



Máster en Ingeniería de Sistemas y Control

Diseño y desarrollo de un Rover Lunar en el contexto del Google Lunar X PRIZE

Estudiante: Mauricio Ramiro Henríquez Schott

Directora: Matilde Santos Peñas

Curso 2012 - 2013



Máster en Ingeniería de Sistemas y Control

Diseño y desarrollo de un Rover Lunar en el contexto del Google Lunar X PRIZE

Tipo B: Proyecto específico propuesto por el alumno.

Estudiante: Mauricio Ramiro Henríquez Schott

Director: Matilde Santos Peñas





Autorización

Autorizamos a la Universidad Complutense y a la UNED a difundir y utilizar con fines académicos, no comerciales y mencionando expresamente a sus autores, tanto la memoria de este Trabajo Fin de Máster, como el código, la documentación y/o el prototipo desarrollado.

Firmado: Mauricio Ramiro Henríquez Schott

Firma del alumno



Resumen

La competición internacional “Google Lunar X PRIZE”, reúne actualmente a 22 equipos de más de 12 países, los cuales buscan lanzar, alunizar y operar un rover robótico en la superficie lunar antes del 31 de Diciembre del 2015.

El presente trabajo busca analizar y diseñar un rover minimalista, de reducidas masa y volumen y además bio-inspirado en el caminar de los insectos, los cuales evolutivamente están optimizados para caminar en terrenos altamente irregulares como los encontrados en la Luna.

La construcción y pruebas de un modelo prototipo de mayor tamaño, permitieron diseñar la versión final del rover a ser empleado en una misión real, teniendo en consideración los aspectos críticos del riguroso ambiente espacial y lunar.

Los resultados muestran un correcto desempeño del sistema de tracción y del diseño en general, lo cual valida las premisas del diseño y permiten enfocarse en la versión final a ser construida antes del plazo final de la competición a finales del 2015.

Lista de palabras clave:

Robótica, Modelado, rover, diseño bio-inspirado, luna, GLXP, espacio.



Índice

1.	Introducción.....	12
1.1	Objetivos.....	13
1.1.1	Objetivo General	13
1.1.2	Objetivos Específicos	13
2.	Marco de la investigación.....	14
2.1	Requerimientos del sistema	16
2.2	Imágenes y Vídeo	19
2.2.1	Imagen	19
2.2.2	Vídeo	19
3.	Estado del arte	22
3.1	Rover de exploración espacial	22
3.1.1	Sistema de movilidad	29
3.2	Entorno Lunar	32
3.2.1	Generalidades acerca de la Luna	32
3.2.2	Atmosfera Lunar	34
3.2.3	Vacío	37
3.2.4	Ambiente Térmico.....	38
3.2.5	Campo Magnético y Gravedad.....	41
3.2.6	Entorno de Radiación	44
3.2.7	Topología Lunar	46
3.2.7.1	Escenario 1 - Mar lunar.	47
3.2.7.2	Escenario 2 – Pendientes prolongadas (Highland)	47
3.2.7.3	Escenario 3 – Terreno escarpado.....	48
3.2.7.4	Escenario 4 – Material con partículas finas	48
3.2.7.5	Escenario 5 – Regolito lunar	49
3.2.7.6	Escenario 6 – Superficies planas	49
3.2.7.7	Escenario 7 – Cráteres y agujeros.....	50
3.2.8	Vibración y Choque durante Lanzamiento, Travesía y Alunizaje	50
3.2.9	Ambiente Térmico durante Lanzamiento y Travesía.....	51
3.3	Robótica Bio-Inspirada	52
3.3.1	Locomoción de los insectos	59
3.3.1.1	Paso de Trípode Alternado	60
3.3.1.2	Ciclo Elíptico	62



3.3.1.3 Almacenamiento de Energía.....	63
4 Diseño.....	65
4.1 Diseño Minimalista.....	66
4.2 Diseño Bio-Inspirado.....	69
4.3 Balanceo y Cola Pivote.....	75
4.4 Plataforma multipropósito.....	78
4.5 Configuración de aspas y usos potenciales.....	80
4.6 Estructura y modelos CAD.....	81
4.7 Aviónica.....	84
4.7.1 Computadora de Abordo (OBC - On-Board Computer).....	85
4.7.2 Sistema de Energía Eléctrico (EPS – Electrical Power System).....	85
4.7.3 Batería (BAT).....	86
4.7.4 Panel Solar.....	87
4.7.5 Sistema de Guía, Navegación y Control (Guidance, Navigation and Control – GNC).....	88
4.7.5.1 Sistema de Comunicación de Banda-S (S-Band COM).....	88
4.7.6 Cámara (CAM).....	89
4.7.7 Esquema General Aviónica.....	92
4.8 Selección de Materiales.....	93
4.8.1 Normativas.....	93
4.8.2 Restricciones de la Misión.....	94
4.8.3 Estructuras Primarias.....	95
4.9 Ciclos de Trabajo.....	99
4.10 Sistema de Tracción.....	101
4.10.1 Desplazamiento en línea recta y terreno suave.....	102
4.10.2 Ascenso en pendientes.....	102
4.10.3 Giro en pendientes con un motor detenido.....	102
4.10.4 Diseño moto-reductor explotado.....	103
4.11 Disipación Térmica.....	103
4.11.1 Factores del balance.....	104
4.11.2 Balance térmico.....	105
4.12 Presurización y Sellado.....	107
4.12.1 Despresurización.....	107
4.12.2 Sellado Eje Ruedas.....	110
4.12.3 Sellado Chasis.....	112
5 Implementación.....	113



5.1	Chasis y Ruedas	115
5.2	Electrónica	116
5.3	Software	122
	5.3.1 Modulación por Ancho de Pulso (PWM).....	122
	5.3.2 Encoders por Cuadratura	125
	5.3.3 Unidad de Medición Inercial (IMU)	128
5.4	Vista Prototipo	130
5.5	Implementación Final	130
6	Pruebas y Resultados	131
6.1	Terreno de Pruebas	131
6.2	Experimentos Propuestos.....	133
	6.2.1 Pruebas de Movilidad Básicas.....	133
	6.2.2 Pruebas de Obstáculos.....	135
	6.2.3 Pruebas de Ciclo Térmico	139
	6.2.4 Pruebas de Carga de Baterías	140
	6.2.5 Pruebas con “Carro Gravitacional”	141
	6.2.6 Pruebas de Presión y Flexión	143
6.3	Resultados.....	144
	6.3.1 Franqueamiento de Obstáculos	144
	6.3.2 Pendientes.....	145
	6.3.3 Eficiencia de los Paneles Solares	145
	6.3.4 Movilidad	145
	6.3.5 Whegs.....	146
7	Conclusiones y Trabajos Futuros	148
8	Bibliografía y Referencias	151



Índice Figuras

Figura 1: Rover de Exploración Lunar de la NASA, Apolo XV.....	23
Figura 2: Rueda de Malla Metálica, Rover de Exploración Lunar de la NASA.....	24
Figura 3: Rover Lunar “Lunokhod 1” (Caminante Lunar), Rusia.....	25
Figura 4: Sistema de movilidad rover lunar “Lunokhod”, Rusia.....	25
Figura 5: Detalle ruedas rover lunar “Lunokhod”, Rusia.....	26
Figura 6: Rover de Exploración Marciana “Sojourner”, NASA.....	27
Figura 7: Rover de Exploración de Marte “Opportunity”, NASA.....	28
Figura 8: Laboratorio de Ciencias de Marte (MSL) “Curiosity”, NASA.....	29
Figura 9: Sistema de Suspensión “Rocker-Bogie”.....	30
Figura 10: Sistema “Rocker-Bogie” diferencial conectando ambos lados.....	31
Figura 11: Sistema “Rocker-Bogie” en Rover “Curiosity”, NASA.....	31
Figura 12: Comparación temperaturas superficies planetarias.....	38
Figura 13: Ciclo térmico lunar a distintas latitudes.....	40
Figura 14: Mar lunar.....	47
Figura 15: “Highland” lunar.....	47
Figura 16: Terreno lunar escarpado.....	48
Figura 17: Partículas finas.....	48
Figura 18: Ejemplos de regolito lunar.....	49
Figura 19: Superficie lunar plana.....	49
Figura 20: Cráteres y agujeros lunares.....	50
Figura 21: Robot Bio-Inspirado Rhex de Boston Dynamics.....	53
Figura 22: Robot Escalador Stickybot de la Universidad de Stanford.....	55
Figura 23: Vello en los dedos del Gecko.....	56
Figura 24: “Big Dog” (izquierda) y “Petman” (derecha), Boston Dynamics.....	57
Figura 25: “Insect Robot”, Berkeley.....	57
Figura 26: “Smart Bird” (izquierda) y “Air Ray” (derecha), Festo.....	58
Figura 27: Extremidad tipo “Marchador” en insectos.....	59
Figura 28: Trípodes formados por las seis patas de los insectos al caminar.....	60
Figura 29: Patrón Paso de Trípode Alternado.....	61
Figura 30: “Edubot”, kit educativo basado en Rhex de Boston Dynamics.....	62
Figura 31: Ciclo elíptico en locomoción de insectos.....	63
Figura 32: Morfología de la pata de un insecto marchador.....	64
Figura 33: Robot esférico “Groundbot” de la empresa Rotundus.....	66
Figura 34: Sistema de péndulos para robots esféricos.....	67
Figura 35: Sistema de péndulos para robots esféricos.....	68
Figura 36: Robot de dos ruedas “Recon Scout” de la empresa Recon Robotics.....	68
Figura 37: Proceso lógico por el cual se determino el diseño básico.....	70
Figura 38: “Wheg” de aspas curvas simulando patas de insecto en una rueda.....	71
Figura 39: Paso de trípode alternado simplificado con dos whogs.....	72
Figura 40: Recuperación ante un vuelco mediante diseño reversible.....	73
Figura 41: Pendientes laterales y curvatura de aspas.....	73
Figura 42: Recuperación ante un vuelco lateral.....	74
Figura 43: Características relevantes del diseño.....	75
Figura 44: Rotación del cuerpo y cola pivote.....	76
Figura 45: Diseño: general incluyendo cola pivote.....	77
Figura 46: Segway.....	78



Figura 47: Plataforma Multipropósito.	79
Figura 48: Configuración aspas.	81
Figura 49: Esquemático medidas generales.	82
Figura 50: Esquemático medidas chasis.	82
Figura 51: Esquemático Whegs.	83
Figura 52: Vista explotada del rover.	83
Figura 53: Aviónica CubeSat.	84
Figura 54: Sistema de energía propuesto.	86
Figura 55: Configuración de Celdas Solares.	87
Figura 56: Configuración Electrónica PCB.	93
Figura 57: Límite térmico de materiales [52].	98
Figura 58: Gráfico temperaturas lunares durante el día.	100
Figura 59: Diagrama explotado sistema de tracción.	103
Figura 60: Factores considerados en el balance térmico.	104
Figura 61: Sello de Resorte de Teflón, empresa Bal-Seal.	111
Figura 62: Porcentaje de pérdida en el sello respecto a ciclos.	111
Figura 63: Carcasa inferior borde estructural para sellado.	112
Figura 64: Carcasa superior con borde estructural para sellado.	112
Figura 65: Vistas prototipo Full-Size.	113
Figura 66: Medidas generales prototipo Full-Size.	114
Figura 67: Medidas chasis prototipo Full-Size.	114
Figura 68: Medidas ruedas/aspas o “Whegs”.	115
Figura 69: Chasis aluminio.	115
Figura 70: Ruedas curvas de aluminio.	116
Figura 71: Distribución de componentes.	118
Figura 72: Vista explotada de componentes.	119
Figura 73: Circuito de potencia principal.	119
Figura 74: Circuito regulador de voltaje.	120
Figura 75: Circuito de control PWM.	120
Figura 76: Circuito regulador y encoders.	121
Figura 77: Comparación de señal triangular con señal de referencia entrante.	123
Figura 78: Matriz de conversión secuencias binarias para encoders.	126
Figura 79: Modelo prototipo implementado.	130
Figura 80: Comparativa MMARS y terrenos lunares.	132
Figura 81: Prueba 500mt terreno superficie lisa.	134
Figura 82: Prueba en terreno particulado fino.	134
Figura 83: Prueba en terreno con pendiente prolongada.	135
Figura 84: Prueba en terreno con obstáculos tipo regolito lunar.	136
Figura 85: Prueba en terreno con obstáculos frecuentes tipo regolito lunar.	137
Figura 86: Prueba en terreno con obstáculos tipo montículo.	137
Figura 87: Prueba en terreno tipo cráter.	138
Figura 88: Prueba en terreno tipo zanja.	138
Figura 89: Prueba en terreno ante un volcamiento.	139
Figura 90: Prueba en terreno sistema de carga de baterías.	140
Figura 91: Diseño Carro Gravitacional.	142
Figura 92: Prueba en terreno con carro gravitacional.	142
Figura 93: Prueba en terreno con sensores de presión y flexión en terreno rocoso.	143
Figura 94: Prueba en terreno sensores de presión y flexión en terreno particulado.	144



Figura 95: Resultados más relevantes. 147

Índice Tablas

Tabla 1: Características y propiedades básicas de la Luna.....	33
Tabla 2: Concentración de elementos en la atmosfera lunar.....	36
Tabla 3: Masa atmosfera lunar.....	36
Tabla 4: Resumen temperaturas ambiente lunar.....	39
Tabla 5: Flujo de viento solar en la superficie lunar.....	43
Tabla 6: Mooncasts.....	90
Tabla 7: Volumen de Datos Transmisión HD.....	91
Tabla 8: Volumen de Datos Transmisión Tiempo Real, calidad deseada.....	91
Tabla 9: Volumen de Datos Transmisión Tiempo Real, calidad mínima.....	91
Tabla 10: Criterios de selección de material.....	95
Tabla 11: Propiedades de los materiales.....	96
Tabla 12: Ventajas y desventajas de los materiales.....	97
Tabla 13: Disipación interna de potencia.....	106
Tabla 14: Secuencia binaria de acuerdo al sentido de giro del motor.....	126



1. Introducción

Desde hace algunos años la exploración espacial ha ganado un nuevo impulso, esta vez de la mano del sector privado, el cual ha tomado las riendas de este desarrollo debido a los constantes recortes presupuestarios sufridos por las grandes agencias espaciales de Estados Unidos y Europa, resultado de la situación económica mundial. En esta oportunidad, llamada “Nueva Carrera Espacial”, el sector privado ha puesto el foco en un desarrollo sustentable del ámbito espacial, creando productos y servicios y optimizando los procesos y tecnologías con el propósito de reducir los costos.

Ejemplos de esto son empresas como SpaceX (desarrollo privado de cohetes), competiciones internacionales como el “Ansari X PRIZE” (vuelos suborbitales reutilizables de uso privado), el “Lunar Lander X Challenge” (desarrollo de vehículo de aterrizaje lunar de segunda generación), “Mars One” (primera misión tripulada a Marte) o el “Google Lunar X PRIZE”. Este último está enfocado al lanzamiento, alunizaje y operación de un rover robótico sobre la superficie lunar antes del 2015.

El presente trabajo se enfoca en los esfuerzos por desarrollar un diseño de rover lunar original, minimalista y de diseño bio-inspirado, el cual sea capaz de cumplir con los requerimientos exigidos por la competición así como también soportar las rigurosas condiciones del ambiente lunar.

El documento parte haciendo un análisis del estado del arte para luego enfocarse en los aspectos del diseño, y pasar a la implantación de un prototipo, el cual es sometido a diversas pruebas en terreno para finalizar con los resultados y conclusiones más importantes.



1.1 Objetivos

Los objetivos que se plantean para el presente trabajo son los siguientes:

1.1.1 Objetivo General

Desarrollar un robot de exploración lunar, de diseño bio-inspirado y minimalista, capaz de completar los requerimientos de la competición Google Lunar X PRIZE.

1.1.2 Objetivos Específicos:

- 1) Abstracter los principios mecánicos del caminar de insectos aplicándolos a un sistema de tracción simplificado.
- 2) Minimizar el tamaño y componentes mecánicos y electrónicos requeridos para el funcionamiento de un robot de exploración de superficie.
- 3) Desarrollar una plataforma de pruebas prototipo con el fin de validar el modelo obtenido.
- 4) Diseñar la versión final del robot considerando las exigencias de una misión lunar.



2. Marco de la investigación

Actualmente se desarrolla la competición “Google Lunar X PRIZE” [1] (también conocida como GLXP o “Moon 2.0”), organizada por la X PRIZE Foundation [2] y patrocinado por el gigante de internet Google [3]. En este desafío, se propone llevar un robot a la Luna antes de finales del año 2015, el cual deberá realizar una o más de las siguientes misiones:

- Recorrer 500m de la superficie lunar de forma controlada, enviando imágenes y vídeos en resolución estándar y alta calidad a la tierra.
- Recorrer 5km de la superficie lunar de forma controlada.
- Enviar imágenes de un sitio arqueológico en la Luna (previas misiones Apollo de la NASA o Luna de la Ex Unión Soviética, entre otras).
- Sobrevivir la noche lunar, equivalente a 14 días terrestres.
- Encontrar evidencias de agua sobre o bajo la superficie lunar.
- Premio a la difusión científica tecnológica ligada a la exploración espacial.

Este y otros desafíos de la X PRIZE Foundation como él: “Archon Genomics” [4] o el “Qualcomm Tricorder” [5], buscan desarrollar soluciones tecnológicas a problemas complejos de nuestra sociedad (eficiencia energética, acceso a la salud, limpieza de derrames, entre otros), bajo el lema “Revolución a través de la Competición” (Revolution Through Competition).

La idea tras la competición Google Lunar X PRIZE, es estimular al sector privado a involucrarse activamente en el desarrollo de tecnología espacial (sólo se permite un 10% de fondos gubernamentales del total del coste de la misión), en particular en este caso con el objetivo de volver a la Luna después de casi medio siglo de no haber



aterrizado en ella. Es decir, para de esta forma en el futuro reducir los costes de este tipo de desarrollos (*landers* o aterrizadores, rover robóticos, telecomunicaciones, electrónica, etc.), haciendo del espacio un lugar cada vez más ampliamente accesible.

La competición fue anunciada en el año 2007 y sumado el total en premios, la convierte en la competición más larga y con el mayor premio de la historia.

En la actualidad participan más de veinte equipos de más de doce países de todo el mundo incluyendo: Estados Unidos, Canadá, Rusia, Italia, Japón, Croacia, España, Brasil y Chile, entre otros.

El contexto de este trabajo dentro de este escenario global es el siguiente:

Inversiones y Asesorías AngelicvM Ltda [6] inicia, en 2010, su área de desarrollo aeroespacial, con el fin de construir a medio plazo la primera agencia aeroespacial privada chilena. Como punto de partida de esta iniciativa registra, a fines del mismo año, al “Team AngelicvM” [7], único equipo chileno en la competición y uno de los últimos en registrarse. A comienzos del año 2011 invita a diversas Universidades y entidades del país a unirse a este desafío, participando en la actualidad la Universidad Austral de Chile [8] a cargo del desarrollo del rover robótico lunar, y la Universidad de Concepción [9] a cargo del desarrollo de cohetes que será utilizado en misiones futuras a más largo plazo. Hacia fines del año 2012, Inversiones AngelicvM decide contratar los servicios de lanzamiento, alunizaje y telecomunicaciones a la empresa “EarthRise Space” de Estados Unidos [10] para esta primera misión espacial, puesto que para el desarrollo propio de la cohetes necesaria se requiere un periodo más largo. Sin embargo, AngelicvM continua perseverando en esta materia con miras a subsecuentes misiones satelitales o de exploración de otros cuerpos celestes.



Actualmente el “Team AngelicvM” cuenta con una serie de patrocinadores y contratos con terceros (EmpireMagnetic Motores Eléctricos, Nimesis Aleaciones Metálicas, entre otros), que colaboran y desarrollan componentes particulares de la misión, la cual está proyectada para el segundo cuarto de 2015.

2.1 Requerimientos del sistema

De acuerdo al perfil de la misión, enfocado en este caso al desarrollo de un rover lunar, y considerando el entorno lunar, así como las exigencias propuestas por la competición, el robot debe ser capaz de soportar las siguientes condiciones [11]:

- **Vibración y choques:** Todo vehículo o dispositivo que es lanzado al espacio debe tolerar vibraciones de entre 5Hz y 50Hz producidas por el cohete durante el despegue, así como ondas de choque (cargas) de hasta 10g creadas ya sea por las separaciones de las etapas del cohete o, en este caso también, por el vehículo de alunizaje o “Lander”. Los valores específicos de tolerancia se definen una vez seleccionado el vehículo de lanzamiento y de acuerdo a las características del vehículo aterrizador.
- **Vacío de espacio:** Desde la superficie de la tierra hasta el vacío del espacio se produce una diferencia de presión de aproximadamente 15 psi, lo que produce que cualquier micro-burbuja, ya sea en el metal, electrónica o cualquier otro componente, produzca liberación de gases (*outgassing*) y subsecuentemente explosiones que destruirían los componentes de no estar preparados. Especificaciones de la NASA requieren que todo componente este preparado para soportar niveles de vacío menores a 0.01 Torr (mmHg).
- **Temperatura y ciclo térmico:** En el vacío del espacio se pueden alcanzar temperaturas cercanas al cero absoluto (-270°C). Sin embargo, y producto de las



capas aislantes del vehículo de lanzamiento y posterior vehículo de traslado lunar y aterrizador, sólo se deben considerar los extremos de temperatura lunar, los que se ubican entre los -233°C en el momento más frío de la noche lunar y hasta $+123^{\circ}\text{C}$, estando ubicado en el ecuador en el medio día lunar. No sólo se deben tener en cuenta los valores extremos sino que también el ciclo térmico, el cual puede pasar de un extremo a otro en pocos segundos. Esto significa que todo material debe estar preparado para soportar estas condiciones tanto como sea posible, teniendo en cuentas las deformaciones producto de la dilatación y contracción de los materiales, puntos de congelamiento y ebullición, entre otros.

Un análisis en más detalle del perfil de la misión, como se verá más adelante, permitirá definir con mayor precisión los rangos térmicos necesarios de soportar, así como los ciclos de trabajo posibles de ejecutar por el rover en dichas condiciones.

- **Radiación:** Todo componente que sobrepasa el límite del espacio exterior (sobre los 100km de altura), está sujeto a una protección cada vez menor, y posteriormente nula, de la magnetosfera terrestre respecto a la radiación solar y cósmica. Este aspecto es de vital importancia para la electrónica de los vehículos, la cual puede verse notoriamente afectada e incluso dejar de funcionar completamente según la duración de la misión y la cantidad de radiación acumulada. Un ejemplo de esto es la masa de partículas de viento solar que impactan la superficie lunar en una proporción de 50gr/s.
- **Resonancia acústica:** El análisis de resonancia acústica del rover, así como del aterrizador y otros sistemas, debe probar que no se acopla acústicamente a la resonancia del vehículo de lanzamiento, de lo contrario la vibración se



autoincrementa hasta destruir los sistemas y potencialmente al cohete entero.

Las frecuencias de resonancia acústica específicas que se deben evitar son entregadas una vez seleccionado el vehículo de lanzamiento.

- **Masa y Tamaño:** Tanto la masa como el tamaño del rover tienen una incidencia directa en los costes de lanzamiento. Por ende, es necesario mantener ambos factores lo más bajo posibles, sin afectar los criterios antes mencionados.
- **Superficie lunar:** La superficie lunar es altamente irregular, compuesta de rocas o “regolitos” de diverso tamaño (desde pequeñas rocas del tamaño de un botón, hasta el tamaño de un vehículo pequeño), pendientes prolongadas y una amplia cantidad de cráteres (de hasta aproximadamente 30° de inclinación). Por lo tanto, el vehículo rover que se diseñe debe considerar dichas características de topología. Además, la superficie de la Luna se encuentra cubierta de un fino polvo tipo “Talco” de entre 2cm y 10cm de espesor, en donde las partículas de incluso menos de 0.1mm son altamente abrasivas y cargadas estáticamente, por lo cual los sistemas deben incluir sellos y protecciones adecuadas.
- **Componentes únicos y sistemas redundantes:** Por un lado, debido al alto riesgo de fallos producto de las extremas exigencias del ambiente lunar, los componentes que no sea posible duplicar (por ejemplo los motores eléctricos del robot, que por tamaño no es posible duplicar), deben ser reducidos en número y a su vez altamente confiables (sometidos a duras pruebas sobre los rangos de tolerancia mínimos). Por otro, en todos los sistemas que sea viable, se debe considerar un sistema de respaldo o “redundante” que pueda reemplazar al primero en caso de fallos (un ejemplo de esto puede ser la electrónica del robot).



Las condiciones del ambiente lunar, se pueden encontrar en el libro “Lunar sourcebook , a user’s guide to the Moon” de Grant Heiken, David Vaniman y Bevan French (1991) [12].

2.2 Imágenes y Vídeo

La cámara deberá poseer por lo menos las siguientes características para cumplir con los requerimientos de calidad de imágenes y vídeos exigidos por la competición [1].

2.2.1 Imagen:

- Cuantificación: mínimo de ocho (8) bits por píxel por color;
- Una relación de señal a ruido de 50:1 para una escena de albedo aproximadamente igual a 0.1;
- Resolución mínima: 0,3 mrad / píxel;
- Color;
- Blanco equilibrado para la corrección de color;
- Logos claramente legibles, cuando sea aplicable;
- Iluminación razonable;
- Contraste razonable a nivel de píxel.

2.2.2 Vídeo:

- Frecuencia de imágenes (*frame rate*) adecuada a la acción, y que se traduce en un movimiento suave;
- Color;
- Blanco equilibrado para la corrección de color;



- Vídeo en pseudo tiempo real, aquel que tiene los siguientes atributos después de su procesamiento:
 - Transmitido a la Tierra y entregado a XPF (Fundación X PRIZE) como comunicación de alta prioridad lo más pronto posible, según lo acordado por XPF;
 - Resolución: 320 x 240 o superior;
- Vídeo de alta definición aquel que tiene los siguientes atributos después de su procesamiento:
 - Resolución: 1280 x 720 con barrido progresivo (720p).

Para el caso del vídeo en tiempo real, XPF asume y entiende las latencias producidas por la distancia de la Tierra a la Luna, y en el caso del vídeo en alta definición, éste no requiere ser transmitido de inmediato sino estar disponible para su descarga posterior.

Las exigencias de vídeo impuestas por GLXP demandan un mínimo de aproximadamente 16 minutos de vídeo a ser transmitidos en pseudo tiempo real y al mismo tiempo ser almacenados en alta resolución, junto con imágenes de buena calidad en cada una de las tomas de vídeo. Estos 16 minutos de vídeos e imágenes, se descomponen en una serie de tomas que comprenden desde la salida del rover desde el vehículo aterrizador, vista al lugar de alunizaje y tránsito durante los 500mt de recorrido.

Debido a la gran distancia entre la Tierra y la Luna se produce una demora de aproximadamente 1.2 segundos para las comunicaciones radiales. Esto significa que un comando enviado desde la Tierra tendrá una latencia de, a lo menos, 1.2s para llegar al vehículo y otros 1.2s para recibir la respuesta de éste. Por ende, el vehículo deberá



funcionar de forma semi-autónoma, activándose mediante comandos generales, pero a su vez siendo capaz de lidiar con imprevistos a la hora de ejecutar dichas instrucciones, puesto que no será posible mantener un control en tiempo real.

Para las comunicaciones radiales, la tecnología estándar de Banda-S (S-Band) o Banda-X (X-Band), pueden ser utilizadas con igual efectividad para la carga de transmisión de datos (telemetría), imágenes y vídeo requeridos.



3. Estado del arte

Debido a que este Trabajo Fin de Máster explora el diseño y desarrollo de un robot para la exploración lunar Bio-Inspirado, debemos abordar el estado del arte de ambas áreas. Por un lado, lo que concierne al diseño del rover y su sistema de movilidad (3.1); lo referente al entorno lunar (3.2), y el enfoque bio-inspirado aplicado a la robótica, donde se especifica el sistema de locomoción de los insectos que es la parte que se va a incorporar al rover.

3.1 Rover de exploración espacial

La palabra “Rover” [13], del inglés “Trotamundos”, es un término que hoy en día se ha acuñado para hacer referencia a vehículos especialmente diseñados para la exploración espacial. En particular aquellos que tienen la capacidad de recorrer la superficie de un planeta mediante algún mecanismo o “Sistema de Movilidad”. Hasta la fecha, sólo dos cuerpos celestes han sido visitados con este tipo de vehículos: la Luna y Marte.

Ya desde las misiones Apolo de la NASA en los años 70, fueron empleados vehículos con el fin de desplazar a los astronautas a distancias difíciles de alcanzar a pie (el conocido popularmente como “Moon Buggy”), aumentando el rango de exploración en cada misión. Las misiones Apolo que incorporaron dichos sistemas fueron las: XV (1971), XVI (1972) y XVII (1972) [14].

En la Figura 1 podemos ver el vehículo Rover empleado en la misiones Apollo antes señaladas:

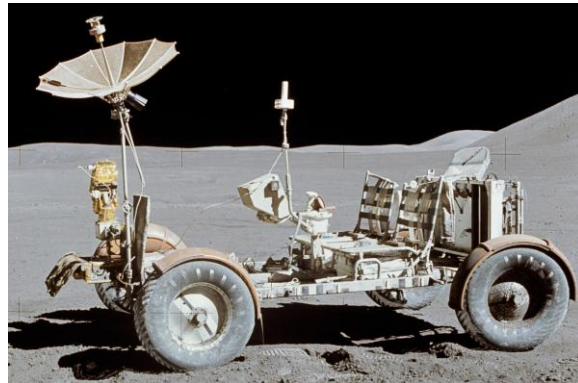


Figura 1: Rover de Exploración Lunar de la NASA, Apolo XV.

Si bien a primera vista parece más bien un vehículo simple, las arduas condiciones lunares de temperatura (entre -150°C hasta $+150^{\circ}\text{C}$), radiación (200kRad), vacío del espacio y condiciones de lanzamiento (vibración del cohete y golpe en la separación de etapas), sumados a las restricciones de tamaño y masa, propias de las misiones espaciales, hacen de éste un vehículo altamente complejo, más cuando consideramos el hecho de haber sido construido con tecnología de casi medio siglo atrás. Tenía una masa de aproximadamente 200kg y el tamaño de un pequeño “buggy de arena” (3m x 2.3m), capaz de transportar hasta dos astronautas.

El sistema de movilidad empleado cuenta con cuatro ruedas, las cuales debido a los fríos y calores extremos de la superficie lunar, hicieron imposible su fabricación mediante goma o “caucho”, que se utilizan en las ruedas de vehículos en la Tierra, puesto que presentan una deformación bajo el peso del vehículo, aumentando la superficie de contacto y por ende la tracción requerida. En la Luna, el caucho se hubiese congelado o derretido, por lo que se optó por una malla metálica, la cual simula el comportamiento del caucho pero ajustándose a las condiciones extremas de la Luna (Figura 2).



Figura 2: Rueda de Malla Metálica, Rover de Exploración Lunar de la NASA.

Si bien no exento de problemas, entre los tres rover empleados fue posible recorrer aproximadamente 90km de superficie Lunar [15], lo cual para la tecnología de la época e incluso actual, es un logro no menor.

Desde entonces y con la experiencia que se pudo obtener de las misiones Apollo, fue claro que los vehículos de exploración espacial requerían de un diseño y consideraciones especiales muy distintas a las que se consideran para un vehículo terrestre.

Durante los años 70, la ex Unión Soviética también realizó importantes avances en lo que respecta a la exploración lunar con vehículos móviles, en este caso mediante rover no tripulados, los cuales eran controlados desde el centro de control en tierra. Los rover “Lunokhod” (del Ruso “Caminante Lunar”), tuvieron éxito en 1970, con la misión Luna 17, el rover Lunokhod 1 (Figura 3), y con la misión Luna 21 el rover Lunokhod 2 en 1973. Ambos rover tenían una masa de unos 850kg cada uno y median unos 2.3m, entre ambos recorrieron aproximadamente 50km [16].

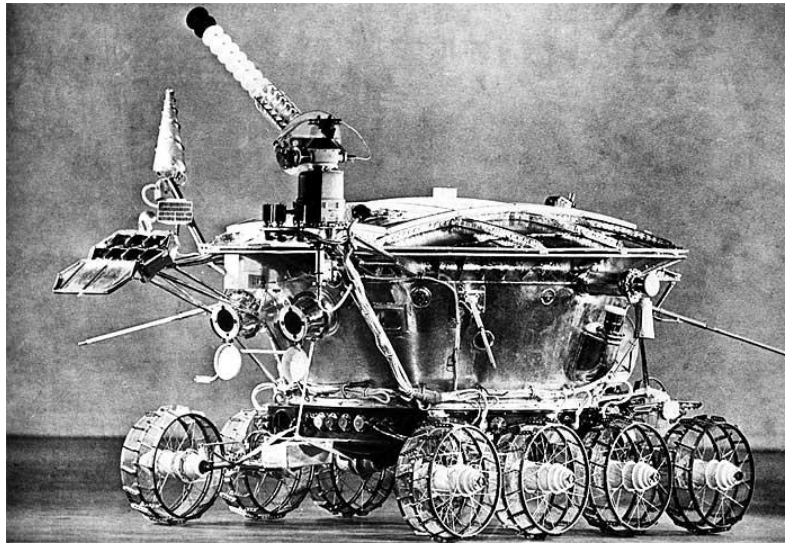


Figura 3: Rover Lunar “Lunokhod 1” (Caminante Lunar), Rusia.

El sistema de movilidad de los rover Lunokhod contaba con 8 ruedas con tracción independiente (cuatro por cada lado). En cada lado, cada par de ruedas poseía un punto pivote en común, lo que permitía que una de las ruedas subiera o bajara independiente de la otra, aumentando el área de tracción al pasar por sobre un obstáculo.

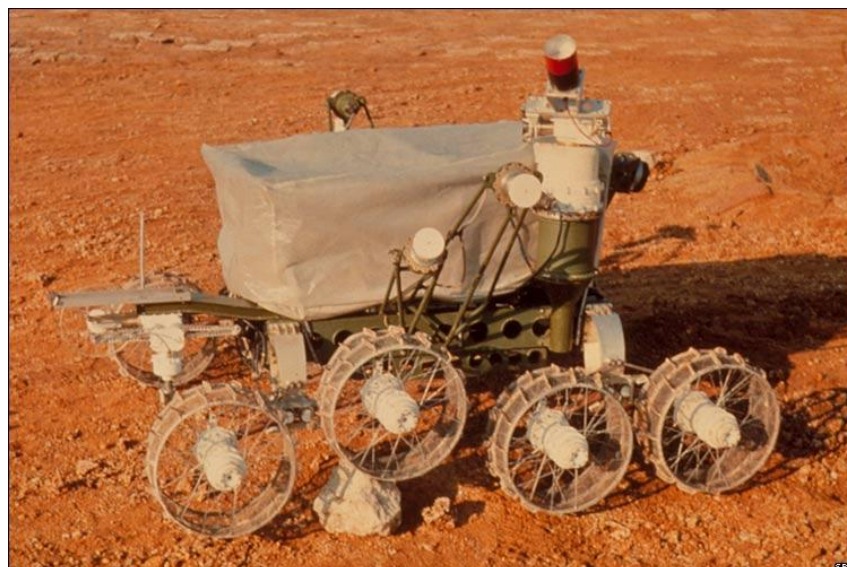


Figura 4: Sistema de movilidad rover lunar “Lunokhod”, Rusia.



La figura 4 muestra el sistema de tracción de los rover Lunokhod. Se puede apreciar el punto pivote en cada par de ruedas, el cual de alguna forma se asemeja de forma básica al sistema de suspensión “Rocker-Bogie”, el cual se detallará más adelante. Cada rueda de los rover Lunokhod fue fabricada en metal semi-deformable, lo cual permitía aumentar el área de contacto con la superficie y de esta manera mejorar la tracción. Pequeñas “paletas” fueron también agregadas a las ruedas con este mismo propósito como muestra la figura 5.

Diferentes características del sistema de movilidad de los rover soviéticos fueron incorporadas y mejoradas en posteriores misiones de exploración marciana de la NASA.

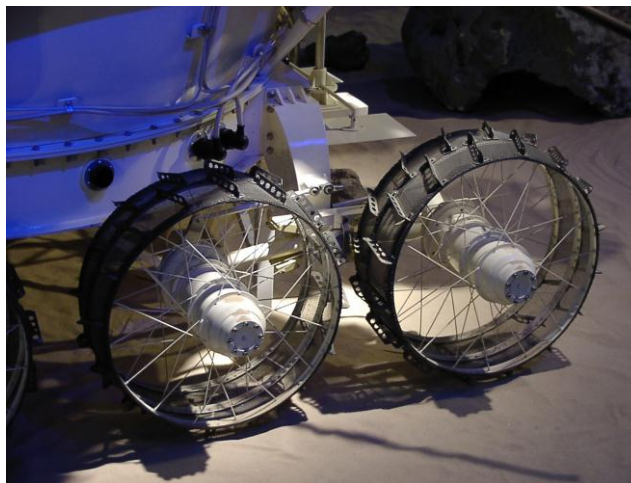


Figura 5: Detalle ruedas rover lunar “Lunokhod”, Rusia.

Hasta 1997, 24 años después, no tuvo éxito otra misión robótica móvil tele operada, la “Mars Pathfinder” de la NASA. La misión Mars Pathfinder aterrizó en Marte en Julio de 1997 y con ella llevó al rover de exploración marciana “Sojourner”. El rover Sojourner tenía una masa de aproximadamente 10.6kg, 65cm largo x 48cm de ancho x 30cm de altura, y pudo alejarse unos 500m de su aterrizador. Durante su misión envió más de 500 fotografías y realizó diferentes análisis químicos a las rocas circundantes [17].



Figura 6: Rover de Exploración Marciana “Sojourner”, NASA.

Continuando con el éxito de la misión Pathfinder, la NASA lanza como parte su objetivo de exploración del planeta rojo otros dos “Rover de Exploración de Marte” o MER por sus siglas en inglés (“Mars Exploration Rover”). El MER-A, que lleva consigo al rover “Spirit” y el MER-B con el rover “Opportunity”, el primero aterriza en Marte el 4 de Enero de 2004 y el segundo el 25 de Enero del mismo año.

Tras 2270 días de trabajo, 2180 más de lo esperado, el rover Spirit fue dado por perdido el 25 de mayo de 2011, debido a que fue imposible reanudar contacto con él después de varios intentos durante meses, coincidiendo con el invierno en Marte. Se sospecha que el robot no pudo completar su recarga de baterías en base a paneles solares.

El rover Opportunity ha cumplido más de 3200 soles marcianos de servicio sobre la superficie marciana y continúa hoy su misión, multiplicando su duración más de 30 veces respecto a lo programado inicialmente.

Ambos rover poseen una masa de 185kg cada uno y miden 2.3 metros de ancho, 1.6 metros de largo y 1.5 metros de alto.



El propósito de las misiones MER, es la de encontrar evidencias de agua en la superficie marciana, bajo ella o en las rocas. Entre ambos rover se han recorrido más de 40km (7.7km Spirit y 35.6km Opportunity), enviando una vasta cantidad de datos científicos. En reconocimiento a tan valiosa contribución a la ciencia, se han nombrado dos asteroides en su honor (37452 Spirit y 39382 Opportunity) [18].



Figura 7: Rover de Exploración de Marte “Opportunity”, NASA.

En Agosto de 2012 aterriza en Marte el “Laboratorio de Ciencias de Marte” o MSL por sus siglas en inglés (Mars Science Laboratory), conocido también como “Curiosity”. Con un tamaño similar al de un automóvil pequeño (3 metros de largo x 2.7 metros de ancho y 2.2 metros de alto) y una masa de casi 900kg, Curiosity posee los instrumentos más modernos jamás llevados a Marte, incluyendo una serie de cámaras especializadas, espectrómetros de masa, detectores de radiación y sensores ambientales, los cuales junto a un sistema de energía nuclear (“Generador termoelectrico de radioisótopos” o RTG), le permiten una vida útil de al menos un año marciano (cerca de 23 meses terrestres), en los cuales conducirá avanzados experimentos con el fin de detectar la capacidad pasada y presente de Marte para albergar vida [19].

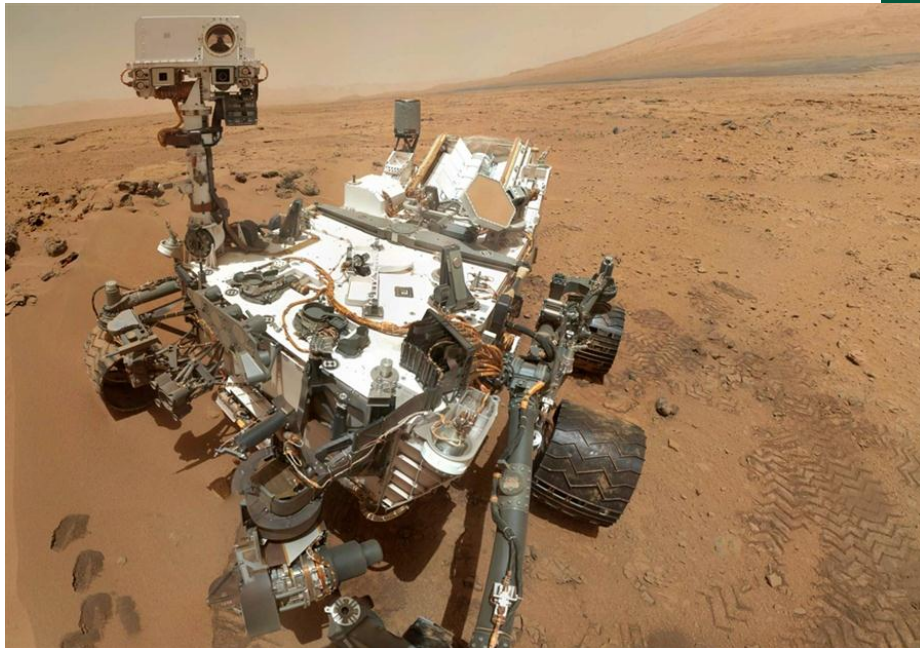


Figura 8: Laboratorio de Ciencias de Marte (MSL) “Curiosity”, NASA.

A fecha de hoy, aún con algunos inconvenientes, el MSL ha enviado valiosa información científica sobre el planeta rojo y se esperan importantes descubrimientos en lo que resta de su misión.

3.1.1 Sistema de movilidad

Algo interesante de mencionar respecto al sistema de movilidad de los 4 rover de exploración marciana de la NASA (Sojourner, Spirit, Opportunity y Curiosity), es que todos utilizan el sistema de suspensión “Rocker-Bogie” [20], conocido también como “Sistema Mecedora”, introducido inicialmente en la misión Mars Pathfinder.

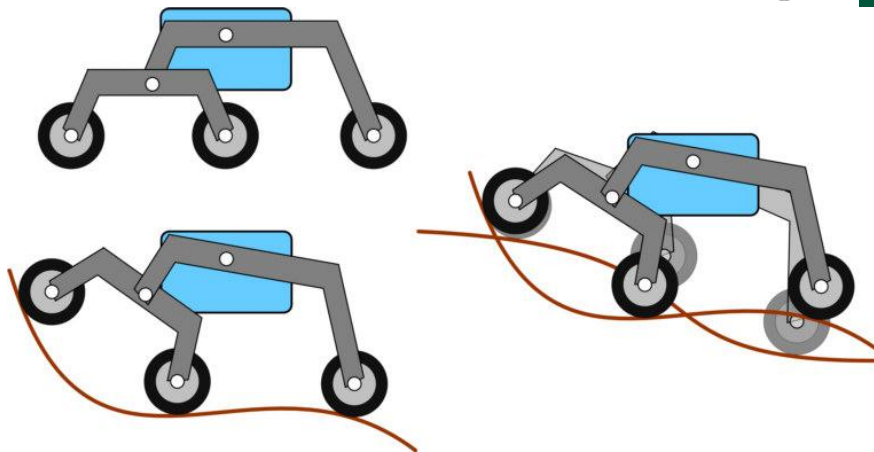


Figura 9: Sistema de Suspensión "Rocker-Bogie".

El término "rocker" (balancín), proviene del efecto balanceo entre los enlaces más grandes en cada lado del sistema de suspensión. Estos balancines están conectados el uno al otro y al chasis del vehículo a través de un diferencial. Con respecto al chasis, cuando un lado del vehículo sube, el otro baja. De esta forma el chasis mantiene el ángulo de inclinación promedio entre ambos balancines. Un extremo del balancín es equipado con una rueda de tracción y el otro con una rueda de arrastre.

El término "bogie" se refiere a los enlaces, los cuales tienen una rueda de accionamiento en cada extremo. Los "Bogies" eran usados comúnmente como ruedas de carga en las huellas de los tanques del ejército para mejorar la distribución de la carga sobre el terreno y fueron también muy utilizados en los remolques de camiones. En ambas aplicaciones se prefiere ahora un brazo de suspensión trasera [21].

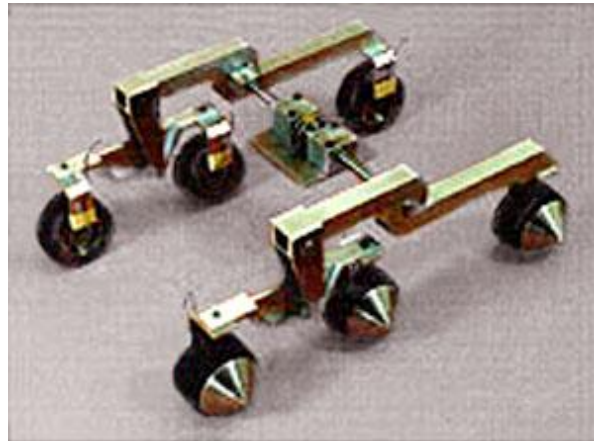


Figura 10: Sistema “Rocker-Bogie” diferencial conectando ambos lados.

Podemos considerar al sistema Rocker-Bogie como una evolución del sistema de movilidad propuesto por los rover Lunokhod. Igualmente, los rover de exploración marciana incorporan “paletas” para aumentar la tracción y pequeños agujeros para dejar escurrir el fino polvo de la superficie, todas lecciones aprendidas en el pasado en las misiones lunares [22].



Figura 11: Sistema “Rocker-Bogie” en Rover “Curiosity”, NASA.

La figura 11 muestra el sistema Rocker-Bogie aplicado al rover Curiosity de la NASA en una prueba de laboratorio. Es posible apreciar pequeños surcos y paletas en cada rueda.



Es importante señalar que incluso antes de las misiones Apollo, y hasta la actualidad, se han llevado a cabo misiones espaciales robóticas (no tripuladas) a la Luna (Ranger, Surveyor, LRO), Marte (Mariner, Viking, Phobos), he incluso otros cuerpos celestes como Venus (Venera, Magallanes) y la sonda “Huygens” que aterrizo en la mayor luna de Saturno, Titán, entre otras. Sin embargo, solo las estudiadas en este apartado incluyeron un vehículo robótico móvil o “Rover”.

3.2 Entorno Lunar

El desafío de la competición Google Lunar X PRIZE, plantea llevar un rover a la Luna y recorrer 500mt enviando imágenes y vídeo como misión principal, así como una serie de misiones secundarias, como se detalló en el capítulo 2 respecto al marco de investigación. Por esto, y debido a las grandes diferencias que existen entre la Tierra y la Luna, es de vital importancia para el diseño del robot y el éxito de la misión, conocer algunas generalidades y detalles del lugar donde el robot deberá desempeñar sus labores, es decir la Luna.

3.2.1 Generalidades acerca de la Luna

La Luna es de aproximadamente un cuarto del tamaño de la Tierra con un sexto de la atracción gravitacional de nuestro planeta. Solo posee trazos de atmosfera y por ende no posee agua líquida. Sin una atmosfera, la dañina radiación solar no es absorbida, dispersada o reflejada por átomos y moléculas. Todo lo que está expuesto en la superficie lunar está expuesto a radiación si no posee un material protector. El volumen de densidad en la Luna es de 3.4g/cc, lo que es comparable a la lava basáltica producida por volcanes en la Tierra. La Luna se encuentra cubierta por una capa de polvo con



rocas dispersas llamadas “regolitos”. Estos regolitos se formaron por escombros de rocas que fueron lanzados fuera de los cráteres lunares por el impacto de meteoritos.

La Luna posee un débil campo magnético, debido en parte a la falta de una atmosfera lunar.

La siguiente tabla muestra las características y propiedades básicas de la Luna [12].

Características y Propiedades Básicas de la Luna	
Diámetro ecuatorial	3476 Km
Masa	$7.35 \cdot 10^{22}$ Kg
Área superficie	37.8 millones de Km cuadrados.
Densidad	3.4 gramos por centímetros cúbicos (g/cc)
Gravedad	1.62 metros por segundos al cuadrado
Velocidad de escape	2.37 Km/s
Distancia media desde la Tierra	384000 Km
Periodo de rotación (una vuelta complete de 360° en su eje)	27.32 días terrestres
Periodo de revolución (órbita alrededor de la Tierra)	27.32 días terrestres
Día lunar promedio	29.53 días terrestres
Inclinación del eje lunar	1.5424°
Excentricidad de la orbita	0.0549
Inclinación orbital	5.1454°
Presión atmosférica	10^{-14} Atm
Temperatura promedio lado iluminado	107°C
Temperatura promedio lado oscuro	-153°C

Tabla 1: Características y propiedades básicas de la Luna.



3.2.2 Atmosfera Lunar

Antes de los años '60 poco se sabía de la atmosfera lunar, excepto que era bastante invisible a luz visible y las ondas de radio. Luego del programa Apollo, se conocen más detalles sobre su composición. La Luna tiene en efecto una atmosfera, pero es tan tenue que en su mayoría se produce debido a la colisión de gas, en el que las partículas viajan (o son atrapadas por la gravedad) en trayectorias balísticas entre los encuentros con la superficie lunar. La altura de las trayectorias y el desplazamiento horizontal son determinados por la temperatura de la superficie y la masa de las partículas.

La densidad de la atmosfera lunar es mucho menor en comparación con la atmosfera de la Tierra. En términos numéricos, la densidad de moléculas de gases en la superficie de la Luna es de aproximadamente $2 \times 10^5 \text{cm}^{-3}$ durante la noche y de unos 10^7cm^{-3} durante el día; por otro lado, las concentraciones en la atmosfera terrestre son aproximadamente 10^{19}cm^{-3} en la superficie. Para ilustrar la diferencia, podemos decir que la totalidad de la atmosfera lunar ocuparía unos 64 metros cúbicos con presión de la Tierra a nivel del mar.

La delgada atmosfera lunar es el resultado del balance o equilibrio entre las pequeñas fuentes de gases y la rápida perdida de estos. La fuente principal de la atmosfera lunar es el viento solar. Debido a la falta de cualquier campo magnético intrínsecamente substancial en la Lunar o de una atmosfera gruesa, el viento solar fluye directamente en la superficie lunar.

Los iones del viento solar impactan la superficie lunar, son “termalizados” (o se alcanza equilibrio térmico) e incluso cambian químicamente, para luego ser liberados como átomos neutrales o moléculas que viajan a través de trayectorias balísticas libres entre



impactos con la superficie. Los componentes más importantes del viento solar son elementos livianos como el Helio e Hidrogeno.

Otra fuente de la atmosfera lunar son materiales liberados desde la superficie o gases liberados desde el interior, pero estas fuentes contribuyen muy escasamente al total.

La atmosfera lunar se pierde en el espacio mediante dos mecanismos: escape térmico y perdida producto del viento solar.

El escape térmico se produce por el hecho que los gases y partículas en la atmosfera lunar viajan a través de colisiones en trayectorias balísticas en el campo gravitacional lunar hasta que escapan hacia el espacio. Los gases que impactan en la superficie son absorbidos brevemente por el material de la superficie. Los gases entran en equilibrio termal para luego ser nuevamente liberados.

Por otro lado, masa puede ser liberada producto del viento solar. Moléculas de gas pesado, no liberados producto del escape térmico, son foto-ionizados y aceleradas por el campo eléctrico del viento solar. Según su velocidad aumenta, los iones reaccionan con el campo magnético del viento solar, eventualmente viajan en rutas cicloidales. Debido a que el radio de giro es mayor comparado con la Luna, cerca de la mitad de los iones escapan de la Luna y la otra mitad queda en la superficie para ser liberados posteriormente como moléculas de gases neutros.

Las concentraciones de elementos en la atmosfera lunar se muestran en la tabla 2. El elemento predominante durante el día es el CO_2 , mientras que el Ne es el gas predominante durante la noche.



Elemento	Día (cm^{-3})	Noche (cm^{-3})
H_2	4×10^3	1.2×10^4
4He	2×10^3	4×10^4
^{20}Ne	4×10^3	1×10^5
^{36}Ar	1×10^2	3×10^3
^{40}Ar	1.6×10^3	4×10^4
CO	3×10^5	$< 10^3$
CO_2	6×10^5	$< 10^3$
CH_4	7×10^4	$< 10^3$
Na	6.7×10^1	
K	1.5×10^1	

Tabla 2: Concentración de elementos en la atmosfera lunar.

El total de la masa atmosférica global, integrada por elementos se muestra en la tabla 2. Las cantidades de gas temporalmente absorbidos en la superficie lunar excede estos valores por un factor de 1000. Los valores mostrados en la tabla 2 y 3 se basan en medidas e inferencias obtenidas desde el programa Apollo y sus sucesores.

Elemento	Masa (Kg)
CO_2	5200
CO	2000
CH_4	640
Ne, Ar	< 500

Tabla 3: Masa atmosfera lunar.

En la tabla 3, podemos observar importantes variaciones en la concentración de elementos durante el día y durante la noche. Por ejemplo, podemos considerar el caso del Helio, este elemento muestra grandes diferencias cuando los rayos del sol impactan la Luna (día) que cuando no (noche).

Durante la noche, la temperatura en la luna es muy baja en comparación con el día y por esta razón es muy difícil que las moléculas obtengan energía desde el suelo. Por ende, el



escape térmico es mas complejo y se incrementa para los elementos livianos (H, He).

Esto induce a un incremento en la concentración de gas.

3.2.3 Vacío

El vacío absoluto, es decir un volumen con ausencia total de material o partículas, es algo que en las ciencias todavía no se ha encontrado. Sin embargo, considerando la muy delgada atmosfera lunar, es posible considerar, al menos en lo que respecta a personas y diseño de naves espaciales, el término “vacío” para la superficie lunar es académicamente aceptado.

El vacío es la razón de varios potenciales problemas que deben ser cuidadosamente analizados. Uno de ellos es la obvia ausencia de oxígeno para respirar en el caso de misiones tripuladas.

En lo que respecta al diseño de naves espaciales, el vacío severo puede tener efectos perjudiciales si los materiales equivocados son utilizados en la construcción. El gran inconveniente se debe a la muy baja presión atmosférica. La presión atmosférica promedio en la superficie lunar es 10^{12} veces menos que en la superficie terrestre. A estas bajas presiones, los materiales sufren de un efecto conocido como “Outgassing” o “Eliminación de Gases”, en donde los átomos superficiales son liberados. Este es un fenómeno parecido al del agua hirviendo, en él, las moléculas de la superficie escapan del cuerpo líquido y si el proceso continúa, toda el agua se transformará en gas eventualmente.

También producto de las bajas presiones, toda micro-burbuja atrapada dentro de un material, tenderá a escapar o “explotar” en su intento, dañando por ejemplo un componente electrónico si se encontrara en éste.

3.2.4 Ambiente Térmico

Con la excepción de Mercurio, la Luna tiene el ambiente térmico más exigente en su superficie de cualquier cuerpo planetario en el Sistema Solar. En el ecuador lunar, la temperatura promedio alcanza aproximadamente 126°C al medio día, para luego caer a cerca de -150°C durante la noche lunar. En comparación con la Tierra, esto es bastante extremo, la figura 12 ilustra las diferencias entre el ambiente termal terrestre y lunar.

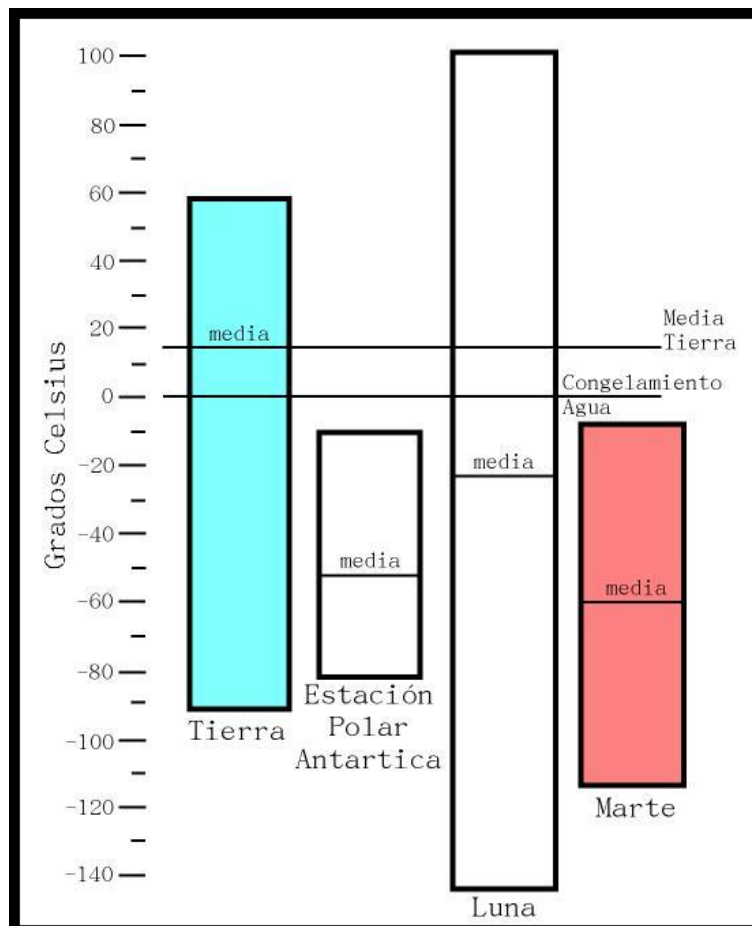


Figura 12: Comparación temperaturas superficies planetarias.



Considerando la ausencia de atmosfera o vacío alrededor de la Luna, la única forma de transferir calor es mediante radiación. La convección es imposible sin un medio de transmisión.

La Luna recibe el mismo flujo de radiación solar que la Tierra. Las extremas temperaturas de la superficie lunar, son el resultado de carecer de una capa de aislación como la atmosfera en la Tierra, la incidencia en la distribución de la radiación solar es controlada por la forma de la Luna, la duración del día y la inclinación del eje de rotación relativo al del eclipse.

	No-Polar	Polar
Temperatura	-153°C a 107°C	-200°C a -50°C
Luz del Sol	~ 354 hrs $\pm 90^{\circ}$ ángulo de incidencia	~ 530 a 708 hrs $\pm 1.7^{\circ}$ ángulo de incidencia
Oscuridad	~ 354 hrs	0 a 148 hrs

Tabla 4: Resumen temperaturas ambiente lunar.

La temperatura lunar varía durante el año debido a la variación de distancia desde el Sol. La temperatura de la Luna varía cerca de 6°C entre el afelio y el perihelio (puntos más lejano y cercano en la orbital alrededor del sol respectivamente). Esto es similar al comportamiento térmico de la Tierra en su órbita alrededor del Sol.

El ciclo térmico más importante en la Luna, es la variación durante el día lunar (un día es el tiempo entre sucesivos pasos cenitales del Sol), esto es cerca de un mes terrestre.

La ausencia de atmosfera y la baja inercia de la superficie lunar, da paso a un ciclo térmico bastante dinámico. Esto se muestra en la figura 13, donde es posible ver la influencia de la latitud en las temperaturas diarias.

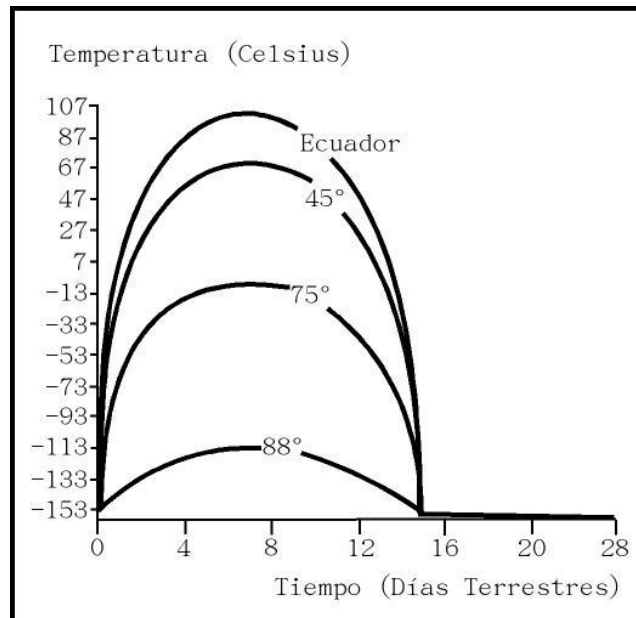


Figura 13: Ciclo térmico lunar a distintas latitudes.

La teoría de conducción térmica clásica, muestra que una variación periódica en la temperatura superficial, generará ondas térmicas exponencialmente amortiguadas en el subsuelo con la misma frecuencia vista en la variación superficial [46]. Frecuencias más altas son amortiguadas más rápidamente con la profundidad y por otro lado, mientras más baja la inercia térmica, mayor la amortiguación con la profundidad

La superficie lunar, tiene una inercia termal inusualmente baja y por ende, la variación de temperatura es casi completamente amortiguada en los primeros metros de subsuelo.

La baja inercia térmica significa que la temperatura de la parte alta de la superficie, rápidamente entra en equilibrio radiactivo y se enfría dramáticamente cuando es removida.



Los primeros 1-2cm del regolito lunar, tienen una muy baja conductividad térmica. La temperatura promedio medida 35cm bajo la superficie es de unos 40°C más caliente que la superficie. A una profundidad de 80cm la variación de la temperatura experimentada entre el día y la noche es prácticamente imperceptible.

3.2.5 Campo Magnético y Gravedad

La gravedad es el fenómeno natural por el cual los cuerpos se atraen unos a otros con una fuerza proporcional a su masa. Esta es una de las fuerzas fundamentales de la naturaleza.

Las leyes de la gravedad universal de Newton establecen que todo punto de masa en el universo atrae a todos los otros puntos de masa con una fuerza que es directamente proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre ellos.

La aceleración gravitacional en la superficie de la Luna es de $1.63m/s^2$, cerca de un 16.7% que la superficie terrestre. Debido a que el peso es directamente dependiente de la aceleración gravitacional, los cuerpos en la Luna tienen un peso de solo un 16.7% del peso que tendrían en la Tierra.

La baja gravedad es generalmente asociada a un aspecto del ambiente lunar. Los astronautas del programa Apolo, reportaron que era más fácil trabajar en la gravedad lunar que en un ambiente sin peso. Sin embargo, la baja gravedad es un aspecto en el diseño de aeronaves y vehículos, en el cual se posee muy poca experiencia a nivel mundial, implica algunos intrigantes problemas para los ingenieros que usualmente implican soluciones ingeniosas..

La mayor característica de la gravedad lunar, es la presencia de concentraciones de masa, las cuales se presentan como grandes aumentos gravitacionales anómalos



asociados con las cuencas de impactos gigantes. Estas anomalías tienen una gran influencia en las naves que deben orbitar la Luna, pero un impacto imperceptible en vehículos de superficie.

El principal resultado del Sol es la radiación, esto viene en dos variaciones: Radiación Electromagnética y Radiación de Partículas. Este último es que será tratado en este punto.

La radiación de partículas se produce como un flujo constante de partículas subatómicas energéticas (alta velocidad), llamado el "viento solar". Este flujo de iones calientes arrastrados junto con las líneas del flujo del campo magnético de la parte externa de la corona solar, cuya temperatura efectiva es de cerca de 2 millones de grados Celsius. Esta combinación de gas ionizado y campo magnético es llamado "plasma".

Este material es arrojado al espacio mayormente en forma de protones y electrones, pero también en la forma de núcleos atómicos desprendidos de sus electrones, llamados iones. Para el momento que alcanza la Tierra, este flujo estable de viento solar tiene una densidad de unas pocas decenas de partículas por centímetro cúbico y viaja a una velocidad típica de entre 300 y 1000 kilómetros por segundo. A pesar de la baja densidad de este flujo de iones, éste tiene un efecto significativo en el campo magnético de la Tierra. La Tierra tiene su propio campo magnético, el cual luce como una gran barra magnética. Esta forma clásica, es llamada como "magneto bipolar", cuando el campo magnético solar se encuentra con el campo terrestre, este se perturba significativamente.

El campo magnético terrestre actúa como un escudo que desvía el viento solar. Sin embargo en la Luna, donde no existe un campo magnético global, se presenta como un



obstáculo dieléctrico sólido. El campo magnético pasa a través de la Luna, pero las partículas impactan la superficie enterrándose a sí mismas en la granulada superficie.

Las partículas de viento solar son la fuente principal de la atmósfera lunar y su campo magnético proporciona la configuración de carga eléctrica en su superficie.

El total de la masa del viento solar que impacta en la superficie de la Luna es de aproximadamente 50 gramos por segundo y los elementos en mas alta concentración son los livianos como el Helio e Hidrogeno (sin electrones). El flujo típico de elementos en el viento solar del hemisferio lunar que mira hacia el Sol se presenta en la tabla 5.

Elemento	Flujo (gramos / segundo)
Hidrogeno	40
Helio	8
Oxígeno	0.2
Carbono	0.1
Neón	0.07
Nitrógeno	0.03
Silicio	0.05
Argón	0.004

Tabla 5: Flujo de viento solar en la superficie lunar.

La Luna está inmersa en plasma del viento solar y bombardeada por radiación UV, por lo que la carga varia a través de la superficie dependiendo si está iluminada o no.

La carga en el lado diurno es de entre 10v a 18v positivo. En el lado nocturno es de cerca de 10v negativo. En los polos o en la sombra, es difícil de determinar.

Cuando el viento solar se encuentra con el campo magnético extenso de la Tierra, trata de empujar a través del campo magnético, comprimiéndolo y aumentando localmente la presión magnética.

El plasma solar fluye alrededor de la magnetosfera, formando una cavidad detrás de la Tierra que llena a una gran distancia. Esta cavidad es llamada "cola magnética", y el choque formado por la interacción entre los dos campos se llama "onda de choque".



La luna, a una distancia de 60 radios de la Tierra, pasa a través del arco de choque, alterando el entorno de carga que experimenta en el viento solar.

La Luna entra en la cola magnética tres días antes de que esté llena y tarda alrededor de seis días en cruzar y salir por el otro lado.

Durante la travesía, la luna entra en contacto con una gigantesca "lámina de plasma" de partículas cargadas calientes atrapadas en la cola. Las partículas más livianas y móviles, los electrones, salpican la superficie de la luna y dan a la luna una carga negativa. En el lado diurno de la Luna este efecto se contrarresta en gran medida por la luz solar: los fotones UV golpean los electrones fuera de la superficie, manteniendo la acumulación de carga en niveles relativamente bajos. Pero en el lado nocturno, en el oscuro frío lunar, los electrones se acumulan y el voltaje superficial puede escalar a cientos o miles de voltios.

3.2.6 Entorno de Radiación

Las naves espaciales absorben y emiten radiación. Dependiendo de las características físicas de sus superficies externas, absorben más o menos de la radiación solar incidente. Las naves espaciales que operan en el ambiente terrestre cercano también absorben radiación térmica de manera significativa (infrarrojo) que se emite por la Tierra y por la radiación solar reflejada por la Tierra (efecto albedo). Efectos análogos también desempeñan un papel relevante al operar cerca de los planetas interiores y la luna Terrestre.

A su vez, las naves espaciales emiten radiación térmica al espacio. Cuando están en equilibrio térmico, su emisión es igual a la suma de la absorción de la radiación incidente de todos los tipos (en el caso de paneles solares es la absorción térmica neta



térmica mas la energía eléctrica generada por ellos) y el calor producido por fuentes internas de la nave espacial, tales como el calor disipado por los componentes eléctricos, por transferencia de calor de la combustión del propelente, y algunas veces por fuentes de radioisótopos.

Las temperaturas de las naves espaciales deben ser controladas dentro de los límites inferiores y superiores. Estos son impuestos por las diferentes características de los componentes de la nave espacial. Particularmente sensibles a las temperaturas extremas son las baterías de almacenamiento, los propulsores, muchos componentes electrónicos y ciertas cargas útiles científicas. Los límites admisibles para los componentes electrónicos no son necesariamente el mismo para las condiciones de funcionamiento o inactividad (cuando se opera, la tensión eléctrica adicional a menudo impone un límite inferior de temperatura superior).

La temperatura asumida para estos componentes será determinada por su propia producción de calor y, por otro lado, por la transferencia de calor por conducción térmica y la radiación hacia y desde otros componentes y, directa o indirectamente, hacia y desde la superficie de la nave espacial o el espacio. Debido al ambiente de vacío, enfriamiento por convección utilizado normalmente en los componentes electrónicos no es posible. Por lo tanto, la transferencia de radiación juega un papel más importante que en el caso de la tierra en lo que respecta a la electrónica.

Debido a la falta de una atmósfera que absorba y el pequeño campo magnético, la radiación del sol y la galaxia golpea la superficie lunar sin obstáculos y la luz solar proporciona un tipo dañino de radiación: la luz ultravioleta, el flujo total de radiación ultravioleta es de aproximadamente $95W/m^2$.



La penetración de las partículas se refiere únicamente a las partículas primarias. Las reacciones entre partículas de alta energía y materiales lunares causan una cascada de radiación que penetra más profundamente hasta varios metros para los rayos cósmicos y las erupciones solares. Aunque las partículas del viento solar tienen bajas energías, su alto flujo podría hacerlos capaces de dañar los materiales en la superficie lunar. Las radiaciones más energéticas pueden dañar los equipos electrónicos.

Los “Rayos Cósmicos Galácticos” o GCR por sus siglas en inglés (“Galactic Cosmic Rays”) y los protones golpean la superficie lunar con alta energía, causando reacciones nucleares en átomos del material superficial.

Neutrones libres son creados por este proceso y se detectaron mediante experimentos a bordo del “Lunar Prospector” [44] y por medidas directas sobre la superficie durante el programa Apolo. Neutrones termalizados son absorbidos por los materiales hidrogenados, y esto debe tenerse en cuenta en el diseño del blindajes.

3.2.7 Topología Lunar

De acuerdo a lo señalado, sabemos que el rover debe ser capaz de lidiar con el terreno altamente irregular de la Luna. A continuación se enuncian las siete características topológicas lunares más representativas.

3.2.7.1 Escenario 1 - Mar lunar: Se caracteriza por una superficie relativamente plana, sin grietas ni cráteres comparables al tamaño del rover y con pendientes que no superen los 5° de inclinación, ya sea en ascenso o descenso.



Figura 14: Mar lunar.

3.2.7.2 Escenario 2 – Pendientes prolongadas (Highland): Se caracterizan por ser zonas con una inclinación no mayor a 10° y con una extensión mayor a los 50 metros.



Figura 15: “Highland” lunar.

3.2.7.3 Escenario 3 – Terreno escarpado: Este tipo de terreno es posible encontrarlo en los “Highlands lunares”, se caracteriza por grietas de tamaño comparable al de la envergadura del rover, con una distribución irregular de rocas y montículos de tamaño igualmente comparable al del rover. Se prevé que en esta zona haya material aglutinado, más que fino material con partículas.

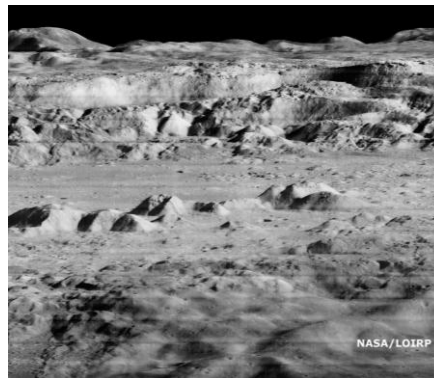


Figura 16: Terreno lunar escarpado.

3.2.7.4 Escenario 4 – Material con partículas finas: Uno de los principales inconvenientes de la superficie lunar es la presencia de un fino polvo, que puede significar problemas si cubre paneles solares o interfiere con la tracción del rover. El tamaño de partículas es menor a 0.1 mm y se encuentra en pendientes de hasta unos 20°, con una profundidad de entre 2cm y hasta 20cm.

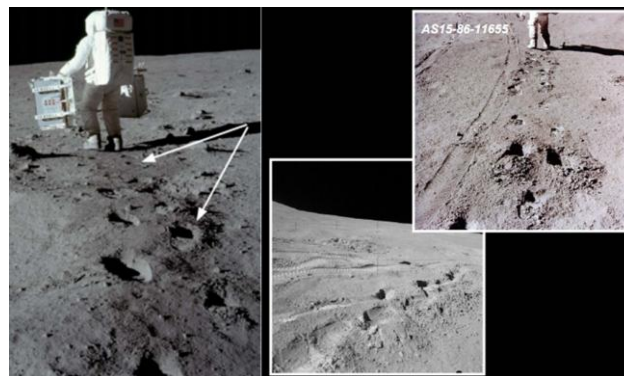


Figura 17: Partículas finas.



3.2.7.5 Escenario 5 – Regolito lunar: La presencia de rocas (regolito) es una constante en el terreno lunar, con tamaños que van desde los 2cm hasta los 30cm aproximadamente para el caso de pruebas del rover (existen hasta del tamaño de un vehículo pequeño). A diferencia del escenario 3, en este escenario se requieren rocas y no montículos, entendiéndose que la diferencia radica en la adhesión al suelo que presentan. En este caso, los obstáculos podrían moverse por efecto de la tracción del rover, dificultando el avance.



Figura 18: Ejemplos de regolito lunar.

3.2.7.6 Escenario 6 – Superficies planas: Este tipo de terreno es más bien horizontal, sin rocas de tamaño considerable ni tampoco con capas de material de partículas, se presenta como una corteza dura.



Figura 19: Superficie lunar plana.



3.2.7.7 Escenario 7 – Cráteres y agujeros: Los cráteres son eventos frecuentes sobre la geografía lunar, y de acuerdo a algunos mapeos lunares, las pendientes para abandonarlos en promedio se acercan a los 45° de inclinación respecto a la horizontal. Otro evento importante pueden ser las grietas o zanjias, como lo muestra la segunda imagen de este apartado. Se caracterizan igualmente por pendientes superiores a los 40°, con tamaños de profundidad y anchos variados.



Figura 20: Cráteres y agujeros lunares.

El detalle de las condiciones del ambiente lunar, de las cuales se extrajeron los antecedentes del punto 3.2, pueden encontrar en el libro “Lunar sourcebook , a user’s guide to the Moon” de Grant Heiken, David Vaniman y Bevan French (1991) [12].

3.2.8 Vibración y Choque durante Lanzamiento, Travesía y Alunizaje

Durante el lanzamiento del cohete transportador, separación de las etapas del cohete, la “Inyección Trans-Lunar” o TLI por sus siglas en ingles (Trans Lunar Injection) y en el alunizaje, toda carga útil está sujeta a fuertes vibraciones y choques. A modo de referencia se utilizarán en este apartado, los valores sugeridos por el estándar de la NASA 7002^a [13] y los sugeridos por la “Guía de usuarios para cargas útiles” de la



empresa SpaceX y su vehículo Falcon 9 [45], por ser una de las empresas con posibilidades de oferta de servicios de puesta en órbita. Cabe señalar, que estos valores son relativamente estándar en lo referente a valores mínimos y máximos a soportar.

Se entiende como “carga útil” a cualquier artefacto, vehículo o experimento que necesita ser puesto ya sea órbita terrestre, lunar o aterrizar en otro cuerpo celeste [13].

- Las cargas útiles deberán soportar aceleraciones de 3G en los ejes X e Y y de hasta 10G en el eje Z para a las condiciones de lanzamiento.
- Toda carga útil debe ser probada en rangos de ondas sinusoidales de entre 5Hz y hasta 50Hz, evitando los valores de resonancia acústica entregados por el proveedor de lanzamiento. Si se produce acoplamiento con las frecuencias de resonancia acústica, estas se auto-incrementan hasta destruir los componentes y en el peor de los casos el vehículo mismo.
- Para las fases de Inyección Trans-Lunar (TLI) y estacionamiento en órbita lunar o LPO por sus siglas en ingles (Lunar Parking Orbit), las carga útiles deben soportar cargas de menos de 1G en los ejes X, Y y Z.
- Durante el alunizaje, las cargas útiles deberán soportar cargas de 6G en los ejes X e Y y de hasta 10G en el eje Z. Cabe señalar que estos valores son solo referenciales puesto son dependientes específicamente de la tecnología empleada por el aterrizador o “Lander”.

3.2.9 Ambiente Térmico durante Lanzamiento y Travesía

Durante la preparación para el lanzamiento, el lanzamiento mismo y durante la travesía (viaje hacia la Luna), las cargas útiles están sujetas a un ambiente térmico particular



impuesto por el vehículo de lanzamiento a utilizar. Sin embargo, estas exigencias son más benévolas que las impuestas por el ambiente lunar, por ende si el rover se diseña para soportar las condiciones de la atmosfera lunar, no tendrá inconveniente en soportar las exigencias térmicas impuestas por el vehículo de despegue.

A modo de ejemplo, tomando en cuenta los valores especificados para cargas útiles del vehículo Falcon 9 de la empresa Space X, muestra que las cargas útiles solo deben soportar temperaturas entre 49°C a 53°C para las primeras etapas del lanzamiento [45]. Después de eso, dependerá de las capas aislantes del vehículo de transporte orbital, para los cuales a modo de referencia, se deben soportar temperaturas de hasta 70°C.

Toda carga útil debe certificar en laboratorios calificados, que es capaz de soportar las exigencias descritas en los puntos 5.8 y 5.9 para ser autorizados a ser incorporados dentro del vehículo de lanzamiento, a esto se le llama “Pruebas de Calificación”.

3.3 Robótica Bio-Inspirada

La robótica “Bio-Inspirada” es un área nueva del diseño de robots, en particular respecto a sus sistemas de movilidad o “locomoción”. La idea básica de este principio es la de analizar los mecanismos que han evolucionado en la naturaleza durante millones de años, con el propósito de ser aplicados a soluciones de ingeniería del mundo real. Una diferencia importante con el “Biomimetismo” es que este último intenta replicar fielmente la naturaleza, mientras el diseño Bio-Inspirado encuentra los principios abstractos básicos tras el funcionamiento de un ente biológico, con el fin de ser simplificados y optimizados para la resolución de problemas [23].

Respecto al diseño Bio-Inspirado aplicado a la robótica, generalmente lo referimos a los mecanismos de locomoción, puesto los sensores actuales ya representan una analogía



directa con la de los sistemas biológicos (cámara – ojos, micrófonos – oídos, entre otros), aunque también son considerados en algunos estudios.

En particular, respecto a los sistemas de locomoción, la idea principal es tal como se dijo, observar a la naturaleza en busca de claves de diseño que si bien difíciles de implementar o replicar de forma exacta, permitan mediante un análisis de ingeniería, aplicar los principios abstractos con el fin de solucionar problemas de movilidad.

Un buen ejemplo de esto es el robot “Rhex” [24] de Boston Dynamics (uno de los centros de investigación más importantes en cuanto a robótica y diseño Bio-Inspirado en el mundo), el cual mediante 6 “Ruedas-Patas” o “Whegs” (termino recientemente acuñado para referirse a la combinación de ruedas y patas), simplifica el patrón de “Paso de Trípode Alternado” usado por la mayoría de los insectos, pero mediante motores que realizan un movimiento circular en vez de uno articulado como lo es en el caso de los insectos.



Figura 21: Robot Bio-Inspirado Rhex de Boston Dynamics.



La idea básica de Rhex y otras adaptaciones similares es que si buscamos en la naturaleza un organismo capaz de lidiar con una amplia gama de terrenos irregulares, encontramos los insectos, los cuales son altamente capaces de desplazarse sobre rocas, tierra, arena, hielo e incluso sobre el agua. Sin embargo, resulta muy complejo en términos mecánicos replicar fielmente cada una de las seis patas de un insecto considerando todas las articulaciones, ligamentos y otras estructuras involucradas en el desplazamiento del mismo. Tras varios análisis se descubrió que el principio abstracto del caminar de los insectos no dependía estrictamente de sus articulaciones y ligamentos, sino más bien de un patrón de movimiento conocido como “Paso de Trípode Alternado” [25] (dos patas de un lado mas una del otro, para luego alternar con el lado contrario, formando un trípode en cada paso), el cual puede ser replicado de forma más simple mediante “ruedas incompletas” o “ruedas-patas” (Whegs), las cuales mediante el control coordinado de motores, podían duplicar el mismo patrón de movimientos en un vehículo robótico.

Los resultados de Rhex han sido excelentes y hoy en día es prácticamente un estándar de facto a la hora de hablar de hexápodos autónomos multi-terreno.

Otro ejemplo notable de diseño Bio-Inspirado aplicado a la robótica y en particular en lo referente a sistemas de movilidad, es el presentado por el robot Stickybot desarrollado por la Universidad de Stanford [26].



Figura 22: Robot Escalador Stickybot de la Universidad de Stanford.

Nuevamente para resolver el problema de escalado en un sistema robótico se buscó en la naturaleza una solución. En este caso se encontró en el “Gecko” (reptil de la familia de los Gekkonidae), el cual es capaz de trepar de forma totalmente vertical, he incluso invertida, sobre una serie de superficies totalmente lisas [27].

Tras muchos análisis químicos, físicos y mediante microscopios digitales, fue posible determinar las características elementales que permitían a los dedos del Gecko adherirse sin succión a la superficie de escalada. Los resultados mostraron que la extrema fineza de los vellos en los dedos del Gecko y la abundancia de ellos, sumado a fuerzas estáticas, permitía un enlace a nivel molecular con la superficie de contacto, produciendo un agarre extremo [28].

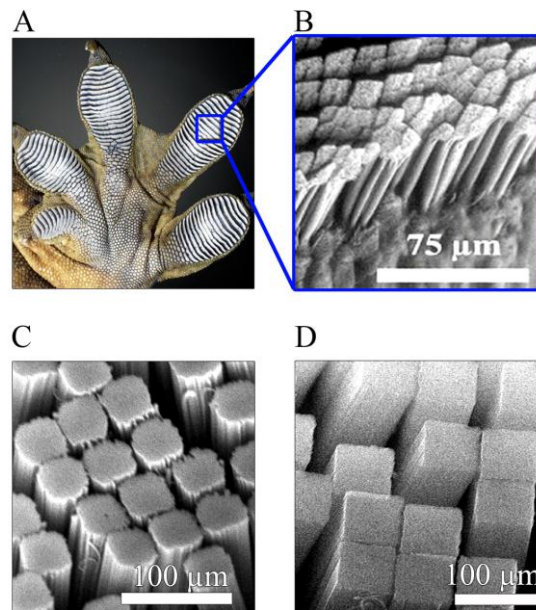


Figura 23: Vellosidad en los dedos del Gecko.

Una vez más, al volcar la mirada hacia la naturaleza y comprender los principios básicos por los cuales organismos como el Gecko, son capaces de escalar superficies lisas, es posible desarrollar soluciones mecánicas que habían eludido a la ingeniería por un largo tiempo.

De forma similar, es posible hoy en día encontrar una amplia gama de sistemas robóticos y mecánicos Bio-Inspirados, incluso en el área de robots humanoides, donde se empiezan a aplicar los principios del equilibrio dinámico, con el fin de lograr robots bípedos con un andar más suave y natural y con la capacidad de auto-adaptarse a condiciones cambiantes en el suelo (equilibrio).

Respecto al equilibrio dinámico, dos muy buenos ejemplos son los robots “Big Dog” [29] y “Petman” [30], ambos desarrollados por Boston Dynamics.



Figura 24: “Big Dog” (izquierda) y “Petman” (derecha), Boston Dynamics.

También hoy se aplican los principios de vuelo de los insectos, con el fin de desarrollar pequeños robots capaces de levantar vuelo y evitar obstáculos de forma dinámica.

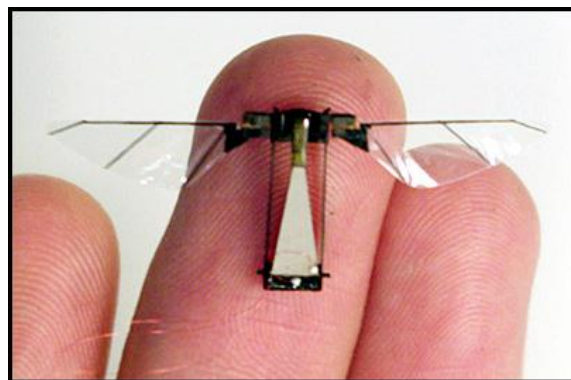


Figura 25: “Insect Robot”, Berkeley.



Un buen ejemplo de esto es el “Insect Robot” desarrollado por la Universidad de Berkeley [31] (Micromechanical Flying Insect (MFI) Project), el cual vemos en la figura 25.

Finalmente respecto a robótica y diseño Bio-Inspirado, cabe destacar el desarrollo llevado a cabo por la empresa “Festo” [32], líder mundial en sistemas de automatización y control, la cual mediante su división “Red de Aprendizaje Biónica” (Bionic Learning Network), ha logrado impresionantes avances en cuanto a robots voladores muy similares a aves o insectos, y también en cuanto a principios de locomoción utilizados en peces, aplicados al aire y al agua (Figura 26).



Figura 26: “Smart Bird” (izquierda) y “Air Ray” (derecha), Festo.



3.3.1 Locomoción de los insectos

Si analizamos los escenarios descritos en 3.2.7 respecto a la topología lunar, y volcamos nuestra mirada hacia la naturaleza, fácilmente encontraremos que los organismos mejor adaptados a todos estos tipos de terrenos e incluso a otros más rigurosos, son los insectos. La evolución los ha dotado de una cantidad de extremidades, que en forma y proporción, sumado a un patrón de movimiento particular, los faculta para abordar sin mayores dificultades todo tipo de condiciones de suelo, por lo que los encontramos en el desierto, montañas y rocas, agujeros y otros escenarios muy similares a los que es posible encontrar en la Luna [34].

El desplazamiento o locomoción de los insectos, presenta diversas características dependiendo de la familia y tipo al que pertenecen, algunos pasan gran parte de su vida aferrados a una rama y otros utilizan alas para volar. Dentro de este estudio nos centraremos en los que se caracterizan por recorrer amplias distancias comparativas a su tamaño, es decir “Marchadores”, sus extremidades siguen una morfología similar a la de la figura 27 [35].

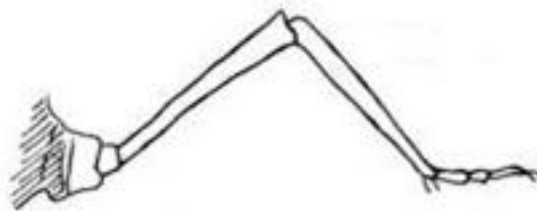


Figura 27: Extremidad tipo “Marchador” en insectos.



Dentro de este conjunto de insectos, se estudiarán las tres principales características de su locomoción como lo son: Paso de Trípede Alternado, Ciclo Elíptico y Almacenamiento de Energía.

3.3.1.1 Paso de Trípede Alternado: Desde hace algunas décadas, se han conducido estudios relativos al andar de diversos tipos de insectos [36] [37], en ellos, el estudio de la coordinación temporal y espacial de las patas, ha mostrado los diversos patrones de caminar e información importante respecto a la relación funcional entre el mecanismo de caminar, el patrón de paso y la morfología.

El patrón de pasos producidos típicamente por los insectos “marchadores” como la “Cucaracha Común” (*Periplaneta americana*), cambia de acuerdo a la velocidad del insecto (caminar, trotar, correr). En este estudio, nos centraremos en el patrón producido en el caminar de los insectos marchadores, conocido como “Paso de Trípede Alternado”.

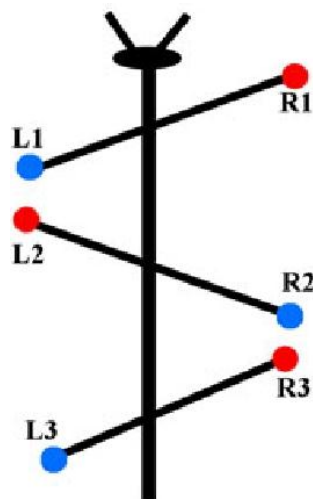


Figura 28: Trípedes formados por las seis patas de los insectos al caminar.

La figura 28 nos muestra como las 6 patas de un insecto, forman dos trípodos: Por un lado las patas izquierdas **L1** y **L3** junto con la pata del lado derecho **R2**, forman lo que denominaremos “Trípode 1” o **T1** (azul); por el otro, las patas derechas **R1** y **R3**, junto con la pata izquierda **L2**, forman el segundo trípode al que llamaremos “Trípode 2” o **T2** (rojo).

Para apreciar la alternancia de éstos dos trípodos, necesitamos realizar un análisis temporal y espacial:

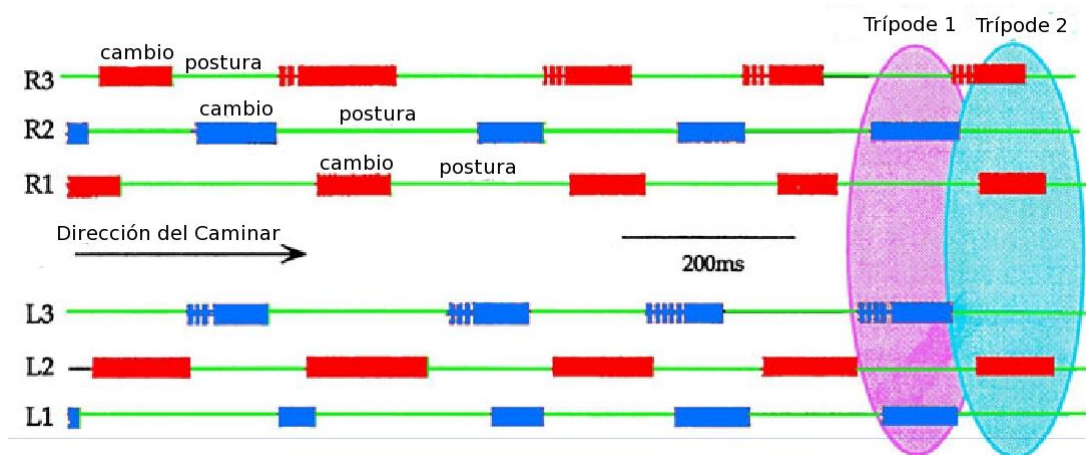


Figura 29: Patrón Paso de Trípode Alternado.

La figura 29, nos muestra el patrón de Paso de Trípode Alternado. De izquierda a derecha, en 200ms, el patrón se alterna 9 veces, partiendo con el trípode **T2** en rojo, formado por las patas derechas **R1** y **R3** y la pata izquierda **L2**. Posteriormente, se alterna por el trípode **T1** en azul, formado por la pata derecha **R2** y las patas izquierdas **L1** y **L3**.

Este patrón, los tres puntos de contacto permanentes con el suelo, presentan una enorme estabilidad y tracción en el insecto.



En robot hexápodos como “Rhex” de Boston Dynamic, la implementación de éste patrón es directa, puesto los seis motores representan el principio abstracto del patrón de paso de trípede alternado.

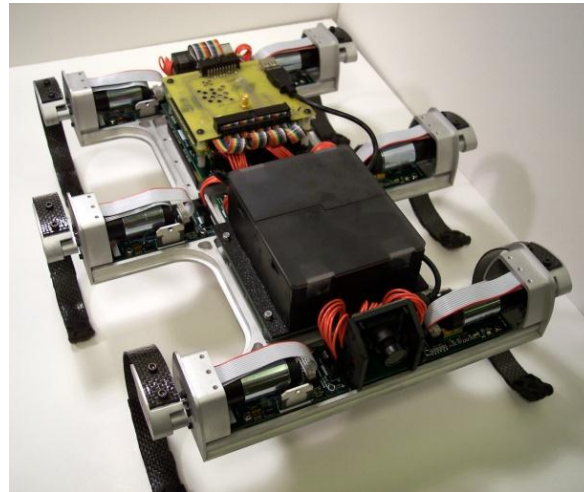


Figura 30: “Edubot”, kit educativo basado en Rhex de Boston Dynamics.

Se dice que éste tipo de robots hexápodos implementa el principio abstracto, porque si bien no posee todas las articulaciones y forma típica de las patas de los insectos (muy difíciles de replicar fielmente mediante mecanismos artificiales), mediante un rediseño de ingeniería, en el cual cada motor rotando rápidamente y de forma sincronizada, presenta los tres puntos de contacto permanente en el suelo con ambos trípedes de forma alternada, tal como el principio visto en el andar de los insectos marchadores.

3.3.1.2 Ciclo Elíptico: En estudios realizados a fines de los años ‘80, se determino otro principio básico de la locomoción de insectos del tipo marchador, este hace referencia al hecho de que si a un insecto se le remueven extremidades (amputación), debido a los mecanismos de acoplamiento entre las extremidades, si bien

no se produce el Paso de Trípode Alternado mostrado anteriormente de forma perfecta, cada extremidad siguen un ciclo elíptico repetitivo, tratando de compensar el desase producido por el miembro faltante [38] [39] [40] [41].

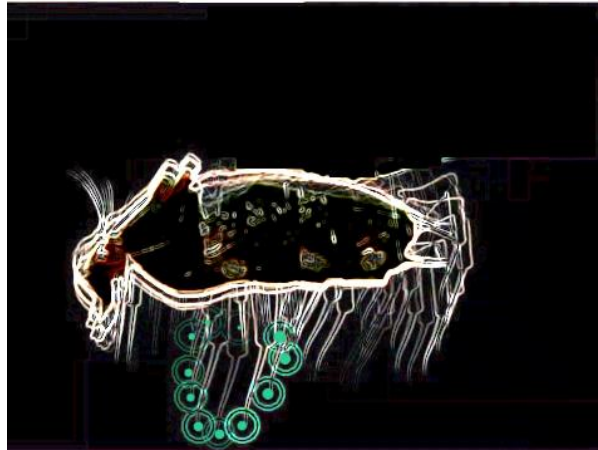


Figura 31: Ciclo elíptico en locomoción de insectos.

La figura 31, muestra como una sola extremidad del insecto, independiente de las demás, produce un ciclo elíptico repetitivo. La velocidad de este ciclo compensará la falta de cualquier extremidad, el balance y tracción del insecto se mantiene dentro de parámetros normales aun con la ausencia de un miembro. Dos o más amputaciones tienen un efecto más notorio, siendo aun posible el desplazamiento con tan solo la mitad de las extremidades (dos de un lado y una del otro).

3.3.1.3 Almacenamiento de Energía: En estudios realizados por Delcomyn

F y Dean J, se determinó que el almacenaje de energía jugaba un rol fundamental en el paso de los insectos y en general en cualquier organismo con extremidades articuladas [42] [43]. En cada paso, los ligamentos y músculos de las extremidades en contacto con el suelo, se flexionan bajo el peso y fuerza del mismo organismo, permitiendo el

almacenaje de energía potencial, la cual es liberada en el siguiente paso cuando la extremidad se levanta del suelo, impulsando al insecto en este caso hacia adelante.

A este proceso se le conoce también como efecto “empuje-rebote”.

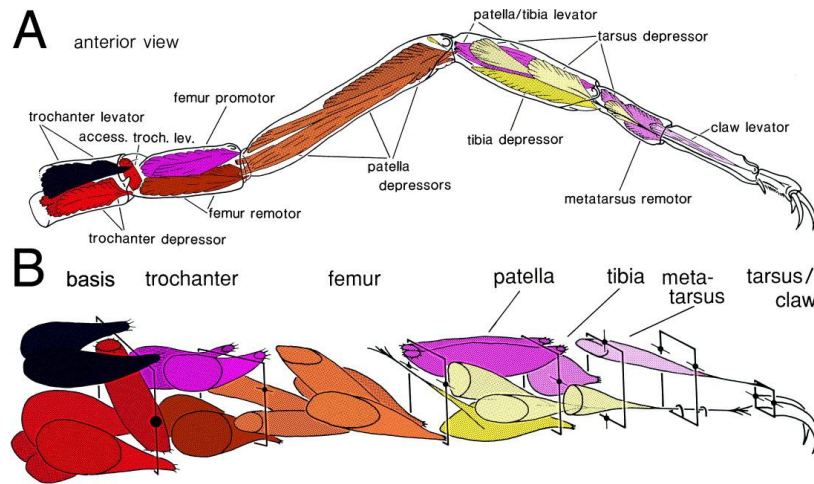


Figura 32: Morfología de la pata de un insecto marchador.

La figura 32, muestra la estructura morfológica, incluyendo los músculos, de la pata de un insecto de tipo marchador.



4 Diseño

En la etapa de diseño, se tomaron en consideración los aspectos estudiados en la etapa de análisis, así como los requisitos de la competición. Tomando como base las restricciones de masa y volumen para una misión lunar, en donde a mayor número, mayor el costo de lanzamiento, se decidió optar por un diseño minimalista.

En resumen, se tienen los siguientes requerimientos:

- Misión lunar diaria (14 días terrestres).
- Misión primaria: recorrer 500m en terreno altamente irregular.
- Misión secundaria: mayor distancia, visitar un sitio patrimonial de misiones Apolo previas.
- Se seleccionará un sitio de aterrizaje evitando rocas grandes en lo posible.
- Manejo “No-Autónomo”, piloto humano recibirá telemetría e imágenes para definir la ruta a seguir.
- El rover debe recorrer los 500m en 1 día lunar.
- El rover debe sobrevivir y operar luego del lanzamiento y aterrizaje.
- El rover debe sobrevivir al ciclo térmico, vacío del espacio y radiación, así como exigencias para la eliminación de gases, entre otros estándares.
- El rover debe ser capaz de subir pendientes de hasta 40° (no más de 30° en la práctica).
- Mínimo tiempo de vida: 1 día lunar o mayor de ser posible.
- Enviar imágenes y vídeo según requerimientos de GLXP.
- Misión minimalista de corto periodo y reducido tamaño y masa.

4.1 Diseño Minimalista

En los sistemas de tracción utilizados en los vehículos descritos en la sección 3.1 respecto a los rover de exploración espacial y en muchos otros robots y sistemas de locomoción con motores eléctricos aquí en la Tierra, vemos el uso de 4, 6 o incluso más motores para controlar el vehículo. Sin embargo, la cantidad mínima de motores o actuadores que es necesario para mantener un movimiento controlado hacia adelante y atrás y giros a izquierda y derecha, es dos. Con sólo un motor solamente podemos generar movimientos hacia adelante y atrás pero no realizar giros si no contamos con un segundo actuador.

Uno de los diseños que se pueden tomar utilizando sólo dos motores o actuadores es el de la esfera. Actualmente existen algunos robots de este tipo como el “Rotundus Groundbot” [44]:

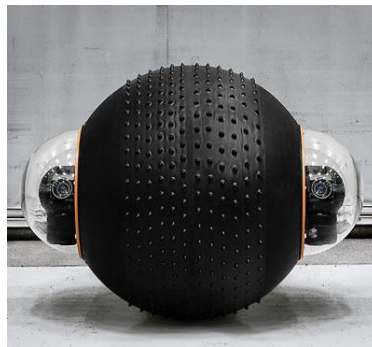


Figura 33: Robot esférico “Groundbot” de la empresa Rotundus.

Este tipo de robots esféricos usan un sistema de dos péndulos perpendiculares entre ellos, mediante actuadores se controla el balanceo de los péndulos provocando un movimiento hacia adelante o atrás e inclinaciones hacia la izquierda o derecha.

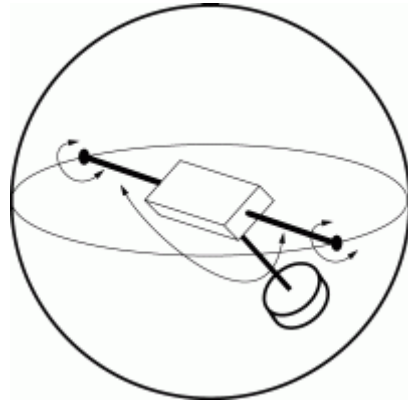


Figura 34: Sistema de péndulos para robots esféricos.

Si bien este diseño de robots ha demostrado gran utilidad en una serie de áreas como la seguridad y vigilancia, eficiencia en ciertos tipos de terrenos irregulares y en general fuerte resistencia a impactos y caídas por la distribución de cargas propia de la forma esférica, no es menos cierto que en la práctica presenta problemas de control en pendientes, tanto en subida como en bajada, donde la misma forma esférica tiende a balancearse hacia un lado y otro, haciendo que el control mediante el movimiento de los péndulos internos se vuelva complejo en términos de cálculo y capacidad de procesamiento en tiempo real intensivo, tendiendo a rodar de forma descontrolada.

Otro diseño de robot que es posible obtener con tan sólo dos motores, es el de un sistema de control diferencial [45]:

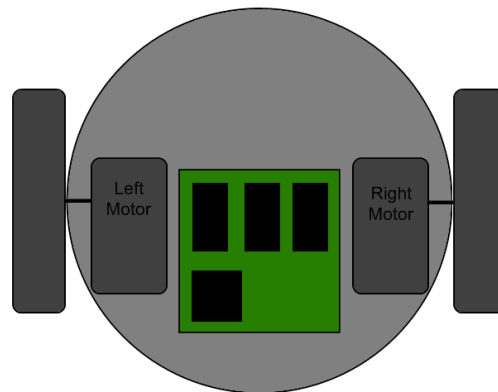


Figura 35: Sistema de péndulos para robots esféricos.

En la figura 35 se muestra un sistema de locomoción diferencial minimalista, en el cual el vehículo es controlado modificando la velocidad relativa de la rueda izquierda y derecha. Con ambas ruedas a la misma velocidad el robot puede avanzar o retroceder y a diferentes velocidades se produce un cambio en la dirección a la derecha o izquierda. Con un motor totalmente detenido se puede provocar un giro en esa rueda como punto pivote y con ambas ruedas girando en sentidos contrarios, se puede provocar un giro en el centro del vehículo.

Un ejemplo de un robot de este tipo es el “Recon Scout” [46], el cual es ampliamente utilizado por los equipos SWAT en Estados Unidos:



Figura 36: Robot de dos ruedas “Recon Scout” de la empresa Recon Robotics.



4.2 Diseño Bio-Inspirado

Sin embargo, las particularidades de la topología lunar discutidas en el punto 3.2.7, hacen importante considerar dentro del diseño características propias de un sistema de locomoción adaptado a todos estos tipos de terrenos. Aquí en la Tierra encontramos terrenos similares a los que existen en la Luna y en todos ellos podemos observar insectos perfectamente adaptados a ellos, los cuales pueden recorrer grandes distancias en terrenos que van desde superficies lisas, pasando por arena y rocas de distinto tamaño, pendientes inclinadas y hasta incluso sobre el agua (este último es un escenario que no encontramos en la Luna).

Por otro lado desde hace algunas décadas, la robótica ha tomado aspectos de la naturaleza, concepto conocido como Bio-Inspiración como se discutió en el apartado 3.3. La razón de esto es que a la evolución le ha tomado millones de años encontrar diseños eficientes para la resolución de diferentes problemas. Entonces parece sabio observar los principios básicos tras estos sistemas en busca de pistas que nos permitan diseñar sistemas robóticos más óptimos.

En el caso de las patas de los insectos, en tan sólo una de sus seis patas encontramos por lo menos tres articulaciones con sus correspondientes ligamentos así como otras estructuras, tal como se puede apreciar en la figura 31. Replicar de forma exacta este sistema biológico mediante actuadores u otros mecanismos es complejo y costoso en términos de la cantidad de componentes necesarios. Por ende, es importante encontrar el principio abstracto del funcionamiento con el fin de duplicarlo de forma simplificada manteniendo sus características fundamentales.

La figura 37 muestra el proceso lógico por el cual se determinó el diseño básico a seguir:

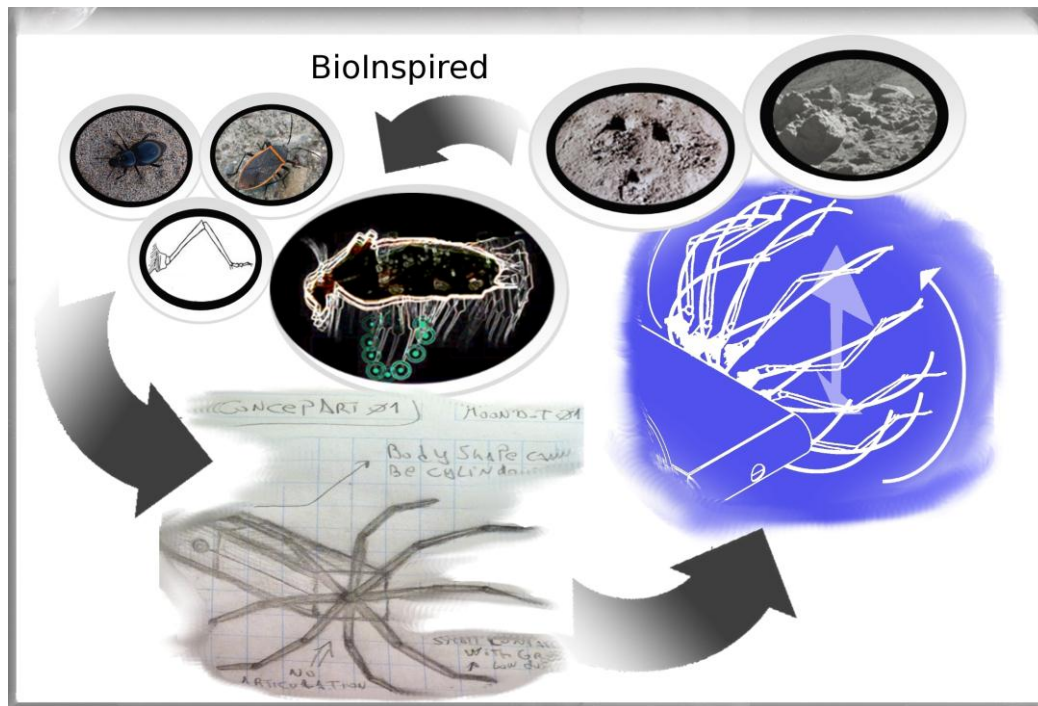


Figura 37: Proceso lógico por el cual se determino el diseño básico.

En la figura 37 podemos apreciar que el diseño de la pata del insecto ha sido simplificado en su forma curva básica y se ha replicado de forma circular formando una rueda. A este tipo de combinación entre ruedas y patas se le conoce desde hace algunos años como “Whег” por la composición de las palabras en inglés “Wheel” (rueda) y “Leg” (pierna o pata). Este diseño de “Ruedas-Patas”, permite simplificar de forma básica el principio abstracto del caminar de los insectos, si bien no se obtiene una réplica exacta. La simplificación provee de un compromiso justo entre facilidad de implementación y características heredadas del modelo biológico.

La figura 38 muestra en mayor detalle cómo se disponen un número de aspas curvas similares a la pata de un insecto en forma circular para formar una rueda, simulando el proceso de “Ciclo Elíptico” que encontramos en el caminar de los insectos y que es posible ver en el punto 3.3.1.2:

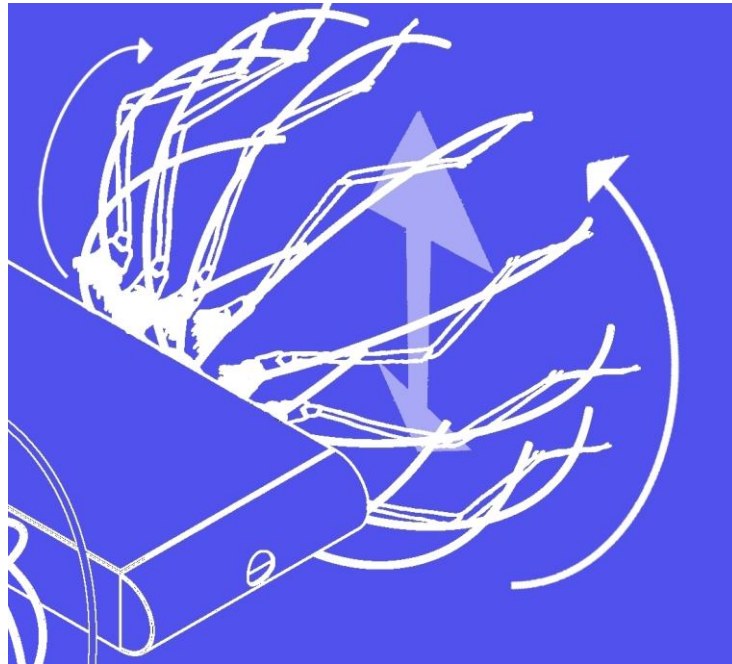


Figura 38: “Wheg” de aspas curvas simulando patas de insecto en una rueda.

Además en la figura 38 podemos apreciar como la forma curva de cada aspa en contacto con el suelo permite una flexión bajo la carga del robot, almacenando energía potencial que es liberada como energía cinética en el giro de la rueda, impulsando al robots hacia arriba y adelante, simulando la propiedad de “Almacenamiento de Energía” que encontramos en el modelo biológico de la pata de un insecto como se discutió en el punto 3.3.1.3.

En lo que respecta al “Paso de Trípode Alternado”, característico del caminar de los insectos y que fue analizado en el punto 3.3.1.1, mediante este diseño de dos whogs, podemos disponer de forma inicial dos aspas de un lado y una del otro en contacto con el suelo tal como se muestra en la figura 39:

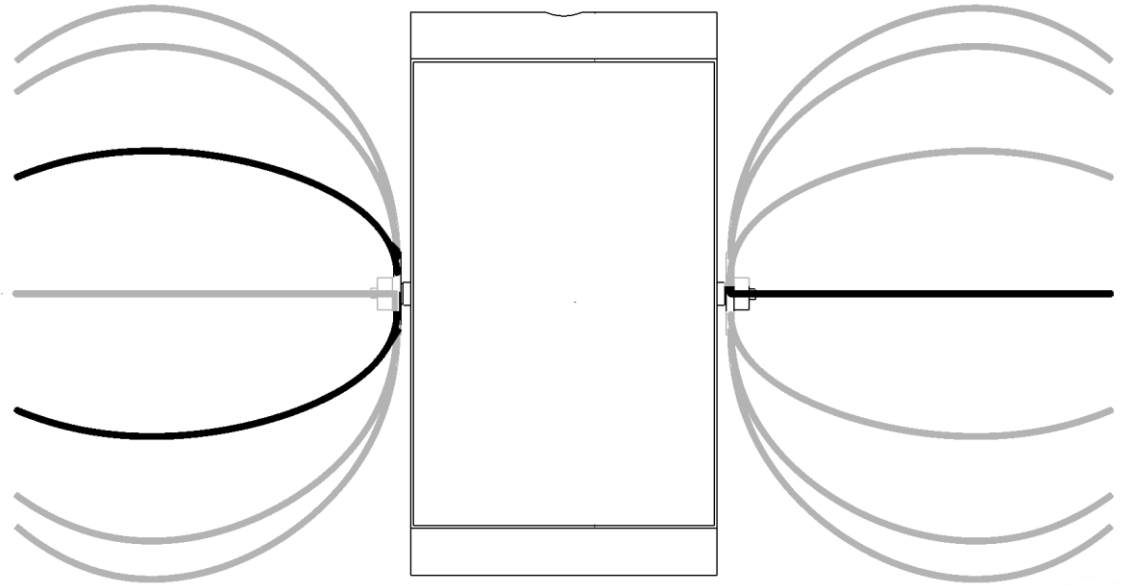


Figura 39: Paso de trípode alternado simplificado con dos whegs.

Como podemos apreciar en la vista superior mostrada en la figura 39, inicialmente se posicionan dos aspas del lado izquierdo y una del lado derecho en contacto con el suelo formando el trípode inicial, alternando de forma controlada el ángulo de giro de la rueda. En la siguiente posición de rotación obtendremos el segundo trípode con un aspa del lado izquierdo y dos del lado derecho en contacto con el suelo.

Si bien este diseño simplifica en gran medida las propiedades mecánicas del caminar de los insectos, el compromiso que se obtiene entre eficiencia y simplicidad lo hacen ideal para un enfoque minimalista, manteniendo los principios abstractos fundamentales del modelo biológico, aprovechando sus características esenciales.

Producto de lo irregular de la topología lunar, es importante considerar dentro del diseño la posibilidad de reincorporarse ante un vuelco. Esto es una limitación en el

diseño de los vehículos de exploración lunar que se han usado hasta ahora, los que en caso de darse la vuelta no pueden recuperarse.

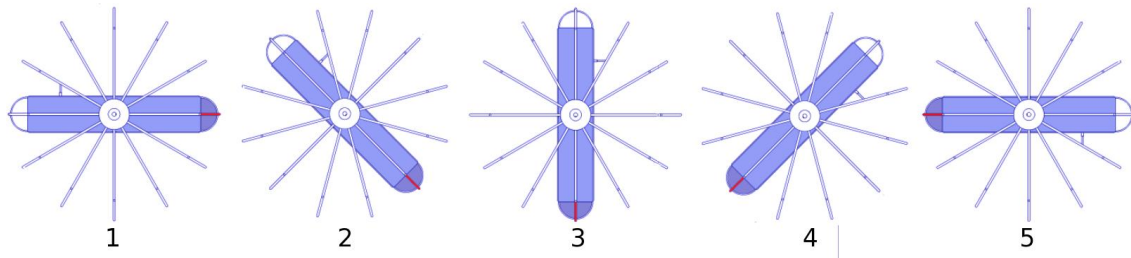


Figura 40: Recuperación ante un vuelco mediante diseño reversible.

El diseño de dos whegs permite la rotación del chasis del robot en su centro tal como lo muestra la figura 40. De esta forma en caso de un vuelco el cuerpo del vehículo puede rotar para recuperar su posición correcta o incluso ser manejado de forma invertida.

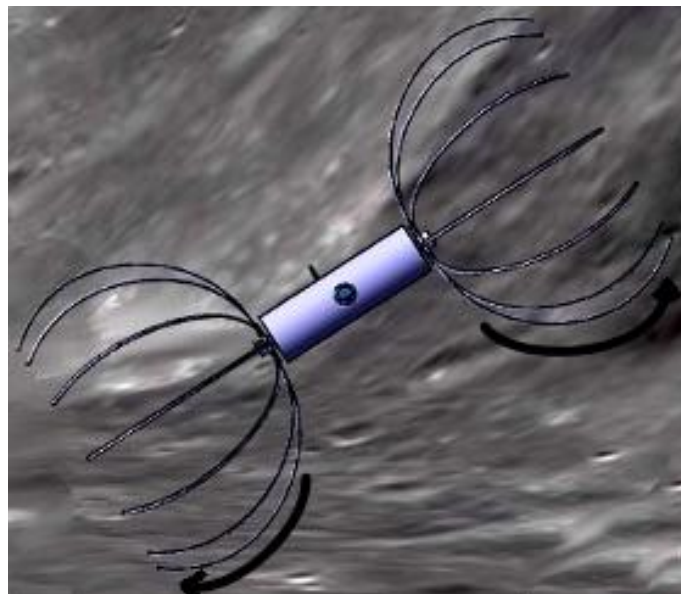


Figura 41: Pendientes laterales y curvatura de aspas.

Para el caso de los vuelcos laterales producto de una diferencia en la altura de las ruedas izquierda y derecha, como muestra la figura 41, la curvatura en la punta de cada aspa permite adaptarse al terreno evitando en gran medida esta situación.

Para el caso extremo de un vuelco lateral en donde el robot quede en 90° , el diseño debe incorporar una diferencia en el tamaño de la mitad de las aspas de la rueda, formando de esta forma una plano inclinado, el cual junto con la rotación del cuerpo del robot provoquen la caída hacia uno de los lados recuperando la posición correcta. Desplazando el centro de gravedad hacia la parte baja del chasis se facilitará esta maniobra, puesto que la rotación provocará un desequilibrio que lo obligará a caer de forma lateral, tal como se muestra en la figura 42.

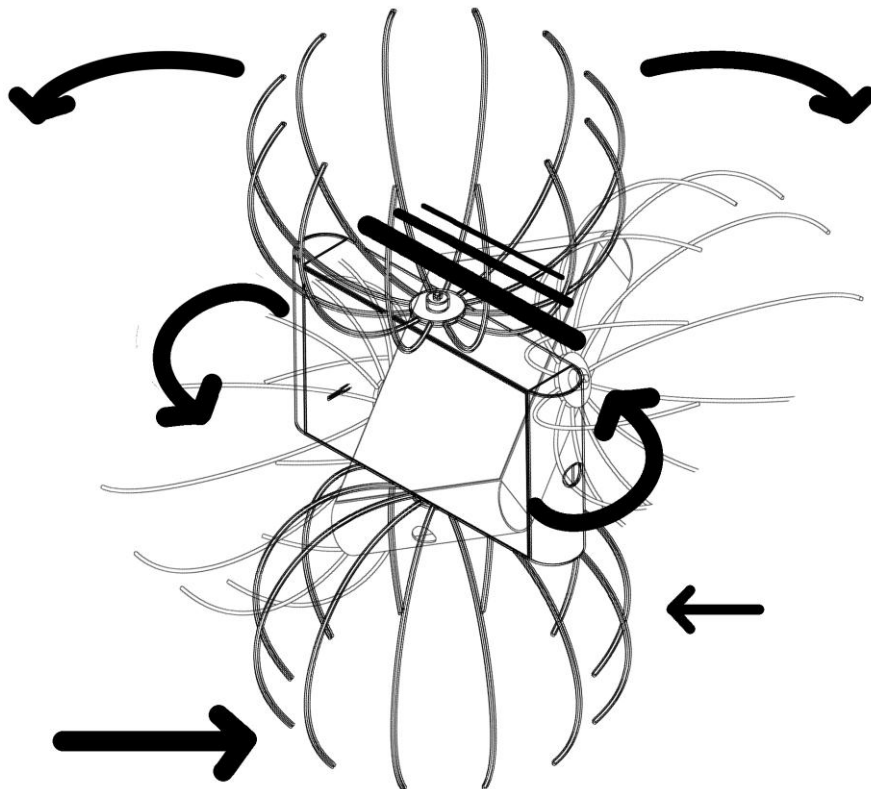


Figura 42: Recuperación ante un vuelco lateral.

El resumen de las características más importantes del diseño lo podemos apreciar en la figura 43:

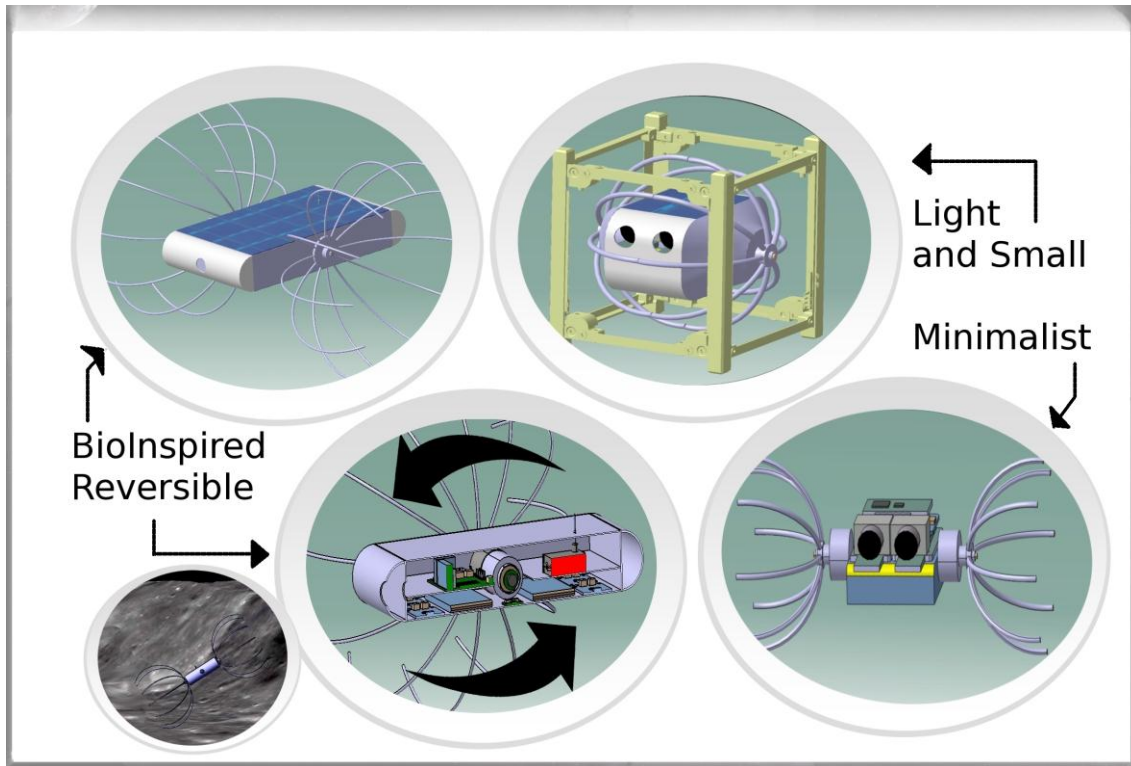


Figura 43: Características relevantes del diseño.

4.3 Balanceo y Cola Pivote

Un efecto de este diseño de dos *whegs* es el de la rotación del cuerpo del vehículo en el eje de las ruedas. Si bien esta propiedad es útil para recuperarse ante un vuelco, implica el uso de ya sea un sistema de auto balanceo del chasis o de soporte pivote. De lo contrario, cuando el vehículo intente desplazarse en línea recta se produciría el efecto indeseado de que el cuerpo solo rotaría en el sentido contrario al de las ruedas.

Este efecto se puede apreciar en la figura 44, en donde una “Cola Pivote”, se ubica en la parte trasera del vehículo como una posible solución al efecto:

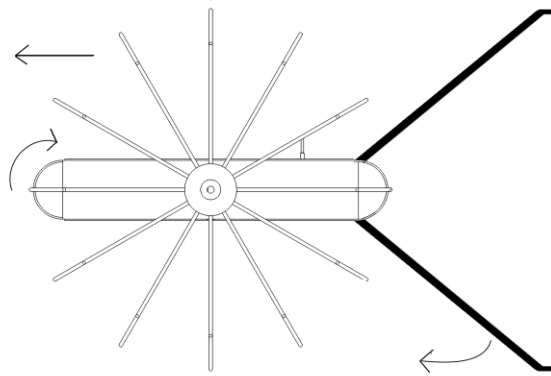


Figura 44: Rotación del cuerpo y cola pivote.

Este pivote evita el efecto de rotación indeseado cuando se requiere desplazar el robot. En cuanto las ruedas comienzan a girar hacia adelante, el cuerpo del robot tiende a girar en sentido contrario, es decir, hacia atrás. En ese momento la cola pivote se apoya en el suelo bloqueando la rotación y permitiendo que las ruedas desplacen el vehículo hacia adelante. Este sistema de control del balanceo, si bien básico, aporta un mínimo de arrastre al sistema y se presenta como una solución simple de implementar que no implica capacidad de procesamiento para corregir la posición del chasis. Este pivote no prohíbe recuperarse ante un vuelco, en donde el robot puede todavía provocar un giro en 180° del cuerpo hacia adelante.

La cola se debe extender tanto hacia arriba como hacia abajo del chasis, pues en caso de vuelco se requerirá del mismo sistema pivote. Además, se debe considerar la bifurcación de la cola para ofrecer un mejor apoyo trasero al vehículo subiendo pendientes, situación en la que dos puntos pivotes traseros pueden ayudar a evitar el balanceo lateral.

Finalmente, la cola presenta potenciales usos como antena, los cuales serán discutidos en el capítulo 5 sobre implementación.

La figura 45 muestra este diseño general básico de dos whogs incluyendo la cola pivote:

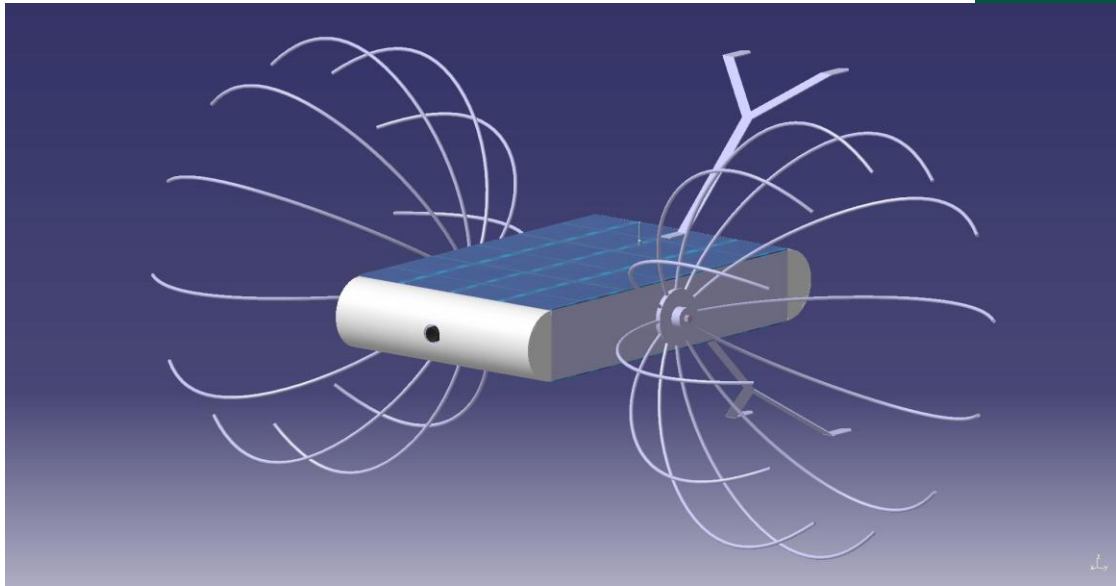


Figura 45: Diseño: general incluyendo cola pivote.

Otra alternativa para solucionar el efecto de rotación del cuerpo que es muy usada en el diseño de robots de dos ruedas es el de un sistema de “Auto-Balanceo”. En este caso no se utiliza un pivote y es el software de control el que calcula la posición de los motores para mantener el equilibrio en todo momento. Esto se implementa generalmente mediante alguna variante del “Algoritmo del Péndulo Invertido” [47]. Un ejemplo de esto es el “Segway” [48]:



Figura 46: Segway.

Los sistemas de autobalanceo requieren de uso constante de poder de CPU en tiempo real, pues mediante la lectura de sensores como giroscopios y acelerómetros, debe corregir constantemente la posición de los motores para contrarrestar el efecto de rotación del cuerpo del vehículo, incluso cuando el robot se mantiene estático, lo cual además implica consumo de energía. En el caso de fallar, el vehículo queda totalmente imposibilitado de moverse de forma controlada. Si bien es una solución posible, no es la más óptima para un diseño minimalista, en el cual los recursos de procesador, memoria y energía son reducidos y deben ser utilizados en tareas prioritarias. Aún así, diferentes versiones del diseño general pueden contemplar diferentes aproximaciones a la solución.

4.4 Plataforma multipropósito

El diseño general propuesto se presenta como una familia multipropósito de modelos del mismo robot. La figura 47 muestra alguna de las posibles configuraciones:

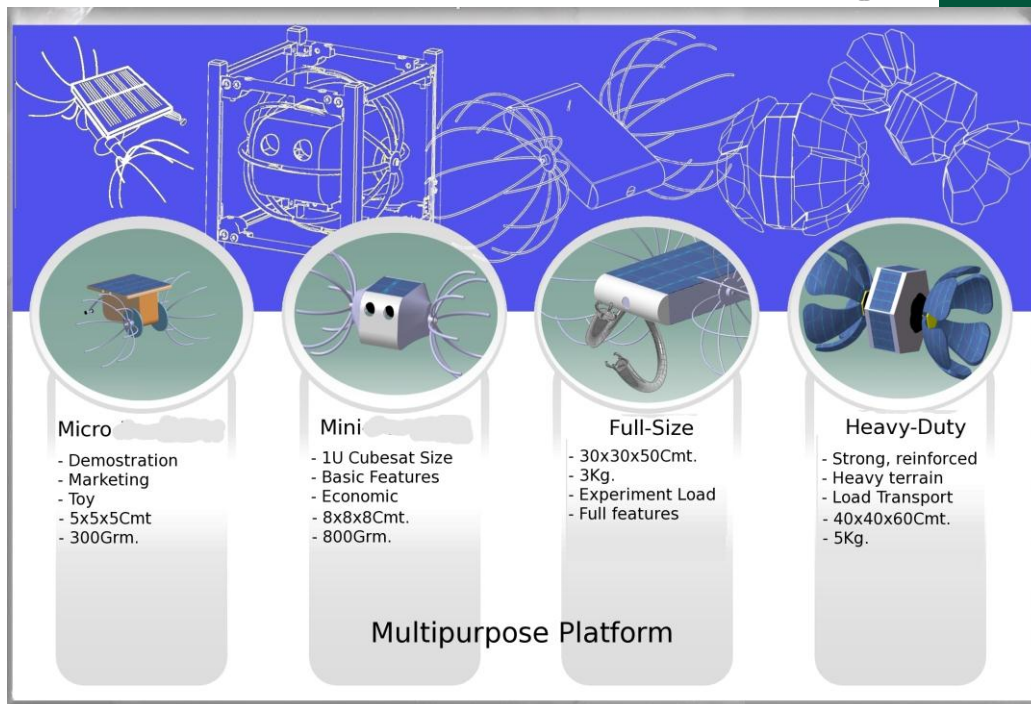


Figura 47: Plataforma Multipropósito.

Micro: Versión con propósitos de demostración y prueba del concepto. Se compone de un panel solar y electrónica básica para mover los motores hacia adelante. Distintas configuraciones de ruedas pueden ser probadas fácilmente.

Mini: Versión minimalista, mínimo tamaño posible para un robot funcional en términos de una misión lunar. De tamaño Cubesat [49] (cubo de 10x10x10cm), es un vehículo básico de procesamiento remoto y simplicidad de sistemas para una misión de corta duración.

Full-Size: Versión de mayor tamaño capaz de cargar experimentos e incorporar interfaces manipuladoras, entre otros. De entre 3 y 5 kg, es una versión de más fácil construcción en forma prototipo.



Heavy-Duty: Versión reforzada para el caso de terrenos incluso más irregulares, en donde sea imposible evitar el rodar por laderas o caer por agujeros. La forma cerrada permite proteger el cuerpo del robot durante impactos.

Para esta misión se selecciona el modelo “Mini” como el más óptimo de ser utilizado en una misión real. Su volumen y peso reducido lo hacen un sistema de bajo costo y simplicidad de funcionamiento. Todos los cálculos y diagramas a continuación lo hacen tomando este modelo como base.

4.5 Configuración de aspas y usos potenciales

Un efecto indeseado del diseño de dos ruedas en donde el cuerpo del vehículo puede rotar en el eje de éstas, es que el diámetro de las ruedas debe ser mayor al largo del chasis. Si consideramos restricciones de volumen, encontramos que el tamaño del chasis se puede ver reducido para acomodar las ruedas. En caso contrario la opción de incrementar el tamaño del chasis implica disminuir el tamaño de las ruedas, lo cual en un tamaño reducido se convierte en un problema, pues ante ruedas pequeñas hasta los más mínimos obstáculos se vuelven considerables.

Dentro del diseño, tal como se muestra en la figura 48, se muestran diferentes opciones a considera, tales como cerrar o “colapsar” las ruedas en forma de abanico para reducir considerablemente el tamaño durante el transporte, o “esfera” con las aspas hacia adentro, protegiendo el cuerpo durante el lanzamiento. En ambos casos, las aspas se extienden luego del aterrizaje para tomar la forma de exploración, maximizando la relación de tamaño entre el chasis y las ruedas.

Actualmente se realizan estudios específicos sobre potenciales diseños de métodos de cerrado o colapso de las aspas, así como potenciales usos alternativos y tamaños de aspas. Estos estudios no serán abordados en detalle en el presente trabajo.

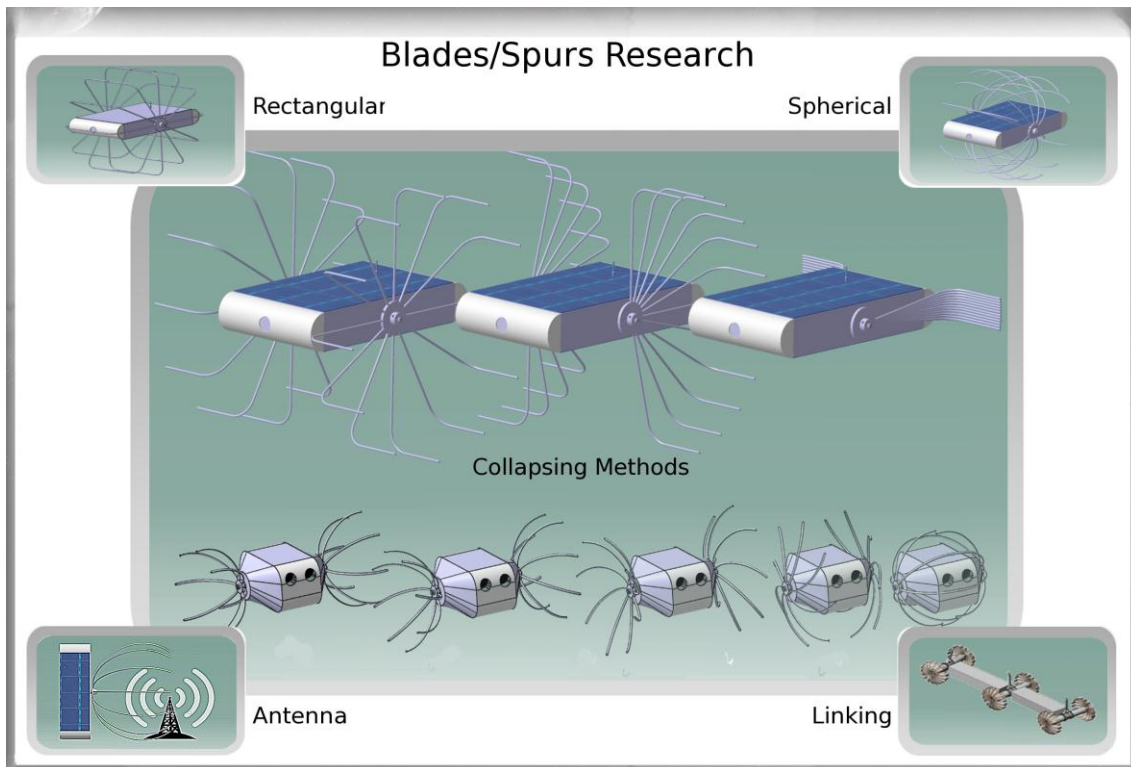


Figura 48: Configuración aspas.

4.6 Estructura y modelos CAD

A continuación se presentan una serie de diseños CAD que detallan la geometría de la versión "Mini" del rover. Otros diagramas pueden encontrarse en el anexo a este informe.

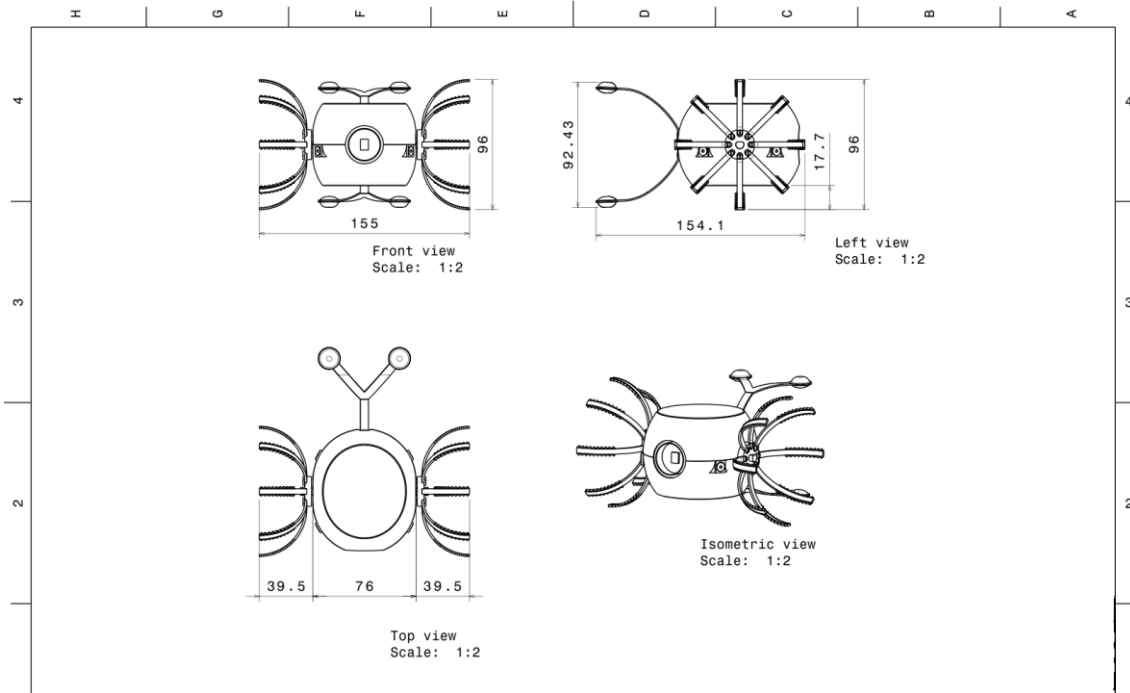


Figura 49: Esquemático medidas generales.

En la figura 49 se muestran las medidas generales del rover en centímetros.

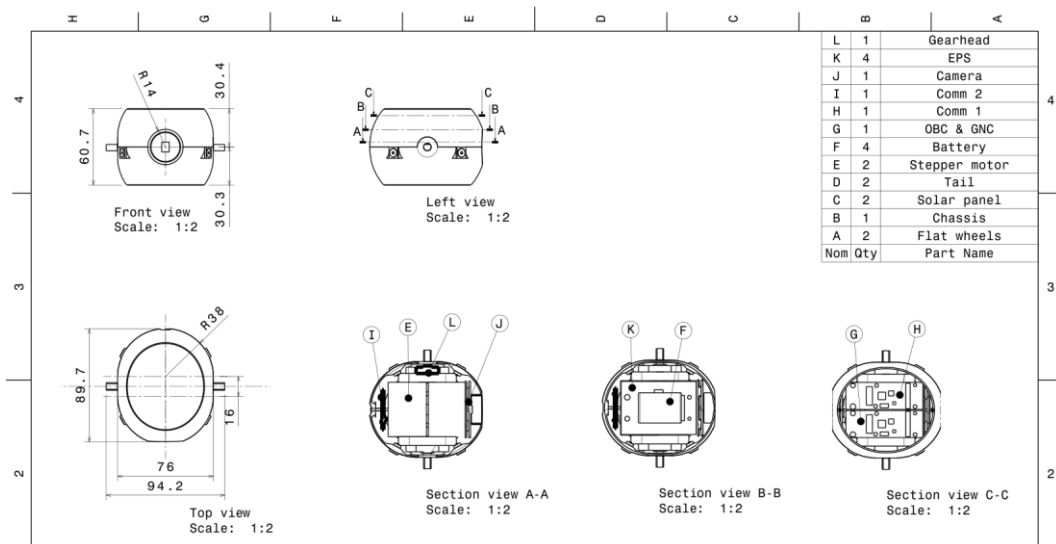


Figura 50: Esquemático medidas chasis.

La figura 50 muestra las dimensiones del chasis junto con la distribución de componentes.

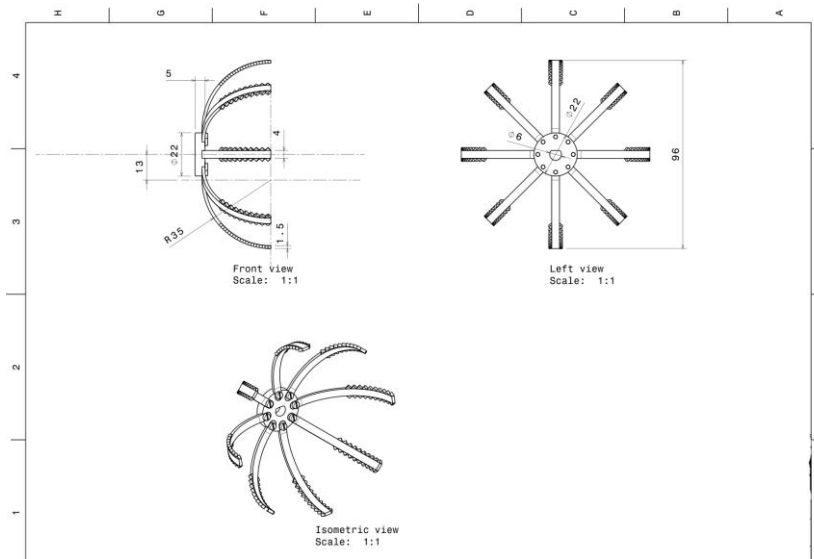


Figura 51: Esquemático Whegs.

La figura 51 muestra las medidas y ángulos requeridos para las ruedas o “Whegs”.

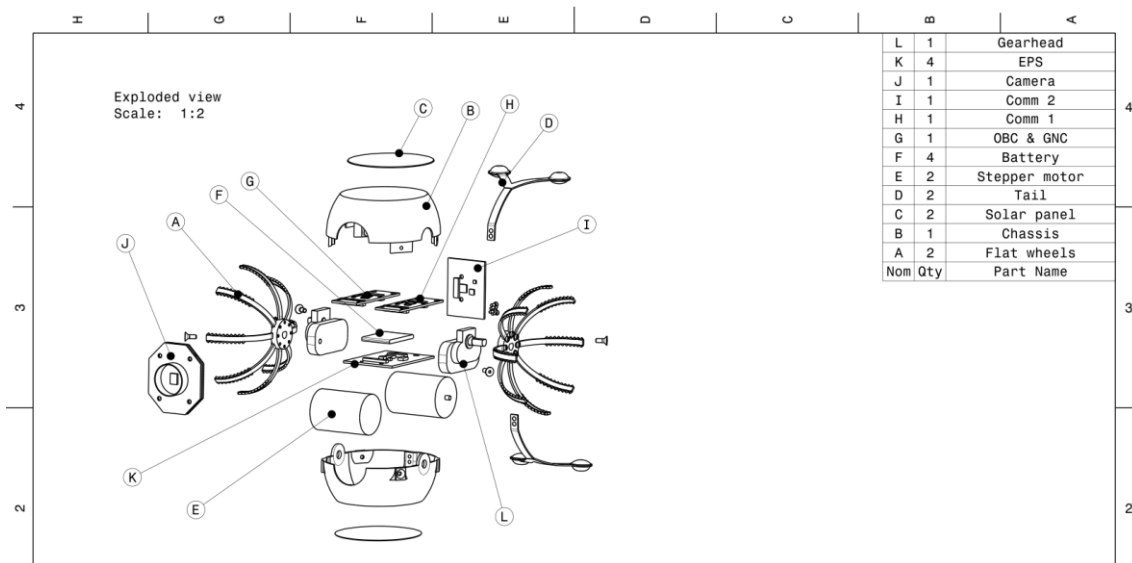


Figura 52: Vista explotada del rover.

La vista explotada de la figura 52 muestra los distintos componentes del robot y su ubicación dentro del cuerpo del mismo.

4.7 Aviónica

El objetivo principal de este apartado es diseñar la electrónica que se utilizará en el rover para realizar sus operaciones.

Independiente de las condiciones ambientales a las que será expuesto el robot, el diseño de la aviónica debe incorporar sólo circuitos eléctricos tolerantes a la radiación y al vacío, así como el rango térmico exigido.

Actualmente la tecnología de Micro-Satélites y “CubeSat” [49], permiten que mucha de la electrónica desarrollada para estos sistemas sea aplicable a un rover de exploración.

La figura 53 muestra las tecnologías que pueden ser empleadas:

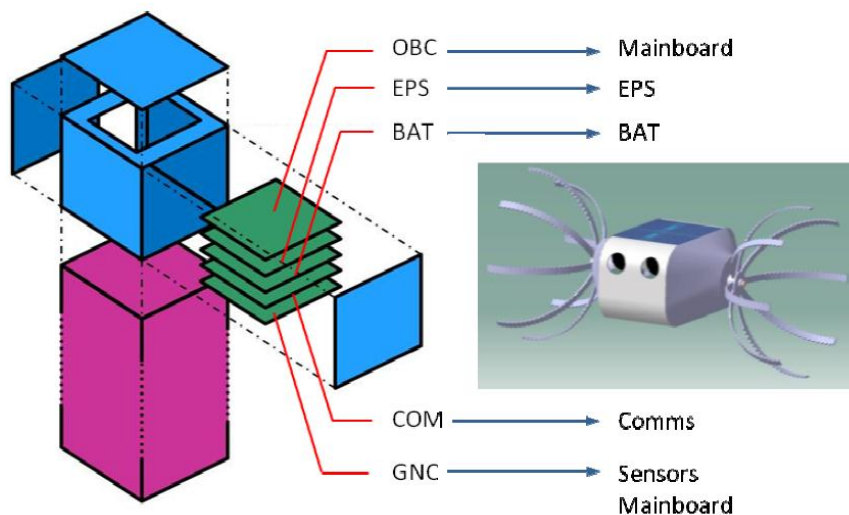


Figura 53: Aviónica CubeSat.

En las siguientes secciones se describen los componentes principales de los subsistemas de un CubeSat a ser empleados:



4.7.1 Computadora de Abordo (OBC - On-Board Computer)

“Computadora Interfaz de Misión” (MIC por sus siglas en inglés), dispositivo encargado del procesamiento de la información, así como de la ejecución de las órdenes recibidas. Posee un procesador primario Actel FPGA (MIC-FPGA) y un procesador secundario MSP430 (MIC-SP) para monitorear al primero y tomar el control en caso de falla extrema o energía críticamente baja. Contiene 8 Kb de memoria compartida para telemetría crítica de la misión y hasta 2 Gb de almacenamiento masivo.

4.7.2 Sistema de Energía Eléctrico (EPS – Electrical Power System)

Se requiere que el diseño del sistema de energía eléctrica para el vehículo incorpore un controlador de carga de voltaje para proveer de un régimen constante de corriente y voltaje ajustado a las baterías de Litio Polímero.

El EPS debe poseer la capacidad de conectarse a 5 V desde el conector USB. Esto permite cargar las baterías mediante USB y alimentar los equipos electrónicos de soporte en tierra (Electrical Ground Support Equipment – EGSE) del vehículo durante sus pruebas en tierra.

Las funcionalidades relacionadas con la Telemetría y los Tele comandos, se manejan mediante un controlador I2C dedicado. Existiendo así 32 canales, incluyendo carga de baterías y voltaje, arreglo de celdas solares y temperaturas.

Se deben incorporar protecciones sobre alzas de corriente en los buses de energía, así como de bajo y alto voltaje en baterías.

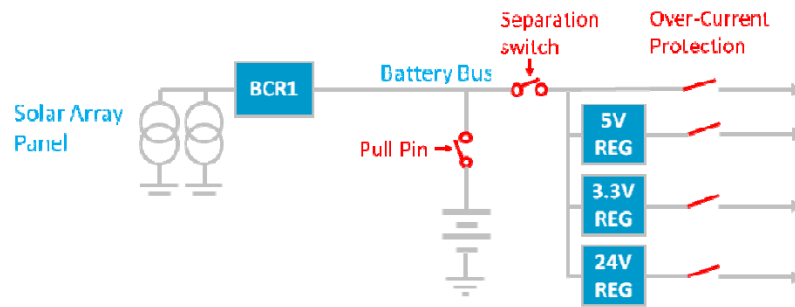


Figura 54: Sistema de energía propuesto.

La figura 54 muestra un sistema de energía mediante paneles solares y baterías.

Características requeridas:

- Buses de 3.3V, 5V, 12V, 24V y directos desde baterías.
- Configuración de 7 celdas solares en cubierta superior chasis para hasta 1.5 watts para carga de baterías.
- Baterías de Litio Polímero.
- Telecomunicaciones y Telemetría mediante interface I2C.
- Protección sobre corriente y de baterías bajo y sobre voltaje.
- Cargador de baterías USB para pruebas en tierra.
- Diodo e Interruptor de lanzamiento.

Este sistema incorporará dos controladoras de motores paso a paso y debe ser capaz de entregar hasta 30 Whr.

4.7.3 Batería (BAT)

Las baterías a base de celdas de Litio Polímero son ampliamente utilizadas en el ambiente espacial. Pruebas realizadas por la NASA y otras agencias espaciales



demuestran y autorizan su uso, sólo es necesario seleccionar los proveedores adecuados y proceder a realizar test sobre las unidades. En general este tipo de baterías han demostrado soportar el ambiente de vacío, ciclo térmico (con algunas consideraciones), resistencia a la radiación (sobre los 500 krad) y prácticamente nula emisión de gases cuando se mantienen los ciclos de carga y descarga de forma controlada, evitando la descomposición química de las placas de electrolitos.

Cada batería debe incorporar un calentador integrado controlado por termostato y la capacidad de entregar telemetría sobre dirección de la corriente, voltaje y carga.

4.7.4 Panel Solar

Se utilizarán 7 celdas solares de 2x2 cm de la empresa Spectrolab con un 28.3 % de eficiencia sobre la cubierta superior de la carcasa del rover. La configuración propuesta es la que se muestra en la figura 55:

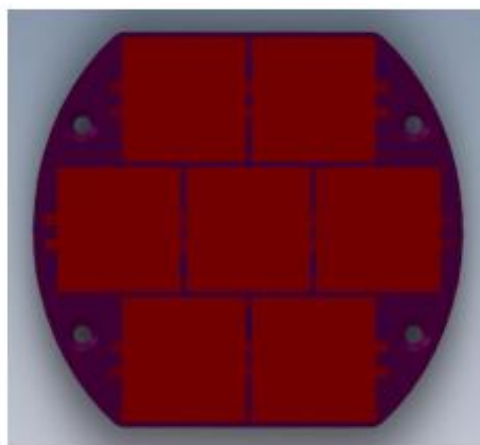


Figura 55: Configuración de Celdas Solares.



Esta configuración permite generar hasta 1.5 W necesarios para la carga de las baterías. Este tipo de paneles se construyen para ambiente espacial y toleran el vacío y exigencias térmicas de éste ambiente.

4.7.5 Sistema de Guía, Navegación y Control (Guidance, Navigation and Control – GNC)

El sistema GNC más el OBC controlan todos los datos y el funcionamiento del rover. Incorpora los giroscopios de tecnología MEMS [61] y todo el poder de procesamiento de abordo mediante un microprocesador programable de tipo FPGA (Field Programmable Gate Array) [62].

El GNC/OBC incluye las entradas para sensores de temperatura, encoders y otros, así como las salidas para control de motores, maniobras de despliegue y otros periféricos.

4.7.5.1 Sistema de Comunicación de Banda-S (S-Band COM)

Se propone un sistema de comunicación principal S-Band de tipo QPSK CCSDS [63], frecuentemente utilizado en satélites y compatible con las estaciones terrestres actuales para el rover, el cual debido a su tamaño reducido, deberá comunicarse con la Tierra utilizando al vehículo lander o aterrizador como puente, ya que éste posee mayor tamaño de antena y potencia.

El sistema de comunicación se encargará de enviar todas las imágenes, vídeo y telemetría de vuelta a la Tierra mediante el lander, así como recibir todos los comandos desde la estación en tierra.



Las especificaciones del sistema de comunicación son las siguientes:

- Frecuencia 2.4Ghz
- Tasa de Transferencia de hasta 50Mbps
- Tasa de Recepción de hasta 10Mbps
- Codificación de tipo “Convolutional / Viterbi” [64].
- Poder de Transmisión 1W.
- Ganancia de antena de al menos 8dBi (omnidireccional).

4.7.6 Cámara (CAM)

Para cumplir con los requerimientos de GLXP, se propone el uso de un sensor CMOS EV76C560 “Sapphire” [65], el cual posee una resolución a color de hasta 1280x1024 pixel, con 10 bit de profundidad y hasta 60 fps. Acoplado a la óptica apropiada, excede las especificaciones de vídeo previstas por GLXP. Este sensor ha sido utilizado previamente en misiones espaciales satelitales.

Las características principales del sensor de imágenes son las siguientes:

- Dos sensores, uno HD primario y uno VGA secundario.
- Resolución HD 1280x720 y VGA 640x480.
- Profundidad 8 bits.
- SNR 1000:1.

La tabla 6 muestra el contenido de vídeo a ser transmitido a la Tierra según las especificaciones de GLXP, más conocido como “Mooncast”:



Mooncast	No.	Nombre	Tipo	Descripción	Duración (min)
Mooncast Arribo.	6a	Despliegue	Vídeo	Vídeo mostrando al rover ser desplegado en la superficie lunar	2
	8a	Partida	Vídeo/ Foto	Vídeo mostrando al rover alejándose del lander	1
	10a	Partida a destino	Vídeo	Vídeo desde el rover alejándose del sitio de aterrizaje	2
Mooncast Completo	1a	Travesía	Vídeo	Vídeo del rover viajando a su destino (aprox. A 500 m)	5
	4	Nueva base	Vídeo	Paneo lento de 360° mostrando la nueva base	3
	5a	Mirando atrás	Vídeo/ Foto	Vídeo mostrando la ruta tomada por el rover	1
Mooncast Patrimonial o Apollo	1a	Sitio Patrimonial	Vídeo	Vídeo mostrando la exploración de la misión Apollo	6
	4	Panorama Patrimonial	Vídeo	Paneo lento en 360° del sitio patrimonial	2
Total max.					22

Tabla 6: Mooncasts.

El mínimo de tiempo de vídeo a ser transmitido en tiempo real y a ser almacenado en HD es de 22 minutos aproximadamente.

Basado en los requisitos señalados, se calcula el volumen de datos para encontrar los requisitos básicos para el enlace RF (radiofrecuencia).

Para la transmisión en tiempo real y la de vídeo HD, la velocidad de fotogramas deseada es de 25 fps. Aplicando un factor conservador de compresión de 4, se obtiene una pérdida mínima de calidad.

Para el escenario de transmisión en tiempo real, GLXP también permite un mínimo de 15 fps con un factor de compresión de 20, lo que es el mínimo práctico con una calidad aceptable.



Vídeo HD		
Parámetro	Unidad	Valor
W	píxeles	1280
H	píxeles	720
Pixel por cuadro	píxeles	921600
Bits por pixel	bits	24
Bytes por cuadro	bytes	2764800
Tasa de muestreo	fps	25
Tasa de Datos	bps	552960000
Tasa de Datos	Mbps	552.96
Minutos de vídeo almacenado	min	16
Total datos crudos	GB	66.3552
Tasa de Compresión		4
Total datos comprimidos		16.5888

Tabla 7: Volumen de Datos Transmisión HD.

Vídeo en Tiempo Real (deseado)		
Parámetro	Unidad	Valor
W	píxeles	640
H	píxeles	480
Pixel por cuadro	píxeles	307200
Bits por pixel	bits	24
Bytes por cuadro	bytes	921600
Tasa de muestreo	fps	25
Tasa de Datos	bps	184320000
Tasa de Datos	Mbps	184.32
Tasa de Compresión		4
Velocidad datos comprimidos	Mbps	46.08

Tabla 8: Volumen de Datos Transmisión Tiempo Real, calidad deseada.

Vídeo en Tiempo Real (mínimo)		
Parámetro	Unidad	Valor
W	píxeles	320
H	píxeles	240
Pixel por cuadro	píxeles	76800
Bits por pixel	bits	24
Bytes por cuadro	bytes	230400
Tasa de muestreo	fps	15
Tasa de Datos	bps	27648000
Tasa de Datos	Mbps	27.648
Tasa de Compresión		20
Velocidad datos comprimidos	Mbps	1.3824

Tabla 9: Volumen de Datos Transmisión Tiempo Real, calidad mínima.



Las tablas 7, 8 y 9, muestran que para el vídeo en tiempo real la velocidad de datos se puede reducir a 1,4 Mbps si se aplica la resolución y fotogramas mínimos. La velocidad de datos de vídeo en tiempo real de calidad deseada (640 x 480 píxeles a 25 fps) es de 46 Mbps.

El tipo mínimo teórico en el que vídeo de alta definición se puede transmitir es de 110 kbps.

Por tanto, el requisito de vídeo en tiempo real rige la mínima velocidad de datos. Si el vídeo HD se transmite a la velocidad mínima del vídeo en tiempo real de baja calidad, todos los datos almacenados se pueden transferir en $110\text{k}/1382.4\text{k} * 14\text{d} = 27\text{ h}$.

Para transferir todos los datos de vídeo HD en 1 h al día, la velocidad de datos debe ser $16.6 \times 8\text{ GB} / (14 \times 3600) = 2.6\text{ Mbps}$.

4.7.7 Esquema General Aviónica

Se propone empaquetar toda la electrónica en tres placas PCB impresas por ambos lados, para cumplir con las limitaciones de volumen requeridas.

La figura 56, muestra un esquema general de las placas electrónicas a ser incluidas dentro de la aviónica del robot. El detalle de los diagramas CAD de circuitos se encuentra en el anexo a este informe.

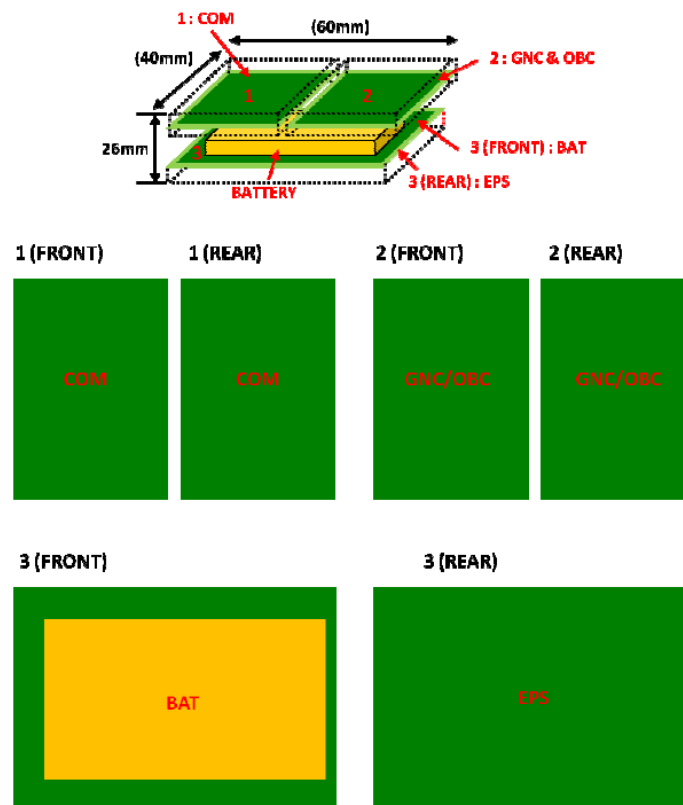


Figura 56: Configuración Electrónica PCB.

4.8 Selección de Materiales

Antes de iniciar cualquier cálculo estructural o térmico, es necesario pre-seleccionar los materiales adecuados para satisfacer los requerimientos de una misión espacial. Esto no es una tarea simple debido a la vasta cantidad de materiales existentes. Afortunadamente existen documentos estándar de las dos agencias espaciales del mundo, la NASA y ESA, que nos pueden guiar en el proceso de selección del material.

4.8.1 Normativas

Los estándares que aplican a este respecto son:

NASA-STD-6016 : Materiales estándar y procesos requeridos para una nave espacial [53].



- NASA Practice NO. PT-TE-1410 : Selección de materiales para una nave espacial y datos de eliminación de gases [54].
- ECSS-Q-70-71A rev. 1 : Datos para la selección de materiales espaciales y procesos [55].
- ECSS-Q-ST-70C : Materiales, partes mecánicas y procesos [56].
- ECSS-Q-ST-70-36C : Selección de materiales para controlar las grietas por corrosión [57].

4.8.2 Restricciones de la Misión

Los estándares definen un largo número de restricciones así como la habilidad de cada material para resolver estas limitaciones. Dentro de estas restricciones podemos encontrar en el estándar “ECSS-Q-70-71A rev. 1” el listado más completo a tener en cuenta:

1. Temperatura
2. Ciclo térmico
3. Liberación de gases en el vacío
4. Radiación
5. Resistencia a la corrosión por estrés
6. Compatibilidad galvánica
7. Química (corrosión)
8. Absorción y liberación de humedad
9. Ambiente tripulado
10. Liberación de gases y toxicidad
11. Crecimiento de bacterias y hongos
12. Inflamable
13. Carga y descarga eléctrica
14. Rayos
15. Compatibilidad de fluidos
16. Oxígeno atómico
17. Micro meteoritos y detritos



Muchos de estos factores tienen una consideración especial en misiones tripuladas, de órbita baja o “LEO”, o de larga duración, lo cual no es el caso para el diseño de esta misión. En este caso, puesto que es una misión minimalista, no tripulada y de corta duración, el diseño se enfocará en los ocho primeros criterios.

4.8.3 Estructuras Primarias

Las dos carcasas que componen el chasis son las estructuras primarias del rover, cuyo propósito es el de contener todos los equipos de abordaje, así como de transmitir cargas estáticas y dinámicas hacia la base del lander durante el tránsito y hacia las ruedas durante el funcionamiento. Una falla en esta estructura podría producir un colapso en todos los sistemas del rover, por lo tanto se debe considerar la mayor fuerza y rigidez en este punto. Existen algunos parámetros comunes para medir la eficiencia de un material.

La tabla 10 muestra un resumen de estos parámetros:

Caso	Deflexión de un haz	Pandeo de un puntal	Pandeo de un panel
Ecuaciones características	$\delta = \frac{PL^3}{3EI}$ $I = \frac{wt^3}{12}$ Weight = LWtp	$P_e = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$ $I = \frac{\pi d^4}{64}$ Weight = $\frac{\pi d^2}{4} Lp$	$P = const. \frac{E}{1 - o^2} \left(\frac{t}{w}\right)^2 tw$ Weight = wtLp
Eficiencia estructural Carga/peso	$\frac{P}{WT} = const. \left(\frac{\pi t^2}{L^4}\right) \frac{E}{p}$	$\frac{P}{WT} = const. \left(\frac{P_e}{L^4}\right)^{1/2} \frac{E^{1/2}}{p}$	$\frac{P}{WT} = const. \left(\frac{P_e}{L^2}\right)^{2/3} \frac{E^{1/3}}{p}$
Coefficientes de carga estructural	$\left(\frac{\pi t^2}{L^4}\right)$	$\left(\frac{P_e}{L^4}\right)^{1/2}$	$\left(\frac{P}{L^2}\right)^{2/3}$
Criterios de eficiencia de material	$\frac{E}{p}$	$\frac{E^{1/2}}{p}$	$\frac{E^{1/3}}{p}$
Nomenclatura	<i>P = load</i> <i>δ = desviación</i> <i>o = Coeficiente de Poisson</i> <i>w = ancho</i> <i>WT = Peso</i> <i>E = Módulo de Young</i>		<i>P_e = Carga crítica de pandeo</i> <i>L = Largo</i> <i>d = diametro</i> <i>P = densidad</i> <i>t = espesor</i>

Tabla 10: Criterios de selección de material.



Utilizando estos parámetros y el listado de materiales aptos para condiciones espaciales, es posible hacer una comparación entre algunos de estos y sacar conclusiones. La tabla 7 presenta una comparación sobre materiales típicos en estructuras primarias, donde las columnas C, E y F muestran la eficiencia del material según la tabla 11:

Aleación	Densidad (kg/m^3)	Módulo de Young E(GPa)	Limite Elástico $f(MPa)$	Criterio Selección				Expansión Térmica $\mu m/m K^{-1}$	Resistencia Fractura ($MPa m$)	Resistencia Fatiga (MPa)
				$\frac{E}{\rho}$	$\frac{E^{1/2}}{\rho}$	$\frac{E^{1/3}}{\rho}$	$\frac{f_y}{\rho}$			
Aluminio 6061.T6 7075.T6	2700	68	276	24	2.9	1.5	98.6	23.6	186	97
	2800	71	503	26	3.1	1.5	186.3	23.4	24	159
Magnesio A2 31B ZK 60 A.T5	1700	45	220	26	3.9	2.1	129.4	26		
	1700	45	234	26	3.9	2.1	137.6	26	42	124
Titanio Ti 6A 1-4v	4400	110	825	25	2.4	1.1	187.5	9	75	500
Berilio S 65 A SR 200 E	2000	304	207 345	151	8.7	3.4	103.5	11.5		
Ferosa INVAR AM 350 304L Ann		150	275/415					1.66		
		200	1034	26	1.8	0.8	134.3	11.9	40/60	550
		193	170	25	1.8	0.7	21.8	17.2		
	7700 7800									
Compuestos KEVLAR 49 0° Aramid fibre 90°	1380	76	1379	55	6.3	3.1	999.3	-4		
	1380	5.5	29.6	4	1.7	1.3	21.4	57		
Resina de grafito GY70/934	1620	282	586	174	10	4.0	361.7	-14.7 L 29.7 T		
Columna ref.	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J

Tabla 11: Propiedades de los materiales.

El resumen de ventajas y desventajas de estos materiales se puede apreciar en la tabla 12:

Material	Ventajas	Desventajas
Aluminio	<ul style="list-style-type: none"> • Fuerte resistencia vs. peso • Dúctil; tolerante al estrés concentrado • Fácil de manejar • Baja densidad; compresión eficiente. 	<ul style="list-style-type: none"> • Fuerza relativa baja vs volumen • Baja dureza • Alto coeficiente de



		expansión térmica
Acero	<ul style="list-style-type: none">• Alta resistencia• Amplio rango de dureza, resistencia y ductilidad según tratamiento	<ul style="list-style-type: none">• Alta densidad• Duro para ser manejado• Magnético
Magnesio	<ul style="list-style-type: none">• Baja densidad	<ul style="list-style-type: none">• Susceptible a corrosión• Baja fuerza vs volumen
Titanio	<ul style="list-style-type: none">• Fuerza vs. peso• Bajo coeficiente de expansión térmica	<ul style="list-style-type: none">• Duro para ser manejado• Poca Resistencia a fracturas sin el tratamiento correcto
Berilio	<ul style="list-style-type: none">• Alta rigidez vs densidad	<ul style="list-style-type: none">• Baja ductilidad y Resistencia ante fracturas• Tóxico
Compuestos	<ul style="list-style-type: none">• Adaptable para gran rigidez, fuerza y coeficiente de expansión térmica extremadamente bajo• Baja densidad• Buena Resistencia a la tensión	<ul style="list-style-type: none">• Costoso en bajo volumen, requiere desarrollo• Resistencia depende del proceso de manufactura• Compuestos laminados menos resistentes en compresión• Quebradizo

Tabla 12: Ventajas y desventajas de los materiales.

Las propiedades que se buscan para las estructuras primarias del rover son:

- Alta resistencia específica (rendimiento estrés / densidad)
- Alta rigidez específica (rendimiento módulo de Young / densidad)
- Buena resistencia al estrés de corrosión. Es requerido por ESA y la NASA el uso de materiales de alta resistencia a la corrosión bajo tensión. CESS-Q-ST-70-36C, tabla 5-1 muestra una lista con estos materiales.
- Buena elongación (ductilidad), necesario para soportar distorsión térmica debido a la diferencia de temperaturas entre los lados de la carcasa (lado de sol y lado de la sombra).



- Propiedades estables entre -80°C y 120°C (la Figura 48 muestra los límites de temperatura para cada clase de material).
- Los materiales de grado espaciales están sometidos a un proceso de horneado. Así la desgasificación se regula de acuerdo a valores estándar. La sublimación no es una gran preocupación pues se considera una misión a corto plazo.
- El ciclo térmico no es una preocupación principal. No estamos diseñando un robot de larga vida útil. El diseño apunta a un sólo día lunar por lo que no se espera ciclos térmicos.
- La radiación no es un problema desde el punto de vista de la estructura primaria. No se espera ninguna degradación.
- Compatibilidad galvánica (contactos bimetálicos) con estructuras secundarias se verifica a través de la tabla 1 en CESS-Q-70-71A_REV1.

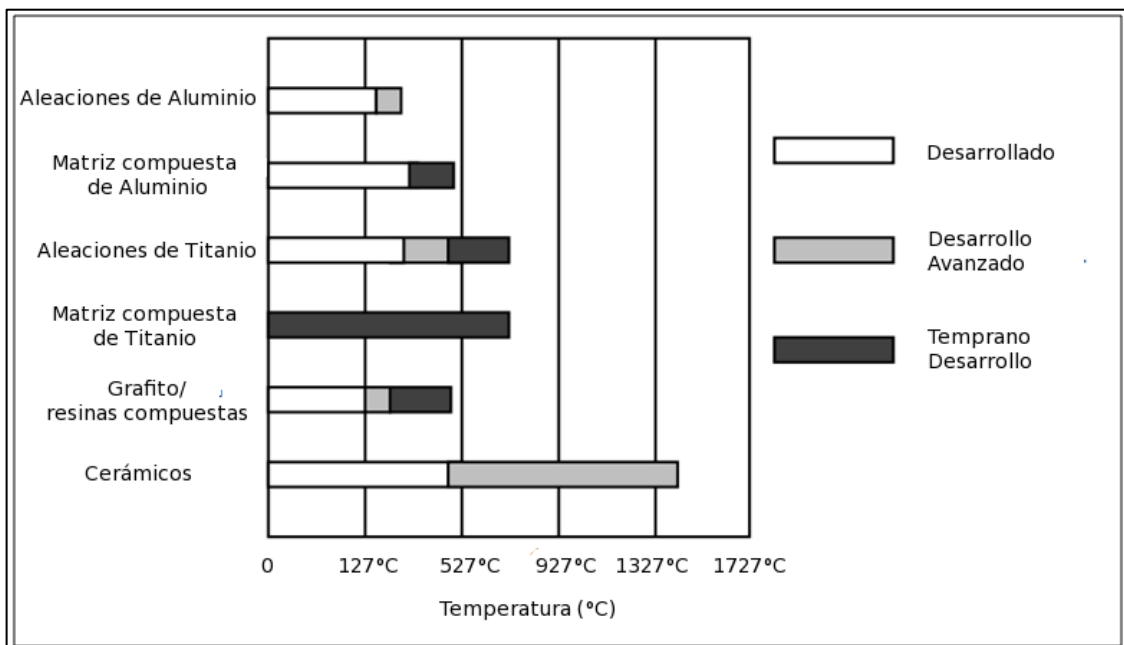


Figura 57: Límite térmico de materiales [52].



Toda la información previa, sumada a la guía de requerimientos para la selección de materiales, hace que el candidato más óptimo para las estructuras primarias del rover sea el Titanio Ti-6Al-4V.

4.9 Ciclos de Trabajo

Se diseña una misión de tipo día, en donde el rover operará durante los 14 días terrestres donde la cara de la luna apunta al sol. Esto es debido a que la fuente principal de energía del rover es solar. La mecánica tiende a rigidizarse ante el frío extremo, consumiendo más energía y debido a que el poder de las baterías es bajo cuando el sistema está en temperaturas bajo cero. Sería conveniente desde el punto de vista de la eficiencia energética operar el robot cuando el rango térmico sea más favorable y cuando la energía solar sea más abundante. En la práctica esto significa definir segmentos o “ciclos de trabajo” dentro del día lunar.

En una misión minimalista, en donde el tamaño imposibilita tener complejos sistemas de control térmico activo, se hace indispensable definir estos ciclos en rangos térmicos que sean tolerables por los componentes. Se define entonces ciclos de trabajo en donde la temperatura se encuentre entre los 0°C y los $+100^{\circ}\text{C}$.

Puesto que el ciclo térmico lunar es aproximadamente sinusoidal, con un periodo de 14 días terrestres con luz y otros 14 días de noche, usando un pico de $+120^{\circ}\text{C}$ como temperatura máxima y -150°C como punto más bajo, podemos obtener aproximadamente el número de horas en las que la temperatura de trabajo estarán entre los 0°C y los $+100^{\circ}\text{C}$.

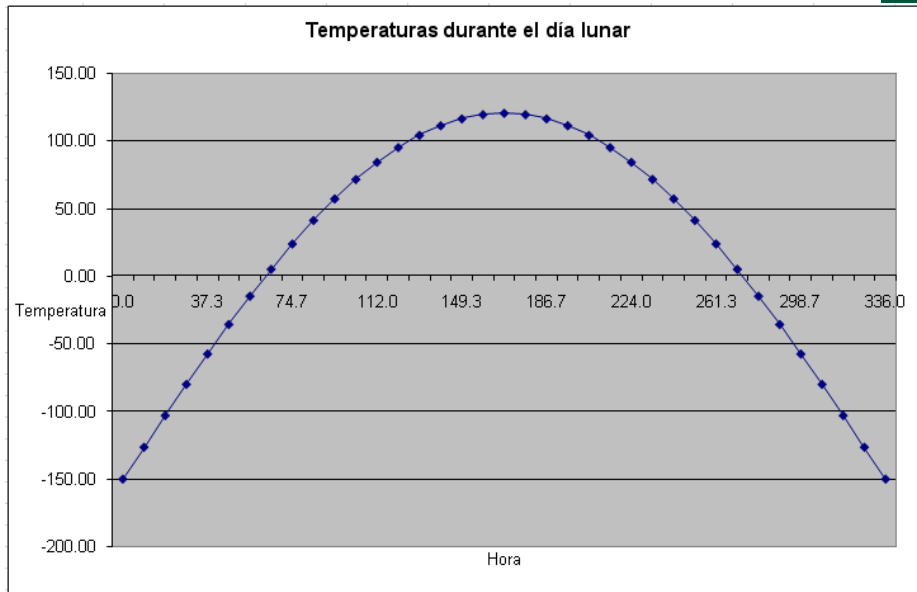


Figura 58: Gráfico temperaturas lunares durante el día.

Usando esta escala de la figura 58, podemos obtener que las temperaturas sobre el cero comiencen aproximadamente a las 65 horas después del amanecer lunar, hasta la hora 270, es decir un rango de unas 200 horas. Desde la hora 130 hasta la 205 las temperaturas están sobre los $+100^{\circ}\text{C}$. Por lo tanto el resultado es de aproximadamente 125 horas operacionales, divididas en dos periodos de aproximadamente 62 horas de duración cada uno.

Para propósitos de diseño, se determina que la misión primaria de recorrer 500mt deba ser completada en un tiempo cercano a las 50 horas en el primer ciclo de trabajo disponible, como tiempo mínimo de la misión, aunque se espera que el diseño pueda soportar mucho más que eso.

Debe considerarse dentro de los ciclos de trabajo el tiempo de respuesta de la señal de radio. A la señal de radio le toma 1.2 segundos llegar desde la Tierra a la Luna. A la respuesta (digamos imágenes de vídeo), les lleva otros 1.2 segundos, por lo tanto un mínimo de 2.4 segundos son requeridos para que un operador en tierra realice correcciones mientras maniobra el rover en la Luna.



4.10 Sistema de Tracción

Para cumplir con los requerimientos sobre los ciclos de trabajo se define una velocidad de 2 metros por minuto cuando el robot se desplace sobre una superficie plana.

Utilizando un diámetro de rueda de 96 mm (máximo posible para la versión “Mini” que entra dentro de un cubo de 10x10x10cm), para obtener una velocidad de 2000mm por minuto, la velocidad rotacional debe ser mayor a 6.632 RPM.

Basados en el cálculo de inercia, tenemos una relación de transmisión de aproximadamente 65:1. Esto significa que el motor debe exceder las 431 RPM.

Utilizando un motor eléctrico de tipo “Paso a Paso” a 24 VDC, de tamaño reducido, se pueden obtener aproximadamente 0.144 kg-cm de torque desde el motor, con 300 mA de corriente por fase. Se tienen al menos dos fases, y el total de corriente de entrada del motor son 10 watts. Puesto son dos motores, el presupuesto de consumo de los motores es de aproximadamente 20 watts.

Considerando 0.144 kg-cm y una relación de transmisión de 65:1, con aproximadamente un 85% de eficiencia del motor, obtenemos unos 7.9 kg-cm de torque a la salida del eje de la caja reductora. En un radio de 48 mm estos son 16 N de fuerza en la rueda.

Se requieren calcular los escenarios de movimiento básico (desplazamiento en línea recta) y en los que los motores deberán realizar más fuerza (subiendo una pendiente y girando en una pendiente).



4.10.1 Desplazamiento en línea recta y terreno suave

Tomando una masa para el robot de unos 1.3 kg, con un torque de 7.9 kg-cm y 16 N de fuerza por rueda, el sistema tiene más capacidad de torque que la necesaria para traccionar las ruedas en la superficie.

La Luna tiene 1/6 de la gravedad terrestre, por tanto en la superficie lunar la masa del rover será de unos 0.215 kg. El torque no cambia, por lo que la fuerza disponible en la rueda sobrepasa significativamente la fuerza de tracción.

4.10.2 Ascenso en pendientes

En la tierra, el motor debe proveer suficiente torque para mover un rover con una masa de 1.3 kg en una pendiente máxima de 40°. El Seno de 40° es 0.642 en radianes, por ende estos son 0.835 kg a ser desplazados ($0.642 \times 1.3 = 0.835$). Con un radio de 4.8 cm, el torque en la rueda necesita ser de $0.835 \times 4.8 = 4$ kg-cm. Cada rueda tiene un torque máximo disponible de unos 7.9 kg-cm, lo que implica un factor de seguridad de 2 en el diseño. En línea recta ambas ruedas estarían trabajando, por que se tendrían 4 veces más del torque necesario; considerando la gravedad reducida de la Luna, el factor de seguridad es todavía mayor.

4.10.3 Giro en pendientes con un motor detenido

Cuando el rover necesita girar estando en una pendiente, el torque en una rueda de 7.9 kg-cm excede el torque máximo necesario para mover al robot en una pendiente aquí en la Tierra, que es de unos 4 kg-cm, por lo que girar al rover estando en una pendiente no debería ser un problema. Para girar con ambos motores en sentido contrario, se dispone de incluso el doble de torque total, es decir unos 15.8 kg-cm.

4.10.4 Diseño moto-reductor explotado

La figura 59 muestra un diagrama explotado del diseño del motor y caja reductora para una rueda. Archivos CAD complementarios con medidas son incluidos en el anexo de este informe.

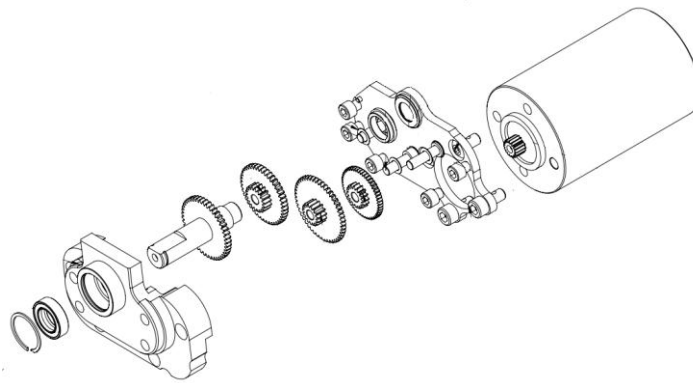


Figura 59: Diagrama explotado sistema de tracción.

4.11 Disipación Térmica

En el desarrollo del diseño de control térmico, corresponde realizar un balance térmico considerando al rover como una única entidad nodal con las propiedades geométricas y del radio del robot. Dicho balance asume al rover como un nodo isotérmico en condiciones nominales de operación sobre la superficie lunar. El balance considera la influencia de los efectos ambientales, la disipación interna de calor por parte de los componentes del robot y el calor irradiado al espacio por el rover. La manera de lograr una temperatura de equilibrio referencial es mediante la suposición de un radiador específico para el control térmico. La figura 60 muestra los factores considerados en el balance:

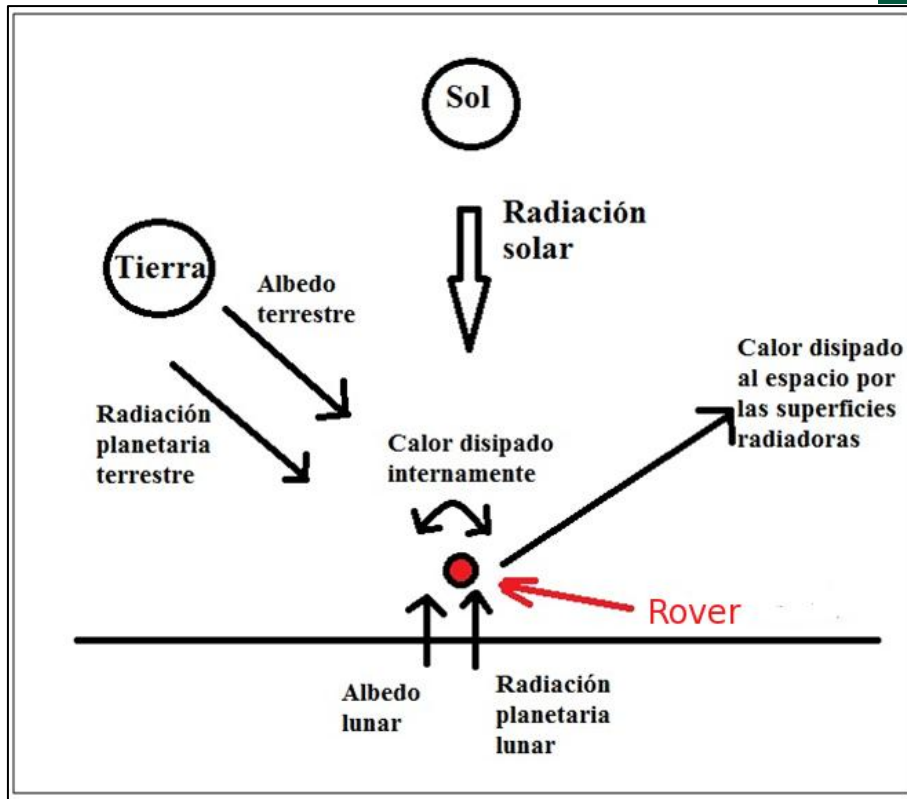


Figura 60: Factores considerados en el balance térmico.

4.11.1 Factores del balance

- Radiación solar:

$$J_S \alpha A_{solar}$$

- Albedo lunar:

$$J_a \alpha A_{albedo}$$

- Radiación planetaria lunar:

$$J_p \epsilon A_{planetaria}$$

- Calor radiado al espacio:

$$\sigma T^4 \epsilon A_{radiadora}$$



- Potencia disipada internamente como calor:

Q

Notas:

- a) El albedo terrestre puede ser despreciado debido a la altitud de la órbita lunar (factor de visibilidad nulo).
- b) La radiación planetaria terrestre también puede ser despreciada, debido a que decae con el inverso al cuadrado de la altitud de la órbita.

4.11.2 Balance térmico

$$\sigma T^4 \epsilon A_{radiadora} = (J_S A_{solar} + J_a A_{albedo}) \alpha + J_p \epsilon A_{planetaria} + Q$$

De donde:

$$T^4 = \frac{J_p A_{planetaria}}{\sigma A_{radiadora}} + \frac{Q}{\sigma \epsilon A_{radiadora}} + \frac{(J_S A_{solar} + J_a A_{albedo})}{\sigma A_{radiadora}} \left(\frac{\alpha}{\epsilon} \right)$$

Datos

- $J_p = 1314 [W/m^2]$ valor máximo en el punto subsolar.
- $J_S = 1414 [W/m^2]$ Valor máximo al perihelio.
- $a = 0.12$ (Factor de albedo lunar- Peor caso)
- $\beta = 0 \Rightarrow$ Se asume $F = 1$ (Factor de visibilidad)
- $J_a = a F J_S = 0.12 \cdot 1414 [W/m^2] = 169.7 [W/m^2]$
- $A_{planetaria} = A_{albedo} = A_{solar} = 5752 mm^2$ (A partir del modelo CAD)



- $A_{radiadora} = 21311 \text{ mm}^2$ (A partir del modelo CAD)
- $\alpha = 0.92$ absorptividad de las celdas solares (celdas de spectrolab)
- $\eta = 0.283$ eficiencia de las celdas solares (celdas de spectrolab)

Los datos referenciales (muchos de ellos sobredimensionados) usados para las disipaciones térmicas de los componentes internos del robot son:

Disipación Interna de Potencia (DIP)			
Componente	DIP unitaria (W) ¹	Cantidad	Total (W)
EPS	0.16	1	0.16
BAT	Incl. en EPS	1	-
Celda solar	0.360	7	2.522
COM	0.3	1	0.3
CAM	0.3	1	0.3
GNC	1.2	1	1.2
OBC	0.3	1	0.3
Motor	1.0	2	2
			6.782

Tabla 13: Disipación interna de potencia.

En la tabla 13 la potencia disipada como calor por cada celda se calculó, para las peores condiciones como:

$$Q_{celda} = (\alpha - \eta) J_s A_{celda} = (0.92 - 0.283) \cdot 1414 \cdot 0.02^2 = 0.360 \text{ [W]}$$

Luego, si se rempazan datos para el cálculo de la temperatura se obtiene:

$$T^4 = \left(6.255 + \frac{Q}{\epsilon} + 7.53875 \left(\frac{\alpha}{\epsilon} \right) \right) \cdot 10^9$$

¹ Valores para condiciones nominales de operación



Usando pintura blanca como sistema de control térmico pasivo (uno de los materiales pasivos más eficientes en la actualidad), con propiedades ópticas $\frac{\alpha}{\epsilon} = 0.1666$ y $\epsilon = 0.9$; y usando a la vez el valor $Q = 6.782 [W]$ como la primera aproximación a la disipación interna de calor, se obtiene una temperatura de equilibrio de $T = 77 [^{\circ}C]$ para el rover.

4.12 Presurización y Sellado

El principal objetivo de este apartado es evaluar la necesidad de aperturas de ventilación debido al decaimiento en la presión interna. La razón es la de evitar la presión excesiva en la carcasa del rover. El segundo objetivo es determinar las necesidades de sellado para el chasis del robot con el propósito de mantener el correcto funcionamiento en el polvoriento ambiente lunar.

4.12.1 Despresurización

Mientras el cohete gana altura, la presión dentro del compartimiento de carga útil decae. El rover tendrá algún tipo de sellado para evitar la entrada de polvo lunar. Este sellado va a dificultar la salida de aire desde el interior del rover. Por otro lado, el vehículo será ensamblado en condiciones de presión atmosférica terrestre. Por lo tanto, debemos asegurarnos de que la carcasa del robot no se exponga a una sobrepresión debido al aire que queda en el interior, mientras que las condiciones de presión externas se acercan al vacío. Lo anterior, junto con la delgada cubierta del rover, podría resultar en un fallo catastrófico por lo que se requiere un cálculo de verificación.

Los estudios sobre el tema recomiendan la consideración de orificios de ventilación para evacuar el aire que queda en el interior de la carcasa. El método utilizado para



determinar las dimensiones de los orificios será el método “Beryline” [52]. De acuerdo con el método, la superficie necesaria para limitar la sobrepresión a un valor específico está dada por la siguiente ecuación:

$$A_{VH} = - \frac{dP_{int}(t)}{dt} \frac{V}{RT_{int}} \frac{1}{\sqrt{2\rho_{int}\Delta P(t)}}$$

Donde:

A_{VH} : Área del agujero de ventilación

P_{int} : Presión al interior de la carcasa

ρ_{int} : Densidad del aire al interior de la carcasa

V : Volumen de aire atrapado

R : Constante de aire

T_{int} : Temperatura del aire atrapado en la carcasa

t : Tiempo

ΔP : Diferencia de presión entre el lado interior y exterior de la carcasa

Usando la información del Falcon 9 de la empresa SpaceX como vehículo de lanzamiento, tenemos el decaimiento en la presión tiene una tasa límite de 2.76 KPa/s, excepto un pico transónico de 6.2 KPa/s [55].



Usando los datos tenemos:

$$\frac{dP_{int}(t)}{dt} = 6.2 \text{ [KPa/s]} \quad : \quad \text{Tasa de decaimiento de la presión (peor caso en pico transónico)}$$

$$\rho_{int} = 0.012 \text{ [Kg/m}^3\text{]} \quad : \quad \text{Densidad del aire a 1000 [Pa]}$$

$$V = 0.2 \cdot 10^{-3} \text{ [m}^3\text{]} \quad : \quad \text{Máximo de aire atrapado en el interior de la carcasa}$$

$$R = 287 \text{ [J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{Kg}^{-1}\text{]} \quad : \quad \text{Constante de aire}$$

$$T_{int} = 300 \text{ [K]} \quad : \quad \text{Se asume la temperatura como constante}$$

$$\Delta P = 1000 \text{ [Pa]} \quad : \quad \text{Límite de sobre-presión (auto impuesto)}$$

Obtenemos:

$$A_{VH} = 2.94 \cdot 10^{-6} \text{ [m}^2\text{]}$$

Comúnmente los agujeros de ventilación tienen una sección circular, entonces:

$$A_{VH} = \frac{\pi d^2}{4} \quad \Rightarrow \quad d = 1.94 \text{ [mm]}$$

Los resultados muestran que un pequeño agujero de aproximadamente 2mm de diámetro es suficiente para mantener la despresurización del rover segura. Cabe notar que la ecuación se empleó utilizando los parámetros para el peor de los casos, por lo que el cálculo está sobredimensionado, e incluso en este supuesto el agujero necesario es pequeño. Por ende se sugiere implementarlo en el sistema de sellado del vehículo.



4.12.2 Sellado Eje Ruedas

Otro aspecto del diseño preocupante es el del riguroso ambiente que el rover deberá soportar en la superficie lunar. Tal como lo señalan las experiencias transmitida por los astronautas del programa Apolo, el fino y abrasivo polvo lunar tiende a adherirse producto de su carga estática a casi todo tipo de elementos:

“Debido a sus propiedades inusuales, se esperaba que el polvo lunar sea problemático. Las partículas son muy finas y muy abrasivas, erosionan los cojinetes, engranajes y otros mecanismos mecánicos no sellados adecuadamente. El polvo lunar lleva una carga electrostática que le permite adherirse tenazmente a todas las superficies conductoras no conectadas a tierra. Los astronautas informaron que eliminar el polvo de sus equipos fue difícil.” [59]

El extracto anterior muestra claramente lo serio del problema de proporcionar un sistema de sellado adecuado. Afortunadamente hoy en día existen muchos avances en el tema y varias empresas ofrecen soluciones a este problema. De hecho la NASA ha conducido estudios al respecto como parte de su programa “Constelación”, utilizando sellos de resortes de teflón. Este tipo de sellos han sido utilizados para mitigar la entrada de polvo en los mecanismos de los Rover de Exploración Marciana (MER). Como se muestra en la figura 61, estos son desarrollados por la empresa “Bal-Seal” [60]:

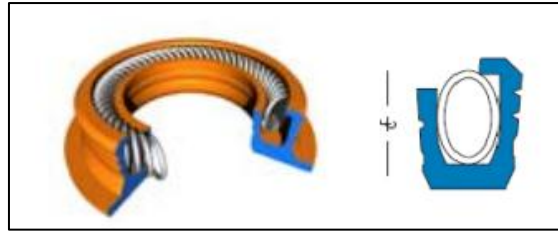


Figura 61: Sello de Resorte de Teflón, empresa Bal-Seal.

La NASA ha experimentado con estos sellos utilizando el simulador lunar JSC-1A y el LHT-2M para evaluar el desgaste del sello, demostrando tener un bajo desgaste, el cual solo es posible apreciar después de los primeros 1000 ciclos. Y aún más importante, no presentaron transferencia del simulador a través del sello. Cuanto mayor el diámetro, mayor es el desgaste.

En el caso del diseño para el rover, con una velocidad de rotación de aproximadamente 6.7 RPM y un diámetro de ruedas de 96 mm, significa que los 500 m de la misión principal pueden ser recorridos en unos 1658 ciclos de unos 248 min. Con un eje de unos 6 mm (0.24 in), se puede predecir un muy bajo desgaste según el gráfico de la figura 62:

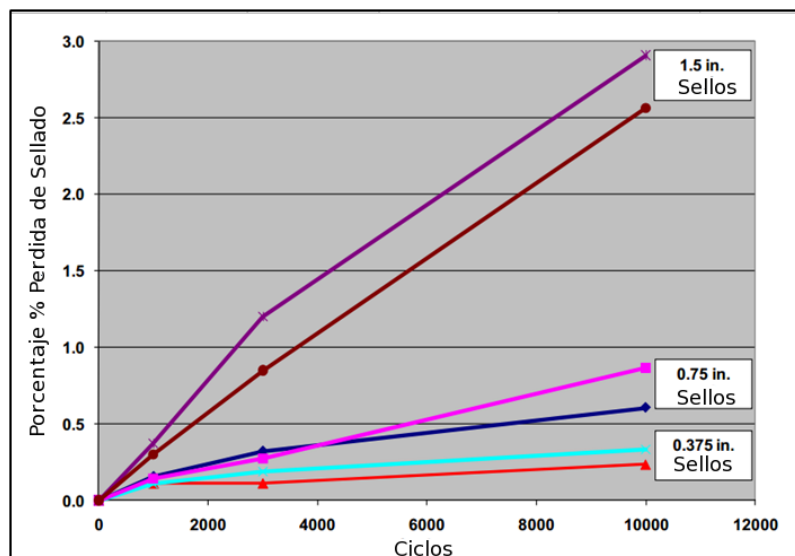


Figura 62: Porcentaje de pérdida en el sello respecto a ciclos.

4.12.3 Sellado del Chasis

Para sellar ambos bordes de las carcacas del chasis sólo se tienen que añadir bordes estructurales en la carcasa inferior que se solapen con el de la carcasa superior. Esto genera una ranura que hace de interfaz entre las dos caras opuestas de la carcasa. Es una solución simple y eficaz que no requiere la inclusión de otro material en la interfaz pero debido a las tolerancias de fabricación no es una solución perfecta y debe ser cuidadosamente diseñada para ser efectiva. Las dos figuras siguientes muestran la carcasa inferior y la carcasa superior (respectivamente). La carcasa inferior incorpora el diseño del borde estructural en el área donde las guías de la carcasa superior existen. En cambio, la carcasa superior sólo provee bordes estructurales en la interfaz donde se monta la cámara.

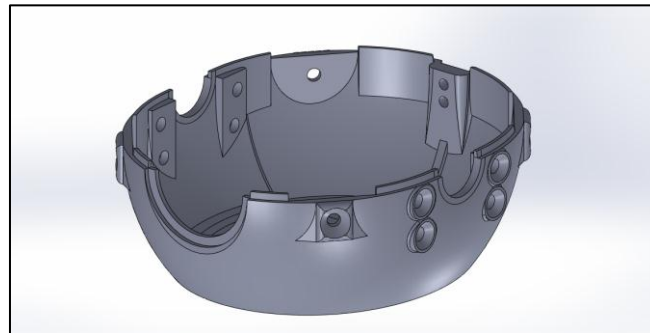


Figura 63: Carcasa inferior borde estructural para sellado.

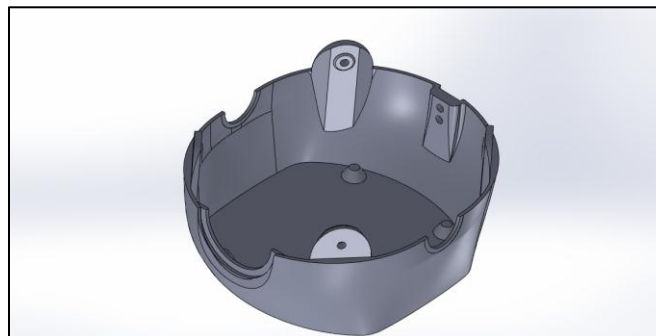


Figura 64: Carcasa superior con borde estructural para sellado.

5 Implementación

Para validar el diseño se optó por implementar una versión prototipo de la variante “Full-Size” del modelo. La razón por la cual escoger esta versión es que un tamaño mayor facilita la implementación y registro de una serie de parámetros, los cuales posteriormente pueden ser escalados a la versión real definitiva a ser fabricada.

La figura 65 muestra las vistas del prototipo a implementar:

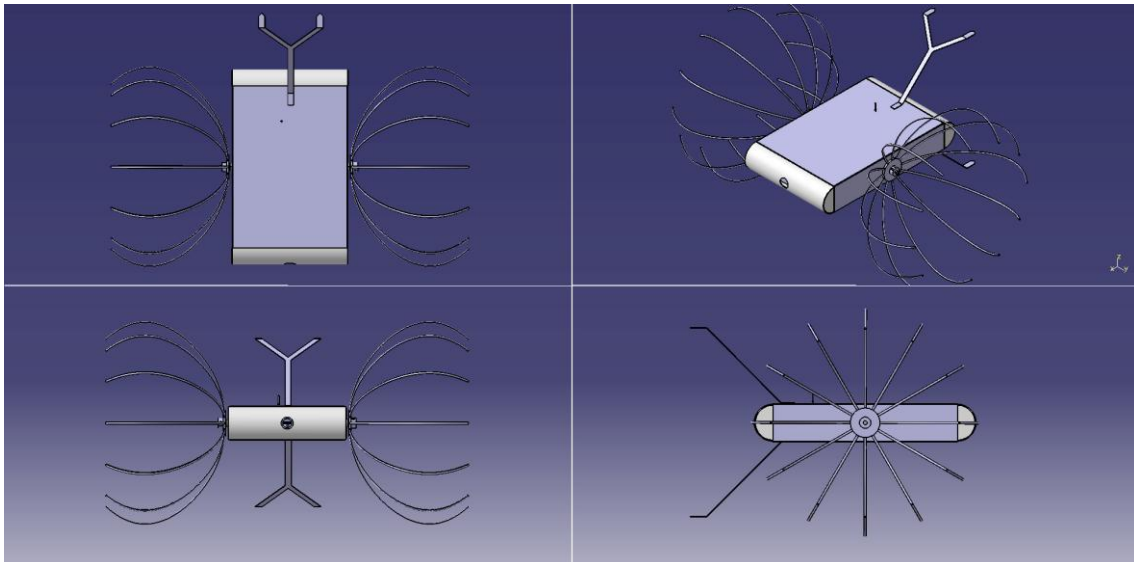


Figura 65: Vistas prototipo Full-Size.

La figura 66 muestra las medidas generales en centímetros del modelo. Otros archivos CAD con más detalles se pueden encontrar en el anexo de este trabajo.

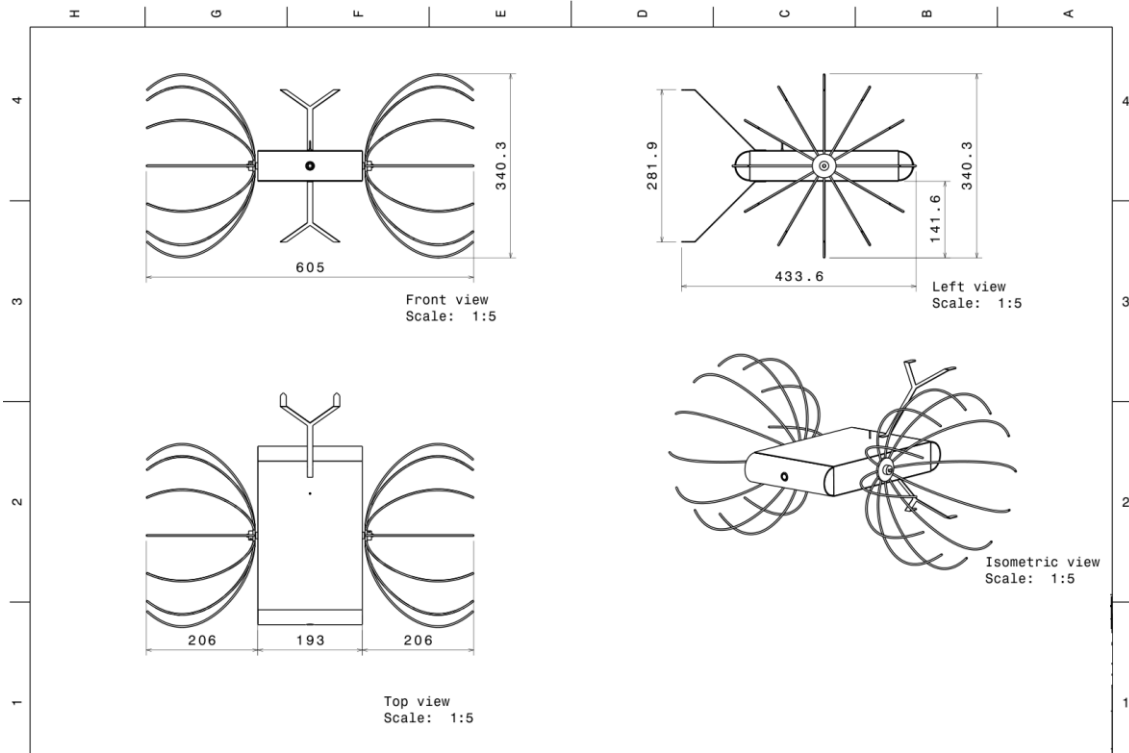


Figura 66: Medidas generales prototipo Full-Size.

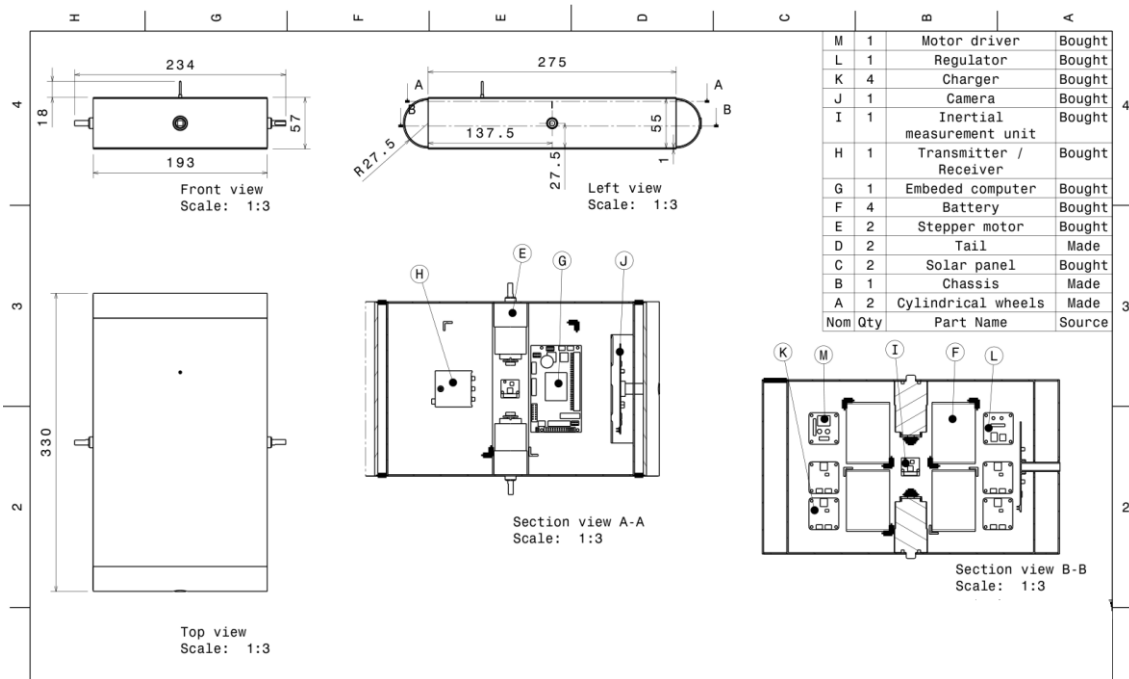


Figura 67: Medidas chasis prototipo Full-Size.

La figura 67 muestra las medidas del chasis del robot para el prototipo Full-Size.

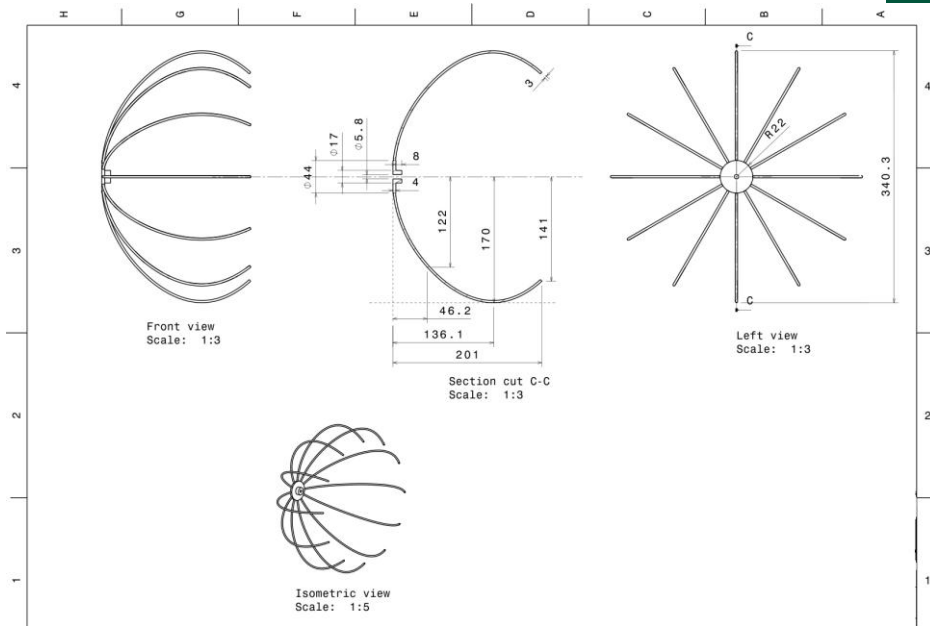


Figura 68: Medidas ruedas/aspas o “Whlegs”.

La figura 68 describe las medidas requeridas para las ruedas inspiradas en las patas de insectos o “Whlegs”.

5.1 Chasis y Ruedas

El chasis y las ruedas del prototipo fueron construidos con una aleación de aluminio estándar como lo muestran las siguientes figuras, siguiendo la información de diseño contenida en los archivos CAD correspondientes:



Figura 69: Chasis aluminio.



Figura 70: Ruedas curvas de aluminio.

Además, el chasis incorpora 2 motores eléctricos DC 12V con una reducción de 131:1, 37x57mm y 18 kg-cm [66], aproximadamente con el doble de torque que en la versión minimalista debido al aumento de masa y volumen en la versión prototipo.

5.2 Electrónica

Para el funcionamiento del prototipo se incluye la siguiente electrónica:

Placa Principal:

- Roboard RB-110 Vortex86DX, 32bit x86, CPU 1000MHz [67]
- 256MB DRAM
- Puertos Seriales High-speed (FTDI-FT2232HL integrados)
- Compatible con Windows, Linux and DOS
- Librería OpenSource para I/O en C/C++
- Medidas 96 x 56 mm



Energía: Cuatro pack baterías Litio Polímero (LiPo) de 3.7v y 6Amp. Cada par en serie y luego ambos pares en paralelo para dotar al sistema con un total de 7.4v y 12Amp [68].

Controlador de Motores: Dos Micro Controladores PWM Pololu VNH3SP30 [69]

Sensores:

- Dos Encoder/codificador por cuadratura (Quadrature Encoders), 1 por cada motor.
- Unidad de Medición Inercial (IMU) RM-G146: Acelerómetro 3 Ejes, Giroscopio 3 Ejes y Magnetómetro de 3 Ejes [70].

La integración de los distintos componentes con la RoBoard y su montaje dentro del rover, implica diseñar e implementar un circuito eléctrico y un circuito de lógica de control, para alimentar y manejar cada uno de los componentes, ya sean motores, sensores o computador embebido.

Las dimensiones del rover son 198 milímetros de ancho, 332 milímetros de largo y 55 milímetros de alto, en las cuales se deben ubicar todos los componentes.

La imagen 71 presenta una distribución tipo de los componentes a emplear:

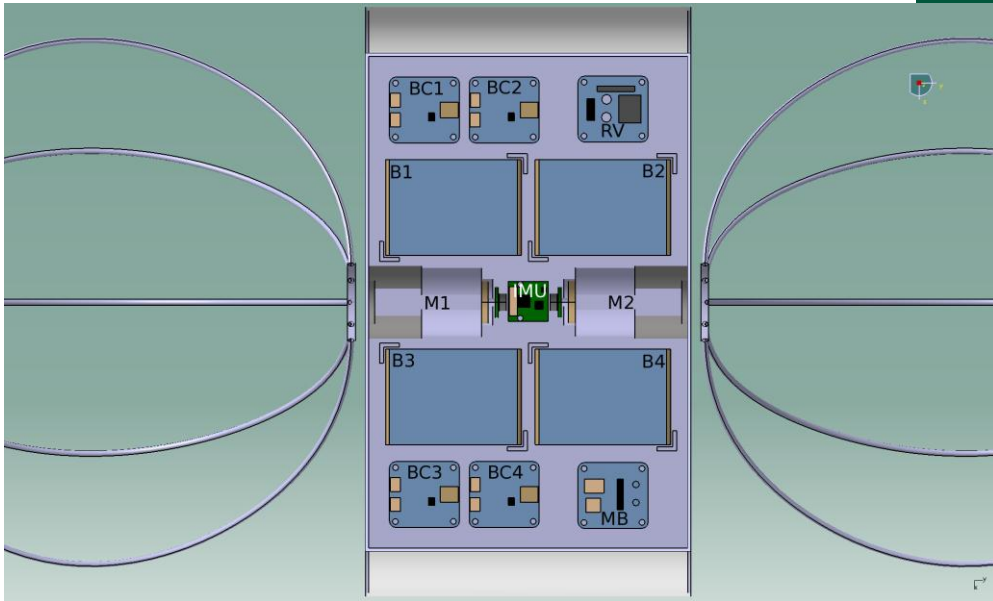


Figura 71: Distribución de componentes.

En donde:

- M1, M2: Motores DC.
- B1, B2, B3, B4: Baterías.
- IMU: Unidad de Medición Inercial.
- RV: Regulador de Voltaje.
- BC1, BC2, BC3, BC4: Cargadores auto balanceados de Baterías LiPo.

La figura 72 muestra una vista explotada de los mismos componentes:

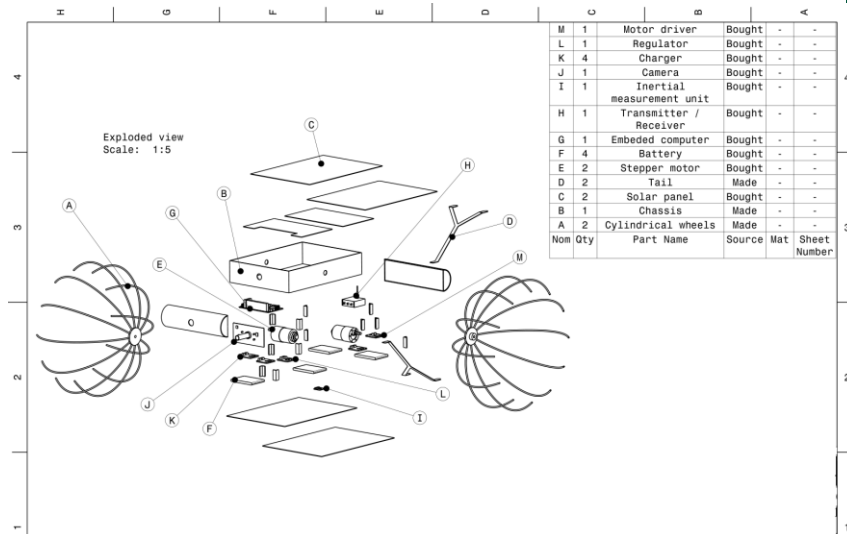


Figura 72: Vista explotada de componentes.

El circuito eléctrico de potencia principal cumple la función de entregar energía a los distintos componentes, los cuales comparten 4 packs de baterías de Litio Polímero, de 3,7 volts y 6 amperios, que son conectadas de acuerdo al diagrama de la figura 73, con lo que se consigue un voltaje total de 7,4 volts y una intensidad de 12 amperios disponibles para los distintos componentes del rover.

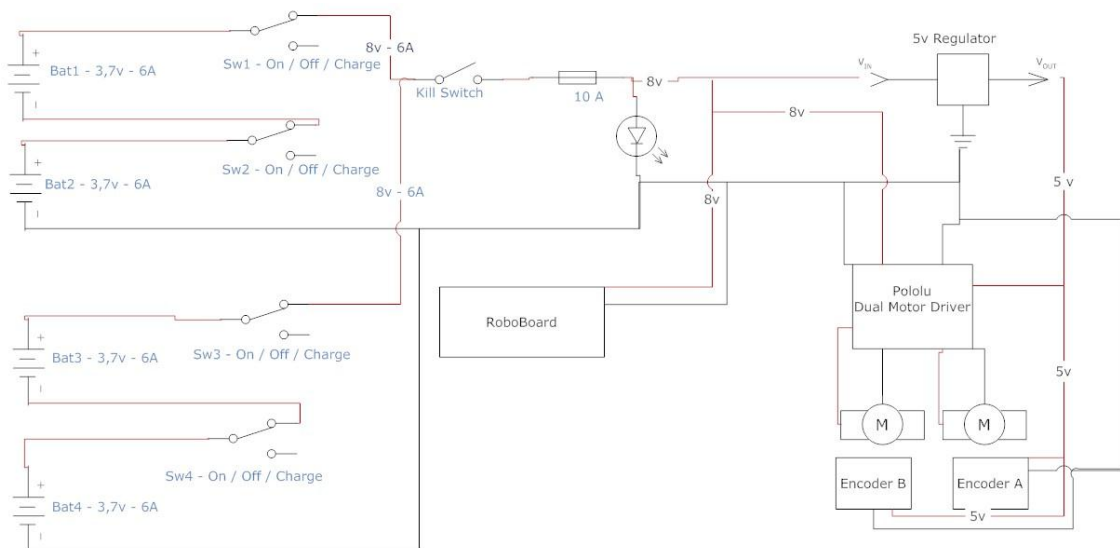


Figura 73: Circuito de potencia principal.

Además del circuito eléctrico para alimentar los distintos dispositivos, se requiere de un circuito de control para establecer la comunicación lógica entre los distintos componentes y el computador embebido.

El circuito de lógica de control de la figura 74, por exigencia de los distintos componentes, debe entregar un voltaje regulado de 5v, lo que permite establecer las comunicaciones con niveles estándar de voltaje.

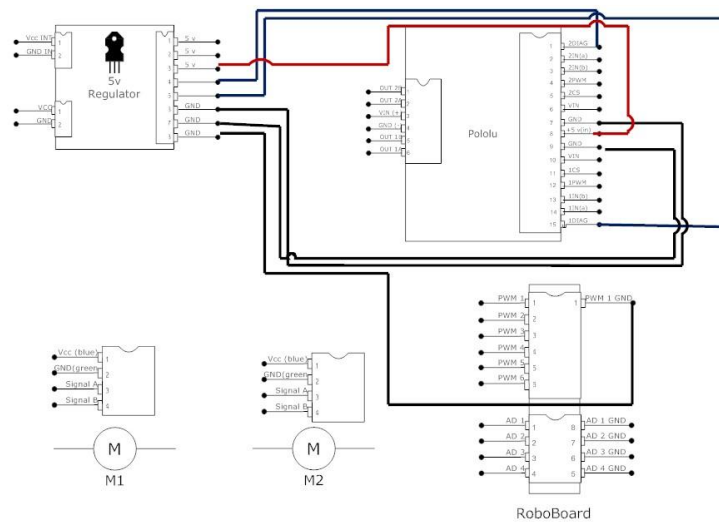


Figura 74: Circuito regulador de voltaje.

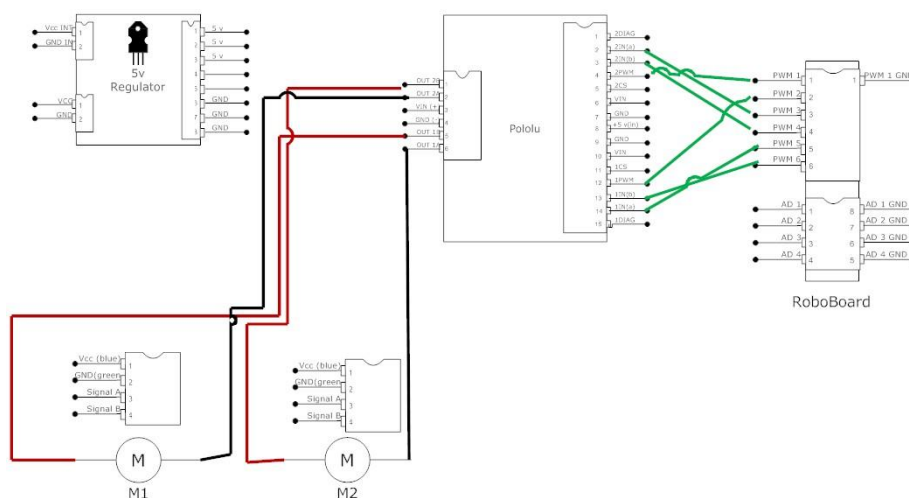


Figura 75: Circuito de control PWM.

El circuito de la figura 75 representa la conexión que se debe realizar entre los motores, el controlador PWM (Pololu) y la Placa Principal (RoBoard) para lograr operar los motores mediante pulsos PWM.

En el circuito de la figura 76, se muestra la interconexión necesaria entre los encoders de cuadratura incluidos en los motores, el circuito regulador de voltaje de 5v y el computador embebido.

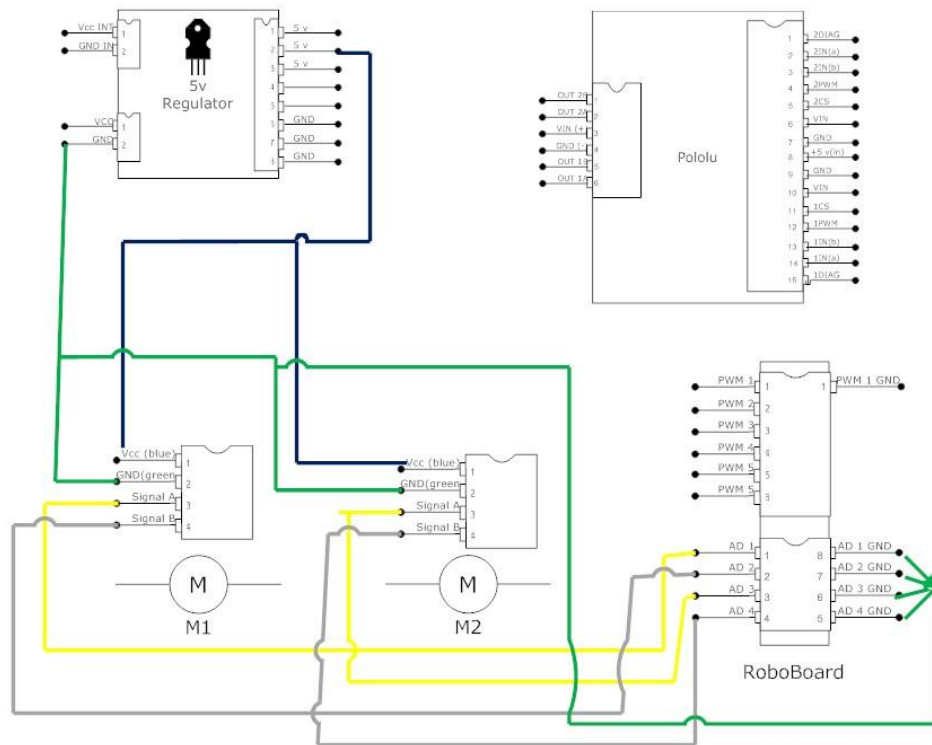


Figura 76: Circuito regulador y encoders.

Los detalles de los componentes así como otros archivos CAD relacionados con el diseño de la electrónica pueden verse en el anexo a este informe.



Para la correcta integración de los distintos actuadores y sensores utilizados en el robot, se debe lograr la lectura de ángulos desde el giroscopio, hacer una lectura eficiente de la posición de los motores utilizando los encoders de cuadratura y además el control de los motores utilizando la interfaz de Modulación por Ancho de Pulsos, o “PWM” (Pulse Width Modulation, por sus siglas en inglés) [71].

5.3 Software

A continuación se describen las secciones de código implementadas para obtener el funcionamiento del prototipo. El código descrito se encuentra en lenguaje C y es compilado mediante el compilador Gcc.

5.3.1 Modulación por Ancho de Pulso (PWM)

Los motores DC se conectan a un circuito “Pololu VNH3SP30”, el cual permite el control de un motor a través de PWM.

La modulación por ancho de pulsos o PWM, por sus siglas en inglés, es un método utilizado para conseguir una salida analógica utilizando una señal digital, o dicho de otra forma, consiste en modificar el ciclo de trabajo de una señal periódica para, por ejemplo, variar la velocidad de un motor.

Utilizando este método se crea un tren de pulsos digitales, los cuales varían entre 0v y 5v. Mientras mayor sea el tiempo en que la señal permanece en el voltaje más alto (ON), mayor será la velocidad que alcance el motor. Este tiempo en que la señal permanece en estado de encendido se llama Ancho de Pulso (Pulse Width).

Se basa en la comparación de una señal de referencia modular y una señal de referencia de forma triangular o diente de sierra, la que genera un tren de pulsos de ancho específico.

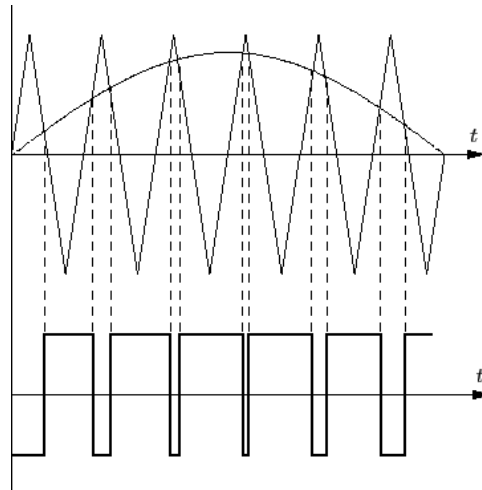


Figura 77: Comparación de señal triangular con señal de referencia entrante.

En la figura 77 es posible apreciar la comparación de la señal de referencia entrante, la señal de forma triangular y los diferentes pulsos generados al variar la intensidad de la señal de entrada.

A medida que la intensidad del pulso de referencia aumenta, y ésta se acerca al pico de la señal de referencia, el ancho de pulso aumenta en la señal PWM.

Para controlar los motores se utilizan los canales PWM que provee la RoBoard, los cuales se conectan al controlador de motores Pololu, que está a su vez conectado a los motores y traduce las instrucciones generadas en la RoBoard a pulsos PWM que logran el desplazamiento de los motores.

El control de los motores por PWM requiere de la definición de ciertas constantes sobre las cuales se realizan los cálculos para construir el tren de pulsos que se envía a los motores para producir el movimiento:



```
//Los parámetros que representan valores máximos deben estar por debajo
//del umbral máximo definido, debido al cálculo binario que realiza la controladora
//de motores.
long maxPower          = 5000L;          //Potencia Máxima para los motores
unsigned long PWM_period = 10000L;       //Largo total del pulso en microsegundos
unsigned long PWM_duty   = 5000L;        // Tiempo que el pulso estará en "Alto" (Duty =
//Ocupado), para control PWM debe ser la mitad
//del largo del pulso total para indicar al menos 1
//paso.
unsigned long PWM_count  = 100L;         //Cantidad de pulsos generados en el tren de pulsos
unsigned long PWM_dutyCW = 9999L;       //Dirección de giro en sentido horario (1 binario)
unsigned long PWM_dutyCCW = 0L;         //Dirección de giro en sentido anti horario (0
//binario)
```

Una vez que estos parámetros se han definido, es posible conseguir el movimiento de los motores utilizando el API para los canales PWM que se encuentra disponible en la librería RoboIO de la RoBoard.

Como se mencionó anteriormente, la interacción entre el computador embebido y los motores se realiza mediante el controlador de motores Pololu y se consigue utilizando dos canales PWM por motor, entregando primero el umbral máximo de los motores (PWM_period), luego el sentido de giro del motor (PWM_dutyCW o PWM_dutyCCW según el sentido de giro que se desee) y finalmente la cantidad de pulsos que se desean enviar en el tren.

La siguiente sección de código C muestra la función "Mover Adelante" (Forward) a modo de ejemplo:

```
//Función para desplazar los motores hacia adelante.
void forward()
{
    //Se establece primero la "dirección" (horaria, anti-horaria) para el motor 1 (PIN 3) y motor 2
    //(PIN 4)

    /*
    La función rcservo_SendPWM requiere como 1er parámetro el "Pin" que se desea emplear,
    luego el largo total del pulso, como 3er parámetro el tiempo que el pulso estará en "alto" (1
    lógico) y finalmente la cantidad de veces que se repetirá dicho pulso (count).
    De ésta forma se le indica a la controladora de motores (Pololu) que el motor 1 (lado izquierdo)
    girarán en sentido horario (PWM_dutyCW), estableciendo el PIN adecuado en "Alto" durante
    todo el periodo del pulso y el motor 2 (lado derecho) girarán en sentido anti-horario
    (PWM_dutyCCW), estableciendo los pines adecuados a valor "Bajo" 0.
    */
}
```



La razón por la que por código pareciese que un lado gira en un sentido y el otro en el contrario, es porque la disposición física de los motores es opuesta respecto al otro. Por ende, para producir movimiento hacia adelante, se requiere que un lado gire en un sentido y el otro en el sentido contrario.

```
*/
rcservo_SendPWM(RCSERVO_PINS3, PWM_period, PWM_dutyCW, PWM_count);
rcservo_SendPWM(RCSERVO_PINS4, PWM_period, PWM_dutyCCW, PWM_count);

//Iniciar el tren de Pulsos PWM para mover los motores 1 (PIN 1) y 2 (PIN 2)

/*
La función rcservo_SendPWM, es empleada ahora para enviar la cantidad de pulsos que se
desea a los motores, en este caso, se envían 100 pulsos (count), con un periodo total de 2000us
(PWM_period) y con la mitad del tiempo en alto (PWM_duty). Se utiliza el PIN 5 para el motor 1
y el PIN 6 para el motor 2.
Puesto la dirección de cada motor ya fue establecida con anterioridad con los pines 3 y 4, solo
se requiere el envío de los pulsos para provocar el movimiento.
*/

rcservo_SendPWM(RCSERVO_PINS1, PWM_period, maxPower, PWM_count);
rcservo_SendPWM(RCSERVO_PINS2, PWM_period, maxPower, PWM_count);

//Esperar hasta que el tren de pulsos se envíe completamente a los motores.
while ( (!rcservo_IsPWMCompleted (RCSERVO_PINS1)) &&
        (!rcservo_IsPWMCompleted (RCSERVO_PINS2)))
{}
}
```

5.3.2 Encoders por Cuadratura

Un encoder por cuadratura es un sensor que permite medir la velocidad y la dirección de giro, en este caso el eje del motor. Los motores usados en el rover incluyen cada uno su propio encoder por cuadratura, lo que facilita la lectura de datos desde estos desde el punto de vista de la integración mecánica.

Los encoders se conectan a un regulador de voltaje, el cual garantiza que el voltaje de entrada sea de 5v. Esto permite utilizar lógica TTL para el control de los distintos componentes del robot. Estando en funcionamiento el encoder entrega 2 señales de salida, A y B. El orden en que se lean estas señales indicará el sentido en el cual el motor está girando.



Las señales A y B forman un patrón binario y el orden en que estas señales sean recibidas indicará cuál es el sentido de giro del motor. Los patrones generados serán los siguientes:

Adelante	Atrás
00 = 0	00 = 0
01 = 1	10 = 2
11 = 3	11 = 3
10 = 2	01 = 1

Tabla 14: Secuencia binaria de acuerdo al sentido de giro del motor.

Utilizando esta información se puede lograr leer desde los encoders de manera rápida y eficiente utilizando una matriz y obteniendo como resultado +1 si el motor gira hacia adelante y -1 si el motor gira hacia atrás.

Como puede apreciarse en la figura 78, existen combinaciones que no tienen salida. Si se utiliza un valor X distinto de 0, 1 y -1 se reconocerá este estado como un error, normalmente porque el código que lee la información es muy lento o por ruido en el sistema. Utilizando un valor de $X = 0$ este estado es ignorado.

		Valor actual			
		0	1	2	3
Valor Anterior	0	0	-1	+1	X
	1	+1	0	X	-1
	2	-1	X	0	+1
	3	X	+1	-1	0

Figura 78: Matriz de conversión secuencias binarias para encoders.



A continuación se presenta el código C utilizado para realizar las mediciones necesarias desde los encoders de cuadratura incluidos en los motores y utilizando la API de desarrollo de la RoBoard.

```
...
Int a, b;
int* ad_data;

//Matriz del encoder de Cuadratura (Numero 2 representa un estado inválido y debe remplazarse por 0
//si se desea ignorarlo) int QEM[16] = {0,-1,1,2,1,0,2,-1,-1,2,0,1,2,1,-1,0};
//Se remplaza 2 con 0 para ignorar el estado de error
int QEM[16] = {0, -1, 1, 0, 1, 0, 0, -1, -1, 0, 0, 1, 0, 1, -1,0};

//Se inicializa el Puerto SPI de la Roboard con velocidad de 21400Khz recomendada por documentación
if (spi_Init(SPICLK_21400KHZ))
{
    //Cada encoder proporciona una señal diferenciada A y B, por lo tanto cada encoder utiliza 2
    //canales A/D de la Roboard por cada motor (canales 0 y 1 motor 1 y canales 2 y 3 para el
    //motor 2)
    //Se abren los canales AD en modo de lectura por lotes
    if (adc_InitMCH(ADC_USECHANNEL0 + ADC_USECHANNEL1 +
        ADC_USECHANNEL2 + ADC_USECHANNEL3
        ADCMODE_RANGE_2VREF, ADCMODE_UNSIGNEDCODING))
    {
        ad_data = adc_ReadMCH(); //Lectura por lotes

        //Normalizar la salida, para obtener 1 o 0
        a = ad_data[0]/600;
        b = ad_data[1]/600;

        //El valor para los subsiguientes encoder se encuentran en la posiciones 2, 3, 4...del
        //vector
        //Traducir la salida del encoder con la ayuda de la matriz QEM
        aold = aNew;
        bold = bNew;
        aNew = (a * 2) + b; //Convertir los datos binarios a decimales
        aout = QEM [(aold * 4) + aNew];
        printf("Motor 1 %d\n", aout); //Impresion de pruebas por terminal
    }
}
}
```

La salida que obtenemos es incremental o decrementos según la dirección del motor. El valor de sentido y cantidad de movimiento por motor se devuelve por la función y es almacenado de forma independiente para uso posterior.



5.3.3 Unidad de Medición Inercial (IMU)

El sensor instalado en el robot para esta labor es un RM-G146 de la empresa RoBoard, el cual incorpora giroscopio, acelerómetro y brújula magnética de tres ejes cada uno y además es de fácil integración en la RoBoard por ser distribuida por el mismo fabricante.

El modo de conexión es a través del bus I²C de la RoBoard, el cual facilita la conexión del dispositivo y además entrega una rápida respuesta debido a la cantidad de mediciones que realiza este sensor en un segundo.

La integración de las mediciones del acelerómetro y giroscopio permiten determinar el sentido del movimiento y la magnitud de éste mediante la lectura y posterior aplicación de un filtro de Kalman [72] sobre los datos obtenidos por los sensores.

El código presentado a continuación corresponde a una función que se encarga de medir las variaciones del giroscopio, específicamente el ángulo de rotación del robot con respecto al eje generado entre los dos motores.

```
//Función se ejecuta en un Hilo, para leer las posiciones desde el giroscopio de forma continua y
paralela
void *readGyroTask(void *param)
{
    while(1) { //Ciclo sin fin
        //Se mide la posición del acelerómetro en los tres ejes disponibles.
        Compass(AZIMUTH, PITCH, ROLL);

        //Se bloquea el semáforo para acceder
        //a la zona de memoria compartida
        pthread_mutex_lock (&angleMutex);

        //Se rescata la posición anterior y
        //se guarda la posición leída recientemente
        measuredAngle.lastangleposition = measuredAngle.angleposition;
        measuredAngle.angleposition = ROLL[0] * DEGREE_TO_RADIAN;

        //Se libera la sección de memoria compartida
        pthread_mutex_unlock (&angleMutex);
    }
}
```



```
//Función "Compass", realiza la medición de cada uno de los ejes del giroscopio,
//aplica el filtro de Kalman para normalizar los datos y posteriormente los almacena.
void Compass(double *azimuth_k, double *pitch_k, double *roll_k)
{
    double gval[3], gyval[3], mval[3];
    static double pitch[2], roll[2], azimuth[2], pit;

    //Verifica el correcto funcionamiento del acelerómetro, brújula y giroscopio
    if(ReadGXYZ() == false) { //...Cerrar bus I2C }

    if(ReadMXYZ() == false) { //...Cerrar bus I2C }

    if(ReadGyXYZ() == false) { //...Cerrar bus I2C }

    if(SIZE_INT > 16) {
        ReformInteger(G_AXIS_VALUE,3);
        ReformInteger(M_AXIS_VALUE,3);
        ReformInteger(GY_AXIS_VALUE,3); }

    //Se obtienen los datos de los distintos sensores
    gval[0] = (double)(G_AXIS_VALUE[0] / 1000);
    gval[1] = (double)(G_AXIS_VALUE[1] / 1000);
    gval[2] = (double)(G_AXIS_VALUE[2] / 1000);
    mval[0] = (double)(M_AXIS_VALUE[0] / 10);
    mval[1] = (double)(M_AXIS_VALUE[1] / 10);
    mval[2] = (double)(M_AXIS_VALUE[2] / 10);
    gyval[0] = (double)(GY_AXIS_VALUE[0] / 1000);
    gyval[1] = (double)(GY_AXIS_VALUE[1] / 1000);
    gyval[2] = (double)(GY_AXIS_VALUE[2] / 1000);

    //Se transforman los datos del sensor a valores reales.
    pitch[0] = GetPitch(gval);
    roll[0] = GetRoll(gval);
    if(pitch[0] > PI/2 && pitch[0] < PI)
        pit = PI - pitch[0];
    else if(pitch[0] >= PI)
        pit = 0.0;
    else if(pitch[0] <= -PI/2)
        pit = -PI - pitch[0];
    azimuth[0] = GetAzimuth(mval,pit,roll[0]);

    if(azimuth[0] < 0)
        azimuth[0] = azimuth[0] + 2*PI;

    //Se aplica el filtro de Kalman a cada uno de los valores calculados.
    EnsembleKalman(gyval[1]*RADIAN_TO_DEGREE,pitch,GYRO_BIAS,PSD_1,
        PRIORI[1],BIAS[1],pitch_k);
    EnsembleKalman(gyval[0]*RADIAN_TO_DEGREE,roll,GYRO_BIAS,PSD_1,
        PRIORI[0],BIAS[0],roll_k);
    EnsembleKalmanAzimuth(gyval[2]*RADIAN_TO_DEGREE,azimuth,GYRO_BIAS,
        PSD_2,PRIORI[2],BIAS[2],
        azimuth_k);
}
```



El listado completo de código de las demás funciones de movilidad, filtro de Kalman y otras funciones secundarias, se encuentra en el anexo de este informe.

5.4 Vista Prototipo

En la imagen de la figura 79 podemos apreciar el modelo Full-Size del prototipo del rover implementado.

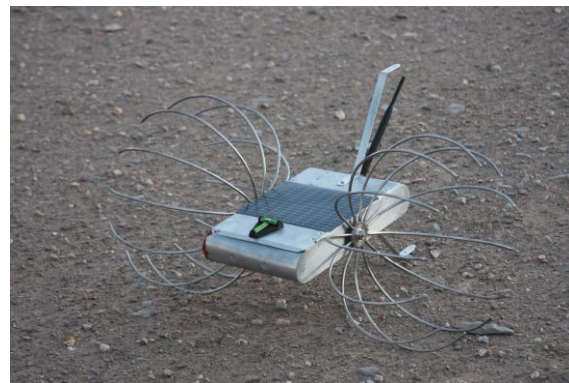
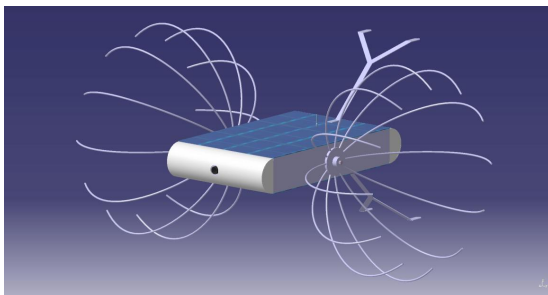


Figura 79: Modelo prototipo implementado.

5.5 Implementación Final

Si bien en este apartado se discutió la implementación de la variante Full-Size del diseño desarrollado como versión prototipo, se debe señalar que la versión final, correspondiente al modelo “Mini” a ser usada en una misión lunar real con componentes de grado espacial, se debe desarrollar siguiendo los cálculos obtenidos en la sección de diseño y utilizando a empresas que fabriquen componentes calificados para su uso en el espacio.



6 Pruebas y Resultados

Para probar el prototipo desarrollado en su versión Full-Size es esencial utilizar un terreno o “mesa de suelos” lo más parecido a los escenarios de topologías lunares que podrían encontrarse en la misión real. Además de probar el sistema de tracción, se deben verificar los sistemas básicos del vehículo, carga de batería, ciclo térmico (lo más cercano al lunar posible) y software, para validar lo más fielmente posible los datos obtenidos. Estas pruebas arrojarán los aciertos y problemas del diseño, los cuales serán aplicados en la versión final del rover.

Para el registro de las pruebas y resultados se graban imágenes y vídeo y, además, se utilizan los datos obtenidos por el software específicamente desarrollado para este propósito y los sensores internos y externos del vehículo, así como también herramientas externas como cinta métrica, instrumentos de laboratorio (testeo electrónico, medidores de presión y flexión) y también la inspección visual mediante planillas de registro.

6.1 Terreno de Pruebas

Afortunadamente para este tipo de desarrollos, en Chile contamos con el desierto de Atacama, uno de los más áridos del mundo. En Yungai, sector ubicado a 80 km de la ciudad de Antofagasta, se encuentran las instalaciones “MMARS” (Moon-Mars Atacama Research Stations, por sus siglas en inglés) [73]. En éstas se encuentran los terrenos catalogados por la NASA como los más cercanos a la Luna y Marte en nuestro planeta y nos permite comprobar los sistemas de tracción en un ambiente muy similar al que se podría encontrar en misiones a Marte o la Luna, algo que tanto la NASA como la



agencia espacial europea ESA han realizado anteriormente para probar prototipos de sus vehículos de exploración de superficie. Pero MMARS no sólo permite probar sistemas de tracción o locomoción, sino que su inhóspito ambiente permite realizar pruebas de rango térmico sobre distintos componentes, carga de baterías mediante celdas solares, transmisiones radiales, e incluso probar instrumental capaz de detectar vida microbiana. Gracias a la colaboración de la Universidad de Antofagasta, institución a cargo de la administración de estos terrenos, fue posible encontrar y planificar los terrenos en los cuales sería probado el rover desarrollado. Cada una de las siete topologías lunares analizadas fue posible de localizar en MMARS.

En la figura 80 podemos ver cuatro de las analogías más usadas entre el terreno lunar y el que es posible encontrar en los terrenos de MMARS. Un listado completo de las topologías lunares junto con sus homólogos en el desierto de Atacama lo podemos encontrar en el anexo a este informe.

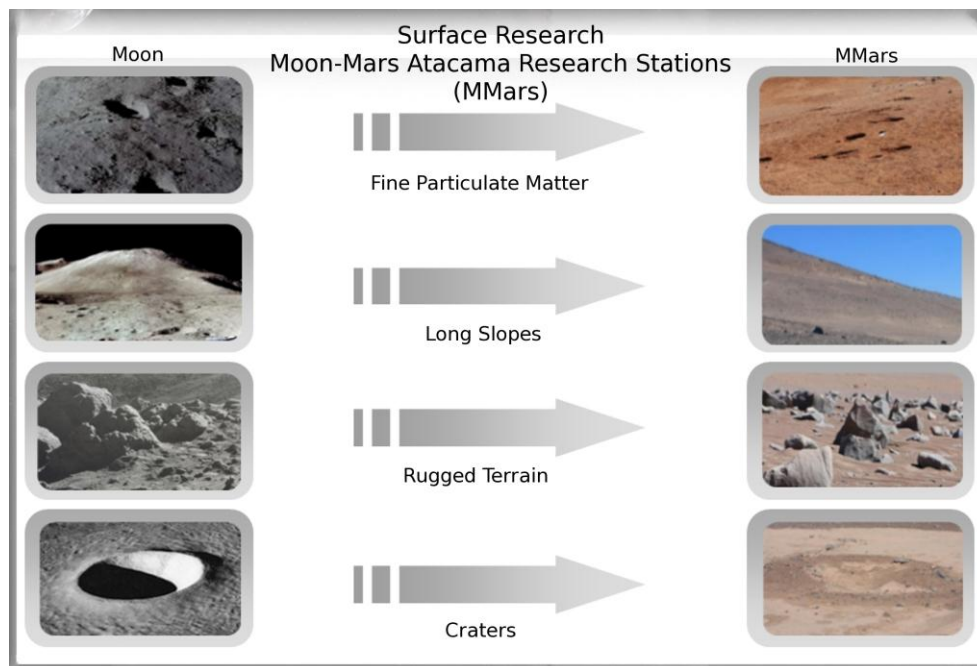


Figura 80: Comparativa MMARS y terrenos lunares.



6.2 Experimentos Propuestos

Para probar distintos factores del funcionamiento del vehículo se definieron los siguientes experimentos:

6.2.1 Pruebas de Movilidad Básicas

Para los escenarios lunares descritos en los puntos 3.2.7.1 (Escenario 1 - Mar lunar), 3.2.7.2 (Escenario 2 – Pendientes prolongadas), 3.2.7.4 (Escenario 4 – Material con partículas finas) y 3.2.7.6 (Escenario 6 – Superficies planas), se desea testear al rover sobre un terreno de 500mt (mínima distancia exigida por la competición) y distintos grados de inclinación dependiendo del escenario, recoger parámetros asociados a la potencia, tiempos, descarga de baterías y rendimiento en general. Para el caso del escenario 4, respecto a superficies con partículas finas, se requiere de un terreno con partículas de aproximadamente 0.1mm y entre 2 y 4 cm de profundidad.

En la figura 81 es posible observar al robot en un recorrido de 500mt sobre superficie una superficie relativamente lisa y sin una pendiente considerable.



Figura 81: Prueba 500mt terreno superficie lisa.

En la figura 82 se puede apreciar al rover en terreno con partículas finas de aproximadamente 0.1mm y unos 2 cm de profundidad.

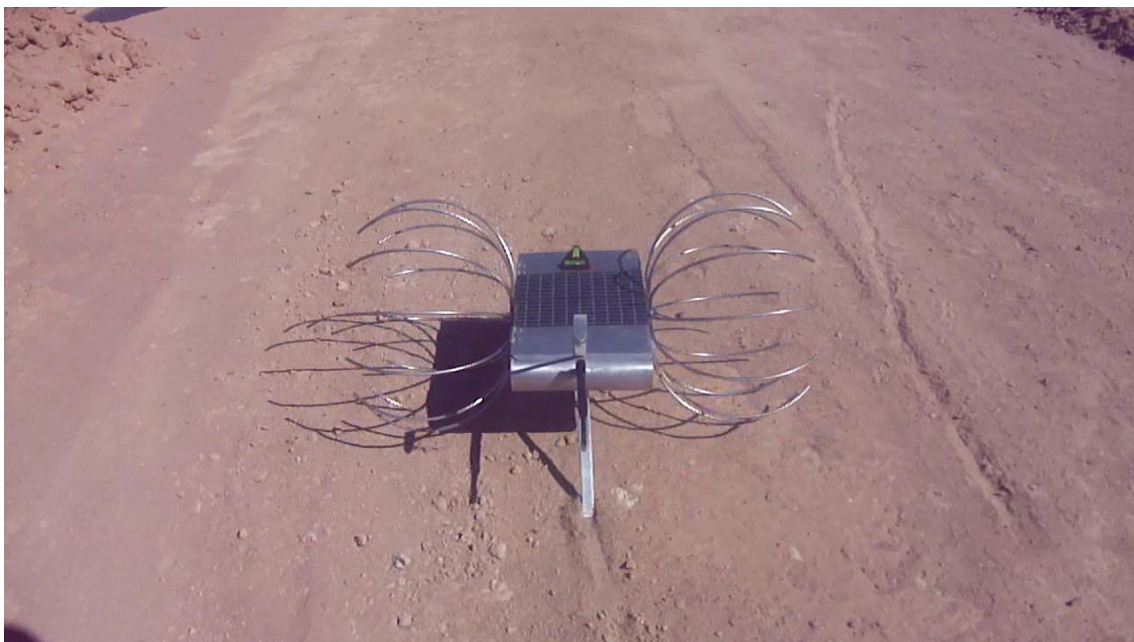


Figura 82: Prueba en terreno particulado fino.

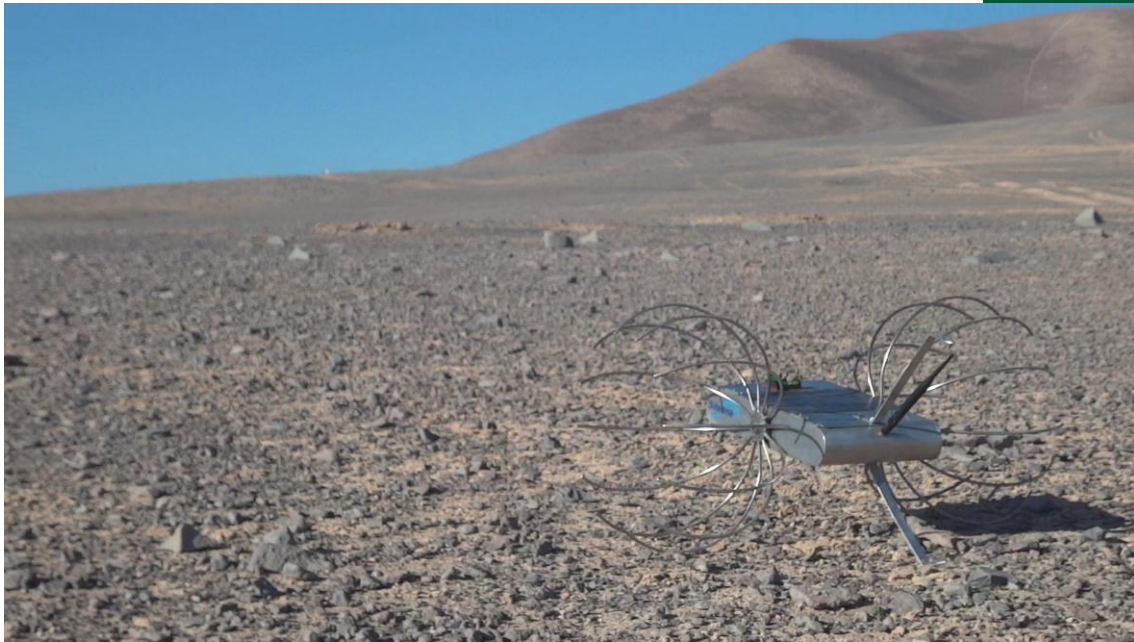


Figura 83: Prueba en terreno con pendiente prolongada.

La figura 83 muestra al vehículo transitando por una pendiente prolongada (Highland lunar).

6.2.2 Pruebas de Obstáculos

Para los escenarios lunares descritos en los puntos 3.2.7.3 (Escenario 3 – Terreno Escarpado), 3.2.7.5 (Escenario 5 – Regolito lunar) y 3.2.7.7 (Escenario 7 – Cráteres y agujeros), se desea averiguar el comportamiento del sistema de tracción al superar obstáculos, recuperarse ante volcamientos, y evaluar también la posibilidad de abandonar grietas desde su interior. Para este escenario se espera encontrar grietas de tamaño comparable al de la envergadura del rover (mencionada en el Escenario 1), con distribución irregular de rocas y montículos de tamaño igualmente comparable al del rover. Se prevé para esta zona material aglutinado, más que fino material particulado. La presencia de rocas es una constante en el terreno lunar, por ello se desea evaluar el comportamiento del rover en terreno rocoso, con tamaños que parten de los 2 cm hasta

los 30 cm aproximadamente. Nótese que a diferencia del Escenario 3, en este escenario se requieren rocas y no montículos, entendiendo que la diferencia radica en la adhesión al suelo que presentan. En este caso los obstáculos que no sean muy masivos podrán moverse por efecto de la tracción del rover, dificultando en ocasiones el avance. Es importante también averiguar en estas pruebas qué prestaciones posee el rover al intentar abandonar grietas o cráteres que lo superan en más de tres veces en envergadura como mínimo. Los cráteres son eventos frecuentes sobre la geografía lunar, y de acuerdo a algunos mapeos lunares, las pendientes extremas para abandonarlos en promedio se acercan a los 45° de inclinación respecto a la horizontal. Otro evento importante pueden ser las grietas o zanjas, se caracterizan igualmente por pendientes superiores a los 40° , y tamaños de profundidad y anchos superiores a 3 veces la envergadura del rover.



Figura 84: Prueba en terreno con obstáculos tipo regolito lunar.

Las imágenes de las figuras 84 y 85 muestran al vehículo superando obstáculos de tipo regolito lunar de distinto tamaño.



Figura 85: Prueba en terreno con obstáculos frecuentes tipo regolito lunar.

La figura 86 muestra al rover superando un montículo de material:



Figura 86: Prueba en terreno con obstáculos tipo montículo.

En la figura 87 se puede apreciar al rover enfrentando la salida de un agujero de tamaño y pendiente importante (superior a los 45°) similar a un cráter lunar.



Figura 87: Prueba en terreno tipo cráter.

La figura 88 presenta al vehículo lidiando con una zanja:



Figura 88: Prueba en terreno tipo zanja.

En la figura 89 podemos apreciar en mismo terreno tipo zanja como el rover se desenvuelve ante un vuelco.



Figura 89: Prueba en terreno ante un volcamiento.

6.2.3 Pruebas de Ciclo Térmico

En el desierto de Atacama podemos encontrar temperaturas que van desde los -25°C en la noche y hasta los 45°C durante el día. Este ciclo térmico, si bien no tan extremo como el que podemos encontrar en la Luna (-150°C a $+150^{\circ}\text{C}$ aprox.), nos brinda la posibilidad de probar componentes electrónicos y mecánicos estándar, permitiendo una verificación general de su comportamiento y obteniendo datos de referencia que podrán ser de relevante ayuda para la versión final del rover. Se realizan entonces pruebas de funcionamiento del rover en distintas condiciones térmicas y se registran los datos asociados.

En las imágenes del apartado anterior podemos apreciar al rover ejecutando diversas pruebas de movilidad en distintos horarios, desde muy temprano en la mañana hasta adentradas horas del día.



6.2.4 Pruebas de Carga de Baterías

Si bien la cantidad de energía entregada en la Luna por el Sol es sin duda más alta que la que podemos encontrar en la Tierra (principalmente debido a la atmósfera terrestre la cual filtra parte de esa energía), de todas formas es posible realizar pruebas de carga de batería mediante celdas solares para obtener valores referenciales. El desierto de Atacama presenta un ambiente adecuado para este tipo de pruebas, pues la atmósfera en esa región es muy delgada y una de las más limpias del planeta, por tanto se recibe una enorme cantidad de energía desde el Sol.

Se realizaron entonces pruebas en este sentido, construyendo un sistema autónomo separado para este propósito. De esta forma el vehículo puede seguir siendo utilizado en diferentes pruebas mientras se realizan las pruebas de carga, las cuales en general se demoran varias horas.

El sistema de prueba de carga de baterías se compone de una celda de la empresa SpectroLab de mayor tamaño que la que se utilizará en la versión final del rover, pero que entrega un rendimiento y energía similar al de las celdas definitivas. Las baterías que se emplean son de Litio Polímero con la misma configuración que se utilizará en la configuración final del robot.

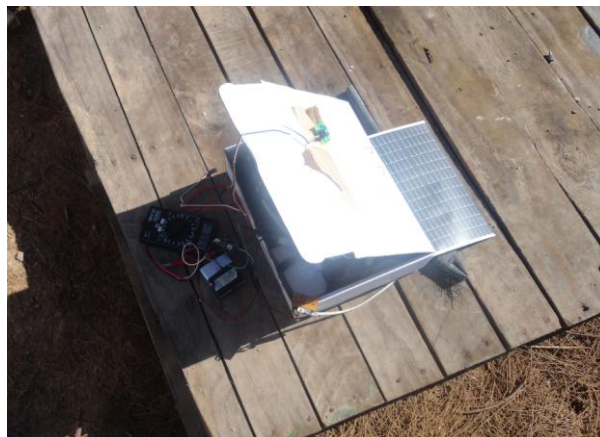


Figura 90: Prueba en terreno sistema de carga de baterías.



6.2.5 Pruebas con “Carro Gravitacional”

Uno de los inconvenientes más grandes que encontramos para probar vehículos espaciales aquí en la Tierra es el hecho de cómo comprobar el desempeño de un sistema con una gravedad diferente a la que nos ata a nuestro planeta. Hoy en día la NASA y otras agencias espaciales emplean grandes piscinas en donde la flotación neutra permite entrenar astronautas en condiciones de micro gravedad. También es posible utilizar aviones modificados, los cuales al realizar vuelos con ciclos elípticos permiten reproducir por escasos segundos los efectos de la caída libre cuando realizan las maniobras en picada. Fácilmente nos podemos dar cuenta que para el caso de un sistema de tracción no es posible utilizar ninguno de estos sistemas, pues no sería fácil introducir material granulado y un robot hasta el fondo de una piscina dentro de un avión para realizar pruebas con una gravedad distinta a la de la Tierra.

Una alternativa que se ha utilizado desde el programa Apolo, es la de “Semi-Colgar” a las personas o vehículos mediante cuerdas elásticas. Cuando se trata de simular una reducción de gravedad, estas cuerdas ayudan a sustentar parte de la masa del astronauta o dispositivo que se esté probando y de esta forma simular una reducción en la masa, lo cual es el efecto que se produce al encontrarse en una gravedad menor a la de la Tierra.

En el caso de la Luna, su gravedad es de sólo $1/6$ la de la Tierra. Si el rover prototipo tiene una masa de unos 2.5 Kg (aproximadamente el doble de la masa del robot final que sería utilizado), debemos semi-colgar al vehículo restando 5 partes del total de su masa, obteniendo unos 416 gr aproximadamente.

Puesto que el robot es un sistema móvil, no basta sólo colgarlo parcialmente sino que debe permitir la movilidad de éste. Para esto se implementó un “Carro Gravitacional”, el cual permite suspender parcialmente al robot y además permitir su movilidad.

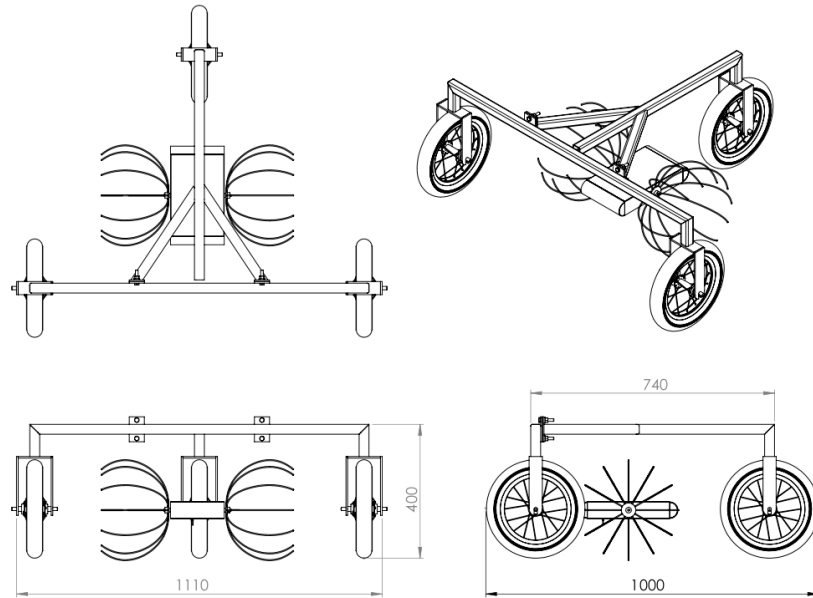


Figura 91: Diseño Carro Gravitacional.

La imagen 91 muestra el diseño y medidas del Carro de Gravedad. En la figura 92, podemos ver el sistema montado durante las pruebas en terreno.



Figura 92: Prueba en terreno con carro gravitacional.

6.2.6 Pruebas de Presión y Flexión

Para los escenarios lunares descritos en los puntos 3.2.7.3 (Escenario 3 – Terreno Escarpado), 3.2.7.4 (Escenario 4 – Material con partículas finas), 3.2.7.5 (Escenario 5 – Regolito lunar) y 3.2.7.7 (Escenario 7 – Cráteres y agujeros), se desea averiguar el comportamiento de las aspas que componen las ruedas para estimar la presión y flexión a la cual están sometidas en diferentes condiciones. Esto también ayuda a comprobar que la tracción ofrecida por el motor y sistema de energía son los adecuados. Estos resultados son de vital relevancia pues permitirán definir la resistencia de los materiales que deben ser empleados en la construcción final de las ruedas, ya que el desprendimiento de una o más aspas puede comprometer peligrosamente la movilidad del vehículo.

Se diseña entonces un experimento mediante sensores de presión y flexión acoplados a cada una de las aspas en una rueda y se somete al rover a distintos escenarios de pruebas en donde se les exige mayor presión y flexión a dichas aspas.



Figura 93: Prueba en terreno con sensores de presión y flexión en terreno rocoso.



En la imagen 93 podemos ver al vehículo realizando una de dichas pruebas en un terreno rocoso y en la imagen 94 podemos apreciar el mismo tipo de pruebas pero en un terreno con partículas finas.

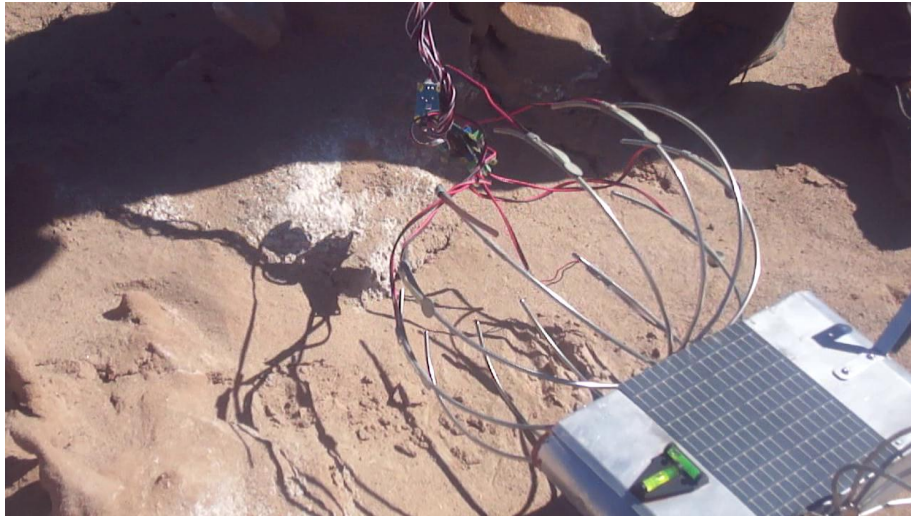


Figura 94: Prueba en terreno con sensores de presión y flexión en terreno particulado.

6.3 Resultados

Los resultados más importantes observados durante las pruebas se resumen de la siguiente manera:

6.3.1 Franqueamiento de Obstáculos

Se observa que, en la presente configuración, el rover tiene la capacidad de superar obstáculos de aproximadamente un 30% del alto total del rover, lo cual para el caso del modelo Full-Size se traduce como la capacidad de sortear rocas y montículos de hasta unos 20 cm de alto.

Ante diferentes tipos de obstáculos (incluyendo grietas y cráteres), el diseño del rover fue capaz de recuperarse ante volcamientos y tener la capacidad de maniobrar incluso en



condiciones de terreno adversas, lo cual le permitió escapar de condiciones que ponían en peligro la movilidad.

6.3.2 Pendientes

Con la potencia y masa actual del rover, o de manera análoga extrapolado a otras dimensiones y masa, el vehículo puede sortear pendientes de hasta 40° aproximadamente.

6.3.3 Eficiencia de los Paneles Solares

En la práctica las celdas solares demostraron una eficiencia de carga de alrededor de un 20% en el mejor de los casos y de un 15% aproximadamente en el peor de los casos.

Aún así es posible cargar el 90% del total de las baterías en 20hrs o menos, y alcanzar el 30% de carga de las baterías en tan solo 4 hrs. Posteriormente a esto la carga se vuelve más lenta producto del alto amperaje del sistema y de limitaciones en el cargador balanceador. No fue posible llegar al 100% de la carga en el tiempo destinado para el experimento.

6.3.4 Movilidad

La importancia de una carga rápida de tan solo el 30% de las baterías (solo 4 horas), es que con tan sólo ese porcentaje el rover es capaz de recorrer los 500mt mínimos exigidos por la competición. Con una carga completa, el rover es capaz de recorrer unos 1.5km, dependiendo por supuesto de las condiciones del terreno y otros factores, con lo



cual el robot podría recorrer un total aproximado de 10km o más en un día lunar (sin contar la noche lunar, para lo cual el vehículo no ha sido diseñado debido a las extremas bajas temperaturas).

El vehículo presenta una velocidad máxima de 0.5m/s en superficie plana.

6.3.5 Whegs

Las ruedas-patas bio-inspiradas mostraron un gran desempeño, entregando amortiguación pasiva al vehículo y adaptando el sistema de tracción de manera adecuada ante una gran gama de obstáculos.

Las aspas además demostraron que se produce poco levantamiento de polvo al moverse sobre terreno particulado, factor relevante pues el fino polvo lunar que se eleva de la superficie producto de la tracción tiende a pegarse en otros instrumentos o partes del vehículo producto de su fuerte carga estática.

Con un diámetro por aspa de unos 3mm, las ruedas del rover son capaces de soportar las tensiones producidas por el terreno.

La figura 95 muestra un resumen de los resultados más importantes:

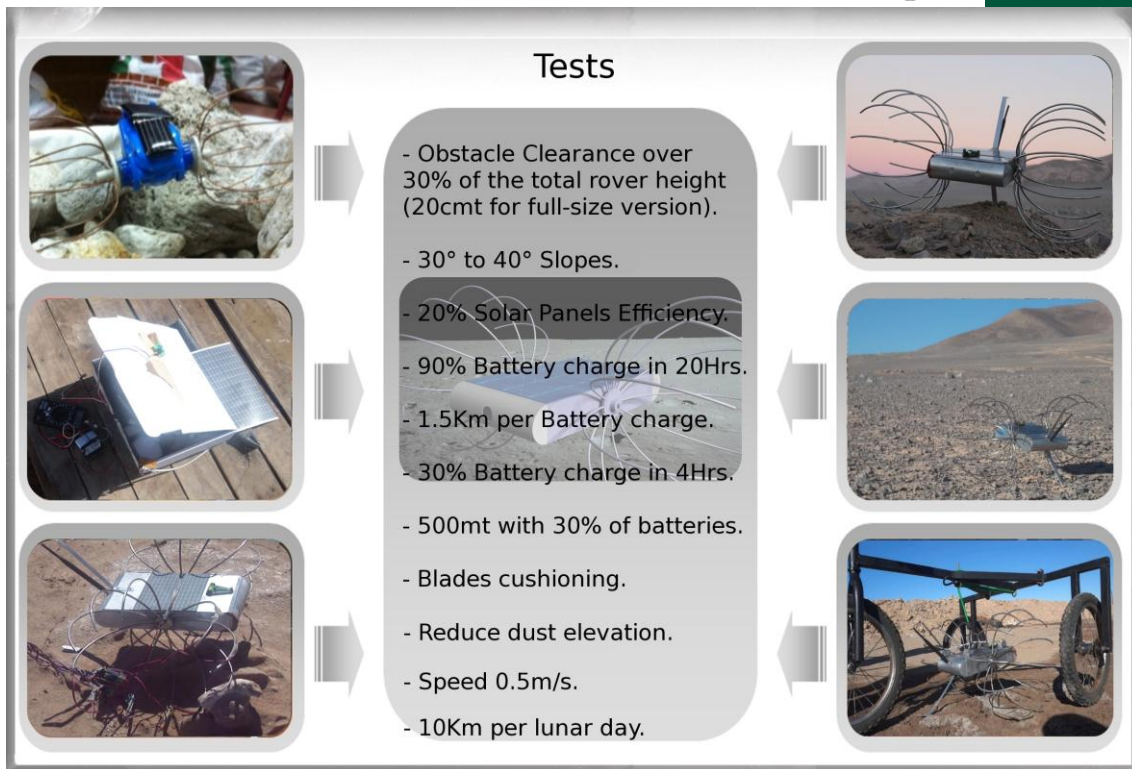


Figura 95: Resultados más relevantes.



7 Conclusiones y Trabajos Futuros

- La tecnología y conocimientos actuales, tanto en el área de la ingeniería aeroespacial como en robótica, permiten el diseño y desarrollo de un rover de exploración lunar minimalista, de reducidas dimensiones y masa, lo cual abarata significativamente los costos de lanzamiento de una misión lunar.
- Un diseño bio-inspirado en el caminar de los insectos es aplicable de forma eficiente en un ambiente con superficies altamente irregulares como lo encontrado en la topología lunar. Los principios básicos del sistema de locomoción de los insectos marchadores permiten un óptimo desempeño de un vehículo robótico ante obstáculos de todo tipo, incluyendo: rocas de diferente tamaño, cráteres, grietas y pendientes, demostrando que los principios mecánicos empleados por los insectos en la Tierra son extrapolables a un ambiente lunar de similares características.
- Se debe evitar que las baterías de Litio Polímero bajen de una temperatura menor a los -20° C ya que se observa una tasa de descarga más acelerada tal como lo señalan experimentos del fabricante. Con temperaturas aun más bajas, existe el riesgo de congelamiento, lo cual detiene completamente la generación de energía. Incluso si posteriormente la temperatura es elevada a un rango más adecuado, si no son protegidas adecuadamente la congelación puede destruir completamente la batería. Por el rango alto no es aconsejable que las baterías superen los $+40^{\circ}$ C. Es importante la consideración de aislantes térmicos y el



correcto diseño de los ciclos de trabajo del vehículo para evitar estas temperaturas extremas.

- Los experimentos con el carro gravitacional no presentaron resultados satisfactorios. Por un lado el tamaño del carro no permitió un movimiento libre del rover parcialmente colgado en su interior y, por otro, lo irregular del terreno, sumado a una suspensión parcial de la masa del rover mediante las cuerdas elásticas del carro, evitaron una tracción permanente de las ruedas lo cual produjo movimiento erráticos del robot y no fue posible seguir con el carro.

Para resolver este problema y obtener información adecuada respecto al sistema de tracción en un escenario de gravedad reducida se ha optado por la construcción de un modelo prototipo denominado “Nano”, el cual tiene en sí una masa de 1/6 del rover final. Esto permitirá, junto con pruebas en distintos tipos de superficies, obtener datos más fidedignos al respecto sin la necesidad de un carro que cuelgue parcialmente la masa del vehículo.

Pruebas preliminares con este modelo del rover han mostrado buenos resultados.

- No fue posible superar pendientes mayores a 40° ya que la potencia de los motores fue insuficiente. Aún así, si bien las pendientes en la Luna pueden llegar incluso hasta los 45°, éstas no son tan habituales y con una correcta planificación del terreno podrían ser evitables. Además, los lugares de alunizaje actualmente considerados, como lo es el de Apolo XII, no presentan este tipo de pendiente extremas.



- Como se puede apreciar en el diseño para el rover final mostrado en la sección 4.6, las aspas han sido ensanchadas. Esto fue debido a que las pruebas en terreno demostraron la necesidad de mejorar la tracción. La inclusión de bordes dentados permite un mejor agarre ante obstáculos.
- Como se comentó en la sección 4.3, el diseño final cuenta con una cola pivote bifurcada debido a que las pruebas en pendientes empinadas requieren dos puntos de apoyo trasero para evitar la inclinación en un lado u otro mientras el robot supera el obstáculo.
- Finalmente señalar que el diseño ideado supera ampliamente las expectativas originalmente pensadas sobre él, si bien aún queda un amplio margen para mejoras. Se ha demostrado que un vehículo de estas características es totalmente posible para ser utilizado en una misión lunar real, cumpliendo de esta forma con los objetivos planteados para este proyecto.

Con toda la información recopilada actualmente se encuentra en construcción la versión final del rover (modelo “Mini”) con componentes de grado espacial, el cual se espera pueda ser lanzado durante el segundo semestre de 2015.



8 Bibliografía y Referencias

- [1] Google Lunar X PRIZE <http://www.googlelunarxprize.org>
- [2] X PRIZE Foundation <http://www.xprize.org>
- [3] Google Company <http://www.google.com/about>
- [4] Archon Genomics <http://genomics.xprize.org>
- [5] Qualcomm Tricorder <http://www.qualcommtricorderxprize.org>
- [6] Inversiones Angelicvm <http://www.angelicvm.com>
- [7] Team AngelicvM <http://www.teamangelicvm.cl>
- [8] Universidad Austral de Chile <http://www.uach.cl>
- [9] Universidad de Concepción <http://www.udec.cl>
- [10] EarthRise Space <http://www.earthrisespace.org>
- [11] NASA Payload Standards 7002A
<https://standards.nasa.gov/documents/viewdoc/3314910/3314910>
- [12] HEIKEN, GRANT; VANIMAN, DAVID; FRENCH, BEVAN. Lunar sourcebook, a user's guide to the moon. Cambridge University Press. USA, (1991) (Cap. 3, Cap. 6, Cap. 7).
- [13] Word Reference Rover <http://www.wordreference.com/definicion/rover>
- [14] NASA Apollo Misiones
http://www.nasa.gov/mission_pages/apollo/missions/index.html
- [15] Lunar Roving Vehicle http://en.wikipedia.org/wiki/Lunar_Roving_Vehicle
- [16] Lunokhod Russian Rover
http://www.russianspaceweb.com/spacecraft_planetary_lunar.html
- [17] Mars Pathfinder and Sojourner http://www.nasa.gov/mission_pages/mars-pathfinder/
- [18] Mars Exploration Rovers http://www.nasa.gov/mission_pages/mer/
- [19] Mars Science Laboratory http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/index.html
- [20] Rocker-Bogie Suspension System <http://en.wikipedia.org/wiki/Rocker-bogie>



[21] M. H. Raibert, H. B. Brown, "Experiments in balance with a 2D one-legged hopping machine," ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, pp 75-81, 1984.

[22] M. Ahmadi and M. Buehler, "Stable control of a simulated one-legged running robot with hip and leg compliance," IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 13, no. 1, pp 96– 104, 1997.

[23] Bio-inspired Robotics http://en.wikipedia.org/wiki/Bio-inspired_robotics

[24] Rhex, Boston Dynamics http://www.bostondynamics.com/robot_rhex.html

[25] Cynthia Ferrell - "Robust and Adaptive Locomotion of an Autonomous Hexapod" (1994), in Proceedings From Perception to Action Conference, Lausanne, Switzerland, 66-77.

[26] Stickybot <http://www-cdr.stanford.edu/~sangbae/Stickybot.htm>

[27] Gekkonidae <http://es.wikipedia.org/wiki/Gekkonidae>

[28] Structure of the Gecko foot <http://academic.udayton.edu/NIRT/gecko.htm>

[29] Big Dog, Boston Dynamics http://www.bostondynamics.com/robot_bigdog.html

[30] Petman, Boston Dynamics http://www.bostondynamics.com/robot_petman.html

[31] Insect Robot, Berkeley
<http://robotics.eecs.berkeley.edu/~ronf/mfi.html/images.html>

[32] Festo Bionic Learning Network http://www.festo.com/cms/en_corp/9617.htm

[34] Walters, Martin. The Illustrated World Encyclopedia of Insects. Anness (2011).

[35] Cruse H, "Which parameters control the leg movement of a walking insect?", J. exp. Biol. 116, pp 343–362, 1985.

[36] Bässler U, "Carausius morosus: Proprioceptive control of stick insect walking. In Insect Locomotion", M. Gewecke and G. Wendler, pp. 43–48, 1985.

[37] Cruse H, "The influence of load, position and velocity on the control of leg movement of a walking insect. In Insect Locomotion", M. Gewecke and G. Wendler, pp. 19–26, 1985.

[38] Cruse H, Schwarse W, "Mechanisms of coupling between the ipsilateral legs of a walking insect (Carausius morosus)", J. exp. Biol, pp 138, 455–469, 1988.



- [39] Cruse H, Knauth A, “Coupling mechanisms between the contralateral legs of a walking stick insect (*Carausius morosus*)”, *J. exp. Biol*, pp 144, 199–213, 1989.
- [40] Delcomyn F, “Perturbation of the motor system in freely walking cockroaches. I. Rear leg amputation and the timing of motor activity in leg muscles”, *J. exp. Biol*, pp 156, 483–502, 1991.
- [41] Delcomyn F, “Perturbation of the motor system in freely walking cockroaches. II. The timing of motor activity in leg muscles after amputation of a middle leg”, *J. exp. Biol*, pp 156, 503–517, 1991.
- [42] Delcomyn F, “Sense organs and the pattern of motor activity during walking in the American cockroach. In *Insect Locomotion*”, M. Gewecke and G. Wendler, pp. 87–96, 1985.
- [43] Dean J, “Leg coordination in the stick insect *Carausius morosus*: effects of cutting thoracic connectives”, *J. exp. Biol*, pp 145, 103–131, 1989.
- [44] Robot esférico Groundbot, Rotundus <http://www.rotundus.se>
- [45] Siegwart R, Reza I, Scaramuzza D, “Introduction to Autonomous Mobile Robots”, The MIT Press, (Cap2), 2011.
- [46] Robot de dos ruedas Recon Scout, Recon Robotics <http://www.reconrobotics.com>
- [47] F. Castaños, R. Carrera, Levantamiento y control de un péndulo invertido con un esquema de control reconfigurable, Facultad de Ingeniería UNAM <http://facultad.bayamon.inter.edu/arincon/penduloinvertido1.pdf>
- [48] Segway, <http://www.segway.com/>
- [49] Cubesat, <http://www.cubesat.org>
- [50] Spacecraft systems engineering. P. Fortescue et al. UK. 2011..
- [51] Space mission analysis and design. Larson & Wertz. USA. 1999.
- [52] Space structures. Fraser et al. USA. 1991
- [53] Standard Materials And Processes Requirements For Spacecraft, <https://standards.nasa.gov/documents/detail/3315591>
- [54] Selection of Spacecraft Materials and Supporting Vacuum Outgassing Data, <http://www.nasa.gov/offices/oce/llis/0778.html>
- [55] Data for selection of space materials and processes, “ECSS-Q-70-71A rev. 1” ESA standard. 2004.



http://www.apc.univ-paris7.fr/APC_CS/system/files/FCKeditor/file/ECSS-Q-70-71A.pdf

[56] Material selection for controlling stress-corrosion cracking, “ECSS-Q-ST-36C” ESA standard. 2009.

<http://esmat.esa.int/ecss-q-st-70-36c.pdf>

[57] Materials, mechanical parts and Processes, “ECSS-Q-ST-70C” ESA standard. 2009.

http://www.apc.univ-paris7.fr/APC_CS/system/files/FCKeditor/file/ECSS-Q-ST-70C_%286March2009%29.pdf

[58] SpaceX – Falcon 9 Payload User’s Guide, <http://www.spacex.com/falcon9>

[59] Design of a Day/Night Lunar Rover. Bekelman et al. USA. 1995.

[60] Sellos de Resorte de Teflón, Bal-Seal, <http://www.balseal.com>

[61] Dussy S, MEMS gyros for space applications, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 15 - 18 August 2005, San Francisco, California.

[62] Mokrzycki B, FPGA-based general purpose digital signal processor for space applications, University of Iowa, 2011. <http://ir.uiowa.edu/etd>

[63] S-Band,

http://en.wikipedia.org/wiki/Consultative_Committee_for_Space_Data_Systems

[64] Codification “Convolutional / Viterbi”,

http://en.wikipedia.org/wiki/Viterbi_decoder

[65] CMOS “Sapphire”,

http://www.e2v.com/e2v/assets/File/brochures-flyers/20968_SAPPHIRE_1_3M%20Flyer%20v7_AW_LR.pdf

[66] Motores DC 12V, <http://www.pololu.com/catalog/product/1447>

[67] Roboard RB-110, <http://www.roboard.com/RB-110.htm>

[68] Baterías LiPo 3.7v 6Amp, <http://www.robotshop.com/sfe-lithium-polymer-battery.html>

[69] Controladora PWM Pololu VNH3SP30,

<http://www.pololu.com/picture/view/OJ106>

[70] Unidad de Medición de Inercia IMU, <http://www.roboard.com/G146.html>

[71] Modulación por Ancho de Pulsos PWM,

http://es.wikipedia.org/wiki/Modulaci%C3%B3n_por_ancho_de_pulsos



[72] Filtro de Kalman, http://es.wikipedia.org/wiki/Filtro_de_Kalman

[73] MMARS, <http://www.infoespacial.com/?noticia=chile-iniciara-en-2012-la-construccion-de-una-zona-de-simulacion-de-la-luna-y-marte-para-experimentar-tecnologias>