

Informe técnico del proyecto del equipo 105

Copa América del Puerto Espacial 2024

Unidad Propulsora Espacial Andina
Universidad Nacional de Ingeniería, Lima, Perú, 15333

Aníbal Esquiembre Quirós¹
Universidad Nacional de Ingeniería, Lima, Perú, 15333



La Unidad de Propulsión Andina Espacial (APU SPACE) competirá en la categoría de propulsión sólida COTS de 10.000 pies. El vehículo de 6,3 pulgadas de diámetro mínimo mide 107 pulgadas de alto y consta de una estructura de fibra de vidrio fabricada por estudiantes, aletas de duraluminio y un cono de nariz impreso en 3D ABS. El vuelo será propulsado por un motor N3300R de Aerotech que se espera que produzca un impulso total de 14.041 Ns durante una duración de 4,4 s. El sistema de aviónica cuenta con un sistema de datos aéreos para la medición de la velocidad aerodinámica y el ángulo de ataque, y un sistema de enlace descendente de telemetría emparejado con una estación terrestre para el seguimiento en vuelo y el análisis posterior al vuelo. La aviónica de despliegue es doblemente redundante y se basa en altímetros comerciales AIM XTRA, TeleMetrum y EasyMini. El sistema de recuperación cuenta con un sistema de despliegue doble que consta de paracaídas fabricados completamente por estudiantes. La carga útil es un módulo independiente que se despliega con el paracaídas principal y se recupera con el sistema de recuperación del vehículo. Este módulo cuenta con una carcasa capaz de aterrizar, orientarse y abrirse para desplegar un dron cuadricóptero contenido desde el suelo.

Contenido

I Nomenclatura	4
I.A Productos químicos.....	4
I.B Variables	4
II Introducción	5
II.A Programa académico.....	5
II.B Partes interesadas	5
II.C Descripción general del equipo.....	5
II.D Estrategias de gestión de equipos	5
III Descripción general de la arquitectura del sistema	6
III.A Subsistema de propulsión.....	6
III.A.1 Formulación química.....	6
III.A.2 Diseño y fabricación de la geometría del grano del propulsor	8
III.A.3 Componentes del motor.....	12
III.A.4 Sistema de encendido	14
III.B Subsistema de Aeroestructura	14
III.B.1 Cono de nariz	15
III.B.2 Sección principal	15
III.B.3 Frenos aerodinámicos	15
III.B.4 Diseño de aletas	16
III.B.5 Fabricación.....	17
III.C Subsistema de recuperación.....	18
III.C.1 Descripción general	18
III.C.2 Diseño de paracaídas.....	18
III.C.3 Arnés de recuperación.....	19
III.C.4 Fabricación.....	21
III.C.5 Despliegue	22
III.D Subsistema de carga útil	23
III.D.1 Descripción general de la misión	23
III.D.2 Estructura	24
III.D.3 Integración	25
III.D.4 Electrónica	26
III.D.5 Software	26
III.E Subsistema de aviónica personalizado	27
III.E.1 Descripción general	27
III.E.2 Computadora de vuelo universal.....	27
III.E.3 Recopilación de datos.....	28
III.E.4 Telemetría.....	29
III.E.5 Estructura del ordenador de vuelo.....	30
III.F Subsistema de estación terrestre.....	31
III.F.1 Descripción general.....	31
III.F.2 Diseño.....	31
III.F.3 Pruebas.....	33
III.F.4 Calibración.....	33
III.F.5 Análisis aerodinámico.....	36
IV Conceptos de Operaciones de la Misión (CONOPS)	37
IV.A Fase I: Operaciones previas al lanzamiento	37
IV.B Fase II: Ascenso motorizado	38
IV.C Fase III: Ascenso sin motor	38
IV.D Fase IV: Descenso en Paracaídas Drogue.....	38
IV.E Fase V: Descenso del paracaídas principal.....	38

IV.F Fase VI: Operaciones de desembarco	38
V Conclusión	39
A Apéndice: Pesos, medidas y datos de rendimiento del sistema	40
B Apéndice: Informes de pruebas del proyecto	42
Prueba del sistema de recuperación de BA	42
Prueba del sistema de propulsión BB SRAD	44
Prueba de recipientes a presión BC SRAD	45
Pruebas de GPS BD SRAD	46
Prueba del sistema de recuperación de carga útil BE	47
do Apéndice: Análisis de riesgos	48
Propulsor CA	48
Fósforos y encendedores eléctricos CB	48
Pólvora negra CC	48
D Apéndice: Evaluación de riesgos	49
mi Apéndice: Montaje y listas de verificación	50
Día de EA antes del lanzamiento	50
Día de lanzamiento de EB	51
F Apéndice: Dibujos de ingeniería	55
Motor FA	55
Aviónica de recuperación de FB	57
Carga útil FC	58
Computadora de vuelo universal FD	60
Tubo de Pitot FE	62
GRAMO Apéndice: Cálculos de apoyo clave	63
Dimensionamiento de la carga de eyeción de GA	63
Cálculos de carcasa de motor GB	64
yo Apéndice: Simulaciones	65
Simulaciones de tubo de Pitot HA	65
Simulaciones de pandeo de aeroestructuras HB	67

I. Nomenclatura

A. Productos químicos

- = Aluminio (elemento químico) =
- Perclorato de amonio (químico) =
- Perclorato de boro y potasio (pirógeno)
- = Polibutadieno con terminación hidroxilo (químico) =
- Yo también
- Pelargonato de isodecilo (químico)
- Yo soy
- = Perclorato de potasio (químico)
- = Polidimetilsiloxano ("aceite de silicona"): un material polimérico utilizado como surfactante

B. Variables

CX	= Área de la sección transversal (m^2)
0	(= Coeficiente de arrastre)
	= Coeficiente de choque de apertura del paracaídas = Diámetro nominal ()
	= Relación entre el área de la superficie de combustión y el área de la sección transversal de la garganta de la boquilla = Presión interna de un recipiente a presión () = Radio interior de un recipiente de presión cilíndrico () = Área de superficie nominal ()
A_0	2
	= Espesor de la pared de un recipiente de presión cilíndrico ()
	= Velocidad ((a mí/a) = Peso ()
A	= Factor de reducción de la fuerza del paracaídas = Ángulo de ataque () =
	Ángulo de deslizamiento lateral ()
1	= Esfuerzo circunferencial (aro) () =
2	Esfuerzo longitudinal (axial) () =
	Densidad del aire (/ kg m^{-3})
	= Esfuerzo cortante máximo ()

CANALLA = Diseño asistido por computadora

Operaciones conjuntas = Concepto de funcionamiento

CUNAS = Circuitos integrados

I2C = comerciales listos para usar

Unidad de medida intramuscular = Unidad de medición inercial

tarjeta de circuito impreso = Placa de circuito impreso

ROE = Relación de ondas estacionarias

Inspección de la inducción = Interfaz periférica serial

segundo. Introducción**A. Programa académico**

Apu Space es un equipo de estudiantes de cohetería formado por la Sección Estudiantil de la Sociedad Americana de Ingenieros Mecánicos (ASME) de la Universidad Nacional de Ingeniería (UNI) en Lima, Perú. Cuenta con el reconocimiento del departamento de ingeniería mecánica de la UNI como organización.

B. Partes interesadas

El equipo de APU Space cuenta con varios stakeholders. En primer lugar, nuestro proyecto partió de ASME UNI (Sociedad Americana de Ingenieros Mecánicos, que también tiene su sede en la Universidad Nacional de Ingeniería). ASME UNI está comprometida con llevar al Perú a otras órbitas. A su vez, APU Space es parte de la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Universidad Nacional de Ingeniería (UNI – FIM), lo que nos brinda los mejores elementos y actividades para que nuestros proyectos crezcan.

C. Descripción general del equipo

En el nombre "APU Space" se esconden unas siglas, que son "APU". "APU" significa: "Unidad de Propulsión Andina". "Andina" es la zona más alta de nuestro país, Perú. La Cordillera de los Andes es una zona muy hermosa, que no solo es productora de los alimentos más deliciosos y naturales del país, sino que también es una zona de donde provienen nuestros antepasados. "Andina" lleva consigo un gran sentimiento de amor por nuestro país. Luego, "Propulsión" se refiere a la forma de propulsar un cohete en la Aeronáutica y la Tecnología Aeroespacial. Y por último, "Unidad" significa unidad, esto quiere decir que somos un grupo de personas unidas por muchas razones igualmente importantes. Razones como ganar la competencia Spaceport America Cup 2024, sentir que todo nuestro esfuerzo tuvo una gran recompensa, demostrar a todos los peruanos y al mundo entero que no importa que seamos de un país aún poco desarrollado tecnológicamente, podemos salir adelante y finalmente, capacitar a nuestros integrantes en ciencias aeroespaciales coheteriales, para así contar con personal nacional que pueda trabajar en el primer puerto espacial del Perú, que se construirá en los próximos años, gracias a un acuerdo político entre EEUU – NASA y Perú – CONIDA (Agencia Espacial Peruana).

Espacio APU pertenece a "ASME – UNI", ASME es el acrónimo de American Society of Mechanical Engineers. Es una asociación de profesionales que ha generado un código de diseño, construcción, inspección y pruebas de equipos, entre otros, calderas y recipientes a presión. Este código tiene aceptación a nivel mundial. En este caso, en su sede la Universidad Nacional de Ingeniería, Lima Perú. A su vez, APU fue creada en la Facultad de Ingeniería Mecánica de la UNI, sin embargo nuestros miembros pertenecen a diversas facultades, e incluso hay algunos miembros de otras universidades del Perú, que por pasión colaboran con nosotros con el fin de llevar éxito a nuestro país y difundir STEAM.

Contamos con 5 talentosos profesionales en sus áreas de especialización: "Talento Humano, Diseño y Publicidad, Economía y Logística, Diseño Mecánico y Propulsión, Electrónica y Telecomunicaciones". Actualmente hemos establecido vínculos con la Agencia Espacial Peruana – CONIDA, con la finalidad de realizar prácticas de vuelo y buscar crecer correctamente dentro del sector Aeroespacial. Además, hemos ganado concursos de financiamiento de nuestra universidad – UNI, con la finalidad de obtener el dinero necesario para la compra de materiales para la construcción del cohete.

D. Estrategias de gestión de equipos

Espacio APU se gestiona con base en decisiones estratégicas, diseñadas en nuestra Dirección General, la cual está conformada por los Directores Generales de nuestras 5 áreas. Espacio APU cuenta con 1 grupo general interno, donde se encuentran todos los integrantes de las 5 áreas. Además, cada área cuenta con un subgrupo, donde se coordinan temas especializados enfocados a las decisiones establecidas en las reuniones de los Directores Generales. Cada área cuenta con un día específico de reunión virtual donde se gestionan las actividades que quedan durante la semana.

APU Space también tiene una fecha definida para realizar una reunión presencial con la mayoría de los miembros del proyecto, con el objetivo de mejorar el ambiente de trabajo y crear un entorno de mayor confianza entre ellos.

De la mano de esto, hemos realizado presentaciones virtuales con expertos encargados de mejorar los ambientes de trabajo, lo que nos ha dado mayor información profesional para gestionar un grupo humano tan grande y variado.

III. Descripción general de la arquitectura del sistema

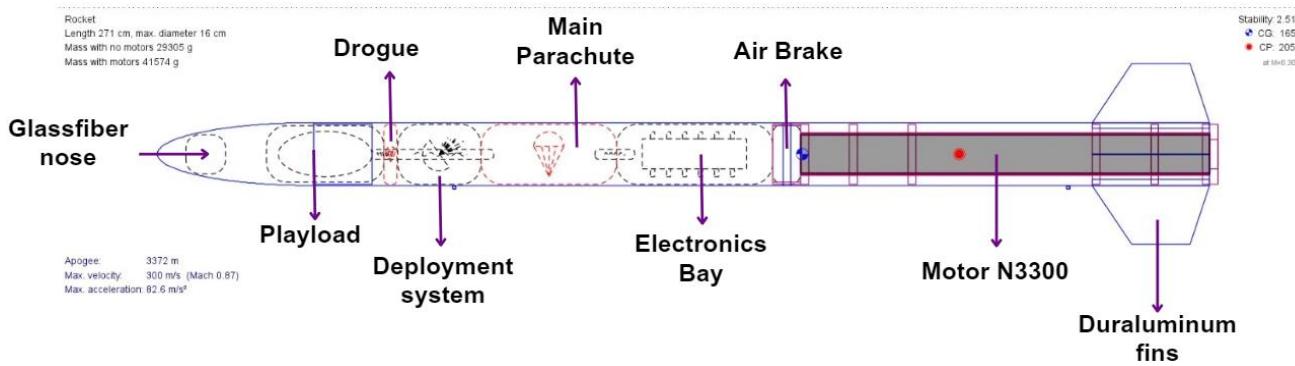


Fig. X Vista en corte del cohete Inti, resaltando los componentes clave

El vehículo consta de un sistema de propulsión, una aeroestructura, un sistema de aviónica y un sistema de despliegue. Estos componentes se describirán en esta arquitectura de sistema. La Figura X muestra un corte del vehículo y describe estos componentes. Mide 107 pulgadas completamente ensamblado y pesa 91,7 libras. El sistema de propulsión consta de un motor de cohete sólido COTS N3300R de una sola etapa. La aeroestructura está hecha de fibra de vidrio. La recuperación de este cohete es una configuración estándar de doble despliegue, que utiliza paracaídas de nailon hechos a mano y utiliza una computadora de vuelo comercial y una computadora de vuelo SRAD redundante para controlar el despliegue. También contiene un AirBrake controlado por dicha computadora SRAD.

A. Subsistema de propulsión

El sistema de propulsión es un motor de cohete sólido comercial listo para usar (COTS) diseñado para propulsar un cohete a una altitud de 10.000 pies sobre el nivel del suelo (AGL) en Spaceport America en Nuevo México. El motor seleccionado para este propósito es el N3300R de Aerotech, que tiene las siguientes características:

Tabla X Resultados de simulación balística para el motor diseñado

Designación del motor	N3300R	Tiempo de combustión	4,4 segundos
Impulso total	14.041 Ns	Diámetro	98 mm
Empuje promedio	3.168 N	Longitud	1.046 milímetros
Impulso inicial	3.250,3 N	Peso total	12.054 gramos
Empuje máximo	4.301 N	Peso Prop.	7.512 gramos

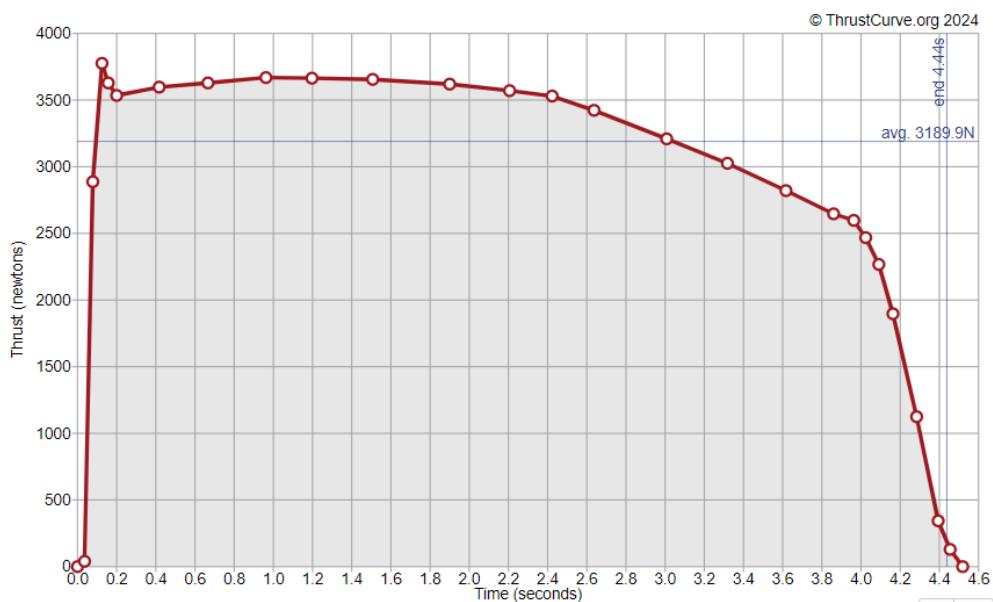


Fig. X Curva de empuje en función del tiempo

Para el sistema de encendido, está previsto utilizar encendedores Firs Fire 89894, como se muestra en **Figura X**. Estos encendedores fueron elegidos debido a que son la versión más grande que ofrecen plataformas como la tienda Aerotech, además están adaptadas para motores tipo H y superiores. No obstante, se planea recubrir los encendedores con Blue Thunder y nitrocelulosa de boro porque el objetivo del sistema de encendido es encender uniformemente la formulación y reducir el tiempo de encendido transitorio para mejorar el tiempo de arranque del motor.



Cifra Encendedor FirstFire de 36" para motores de alta potencia.

Así, por un lado, los requerimientos para la activación de los encendedores son 12 voltios y 2 amperios por hora, por lo que se utilizarán baterías de iones de litio 18650. Para controlar el encendido se utilizará el controlador Pratt Hobbies, modelo 07705, tal y como se muestra en la **Figura X**. Se utilizará, ya que nos permite cambiar a cables de 100 pies para alcanzar la distancia de seguridad requerida.



Figura x:Controlador Pratt Hobbies

B. Subsistema de aeroestructura

El equipo de Apu Space se planteó construir un cohete con el objetivo de alcanzar un apogeo de 12.000 pies. La estrategia del departamento de diseño mecánico consiste en utilizar diversos materiales para asegurar una estructura ligera pero robusta. Para los componentes impresos en 3D se seleccionó ABS por su facilidad de fabricación y versatilidad. Para los componentes sometidos a mayores cargas estructurales, como soportes o conexiones críticas, se elige duraluminio, una aleación de aluminio y cobre, por su ligereza y resistencia. Adicionalmente, se utiliza fibra de aluminio, ligera y con buena rigidez. Con esta combinación de ABS, duraluminio y fibra de aluminio se busca un equilibrio entre peso y durabilidad, asegurando que el cohete sea lo suficientemente fuerte para soportar las tensiones del lanzamiento.

1. Cono de nariz

El cono de la nariz tiene forma parabólica y mide 19,685 pulgadas de largo. Esta forma se eligió por múltiples razones, siendo la más importante la facilidad de fabricación. Dado que el equipo planeó fabricar el cono de la nariz internamente para ahorrar costos, era importante tener un diseño que fuera fácil de fabricar.

El material elegido para este cono nasal fue ABS (Acrilonitrilo Butadieno Estireno) debido a su buena resistencia y facilidad de uso, un plástico ampliamente utilizado en impresión 3D. El proceso de fabricación utilizado fue la impresión 3D, lo que dio como resultado una gran flexibilidad para el diseño y una rápida iteración en el proceso de fabricación. El equipo utilizó un enfoque de fabricación por capas para construir el cono nasal. Esto permitió la creación de estructuras complejas y detalles precisos sin la necesidad de moldes costosos o equipo especializado.

El diseño original del cono frontal tenía como objetivo soportar una presión dinámica de 1277,92 libras por pie cuadrado (lbf/ft^2), por lo que se realizaron pruebas y simulaciones para garantizar la integridad del diseño. En particular, se utilizaron simulaciones para evaluar el rendimiento del cono en estas condiciones de presión dinámica, a fin de garantizar que el diseño final pudiera soportar las fuerzas extremas a las que estaría expuesto durante el vuelo.

También se tuvo en cuenta la resistencia del cono de la nariz al impacto, ya que el ABS puede ser susceptible a fracturas bajo cargas intensas. Se realizaron pruebas para simular las condiciones de impacto, asegurando que el cono de la nariz no solo resistiera la presión dinámica durante el vuelo, sino también el impacto en caso de un aterrizaje brusco o un fallo en la recuperación.

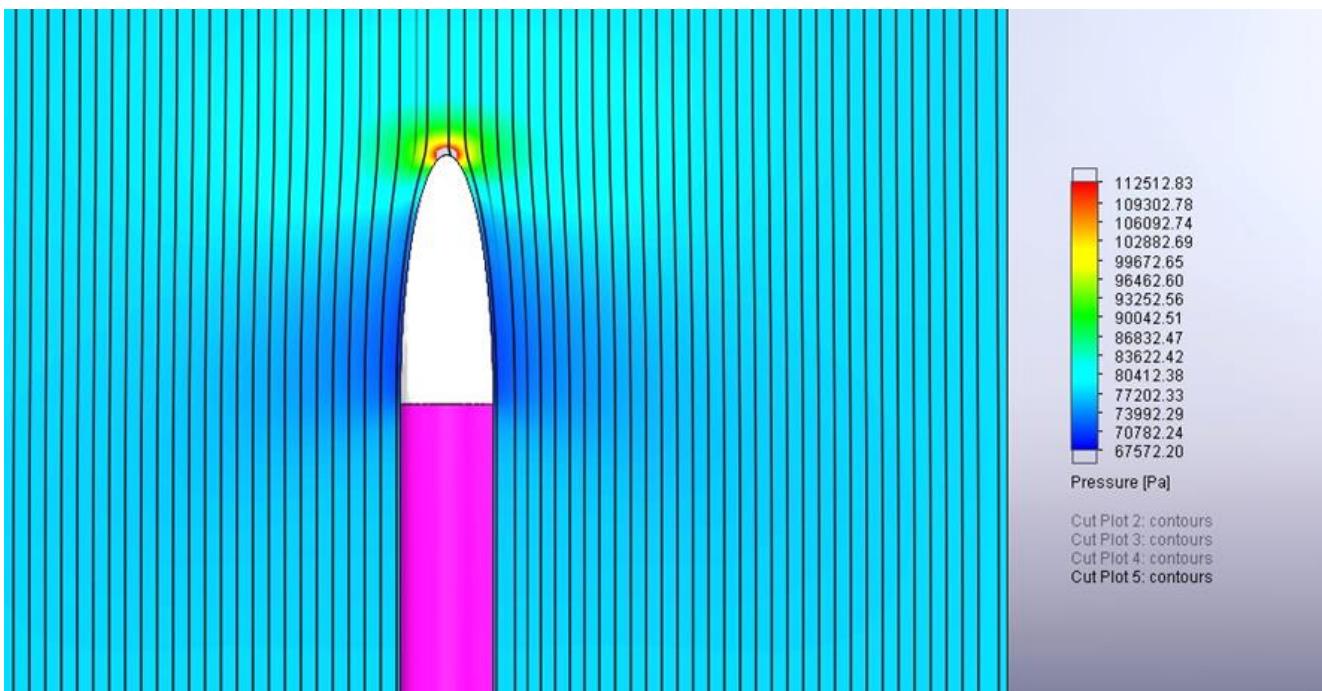


Fig. 10 CFD del cono de nariz

2. Sección principal

Durante la fase de diseño del cohete, la primera sección que se abordó fue el tubo del cuerpo principal, el elemento más importante del cohete, ya que sus dimensiones influyen en el diseño y el rendimiento de todo el cohete. Con un diámetro exterior de 6 pulgadas y un grosor de 0,16 pulgadas, este tubo determinaría el tamaño y la estabilidad del cohete. Inicialmente, se consideró el uso de fibra de carbono debido a su alta relación resistencia-peso, pero la decisión se inclinó por la fibra de vidrio, que era más accesible y económica. Aunque la fibra de carbono ofrecía ventajas en términos de peso ligero y resistencia, su alto costo y la dificultad de fabricación resultaron ser obstáculos importantes.

El equipo evaluó distintos métodos de producción para el tubo del cuerpo principal. En lugar de producir el tubo internamente, decidimos adquirir un tubo de fibra de vidrio disponible comercialmente, que ofrecía la combinación adecuada de resistencia y costo.

El tubo de fibra de vidrio seleccionado en lugar de la fibra de carbono demostró ser una opción eficaz para el cohete, ya que proporciona suficiente resistencia estructural para soportar las fuerzas del lanzamiento y la trayectoria esperada. Aunque la fibra de vidrio es

Más pesado que la fibra de carbono, su resistencia y menor costo hicieron de esta elección una solución práctica y eficiente para el equipo de diseño mecánico.

Mesa Propiedades mecánicas y comparación de costos

Material	Módulo de Young (PSI)	Flexión resistencia (PSI)	Precio (PEN/kg)
Fibra de vidrio	6.5	0,5	20
Fibra de carbono	30	2	70

3. Frenos de aire

El sistema de frenos de aire que se encuentra en el cohete Inti es esencial para garantizar una trayectoria de vuelo estable hasta alcanzar la altitud máxima. Es crucial mantener el equilibrio aerodinámico en todo el rango de control. Estudios anteriores han propuesto utilizar enfoques de control tradicionales para las correcciones de altitud en cohetes. Sin embargo, estos métodos a menudo simplifican en exceso la dinámica del sistema para llegar a una solución amplia, con el riesgo de fallas durante los lanzamientos reales. En este sentido, se emprendió una tarea compleja de diseño y modelado, que implica considerar muchos factores ambientales críticos, desarrollar nuestra inteligencia artificial y un método de control avanzado integrado.

Esta implementación se destaca como una alternativa óptima para automatizar los sistemas de frenado en cohetes de alta potencia. Al integrar una estrategia de control adaptativo basada en redes neuronales artificiales y realizar una comparación exhaustiva de diseños aerodinámicos, mejora aún más su eficiencia y rendimiento.

El proyecto del módulo de freno de aire se ejecutó en tres etapas: La primera fase se inició con el modelado, diseño mecánico y simulación del freno de aire multipala mediante software especializado para el análisis estructural, material y dinámico en relación a un cohete. Para obtener un diseño óptimo se utilizó aluminio 6061 T6. Este material fue fabricado mediante el método de torneado y corte láser para fabricar las palas semicirculares con dientes que permiten la transmisión del movimiento por engrane. Adicionalmente, se seleccionó un actuador de torque medio para el despliegue de las palas. Este diseño hace indispensable el freno de aire, ya que también sirve como acople para los módulos electrónicos y el motor. Asimismo, sirve como blindaje para el módulo electrónico. En la segunda fase se diseñó la arquitectura de una red neuronal profunda con aprendizaje en tiempo real, utilizando principalmente datos de sensores que median diferentes variables ambientales. Todo esto fue controlado desde un microcontrolador principal o computador de a bordo, siendo la salida el ángulo de acción del actuador. Fue fundamental optimizar el modelo de la red mediante ajustes internos y encapsularlo en un modelo de referencia para posteriores evaluaciones. En la tercera fase, se desarrolló una estrategia de control adaptativo para minimizar el error del actuador en comparación con el comportamiento ideal de la red neuronal preentrenada, también conocido como control fuera de línea.

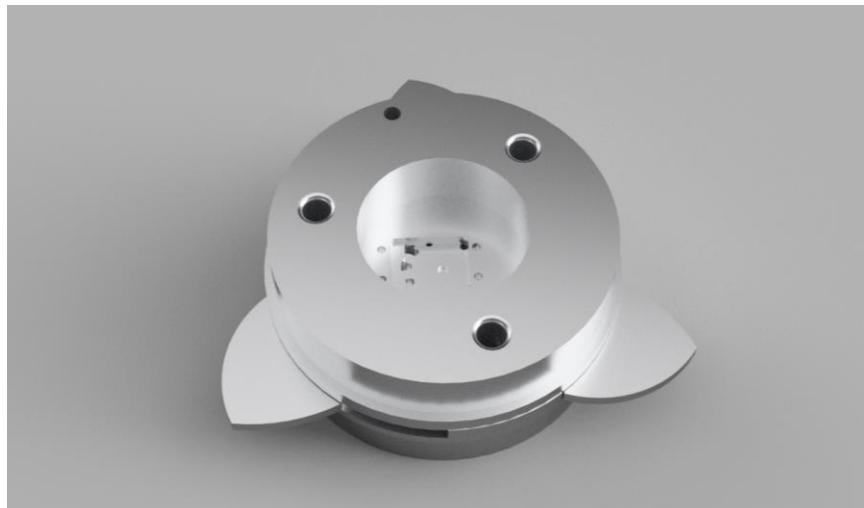


Fig. 4 freno de aire de tres palas

4. Diseño de aletas

Para alcanzar nuestro objetivo y asegurar el correcto rendimiento del cohete, las aletas deben soportar las distintas velocidades y presiones a las que estarán expuestas. Además, deben proporcionar estabilidad al cohete desde el despegue hasta el apogeo. Por ello, el equipo comenzó investigando el tipo de aletas más adecuado para optimizar el rendimiento de nuestro cohete. Inicialmente se consideraron aletas triangulares por su capacidad para proporcionar velocidad, luego se evaluaron aletas cuadradas por su capacidad de estabilidad. Sin embargo, después de un análisis detallado mediante un programa Excel (FIN FLUTTER BOUNDARY CALCULATOR), el equipo decidió utilizar aletas trapezoidales, que ofrecen una combinación óptima de velocidad y estabilidad, dependiendo de su forma. Una vez definida la geometría de las aletas, se ajustaron los parámetros según las necesidades y características específicas de nuestro cohete, consiguiendo así una mezcla ideal de estabilidad y rigidez sin necesidad de refuerzos ni aumento de espesores. Finalmente, se fabricarán cuatro aletas trapezoidales de aluminio 6061 T6 con un espesor de 4 mm.

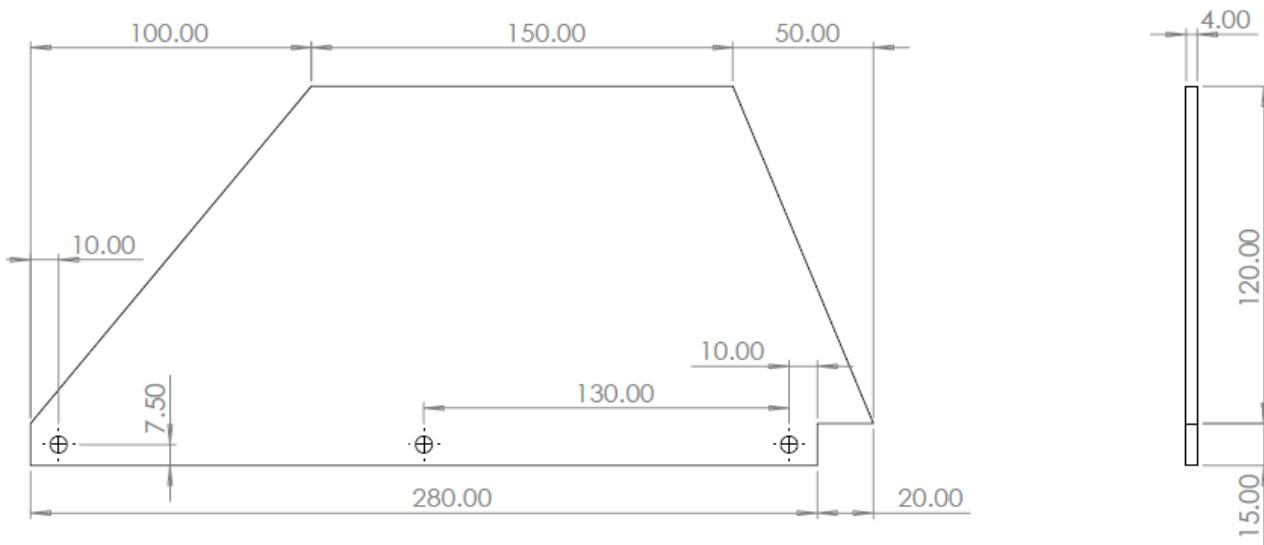


Fig. 12 Parámetros de la aleta, todas las dimensiones están en centímetros.

Las dimensiones de las aletas se muestran en la Figura 12. El tamaño y la forma se determinaron teniendo en cuenta algunas consideraciones clave, entre ellas, minimizar la posibilidad de aleteo de las aletas y tener una forma que tenga menos probabilidades de sufrir un impacto directo cuando el cohete aterrice después del vuelo.

Vf	$V_f = a \times \sqrt{\frac{G_E}{\frac{DN \times A^3}{(\frac{L}{c})^3 \times (A+2)} \times (\frac{\lambda+1}{2}) \times (\frac{p}{p_0})}}$	1714.55 ft/sec	522.74 meters/sec
Safety Margin	>= 25% margin is good; 20-25% margin is fly-with-caution; and < 20% margin is no-fly	730.3 ft/sec	222.7 meters/sec
Safety Margin %		74.2 %	74.2 %

Fig. 12 Parámetros de aleteo de aleta obtenidos

5. Tubo del cuerpo

En la fase de diseño del cohete, la primera sección abordada fue el tubo del cuerpo principal, el elemento más importante del cohete, ya que sus dimensiones influyen en todo el diseño y rendimiento del cohete. Con un diámetro exterior de 6 pulgadas y un espesor de 0,16 pulgadas, este tubo determinaría el tamaño y la estabilidad del cohete. Inicialmente, se consideró el uso de fibra de carbono debido a su alta relación resistencia-peso, pero la decisión se desplazó hacia la fibra de vidrio, que era más accesible y económica. Aunque la fibra de carbono ofrecía ventajas en términos de ligereza y resistencia, su alto costo y la dificultad de fabricación resultaron ser obstáculos importantes.

El equipo evaluó distintos métodos de producción para el tubo del cuerpo principal. En lugar de producir el tubo internamente, se tomó la decisión de adquirir un tubo de fibra de vidrio disponible comercialmente, que ofrecía la combinación adecuada de resistencia y costo.

El tubo de fibra de vidrio seleccionado resultó ser una opción eficaz para el cohete, proporcionando suficiente resistencia estructural para

Soportar las fuerzas del lanzamiento y la trayectoria prevista. Aunque la fibra de vidrio es más pesada que la fibra de carbono, su resistencia y su menor coste hicieron de esta elección una solución práctica y eficiente para el equipo de diseño mecánico.

Material	Módulo Joven (MSI)	Resistencia a la flexión (MSI)	Precio (soles/kg)
Fibra de vidrio G10/FR4	6.5	0,5	20
Fibra de carbono	30	2	70

Tabla 1: Propiedades mecánicas de los materiales de los tubos

C. Subsistema de recuperación**1. Mecanismo de despliegue****a. Justificación de la elección**

Las cargas explosivas se han utilizado ampliamente para la separación/despliegue en muchas misiones a lo largo de la historia del lanzamiento de cohetes. Ciertamente, este método proporciona altas cargas de reacción y una alta velocidad de eyección; sin embargo, no está exento de desventajas, ya que puede causar desviación en la trayectoria del cohete o puede provocar fallas durante el lanzamiento. Por lo tanto, ha habido muchos esfuerzos en relación con el desarrollo de una alternativa efectiva para el despliegue de cohetes en la actualidad, como el gas presurizado y los métodos mecánicos. La confianza del equipo APU SPACE estaba depositada en el uso de resortes para la separación de las etapas del cohete en el apogeo. A pesar de la creencia general en la baja confiabilidad cuando se habla de despliegue de paracaídas, el equipo desarrolló un sistema sustancial que muestra viabilidad de implementación, así como un buen comportamiento frente a las vibraciones gracias a la naturaleza autoblocante de sus componentes.

b. Requisitos del sistema

El sistema en sí es muy diferente de la elección habitual en lo que se refiere a métodos de despliegue. Dado que se ha elegido un método mecánico como sistema de despliegue, debe cumplir ciertos requisitos para ser considerado altamente adecuado para la misión.

Dadas las limitaciones de dimensión, el sistema debe ser compacto sin comprometer la relación de fuerza entre la fuerza de expulsión de despliegue y el peso del componente del cono frontal.

Para el despliegue mecánico, los resortes a utilizar deben ser fáciles de manejar por los miembros del equipo, pero al mismo tiempo mantener la relación de fuerza por encima del mínimo.

El sistema debe ser a prueba de vibraciones, lo que significa que sus fijaciones deben ser completamente seguras.

El sistema de despliegue debe estar conectado al paracaídas de frenado para mantenerlo cerca del cohete una vez que se suelta el paracaídas principal.

do. Descripción general del sistema

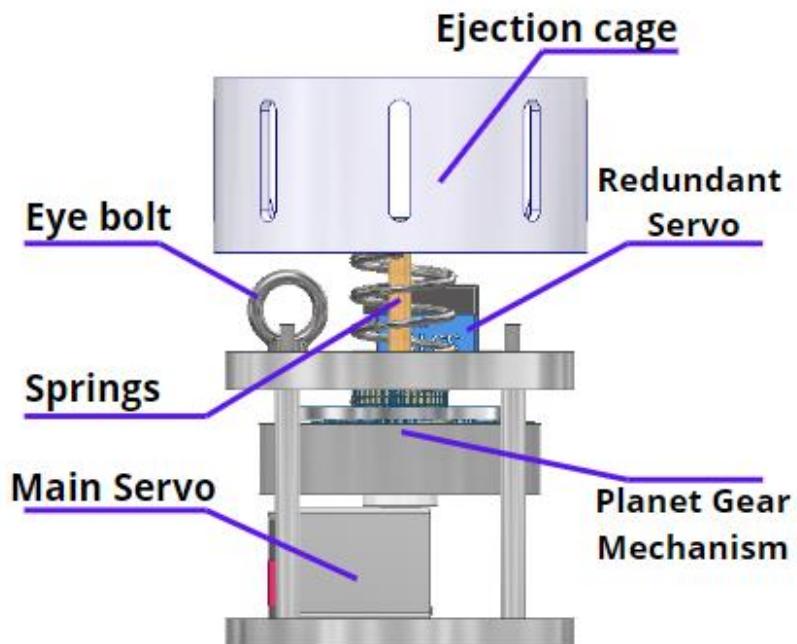


Fig. 3 Descripción general del sistema de implementación

Para cumplir con todos los requerimientos mencionados, nació este sistema. En la Figura 3 se pueden observar tres componentes principales, el primero es la Jaula de Eyección, que es el componente de eyección, luego los Resortes, que son los componentes del actuador y, por último el componente de conducción donde se colocan los servomotores y los engranes. Para que este sistema funcione correctamente, se debe ensamblar con cuidado, no solo porque sus sujetadores deben estar lo suficientemente apretados para evitar que se aflojen, sino también prestar atención al momento de cargar el resorte con la compresión adecuada. Los resortes se adquieren comercialmente, considerando que están hechos de acero inoxidable con un diámetro de alambre de 3.5 mm, la rigidez estimada del resorte considerada en este diseño es

11,2 N/mm. Con una compresión de resorte de 30 mm, la fuerza es suficiente para desplegar el cono frontal junto con la carga útil (fijada en su interior) fuera del fuselaje del cohete en el apogeo y hacer que el paracaídas de frenado se inflé debido a las fuerzas de arrastre.

El proceso de despliegue del mecanismo consta de dos etapas, la primera se conecta directamente a los motores de accionamiento del servo y la segunda se aplica para liberar la jaula de eyección. La figura 5 muestra los elementos de la segunda etapa, los más cruciales son los pasadores de sujeción, que se insertan a través del eje del engranaje de liberación. Los pasadores de sujeción están destinados a evitar el movimiento vertical y mantener los resortes comprimidos durante todo el vuelo hasta que alcanzan el apogeo. Una vez que se activa la primera etapa del despliegue, el engranaje solar falso impulsa el engranaje de liberación para liberar la jaula de eyección.

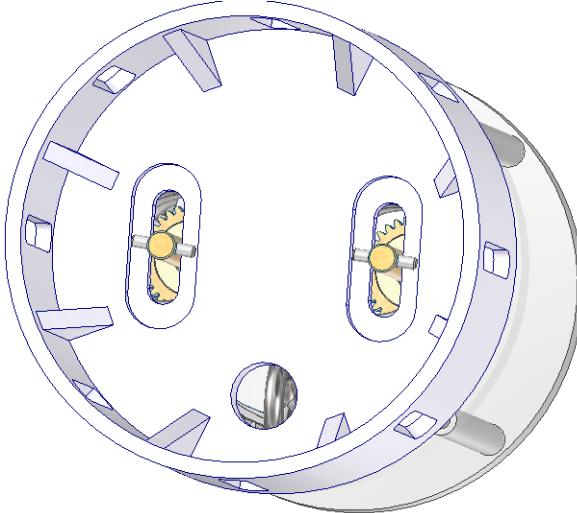


Fig. 6 Vista de la jaula de eyección superior

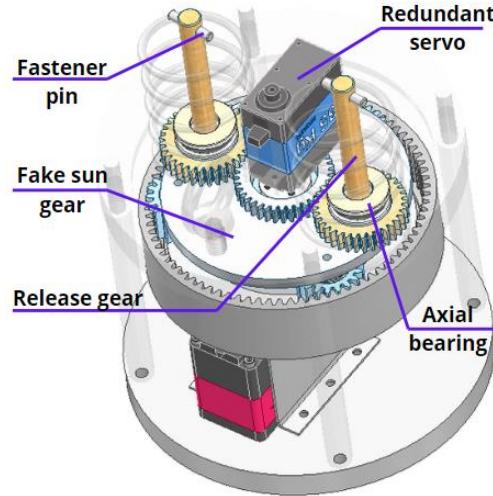


Fig. 5 Despliegue de la segunda etapa

La mayor parte de la potencia de par proviene del mecanismo de engranajes planetarios accionado por los dos servomotores. El servomotor principal está atornillado a la corona dentada del mecanismo, ya que este servo proporciona un par mayor, la relación de transmisión proporcionada por la corona dentada al portasatélites es la más alta (relación de transmisión 1,566). Por otro lado, el revomotor redundante está en la parte superior del mecanismo, también unido con revoluciones al engranaje solar. Como este servomotor tiene un par menor que el servo principal, la relación de transmisión entre el engranaje solar y el portasatélites es la más alta (relación de transmisión 2,8). Ambos servos principales y redundantes serán activados por las computadoras COTS y RAD respectivamente en el apogeo.

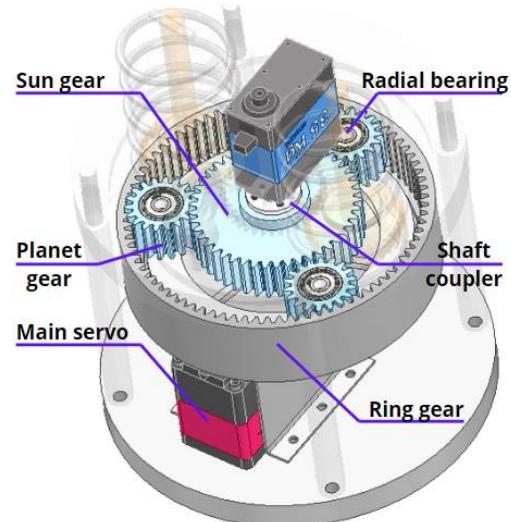


Fig. 4 Despliegue de la primera etapa

2. Secuencia de despliegue

Antes del lanzamiento, los sistemas se montan de la siguiente manera. Primero, el cono de la nariz se coloca encima del sistema de despliegue, ambos tienen poco espacio libre de separación, aprovechando la fuerza inicial del resorte debido a la compresión. Además, la carga útil 3U del equipo se fija dentro del cono de la nariz, como se dijo antes, la carga útil está destinada a ser inerte para esta misión, más tarde la carga útil se separará del cohete para recopilar más datos científicos. El paracaídas de frenado es parte de la etapa de despliegue en el apogeo; por lo tanto, el sistema está diseñado para empujar los elementos del árbol hacia afuera. Los cordones elásticos se colocan en el fuselaje de la bahía de electrónica, cordones adicionales se atan en el sistema de despliegue para mantener las partes del cohete cuando se liberan los paracaídas. Una vez que el paracaídas de frenado está libre, comenzará a abrirse a medida que las fuerzas de arrastre se hacen sentir. En la Figura X, el cordón elástico para el frenado está unido al pasador ARRD; por lo tanto, absorbe todas las fuerzas en el descenso. En la Figura X se ve otro cordón que sale del sistema de despliegue, este tiene como objetivo mantener unidos los elementos del cohete cuando se intenta desplegar el paracaídas principal a 1000 pies. Finalmente, el COTS

activará el pin ARRD a través de fósforos electrónicos para liberar el grillete y dejar que el drogue imparta una fuerza en su cordón de choque que sacará el paracaídas principal del vehículo cohete y luego se inflará para alcanzar su estado final como se ve en la Figura X.

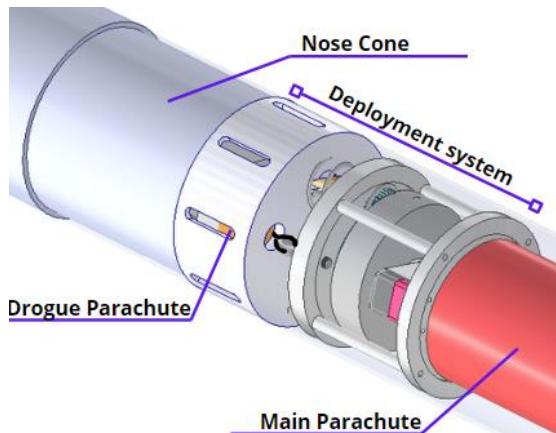


Fig. 7 Vista interior de los componentes

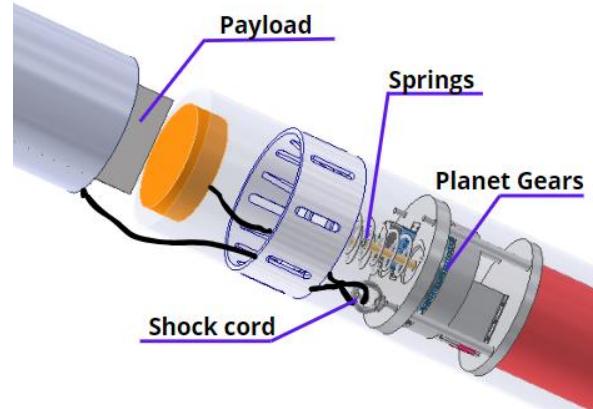


Fig. 8 Componentes en el despliegue

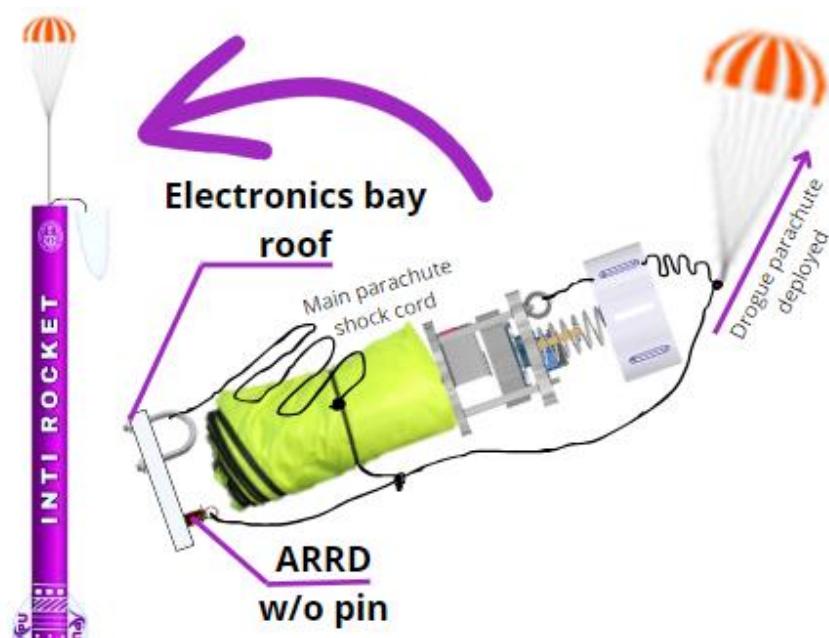


Fig. 9 Disposición de los componentes en el apogeo



Fig. 10 Despliegue del paracaídas principal

2. Diseño de paracaídas

Debido al considerable peso de nuestro cohete, es crucial estabilizarlo y luego reducir su velocidad de descenso para garantizar un aterrizaje seguro y minimizar cualquier daño potencial al tocar tierra. Para lograr este objetivo, nuestro equipo ha realizado cálculos precisos para determinar los paracaídas y cuerdas necesarios. El paracaídas secundario estará compuesto por 6 cuerdas y tendrá un diámetro de 39,4 pulgadas, mientras que el paracaídas principal contará con 20 cuerdas y un diámetro de 118 pulgadas. Ambos paracaídas estarán hechos de nailon ripstop, elegido específicamente por sus propiedades de resistencia y durabilidad, mientras que las cuerdas estarán hechas de nailon elástico, conocido por su confiabilidad en tales aplicaciones.

1. Arnés de recuperación

El arnés de recuperación que se utiliza para unir los paracaídas y las bolsas de despliegue al resto del cohete está fabricado principalmente de Dyneema. Esto incluye Dyneema tanto para el cordón elástico como para los grilletes blandos que se utilizan para unir los paracaídas y las bolsas de despliegue al cordón elástico. Las bolsas de despliegue se utilizan para contener los paracaídas dentro del cohete y brindar protección contra los gases de expulsión, ya que están hechas de Nomex. También ayudan a proporcionar un despliegue más controlado de los paracaídas.

La longitud total del cordón elástico para el arnés de recuperación del paracaídas se estableció en 44 pies, que es un poco más de tres veces la longitud total del vehículo. El paracaídas del paracaídas y la bolsa de despliegue están separados 18 pies, lo que es intencionalmente más largo que la longitud de las líneas de suspensión del paracaídas (11,3 pies) más la altura del cordón del paracaídas (3,5 pies). En esta configuración, el cordón elástico se tensa cuando el cohete se separa a través de la carga de eyección, que saca el paracaídas del paracaídas de su bolsa de despliegue y le permite inflarse en la corriente de aire. Un diagrama de esta configuración se muestra en la Figura 14.

El arnés de recuperación del paracaídas principal se configura de manera similar, con diferentes longitudes entre cada punto de sujeción. La distancia entre el paracaídas principal y la bolsa de despliegue principal está separada por 54 pies de cordón elástico, con 10 pies adicionales de cordón elástico entre la bolsa y la sección del tubo superior del cuerpo, y 5 entre el paracaídas principal y el cono de la nariz, lo que hace una longitud total del cordón elástico de 69 pies.

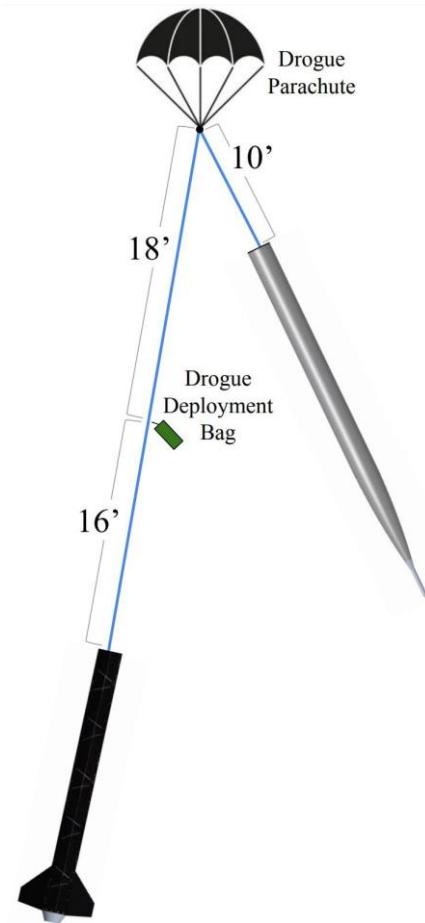


Fig. 14 Configuración del paracaídas y bolsa de despliegue para el paracaídas de frenado. Se utiliza una configuración similar para el paracaídas principal. paracaídas, con diferentes longitudes de línea.

En todo el sistema de recuperación, se utilizan grilletes blandos en lugar de eslabones rápidos de acero para reducir el peso, lo que permite que estos eslabones tengan una capacidad de carga mucho mayor en un factor de forma mucho más pequeño y liviano. Los lugares donde se utilizan grilletes blandos se reducen al mínimo empalmando directamente el cordón elástico de Dyneema en los puntos de sujeción (perno de ojo forjado de 1/2 pulgada para el punto de conexión del amplificador y pernos en U de acero de 3/8 de pulgada en todos los demás puntos de conexión). También se utilizan empalmes Brummel en lugar de nudos donde se unen dos secciones de cordón elástico. Esto se hace para mantener la resistencia del cordón elástico, ya que los nudos pueden reducir la resistencia de la cuerda en más del 50%.

Los grilletes blandos que están conectados a los paracaídas son COTS, mientras que los grilletes blandos que están conectados a las bolsas de despliegue están fabricados a medida. Los grilletes blandos entre las bolsas de despliegue y el cordón elástico son más pequeños y tienen una capacidad de carga más baja, ya que no es una conexión que soporte carga, y las bolsas de despliegue tienen una capacidad de carga significativamente más baja que todos los demás puntos del arnés de recuperación. Entre cada paracaídas y el cordón elástico, se colocan eslabones giratorios para ayudar a reducir el efecto de torsión en el arnés de recuperación. Las capacidades de carga de todos los componentes utilizados en Los arneses de recuperación se detallan a continuación en la Tabla 8.

Tabla 8 Resistencias de los componentes del arnés de recuperación

Componente	Capacidad de carga (lbf)
Cordón elástico Dyneema	7.600
Línea de suspensión simple	1.800
Líneas principales de suspensión del paracaídas	21.600
Líneas de suspensión de paracaídas Drogue	18.000
Eslabones giratorios de acero tipo paracaídas	6.000
Grilletes blandos para fijación de paracaídas	10.000
Grilletes blandos para bolsas de despliegue	2.300
1 " Perno de ojo de acero forjado	2.400 trabajando
2	12.000 rompiendo
3" Pernos en U de acero	1.075 trabajando
8	5.375 rompiendo

2. Fabricación

Los paracaídas se construyeron con nailon antidesgarro de 1,1 oz en colores naranja y blanco, con correas de nailon de 500 lbf para reforzar todas las costuras, cosidas con hilo de nailon de tamaño E en un patrón de costura recta. La tela de nailon se eligió por su bajo peso, impermeabilidad al aire y facilidad de empaquetado. El paracaídas principal se dividió en 12 secciones y el paracaídas en 10 secciones, para ayudar a distribuir la carga en múltiples líneas de suspensión, manteniendo al mismo tiempo una forma más ideal.

Para elegir la resistencia adecuada para otros materiales, se calculó el impacto máximo utilizando la ecuación 2, donde El coeficiente de fuerza de impacto del paracaídas se toma como 1,5 del Manual de paracaídas de Knacke [5]. Parámetros clave para Los cálculos de fuerza de choque se detallan con más detalle en la Tabla 9.

$$h = () A \quad (2)$$

Tabla 9 Entradas y resultados del cálculo de la fuerza de choque

Paracaídas	Propiedad	Valor	Unidades
Paracaídas	Velocidad máxima	300	Yo/Yo
	Densidad del aire en el momento del despliegue	0,000738	/ 3
	Coeficiente de choque	1.3	-
	Factor de reducción de la fuerza de apertura	1	-
	Peso seco máximo	100	-
	Factor de seguridad	1.5	-
Principal	Fuerza máxima experimentada	507	-
	Velocidad máxima	100	Yo/Yo
	Densidad del aire en el momento del despliegue	0,001987	/ 3
	Coeficiente de choque	1.3	-
	Factor de reducción de la fuerza de apertura	0,75	-
	Peso seco máximo	100	-
Secundario	Factor de seguridad	1.5	-
	Fuerza máxima experimentada	2.237	-

La velocidad de descenso es máxima para el freno cuando se abre por primera vez. La velocidad máxima del freno se estimó en 150 pies por segundo, la velocidad que alcanzaría el cohete después de caer durante aproximadamente 5 segundos a la fuerza de la gravedad.

aceleración, que es el peor escenario posible. Esto dio como resultado una fuerza máxima de choque de frenado de 155 lbf. La velocidad principal máxima de 90 pies por segundo se tomó como la velocidad del cohete en el despliegue principal. La fuerza de choque de apertura del paracaídas principal se determinó entonces en 1548 lbf, con un factor de seguridad de 1,5. Esto requirió que todos los componentes de recuperación pudieran soportar aproximadamente 2500 lbf de fuerza de tracción.

3. Despliegue

Electrónica Los paracaídas se están desplegando con un sistema electrónico redundante doble, y todos los ordenadores de vuelo de despliegue son COTS. Un AIM XTRA 4.0 es el ordenador de vuelo principal, un TeleMetrum v5.0 es el secundario y el EasyMini es el terciario. Todos los ordenadores de vuelo se alimentan mediante baterías de LiPo. El AIM XTRA utiliza dos LiPo de 2000 mAh y 7,4 V para redundancia, el TeleMetrum utiliza una batería Altus Metrum de 3,7 V y 850 mAh, y el EasyMini utiliza una de las LiPo de 2000 mAh y 7,4 V. Se utilizan interruptores de tornillo de Missile Works para mantener los componentes electrónicos apagados hasta que el cohete esté en posición vertical y sobre la plataforma, listo para el lanzamiento. Todos los componentes electrónicos están montados de forma segura en un trineo de fibra de vidrio, hecho de 1/8 de pulgada de espesor. placas de fibra de vidrio de pulgadas, como se modela en la figura 15.

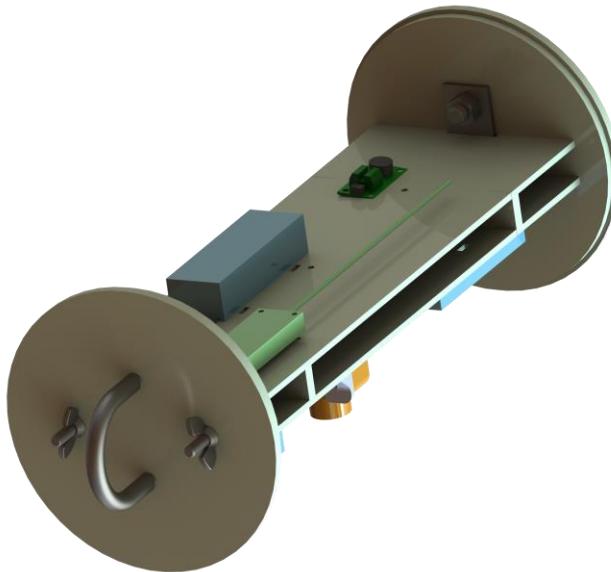


Fig. 15 Trineo de aviónica de recuperación

Cargas de eyección Cada altímetro redundante está conectado a cargas de eyección de pólvora negra independientes con e-matches individuales para aumentar la redundancia. Dado que este vehículo apunta a una altitud de 30.000 pies, se ha tenido en cuenta la necesidad de garantizar que la pólvora negra de las cargas de eyección se queme adecuadamente y cree suficiente presión para separarse. El diseño de las cargas de separación de la bahía de frenado es una carga de estilo de tubo de vinilo, donde una sección del tubo de vinilo se sella con pegamento caliente en un extremo y luego se llena con celulosa biodegradable, pólvora negra y más celulosa. Luego se tapa con otra tapa de pegamento caliente. Para mejorar la eficiencia de la combustión, se utiliza una relación L:D más larga de la forma de la carga, junto con una colocación cuidadosa del e-match en la parte superior de la pólvora negra, en lugar de en el medio, para ayudar a que la pólvora negra se queme de un extremo al otro. Para las cargas de eyección del paracaídas principal, el diseño utiliza pozos de carga de Binder Designs, ya que hay menos preocupación por la combustión en la parte inferior.

atmósfera.

Para dimensionar las cargas de eyección, primero se realizó un cálculo preliminar del tamaño. Se consideraron algunos factores clave para dimensionar tanto las cargas principales como las de frenado, incluyendo:

- El diámetro y la longitud de cada sección.
- La fuerza de arrastre diferencial esperada
- El cambio de presión entre la altitud del suelo y el apogeo.

Para calcular la cantidad de pólvora negra necesaria para separar el vehículo, se utilizó la calculadora de carga de eyección OffWeGoRocketry, que tiene en cuenta todos estos factores clave junto con otras consideraciones importantes al calcular la cantidad de pólvora negra necesaria (como la masa y la fricción del tubo de la carrocería contra el acoplador y la velocidad deseada de separación de la estructura del avión). Estos cálculos se detallan en el Apéndice G. Para evitar una separación prematura del vehículo debido a las fuerzas de arrastre y la presión interna, los pasadores de corte deben poder soportar una fuerza máxima de 130 lbf debido al arrastre y 256 lbf debido al cambio de presión. En este diseño, se utilizaron 5 pasadores de nailon n.º 6-32

Se utilizarán pasadores que tienen una fuerza de corte total de 380 lbf. Es importante considerar que la resistencia máxima no ocurre en el apogeo, sino a 4000 pies sobre el nivel del suelo (8600 pies sobre el nivel del mar), lo que significa que no hay ningún momento en el vuelo en el que la cantidad máxima de fuerza tanto de resistencia como de presión actúen sobre el mamparo al mismo tiempo, lo que permite que el Resistencia adicional de los pasadores de corte para actuar como factor de seguridad.

Para las cargas de frenado, con una longitud interna de 16,5 pulgadas del compartimento de recuperación, el tamaño de la carga primaria se calculó en 4,6 g, como se muestra en el Apéndice G. Para las cargas principales, la longitud interna es de 53 pulgadas, pero la carga útil ocupa un equivalente de 15 pulgadas de volumen interno, por lo tanto, la longitud utilizada en los cálculos fue de 38 pulgadas (también se muestra en el Apéndice G). Esto dio como resultado un tamaño de carga primaria de 10,5 g para el despliegue del paracaídas principal.

Para verificar que las cargas de pólvora negra separarán adecuadamente el cohete, se realizan pruebas en tierra antes del vuelo. Las cargas de eyección se fabrican como se harían para el vuelo y el cohete se ensambla en la configuración de vuelo, incluidos todos los paracaídas y el cordón elástico. Esta prueba se repite tantas veces como sea necesario para garantizar que la estructura del avión se separe y que el cordón elástico y el paracaídas se extraigan adecuadamente del tubo del cuerpo. En los casos en que no se produce una separación adecuada en el primer intento, la pólvora negra se incrementa en 0,5 g por vez hasta que se logran los resultados deseados. Tanto para las cargas de frenado como para las principales, las cargas secundarias y terciarias se aumentan en un 20% y un 50% respectivamente para el vuelo.

D. Subsistema de carga útil

El cohete Inti contendrá una carga útil inerte de 8,8 libras en un formato cubesat de 3U que se atornillará al cono de la nariz.

E. Subsistema de aviónica

1. Diagrama de bloques

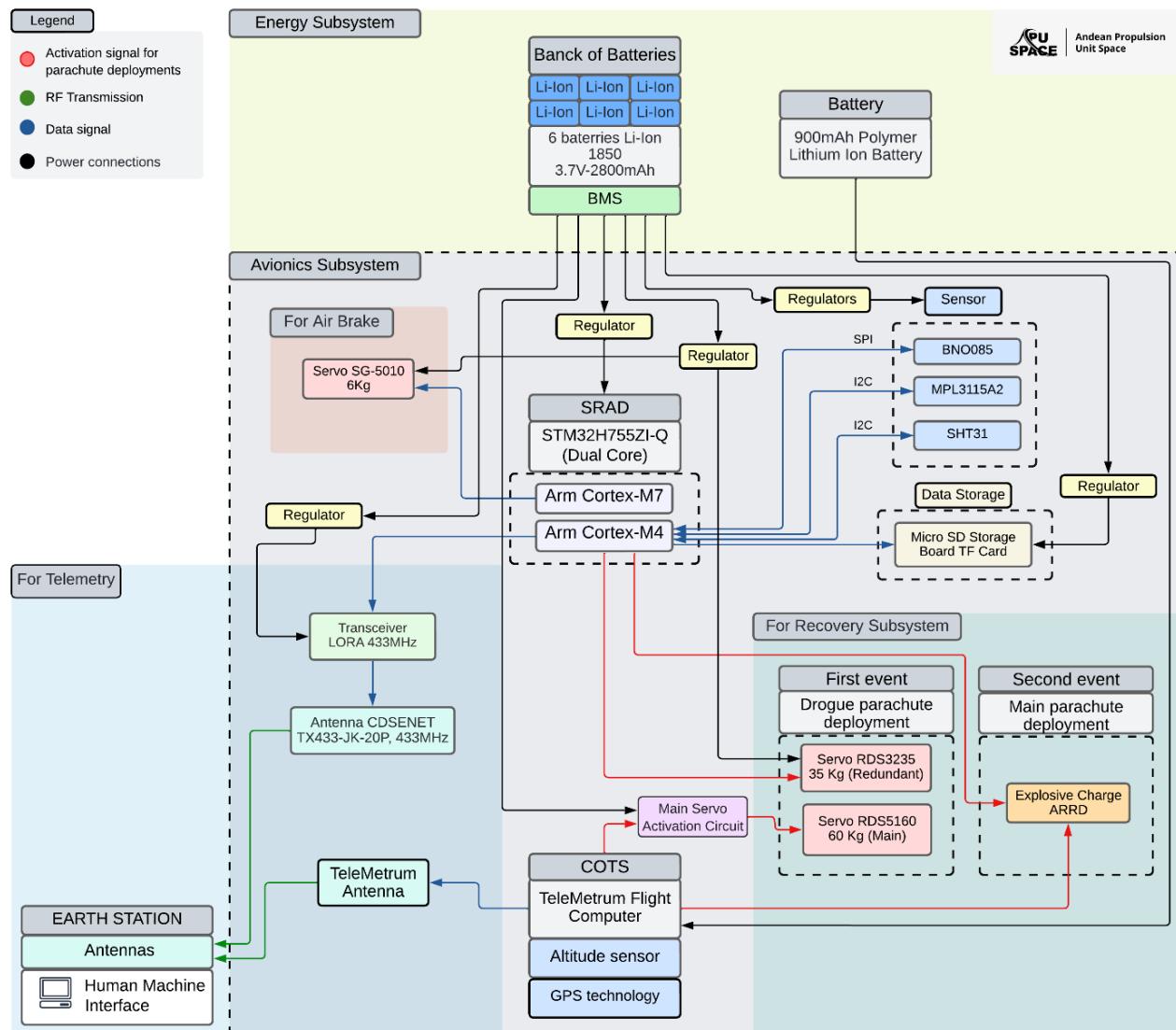


Fig. X Diagrama del Subsistema de Aviónica y Energía.

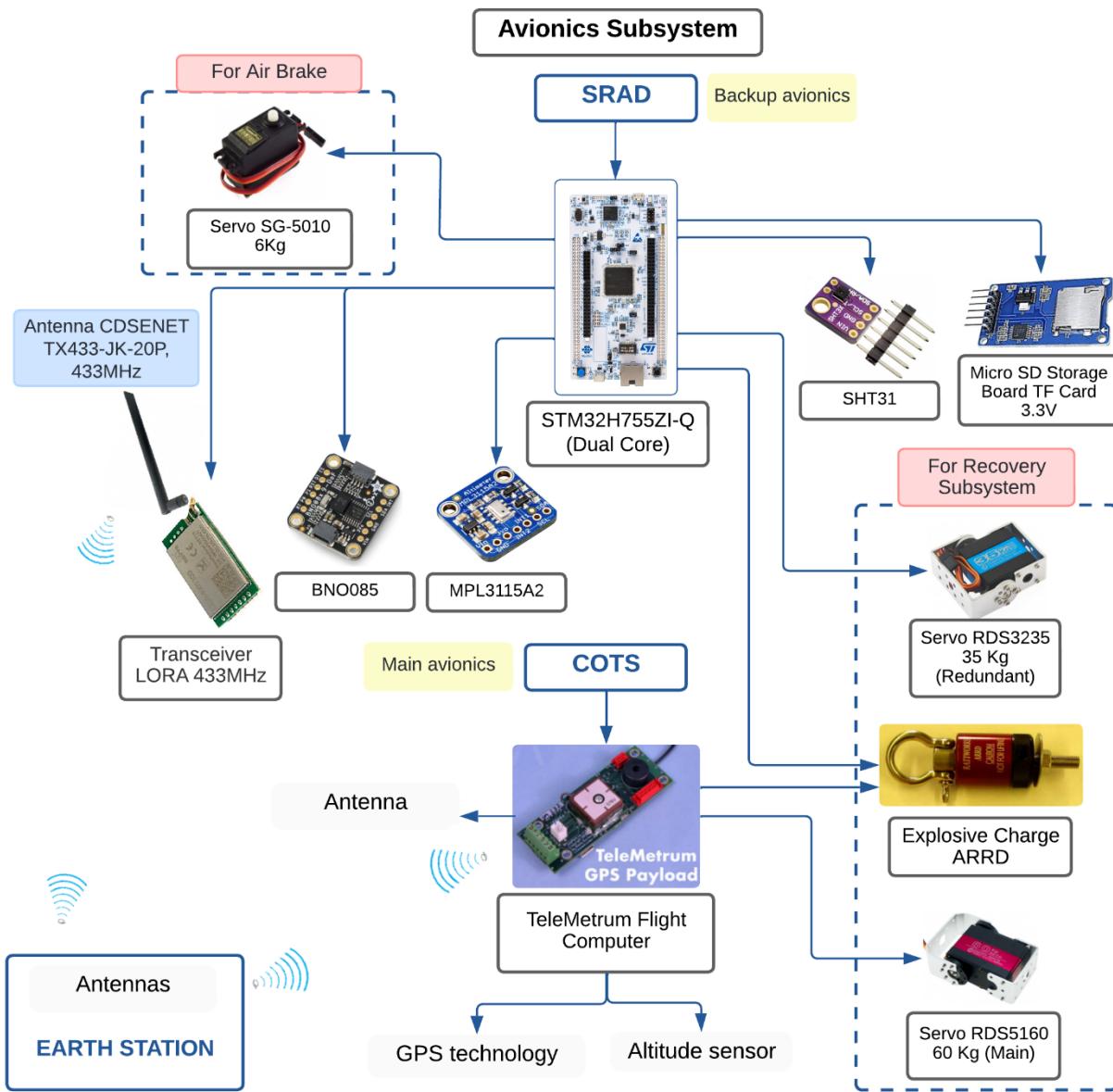


Fig. X Diagrama del subsistema de aviación.

Consideración: Si bien el diagrama corresponde a la **Sistema de aviación** En su parte inferior incluimos como referencia la estación terrestre, que establecerá una comunicación bidireccional con nuestro cohete. Profundizaremos más en este concepto más adelante.

2. Aviónica SRAD

En cuanto a este equipo, elegimos un MCU STM32, perteneciente a la familia Arm Cortex High Performance H7 de 32 bits, en concreto el modelo STM32 H755I-Q Dual Core. El criterio que hemos tenido en cuenta para la selección del modelo es el siguiente: el STM32 de alto rendimiento se utiliza en aplicaciones exigentes (poder de procesamiento, periféricos, etc.). Esta aplicación consiste no sólo en leer los datos recogidos por sus sensores de telemetría asociados y enviarlos a la estación de tierra, sino también en utilizarlos para entrenar un modelo de red neuronal diseñado por la sub-área de aerofrenos, logrando un control adaptativo encargado de hacer que el cohete alcance el punto de apogeo más alto posible (para más detalles, consulte la sección de aerofrenos). Entonces, nuestro STM32 H7 Dual Core es el más adecuado para esta tarea, por sus altas velocidades de procesamiento de datos en tiempo real, dichos núcleos son el Arm Cortex M7 (trabaja hasta a 480MHz de frecuencia operacional) y un Cortex M4 (hasta 240MHz). Además, dado que nuestro subsistema consumirá considerablemente más corriente al operar a velocidades muy altas, necesitamos que nuestro microcontrolador tenga integradas opciones de consumo energético eficiente, que nuestro modelo tiene.

Respecto a los sensores y módulos conectados a nuestro ordenador SRAD, tenemos los siguientes:

- **BNO085:**Este módulo incluye un giroscopio (para medir velocidades angulares), acelerómetro (para aceleraciones lineales) ambos a lo largo de los tres ejes, por último, también lleva integrado un magnetómetro, que nos da la orientación absoluta del módulo en el plano NESW y tiene una deriva aproximadamente nula en el tiempo. Su voltaje de alimentación va desde 1,7 a 3,6 VDC. Soporta I2C, UART y SPI como protocolos de comunicación. Los datos obtenidos por este sensor se utilizarán para entrenar la red neuronal del freno de aire.
- **MPL3115A2:** Un sensor barométrico que permite realizar lecturas de presión, altitud y temperatura. Tensión de alimentación de 3 a 5,5 VCC. Protocolos I2C, UART y SPI. Este sensor será nuestro altímetro redundante, cuyos datos recopilados se utilizarán para entrenar la red neuronal del freno de aire.
- **SHT31:**Sensor de temperatura y humedad relativa. Tensión de alimentación de 3,3 a 5 VCC. Solo admite comunicación I2C (0x44 como dirección esclava hexadecimal).

Para obtener lecturas más precisas en entornos con cambios rápidos y ruidosos (debido a vibraciones de alta amplitud y frecuencia por ejemplo) es necesario implementar algunos filtros, siendo el filtro Kalman el más recomendado para esta aplicación. Además, nuestro microcontrolador debe establecer un bus de comunicación con los sensores mencionados. Para ello, utilizaremos un bus I2C para todos los módulos, salvo el BNO085, que se comunicará a través de un bus SPI para obtener mayores velocidades de transmisión de datos.

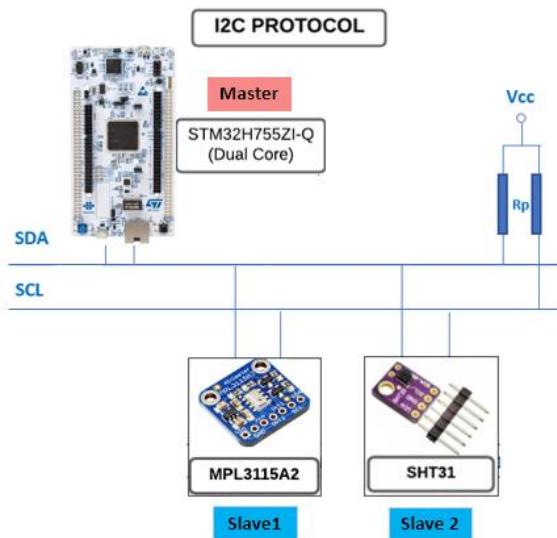


Fig. Z Protocolo I2C- Comunicación STM32H755ZI-Q con sensores que utilizarán I2C.

De la fig. Z, podemos apreciar como el protocolo I2C conecta un master a sus esclavos a través de dos cables, correspondientes a la línea de datos SDA y la línea SCL, encargada de sincronizar todos los dispositivos, además, se incluyen dos resistencias pull-up para una correcta impedancia de comunicación. Para que el master se comunique con un esclavo específico, necesita direccionar la dirección I2C correspondiente, la cual está predeterminada por fabric, y en algunos casos se puede alterar a otros valores soldando algunos pads entre sí, para evitar conflictos en módulos que utilicen la misma dirección.

La comunicación comienza con un nivel lógico START, luego un 1 o 0 según necesitemos escribir datos en un determinado registro del módulo o leer datos del mismo, luego se envía la dirección de llamada (7 bits). Posteriormente, el esclavo envía un bit de reconocimiento (ACK) para confirmar que se ha realizado una comunicación correcta. Finalmente, se envía el byte de datos, seguido de un bit NACK y una señal STOP, que deja el bus I2C en modo IDLE.

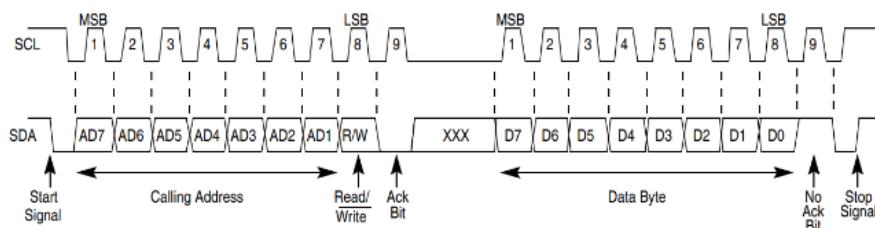


Fig. P Bus I2C de transmisión del sensor MPL3115A2. Información obtenida de Freescale Semiconductor hoja de datos del fabricante [12].

Los datos recopilados se almacenan obviamente dentro del microcontrolador, sin embargo, si ocurre algún fallo puede dejar nuestro sistema sin energía y, en consecuencia, borrar todos los datos de vuelo almacenados. Para evitar este escenario, seleccionamos una tarjeta TF de almacenamiento Micro SD, que cumple el papel de una “caja negra” de vuelo, esto resultará bastante útil a la hora de analizar datos en el futuro para estudiarlos y, lo más importante, entrenar nuestro modelo de red neuronal.

Además, todos los datos deben ser enviados a la estación terrestre en tiempo real, esto es posible gracias a la comunicación inalámbrica implementada, que consiste en una antena y un Módulo LoRA ambos embebidos en nuestra Placa de Circuito Impreso, también una antena con parámetros específicos para una correcta comunicación, la cual se encuentra colocada en nuestra estación terrestre. (para más detalles, consulte estación terrestre, sección telemetría).

El módulo LoRA seleccionado es un Transceptor LoRA 433MHz, que presenta una modulación GFSK y una antena CDSENET TX433-JK-20P, 433 MHz, de tipo omnidireccional para el SRAD. Cabe destacar que los criterios de selección fueron atender a la banda de frecuencia utilizada, junto con valores óptimos de alcance, ROE.

Por último, los servos asociados a nuestro SRAD son el SG-5010 utilizado como actuador del aerofreno (más detalles en su respectivo apartado) y el RD3235 (redundante) conectado al subsistema de recuperación, cuya señal de disparo será enviada por el STM32 para activar el sistema de despliegue (más detalles en el apartado del subsistema de recuperación).

Además, tanto el Telemetrum (COTS) como el STM32 (SRAD) enviarán la señal de activación a la carga explosiva ARRD para el segundo evento de recuperación, específicamente el despliegue del paracaídas principal (más detalles en la subsección del subsistema de recuperación).

3. Aviónica COTS

El sistema COTS está compuesto principalmente por el Telemetrum, el panel del Telemetrum es el encargado del despliegue del paracaídas. Sigue la trayectoria de vuelo del cohete con un sensor de aceleración, un sensor barométrico y un receptor GPS. Estos datos se almacenan por telemetría y a partir de esos datos, el Telemetrum reconoce el apogeo de la trayectoria de vuelo y los datos registrados se envían a la estación terrestre vía frecuencia. Estos datos normalmente se actualizan con una frecuencia de 100 Hz. Los datos se transmiten en paquetes binarios, agrupando los datos en un tipo de mensaje específico altitud y posición y tiene una estructura que determina el tipo de datos para una mayor seguridad.

El telemetro también recibe datos de sus sensores e interpreta una señal GPS para transmitir los datos a la estación terrestre utilizando su unidad transmisora integrada, es decir, su propia antena. Los ordenadores de control de vuelo están alimentados por baterías recargables independientes de polímero de litio, al igual que las cargas redundantes que pueden desplegar los paracaídas. Durante el vuelo, los COTS consumen menos del 2% de la energía de una batería completamente cargada y pueden permanecer sentados. El sistema de telemetría aprovechó la relativa transparencia de la fibra de vidrio.



Fig. 1 Telemetrum v4 (izquierda) y batería de polímero de litio enganchada (derecha)

Datos de telemetría

Durante el vuelo, hay algunas fases donde la computadora de vuelo enviará datos específicos como se menciona a continuación:

Durante la fase de ascenso, Se adquieren datos de altura, velocidad, aceleración, ángulo de inclinación, latitud, longitud, voltaje del encendedor de apogeo y voltaje del encendedor principal. En el caso de la latitud y longitud informadas por el GPS, bajo alta aceleración, estos valores pueden no actualizarse. Los valores de voltaje del encendedor de apogeo y voltaje del encendedor principal ayudan a diagnosticar fallas de despliegue. Durante la fase de descenso Se adquieren datos de velocidad, elevación, rumbo, distancia terrestre, latitud, longitud, voltaje del encendedor de apogeo y voltaje del encendedor principal.

Durante la fase de aterrizaje, Se adquieren datos de rumbo, distancia, latitud, longitud, altura máxima, velocidad máxima y aceleración máxima.

Activación de servomotor por Telemetrum para despliegue

El objetivo para producir el despliegue del cohete es activar el servomotor con un giro de 63° (servomotor principal). Esto se hará mediante los terminales Apogee- y Apogee+ de Telemetrum, que se utilizan habitualmente para conectar cerillas eléctricas en sistemas de despliegue pirotécnico.

Terminal #	Terminal Name	Description
1	Switch Output	Switch connection to flight computer
2	Switch Input	Switch connection to positive battery terminal
3	Main +	Main pyro channel common connection to battery +
4	Main -	Main pyro channel connection to pyro circuit
5	Apogee +	Apogee pyro channel common connection to battery +
6	Apogee -	Apogee pyro channel connection to pyro circuit

Fig. 2 Terminales de tornillo Telemetrum (Fuente: Manual de usuario de productos Altus Metrum)

El ordenador de vuelo Telemetrum, mediante los terminales antes mencionados, puede ser utilizado con baterías LiPO independientes para activar e-matches; esta característica se utiliza para suministrar un voltaje de activación a un mini relé latch que funciona como interruptor en un circuito de control de servomotor.

Para utilizar una batería externa, el terminal negativo debe estar conectado a la tierra del Telemetrum, el terminal positivo debe estar conectado mediante cableado a una entrada de bobina de relé, dicha conexión se engancha al terminal común de Apogee+ (común a Switch Input y Main+), luego la segunda entrada de bobina de relé debe estar conectada al terminal Apogee-.

La conexión del terminal negativo de la batería a la tierra del Telemetrum se debe realizar soldando en el orificio que se muestra en la imagen.



Fig. 3. Tierra del Telemetrum v4

Además, como segundo evento para el despliegue del paracaídas principal, las terminales Main+ y Main- se conectarán a una cerilla eléctrica J-Tek para disparar una carga explosiva ARRD.

A continuación, se muestra el circuito para activar el servomotor principal utilizando Telemetrum con el ángulo de giro adecuado (aproximadamente 63 grados), donde la resistencia R_TURN establece el ángulo de giro, la fuente de voltaje V_BANK corresponde al banco de baterías de aviónica y el relé latch RL_LATCH permite utilizar la señal de Telemetrum como activador de giro del servomotor.

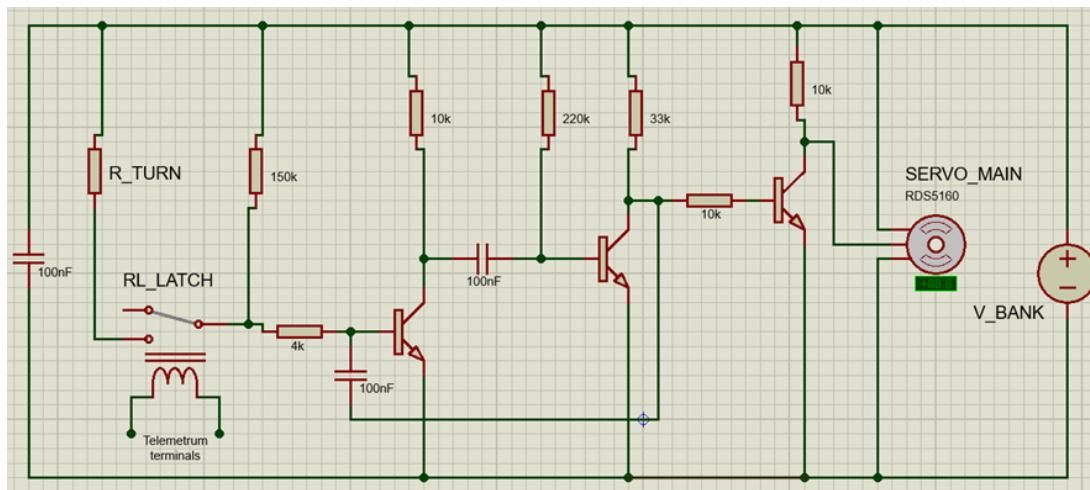


Fig. 4 Circuito controlador del servomotor principal

4. Fuente de alimentación y baterías

Para la alimentación del sistema principal y redundante se consideraron los requerimientos DTEG provistos para la correcta selección de las baterías a utilizar. Asimismo, se realizó el cálculo energético para cada componente del sistema principal, los servomotores RDS5160 y RDS325 (sistema redundante) y el sistema COTS. Se consideró un factor de seguridad de dos horas para realizar el siguiente cálculo energético.

Tabla 9. Consumo de energía del sistema principal

Sensores y módulos (sistema principal)	Voltaje (V)	Amperaje (A)	Potencia (W)	Energía consumo (Wh)
BNO085	3.3	0,127	0,422	0,843
MPL3115A2	2.5	0,144	0.360	0,720
SHT31	3.3	0,030	0,018	0,036
Almacenamiento Micro SD placa de tarjeta TF	3.3	0,080	0,400	0,800
Transceptor LORA	5.0	0,637	3.186	6.372

Tabla 9. Consumo energético de los servomotores

Sensores y módulos (sistema principal)	Voltaje (V)	Amperaje (A)	Potencia (W)	Energía consumo (Wh)
RDS5160 (60 kilos)	8.4	6.2	52.08	8.68
RDS325 (35 kg)	6.0	2.3	13,80	2.30
Motor SG-5010	6.0	0.6	3.60	7.20

Como fuente de energía se eligieron seis baterías de ion-litio de 1850 3,7 V - 2800 mAh, dispuestas en un banco de baterías con bloques de tres baterías en serie y dos en paralelo. Además, se consideró un módulo BMS como sistema de protección para el banco de baterías. Para regular el voltaje proveniente del banco de baterías, se utilizarán convertidores de voltaje para los componentes que requieran un voltaje menor al establecido. Para la telemetría, se consideró una batería de ion-litio de polímero de 900 mAh para el COTS.

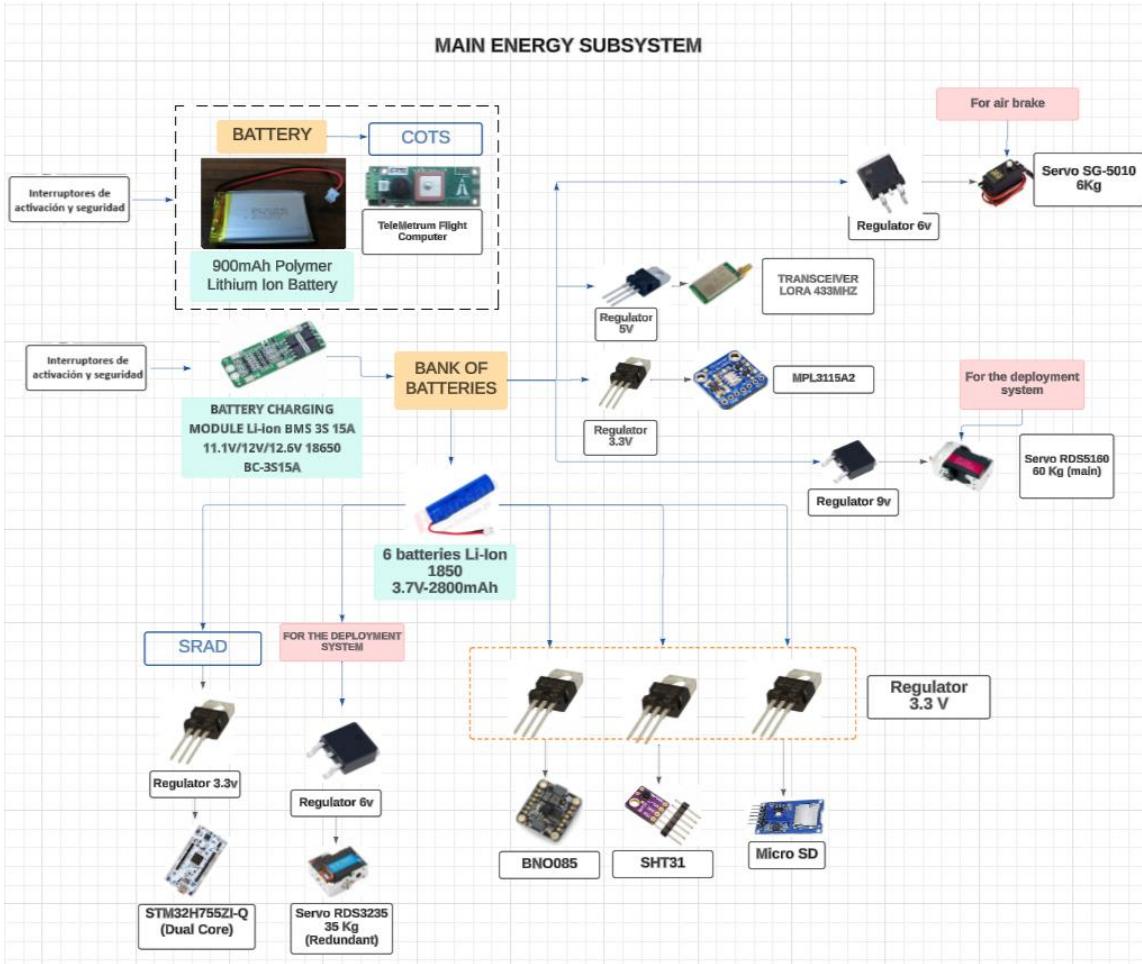


Fig. 5 Subsistema energético principal

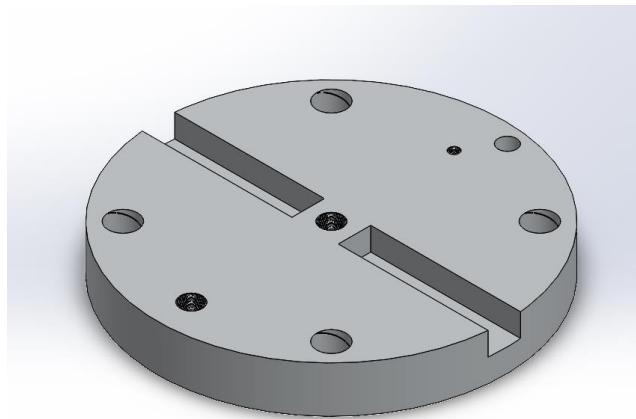
5. Interruptores de armado seguro

En total vamos a utilizar cuatro interruptores, divididos en dos pares de forma que: dos interruptores conectados en serie se encargan de suministrar energía al COTS de forma segura y armada, mientras que el otro par está conectado de la misma forma para trabajar con el SRAD y sus componentes asociados. Para ello, necesitamos dos eventos separados para activar y poner en funcionamiento cada equipo. Estos interruptores están pensados para ser activados manualmente, y con respecto a los modelos, se utilizará un interruptor de llave (IP40 ey Switch DPDT, 5 a 3-Way) y un interruptor tradicional de alta corriente en cada par, consiguiendo un armado seguro a distancia eliminando las consecuencias de falsos disparos debido a la vibración de la estructura del cohete.

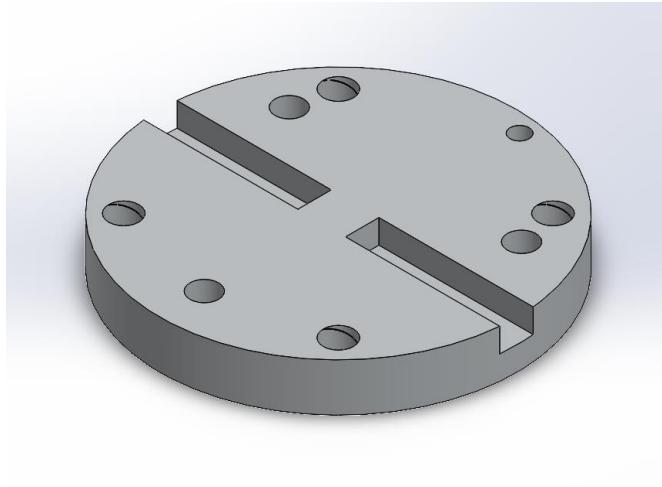
6. Estructuras-Bahía de aviónica

La bahía consta de dos bases de aluminio y una plataforma rectangular, que sirve como espacio para colocar los componentes electrónicos (se fijarán mediante tornillos). Durante el montaje se utilizarán cuatro pernos metálicos NC-2 ½" que se colocarán entre ambas bases para brindar un soporte estable y seguro a la estructura, además se utilizarán ocho pernos para fijarlos en ambos bordes.

Base superior: Tiene cuatro agujeros para los pernos, dos para atornillarlo a la plataforma y dos más para conectar el U-bolt destinado al subsistema de recuperación. Además de uno para el cáncamo. Por último, un agujero de 8mm de diámetro para pasar los jumpers que conectan el STM32 y el Telemetrum a los servos RDS516 y RDS3235 (redundantes), ambos utilizados en el subsistema de recuperación.

**Fig. 6 Base superior**

Base inferior: Tiene cuatro orificios para los pernos mencionados, tres orificios de 12 mm de diámetro para la conexión con la estructura del freno de aire, y un orificio de 8 mm de diámetro para conectar el STM32 con el servo SG-5010 a utilizar en dicho subsistema.

**Fig. 7 Base inferior**

Plataforma: Presenta dos agujeros (uno en cada lado) para ser atornillado con ambas bases, en una de sus caras laterales se colocarán los componentes del SRAD (PCB, banco de baterías, reguladores, BMS) y en el otro lado colocaremos el COTS Telemetrum junto con su batería Li-Ion 1850, y un circuito disparador para utilizar el servo RDS5160 en el subsistema de recuperación ([Figura M](#)). La distribución de las piezas mencionadas será de acuerdo a sus dimensiones ([Tabla Y](#)) para lograr un cableado estratégico. Además, las antenas están apuntando en dirección al cono de la nariz del cohete, también cabe mencionar que el material del cohete es fibra de vidrio, para permitir la propagación de ondas durante la comunicación inalámbrica. Finalmente, utilizaremos dos de esta pieza de manera simétrica, para utilizar nuestro espacio de manera más eficiente y reducir el peso de la estructura.

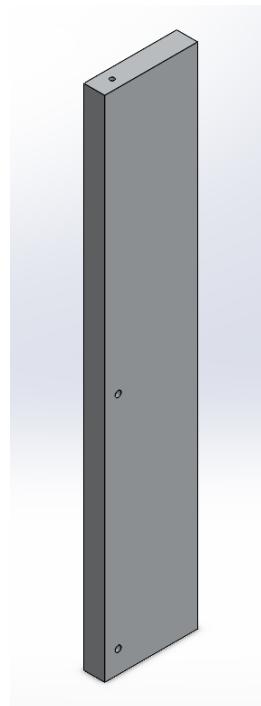


Fig. 8 Lado izquierdo de la plataforma

Tabla Y. Dimensiones de la aviónica o subsistema principal

Componentes de la aviónica o sistema principal incluidos en el plataforma electronica		Cantidad	Dimensiones (cantidad unitaria)
SRAD	tarjeta de circuito impreso	1	136,398 x 158,115 mm
	Antena 433 MHz 4,0dBi SMA-J - TX433- JK- 20P	1	Largo 200 mm x Profundidad 12 mm
CUNAS	COMPUTADORA DE VUELO TELEMETRUM	1	27 mm de largo x 70 mm de ancho x 16 mm de alto
	Antena de telémetro	1	177,8 mm de largo
Energía Subsistema	SRAD	Baterías Li-Ion 1850 3,7V-2800mAh	65x18 milímetros
		Módulo de carga de batería de iones de litio BMS	51 x 23 x 4 mm
	CUNAS	Batería Lipo Altus Metrum de 900 mAh BATERÍA	6x30x48mm

Placa de circuito impreso: Siendo el componente más importante de nuestro sistema electrónico, debemos mencionar los dispositivos embebidos en él. Incluye el STM32 H755ZI-Q, sensores, Micro SD, módulo LoRA con su respectiva antena CDSENET 433MHz, y los pines correspondientes al servo redundante RDS3235 para recuperación y al servo SG-5010 para aerofreno. (visualización en [Figura T](#)).

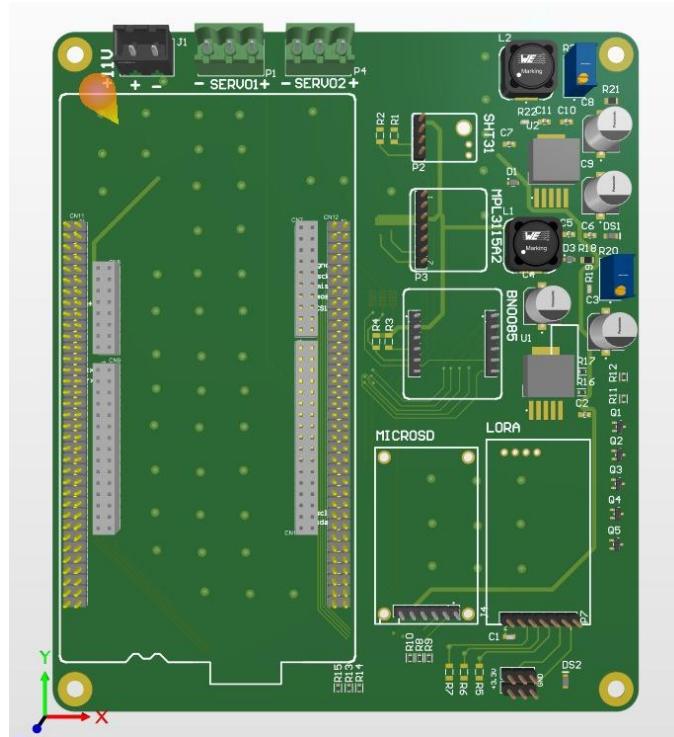


Fig. PCB del subsistema de aviónica de respaldo SRAD T

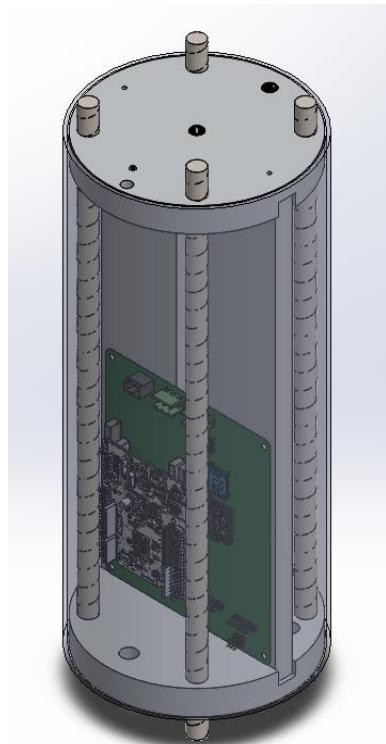


Fig. M Compartimento de aviónica, estructura y ubicación de la PCB del subsistema de aviónica redundante SRAD

F. Subsistema de estación terrestre

1. Descripción general

Ante la necesidad de registrar los datos obtenidos por los sensores del cohete, así como gestionar aspectos críticos como la secuencia de lanzamiento y la activación del sistema de emergencia ante eventos imprevistos, nuestro equipo ha optado por diseñar y construir su propia estación terrestre, que se encargará de todas las tareas mencionadas anteriormente. A continuación, detallaremos el proceso de desarrollo, las especificaciones técnicas y las funcionalidades clave de esta estación terrestre, haciendo hincapié en su importancia para el éxito y la seguridad.

2. Diseño

La estación terrestre es una carcasa fotográfica modificada que la convierte en un equipo compacto y versátil, diseñado para facilitar su movilidad y espaciamiento. Está formada por cuatro sectores principales: Circuitería, Potencia, Alimentación y Funcionalidad, cada uno de los cuales juega un papel crucial en el funcionamiento integral del dispositivo.

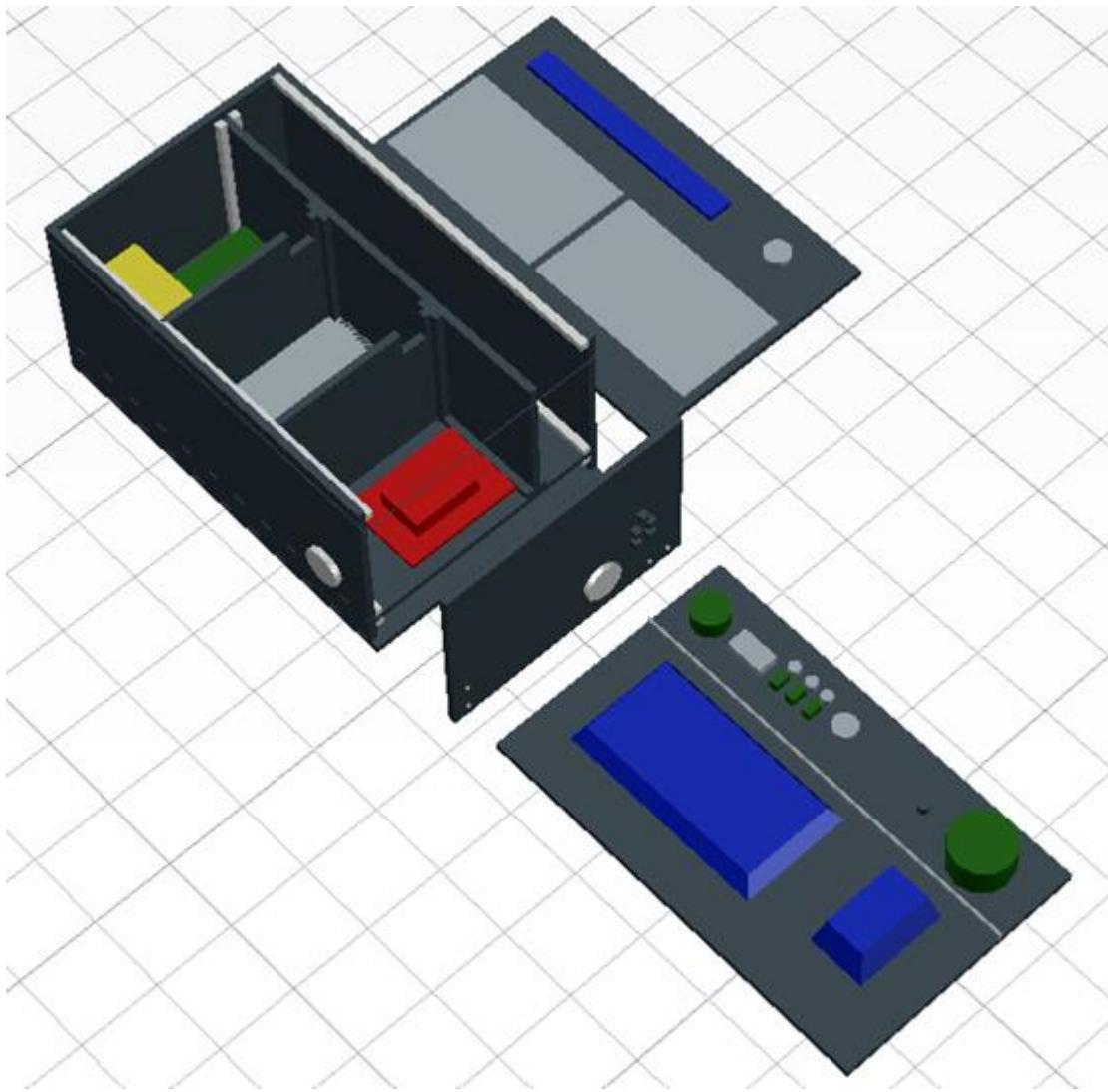


Figura 1: Diseño de la estación terrestre

a. Sector de circuitos

Este sector alberga los componentes necesarios para el procesamiento de datos, la comunicación y el control de los dispositivos. Está representado por dos bloques rojos que incluyen una Raspberry Pi, interfaces de comunicación, 2 transceptores LoRa y un sistema de refrigeración basado en ventiladores. El circuito interno está diseñado para garantizar un rendimiento óptimo y una interacción eficiente con otros componentes de la estación terrestre.

b. Sector energético

Este sector está dedicado a la gestión y suministro de energía eléctrica para el funcionamiento de la estación terrestre. Está representado por un bloque amarillo y un bloque verde e incorpora baterías recargables (bloque verde), sistemas de gestión de energía, convertidores de voltaje y un dispositivo generador de energía accionado manualmente en caso de emergencia (bloque amarillo), todo ello para garantizar un suministro constante y confiable de energía durante las operaciones de campo.

c. Sector eléctrico

Este sector cuenta con compartimentos y canalización de cables diseñados para la distribución de los suministros eléctricos del Sector de Energía. Se ubica en la parte inferior de la estructura e incorpora el espacio por donde pasará todo el cableado de energía dentro de la estación terrestre, permitiendo así una distribución ordenada de la energía.

d. Sector de almacenamiento

Este sector ha sido concebido como un compartimento multiusos estratégicamente ubicado en la parte central de la estructura. Está diseñado para almacenar de forma segura y accesible una variedad de elementos esenciales para el buen desarrollo de la competición, destinado a contener una amplia gama de recursos necesarios para la competición, incluyendo otros equipos, repuestos, herramientas y cualquier otro elemento esencial para la operación y el mantenimiento. Su disposición central facilita un acceso rápido y eficiente a estos recursos, permitiendo una gestión eficaz a lo largo de todas las etapas de la competición.

Como se muestra en la Figura 1, la estación terrestre está diseñada con tres espacios diferenciados para la conexión de periféricos y actuadores, tanto para la comunicación interna de la estación como para la interacción con el propio cohete. Estos espacios incluyen la tapa superior, el tablero de operaciones y el espacio de almacenamiento de periféricos.

e. Párpado superior

En este espacio, como se muestra en la Figura 1, se ubican dos pantallas, que funcionan como periféricos de visualización de datos. La Pantalla 1 muestra los datos recibidos por los computadores SRAD y COTS dentro del cohete, mientras que la Pantalla 2 muestra los datos provenientes de la Carga Útil. Adicionalmente, se incluye un sistema de iluminación de alerta, que se activa antes del lanzamiento y en caso de eventos inesperados para activar el sistema de despliegue de emergencia. También está presente una pantalla de notificaciones LED que muestra mensajes relacionados con el estado de la fase de lanzamiento.

f. Junta de Operaciones

En este espacio, como se observa en la Figura 1, se ubican los principales periféricos para la comunicación directa, considerados como los actuadores del sistema de la estación terrestre. Entre ellos se encuentran un teclado TKL y un ratón con funciones para la interfaz gráfica. Adicionalmente, se dispone de botones actuadores, entre los que destacan los botones de lanzamiento, el activador del sistema de despliegue de emergencia y el interruptor manual de modo de energía.

g. Espaciamiento periférico del almacén

Este espacio se encuentra detrás de los tres sectores superiores y tiene como finalidad almacenar tanto el teclado como el ratón de la estación terrestre. Adicionalmente se ha diseñado un espacio para la conexión de comunicación directa con los botones e interruptores de la parte superior del Tablero de Operaciones.

3. Comunicación

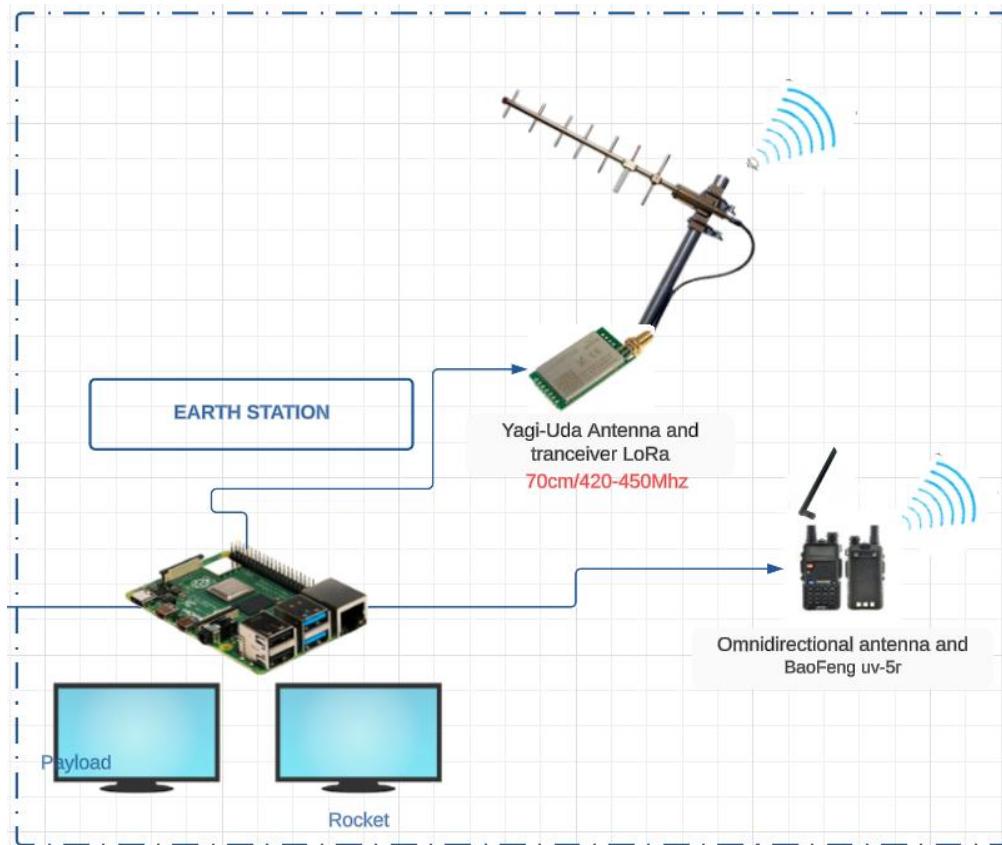


Figura 2: Sistema de comunicación de la estación terrestre

Como se ve en la Figura 2, utilizamos 2 antenas: 1 antena omnidireccional y una Yagi Uda. Además, utilizamos 1 transceptor LoRa y una radio BaoFeng uv-5r, todos ellos funcionando en la banda de frecuencia de 433 MHz y cumpliendo una función específica:

Antena omnidireccional (Rx) y BaoFeng uv-5r: Este es el principal encargado de recibir todas las señales enviadas por el ordenador COTS (Telemetrum), que las emite mediante su propio protocolo de comunicación APRS. Por ello, se utiliza un BaoFeng uv-5r para decodificarlas mediante un software embebido en la Raspberry Pi y visualizarlas en la Pantalla 1 con ayuda de la interfaz gráfica.

Antena Yagi-Uda (Tx y Rx) y transceptor LoRa: Estos son los principales responsables de recibir todas las señales enviadas por el ordenador SRAD del cohete. También se encargan de enviar la señal de lanzamiento y la señal de activación del sistema de despliegue de emergencia.

Se utilizarán un total de 2 antenas, por lo que es necesario respetar el espacio mínimo para la correcta recepción de la señal con una separación mínima de 2λ para evitar interferencias en la recepción de la señal. Dado que la banda de frecuencia de operación es de 433 MHz, la longitud de onda (λ) correspondiente es de aproximadamente 69,3 cm. Por tanto, la separación mínima entre antenas, que debe ser al menos 2 veces la longitud de onda (2λ), equivale a 1,38 metros.

4. Diseño de antena Yagi-UDA

Aunque las antenas omnidireccionales vienen incluidas con la compra de los transceptores LoRa, es necesario diseñar una antena para la transmisión y recepción de señales desde la estación terrestre hasta el cohete. En este caso, se eligió una antena Yagi-Uda por su buena directividad y ganancia en comparación con otras antenas, siendo sus métodos de fabricación relativamente más simples que otras antenas. Este proceso implica la construcción de elementos como el dipolo, reflectores y directores, siguiendo dimensiones y especificaciones precisas para el funcionamiento óptimo de la antena en la banda de frecuencia de 433 MHz.

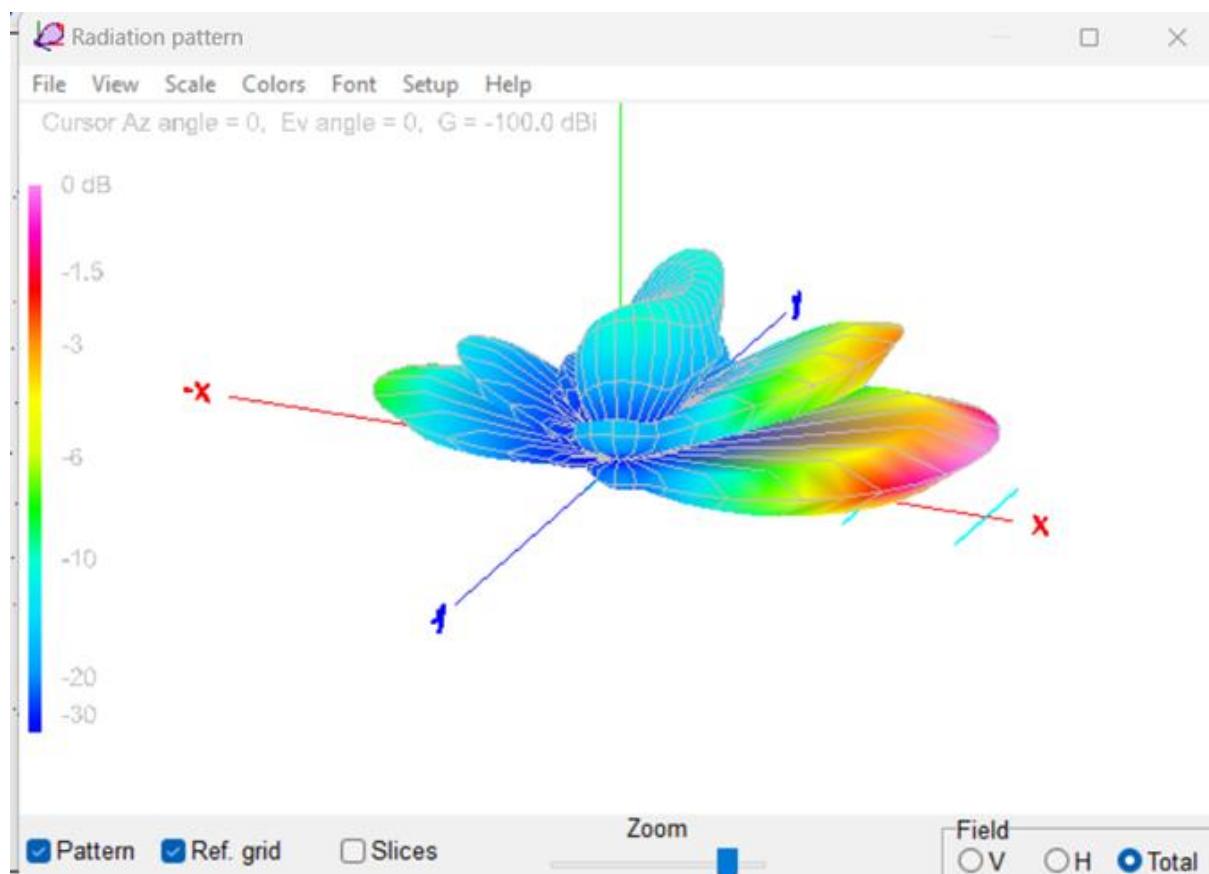


Figura 3: Prototipo de antena Yagi-Uda

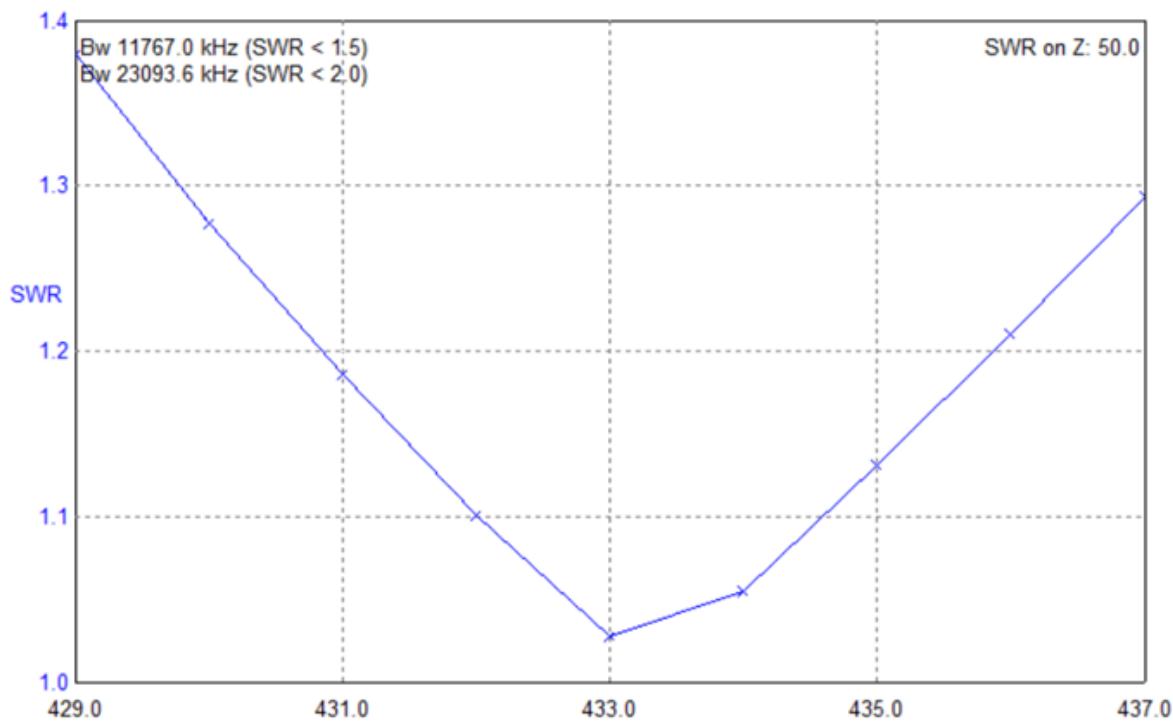
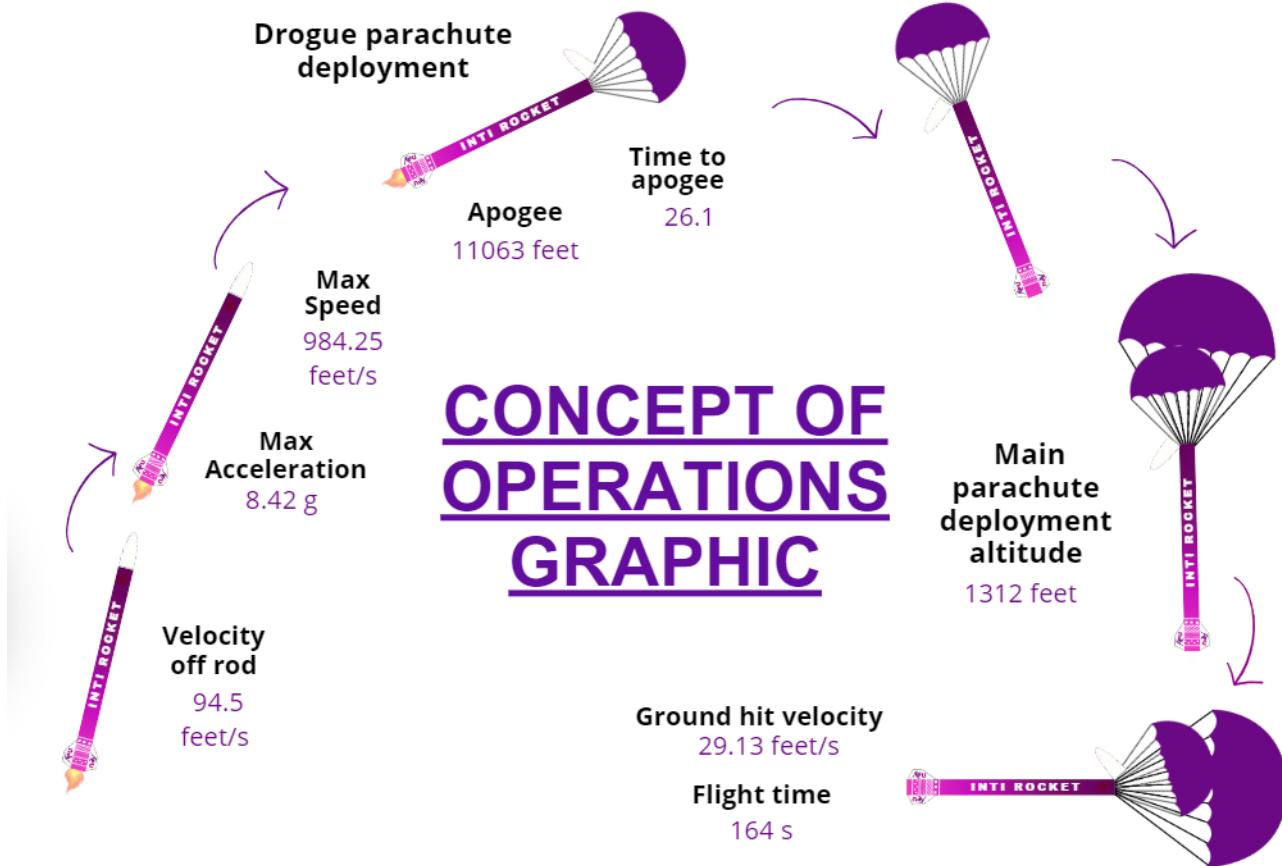


Figura 4: ROE del prototipo de antena Yagi-Uda

IV. Conceptos de Misión y Operaciones (CONOPS)



A. Fase I: Operaciones previas al lanzamiento

Antes de la mañana del lanzamiento, el cohete estará en un estado en el que solo quedarán por realizar las tareas críticas. Esto incluye tener un motor completamente integrado, paracaídas empaquetados que estén preparados en sus bolsas de despliegue, módulos completamente ensamblados que incluyen la aviónica SRAD, la carga útil y el compartimiento de aviónica de despliegue de recuperación. Las operaciones previas al lanzamiento del día son las siguientes:

- **Propulsión** Insertará el motor en el fuselaje y se asegurará de que quede retenido correctamente.
- **Recuperación** Cargará los resortes, realizará las comprobaciones finales con la aviónica de despliegue y empacará los paracaídas y el cordón elástico en su bahía de despliegue.
- **Computadora SRAD** Estará en espera y en ese momento debería estar integrado en el compartimento de la electrónica.
- **Estructuras** Se asegurará de que cada sección/módulo del cohete esté conectado de forma correcta y segura, y completará las comprobaciones finales del vehículo.

Además, es necesario realizar algunas tareas una vez que el vehículo se encuentra en posición vertical sobre la plataforma de lanzamiento. Estas incluyen:

- Activar la aviónica personalizada UFC
- Encender todas las cámaras
- Armar la aviónica de despliegue de recuperación

- Inserte el encendedor en el motor.

Para obtener una lista completa de procedimientos, consulte el Apéndice E. Después de todas estas tareas, se inicia la etapa final de los operadores de prelanzamiento.

- **Encendido**-Se envía una carga para encender el encendedor del motor, que enciende el motor.

B. Fase II: Ascenso motorizado

El comienzo del ascenso impulsado comienza con**Despegue**-El motor comienza a funcionar y el cohete se eleva por encima del riel de lanzamiento.

Durante este tiempo, se llevan a cabo algunas tareas clave, la mayoría de las cuales continuarán hasta el apogeo:

- El motor continúa funcionando durante 4,4 segundos.
- Las computadoras COTS utilizan sensores a bordo para monitorear la altitud, así como para transmitir datos a las estaciones terrestres receptoras.
- La computadora SRAD utiliza sensores a bordo para monitorear los parámetros descritos, modificar el freno aéreo dependiendo de esos parámetros y transmitir datos a las estaciones terrestres receptoras.

C. Fase III: Ascenso sin motor

Después de que el motor se queme, el cohete entra en la fase de**Costa**donde el cohete continúa ascendiendo. Los datos del vuelo continúan enviándose a las estaciones terrestres.

D. Fase IV: Descenso en paracaídas Drogue

En**Apogeo**El cohete alcanza la altitud máxima, prevista a 11.063 pies sobre el nivel del suelo. En este punto, tanto el COTS como el SRAD activan los servomotores en el apogeo, el servomotor principal y el servomotor redundante respectivamente. Una vez que el cohete alcanza su gran altitud, se activa el servomotor principal, que hace girar el engranaje anular para impulsar el portasatélites en un ángulo de 80,5 grados y libera los resortes para el despliegue. Se realiza otro giro justo después de que se activa el servomotor principal; este giro lo realiza el servomotor redundante en la dirección opuesta para impulsar el portasatélites en la misma dirección que antes. El despliegue del paracaídas de frenado permite reducir la velocidad de descenso a 105 pies por segundo. Los datos de vuelo continúan enviándose a las estaciones terrestres tanto desde la aviónica de despliegue como desde la aviónica personalizada, indicando el estado del cohete separado.

E. Fase V: Descenso del paracaídas principal

La aviónica de recuperación monitorea cuidadosamente la altitud hasta que el cohete alcanza los 1.312 pies sobre el terreno. Un par de cables e-matches, conectados a los terminales de nuestro COTS, activan el Dispositivo de Liberación de Retención Avanzada (ARRD) y sueltan el grillete en el que estaban atados los cordones elásticos del paracaídas de frenado. La activación del ARRD permite el despliegue del paracaídas principal desenrollando la extensión del cordón elástico del paracaídas de frenado. Su despliegue ralentizará el descenso de nuestro cohete a 30 pies por segundo, lo que significa el inicio del**descenso del paracaídas principal**En este momento, se monitorea cuidadosamente la ubicación GPS del cohete para el aterrizaje.

F. Fase VI: Operaciones de desembarco

El cohete llega suavemente a la**Aterrizaje**estado en, descansando en el suelo con un arnés de recuperación completamente conectado y Estructura intacta. La aviónica de a bordo realiza las siguientes tareas posteriores al vuelo:

- **Recuperación**La aviónica envía señales GPS para transmitir su ubicación para ayudar en la operación de recuperación a través de la computadora de vuelo TeleMetrum.

Tras la recuperación exitosa del vehículo se realiza el**Conclusión de la misión**-El equipo recupera todos los componentes del cohete, incluida la estructura, los paracaídas y cada módulo individual.

V. Conclusión

Se aprendieron muchas lecciones durante este año siendo

El año pasado aprendimos muchas lecciones, ya que nuestro cohete impulsó una gran cantidad de nuevos sistemas. Este año, volvimos a nuestras raíces con un cohete de 6 pulgadas de diámetro, enfocados en realizar mejoras en una fórmula en la que hemos estado trabajando durante años. No estaríamos aquí sin la dedicación constante de los miembros de nuestro equipo y nuestros amigos, familias, profesores y patrocinadores que nos brindaron un gran apoyo. Gracias a ellos, podemos presentar nuestro cohete de 14 pies de alto y 141 libras, sostenido por nuestro motor O probado en vuelo a 30,000 pies.

La historia de nuestro equipo en SAC ha sido fundamental para guiarnos hasta donde estamos hoy. En 2019, centramos la mayor parte de nuestros esfuerzos en diseñar un cohete relativamente simple que pudiera volar con éxito a 30.000 pies utilizando un motor SRAD. Esta resultó ser una buena decisión, ya que nuestro primer vuelo exitoso en la categoría SRAD de 30.000 pies tuvo lugar en SAC 2019. En 2020, reorientamos nuestros esfuerzos para agregar gradualmente elementos innovadores a nuestro sistema, a saber, la computadora de vuelo universal, un nuevo motor sólido, un algoritmo de estimación de posición de filtro de Kalman y una nueva carga útil. La competencia SAC 2020 se canceló debido a la pandemia de COVID-19, lo que resultó en una pausa no planificada de 6 meses para nuestro equipo. En septiembre de ese año, nuestro equipo regresó para SAC 2021. A pesar de la competencia virtual, el equipo terminó el año con fuerza con un vuelo exitoso a una altitud reducida en Tripoli MN en North Branch, Minnesota, lo que resultó en una victoria en la competencia virtual. A partir de ese momento, el equipo se dedicó en cuerpo y alma al desarrollo de numerosos sistemas nuevos y a la iteración de los antiguos, incluida la implementación del control activo, el paso de un vehículo de 6 pulgadas de diámetro a uno de 8 pulgadas, la exploración de nuevas formas de grano para el motor y el desarrollo de acopladores Radax de aluminio. El equipo también centró su atención en el reclutamiento y la retención de miembros, con el fin de restablecer la membresía después de la disminución de la participación debido a la pandemia. Este esfuerzo ha dado sus frutos de manera significativa, lo que ha permitido al equipo respaldar dos proyectos masivos este año: el cohete SAC y un intento de lanzamiento espacial a gran altitud. Por lo tanto, SAC ha sido una oportunidad para refinar nuestra fórmula de cohetes al tiempo que mejoramos e implementamos muchos sistemas interesantes, como nuestra aviónica SRAD y Pitot tubo.

Aprendimos muchas lecciones durante el año pasado que esperamos transmitir a las futuras generaciones del equipo. Este año ha sido extremadamente ajetreado, equilibrando dos grandes proyectos y un proyecto de orientación para nuevos miembros más grande y mejorado. Nos ha enseñado a pensar con rapidez y de manera innovadora. Hemos aprendido a recuperarnos con gracia cuando las cosas no salen como esperábamos y a ser pragmáticos en nuestra toma de decisiones. Hemos mejorado significativamente nuestra comprensión técnica de la implementación de recuperación, las pruebas de recuperación y la fabricación de compuestos, al tiempo que aprendimos a estar más preparados y ser más eficientes con nuestras operaciones de lanzamiento. A medida que continuamos invirtiendo en un equipo en crecimiento y reclutando nuevos miembros, sabemos que el equipo inculcará estos valores en sus miembros durante muchos años más, cuando la ingeniería

El proceso será más fácil y los cielos estarán más claros.

A. Apéndice: Pesos, medidas y datos de rendimiento del sistema

<u>Información sobre cohetes</u>	
Número de etapas	1
Longitud del vehículo	107 pulgadas
Diámetro del fuselaje	6,3 pulgadas
Número de aletas	4
Envergadura de las aletas	5,9 pulgadas
Acorde de la punta de la aleta	3,94 pulgadas
Acorde de raíz de aleta	11,81 pulgadas
Grosor de la aleta	0,157 pulgadas
Peso del vehículo	64,6 libras
Peso del propulsor	18,3 libras
Peso de la carga útil	8,8 libras
Peso de despegue	91,7 libras
Centro de presión (desde la punta)	80,70 pulgadas
Centro de gravedad (desde la punta)	64,96 pulgadas

<u>Información de propulsión</u>	
Tipo de propulsión	Sólido
Clasificación de motores combinados (COTS, SRAD)	CUNAS
Empuje promedio	norte 3.168 N
Impulso total	14.041 Ns
Tiempo de combustión del motor	4,4 segundos

<u>Datos de vuelo previstos</u>	
Longitud del riel de lanzamiento	17 pies
Relación empuje-peso de despegue Riel de lanzamiento	7,9 gg:1
Velocidad de salida Margen estático mínimo durante el impulso	92,5 pies/s 1,59
Aceleración máxima	8,42 gramos
Velocidad máxima	984,25 pies/s
Velocidad de aleteo de las aletas	522,74 pies/s
Apogeo objetivo (AGL)	10.000 pies
Apogeo previsto (AGL)	11.063 pies

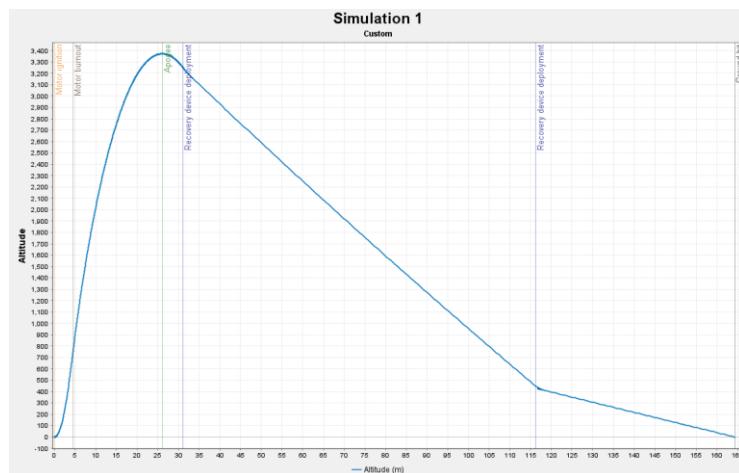


Fig. X Perfil de vuelo: Altitud (km) vs Tiempo

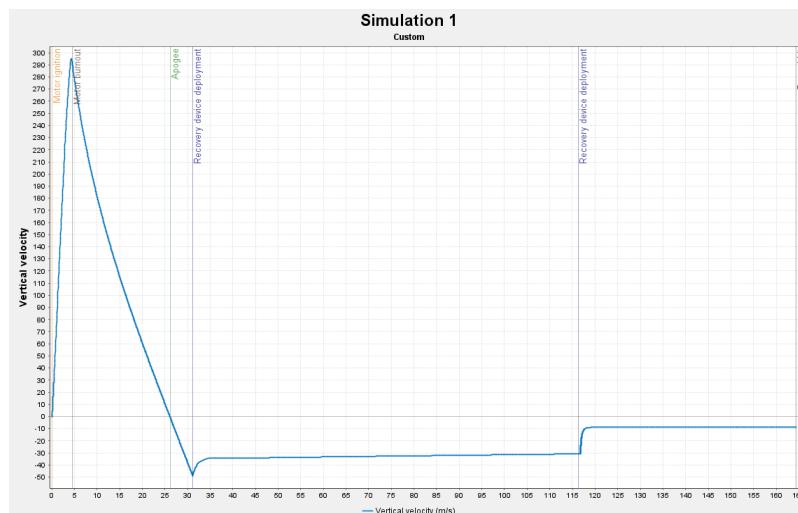


Fig. X Perfil de vuelo: Velocidad (m/s) vs Tiempo

Información de recuperación

Altímetro COTS	Computadora TeleMetrum de
Altímetros redundantes	Altus Metrum SRAD
Despliegue del drogue Altitud Tasa de descenso del drogue	11.063 pies 105 pies/s
Altitud de despliegue principal	1.312 pies
Tarifa principal decente	30 pies/s
Cordón elástico	Cable de choque Dyneema de $\frac{1}{4}$ " de diámetro, capacidad de carga de 7600 lbf, 44 pies entre el amplificador y el tubo superior del cuerpo, 66 pies entre el tubo superior del cuerpo y el cono de la nariz
Enlaces mecánicos	Grilletes blandos COTS Dyneema con una resistencia a la rotura de 10 000 lbf, grilletes blandos fabricados a medida con una resistencia a la rotura de 2300 lbf, eslabones giratorios de acero Fruity Chutes de 6000 lbf entre cada paracaídas y cordón elástico

1.Recuperación**Tabla. Masas y dimensiones de los componentes del subsistema de recuperación**

Componentes principales del sistema	Cantidad	Dimensiones (cantidad unitaria)	Masa (kg)
Plataforma base principal	1	ø140 mm x 11 mm de alto	0,37
Soportes de plataformas base	4	ø10 mm x 126 mm de alto	0,022
Plataforma base de resorte	1	ø140 mm x 15 mm de alto	0,444
Base de eyeción	1	ø150 mm x 70 mm de alto	0,315
Soporte redundante de chapa metálica	1	111,32 mm de largo x 20 mm de ancho	0,002
Servomotor redundante	1	---	0,06
Chapa metálica del soporte principal	1	133,05 mm de largo x 55 mm de ancho	0,019
Servomotor principal	1	--	0,162
Ballestas	2	Diámetro exterior 39 mm x 85 mm de largo (alambre de 3,5)	0,056
Pasador de fijación	2	ø4 mm x 20 mm de largo	0,001
Liberar engranajes	2	ø9 mm x 75 mm de alto	0,012
Gafas de sol falsas	1	ø95 mm x 10 mm de alto	0,034
Engranajes planetarios	3	ø23,4 mm x 20 mm de alto	0,011
Base del planeta	1	ø95 mm x 5 mm de alto	0,041
Engranaje solar	1	ø58,5 mm x 20 mm de alto	0,11
Engranaje de anillo	1	ø113 mm x 28 mm de alto	0,097

2. Aviónica

Tabla. Masas y dimensiones de los componentes del subsistema aviónico o principal.

Aviónica o componentes principales del sistema		Cantidad	Dimensiones (cantidad unitaria)	Masa (g)	
SRAD	NÚCLEO STM32-H755ZI-Q	1	132,6 mm de largo x 70 mm de ancho	211,58	
	BNO085 Acelerómetro, giroscopio, Sensor magnetómetro	1	25,6 mm de largo x 22,7 mm de ancho x 4,6 mm	2,50	
	Temperatura y humedad relativa SHT31 sensor	1	2,5 mm de largo x 2,5 mm de ancho x 1 mm de alto	0,05	
	Presión barométrica, altitud y MPL3115A2 sensor de temperatura	1	5,0 mm de largo x 3,0 mm de ancho x 1,1 mm de alto	1,20	
	Tarjeta de memoria Micro SD TF 3,3V	1	42 mm de largo x 24 mm de ancho x 12 mm de alto	5,00	
	Antena 433 MHz 4,0dBi SMA-J - TX433-JK-20P	1	Largo 200 mm x Profundidad 12 mm	20,00	
	Transceptor LoRa 433MHZ E220-400T30D - LLCC68, UART 1W SMA-K	1	43 mm de largo x 24 mm de ancho	13,00	
	SERVO SG-5010 (Para freno de aire)	1	40,2 x 20,2 x 43,2 mm	39,00	
	Para la recuperación Subsistema	(Servo redundante) SERVO RDS3235	1	40*20*40,5 milímetros	60,00
CUNAS	COMPUTADORA DE VUELO TELEMETRUM		1	27 mm de largo x 70 mm de ancho x 16 mm de alto	20,13
	Para la recuperación Subsistema	(Servo principal) SERVO RDS5160	1	65*30*48 mm	162,00
Energía Subsistema	SRAD	Baterías Li-Ion 1850 3,7 V - 2800 mAh	6	65x18 milímetros	258,00
		Batería de iones de litio BMS módulo de carga	1	51 x 23 x 4 mm	10,00
		Reguladores LD117	5	10 mm de largo x 4 mm de alto	11,00
		Regulador L7809	1	10 mm de largo x 4 mm de alto	11,00
		Regulador L7806	2	10 mm de largo x 4 mm de alto	11,00
		Regulador L7805	1	10 mm de largo x 4 mm de alto	11,00
	CUNAS	ALTUS METRUM 900 Batería Lipo mAh	1	6x30x48mm	19,00
				Masa total (g):	865,46

B. Apéndice: Informes de pruebas del proyecto

A. Prueba del sistema de recuperación

Prueba de eyección Las computadoras de vuelo utilizadas en el cohete de este año son aquellas con las que el equipo tiene experiencia, ya que se han utilizado en innumerables vuelos de prueba en los últimos años. Cada computadora de vuelo de despliegue de recuperación se ha sometido a pruebas que garantizan que puede encender una cerilla electrónica, que se utiliza en el cohete para encender las cargas de eyección de pólvora negra. Además, se han realizado pruebas de carga de eyección para garantizar que la cantidad calculada de pólvora negra separe el cohete, y se aumentó según fue necesario para garantizar una separación completa durante las pruebas en tierra. La cantidad final de pólvora negra se ha incrementado en 1 g para el vuelo real del vehículo durante la competencia para tener plena confianza en la facilidad de separación, con las cargas secundarias y terciarias aumentando en tamaño en un 20% y 50% respectivamente para garantizar que el cohete se separe si la carga principal sufre alguna anomalía durante el vuelo. Asimismo, se han realizado las mismas pruebas para las cargas de despliegue del paracaídas principal para garantizar una separación completa y segura de las cargas.

Cohete para cuando se expulsa el paracaídas principal.

Prueba de cuerdas elásticas En este diseño se han utilizado empalmes para ayudar a evitar la reducción de la resistencia del cordón elástico que se produce cuando se utilizan nudos. Los nudos pueden reducir significativamente la resistencia del cordón elástico y, según el tipo de nudo utilizado, esto puede suponer una reducción de la resistencia de más del 50 %.

Para verificar el método de empalme y observar cualquier reducción en la resistencia como resultado, se realizó una prueba a escala inferior utilizando Dyneema de 0,125 pulgadas. Esta prueba se realizó a escala debido a que se tenía acceso limitado a máquinas de prueba de tracción con mayor capacidad de carga. Se empalmó un cordón elástico Dyneema de 2 pies de largo en ambos lados y se lo tensó hasta que falló. Este cordón elástico tenía una capacidad nominal de 2300 lbf según el fabricante y, cuando se probó en tensión, falló a 2269 lbf. Falló cerca de la mitad del cordón, lo que verificó que se hicieron empalmes suficientemente fuertes sin afectar significativamente la capacidad nominal de carga de tracción del cordón elástico. La Figura 34 muestra el empalme realizado para la prueba, junto con el cordón elástico después de la prueba.



Fig. 34 Imágenes del cordón elástico empalmado antes de la prueba (izquierda) y del cordón elástico después de la prueba de tracción (derecha)

Prueba de coeficiente de arrastre y secuencia de despliegue Este cohete cuenta con dos paracaídas hechos a mano con banda de separación en forma de disco, cada uno de los cuales se despliega desde una bolsa de despliegue de paracaídas. Ambas características se han probado exhaustivamente durante los últimos dos años, lo que ha dado como resultado un dominio de la configuración y el despliegue del sistema de recuperación. El equipo también fabricó un paracaídas con banda de separación en forma de disco que es lo suficientemente fuerte como para soportar incluso eventos de despliegue fuera de lo normal. El año pasado, se construyó un cohete de prueba de 6 pulgadas de diámetro, Xenon Azure, y se sometió a una serie de 6 pruebas para practicar diferentes métodos de despliegue de paracaídas utilizando bolsas de despliegue. La única diferencia entre ese sistema y el diseño del cohete de la Spaceport America Cup de este año es que el paracaídas principal ha cambiado de estilo, de una forma anular a una forma de banda de separación en forma de disco. Durante la serie de vuelos de prueba, se logró un despliegue preciso y repetible utilizando bolsas de despliegue, y cada bolsa de despliegue utilizó un pequeño paracaídas piloto para ayudar a sacar el paracaídas de la bolsa.

Este año se desarrolló un nuevo cohete de prueba de 4 pulgadas de diámetro, llamado Gold Celadon. Este cohete voló 7 veces este invierno para probar una variedad adicional de diferentes diseños de paracaídas, configuraciones de bolsas de despliegue y secuencias de recuperación.

Los dos primeros vuelos de prueba se realizaron para recopilar más datos sobre el coeficiente de resistencia del estilo de disco con banda de separación que volará como paracaídas de frenado y principal en nuestro cohete de competición. La configuración de la bolsa de despliegue fue similar a la que se vio el año anterior, con un paracaídas piloto que se utilizó para sacar la bolsa de los respectivos paracaídas de frenado y principal. Los paracaídas utilizados fueron versiones a escala de los paracaídas de disco con banda de separación que volarán en el cohete de competición. En el primero de estos dos vuelos, el cohete se separó en el momento esperado, y tanto el paracaídas de frenado como el principal pudieron desplegarse de las bolsas de despliegue e inflarse por completo. Más tarde ese día, al probar la misma configuración, el cohete se separó y el paracaídas de frenado se soltó como se esperaba, pero después del evento de despliegue del paracaídas principal, la bolsa de despliegue del paracaídas principal nunca salió del tubo a pesar de la separación del tubo del cuerpo. Despues del vuelo

Tras el análisis, se determinó que el paracaídas principal estaba demasiado apretado en el tubo del cuerpo y, por lo tanto, no había suficiente fuerza para sacarlo del tubo. Las modificaciones posteriores al vuelo incluyeron ajustar ligeramente la bolsa de despliegue para que fuera un poco menos ancha en el tubo del cuerpo para ayudar a reducir la tensión. Sin embargo, a pesar de la anomalía

En el vuelo, hubo suficientes datos para determinar con precisión el valor del coeficiente de resistencia experimental, que resultó ser de 0,50. Los siguientes cinco vuelos de prueba se realizaron en una configuración completamente diferente, que estaban destinados principalmente a pruebas de recuperación para un proyecto diferente de nuestro equipo, pero se encontró que los resultados fueron bastante exitosos, por lo que algunas partes Se transfirieron algunos detalles de la configuración al diseño del cohete SAC de este año. En lugar de tener las bolsas de despliegue unidas directamente al ápice del paracaídas, la configuración actualizada tiene la bolsa unida al cordón elástico a una distancia mayor que la longitud total de las líneas de suspensión del paracaídas más la altura del cordón. En esta configuración, cuando

Se tiró del cordón elástico y luego se sacó el paracaídas de la bolsa de despliegue. Se descubrió que esta configuración era más favorable que el método con la bolsa directamente unida al vértice del paracaídas y que se sacaba con un

Paracaídas piloto, ya que se observaron menos enredos y, en general, tuvo una mayor tasa de éxito en nuestras pruebas. Un diagrama del

recuperación resultante

La configuración del arnés se muestra en la Figura 14 en la Sección III.C.3.

Redundancia de los ordenadores de vuelo El sistema de recuperación utiliza tres sistemas completamente independientes para desplegar los paracaídas, con tres cargas separadas para los despliegues del paracaídas principal y de frenado disparadas por tres Computadoras de vuelo. Esto se describe en la Figura 35.

Cada computadora de vuelo tiene sus propias baterías independientes que suministran energía, y la computadora de vuelo principal, la AIM XTRA, utiliza dos baterías: una alimenta los eventos pirotécnicos y la otra alimenta la computadora. Entre cada computadora de vuelo y la batería, hay un interruptor conectado para permitir que las computadoras de vuelo se enciendan una vez que el cohete esté en posición vertical sobre la plataforma. Una carga de pólvora negra independiente está conectada a cada computadora de vuelo. La carga de pólvora negra se analiza con más detalle en la Sección III.C.5 y el Apéndice B, con la nota importante para la redundancia de que entre las cargas primaria y secundaria, el tamaño de la carga aumenta en un 20%, y entre la primaria y la terciaria aumenta en un 50%. Esto se hace para ayudar a garantizar la separación del vehículo en caso de que, durante el vuelo, cualquier factor contribuya a que la carga de eyeción primaria no separe lo suficiente el cohete.

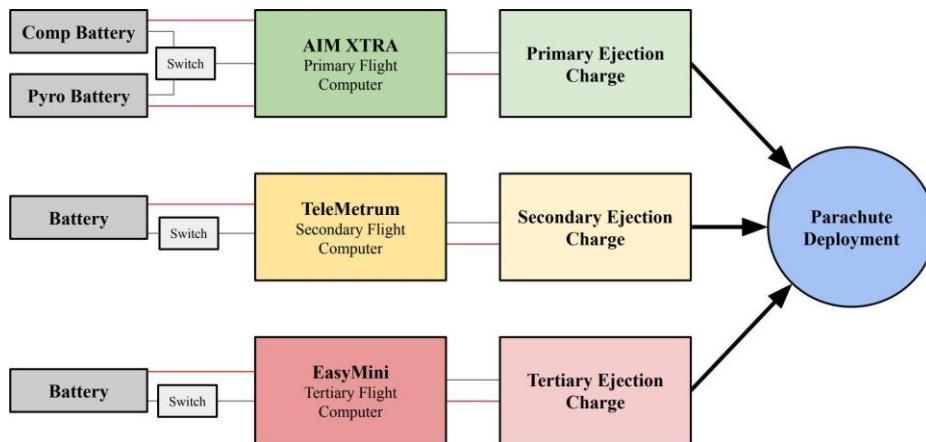


Fig. 35 Diagrama de cableado y redundancia de la computadora de vuelo

B. Prueba del sistema de propulsión SRAD

La estructura de fuego estático del motor (MSFS) es una prueba fundamental para el desarrollo y la medición de los parámetros del motor de cohetes. Implica asegurar el motor a una estructura anclada al suelo y evaluar su rendimiento. La MSFS consta de los siguientes componentes:

a.**Banco de pruebas:**Se trata de una estructura realizada en tubo estructural de 40 mm × 40 mm, compuesta principalmente por un marco y una base, ambos rectangulares y unidos perpendicularmente entre sí, con dos puntales para mayor rigidez. **Figura X**

Proporciona una vista más detallada de la estructura. Como se muestra en la Figura Y, el marco vertical sostiene el motor (representado por el cilindro) mediante dos pernos en U de 6 pulgadas.

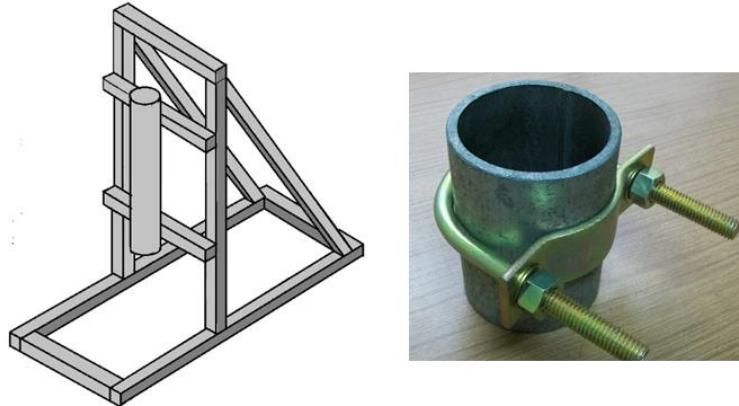


Figura X:Estructura MSFS y perno en U.

b.**Medidas:**Para medir el empuje se utilizará una célula de carga, situada debajo del mamparo del motor. También se medirá la temperatura en el interior de la cámara de combustión mediante termopares.

C. Prueba de recipientes a presión SRAD

El único recipiente a presión presente en este vehículo es la carcasa del motor SRAD. Esta carcasa se probó utilizando un sistema de prueba hidrostática desarrollado por el equipo. La carcasa del motor se probó a 1200 psig durante 15 segundos. Esto representó el 150 % de la presión operativa máxima diseñada (800 psig) y el 215 % del tiempo operativo diseñado (6,96 segundos), lo que superó los requisitos descritos en el DTEG. Esta prueba fue exitosa y no se observaron fallas.

El sistema de prueba hidrostática del equipo consta de una lavadora a presión de 3000 psi (206 bar), una válvula de control de presión, una válvula de llenado/purga de la carcasa y una descarga de baja presión. Antes de presurizar, la carcasa se llena con agua a condiciones ambientales (25 C, 1 bar) para purgar la mayor cantidad de aire posible. La extracción del aire del sistema es fundamental, ya que el aire atrapado puede comprimirse y provocar una falla. Una vez que se ha purgado el aire, la carcasa se conecta a los componentes restantes. Antes de presurizar el sistema, se abre la válvula de purga y se envía agua a través del sistema para purgar el aire adicional. Esto se indica mediante un flujo constante de agua a través de la válvula de purga, que se encuentra en la parte superior de la carcasa. Una vez que se observa esto, la carcasa se sumerge en una piscina lo suficientemente profunda como para permitir al menos 2 pulgadas de agua en todos los lados. Sumergir la piscina es la principal mitigación para evitar la inyección de fluido en caso de una falla de la pared o del cierre de la carcasa. Rodear la carcasa con agua permite que cualquier chorro de alta presión se iguale inmediatamente con el agua circundante y evita lesiones graves y daños a la propiedad.

Una vez que la carcasa está sumergida, el sistema se presuriza y se lleva lentamente a la presión de prueba utilizando el controlador de presión. Una vez que el sistema alcanza la presión deseada, se pone en marcha un temporizador para registrar el tiempo de prueba. Se utilizan cámaras para monitorear el estado de la carcasa de forma remota y las marcas de tiempo se sincronizan para mejorar el análisis posterior a la prueba e identificar posibles fallas. Para las pruebas nominales, el sistema se despresuriza una vez que se cumple el tiempo de prueba prescrito y el equipo se desmonta y se devuelve al laboratorio del equipo. Para las pruebas fuera de lo nominal, se inspecciona el equipo para evaluar el modo de falla, así como para identificar cualquier daño que haya ocurrido durante la prueba.

D. Pruebas de GPS SRAD

NO APPLICABLE
ESTA PAGINA
INTENCIONALMENTE
DEJADO EN BLANCO

E. Prueba del sistema de recuperación de carga útil

NO APPLICABLE

ESTA PÁGINA SE DEJÓ EN BLANCO INTENCIONADAMENTE

C. Apéndice: Análisis de riesgos

El propelador compuesto de perclorato de amonio para los motores de cohetes representa un riesgo considerable, ya que cada grano de propelador contiene más de 6 libras de propelador que se quemaría rápidamente si se encendiera. Sin embargo, el propelador es relativamente insensible a la ignición, gracias en parte a la adición de un supresor de la velocidad de combustión. Esto reduce la probabilidad de una ignición accidental, si se tiene el cuidado adecuado. El propelador no se debe almacenar cerca de encendedores u otros materiales fácilmente combustibles. El propelador no se debe cortar ni lijar con herramientas eléctricas con motores expuestos o con escobillas. Si se utilizan herramientas eléctricas sin escobillas, se deben usar velocidades bajas para minimizar el calentamiento por fricción. Cualquier residuo de propelador producido durante la fundición, el procesamiento o la integración se debe limpiar, almacenar en un contenedor designado y luego eliminar por incineración bajo la supervisión del MPDBS. Cualquier polvo o residuo de propelador producido durante cualquier posible operación de corte o lijado se debe manejar de la misma manera. Dado que la velocidad de combustión del propelador aumenta considerablemente bajo presión, el propelador no se almacenará en el motor del cohete, sino que el motor del cohete se ensamblará al llegar al sitio de lanzamiento. Además, el propelador no se almacenará en un contenedor que podría presurizarse y explotar en caso de ignición accidental. Si se requiere el almacenamiento en un contenedor sellado, el contenedor deberá cumplir con los requisitos para los polvorines de explosivos, como se describe en la ATF en 18 USC § 847 27 CFR, Parte 555, Subparte K - Almacenamiento.

A. Fósforos y encendedores eléctricos

Las cerillas eléctricas se utilizan para facilitar el encendido de los motores de los cohetes. Las cerillas eléctricas representan un riesgo mínimo durante el transporte cuando se almacenan separadas de otros materiales combustibles, ya que contienen muy pocos pirógenos. Por ello, las cerillas eléctricas nunca deben estar cerca del propelador, las pastillas de Pyrodex y la pólvora negra que se utilizarán en el cohete, ni de ningún otro material combustible. Los cables de las cerillas eléctricas siempre deben estar trenzados juntos y almacenados lejos de cualquier fuente de carga estática o eléctrica para evitar la activación accidental.

Para la separación y el despliegue, las cerillas electrónicas se conectan a cargas de pólvora negra. Las cargas de pólvora negra se analizan con mayor detalle a continuación, así como en las listas de verificación de ensamblaje, prevuelo y lanzamiento del Apéndice E. Para el encendido del motor, las cerillas electrónicas se fijan dentro de una pastilla de Pyrodex que, a su vez, está rodeada por un catalizador de combustión rápida. El Apéndice de listas de verificación de ensamblaje, prevuelo y lanzamiento describe las prácticas seguras para preparar e instalar el encendedor.

B. Apéndice: Evaluación de riesgos

Severity Scale				
1 Non flight critical systems can continue with delay/ does not affect flight critical systems and poses no hazard to personal				
2 Non flight critical flight systems are non operable, with little or no effect to flight critical systems;				
3 Flight critical systems can continue with delay or a low possibility of injury;				
4 High chance for flight critical system failure or possibility for moderate injury to severe injury				
5 Catastrophic Failure (Possible death or system loss)				

Occurrence Scale (after mitigation)				
1 Extremely unlikely to occur				
2 Probably will not occur				
3 50-50 chance of occurring				
4 Probably will occur				
5 Highly likely to occur				

Detection Scale Criterion				
1 Almost guaranteed detection				
2 Likely to detect, but could be missed				
3 Can be detected, but easily missed				
4 Hard to determine before launch				
5 Impossible to determine before launch				

Team 130 University of Minnesota Rocket Team Last Modified: 5/9/23

Phase I: Pre-Launch Operations

Subsystem	Risk	Causes	Impact	Mitigation	Occurrence	Severity	Detection	RPN
Structures	Rail Buttons detach	Failure in mounting method	Inability to load rocket onto the launch rail	Rail buttons will be securely mounted with screws and epoxy	3	1	1	3
Recovery	Altimeters fail to turn on or produce a fault	Failed connections; Low Power;	Unable to separate and record data	Testing of electrical connections, spares	2	3	2	12
Avionics/ Recovery	Overheating of batteries	High temperatures and long waiting period	Electronics shut off during operation	Keep batteries cool for as long as possible Ensure batteries are fully charged Paint Rocket thermally reflective color	3	3	2	18
Recovery	Ejection Charges Ignite Prematurely	Shorted connections Altimeter malfunction	Structural damage Personal Injury	Protective equipment will be worn Multiple people check altimeters are disarmed Charges will not be held in hands	2	5	2	20
Avionics/ Recovery	Altimeters communication failure	Ground effect Antenna not pointed towards rocket	Loss of real time data Loss of GPS Tracking	Point antenna towards rocket Move antenna to a higher position	3	1	1	3
Propulsion	Ignitor Failure	Poor electrical connection Dud ignitor Motor fails to ignite	Delay launch	Testing ignitors Bring extras	2	1	3	6

Phase II & III Powered and Unpowered Ascent

Subsystem	Risk	Causes	Impact	Mitigation	Occurrence	Severity	Detection	RPN
Structures	Rail Buttons detach while launching	Failure in mounting method	High angle of attack off the rail	Rail buttons will be securely mounted with screws and epoxy	2	4	1	8
Structures	Body Tube Failure	Top thin of a body tube High angle of attack	Loss of the vehicle	Testing of body tubes and laminate analysis Previous experience to determine strength	2	5	3	30
Structures	Fin Failure	Flutter from high speed Aerodynamic forces ripping fins off in shear	Rocket no longer statically stable	Ensure fins are epoxied on correctly and stiff Run simulations to ensure safety margin for flutter	2	4	2	16
Recovery	Premature Deployment	Altimeter malfunction Brownout Static vent holes too small	Likely shred of parachutes resulting in a fast descent and loss of vehicle	Electrical connections checked before launch Lipo's will be used to prevent brownout Calculations used to find static port size	2	4	2	16
Avionics/ Recovery	Altimeters communication failure	High acceleration Antenna not pointed towards rocket	Loss of real time data Loss of GPS Tracking	Point antenna towards rocket Move antenna to a higher position	5	1	5	25
Propulsion	Motor Failure	Imperfections in grains Mechanical failure of casing Liner burn through	May result in a loss of the vehicle or simply a decrease in altitude depending on the failure	Process grains to reduce imperfections Hydrostatic test motor hardware Static fire motor hardware	2	4	3	24

Phase IV & V Drogue and Main Parachute Descent

Subsystem	Risk	Causes	Impact	Mitigation	Occurrence	Severity	Detection	RPN
Recovery/ Avionics	Airframe fails to separate	Insufficient charge size Altimeters fail to set off charges	Total loss of the vehicle in a dangerous ballistic trajectory	Triple redundant avionics with progressively larger charges Ground testing of charges and avionics	2	5	2	20
Recovery	Parachutes fail to deploy	Stuck in body tube Tangled	Fast descent likely resulting in loss of the vehicle or at least heavy damage	Recovery test launches to ensure the sequence is robust and practiced	4	5	3	60
Avionics/ Recovery	Altimeters communication failure	COCOM Limits Antenna not pointed in the right direction	Loss of real time data Loss of GPS Tracking	Point antenna towards rocket Move antenna to a higher position	2	3	2	12

Phase VI Land Operations

Subsystem	Risk	Causes	Impact	Mitigation	Occurrence	Severity	Detection	RPN
Avionics/ Recovery	Altimeters communication failure	Ground Effect Antenna not pointed in correct direction	Loss of precise tracking making recovery hard	Point antenna towards last known direction Move antenna to a higher position	2	4	5	40
Recovery	Personal getting injured or dehydrated during recovery operations	Extreme heat Heavy lifting	Hazard for personal	Bring and drink lots of water Share lifting load and use proper lifting technique	3	4	2	24

C. Apéndice: Montaje y listas de verificación**A. Día antes del lanzamiento****1)Propulsión - Conjunto de motor**

- Realice un ajuste en seco de todo el hardware y asegúrese de que estén presentes los componentes necesarios.
- Limpie todas las juntas tóricas con acetona e inspecciónelas para detectar imperfecciones o daños.
- Deseche todas las juntas tóricas dañadas
- Ensamble el cierre delantero e insértelo en la carcasa.
- Aplique generosamente grasa de litio a las juntas tóricas.
- Coloque juntas tóricas en el cierre delantero y aplique grasa adicional si es necesario
- Inserte los granos y el revestimiento en la carcasa con abundante grasa de litio.
- Inserte y atornille el retenedor delantero en la carcasa.
- Ensamble el conjunto de boquilla e insértelo en la carcasa.
- Aplique grasa de litio a las juntas tóricas internas y externas del manguito fenólico.
- Coloque las juntas tóricas en el manguito fenólico y aplique grasa adicional si es necesario
- Boquilla de grafito encapsulada con secciones convergentes/divergentes fenólicas
- Inserte el conjunto fenólico en la salida de la boquilla y en el retenedor trasero.
- Coloque completamente los pernos que conectan la salida de la boquilla al retenedor de popa.
- Aplique grasa de litio a las juntas tóricas de retención traseras
- Coloque las juntas tóricas en el retenedor trasero y aplique grasa adicional si es necesario
- Atornillar el conjunto de boquillas a la carcasa
- Atornillar la cola del barco al retenedor de popa
- Cubra el extremo trasero con cinta de aluminio para mantener alejados los contaminantes.

2)Aviónica personalizada

- Instalar la placa posterior en la estructura UFC
- Instalar la batería y conectarla a la tarjeta de alimentación y derivar los interruptores de tornillo
- Apague el interruptor de la tarjeta de alimentación
- Inserte las tarjetas de alimentación, host y sensor en sus ranuras predeterminadas
- Coloque la radio y la antena RFD900 en los rieles laterales del UFC y conéctelas a la tarjeta de radio
- Conecte la antena GPS y LoRa a la tarjeta de radio
- Insertar tarjeta de radio en UFC
- Encienda el interruptor de la tarjeta de alimentación y asegúrese de que la computadora de vuelo se inicie correctamente.
- Apague el interruptor de la tarjeta de alimentación
- Asegúrese de que todas las tarjetas estén montadas de forma segura en su lugar
- Deslice la estructura UFC completada en el cono de la nariz y asegúrela con pernos.

3)Tubo de Pitot

- Arandela de montaje deslizante
- Conecte las varillas roscadas a los componentes electrónicos y a la arandela de montaje.
- Apretar el ajuste de compresión
- Compruebe si hay fugas en los accesorios
- Comprueba la comunicación y la funcionalidad del sensor Teensy
- Instalar en el cono de la nariz
- Coloque la cubierta protectora
- Insertar tarjeta de comunicación en UFC
- Encienda el interruptor de la tarjeta de alimentación UFC y asegúrese de que la computadora de vuelo y la tarjeta de comunicación se inicien correctamente.
- Apague el interruptor de la tarjeta de alimentación

4)Carga útil

- Completar la carga de la batería del cuadricóptero
- Completar la carga de la batería de la cámara
- Asegúrese de que el hardware estructural del cuadricóptero esté correctamente ajustado
- Asegúrese de que el hardware de montaje de la cámara esté correctamente apretado

- Empaque el cuadricóptero en un estuche con acolchado protector
- Asegúrese de que los componentes y el material de embalaje no se muevan durante el vuelo.
- Caja atornillada en configuración plegada
- Asegúrese de que todos los herrajes de la caja estén bien apretados.
- Verifique que el mecanismo de las patas y el plegado del estuche estén bloqueados de forma segura en su lugar para evitar que se abran.
- Sistema de integración de carga útil atornillado al tubo de la carrocería

5) Recuperación

- Empaque el paracaídas según las instrucciones planificadas.
 - Coloque la bolsa de despliegue en el portaequipaje y luego coloque el portaequipaje en la bolsa.
 - Conecte el drogue al arnés de recuperación
 - Empaque el paracaídas principal según las instrucciones planificadas
 - Coloque la bolsa de despliegue en la principal y luego coloque la principal en la bolsa.
 - Conecte el arnés principal al arnés de recuperación
 - Cargue todas las baterías LiPo, asegúrese de que estén a su máxima capacidad.
 - Instalar las baterías de las 3 computadoras de vuelo de despliegue en el trineo de aviónica de recuperación
 - Verifique que la programación de AIM XTRA sea correcta y funcione
 - Verifique que la programación de TeleMetrum sea correcta y funcione
 - Verifique que la programación de EasyMini sea correcta y funcione
 - Asegúrese de que todos los interruptores y baterías estén apagados para las computadoras de vuelo de implementación de recuperación.
 - Inserte el trineo en el compartimento AV y asegúrelo con arandelas de guardabarros, pernos y Loctite.
 - Asegúrese de que todos los materiales estén embalados para fabricar cargas de eyección: pólvora negra, pozos de carga, vinilo
- Tubos, pegamento termofusible, cerillas eléctricas, celulosa, cinta adhesiva

6) Integración

- Carga útil asegurada en el tubo superior del cuerpo
- UFC asegurado en el cono nasal
- Motor ensamblado con un cierre suelto
- Computadoras de vuelo de recuperación aseguradas en el acoplador, confirmación del despegue
- Paracaídas plegado final y asegurado en bolsas de despliegue.
- Ajuste en seco de todos los componentes, asegúrese de que todo el hardware esté presente

B. Día del lanzamiento**1. Integración**

- Asegúrese de que el área de trabajo esté lo suficientemente preparada, que no haya fuentes de ignición cercanas, que no haya distracciones y que todas las personas en las inmediaciones usen el EPP adecuado antes de comenzar la integración del vehículo.
- Asegúrese de que todas las computadoras de vuelo estén apagadas
- Realizar cargas de eyección para el despliegue del drogue utilizando la técnica de carga de vinilo:
- Prepare tres cargas de vinilo sellando el extremo del tubo de vinilo con pegamento caliente y agregando aproximadamente 0,5 a 1 pulgada de celulosa en la parte superior
- Mida 4,6 g, 5,6 g y 7 g de pólvora negra y colóquelas en las cargas de tubo de vinilo preparadas para las respectivas cargas primarias, secundarias y terciarias.
- Coloque una cerilla electrónica en la parte superior de la pólvora negra por cada carga, asegurándose de que los extremos de los cables de la cerilla electrónica estén retorcidos y que cada carga esté etiquetada con su tamaño.
- Añade el relleno de celulosa en la parte superior.
- Sella el extremo abierto con pegamento caliente
- Realizar cargas de eyección para el despliegue principal utilizando pozos de carga:
- Asegúrese de que cada pozo de carga esté montado de forma segura en el mamparo superior del compartimento de aviónica.
- Mida 10,5, 12,5 y 15,5 g de pólvora negra y colóquelas en los pozos de carga preparados para las respectivas cargas primaria, secundaria y terciaria.
- Coloque una cerilla electrónica en la parte superior de la pólvora negra por cada carga, asegurándose de que los extremos de los cables de la cerilla electrónica estén retorcidos y que cada carga esté etiquetada con su tamaño.

- Añade el relleno de celulosa en la parte superior.
- Selle el extremo abierto con cinta de aluminio.
- Asegúrese de que todas las conexiones de enlace rápido sean seguras
- Asegúrese de que todos los nudos estén tensos.
- Cable de choque de conexión en cadena para el cable principal y el de frenado
- Conecte el zumbador de radio al cordón elástico y pruebe su funcionamiento
- Asegúrese de que todas las computadoras de vuelo aún estén apagadas
- Conecte las cargas principales a los puertos AIM XTRA, TeleMetrum y EasyMini
- ELIMINE CUALQUIER OBSTRUCCIÓN DEL CONDUCTO PRINCIPAL
- Coloque con cuidado el tubo principal en el tubo superior del cuerpo, por encima de la carga útil.
- Conecte el tubo de la parte superior del cuerpo y el cono nasal
- Coloque pasadores de corte (5 de nailon n.º 6-32)
- Instalar el motor en la estructura del avión
- Motor seguro
- Conecte las cargas de frenado de apogeo a los puertos AIM XTRA, TeleMetrum y EasyMini
- ELIMINE CUALQUIER OBSTRUCCIÓN DEL DROGUE
- Coloque con cuidado el drogue en el tubo del cuerpo inferior.
- Conecte el tubo del amplificador y el tubo de la parte superior del cuerpo
- Coloque pasadores de corte (5 de nailon n.º 6-32)
- Verifique la ubicación del centro de gravedad en relación con el centro de presión

2. En el pad

2.1. Preparaciones previas al armado

- Identifique las ubicaciones de todos los interruptores de tornillo en el cohete y asegúrese de que estén en la posición de apagado.
- Cargar el cohete en el riel de lanzamiento
- Quitar la tapa del tubo de Pitot
- Levante el riel de lanzamiento, asegúrese de que la torre esté en posición y bloqueada en su lugar.
- ¡Toma FOTOS!
- Retire todo el personal innecesario de la plataforma de lanzamiento.

2.2. Cámaras de brazo

- Presione el botón en la parte superior de la cámara interior
- Busque la luz parpadeante para asegurarse de que esté encendida.

2.3. Arma la aviónica personalizada

- Gire el interruptor de tornillo indicado para la unidad de aviónica personalizada (UFC)
- Confirmar el arranque nominal

2.4. Armara la aviónica de recuperación

- Gire el interruptor de tornillo indicado para AIM XTRA,
- Confirme el inicio nominal de AIM XTRA escuchando los pitidos y confirme que los paquetes están siendo recibido en el campamento base
- Gire el interruptor de tornillo indicado para la batería TeleMetrum Comp
- Confirme el inicio nominal de TeleMetrum escuchando los pitidos y confirme que los paquetes están siendo recibido en el campamento base
- Gire el interruptor de tornillo indicado para la batería EasyMini Comp
- Confirme el inicio nominal de EasyMini escuchando los pitidos
- Asegúrese de que se haya realizado un bloqueo de GPS tanto para AIM XTRA como para TeleMetrum. Esto puede tardar un poco. pocos minutos
- Asegúrese de que los radioaficionados se reciban en el campamento base

2.5. Armado del motor

- Asegúrese de que los extremos del encendedor estén torcidos
- Inserte el encendedor lo más arriba posible en el motor y fíjelo en su lugar con una clavija.
- Conecte los cables al encendedor

2.6. Comprobaciones finales

- Verifique nuevamente que se haya logrado un bloqueo de GPS
- Retírese a una distancia segura

3. Procedimientos posteriores al vuelo**3.1. Inmediatamente después del vuelo**

- Si se ha producido una anomalía, siga los pasos de la lista de verificación de la Sección 4: Procedimientos en caso de anomalía. De lo contrario, continúe con los pasos a continuación.
- Registre la última posición GPS conocida del cohete y el rumbo y la distancia estimados desde El campamento base
- Trace un rumbo para la recuperación y determine qué tan cerca se puede llevar un vehículo a la distancia estimada. Lugar de aterrizaje
- Prepare al grupo de recuperación para la partida. Asegúrese de que todos los participantes tengan ropa adecuada para el desierto y una cantidad suficiente de protector solar, agua y bocadillos según sea necesario.
- Registrese en la tienda de recuperación de ESRA y obtenga rastreadores/radios GPS.
- Después de partir del sitio de lanzamiento, siga los protocolos de ESRA para los registros periódicos. Además, proporcione registros al equipo en el campamento base.
- Una vez que se encuentre un cohete, notifique a los funcionarios de ESRA a través de la radio proporcionada, así como al equipo. radios de equipo.

3.2. Acercándose al cohete

- Una vez que se encuentra el cohete, solo una persona (líder del equipo, líder de lanzamiento, líder de seguridad o mentor) Puede acercarse al vehículo.
- Equivar EPP (protector facial, gafas de seguridad)
- Apague todas las computadoras de vuelo
- Determinar si hay energías no quemadas
- Si todavía hay cargas activas, verifique si cada carga se puede asegurar torciéndolas (haciendo cortocircuito). cada e-match en el que se está trabajando.
- En el caso de los tubos de vinilo, si quedan restos de pólvora sin quemar, retire la carga del vehículo y colóquela en una botella con agua para disolver la pólvora negra y garantizar que permanezca segura durante el resto del proceso de recuperación. Corte con cuidado el tubo de la carga debajo del agua.
- Para los pozos de carga, si quedan restos de pólvora sin quemar, retire con cuidado la cinta de las cargas sin quemar, vertiendo el exceso de pólvora negra en la botella de agua.
- Esta botella de pólvora negra disuelta es luego desecharla por nuestro enlace universitario para asuntos energéticos. materiales
- Reúne todas las partes del cohete y luego regresa directamente a la tienda de recuperación de ESRA para obtener altitud. datos del vuelo

4. Procedimientos de anomalías**4.1. Lista de verificación de fallos de encendido**

- Espere al menos 120 segundos para el encendido retardado
- Solo el mentor, el líder de seguridad, el líder del equipo y el instructor del cohete deben acercarse al cohete. Lanzamiento de Lead en este punto
- Registrese con LCO y obtenga la aprobación para acercarse al cohete para reiniciar el encendedor.
- Una vez en la almohadilla, asegure el encendedor (gire los extremos)
- Quitar el encendedor
- Asegure todos los altímetros
- Reemplazar el encendedor y restablecer la lista de verificación del día del lanzamiento 2.3

4.2. Motor Cato

- Espere al menos 120 segundos para que el propulsor deje de arder y la presión residual se iguale.
- En este momento, solo el mentor, el líder de seguridad, el líder del equipo, el líder de lanzamiento y el líder de operaciones de recuperación deben acercarse al cohete.
- Regístrese con LCO y obtenga la aprobación para acercarse al cohete.
- Equipe el EPP adecuado: gafas de seguridad, guantes de soldadura para componentes calientes del motor y mascarilla. escudos para desarmar las cargas de eyeción
- Identifique cualquier material que pueda ser peligroso, incluido el propulsor o la pólvora negra sin quemar.
- Si quedan cargas de pólvora negra sin quemar, siga los pasos que se indican en la sección 3.2 de la lista de verificación: Acercándose al cohete

- Si queda algún propulsor sin quemar, use guantes para colocar las piezas en bolsas antiestáticas y luego en los contenedores de desechos de propulsor del equipo para desecharlas adecuadamente.
- Recopilar piezas para el análisis de fallas

4.3. Pérdida de señal GPS o trayectoria balística

- Espere al menos 120 segundos hasta que el cohete haya impactado el suelo.
- Consulte con RSO para determinar si tienen datos adicionales sobre el cohete.
- Reúna un equipo de recuperación para prepararse para buscar el cohete, asegurándose de que todos los miembros del equipo de recuperación tengan el equipo adecuado para el desierto y abundante agua.
- Determinar la última dirección conocida del cohete y crear un patrón de búsqueda
- Realizar análisis de fallas con todos los datos disponibles
- Si no lo encuentra, informe a RSO/ESRA

5. Lista de verificación de vuelo de carga útil

5.1. Asegúrese de que los miembros de la tripulación estén en los puestos adecuados

- "Ground Control" es operar la computadora portátil o el teléfono inteligente Qgroundcontrol
- El equipo de tierra está preparado para realizar el arranque y apagado del vehículo.
- El "controlador manual" está listo con el transmisor portátil cuando está en uso
- El "Operador de extintor de incendios" está listo con el extintor de incendios
- Todo el personal de vuelo lleva gafas de seguridad.

5.2. Garantizar la integridad del vehículo

- Las líneas de alimentación y señal del motor están enchufadas correcta y completamente
- Las piernas, los brazos, los motores y los pies están todos conectados y los tornillos están apretados.
- Las hélices se montan y se aprietan en la orientación correcta CW/CCW
- Las arandelas de la hélice y las tuercas CW/CCW correctas están en su lugar
- Compruebe si hay interferencias con el cableado, las antenas o la estructura.
- Asegúrese de que la batería de vuelo esté cargada y completamente sujetada en su lugar.
- Compruebe el estado de carga de la batería del transmisor cuando esté en uso
- Compruebe que la cámara esté encendida

5.3. Definiciones de llamadas de vuelo

- Los miembros de la tripulación utilizan los siguientes comandos durante el vuelo
- Vehículo encendido: cuando la batería se ha conectado y los componentes electrónicos funcionan correctamente.
- Arrancado
- Fuerza del vehículo: el equipo de tierra está fuera del alcance de los discos de la hélice.
- Brazo suave: la confirmación de la tripulación de tierra de que se presionó el interruptor de seguridad ha emitido un pitido y el led parpadea rápidamente
- Todo despejado: confirmación de que todo el personal se encuentra a una distancia segura del vehículo.
- Armando del vehículo: aviso del controlador manual que indica que el vehículo está a punto de ser armado
- Vehículo apagado. Es seguro acercarse. Llamada del equipo de tierra cuando la batería se ha agotado.
- desconectado

5.4. Procedimiento de vuelo

- Verificar que la ruta GPS planificada no tenga obstáculos
- El equipo de tierra enciende el vehículo y grita "Vehículo encendido". Nota: a partir de este punto, el equipo de tierra debe asegurarse de que todas las partes del cuerpo estén fuera del radio de la hélice.
- Vehículo de armas blandas para tripulación de tierra, llamado "Soft Arm"
- La tripulación de tierra se retira a una distancia segura.
- Al ver que todo el personal está a una distancia segura del vehículo, el equipo de tierra grita "todo despejado".
- El controlador manual arma el vehículo, mensaje de aviso "Armando el vehículo"
- El control de tierra inicia el despegue automático
- Control terrestre inicia ruta GPS
- La tripulación de tierra y el controlador manual monitorean el vehículo y los alrededores con el controlador manual.
En espera para reaccionar ante obstáculos inesperados
- El control de tierra inicia el aterrizaje automático
- El controlador manual desarma el vehículo
- El equipo de tierra desconecta la batería y grita: "Vehículo apagado. Es seguro acercarse".

A. Motor

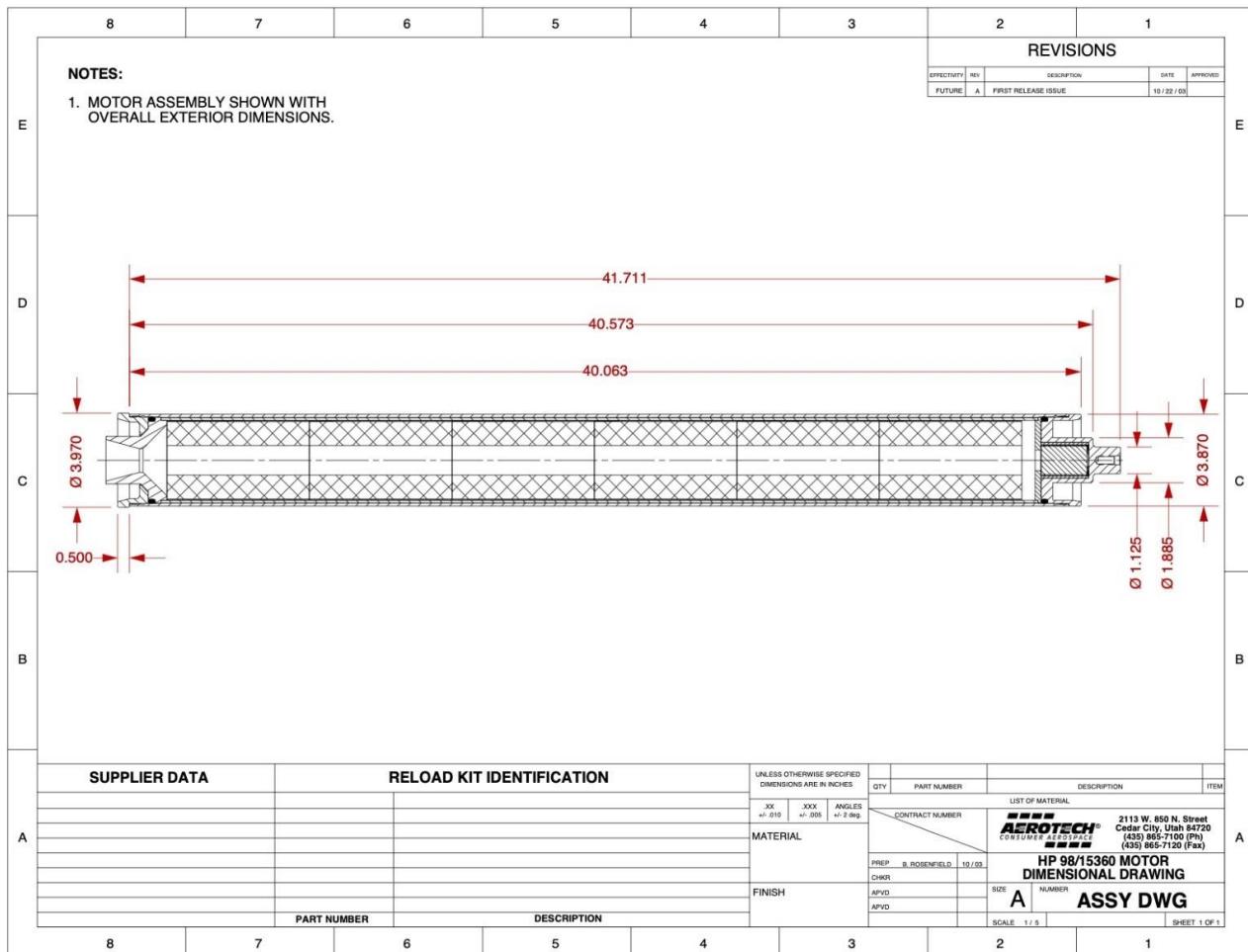
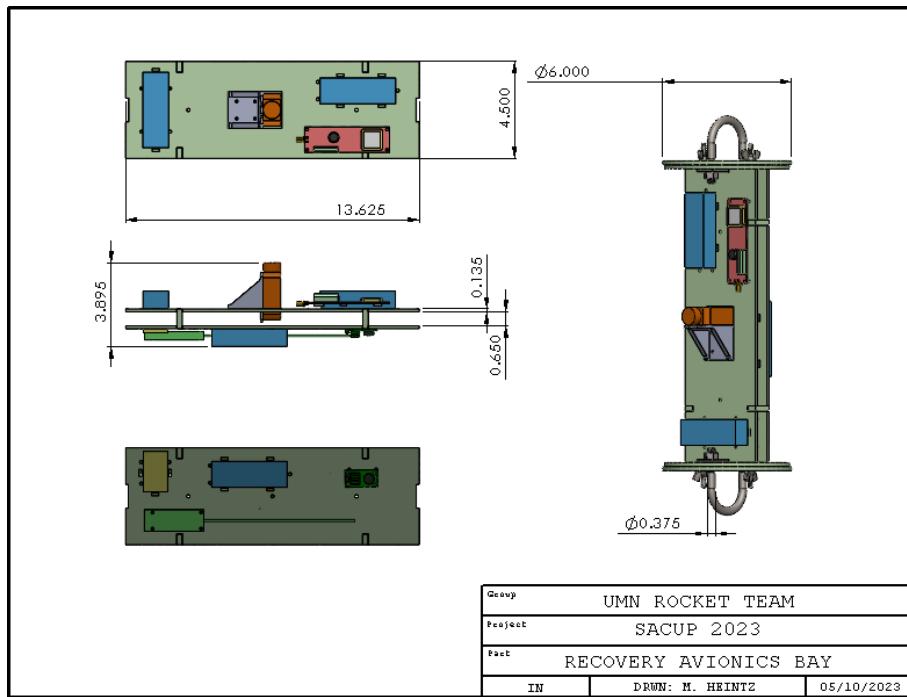
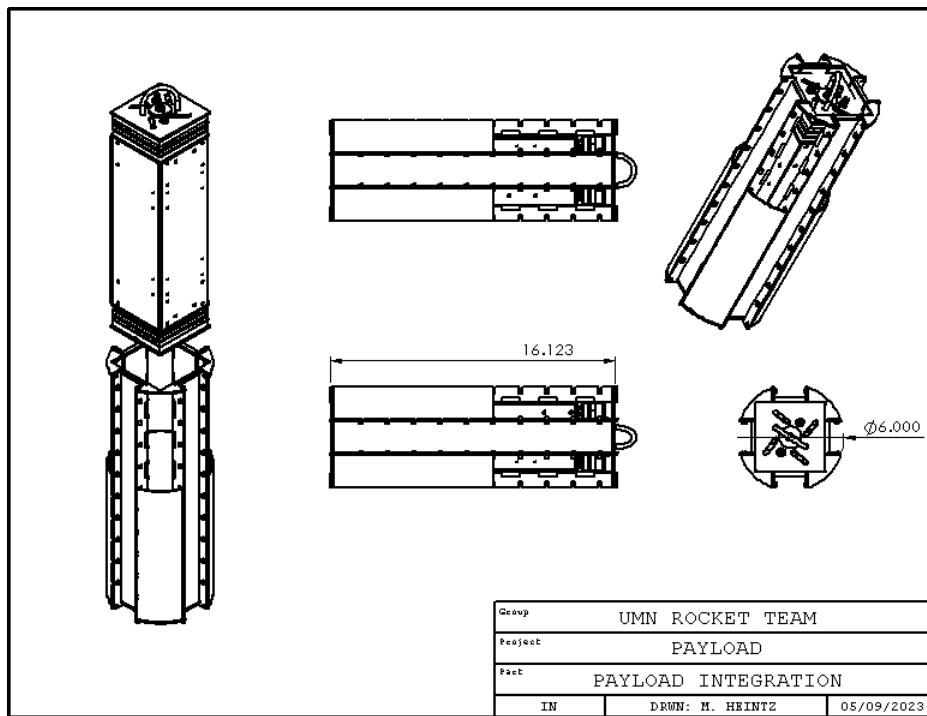
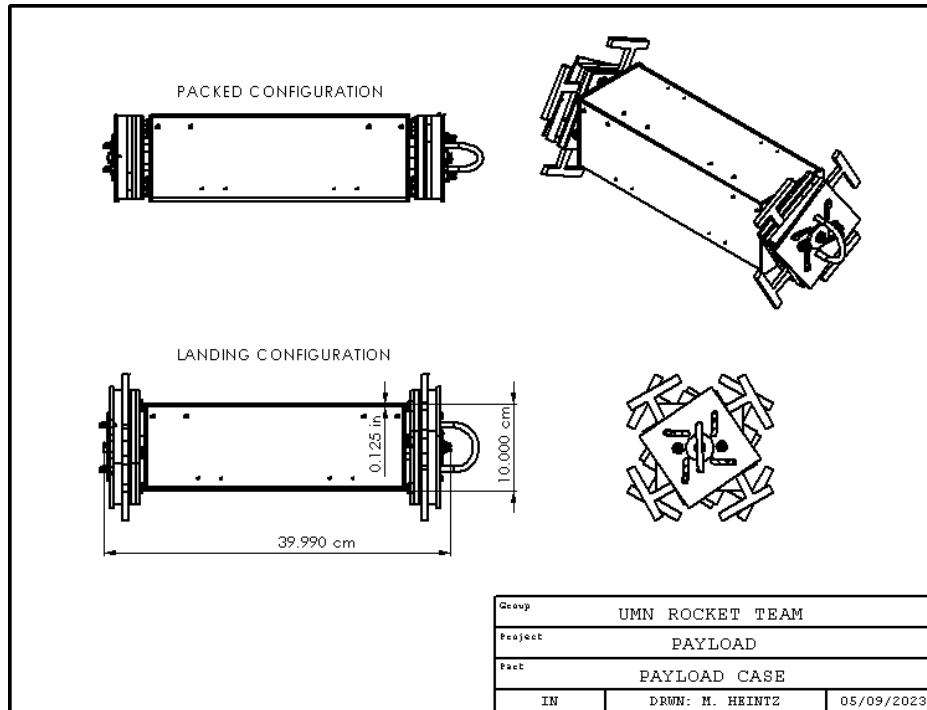


Fig. 38 Carcasa del motor

B. Aviónica de recuperación**C. Carga útil**



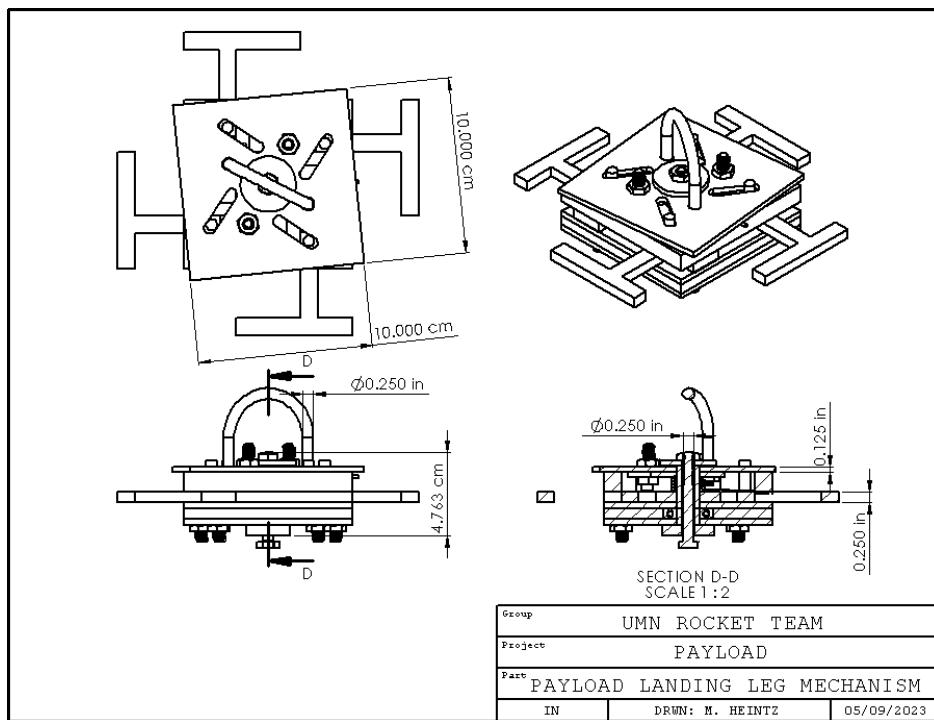


Fig. 45 Mecanismo de la pierna

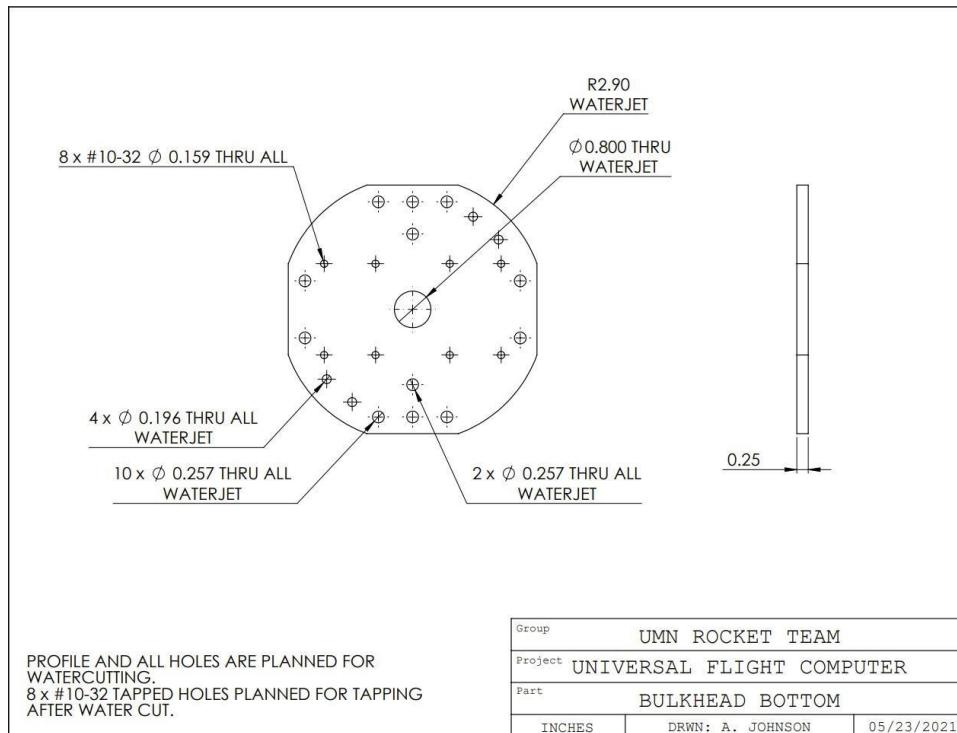
D. Computadora de vuelo universal

Fig. 47 Parte inferior del mamparo

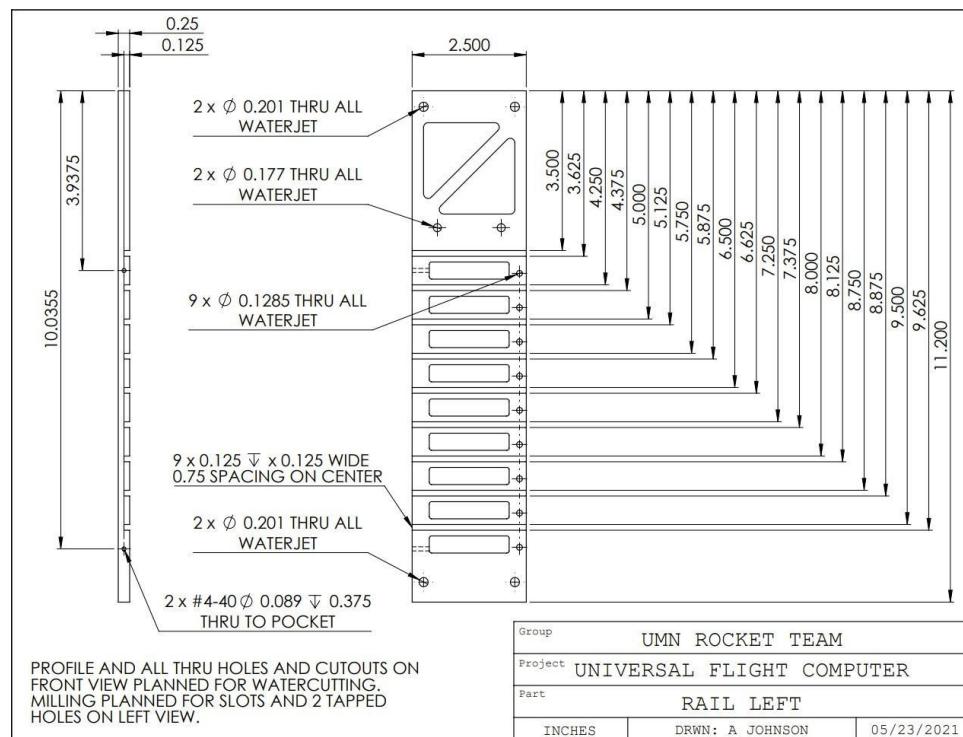


Fig. 49 Riel izquierdo

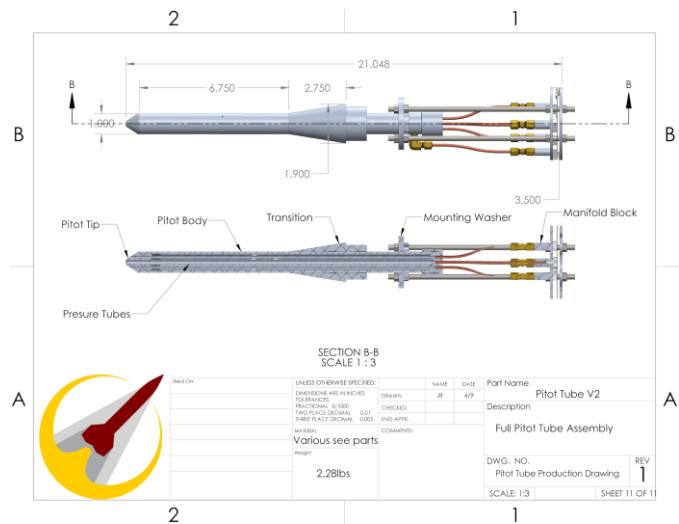
E. Tubo de Pitot

Fig. 51 Conjunto de tubo de Pitot

G. Apéndice: Cálculos de apoyo clave

A. Dimensionamiento de la carga de eyeción

Ejection Charge Calculator

by Gary Stroick

SAC 2023 Drogue Separation

Enter Data Values into Turquois

Measurement System Imperial

Rocket Parameters			Ejection System		
Variables	Values	Units	Variables	Values	Units
Ejection Bay Length	16.5	in	Component Ejection Velocity	15	ft/s
Ejection Bay Radius	3	in	Contingency	0%	
Shear Pin Type	Nylon 6/6		Estimated Apogee Speed	30	ft/s
Shear Pin Size	6-32		Number of Vents	0	
Shear Pins Installed	5		Size of Vents	0.25	in
Ejection Component Weight	10.5	lbf	Velocity Friction Adjustment	1.11	ft/s
Coupler Shoulder Length	6	in	Velocity Gravity Adjustment	5.67	ft/s
Coupler Shoulder Material	Fiberglass		Component Force	537.93	lbf
Airframe Material	Fiberglass		Ejection Pressure	19.03	psi
Area	28.27	in ²	Outflow Coefficient	1	
Volume	466.53	in ³	Discharge Rate	0	lb/s
Shear Pin Break Point	76.82	lbf	BP Required	4.58	grams
			CO ₂ Required	25	grams
			CO ₂ Ejection Pressure	28.36	psi
Environmental Parameters			Shear Pins Required (Flight)	4	
Temperature	110	°F	Shear Pins Required (Space)	4	
Barometric Pressure	29.92	inHg			
Launch Altitude	4,600	ft			
Apogee	35,000	ft			
Launch Atm Pressure	8.944	psi			
Apogee Atm Pressure	0.336	psi			

COPYRIGHT © 2016 BY OFF WE GO ROCKETRY, LLC. ALL RIGHTS RESERVED.

To anyone who acknowledges that this software is provided "AS IS" without any express or implied warranty: permission to use, copy, modify, and distribute this software for any purpose is hereby granted without fee, provided that the above copyright notice and this notice appears in all copies, and that the name of Off We Go Rocketry not be used in advertising or publicity pertaining to distribution of the software without specific, written prior permission. Off We Go Rocketry makes no representations about the suitability of this software for any purpose. OFF WE GO ROCKETRY IS NOT LIABLE FOR ANY DAMAGES, INCLUDING COMPENSATORY, SPECIAL, INCIDENTAL, EXEMPLARY, PUNITIVE, OR CONSEQUENTIAL DAMAGES, CONNECTED WITH OR RESULTING FROM THE USE OF THIS SOFTWARE.

Fig. 52 Análisis para el dimensionamiento de la carga de eyeción del drogue

Ejection Charge Calculator

by Gary Stroick

SAC 2023 Main Separation

Enter Data Values into Turquois					
Measurement System			Imperial		
Rocket Parameters			Ejection System		
Variables	Values	Units	Variables	Values	Units
Ejection Bay Length	38	in	Component Ejection Velocity	15	ft/s
Ejection Bay Radius	3	in	Contingency	0%	
Shear Pin Type	Nylon 6/6		Estimated Apogee Speed	30	ft/s
Shear Pin Size	6-32		Number of Vents	0	
Shear Pins Installed	5		Size of Vents	0.25	in
Ejection Component Weight	10.5	lbf			
Coupler Shoulder Length	6	in	Velocity Friction Adjustment	1.11	ft/s
Coupler Shoulder Material	Fiberglass		Velocity Gravity Adjustment	5.67	ft/s
Airframe Material	Fiberglass		Component Force	537.93	lbf
Area	28.27	in ²	Ejection Pressure	19.03	psi
Volume	1074.42	in ³	Outflow Coefficient	1	
Shear Pin Break Point	76.82	lbf	Discharge Rate	0	lb/s
			BP Required	10.54	grams
			CO ₂ Required	45	grams
			CO ₂ Ejection Pressure	22.16	psi
			Shear Pins Required (Flight)	4	
			Shear Pins Required (Space)	4	
Environmental Parameters					
Temperature	110	°F			
Barometric Pressure	29.92	inHg			
Launch Altitude	4,600	ft			
Apogee	35,000	ft			
Launch Atm Pressure	8.944	psi			
Apogee Atm Pressure	0.336	psi			

COPYRIGHT © 2016 BY OFF WE GO ROCKETRY, LLC. ALL RIGHTS RESERVED.

To anyone who acknowledges that this software is provided "AS IS" without any express or implied warranty: permission to use, copy, modify, and distribute this software for any purpose is hereby granted without fee, provided that the above copyright notice and this notice appears in all copies, and that the name of Off We Go Rocketry not be used in advertising or publicity pertaining to distribution of the software without specific, written prior permission. Off We Go Rocketry makes no representations about the suitability of this software for any purpose. OFF WE GO ROCKETRY IS NOT LIABLE FOR ANY DAMAGES, INCLUDING COMPENSATORY, SPECIAL, INCIDENTAL, EXEMPLARY, PUNITIVE, OR CONSEQUENTIAL DAMAGES, CONNECTED WITH OR RESULTING FROM THE USE OF THIS SOFTWARE.

Fig. 53 Análisis para el dimensionamiento de la carga de ejección principal

B. Cálculos de la carcasa del motor

Se realizaron cálculos de recipientes a presión de pared delgada para simular el desempeño de la carcasa del motor en escenarios hidrostáticos y de fuego caliente. Se escribió un script de MATLAB que toma la geometría, el número de pernos y las propiedades del material como entradas y da como salida los valores de fluencia y resistencia última de la carcasa, los pernos y los retenedores utilizando el criterio de tensión de Von Mises. Se utilizaron ecuaciones básicas de Goodno y Gere [10]. Las ecuaciones a, b y c se utilizaron para calcular la tensión circunferencial, la tensión longitudinal y la tensión cortante máxima absoluta, respectivamente.

```

σ1=imprimir 1= ... (a) σ2
=pr2t 2= ... (b) τmetro_a
incógnita=imprimir á = ... (do)

```

H. Apéndice: Simulaciones

Las siguientes capturas se obtuvieron utilizando la extensión Flow Simulation de SolidWorks. Las condiciones se configuraron para imitar las condiciones climáticas en el lugar de lanzamiento de la competencia. La velocidad del viento se estableció en 318 km/h (aproximadamente 197,6 mi/h) en la dirección -y, que es una velocidad máxima estimada derivada de múltiples simulaciones utilizando el software OpenRocket.

Las dos primeras imágenes muestran que la presión máxima en la superficie de las palas alcanza los 111 kPa, concentrada en la sección media de cada pala. Además, el gradiente de presión disminuye con la distancia desde el centro.

En las dos últimas imágenes, la perspectiva es desde abajo del cohete. Se observa que las presiones en el lado opuesto de las palas son significativamente menores en comparación con las del frente (55 kPa), lo que crea una resistencia a la presión que ralentiza la velocidad de ascenso del cohete, que es el propósito de este aerofreno multipala.

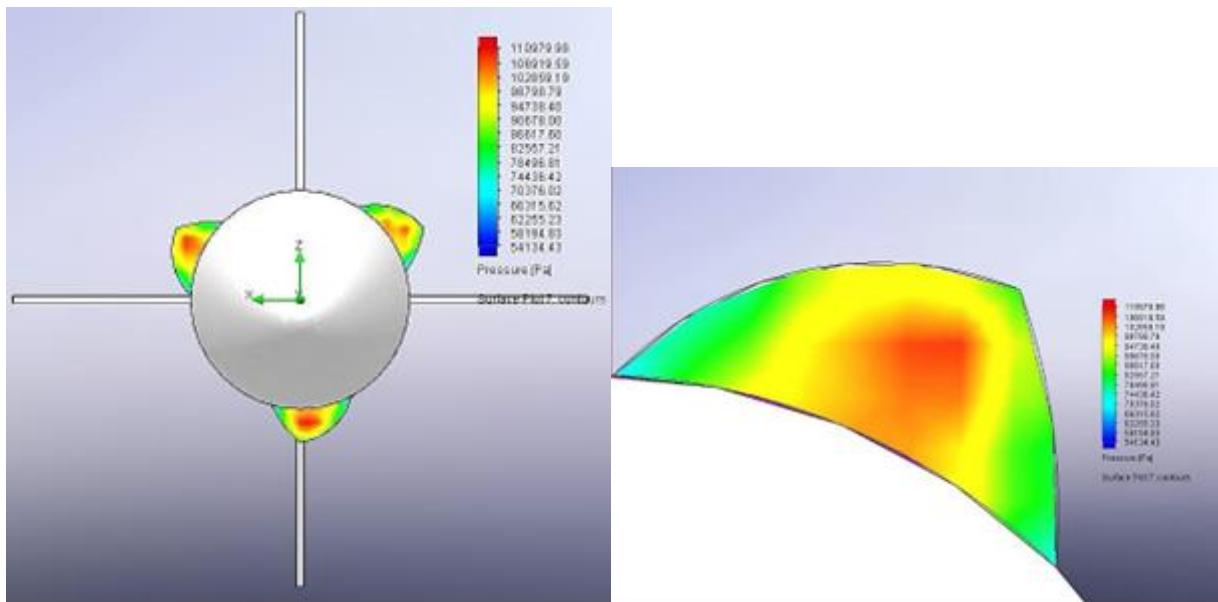
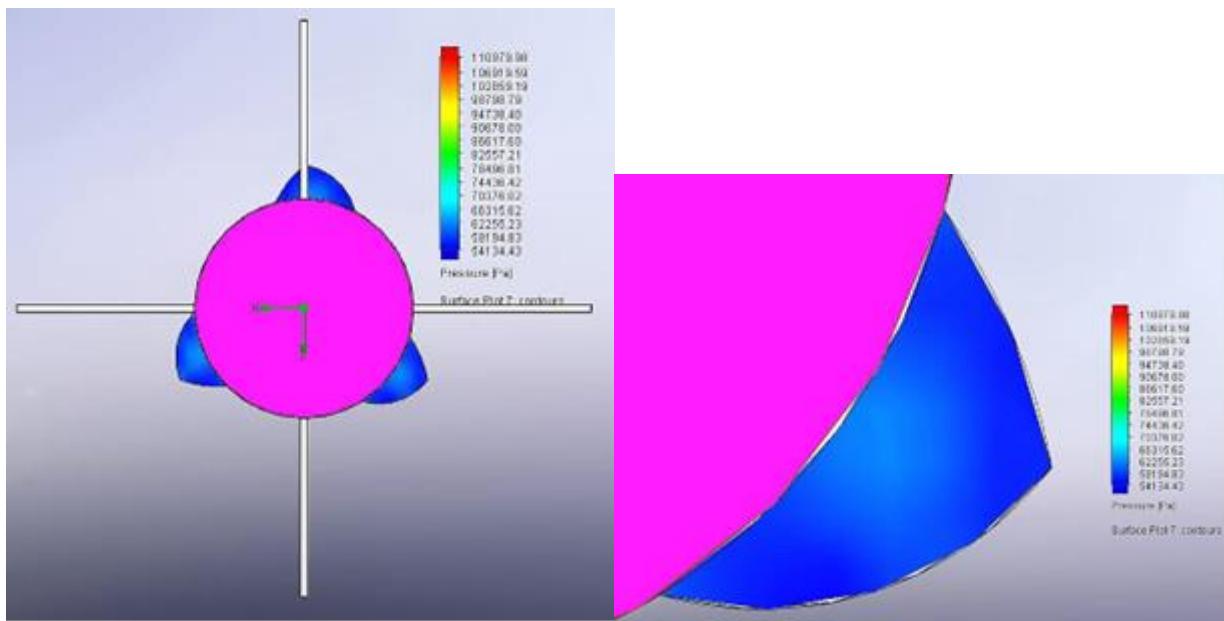


Fig. 2: La presión máxima en la superficie de las palas del freno de aire alcanza los 111 kPa



Las siguientes simulaciones muestran la vorticidad generada por los frenos aerodinámicos, esto también puede llamarse la cantidad de "aire sucio", que no es ideal para superficies de estabilidad aerodinámica, como las aletas del cohete, pero es esperada.

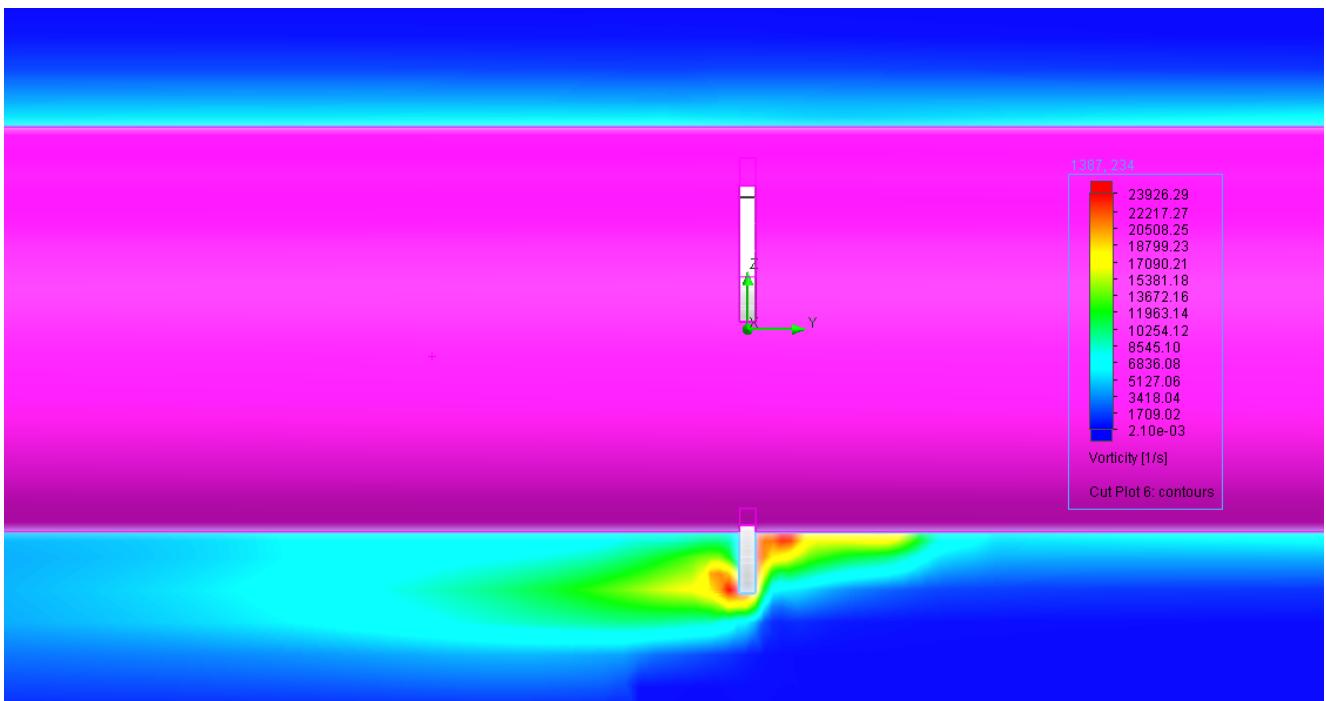
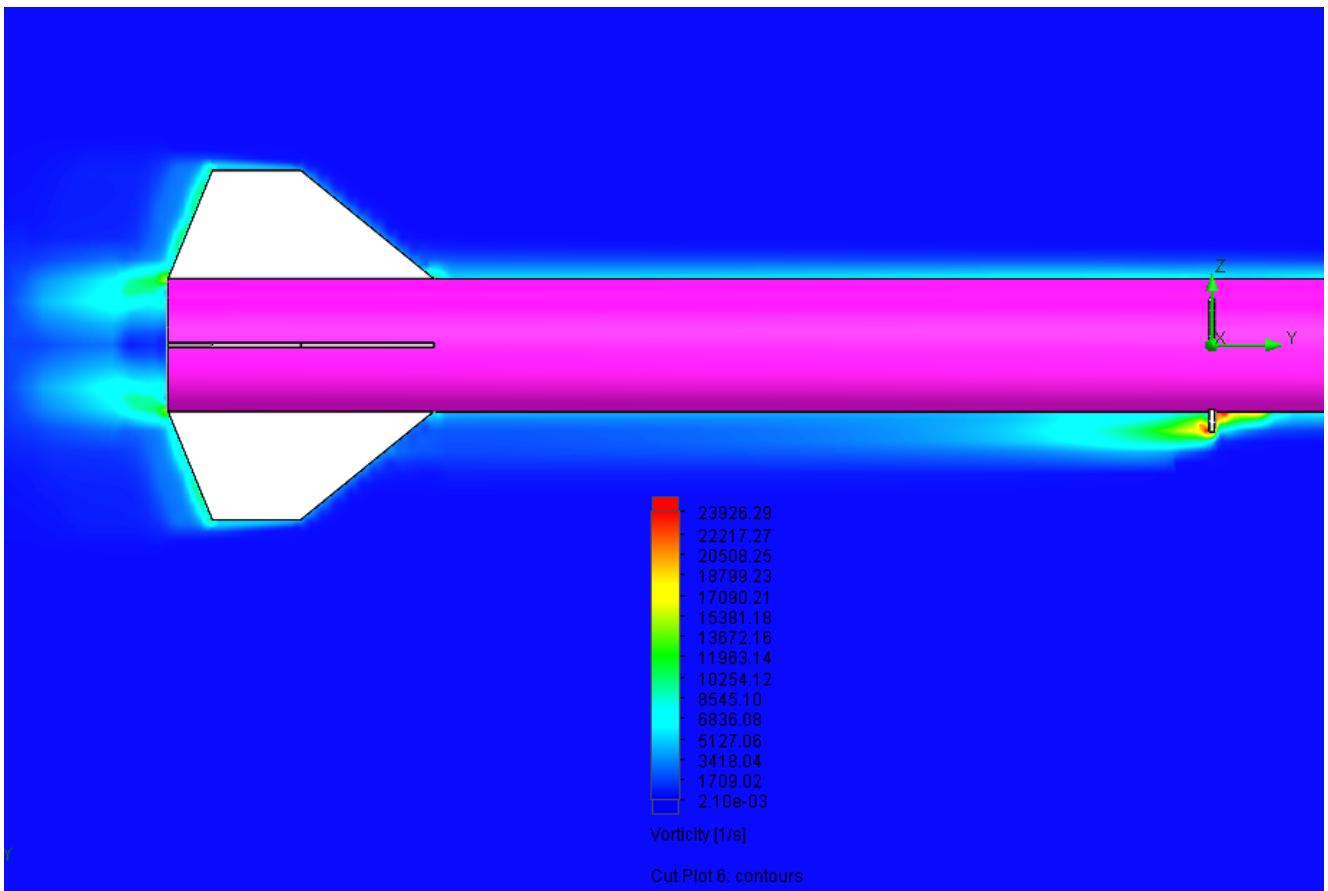


Figura 3: Vorticidad alrededor de los frenos aerodinámicos



Se puede observar que el “aire sucio” generado por los aerofrenos no tiene ningún efecto significativo sobre las aletas, ya que se disipa rápidamente en el aire. Por lo tanto, podemos asegurar que la estabilidad aerodinámica de todo el cohete no se ve afectada por el aerofreno multipala.

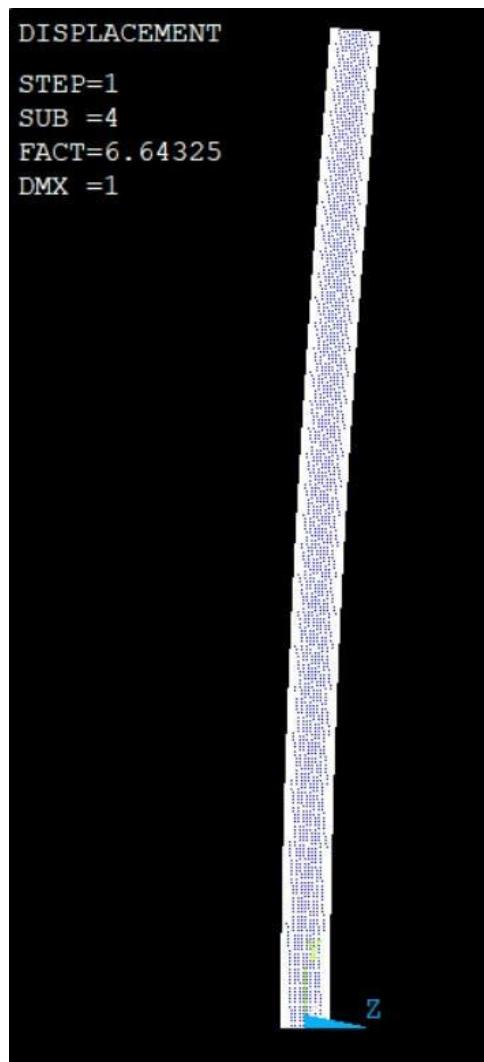


Fig. 58 Modo de relación de carga más baja de pandeo del tubo de la carrocería

Referencias

- [1] Rodic, V., y Bajlovska, M., "Influencia de la mezcla de fracción trimodal de perclorato de amonio en las características de los propulsores de cohetes compuestos", *Ciencia y tecnología Rev.*, vol. 56, 2006, pág. 2. URL <https://citeseerx.ist.psu.edu/doc/10.1.1.1080.802>.
- [2] Northam, B. y Sullivan, EM, "Evaluación del eutéctico de magnesio y aluminio para mejorar la eficiencia de combustión en propelentes de baja tasa de combustión", Tech. rep., NASA TN, 1973. URL <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19730008048/descargas/19730008048.pdf>.
- [3] Belal, HM, "Modificación de la velocidad de combustión y el tamaño de aglomeración en propelentes sólidos compuestos aluminizados utilizando metales activados mecánicamente", tesis doctoral, Universidad de Purdue, 2016. URL https://docs.lib.psu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2192&context=tesis_de_acceso_abierto.
- [4] Martín, DJ, *Resumen de experiencias de vibración como guía para el diseño preliminar de superficies sustentadoras en misiles*, Comité Asesor Nacional de Aeronáutica, 1951. URL <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930085030/downloads/19930085030.pdf>.
- [5] Knacke, TW, "Manual de diseño de sistemas de recuperación de paracaídas", Representante técnico, Centro de Armas Navales China Lake CA, 1991.
- [6] Clark, I., y Tanner, C., "Un resumen histórico del diseño, desarrollo y análisis del paracaídas de banda de separación de disco", *Conferencia aeroespacial del IEEE 2017*, IEEE, 2017, págs. 1-17. <https://doi.org/10.1109/AERO.2017.7943854>.
- [7] Tropea, C., Yarin, AL, Foss, JF, et al., *Manual de Springer de mecánica de fluidos experimental*, vol. 1, Springer, 2007. URL <https://link.springer.com/content/pdf/10.1007/978-3-540-30299-5.pdf?pdf=button>.
- [8] Goodno, BJ y Gere, JM, *Mecánica de materiales*, Cengage learning, 2020. URL https://books.google.com/books/about/Mecanica_de_materiales_Edicion_mejorada.html?id=WQffdwAAQBAJ.
- [9] Lim, C., Ma, Y., Kitipornchai, S., Wang, C. y Yuen, R., "Pandeo de carcasas cilíndricas verticales bajo presión combinada en el extremo y fuerza del cuerpo", *Revista de ingeniería mecánica*, Vol. 129, Núm. 8, 2003, págs. 876-884. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0733-9399\(2003\)129:8\(876\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0733-9399(2003)129:8(876)).
- [10] Agrawal, T., Anand, U. y Srinivas, G. "Optimización de un sistema de control de frenos de aire basado en el método de cuarto orden Runge-Kutta para vehículos de alta velocidad utilizando redes neuronales", *arXiv:2307.12038v1 [matemáticas.OC]* [base de datos en línea], URL: <https://arxiv.org/abs/2307.12038> [consultado el 22 de julio de 2023].
- [11] Lew, T., Lyck, F. y Müller, GA "Control de altitud óptima restringido por el azar de un cohete", *Ensayo de caso de la UE 2019-388* [base de datos en línea], URL: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2019-0388.pdf> [consultado el 2019].
- [12] Altímetro de precisión I2C. (s/f). Sparkfun.com. URL: <https://cdn.sparkfun.com/datasheets/Sensors/Pressure/MPL3115A2.pdf> [Recuperado el 8 de mayo de 2024].
- [13] Primer Fuego, Modelo 89894. Apogeo Componentes. https://www.apogeerockets.com/Rocket_Motors/AeroTech_Accessories/First_Fire_Starter#descripción
- [14] Pratt Pasatiempos. Modelo 07705. Apogeo Componentes. https://www.apogeerockets.com/Launch_Accessories/Launch_Controllers/Go_Box_Launch_Controller