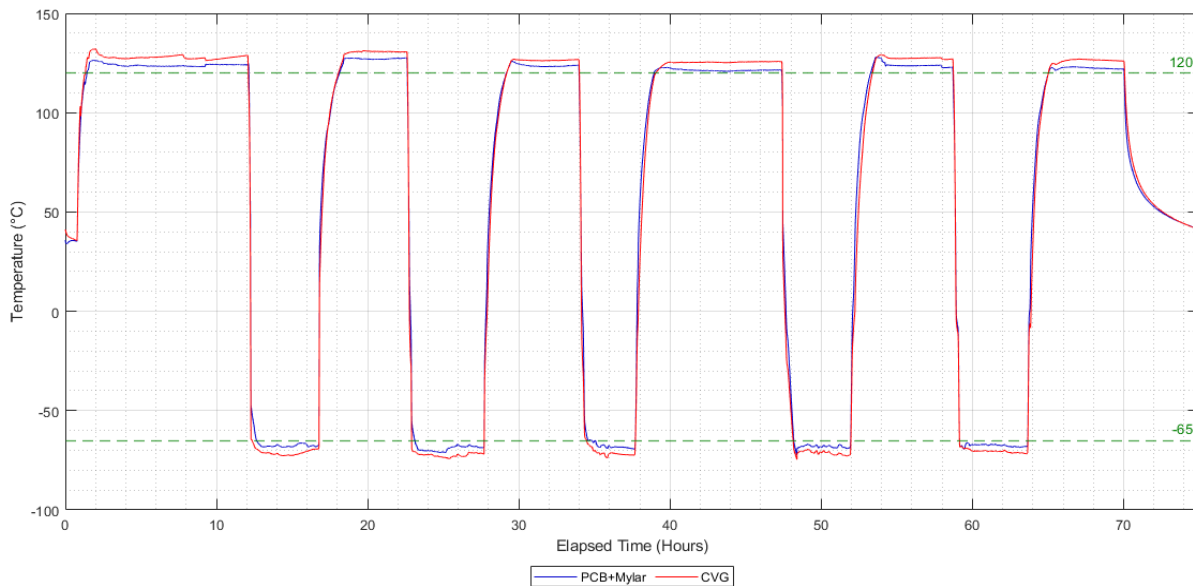


Figure 43 Ciclado térmico aplicado a la carga útil de la misión COLMENA.



Después de aplicadas las pruebas anteriores, se revisó la integridad de la carga útil minuciosamente con la finalidad de encontrar alguna parte afectada, así como se realizaron pruebas de funcionamiento y operación con lo que se pudiera dar por hecho que tanto mini rover como el TTDM estaban listos para su integración con el Lander en las instalaciones de Astrobotic®.

### **Implementar cambios de diseño**

La mayoría de los cambios aplicados al diseño se consideraron menores, ya que la mayoría fueron correcciones en tolerancias para su manufactura y no en cuestión de funcionalidad o geometrías, permitiendo un fácil ensamble entre las piezas y pudiendo generar el manual de ensamble de los modelos de vuelo en sala limpia.

### **Refinar procesos de fabricación y ensamble**

Para este momento se contaba con un Manual de Ensamble CLMN\_RS\_V6.6-N [21] el cual fue revisado, practicando el proceso de ensamble antes de realizarlo en los modelos de vuelo con la finalidad de corregir todo posible error o mala interpretación. Para realizar el ensamble de los modelos de vuelo en la sala limpia clase 1000 de LINX, la cual es una habitación con un sistema de filtración de aire en el que se asegura la cantidad de partículas por pie cúbico para evitar contaminación al momento del ensamble. En él, las piezas impresas que comprenden las partes de los mini rover fueron limpiadas, revisadas y numeradas (Figura 44) con la finalidad de que no hubiera confusiones a la hora del ensamble.



*Figure 44 Preparación de los modelos de vuelo en la sala limpia de los mini rover para la misión COLMENA.*

## Inicio de Producción

Una vez que todas las piezas y componentes que comprenden los mini rover estuvieron dentro de la sala limpia, se inició su proceso de ensamble (Figura 45) en el que la calidad y todo paso a seguir tuvo que ser revisado antes de continuar con el siguiente para garantizar que no existía ningún error o posible punto de falla.

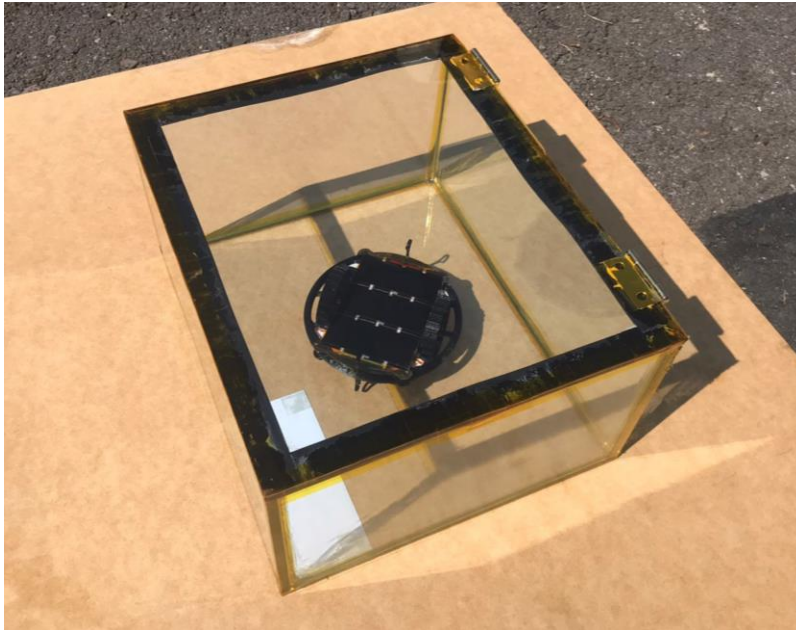


*Figure 45 Ensamble de los mini rover para la misión COLMENA en sala limpia.*



*Figure 46 Mini rover utilizado en la misión COLMENA.*

Al final se contó con un total de 11 mini rover ensamblados como el de la Figura 46 para su carga de software, la que permitiría verificar su lógica, movilidad y funcionamiento eléctrico; para continuar con el ensamblado de su panel solar y realizar su última prueba de funcionamiento (Figura 47) antes de integrarlos con el TTDM y preparar su viaje a Astrobotic® para ser acoplados al Lander.



*Figure 47 Prueba de funcionamiento con paneles solares de un modelo de vuelo de los mini rover de la misión COLMENA.*

## **Conclusiones**

La finalidad de este capítulo es resumir y puntualizar en cómo los resultados obtenidos son de utilidad para corroborar que se están cumpliendo los objetivos planteados en el primer capítulo de este trabajo, así como su utilidad y su funcionalidad como antecedente de que en LINX se es capaz de desarrollar estructuras mecánicas que toleran las condiciones de ambientes espaciales.

## **Resultados Obtenidos**

Con el desarrollo de esta tesis se muestra el diseño, la manufactura, y la validación del cuerpo que compone el chasis de un mini rover para la misión COLMENA. El cual sirve de soporte para los demás componentes y la electrónica del dispositivo.

Los objetivos particulares siempre estuvieron presentes. Logrando que la masa del cuerpo fuera reducida respecto a sus versiones anteriores, hasta representar menos del 30% de la masa total destinada para cada mini rover conservando su funcionalidad al ser soporte de los demás elementos que lo componen. Haciendo uso de la manufactura aditiva permitió una rápida iteración entre versiones y fue posible producir las piezas que componen el cuerpo satisfaciendo una pequeña producción con la calidad deseada en el menor tiempo posible. Además, se validaron todos los materiales empleados de la carga útil para su uso aeroespacial, esto en las instalaciones de LINX, al haber obtenido resultados satisfactorios en las pruebas de desgasificación, pérdida de masa y recolección de volátiles como se muestra en el capítulo anterior.

Con ello, se puede decir que el objetivo principal se cumple al haber sido posible la construcción de un chasis para los mini rover de la misión COLMENA, el cual será capaz de sobrevivir a las condiciones presentadas durante el trayecto y en el terreno lunar, siendo la temperatura su mayor exigencia al ser manufacturado con un material polimérico.

## **Trabajo a futuro**

Este trabajo es una pequeña muestra del trabajo que implica el desarrollo de sistemas para uso espacial, en el que se me permitió desarrollar mis capacidades y emplear mis conocimientos obtenidos durante mi educación profesional, mostrando un área de desarrollo profesional basta en la actualidad y a la vez, exigente en cuanto a preparación y dedicación.

En versiones futuras se podrían incluir los conectores eléctricos que en esta ocasión se tuvieron que descartar por los tiempos de desarrollo del proyecto, pero que durante el desarrollo se pudieron sentar las bases para la implementación de este subsistema mediante la metalización por electrodeposición a polímeros usados en manufactura aditiva. También se podría mejorar el sistema de tracción, implementando soportes más robustos, ya que, sin una limitación de masa tan rígida, sería factible el uso de otros materiales para el cuerpo del mini rover como aleaciones de metales u otros polímeros, ya que al ser producidos en gran escala también podrían ser modificados los procesos de manufactura empleados en su fabricación, manteniendo a la miniaturización como uno de los objetivos centrales. Además, con la serie de sucesos que se obtendrán con el desarrollo de la misión, se comprueba la capacidad del hombre para producir sistemas autónomos y de baja masa que podrían ser utilizados para la exploración de más cuerpos celestes de baja gravedad como lo son asteroides.

Se confirma la capacidad de los recursos humanos y tecnológicos de nuestra Universidad y de LINX para el diseño, la construcción y la validación de sistemas para uso espacial, abriendo la posibilidad de desarrollar más proyectos de la misma índole. Generando un área de desarrollo profesional para estudiantes y académicos de universidades que deseen llegar más allá del cielo y mostrando al mundo que en México se está desarrollando tecnología capaz de investigar los secretos de nuestro Universo.

## Referencias

- [1] Recuperado de: <https://www.linkedin.com/company/astrobotic-technology-inc./?originalSubdomain=mx> el 02 de agosto de 2022.
- [2] Recuperado el 18 de mayo de 2022 de <https://linx.nucleares.unam.mx/>
- [3] Colleti J. (2021) Environmental Design Specification. Astrobotic®.
- [4] Karl T. Ulrich y Steven D. Eppinger (2012) *Diseño y Desarrollo de Productos*. México. McGraw-Hill.
- [5] A. Mouritz (2012) *Introduction to Aerospace Materials*. Woodhead Publishing
- [6] ASTM E-595 (1993) Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment.
- [7] Cabrera P. y Medina G. (2021) COLMENA Thermal model. LINX
- [8] Ibharim Zeid (1991) *Mastering CAD CAM*. McGraw-Hill.
- [9] Ian Gibson, David W. Rosen, Brent Stucker (2010) *Additive Manufacturing Technologies Rapid Prototyping to Direct Digital Manufacturing*. Springer US
- [10] Medina G, López E (2020) Critical Design Review of the COLMENA 's Robot. Versión 1. LINX
- [11] #3DBenchy Recuperado el de 02 de junio de 2022 de <https://www.3dbenchy.com/about/>
- [12] ULTEM® Datasheet Recuperado el 04 de junio de 2022 de <https://www.intamsys.com/ultem-3d-printing/>
- [13] Nylon CF Datasheet Recuperado el 04 de junio de 2022 de <https://www.3dxtech.com/product/carbonx-pa6-cf/>
- [14] Nylon Datasheet Recuperado el 04 de junio de 2022 de <https://ultimaker.com/es/materials/nylon>
- [15] ABS Datasheet Recuperado el 04 de junio de 2022 de <https://ultimaker.com/es/materials/abs>
- [16] Monroy J, Moreno V, López E, Medina G. (2021) COLMENA\_RS\_V6.6-N\_PLANES-V1

[17] NASA (2013) GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS).  
NASA GODDARD SPACE FLIGHT CENTER

[18] Balanzar J, Carbajal M, López E, Vladimir A. (2021) COLMENA Thermo-Vacuum  
test Report. LINX

[19] Balanzar J, Carbajal M, López E. (2021) Payload Thermal Bakeout Test. LINX

[20] Monroy J, Moreno V, Duarte L, López E, Medina G. (2021) Manual ensamble  
CLMN\_RS\_V6.6-N LINX