

CONCURSO IBEROAMERICANO DE SÁTELITES ENLATADOS 2023



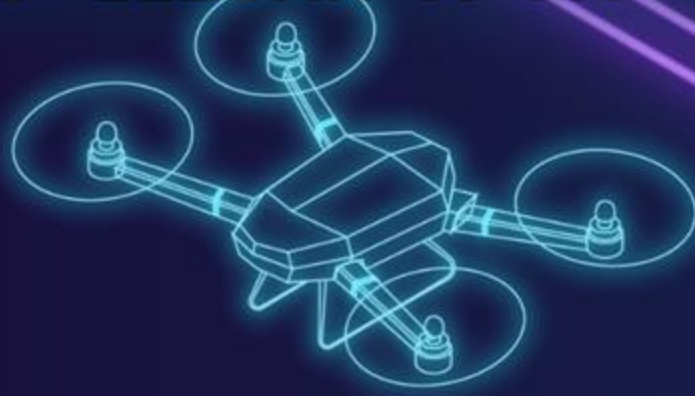
Etapa-04

**Fecha límite para subir su documento:
28 de abril del 2023 a las 23:59:59,
tiempo de la Ciudad de México.**



Etapas-04

**FELICIDADES A TODOS LOS EQUIPOS
QUE HAN LOGRADO LLEGAR A LA
ETAPA-04**





Concurso de Satélites Enlatados (2023)

“ E T A P A 0 4 ”



Coordinación de la
Investigación Científica

Revisión de Diseño Crítico

Entrega del archivo PEU-Satélite Enlatado-2023-CDR-EQUIPO por los equipos aprobados para continuar en la competencia de Satélites Enlatados 2023.

“En este documento se describirá todo lo concerniente al trabajo de diseño, cálculos, integración de sistemas, pruebas y desempeño esperado con el satélite enlatado. ”



Fecha límite para subir su archivo: viernes 28 de abril de 2023 a las 23:59:59 h.



Coordinación de la
Investigación Científica



Concurso de Satélites Enlatados

2023

“ E T A P A 0 3 ”



Meteoro Racers

Fecha límite para subir su archivo: viernes 28 de abril de 2023 a las 23:59:59 h.



II. Escriba el nombre del equipo, el nombre y correo electrónico del asesor, los nombres de los integrantes, la institución en la que estudian y un correo electrónico de contacto en los campos especificados. Marque con rojo los nombres de los integrantes que sean nuevos en el equipo.

Nombre del equipo: Meteoro Racers

Nombre(s) de los integrantes:	Apellido paterno:	Apellido materno:	Correo electrónico
(Líder) Miguel Alejandro	Martínez	Ayala	A01734990@TEC.MX
Lilian Scarlett	Díaz	Romero	A01734788@TEC.MX
Israel	Lezama	López	A01734758@tec.mx
Alejandro Uriel	Bolaños	Baez	A01732264@tec.mx
Luis Enrique	Camaños	Rebollo	A01732055@tec.mx

Hugo Gustavo González Hernández hgonztec.mx





III. De cada integrante del equipo marque con una X el área de trabajo en la que participará:

Nombre del integrante:	1	2	3	4	5	6	7
(Líder)Miguel Alejandro Martínez Ayala	X		X			X	X
Lilian Scarlett Díaz Romero		X	X	X			
Alejandro Uriel Bolaños Baez	X	X			X	X	X
Israel Lezama López	X		X	X	X		
Luis Enrique Camaños Rebollo	X		X		X	X	

1. Electrónica
2. Mecánica
3. Control y programación
4. Integración
5. Pruebas
6. Ingeniería de sistemas
7. Gestión de la Misión



* Un mismo integrante puede realizar múltiples tareas.





Revisión de DISEÑO Crítico DEL SATÉLITE ENLATADO

En las siguientes diapositivas deberá describir, en formato libre y en no más de 10 diapositivas, todo lo concerniente al trabajo de diseño, cálculos, integración de sistemas, pruebas y desempeño esperado con el satélite enlatado.





Diseño mecánico

Sistema	Subsistema	Componente	Material	Cantidad	Masa [g]
Carga primaria	Exterior	envolvente	PLA	1	159.25
	Amortiguamiento	huevo	huevo	1	65
		esponja	poliuretano	2	11.56
		palomitas	semillas de maíz	-	-
	Protección de la electrónica	placa de protección	PLA	1	16.6
	Electrónica	placa PCB	cobre	1	17.58
		Arduino Nano	varios	2	11
		GY-521	varios	1	1.61
		BMP180	varios	1	0.73
		batería 9V	varios	1	44.18
		Módulos Lora	varios	2	6.36
		FS1000A RF 433MHZ	varios	1	1.68
		Autogiro	soporte del autogiro	PLA	1
	resorte		acero para resortes	1	0.84
	base de las hélices		PLA	1	6.88
	hélices		PLA	4	4.2
	junta 1		PLA	1	0.21
	junta 2		PLA	1	0.3
juntas 3	PLA		1	0.38	
junta 4	PLA		1	0.18	
Desacoplamiento	gancho	PLA	1	0.19	
Carga secundaria	Exterior	envolvente	PLA	1	24.68
	Electrónica	placa PCB	cobre	1	17.58
		switch	varios	1	1.31
		batería 9V	varios	1	45.18
		Arduino Nano	varios	1	5.5
		módulo GPS Ublox	varios	1	15.66
		seguro	PLA	1	0.3
		Servo SG90	varios	1	10.21
Total				498.8	

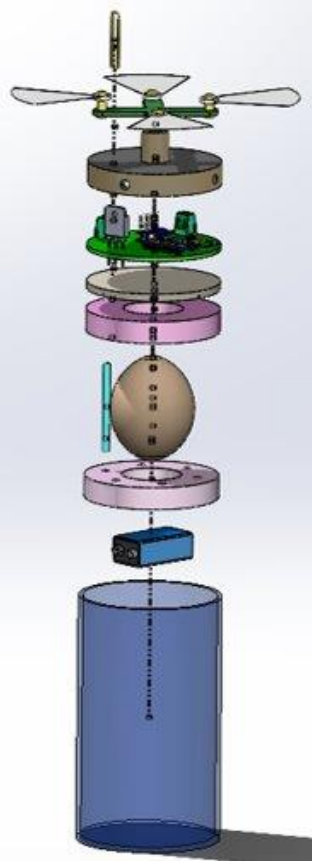
Consideración esencial para la aprobación del CanSat en desarrollo, radica en que la masa del mismo resulte menor a 0.5 Kg; se definen en la tabla mostrada a la izquierda, los componentes específicos de cada subsistema y sistema del satélite enlatado. Se incluyen en tal tabla los materiales, cantidad y pesos de cada componente; resultando, descartando al subsistema exterior, el subsistema electrónico en ambas cargas un segmento crítico (el subsistema de mayor peso: electrónica primaria de 78.62 gr y secundaria 96.74 gr) cuya masa deberá ser bien reducida o distribuida correctamente respecto al centro de masa del satélite enlatado.



Fueron pesados los componentes de forma individual haciendo uso de una vástula digital, llegando a concluir que al ser menor el peso del satélite a ½ kilogramo, puede considerarse al mismo apto para la misión.



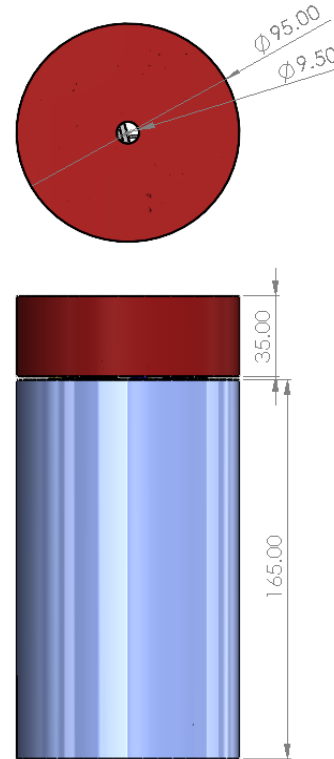
Diseño mecánico



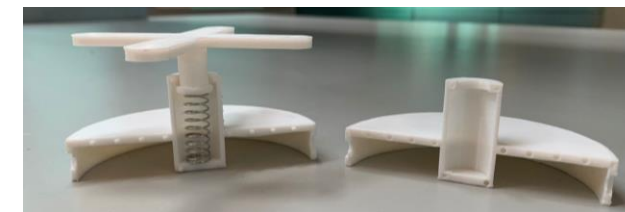
Ha sido optimizada la distribución de pesos a fin de mantener al cuerpo en equilibrio en su caída (a consideración de su centro de masa), corroborando de igual forma que las dimensiones de este se encuentran dentro de los parámetros máximos establecidos (diámetro de 10 cm, altura de carga primaria de 18 cm y altura de carga secundaria de 3.5 cm).

Tales pruebas fueron realizadas mediante el software CAD SW 2022:

[Acceso a Ensamble y Piezas en Solid Works](#)



De igual forma, ha sido desarrollado mediante manufactura aditiva un segundo prototipo con sistema de eyección de autogiro funcional a fin de realizar futuras pruebas de funcionalidad del sistema.



Coordinación de la
Investigación Científica

2023



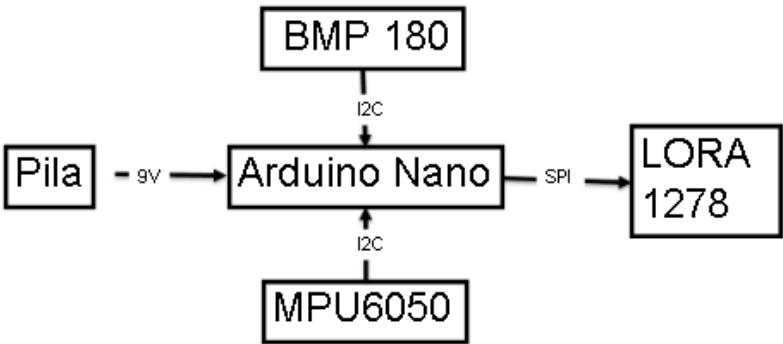


Electrónica

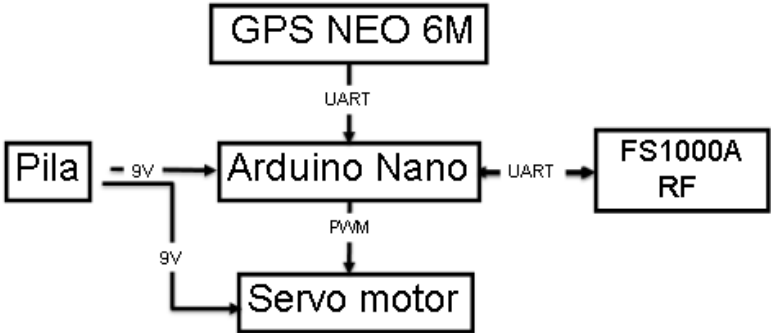
A continuación se presenta una tabla que describe los principales requerimientos de la misión relacionados con la parte electrónica, así como el o los componentes encargados de satisfacer dicho requerimiento. Además, también se presentan los diagramas de conexión de ambas partes del satélite

Parte del satélite	Requerimiento	Componente encargado	Interfaz de comunicación
Carga primaria	Transmitir información de presión	BMP180	I2C
	Transmitir información de temperatura	BMP180	I2C
	Transmitir información de orientación y aceleración	GY521	I2C
	Transmisión de datos a la estación terrestre	1278 LORA	SPI
	Recepción de la posición de la carga secundaria	1278 LORA	SPI
	Control y conexión del resto de componentes	Arduino Nano	I2C, SPI, digital
	Alimentación del sistema	Batería de 9V	N/A
Carga secundaria	Desacoplamiento de la carga secundaria	Servomotor SG90	Digital (PWM)
	Ubicación de la carga secundaria	GPS NEO-6M	UART
	Transmitir información de posición	FS1000A RF 433MHZ	UART
	Control y conexión del resto de componentes	Arduino Nano	I2C, SPI, UART, digital
	Se debe incluir un interruptor para evitar que se quede sin batería	Switch	N/A
	Alimentación del sistema	Batería de 9V	N/A

Carga Primaria



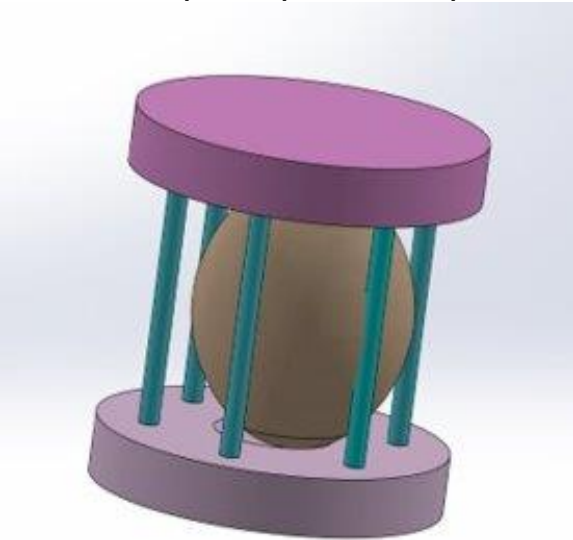
Carga Secundaria





Sistema de amortiguamiento

Para que el huevo logre resistir la caída a una velocidad de hasta 12 metros por segundo, se realizó un sistema de amortiguamiento, el cual se fue mejorando a través de iteraciones, tras numerosas pruebas que se hicieron. En la tabla mostrada a continuación, se ven los diferentes prototipos que se usaron, los cambios entre cada uno de ellos, y si sobrevivieron a caídas de distintas alturas. Además, cabe destacar que en una instancia final, se optó por utilizar el prototipo D, el cual consiste en envolver el huevo en papel burbuja, rodearlo completamente de palomitas de maíz y colocar esponjas de poliuretano a los extremos para que sea capaz de sobrevivir caídas de hasta 20 metros de alto.



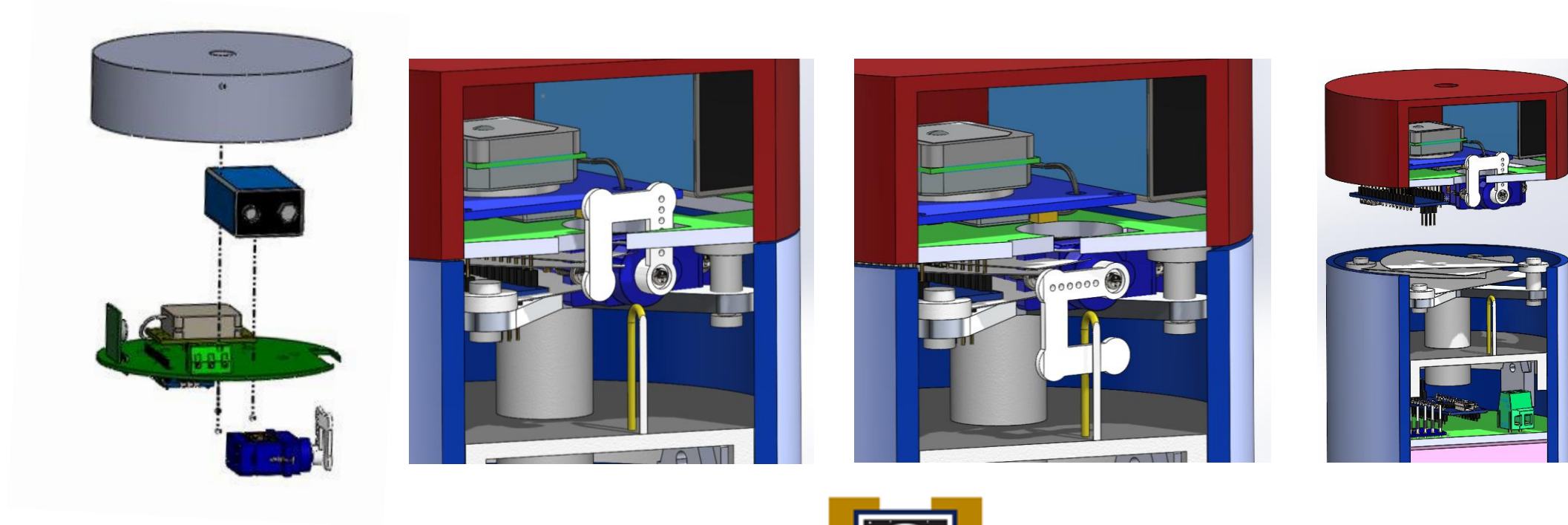
Prototipo	Prueba	Descripción	Altura	Resultado
A	1	Huevo con protegido con esponjas de poliuretano	1.25 m	Sobrevivió
	2		2.14 m	No sobrevivió
	3		2.63 m	No sobrevivió
B	1	Huevo protegido con esponjas de poliuretano y estructura de popotes	2.14 m	Sobrevivió
	2		2.63 m	No sobrevivió
C	1	Huevo protegido con envoltente de PLA de 10 cm de alto, papel bubuja y palomitas	2.14 m	Sobrevivió
	2		2.14 m	Sobrevivió
	3		2.63 m	Sobrevivió
	4		4.20 m	No sobrevivió
	5		20 m	No sobrevivió
D	1	Huevo protegido con envoltente de PLA de 16.5 cm de alto, papel bubuja y palomitas	20 m	Sobrevivió
	2		20 m	Sobrevivió





Sistema de desacoplamiento

El sistema de desacoplamiento consistirá en un servomotor que actuará como seguro, impidiendo que la carga secundaria, se desacople de la primaria. Así mismo, después de que el satélite sea liberado, y descienda a una altura menor a los 250 metros, el servomotor rotará, liberando el seguro, desacoplando así, la etapa secundaria.





Autogiro

Cuando se despliega la capa secundaria del Cansat y este se encuentra en caída libre, se necesita un sistema que reduzca su velocidad. Los requerimientos generales de este concurso que se deben considerar son los siguientes:

$$V = 12 \frac{m}{s} \quad (\text{antes de llegar al piso}) \quad m = 0.5kg$$

Esta ecuación de equilibrio representa el momento en el que las dos fuerzas a las que se encuentra sujeto el satélite se igualan para que la aceleración deje de aumentar. Estas dos fuerzas son la fuerza de sustentación que empuja hacia arriba y el peso que va en sentido contrario.

$$mg = \frac{1}{2}(C_l S \rho V^2)$$

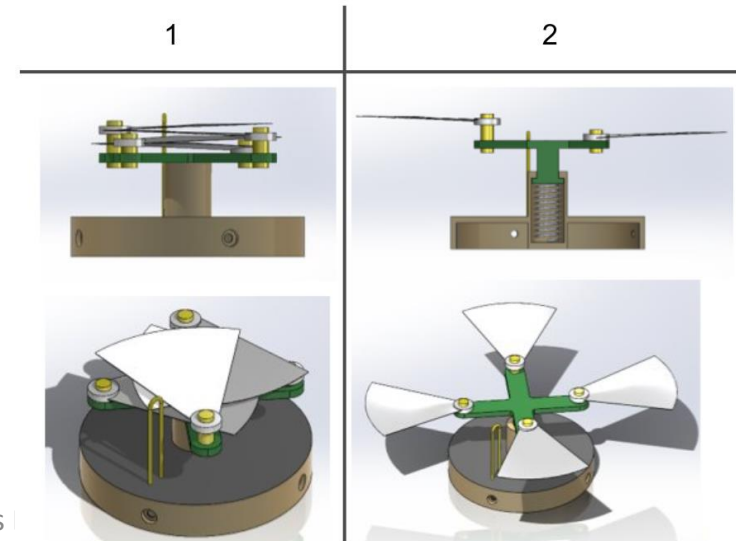
El coeficiente de sustentación depende de la geometría del área proyectada, la densidad del aire y la gravedad se consideran constantes.

$$C_l = 4.42 \quad \rho = 1.225 \frac{kg}{m^3} \quad g = 9.81 \frac{m}{s^2}$$

Para poder diseñar las hélices, nuestro parámetro de interés es la superficie de ataque, por lo tanto obtenemos la siguiente ecuación.

$$S = \frac{mg}{2C_l \rho v^2} = 0.01258m^2$$

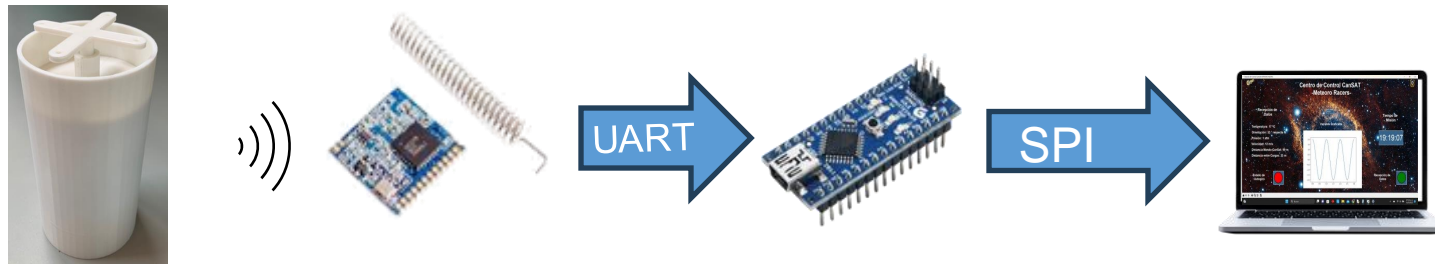
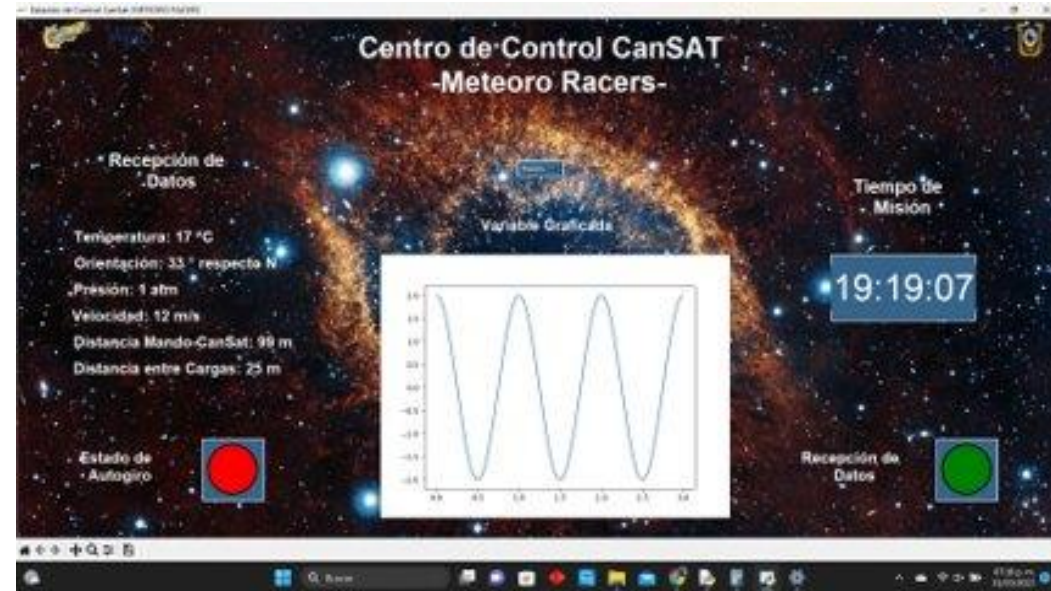
El autogiro diseñado tiene 2 momentos para su ejecución, el primero es antes del desacoplo de la carga secundaria y el segundo es justo después del primero. De esta manera, se da paso a que el resorte eleve la altura de las hélices y estas puedan sobresalir.





Estación terrestre

Ahora bien, con el objetivo de desplegar los datos en una interfaz Humano-Máquina (ver la Figura de la derecha), también es necesario desarrollar una estación terrestre que reciba los datos mandados por el CanSat, ésta consistirá en otro módulo LORA, conectado a otro Arduino Nano que mandará los datos mediante el Puerto Serie, en dónde serán procesados y desplegados en la interfaz. Un esquema general de la transmisión de la información se presenta a continuación.



A fin de demostrar la factibilidad de desarrollar la HMI de estación terrestre a partir de la librería Tkinter de Python, se ha desarrollado una interfaz de envío y recepción de datos mediante los mencionados medios:

[Vídeo de Prueba Funcionales de HMI](#)



Misión

La misión de este proyecto es el poder generar un sistema de satélite enlatado, en donde al ser liberado a una altura de 400 metros, se busca tener un aterrizaje seguro en donde la velocidad del satélite disminuya hasta 12 m/s.

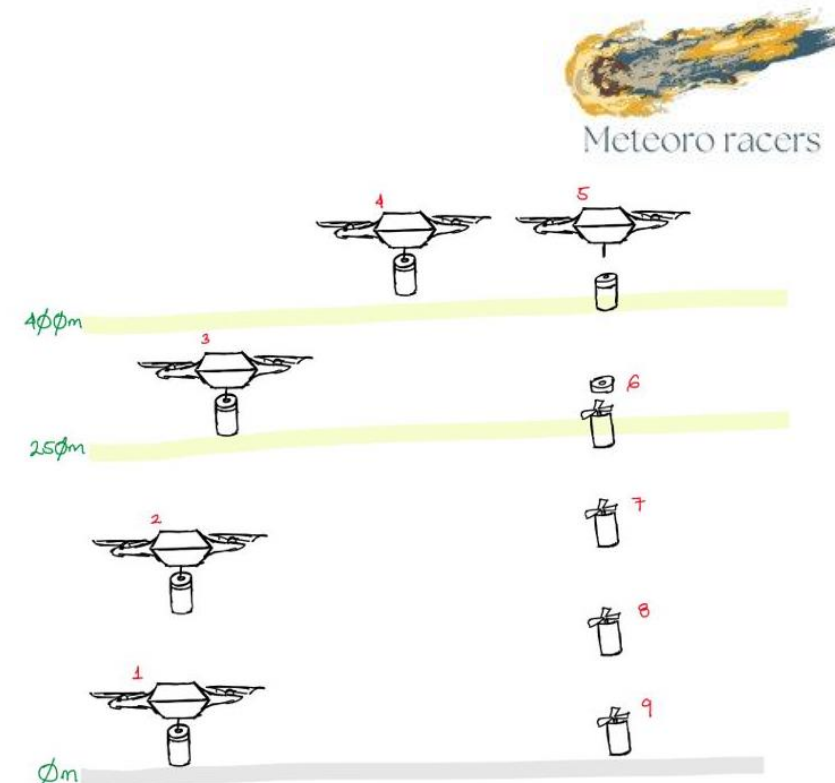
El primer paso para la realización de la misión será la colocación del satélite enlatado al dron, posterior a esto el dron se elevará a una altura de 400 metros en donde al llegar a esta altura el satélite será liberado.

En el momento en el que el satélite empiece a caer, este debe de monitorear en todo momento del descenso los datos de la velocidad y de la altura.

Cuando en el que el satélite llegue a una altitud de 250 metros el sistema de autogiro debe de desplegarse quitando la carga secundaria del satélite, este se encargará de reducir la velocidad de caída hasta una velocidad de 12 m/s.

Por último, el satélite impactará con el suelo, en donde este debe de seguir transmitiendo los datos por lo menos 15 segundos después del impacto, y se deberá de verificar que el huevo resista el impacto.

En el siguiente diagrama se muestra una secuencia de la misión.





Misión

Para una correcta ejecución de la misión, se propone el siguiente esquema de proceso a fin de calibrar y comprobar la funcionalidad de cada elemento configurable del satélite enlatado propuesto previo a su lanzamiento, y de contar con protocolos específicos de control de misión, recepción de datos, análisis de misión y entrega oficial de resultados.



Análisis de Costos

Se muestra en la siguiente tabla, un compendio de costos (en dólares estadounidenses) correspondientes a cada sistema y subsistema del satélite enlatado propuesto; teniendo este un coste aproximado final de \$92.76 USD o bien, \$ 1 855.20 M.N. (alrededor del 20% del costo máximo permitido en la presente competencia.)

Sistema	Subsistema	Componente	Material	Cantidad	Masa [g]	Costos USD
Carga primaria	Exterior	envolvente	PLA	1	159.25	\$5.42
	Amortiguamiento	huevo	huevo	1	65	-
		esponja	poliuretano	2	11.56	\$0.67
		palomitas	semillas de maíz	-	-	\$0.56
	Protección de la electrónica	placa de protección	PLA	1	16.6	\$0.54
	Electrónica	placa PCB	cobre	1	17.58	\$3.86
		Arduino Nano	varios	2	11	\$19.84
		GY-521	varios	1	1.61	\$7.35
		BMP180	varios	1	0.73	\$1.00
		batería 9V	varios	1	44.18	\$3.31
		Módulos Lora	varios	2	6.36	\$2.46
		FS1000A RF 433MHZ	varios	1	1.68	\$2.43
		Autogiro	soporte del autogiro	PLA	1	29.65
	resorte		acero para resortes	1	0.84	\$0.55
	base de las hélices		PLA	1	6.88	\$2.50
	hélices		PLA	4	4.2	\$8.27
	junta 1		PLA	1	0.21	\$0.06
	junta 2		PLA	1	0.3	\$0.06
	juntas 3		PLA	1	0.38	\$0.06
	junta 4		PLA	1	0.18	\$0.10
	Desacoplamiento	gancho	PLA	1	0.19	\$0.10
Carga secundaria	Exterior	envolvente	PLA	1	24.68	\$3.20
	Electrónica	placa PCB	cobre	1	17.58	\$3.86
		switch	varios	1	1.31	\$0.28
		batería 9V	varios	1	45.18	\$3.31
		Arduino Nano	varios	1	5.5	\$9.99
		módulo GPS Ublox	varios	1	15.66	\$7.35
		seguro	PLA	1	0.3	\$0.08
		Servo SG90	varios	1	10.21	\$2.20
		Total				498.8





Colocar la
INSIGNIA
del equipo
aquí.

IMPORTANTE

- Nombrar el archivo como “PEU-Satélite Enlatado-2023-CDR-EQUIPO”, con la información solicitada.
- En el nombre del archivo debe sustituir la palabra “EQUIPO” por el nombre del equipo.
- Enviar a más tardar el día viernes **28 de abril de 2023 antes de las 23:59:59 hora local de la CDMX.**
- Subir el archivo a la liga que se envió por correo.
- En caso de existir preguntas referentes al formato del CDR, deberán ponerse en contacto con el PEU.
- Cualquier equipo que envíe un CDR con un formato distinto al establecido mediante el presente documento, será descalificado.

