

---

Instituto Tecnológico José Mario Molina Pasquel y Henríquez

Campus Chapala

CanSat 2022



# Grover

Asesor: Víctor González Villanueva

Mayo 2022

## 1. Introducción

### Nombre del equipo y de la misión

Nombre del Cansat: Grover

Nombre de la misión: Silver Life

### Listado y funciones de los miembros del equipo.

Nombre Completo	Carrera	Función
Ángel Jiménez Sánchez	Mecatrónica	Telemetría / Parte mecánica
Adrián Salvador Fuentes Méndez	Mecatrónica	Paracaídas / Electrónica
Jennifer Cassandra González Osuna	Mecatrónica	Estación Terrestre / Parte mecánica /
Jorge Satomi Minami Aguilera	Mecatrónica	Telemetría y sensores
Karen Samantha Padilla Mojarro	Mecatrónica	Electrónica
María del Carmen Ramírez Rosales	Mecatrónica	Ensamblaje / pruebas

### Acrónimos Utilizados

**GPS.-** Global Position System

**PCB.-** Printed Circuit Board

**RF.-** Radiofrecuencia

## II. Resumen de la misión

### Justificación de la misión

Actualmente el estudio de la gasificación en los planetas o sitios ignotos es escasa, la que existe se encuentra concentrada principalmente en Estados Unidos de América así como en La Federación Rusa (los principales líderes de la industria espacial en cuanto a exploración de planetas) por lo que el pico satélite GROVER dará un conocimiento a todos sus usuarios del estado gaseoso de los planetas/sitios ignotos que se encuentran en nuestro alrededor

### Objetivos generales y particulares de la misión.

#### Objetivo General

Planear, diseñar, programar y construir un satélite, cuya función sea medir la concentración de gases en el ambiente. Y así determinar la posibilidad de vida.

### Objetivo Particular

Estudiar los gases presentes en el espacio aéreo de un determinado planeta para su posterior análisis y determinación de posibilidad de vida.

### Secuencia de eventos de la misión

1. Preparación de la estación terrestre: Se prepara la interfaz junto con la telemetría lista para recibir datos.
2. Preparación del cansat para el despegue: Se precalentarán los sensores que nos permitirán medir la concentración de gases en el ambiente. Se ajustará el sistema de liberación una vez ensamblado al dron para ajustar al dron.
3. Ascenso y telemetría: Grover obtendrá valores de altura, presión atmosférica, humedad, temperatura interna, temperatura, CO, Ozono,
4. Liberación del satélite: Se liberará cuando haya alcanzado una altura de 500 metros de manera autónoma con la ayuda de 2 servos, y con la caída el paracaídas (ubicado en la parte superior del sistema de liberación) se abrirá.
5. Aterrizaje: Una vez en el suelo, se localizará por medio de GPS y un sonido constante emitido dentro del satélite que nos ayudará a ubicar con facilidad la ubicación del satélite.

## III. Descripción general del sistema

### Listados de los requisitos técnicos

Se enlista y se describen los requisitos técnicos que engloban la misión de acuerdo con las bases del concurso:

Localización global	Realizada por medio de un módulo GPS
Liberación del satélite	Por medio de un sistema de liberación junto con servos será liberado el satélite.
Despliegue del paracaídas	Al liberarse el satélite, el paracaídas será desplegado con la ayuda de un deslizador el cual ayudará a que el paracaídas no se abra de golpe y mantendrá las cuerdas ordenadas.
Censado	El censado de presión, humedad, temperatura y altitud se realizará por el sensor BMP180 y HTU21

Recolección de datos	Será por medio de los módulos MQ2, MQ131 y MQ135 para medir la concentración de gases en el ambiente.
Comunicación	La información obtenida se enviará a la estación terrestre a través del modulo E32 915T30D de radiofrecuencia de 900-931MHz
Estación Terrestre	Los valores recibidos mediante la telemetría serán mostrados en una interfaz diseñada en LabVIEW.

#### Descripción general del diseño

En el siguiente diagrama (figura 1.1) se muestra el orden y la comunicación entre el microcontrolador y la estación terrestre.

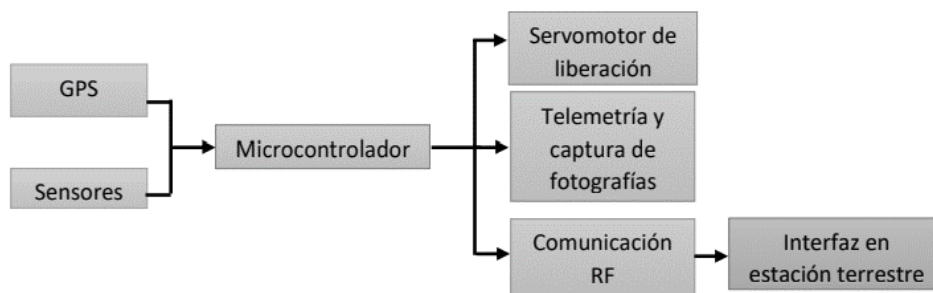


Figura 1. Diagrama de comunicación.

## IV Descripción general de la estructura y las partes mecánicas

El diseño del satélite se consigue teniendo en cuenta las siguientes consideraciones:

Forma	De esta manera el peso del satélite se distribuye equitativamente en el centro de la lata lo que lo hace más sencillo de manipular.
Aerodinámica	Necesaria para ejercer la menor resistencia al aire y que pueda cambiar su trayectoria al caer.

Peso	Necesario para transportarlo más fácil y poder acoplarlo al dron de elevación. No rebasando los 500gr.
Resistencia	Necesaria para poder resistir la caída desde la altura de elevación y cualquier accidente que pueda surgir.

Las medidas específicas de la estructura se muestran en la figura IV.I y IV.II:

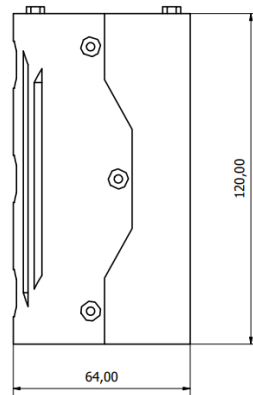


Figura IV.I Dimensiones del satélite (Inventor 2022).

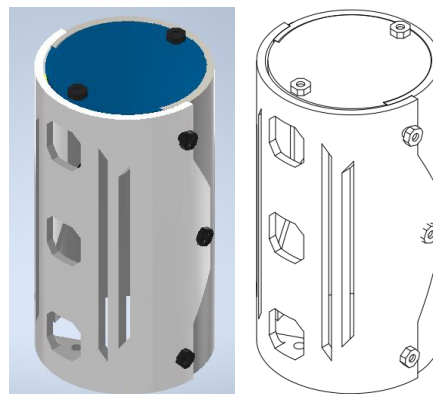


Figura IV.II Diseño del satélite (Inventor 2022).

Para cumplir la misión específica, se han de diseñar la parte interna del satélite con las características de posicionamiento de los sensores y módulos utilizados. bajo los siguientes requisitos técnicos:

Tamaño	Las dimensiones son menores para que la estructura entre dentro de la carcasa de la lata.
Espacio entre paredes	Los espacios que hay entre pisos o paredes fueron considerados según el posicionamiento de los sensores y módulos utilizados.

La estructura se muestra en la figura IV.III.

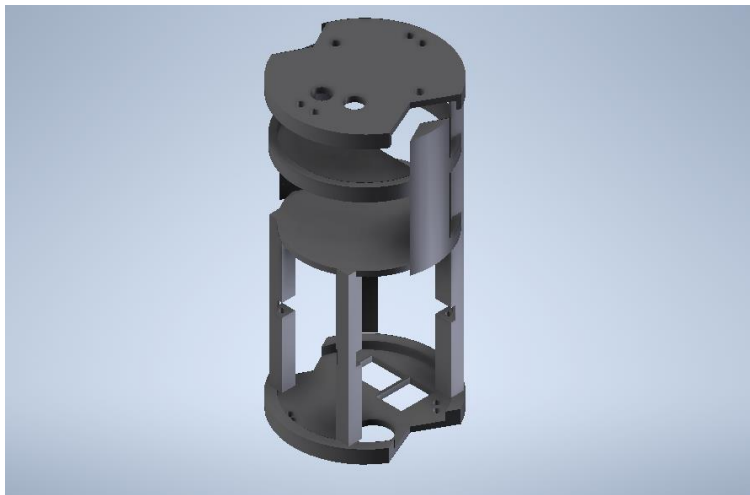


Figura IV.III Modelo de la estructura interna (Inventor, 2022).

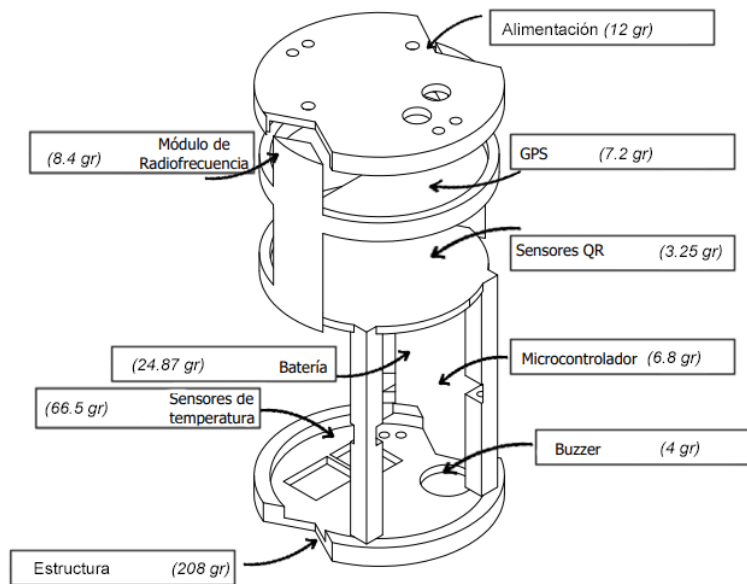
### Materiales seleccionados.

Los materiales para las partes mecánicas son:

Pieza	Material	Peso
Lata	PLA	80gr
Estructura Interna	PLA	35 gr
Soporte	PLA	75gr
Barras Liberación	MDF	2gr
Gancho	PLA	15 gr
Tapas	PLA	20gr
Paracaídas	Hule	5 gr

## Distribución de partes mecánicas

El esquema de distribución de partes mecánicas es:



## Balance de masa preliminar

- La sumatoria de la masa de cada parte es de 345 gr.
- E centro de gravedad se encuentra la parte del microcontrolador.
- 

## Procedimiento de pruebas de la estructura y las partes mecánicas

1. Sistema de liberación
  - 1.1. Determinado por prueba y error concluimos que el sistema de liberación del CanSat debe actuar (Servomotor accionado) a 65 rpm siendo alimentado con 4.86 volts
  - 1.2. El sistema que contiene sujeto al CanSat con el sistema de liberación, su eje de 7 mm dentado, fue el grosor óptimo encontrado para que pueda soportar el pensó del picosatelite
  - 1.3. Se mantuvo en movimiento y posicionado para encontrar si el estrés generado por el movimiento es soportado por el sistema del CanSat para mantenerse posicionado (liberación), esto se hizo sujetándolo de un broche el cual permite el movimiento libre, al cual se le sometió de diversos estímulos (golpeteos, empujes, viento de ventilador y movimientos bruscos)
2. Estructura del CanSat
  - 2.1. Se armó el chasis el cual se dejó caer de distintas alturas (10 cm, 30 cm, 50 cm, 1m, 2m) donde se pondría a prueba la resistencia ante los golpes que podrá recibir

- 2.2. El chasis se expuso a presión, con el fin de comprobar si el estrés que se le puede generar será capaz de resistir
- 2.3. El satélite se estuvo moviendo a distintas distancias y velocidades aleatorias con el fin de comprobar la estabilidad de la señal, así como de la estructura y el correcto funcionamiento de los sensores
3. Paracaídas
  - 3.1. El paracaídas una vez armado se buscó diversas formas y técnicas para ser empaquetado y posiciones en el sistema de liberación, en cada una de las distintas pruebas se realizó un arrojamamiento desde lo más alto del Módulo B del TecMM Campus Chapala, con el fin de comprobar con que empaquetado se libera y comporta mejor el paracaídas, se realizó un registro en video para analizarlo y determinar el más apto

#### Procedimiento de recuperación del satélite

Una vez haya tocado tierra, el módulo GPS enviará cada segundo la posición global a la estación terrestre por RF, también emitirá un sonido intermitente por medio de un buzzer para poder localizarlo fácilmente.

Características:

Requisito	Descripción
GPS	Sistema de posición global que proporcionará a la estación terrestre la ubicación durante el descenso y punto de aterrizaje
Buzzer	Componente electrónico que emitirá una alerta sonora para ayudar a ubicar el Satélite al aterrizaje de forma rápida.

#### Características del Buzzer:

Característica	Descripción
Frecuencia máxima	2.3 kHz $\pm$ 500 Hz
Frecuencia de la alerta	1.5 kHz
Voltaje de salida	5 volts

#### Requisito, diseño preliminar del paracaídas y sistema de recuperación.

1. Requisitos
  - El paracaídas debe liberarse lo antes posible
  - El paracaídas debe desplazarse de 5m/s - 7m/s en su descenso
  - El paracaídas debe soportar los 500 gramos que pesa el picosatélite
2. Diseño preliminar del paracaídas



Nos basamos en el paracaídas militar T-11

Antes de la apertura del paracaídas: el paracaídas está sometido a la acción de su propio peso. El empuje del aire se considera despreciable ya que la densidad del aire es mucho menor que la del cuerpo. Por otra parte, consideramos que el rozamiento del paracaidista con el aire es pequeño.

Las ecuaciones del movimiento serán (se toma como origen el lugar de lanzamiento y el eje X apuntando hacia arriba).

$$a = -g \quad v = -gt \quad x = x_0 - gt^2/2$$

Cuando el paracaídas se abre por completo

El paracaidista está sometido a la acción de su peso y de una fuerza de rozamiento proporcional al cuadrado de la velocidad.

$$ma = -mg + kv^2$$

La constante de proporcionalidad  $k = \rho A \delta / 2$

- $\rho$  es la densidad del aire. Aunque la densidad del aire varía con la altura, en este cálculo aproximado se utilizará su valor al nivel del mar de  $1.29 \text{ kg/m}^3$ .
- $A$  es el área de la sección transversal frontal expuesta al aire,
- $\delta$  es un coeficiente que depende de la forma del objeto

ecuación de fricción:

$$2.W = c \cdot \rho \cdot (V_{term})^2 \cdot A$$

W representa el peso → 500 gr

ρ es la densidad del aire →  
1.27 KM<sup>3</sup>

c el coeficiente de fricción → 0.47

V<sub>term</sub> la velocidad terminal al área del paracaídas.

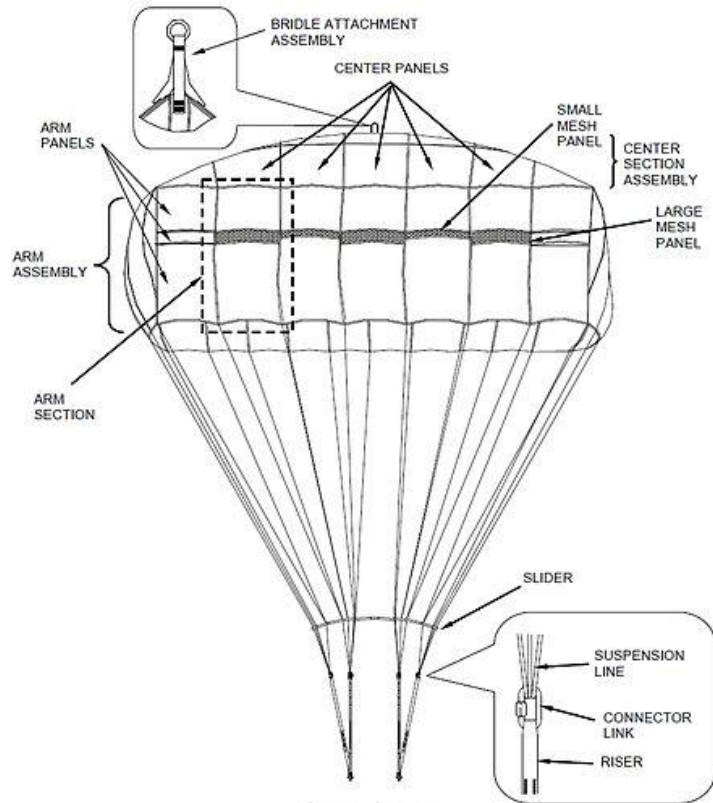


Figure 1. Main Canopy.

## Procedimiento de pruebas del paracaídas

### Procedimiento de las pruebas del sistema del paracaídas

1. Se colocó al paracaídas una carga de 500 gramos atada a todas las cuerdas del mismo por medio de nudos que distribuyen equitativamente el peso al paracaídas, además que el mismo cuenta con un separador de 12 hilos, los mismos con los que cuenta el paracaídas para conseguir un correcto funcionamiento

2. Se liberará a diversas alturas:

2.1.1. 15 metros para evaluar pruebas de desempeño del paracaídas, es decir, evaluar que tan rápido se abre, que tan rápido disminuye su velocidad, cuál es su desempeño y evaluar el mejor empaquetado del mismo



2.1.2. 80 - 100 metros, en estas pruebas de utilizo un dron con el cual se logró alcanzar esta distancia, se utilizó para probar el correcto funcionamiento del paracaídas, que el mismo disminuyera la velocidad hasta lo deseado 5 m/s,

De igual forma se utilizó para probar que el sistema de liberación funcione correctamente y que el mismo pueda soportar el estrés generado por el peso, así como del movimiento y que se libere en la altitud deseada

3. Se observo que el desempeño de nuestro paracaídas más chico (60cm x 60 cm) obtuvo el comportamiento más adecuado por el espacio que ocupa es posible empaquetarlo en un espacio menor, se logra abrir con una mayor precisión además de conseguir la velocidad aproximada de 5m/s la cual es la buscada para que el CanSat pueda aterrizar ocasionándose el menor daño posible.

4. Como resultados obtuvimos una velocidad de descenso aproximada de 5m/s, el tiempo de apertura de 0 a completa es de 4 segundos.

Requisitos	Descripción
Base	Será la que se sujete a la argolla del dron. Estará provista de ranuras en donde las barras-seguros se deslizarán para asegurar o liberar el cuerpo principal.
Servomotor	Se encargarán de accionar bidireccionalmente las barras-seguros para su sujeción o liberación
Gancho	Barras movidas por el servomotor. Entrarán en las ranuras del cuerpo principal y la base de sujeción para bloquear la liberación

## V. Subsistema de los sensores

## VI. Sistema de radiocomunicación

### Requisitos y análisis y diseño preliminar del sistema de radiocomunicación

La comunicación del satélite consiste en un transmisor RF en el satélite y un receptor RF en la base terrestre. El sistema de comunicación funciona a una frecuencia de 915 MHz para no interferir con la radiofrecuencia del control de dron, junto con el módulo de emisión y recepción viene acoplada una antena de punto a punto para mejorar la señal

### Selección de sistema de radiocomunicación y antena

El sistema de radiocomunicación será compuesto con los siguientes valores

Características	Descripción
Nombre	
Tipo de señal	
Potencia de salida	21-30dBm
Distancias	8 Km (con línea vista)
Interfaz	UART
Voltaje de alimentación	3.3Vdc a 5Vdc

La potencia de recepción se calcula mediante la siguiente fórmula derivada de la ecuación de Friis:

$$P_{rx_{min}}(dB) = P_{tx_{max}}(dB) + G_{tx}(dB) + G_{rx}(dB) + 20 \log_{10} \left( \frac{\lambda}{4\pi D_{max}} \right)$$

Con esta fórmula se puede determinar los valores necesarios de alguno de los parámetros faltantes (ganancia de antena de transmisor  $G_{tx}$ , ganancia de antena del receptor  $G_{rx}$ , distancia máxima estimada, sensibilidad de potencia mínima del receptor  $P_{rx_{min}}$ , etc. ) para diseñar el sistema con el módulo transmisor y el receptor a elegir.

La antena transmisora será:

Características	Descripción
Longitud	100mm
Humedad relativa	Hasta el 95%
Frecuencia central	868-915MHz
Polarización	Polarización Vertical
Ganancia	3.0dBi
Potencia Máxima	10W
Temperatura de funcionamiento	-40°C – 85°C

## Procesamiento, control y manejo de datos

### Metodología de análisis de datos a usar.

Todas las variables serán captadas por los sensores del satélite, serán acondicionadas y procesadas por el microcontrolador y se enviarán vía RF hacia la estación terrestre, se procesarán y se mostrarán en la interfaz gráfica.

1. Recolección de datos: Los datos se obtendrán mediante el sensor BME180 y HTU21 mientras que la posición global será dada por el módulo Lora E32. Al igual que los datos obtenidos del sensor MQ131, MQ135 y MQ2.
2. Acondicionamiento de señal: En este caso los módulos ya acondicionan la señal de salida para el microcontrolador.
3. Transmisión de datos: Con el módulo RF el satélite enviará la posición al receptor terrestre.

### Requisitos del procesador y software

El protocolo en el que se va a operar es el siguiente:

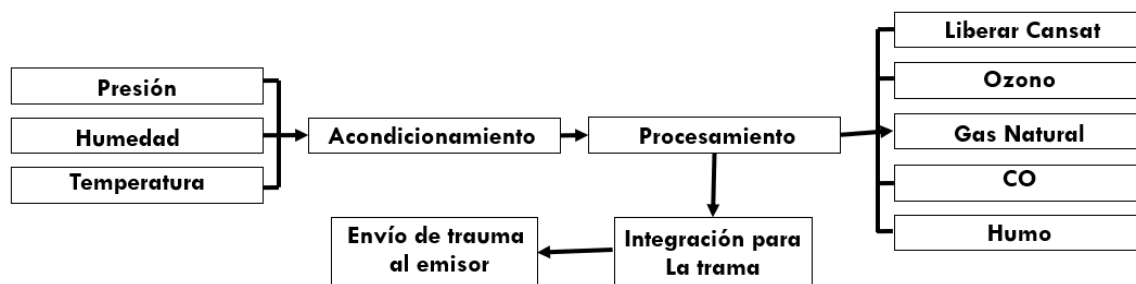
Requisitos	Requisitos
Ingreso de datos	El software desarrollado para el microcontrolador deberá recibir los valores enviados por el sensor hacia uno de los puertos de entrada
Acondicionamiento	A través de librerías los valores obtenidos anteriormente deben acondicionarse para poderse interpretar como valores en unidades correctas de cada variable medida.
Integración	Se integrarán todos los valores obtenidos en una trama para su posterior telemetría. Este proceso lo hará de manera continua cada cierta cantidad de tiempo sobrescribiendo los valores anteriormente obtenidos.
Transmisión	El software enviará la cadena creada en el punto anterior a través de algún protocolo de comunicación al módulo transmisor de RF.

### Selección del sistema de procesador

Característica	Descripción
Nombre	Tensilica Xtensa LX6 160 MHz
Modo de operación	160 o 240 MHz

Alimentación	3.3V
Co-procesador	De ultra baja energía
Interfaces periféricas	12-bit SAR ADC de hasta 18 canales
Interfaces I2C	2

## Descripción del desarrollo del software



## Formato de la telemetría y manejo de datos

La trama de la telemetría será enviada mediante rf a través de una cadena de caracteres en el siguiente origen:

<\$Nombre,vbat,text,teint,pre,hum,alt,lat,lon,ozono,gasnat,CO,humo\_>

## Procedimiento de pruebas del procesador y del software.

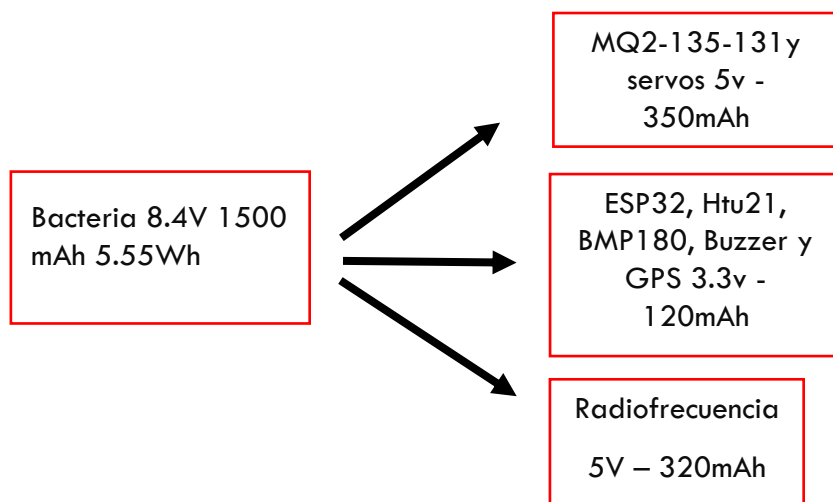
- Se comenzó con el diseño del interfaz, de modo que solo recibiera datos mediante el puerto USB
- Para probar la primera parte, se envió una cadena de caracteres mediante el puerto serial con el microcontrolador ESP32 que se utilizará.
- Una vez recibida la cadena de texto, se separó cada tipo de dato recibido y se agregó un indicador.
- Al terminar el diseño de la interfaz se hicieron pruebas de telemetría ya con la interfaz terminada.

A continuación, se muestra la interfaz y una de sus tantas pruebas con la telemetría, donde se observa que los datos se reciben y cada uno tiene asignado un indicador.

## VIII. Descripción del sistema de energía.

Requisitos y análisis del sistema de energía.

Diagrama a bloques del suministro de energía.



Cálculo del balance de consumo de energía estimado.

Pieza	Corriente (mAh)
MQ2	120 mAh
MQ135	120 mAh
MQ131	100 mAh
Htu21	0.15 $\mu$ A
Bmp180	650 $\mu$ A
GPS Neo 6M V2	45 mA
E32 415T30D	320 mA
Buzzer	25 mA
Servos	10 us

Selección de fuente de energía.

Características	Descripción
2 baterías UNIT 103050 B1 (1 celda) 1500 mAh a 3.7 v nominal y 5.55 Wh	Se utilizaron 2 baterías conectadas en serie para conseguir un voltaje de 8.4 v como máximo y mantener el amperaje

## Procedimiento de pruebas del sistema de energía.

Inicialmente se secciono lo componentes por consumo máximo de energía, es decir, que en una zona irían los componentes que consumen entre 0.1 uA a 50 mAh, en otra sección se ubican los MQ junto con los servomotores donde no superan los 470 mAh y consumen 350mAh trabajando normal y el módulo de radiofrecuencia estará en una sección solo ya que consume 320 mAh cuando emite señal

Por lo que la sección de bajo consumo ronda los 110 mAh (bmp180, Htu21, GPS, Buzzer)

La sección de alto consumo ronda los 370 mAh (MQ2-135-131 y 2 servos s90)

La sección del módulo de radiofrecuencia ronda los 320 mAh (E32 915T30D)

Todo se midió en pleno trabajo con un multímetro

Al final se utiliza un reductor de voltaje 8.4v a 5v se utilizó un MH-MINI-360

## IX. Descripción general de la Estación Terrena

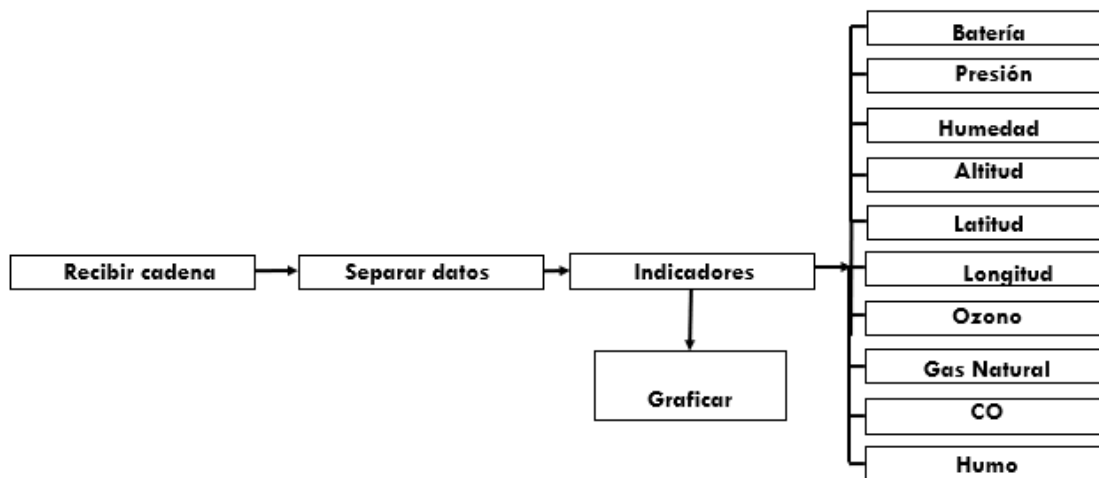
### Requisitos y análisis de la estación terrena

La estación terrena es el apartado terrestre encargada de recibir los datos de la telemetría desde el CanSat y procesarlos por el software. Ésta debe ser capaz de

1. Recepción de datos: La estación terrestre recibirá los datos enviados desde el CanSat a través de una antena conectada a un receptor RF.
2. Comunicación: Mediante un adaptador USB-TTL UART se enviarán los datos recibidos desde el RF hacia un puerto COM generado a través de la conexión USB.
3. Procesamiento: Los datos recibidos por el COM generado en el paso anterior se introducirán a un VI creado con el software LabView, se descryptará la trama y separarán los datos
4. Representación gráfica: En la interfaz se mostrarán gráficos dinámicos que representen los datos obtenidos y enviados por el CanSat.

### Diagrama de bloques de la estación terrena





#### Selección de hardware de la estación terrena

Se selecciono el módulo de rf lora E32 para recibir los datos enviados por el satélite, el cual necesita de un módulo USB para leer el puerto Serial E15-USB-T2.

#### Características del E15-USB-T2

Característica	Definición

#### Descripción del software de la estación terrena

Software de LabView para estación terrestre el cual es un software que proporciona un potente entorno de desarrollo gráfico para el diseño de aplicaciones de Ingeniería de adquisición de datos, análisis de medidas y presentación de datos gracias a un lenguaje de programación sin la complejidad de otras herramientas de desarrollo.

## X. Descripción general de la Integración de Subsistemas.

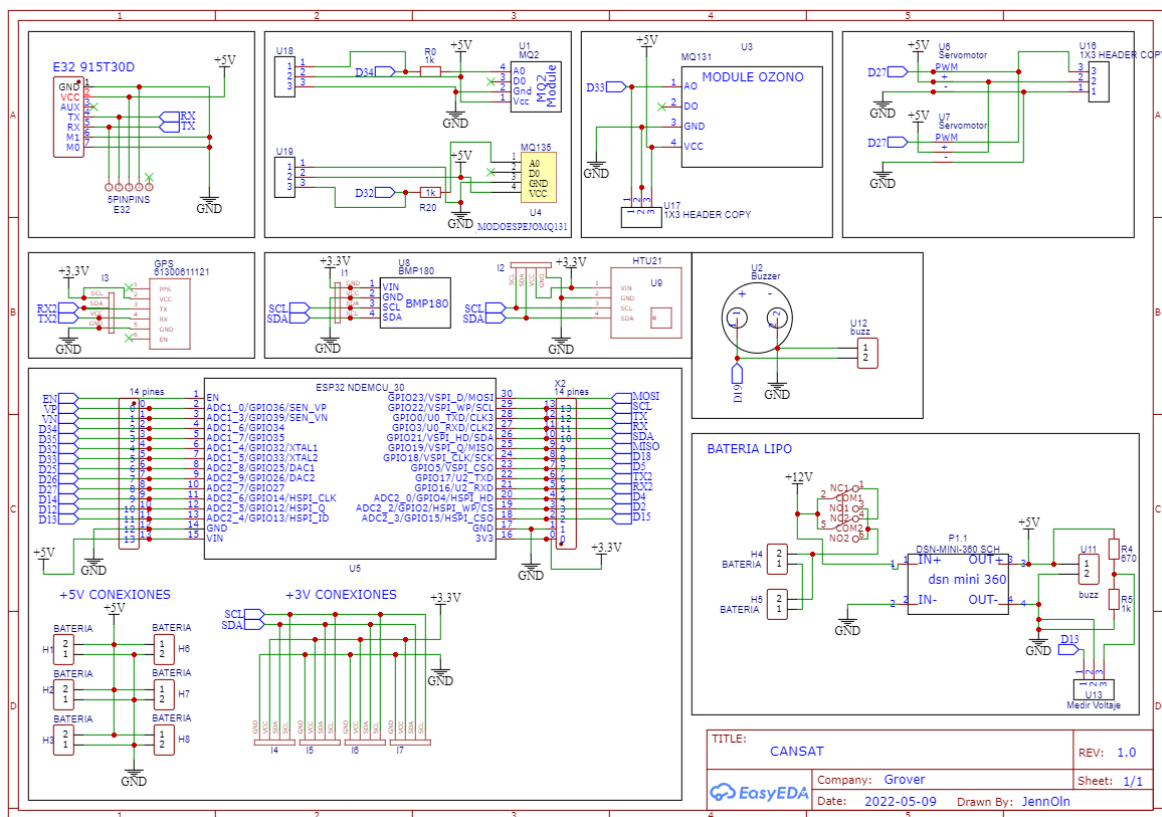
### Consideraciones y procedimiento de integración de los subsistemas.

Consideraciones	Descripción
Estructura General	La construcción integrará las partes mecánicas (base de sujeción, cuerpo principal, rack interno y sensores MQ), el

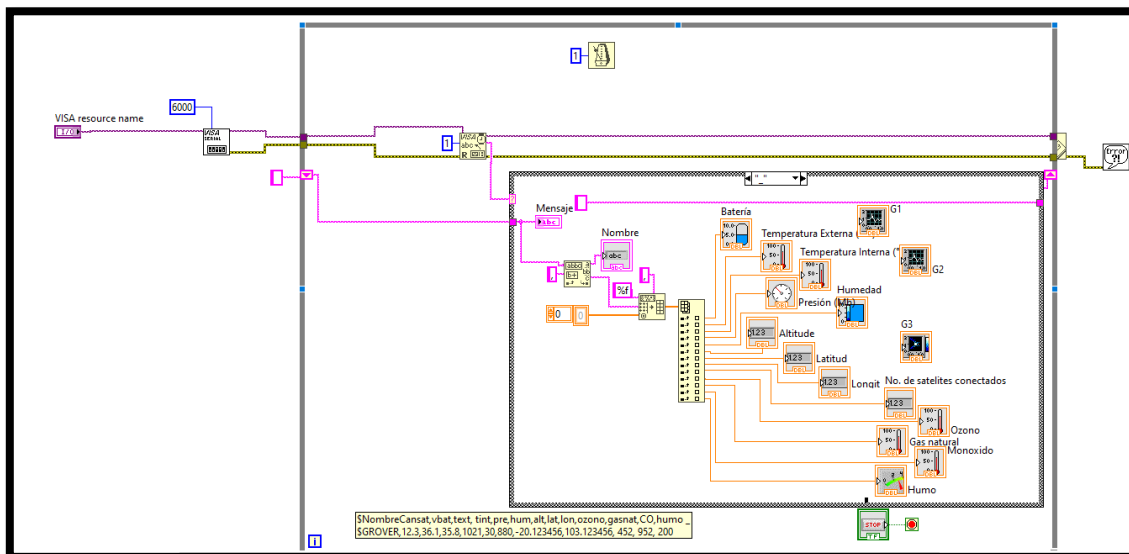
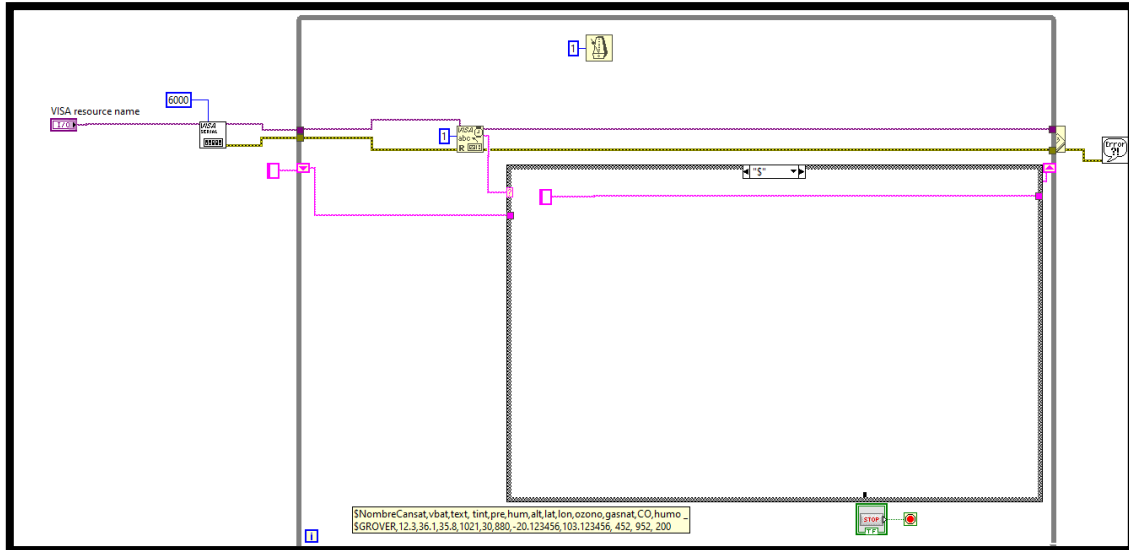
	PCB, la batería, los componentes electrónicos y el paracaídas.
Programa	Debe procesar las entradas, tomas de decisiones y salidas de activación e información
PCB	La forma geométrica debe ser compatible con el cuerpo principal, interconectar todos los elementos dentro del CanSat y distribuir las masas de manera balanceada Interfaz en LabView Debe recibir los datos de telemetría del CanSat, procesar la trama y mostrar la información en gráficas dinámica

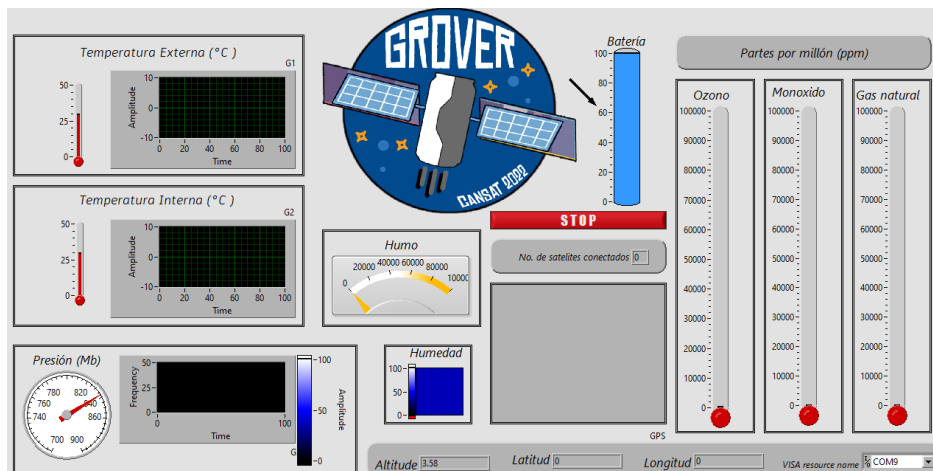
### Diagrama esquemático del Cansat y Estación Terrena preliminar

A continuación, se muestra el diagrama esquemático:



Y por último el diagrama utilizado para la interfaz utilizada en la estación terrena, y su diseño final:





### Billete de materiales preliminar con análisis de costos

Pieza	Fabricante	Proveedor	Precio
MQ2	Winsen	MercadoLibre	\$73.00
MQ7	Winsen	MercadoLibre	\$80.00
MQ131	Winsen	MercadoLibre	\$131
GPS	GENERIC	TechnoElectronics	\$215.00
HTU21	GENERIC	MercadoLibre	\$30.00
BMP180	GENERIC	MercadoLibre	\$63.00
ESP32	GENERIC	MercadoLibre	\$213.00
BUZZER	GENERIC	TechnoElectronics	\$12.00
SERVO	GENERIC	TechnoElectronics	\$92.00
BATERIA	GENERIC	TechnoElectronics	\$258.00
MH-MINI-360	GENERIC	TechnoElectronics	\$50.00
RESISTENCIA	GENERIC	TechnoElectronics	\$5.00
BAQUELA	GENERIC	TechnoElectronics	\$350.00
PLA	CREALITY	TechnoElectronics	\$200.00
ESTAÑO	STEREN	STEREN	\$20.00
CONECTORES	GENERIC	STEREN	\$76.00

TOTAL \$1,871.00

### XI Planeación y mejora continua de la misión

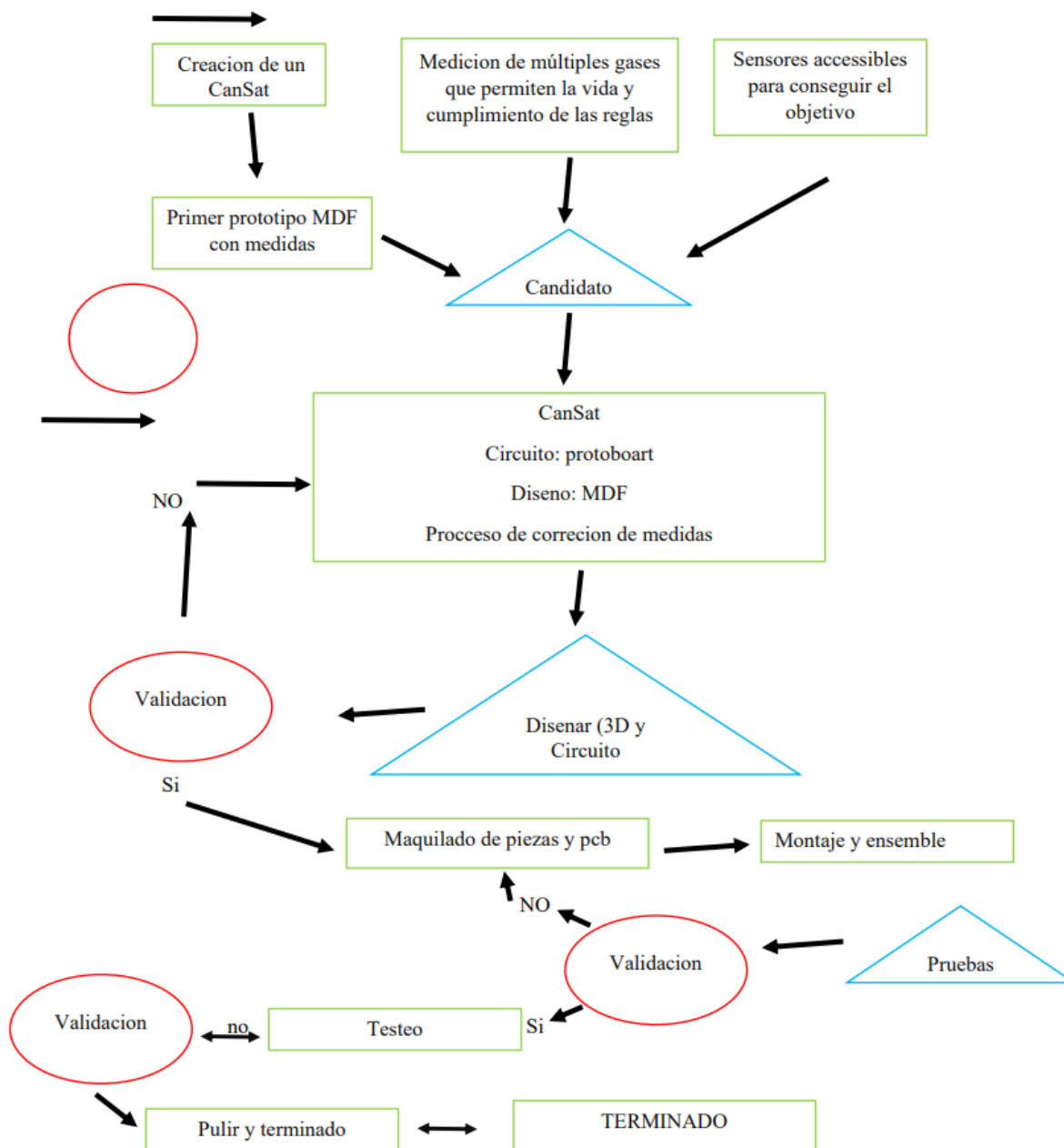
#### Definición de actividades y asignación de recursos y fechas

No. Act.	Actividad	Descripción	Recursos	Responsable	Fecha compromiso	Observaciones
	Sensores y código	Realizar pruebas con cada uno de los	IDE, Computadora y sensores.	Jorge Satomi Minami Aguilera	Mayo 18 2022	

		sensores a utilizar				
2	Interfaz	Realizar el interfaz y comprobar que reciba datos mediante el puerto serial	Labview	Jennifer Cassandra González Osuna	Mayo 16 2022	
3	Telemetría	Probar telemetría mediante una cadena de caracteres.	Computadora, IDE y Labview.	Ángel Jiménez Sánchez	Mayo 16 2022	
4	Telemetría con sensores	Enviar cadena de datos con los valores de los sensores al interfaz	Labview. Y IDE del microcontrolador	Jorge Satomi Minami Aguilera y Ángel Jiménez Sánchez	Mayo 19 2022	
5	Diseño y ensamble de la lata	Mediante planos, modelar en 3D, imprimir y ensamblar la lata.	Inventor Autodesk	Jennifer Cassandra González Osuna	Mayo 16 2022	
6	Diseño y ensamble del sistema de liberación	Realizar el modelado 3D del sistema de liberación, imprimir, cortar los materiales necesarios y ensamblar.	Inventor Autodesk	Ángel Jiménez Sánchez	Mayo 16 2022	
7	Circuitos	Diseñar el esquemático y PCB	EasyEDA	Adrián Salvador Fuentes Méndez	Mayo 19 2022	
8	Paracaídas	Realizar el paracaídas (el diseño y armado)		Adrián Salvador Fuentes Méndez	Mayo 12 2022	
9	Pruebas de	Realizar pruebas con	Tela, herramientas	Adrián Salvador	Mayo 19 2022	

	paracaídas	el paracaídas utilizando un peso de 500gr	de corte y planos.	Fuentes Méndez		
10	Mejora de código	Hacer los ajustes necesarios para que todo el cansat funcione en conjunto	IDE, Computadora y sensores.	Jorge Satomi Minami Aguilera	Junio 28, 2022	
11	PCB	Una vez maquilando todas las PCB, hay que ensamblar y soldar.	Estaño, cautín y baquela.	Karen Samantha Padilla Mojarro y María del Carmen Ramírez Rosales.	Mayo 16 2022	
12	Ensamble final	Ensamblar lata con PCB, paracaídas u el sistema de liberación, juntar todo lo desarrollado.	Tornillo y herramientas.	María del Carmen Ramírez Rosales.	Junio 30, 2022	
13.	Prueba final	Se realiza a la prueba del cansat con el dron	El satélite ensamblado	Ángel Jiménez Sánchez	Junio 30, 2022	

## Diagrama de flujo del proceso de diseño, implementación y lanzamiento



## Plan de Control

Punto Critico	Método de Control
Estructura Chasis CanSat (centro)	Realizar la unión de las capas laminares del chasis al haber sido impreso en 3D por flujo laminar
Estructura de ejes Sistema de liberación	Introducir al diseño diversos reforzadores y las esquinas
Movimiento de sensores	Añadir reforzadores para la unión de los sensores en sus conexiones (pegamento)
Sensores expuestos	Dejar relieve para protegerlo con el chasis

## Identificación de modos y efectos potenciales de fallas, causas y riesgos.

Parte/Función	Falla	Causa(s)	Riesgo
Electrónica	Falseo	algún componente se afloja	El CanSat no funcione adecuadamente
Sistema de liberación	Paracaídas se atore	Algún lazo se sujete	El CanSat no desenreda
Sistema de liberación	Estructura de servos para liberar el CanSat	Ruptura/fallo de estructura de los servos	El CanSat no se libere correctamente
Estructura	Ruptura	Punto débil	Causar mal funcionamiento o un corto
Tapas	Se aflojen	Ruptura/aflojamiento	Se salga algún componente

## AMEF del sistema.

Punto Critico	Método de Control
Estructura Chasis CanSat (centro)	Realizar la unión de las capas laminares del chasis al haber sido impreso en 3D por flujo laminar
Estructura de ejes Sistema de liberación	Introducir al diseño diversos reforzadores y las esquinas
Movimiento de sensores	Añadir reforzadores para la unión de los sensores en sus conexiones (pegamento)
Sensores expuestos	Dejar relieve para protegerlo con el chasis



## XV.- Resumen y conclusiones.

En este documento se encuentra de manera general la planeación de construcción del satélite Grover, cuya misión se enfoca en determinación de la posibilidad que pueda considerarse un espacio para vida, medir la concentración de gases en el ambiente. Este sistema se ha desarrollado para trabajar con las tecnologías de comunicación por radiofrecuencia, censando y actuadores a distancia. Para todos los apartados de este sistema se han contemplado diversos puntos como lo son la estructura, la placa base, fuente de alimentación, microcontrolador, comunicación RF y LabView. Poner en práctica conocimientos adquiridos a lo largo de la asignatura de microcontrolador y embebidos.