

Revisión Preliminar del Diseño

Iniciativa de lanzamiento estudiantil de la NASA 2024

26 de octubre de 2023

**Escuela Secundaria Thomas Jefferson de Ciencia y Tecnología
6560 Braddock Rd, Alejandría, VA 22312**

Tabla de contenidos

Tabla de contenidos	2
1. Información general	4
1.1 Resumen del equipo	4
1.2 Resumen del vehículo de lanzamiento	5
1.3 Resumen de la carga útil	5
2. Cambios realizados desde la propuesta	5
2.1 Cambios realizados en los criterios de los vehículos	5
2.2 Cambios realizados en los criterios de carga útil	6
2.3 Cambios realizados en el plan del proyecto	6
3. Vehículo	6
3.1 Declaración de la misión y criterios de éxito	6
3.2 Selección, diseño y justificación del vehículo de lanzamiento	6
3.2.1 Selección de materiales	6
3.2.2 Diseños de vehículos	10
3.2.3 Justificación del vehículo	13
3.2.4 Motor y designación	14
3.3 Sistema de recuperación	15
3.3.1 Resumen del sistema de recuperación	15
3.3.2 Selección de materiales de recuperación	17
3.3.3 Diseño de la bahía de aviónica	20
3.3.4 Despidos	21
3.4 Desempeño de la misión	21
3.4.1 Altitud oficial del objetivo	21
3.4.2 Margen de estabilidad, centro de presión, centro de gravedad	21
3.4.3 Simulaciones de vuelo	22
3.4.4 Velocidades de aterrizaje calculadas	23
3.4.5 Energía cinética en el aterrizaje	23
3.4.6 Cálculos de deriva	23
3.4.7 Tiempo de descenso previsto	24
3.4.8 Cálculos del tamaño del paracaídas	24
4. Carga útil	26
4.1 Diseño de la carga útil primaria	26
4.2 Diseño alternativo de la carga útil	28
4.3 Justificación final del diseño	31
4.4 Diseño eléctrico y de software de la carga útil	31
4.4.1 Mecanismo de control	32

4.5 Lista de componentes de carga útil y masas	32
4.6 Disposición de la carga útil	33
4.7 Procedimiento de carga útil	33
4.8 Retención de la carga útil, procedimiento de eyección e interfaz con el vehículo de lanzamiento	34
4.9 Detalles del experimento de carga útil	34
4.10 Criterios de éxito de la carga útil	35
5. Seguridad	35
5.1 Introducción	35
5.2 Recursos de seguridad	35
5.3 Análisis de riesgos	35
5.3.1 Riesgos del proyecto	35
5.3.2 Análisis de riesgos para el personal	36
5.3.3 Riesgos medioambientales	38
5.3.4 Análisis de modos de fallo y efectos (AMFE)	38
6. Plan del proyecto	41
6.1 Verificación de requisitos	41
6.1.1 Requisitos generales	41
6.1.2 Requisitos del vehículo	44
6.1.3 Requisitos del sistema de recuperación	56
6.1.4 Requisitos del experimento de carga útil	60
6.1.5 Requisitos de seguridad	61
6.2 Presupuesto y cronograma	63
6.2.1 Cronograma del proyecto	63
6.2.2 Diagrama de GANTT	65
6.2.3 Presupuesto	65
6.3 Compromiso STEM	69
6.3.1 Informe STEM de PDR	69
6.3.2 Presencia en las redes sociales	70
7. Referencias	70

1. Información general

Número de horas dedicadas a PDR: 80

1.1 Resumen del equipo

Educadores de adultos - Dylan Forshay, dtforshay@fcps.edu, Adolfo Criado, criado.af@gmail.com

Mentor de equipo - Trip Barber, NAR nivel 3, ahbarber@cox.net

Líderes de equipo -

- Santiago Criado, capitán del equipo SLI de la NASA, criado.santi@gmail.com

- Everett Liu, vicecapitán del equipo SLI de la NASA, elace10901@gmail.com

Oficial de Seguridad del Equipo - Leonard Schrag, larryschrag134@gmail.com

Identificadores de divulgación:

Instagram: [tj_nasa_sli](https://www.instagram.com/tj_nasa_sli)

Tiktok: [TJ_NASA_SLI](https://www.tiktok.com/@TJ_NASA_SLI)

Página de Facebook: [TJ SLI](https://www.facebook.com/TJSLI)

Youtube: [TJSLI](https://www.youtube.com/channel/UCtjSLI)

X: [tj_nasa_sli](https://twitter.com/tj_nasa_sli)

Sitio web: tjrocketry.org

Número total de miembros del equipo: 24

Nuestro equipo planea lanzarse en Huntsville, Alabama, durante la semana de lanzamiento.

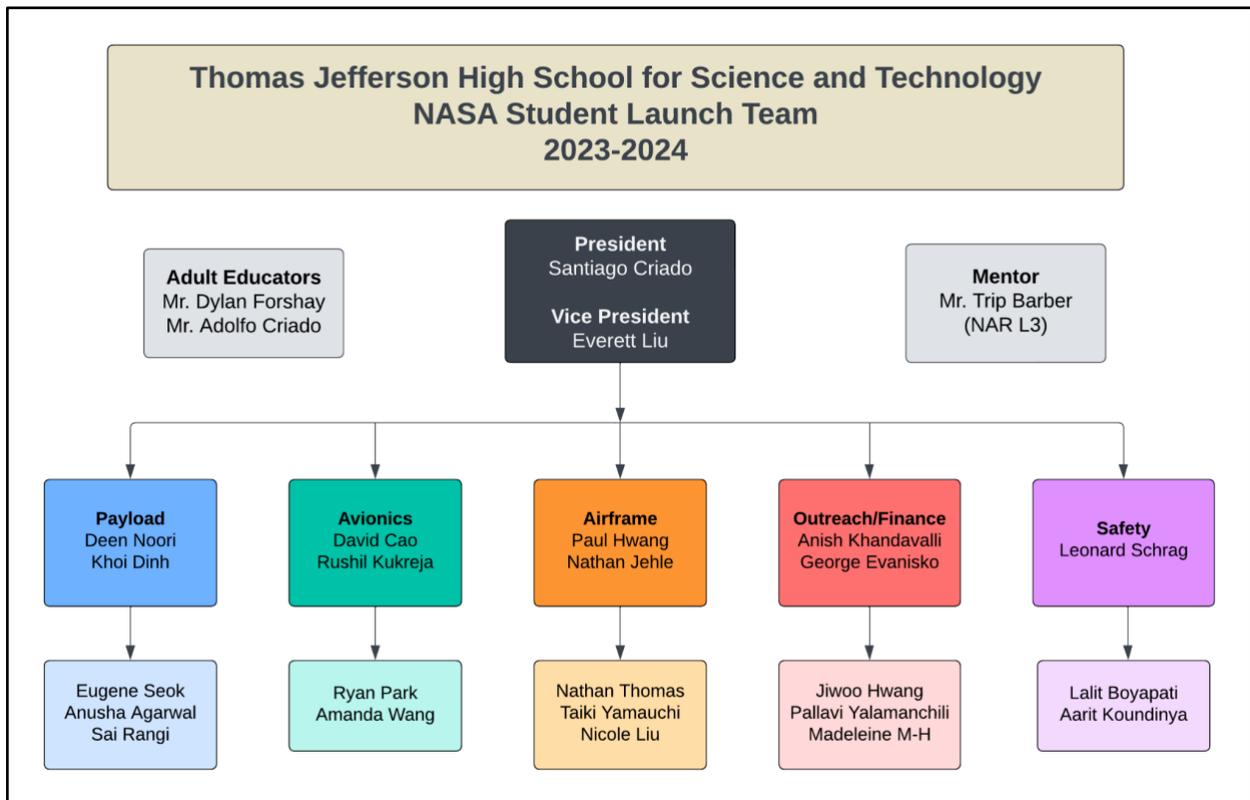


Fig. 1.1 - Estructura del equipo de lanzamiento de estudiantes de TJ

1.2 Resumen del vehículo de lanzamiento

Altitud oficial del objetivo: 4,250 pies

Selecciones preliminares de motores: Cesaroni K1440WT-17A, Cesaroni K750RL-18A (alternativo)

Tamaño y masa de las secciones individuales: (Los tubos son de 5,5 pulgadas de BlueTube en la simulación, también se añaden epoxi y otros pesos)

Cono de nariz: 0,597 kg, 21 pulg.

Sección superior: 1,34 kg, 20 pulg.

Sección media (sin parapente en el interior): 1,44 kg, 45 pulg.

Sección inferior (con carcasa de motor pero sin motor cargado): 3,52 kg, 33 pulg.

Sistema de recuperación:

El sistema de recuperación del cohete TJR (TJ Rocketry) incluye un drogue y dos paracaídas principales. La bahía electrónica superior expulsará el drogue desde debajo del cono de la nariz en el apogeo con el primer conducto principal empacado con un par de Jolly Logic Chute Releases en serie. A 500 pies, la bahía electrónica inferior se encenderá, enviando un mamparo que separará el cohete en dos secciones actuando como un pistón. Esto funciona ya que el mamparo empujará contra la cresta del acoplador, creando efectivamente una separación entre las secciones superior e inferior del cohete. A medida que el segundo conducto se libera detrás del mamparo del pistón, el primer conducto principal también se liberará de su Jolly Logics, que se programará para 500 pies.

1.3 Resumen de la carga útil "Planeador de reconocimiento aéreo de ala giratoria" (SWARG)

La carga útil es un parapente ligero desplegable con mástil de carbono. Es un diseño swing-flop que se guarda dentro del cohete y abre sus alas al salir del cohete. Será operado por un operador de tierra mediante control remoto. Se retiene dentro del cuerpo del cohete hasta que está por debajo de los 400 pies y la RSO ha dado permiso para lanzarlo fuera del cohete.

2. Cambios realizados desde la propuesta

2.1 Cambios realizados en los criterios de los vehículos

Las dos selecciones de motores realizadas en la propuesta, el AeroTech K1050 y el Cesaroni K820, eran difíciles de encontrar disponibles para su compra en línea. TJR recurrió a la elección de dos nuevos motores. Aunque es diferente, el diámetro sigue siendo de 54 mm. El nuevo motor primario se cambió al Cesaroni K1440WT, y el motor alternativo se cambió al Cesaroni

K750RL.

La forma de la aleta del cohete se modificó para obtener la máxima altitud. Con las nuevas alteraciones (ver sección 3.2), se logró un aumento de altitud de ~300 pies. El evento de separación principal se trasladó de 600 pies a 500 pies. El cambio de altitud del evento principal se realizó para reducir la duración del lanzamiento, ya que la longitud y el tamaño del cohete pueden introducir más resistencia de la que se tiene en cuenta en el simulador de roca.

El rastreador GPS cambió del rastreador GPS TRACKIMO al rastreador GPS Featherweight. El equipo ha tenido dificultades en el pasado para trabajar con los TRACKIMOs, ya que el rastreador solo proporciona ubicaciones relativamente generales. El rastreador GPS Featherweight debería ser de mayor calidad y más fácil de usar, aunque un poco más caro. Todavía habrá un rastreador GPS en cada sección independiente para un total de dos rastreadores GPS Peso Pluma.

2.2 Cambios realizados en los criterios de carga útil

TJR agregó un ángulo de ataque al ala para mejores características de vuelo, así como también aumentó el tamaño de los elevadores y el timón, incluida una ligera inclinación hacia abajo de los elevadores para obtener la carga aerodinámica requerida. El diseño del ala se cambió a un diseño de swing-flop en lugar de un ala fija sólida para aumentar la superficie del ala.

2.3 Cambios realizados en el plan del proyecto

Se ajustó la información de selección del motor, la velocidad fuera de la plataforma, las relaciones entre el empuje del cohete y el peso para cada configuración del motor y se actualizó el nuevo rastreador GPS.

3. Vehículo

3.1 Declaración de la misión y criterios de éxito

La misión de TJR es lanzar con éxito su cohete diseñado en Huntsville, Alabama. La definición de éxito es la siguiente:

1. El cohete alcanza o está relativamente cerca de alcanzar la altitud objetivo de 4250 pies.
2. El sistema de recuperación funciona según lo previsto y todas las piezas aterrizan de forma segura y sufren daños mínimos
3. TJR puede recopilar datos después de que el cohete aterrice
4. La carga útil funciona según lo previsto

3.2 Selección, diseño y justificación del vehículo de lanzamiento

3.2.1 Selección de materiales

Las selecciones realizadas por TJR se basaron en los siguientes gráficos, que comparan y contrastan los beneficios de cada consideración dentro de la visión del diseño actual.

Material del cono de la nariz

Material del cono de la nariz	Plástico de polipropileno	Plástico de polietileno	Fibra	Fibra de carbono
Pros	El peso ligero causa un impacto insignificante en el apogeo Común : hay modelos fácilmente disponibles de estos conos nasales Rentable : más barato y más fácil de fabricar en relación con otros materiales	Resistente a la temperatura: sobrevive hasta 80 grados centígrados	Fuerte: Alta resistencia y resistente a la fuerza Flexibilidad: Algo flexible a altos impactos para no agrietarse	Fuerte - Excepcional capacidad de supervivencia bajo estrés continuo Ligero : el material carece de densidad dada su resistencia, lo que lo hace muy adecuado para maximizar la altitud
Contras	Débil - No sobrevive bien a un choque con la nariz hacia abajo: Se doblará	Frágil - Es probable que se agriete bajo un impulso, como en un choque	Pesado: Puede impedirnos alcanzar objetivos de altitud dependiendo del tamaño del cohete.	Frágil: la fibra de carbono tiende a romperse bajo el impulso que se le aplica, como en un choque Tóxico: el polvo y los desechos son peligrosos para los pulmones si se rompen.

Actualmente, TJR se inclina por el cono de nariz de plástico de polipropileno debido a su peso ligero y costo más económico. TJR tiene como objetivo reducir tanto peso como sea posible y sentir que un cono de nariz muy fuerte y pesado no es lo mejor para TJR.

Diámetro del tubo del cuerpo

Diámetro (exterior)	5.5 pulg.	4 pulg.	6 pulg.
Pros	Tamaño : tamaño suficiente para la carga útil del planeador, hará que los paracaídas y los arneses sean fáciles de sujetar a los pernos.	Peso: sería mucho más ligero, lo que permitiría un motor más pequeño.	Altura: El ancho de este tubo de diámetro permitiría el uso de motores más anchos, liberando espacio vertical
Contras	Peso adicional y menor altitud.	Esto haría que los paracaídas ajustados fueran un desafío con un espacio vertical limitado.	Posiblemente excesivo Dificultad para alcanzar.

El diseño de la carga útil del planeador requiere una gran cantidad de espacio en el interior del cohete. Por lo tanto, un diámetro de 4 pulgadas puede ser demasiado pequeño. El diámetro de 6 pulgadas, sin embargo, es demasiado excesivo y, por esas razones, TJR está seleccionando el tubo de 5.5 pulgadas.

Material de la aleta

Material de la aleta	1/4 pulg. Contrachapado	Fibra	Fibra de carbono
Pros	Disponibilidad: la madera contrachapada nos permite cometer errores, ya que está disponible en el laboratorio de creación de prototipos. Relación peso-resistencia: la madera contrachapada es muy liviana pero puede soportar fuerzas relativamente altas	Fuerte: La fibra de vidrio es mucho más fuerte que la madera contrachapada. Flexible: La fibra de vidrio en rellanos altos puede absorber una cierta cantidad de impacto.	Ligero: la fibra de carbono es un material sintético increíblemente ligero Fuerte: Es poco probable que la fibra de carbono se rompa durante la construcción.
Contras	Quebradizo: fácil de romper Clima: Podría empaparse fácilmente debido a la	Pesado: muy pesado y podría interferir significativamente con nuestro apogeo y CG.	Cara: La fibra de carbono es difícil de conseguir y cara. Frágil: la fibra de

	lluvia.		carbono tiende a romperse bajo impulsos elevados, como durante un choque. Tóxico - Cuando se rompe, si se inhala, puede ser muy peligroso para los pulmones
--	---------	--	---

Para los diseños actuales enumerados en esta propuesta, se eligió madera contrachapada de 1/4" debido a su menor peso y accesibilidad. Las aletas de madera contrachapada tendrán lengüetas para pasar por ranuras en el tubo principal del cuerpo. Se unirán al tubo de montaje del motor para mayor resistencia. Además, TJR planea agregar tela de fibra de vidrio de 6 onzas en las aletas para mayor resistencia y durabilidad contra todas las fuerzas de múltiples vuelos planificados.

Longitud del arnés de recuperación/cable de choque

Cordones de choque	Nylon tubular de 9/16 pulgadas y 15 pies	Nylon tubular de 9/16" y 35 pies
Pros	Resistencia: clasificada para 1500 lbs. Ajuste: 15' ocupará menos espacio en el cohete.	Fuerza: nominal para 1500 lbs Más largos: los cables de choque deben ser de 2 a 3 veces más largos que el tubo del cuerpo
Contras	Tamaño: Puede ser demasiado pequeño y puede degradarse por el calor de las cargas de expulsión.	Ajuste - 35 pies. Puede ser estrecho, especialmente con los dos paracaídas ubicados en la sección superior del cuerpo.

TJR planea usar nailon tubular de 35 pies, ya que la longitud adicional del cable de choque es beneficiosa para minimizar cualquier posibilidad de cremallera y posiblemente ayudar a espaciar las secciones de recuperación para permitir que el planeador SWARG tenga más espacio cuando sea expulsado del cohete.

Puntos de montaje

	Tornillos en U forjados	Cáncamos forjados
Pros	Fijación más fuerte gracias a los	Solo requiere una bodega en mamparos

	múltiples orificios. Más espacio para añadir arneses u otras conexiones.	
Contras	Puede ser más difícil de conectar debido a los dos puntos de conexión.	Menos puntos de conexión podrían significar un peor apego Por lo general, menos espacio para cables adicionales.

TJR usará tanto pernos en U forjados como cáncamos forjados en el cohete final con un revestimiento metálico o arandela para mayor durabilidad.

Material del tubo

Material del tubo	Cartón	BlueTube (Tubo Azul)	Fibra de carbono
Pros	<p>Barato: El cartón está disponible sin costo adicional.</p> <p>Ligero: El cartón se perfora fácilmente y agrega menos de 2 libras.</p> <p>Flexible: El cartón puede doblarse, lo que ayuda a evitar grietas importantes por un fuerte impacto.</p>	<p>Conveniente: Más fácil de trabajar y cortar</p> <p>Fuerte: Es poco probable que BlueTube se rompa durante la construcción.</p>	<p>Relativamente ligero: La fibra de carbono es ligera en comparación con la fibra de vidrio.</p> <p>Fuerte: Es poco probable que la fibra de carbono se rompa durante la construcción.</p>
Contras	<p>Relativamente débil: La fibra puede dañarse por el mal tiempo y los impactos.</p>	<p>Pesado: más pesado en comparación con las otras opciones disponibles, aparte de la fibra de vidrio, que no está en la lista.</p>	<p>Cara: La fibra de carbono es difícil de conseguir y es cara cuando es alcanzable.</p> <p>Tóxico: Cuando se rompe, si se inhala fibra de carbono, puede ser muy peligroso para los pulmones.</p> <p>Frágil: La fibra de carbono es muy frágil y es propensa a agrietarse y partirse.</p>

TJR cree que BlueTube es la mejor opción para el diseño actual debido a su resistencia y conveniencia para trabajar. TJR también tiene una iteración con un fuselaje de cartón con acopladores BlueTube en caso de escasez de suministro.

Ubicaciones de paracaídas

Colocación de paracaídas	Diseño 1 (Diseño de cohete principal)	Diseño 2 (Diseño de cohete secundario)
Pros	Menos casos de fallo en comparación con el diseño 2 debido a su diseño sencillo	Paracaídas colocado dentro de un acoplador, lo que permite un cohete más corto
Contras	Ocupa más espacio, lo que requiere un cohete más largo	Diseño complicado del sistema de recuperación, más posibilidades de falla en comparación con el diseño 1

TJR está usando el diseño #1 como se ve en la figura 3.2.1 a continuación. Aunque el diseño del cohete principal es un poco más largo, TJR cree que es una compensación justa con que es menos propenso a fallar debido a su diseño menos complicado.

3.2.2 Diseños de vehículos

Diseño de cohetes #1

Largura: 119.875 pulgadas **Diámetro:** 5.560 pulgadas **Masa:** 8.244 kg **CG:** 77.182 pulgadas

CP: 101.069 pulgadas **Margen de estabilidad:** 4.34 **Motor cargado:** K1440WT-P

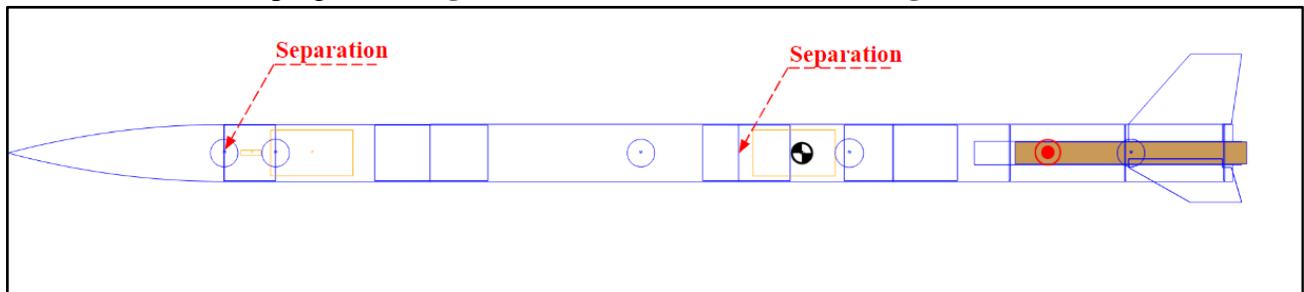


Figura 3.2.1 - Diseño del cohete primario

Diseño de cohete #2

Largura: 114.375 pulgadas **Diámetro:** 5.56 pulgadas **Masa:** 7.619 kg **CG:** 75.167 pulgadas

CP: 94.660 pulgadas **Margen de estabilidad:** 3.54 **Motor cargado:** K1440WT-P

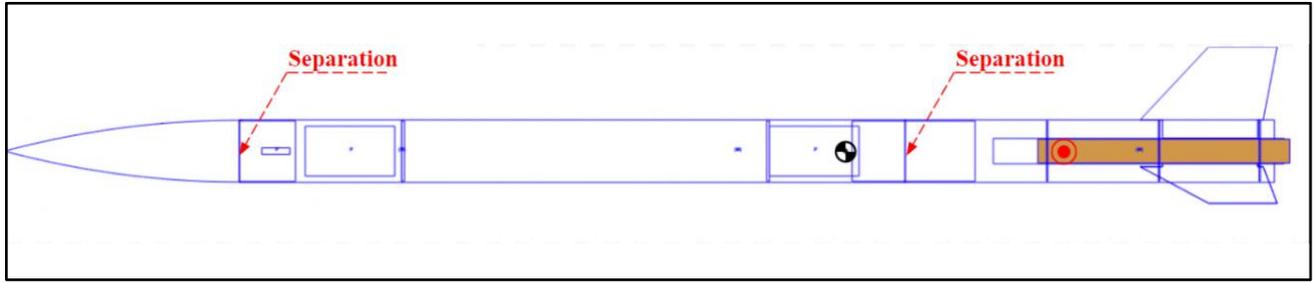


Figura 3.2.2 - Diseño alternativo del cohete

Sección superior primaria

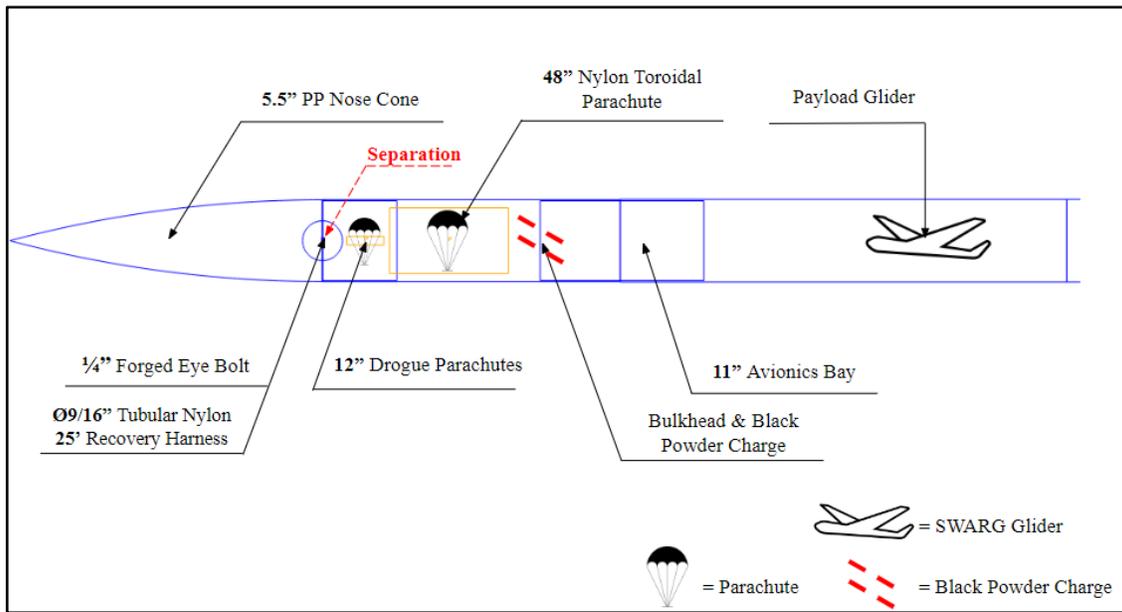


Figura 3.2.3 Sección superior del cohete

Sección inferior primaria

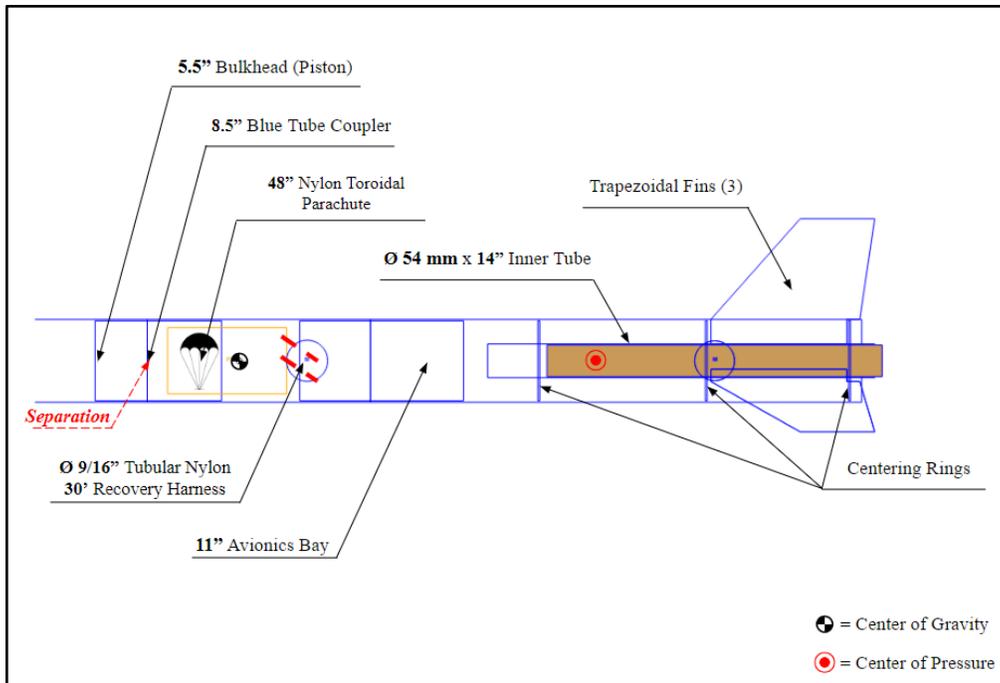


Figura 3.2.4 Sección inferior del cohete

3.2.3 Justificación del vehículo

TJ Rocketry está avanzando con el diseño principal debido a su viabilidad y menor riesgo de errores en comparación con el diseño alternativo. La principal diferencia entre los dos diseños es el peso final del cohete, que se debe a la sección combinada de la bahía del tubo del cuerpo y la electrónica del diseño secundario. Esta sección reemplaza un acoplador completo con un acoplador de 1/4 pulg. mamparo, reduciendo el peso. TJ Rocketry profundizará más en el diseño secundario más adelante. Además, la longitud total del cohete es diferente en alrededor de 6 pulgadas. lo que también juega un papel en la diferencia de peso. El diseño secundario disminuirá el peso del cohete, lo que puede ayudar a reducir la velocidad de aterrizaje, pero TJR no cree que este sea un factor importante, ya que el diseño primario ya se ajusta a la restricción de velocidad de aterrizaje. Por último, todo el proceso de lanzamiento, expulsión de paracaídas y despliegue de la carga útil es el mismo para ambos diseños, por lo que TJ Rocketry no está comparando este factor.

La sección de la bahía electrónica del tubo del cuerpo del diseño secundario será responsable de expulsar el cono de la nariz, el drogue y un paracaídas principal del cohete, al mismo tiempo que albergará la carga útil. La sección incorporará una funda en el interior para almacenar todos los componentes electrónicos necesarios para alimentar una carga de pólvora negra y la electrónica del mecanismo de liberación de la carga útil. Con esto, se requeriría un diseño diferente para el mamparo que une el tubo superior del cuerpo y la sección de carga útil. TJ Rocketry no está seguro de la complejidad, viabilidad y sostenibilidad del diseño secundario,

ya que probablemente requeriría una sección de tubo de carbono impresa en 3D o fabricada especialmente.

Además, el motor seleccionado, el Cesaroni K1440WT, lanza el diseño primario desde el riel de lanzamiento con una velocidad de alrededor de 116 pies por segundo, y lanza el diseño secundario de la guía del riel con una velocidad de alrededor de 122 pies por segundo. Con el riesgo de daños estructurales en la carga útil, TJ Rocketry está favoreciendo la velocidad de salida de la guía ferroviaria más lenta.

TJ Rocketry está seleccionando el diseño principal debido a su diseño más simple y confiable para garantizar un vuelo y despliegue seguros de la carga útil. Debajo del cono de la nariz, se almacenarán el drogue y el paracaídas principal. Luego, la bahía electrónica superior acoplará el tubo del cuerpo con la sección de carga útil, todo lo cual conformará la sección superior del cohete. La sección de carga útil se acoplará a la sección inferior en un extremo con pernos y en el otro extremo con pasadores de seguridad, ya que TJR utiliza un mecanismo de pistón para separar las dos secciones, creando una abertura para la carga útil. Un mamparo con un paracaídas detrás de él descansará sobre una carga de pólvora bloqueada para que una vez que la carga se encienda, dispare el mamparo que empujará el acoplador y dividirá el cohete. Al mismo tiempo, también se liberará el segundo paracaídas principal. Por último, la bahía electrónica inferior, el tubo del motor y las aletas compondrán la sección inferior del cohete.

3.2.4 Motor y designación

Opción 1:

Información del motor	2372K1440-17A
Fabricante	Cesaroni
Tipo de motor	K1440
Diámetro	54 milímetros
Largura	572 milímetros
Peso total	1.893 g
Peso del propelente	1.129 g
Tiempo de combustión	1,7 s
Caja del motor	Pro54-6G
Propulsor	Trueno blanco
Empuje medio	1,437.0 N

Impulso total	2,372.0 Ns
---------------	------------

Opción 2:

Información del motor	2352K750-18A
Fabricante	Cesaroni
Tipo de motor	K750
Diámetro	54 milímetros
Largura	572 milímetros
Peso total	2.057 g
Peso del propelente	1.321 g
Tiempo de combustión	3,1 s
Caja del motor	Pro54-6G
Propulsor	Relámpago rojo
Empuje medio	749.8 N
Impulso total	2.352,5 ns

TJR utilizará un retenedor de motor AeroPack de 54 mm.

3.3 Sistema de recuperación

3.3.1 Resumen del sistema de recuperación

El sistema de recuperación propuesto por TJ Rocketry consiste en un paracaídas de drapeado y dos paracaídas principales con dos bahías electrónicas con dos altímetros en cada bahía. Estas bahías también contienen dos cargas de pólvora negra, cada una de las cuales se activa a altitudes específicas para separar el cohete para el despliegue del paracaídas y la carga útil. La bahía entre el tubo superior del cuerpo y la sección de carga útil contendrá los altímetros, con sus dos cargas de pólvora negra que liberan tanto el drogue como la tubería principal empaquetada (Jolly Logic Chute Releases) en el apogeo. La bahía de aviónica inferior liberará la segunda tubería principal, así como separará el cohete en dos secciones, que luego

proporcionarán el orificio desde el que se liberará la carga útil. El mecanismo de expulsión de la carga útil se trata más a fondo en la sección de carga útil.

Diagrama de descenso:

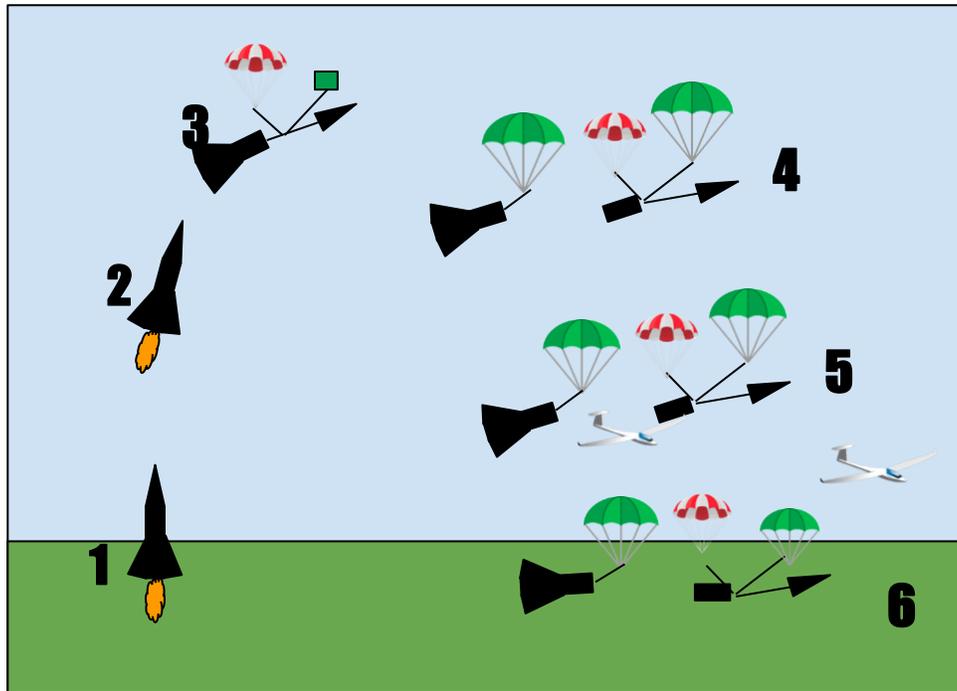


Figura 3.3.1 - Diagrama de vuelo del cohete

1. Encendido y despegue del motor.
2. El propelente se está quemando y finalmente se quema y el cohete comienza a deslizarse.
3. Rocket alcanza el apogeo, activando las dos cargas superiores de pólvora negra que liberan el paracaídas de 12".
4. A 500 pies, se activan las cargas de pólvora negra inferiores y se liberan los Jolly Logics en serie dentro de la sección superior, lo que abre los dos paracaídas principales de 48" y el cohete se separa en dos secciones principales de recuperación.
5. A 400 pies, y cuando el RSO nos da la confirmación, la carga útil del planeador se expulsa del cohete utilizando un servo de CC controlado a distancia (más detallado en la sección de carga útil).
6. Ambas secciones del cohete y la carga útil llegan al suelo.

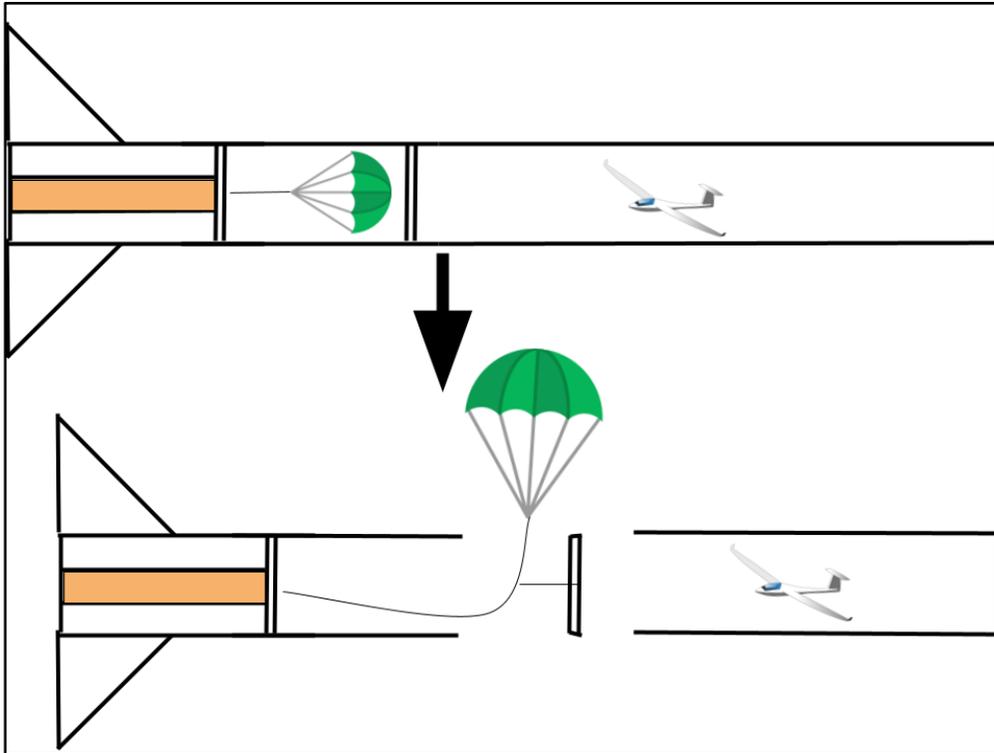


Figura 3.3.2 - Diagrama de pistón

3.3.2 Selección de materiales de recuperación

Análisis

Los paracaídas de drogue, los paracaídas principales, los altímetros y el GPS se seleccionaron a través de un análisis detallado de varias opciones potenciales, que se muestran a continuación.

Caídas de drogas:

Caídas de drogas	Conducto afrutado de 12 pulg. Paracaídas elíptico compacto	Conducto afrutado de 18 pulg. Paracaídas elíptico compacto
Pros	<p>Más pequeño: Es más compacto en comparación con el otro</p> <p>Menos costoso</p> <p>Tiempo de vuelo: Los dos paracaídas tienen tiempos de vuelo muy similares</p>	<p>Tiempo de vuelo: Los dos paracaídas tienen tiempos de vuelo muy similares</p>
Contras		Un poco más caro

Cataratas principales:

Restos principales	Entrada de 48 pulgadas de tobogán afrutado. Paracaídas Iris Ultra	Paracaídas Rocketman de 48 pulgadas
Pros	Menor peso: (309 g frente a 357 g) permite añadir más peso al cohete y explica la subestimación de la masa en las simulaciones Alta eficiencia: Cd de 2.2 y muy ligero (como se muestra arriba).	Menos costoso
Contras	Más caro Mayor volumen de embalaje (41,4 pulg ³ en comparación con 36,00 pulg ³) significa menos espacio para otros componentes	Líneas de cubierta menos duraderas

Altímetros:

Altímetros	MPL3115A2 12C BarometerPros	Altímetro Jolly Logic Uno	Stratologger CF	Altímetro RRC3
Pros	Bajo costo: \$9.95 Mide múltiples valores: altitud, presión atmosférica y temperatura Se puede conectar a un Arduino	Recargable Buena pantalla: informa de los datos de vuelo a través de una clara pantalla LCD Diseño conveniente: muy pequeño y duradero	Mide múltiples valores: altitud, temperatura y voltaje de la batería Largo alcance: Mide altitud de hasta 100,000 pies	Grabación de varios vuelos: Esto hace que TJR no necesite descargar datos entre vuelos Despliegue de drogue: tiene una función para disparar una carga de drogue y separar el cohete Mide múltiples valores: altitud, presión atmosférica y velocidad máxima

Contras	Requiere un alto consumo de corriente Precisión: ligeramente menos precisa que otros	Caro: \$60 Solo mide la altitud	Caro: \$70 Informa de los datos a través de audio en lugar de pantalla	Caro: \$80
----------------	--	--	---	-------------------

GPS:

GPS	GPS de peso pluma	Localizador GPS TRACKIMO	GPS buscador de huevos
Pros	Largo alcance Funciona con iPhone: No se necesita receptor	Largo alcance Sin necesidad de antena externa Tiene aplicación para iPhone	Mucho más barato: (<\$100)
Contras	Caro: (\$165-\$520)	Relativamente grande comparativamente	Alcance más corto Necesita un receptor

Paracaídas

Drogue: Paracaídas elíptico compacto Fruity Chutes de 12" - 0.5LB @ 20FPS

Principal 1: Paracaídas Toroidal Iris Ultra Nylon de 48" Fruity Chutes - 12.5LB @ 20FPS

Principal 2: Paracaídas Toroidal Iris Ultra Nylon de 48" Fruity Chutes - 12.5LB @ 20FPS

Para el paracaídas de drogue, TJ Rocketry propone el Fruity Chutes Compact Elliptical de 12 pulgadas en el diseño. Como se muestra en el diagrama, el paracaídas se ubicará en la mitad superior del cohete entre el primer punto de separación y la primera bahía de aviónica. Este drogue se propone porque su tamaño coincide con las restricciones de cálculo y los datos de predicción de vuelo en RockSim. Además, un paracaídas más grande significa un mayor tiempo de vuelo y un descenso más seguro, por lo que proporciona un incentivo.

Para los paracaídas principales, TJ Rocketry propone el Paracaídas Iris Ultra de 48 pulgadas. Uno de estos paracaídas se ubicará en el mismo compartimiento que el paracaídas de drogue, y el otro se ubicará en la mitad inferior del cohete entre el punto de separación y la segunda bahía de

aviónica. Este paracaídas se propone debido a su alto coeficiente de arrastre que le permitiría reducir la velocidad del cohete con mucho menos tamaño.

Altímetros:

Principales opciones de altímetros: El altímetro Perfectflight Stratologger CF (dispositivo de registro de altitud), RRC3 (programable),

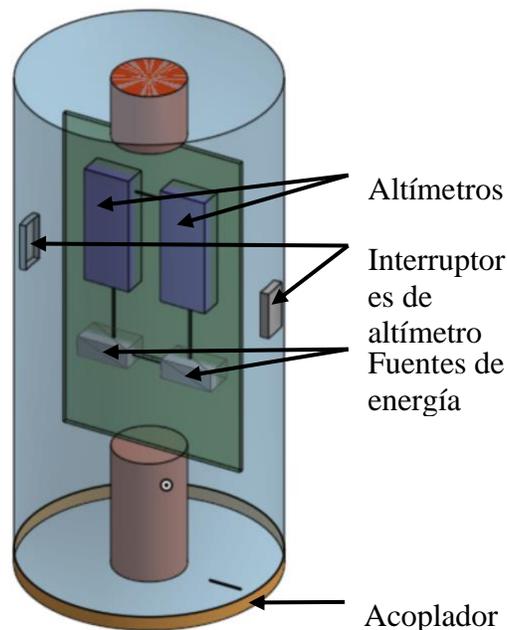
Altímetros de respaldo: Igual que los altímetros principales; 2 altímetros idénticos por bahía alimentados por (2) baterías independientes

El Stratologger y los altímetros RRC3 son las 2 opciones viables para el diseño del cohete. TJR eligió estos altímetros ya que el cohete requerirá cargas de pólvora negra para estallar durante diferentes etapas. Los altímetros principal y de respaldo serán los encargados de activar estas cargas, que se utilizarán para aumentar la redundancia en el sistema. Dado que ambos tienen datos descargables, la información de recuperación se puede obtener de las secciones superior e inferior del cohete.

Dispositivos de rastreo GPS

1x Localizador GPS de peso pluma por sección de recuperación. 2x total en el cohete. El GPS Featherweight ya que viene con una aplicación para iPhone y una medición muy precisa de la ubicación, que se utilizará en el campo.

3.3.3 Diseño de la bahía de aviónica



Bahía de aviónica (interior)

5.35 pulgadas de diámetro, 11 pulgadas de altura

Figura 3.3.3 - Bahía de aviónica

3.3.4 Despidos

Cada bahía tiene un altímetro principal y un altímetro de respaldo. Cada altímetro es capaz de completar la tarea de vuelo completa para esa sección, por lo que solo un altímetro de cada bahía necesita funcionar según lo previsto para que el vuelo sea exitoso.

Los dos altímetros de cada bahía de altímetro funcionan con baterías separadas. Esto asegura que en caso de que el altímetro principal o su batería fallen, TJ Rocketry aún podrá obtener la información de vuelo. Cada altímetro controla una sola carga de pólvora negra, dos para cada separación. A cada carga de respaldo se le da 0,5 gramos más que sus respectivas cargas principales, lo que reduce aún más la posibilidad de que un paracaídas no se despliegue.

El procedimiento de descenso utiliza un paracaídas principal para cada sección no atada, y el hecho de que caigan sin atar entre sí disminuye la probabilidad de que SWARG colisione con una de las secciones al salir del vehículo.

3.4 Desempeño de la misión

3.4.1 Altitud oficial del objetivo

La altitud objetivo oficial de TJR es de 4250 pies. TJR ha sido diligente en el intento de simular el peso adicional debido al epoxi, la pintura, los acabados rugosos y la fibra de vidrio. Incluso con estos, se logra una altitud de ~ 4600 pies en RockSim. Según la experiencia de TJR, RockSim sobreestima los objetivos en ~7%. La altitud real de TJR debería ser de ~4350 pies. Pero, teniendo en cuenta los pesos inesperados que tienden a venir debido a la construcción real del cohete, el objetivo se ha establecido 100 pies más bajo.

3.4.2 Margen de estabilidad, centro de presión, centro de gravedad

La estabilidad del cohete es de 4.34 cal, el centro de gravedad está a 76.38" y el centro de presión está a 101.07".

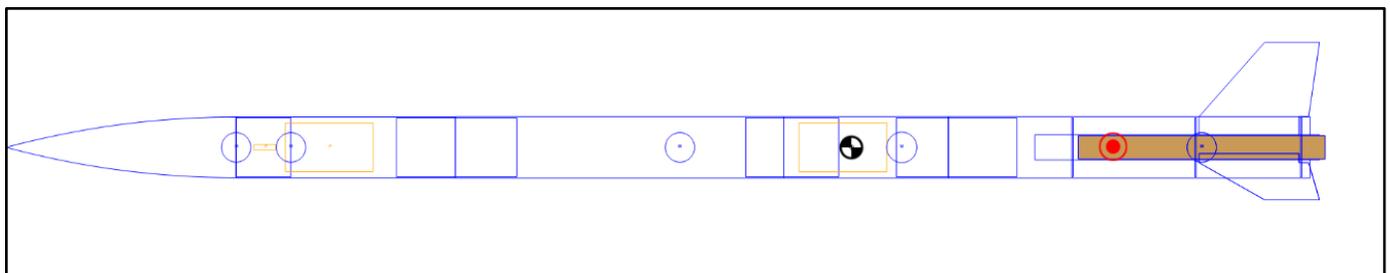


Figura 3.4.1 Margen de estabilidad, centro de presión y centro de gravedad

3.4.3 Simulaciones de vuelo

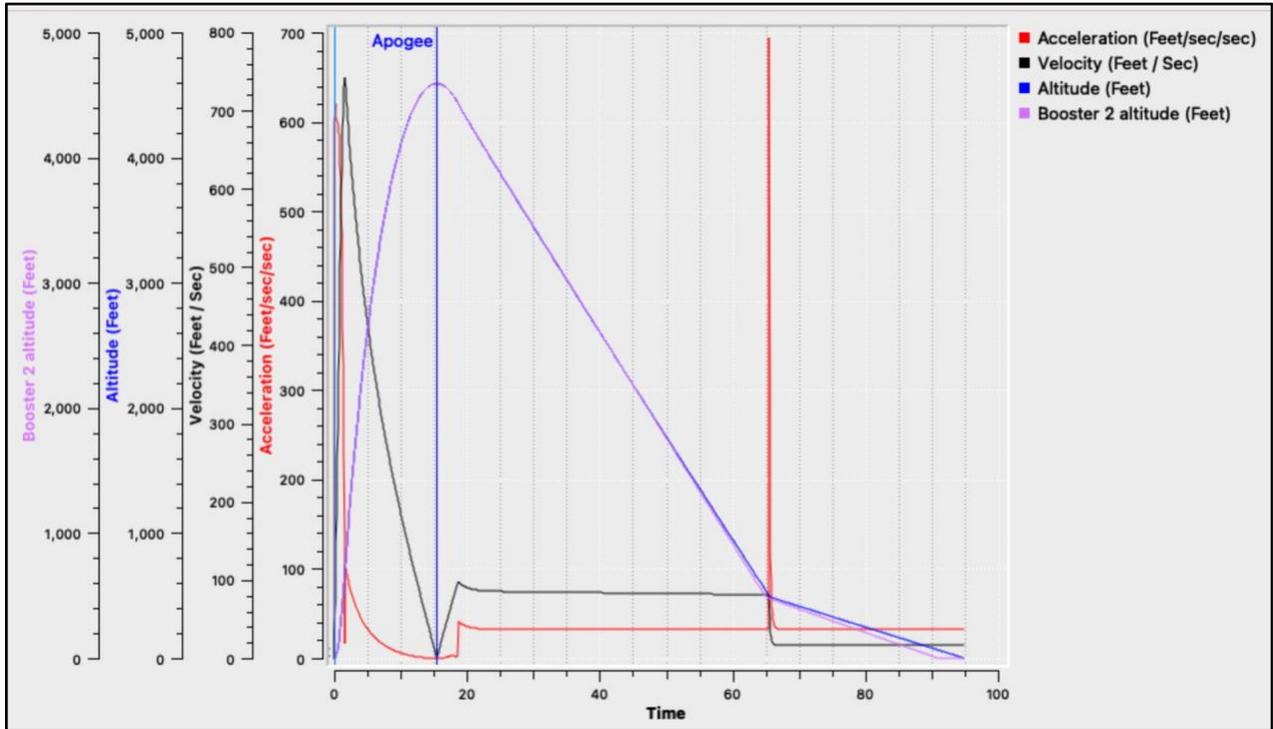


Figura 3.4.2 - Gráfico de simulación de vuelo del vehículo primario (altitud 4622 pies)

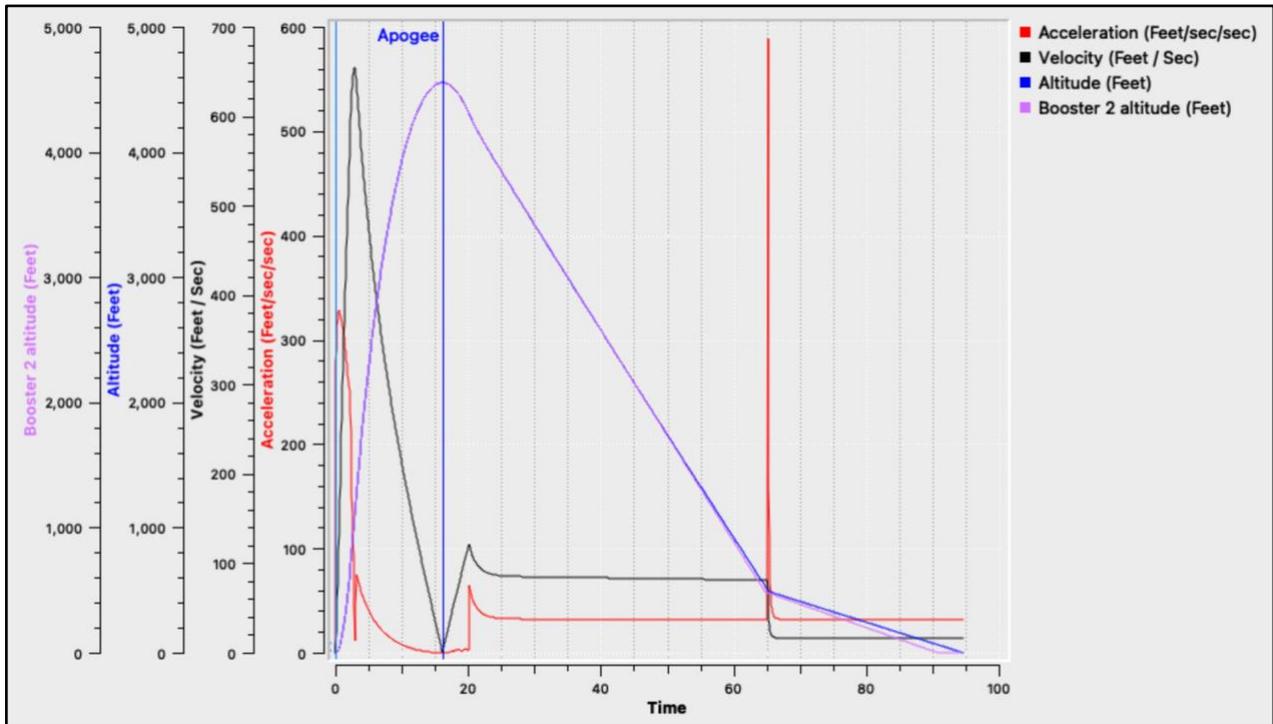


Figura 3.4.3 - Gráfico de simulación de vuelo de vehículo alternativo (altitud 4553 pies)

3.4.4 Velocidades de aterrizaje calculadas

4 compartimentos de fuselaje en total al aterrizar

Caso A: Energía cinética máxima al aterrizar $KE_f \leq 75 \text{ ft} \cdot \text{lbf}$

$$v_{max} = \sqrt{2KE_f (\text{ft} \cdot \text{lbf})/m_s(\text{lbm})} \times \sqrt{32.174 (\text{lbm} \cdot \text{ft})/1 (\text{lbf} \cdot \text{s}^2)}$$

donde (masa del compartimiento más pesado, sección superior) y es la velocidad máxima de cada compartimiento del fuselaje al aterrizar. TJ Rocketry debe alcanzar una velocidad de aterrizaje inferior a $m_s \leq 7.84 \text{ lb}$ $v_{max} = 24.811 \text{ ft/s}$ **24.811 ft/s.**

Caso B: Energía cinética máxima al aterrizar (para el compartimiento más pesado) $KE_f \leq 65 \text{ ft} \cdot \text{lbf}$

$$v_{max} = \sqrt{2KE_f (\text{ft} \cdot \text{lbf})/m_s(\text{lbm})} \times \sqrt{32.174 (\text{lbm} \cdot \text{ft})/1 (\text{lbf} \cdot \text{s}^2)}$$

donde y es la velocidad máxima del compartimiento del fuselaje más pesado al aterrizar. Si la cohetería TJ decide apuntar a puntos de bonificación, TJR debe alcanzar una velocidad de aterrizaje inferior a $m_s \leq 7.84 \text{ lb}$ $v_{max} = 23.098 \text{ ft/s}$ **23.098 ft/s**

3.4.5 Energía cinética en el aterrizaje

Sección superior: TJR puede sustituir estas velocidades de aterrizaje calculadas (con y sin la bonificación, de 24.811 pies/s y 23.098 pies/s, respectivamente) en las ecuaciones anteriores para confirmar el KE al aterrizar para el componente superior de nuestro cohete (con una masa de 7.84 lbm). Esto resulta ser de 75 pies lbf sin la bonificación, y de 65 pies lbf con la bonificación, cumpliendo con los requisitos máximos anteriores.

Sección inferior: Dado que (la masa del componente inferior del cohete) es de 7,76 lbm, TJR puede sustituir esto (junto con las velocidades de aterrizaje calculadas) en las fórmulas anteriores, para obtener un KE de 74,236 ft lbf sin la bonificación, o 64,339 ft lbf con la bonificación, que también está por debajo de los umbrales máximos. m_l

3.4.6 Cálculos de deriva

Sección de Rocket	Sin viento	Viento de 5 mph	Viento de 10 mph	Viento de 15 mph	Viento de 20 mph
Sección superior	0	482.548 pies	965.096 pies	1447.644 pies	1930.192 pies
Sección inferior	0	533.133 pies	1066.267 pies	1599.400 pies	2132.533 pies

Para cada sección de la tabla, las mph se convirtieron a ft/s y se multiplicaron por los tiempos de descenso correspondientes a la sección del cohete.

3.4.7 Tiempo de descenso previsto

Según la simulación del software Rocksim, el tiempo de descenso esperado de la sección superior del cohete es de 78,4 segundos. El tiempo de descenso esperado de la sección inferior del cohete es de 74,5 econds. Estos son los tiempos totales de cada sección del cohete, menos el tiempo de ascenso de 16,5 segundos. (TJR realizó múltiples simulaciones en Rocksim, que fueron verificadas por el mentor de TJR, el Sr. Barber).

TJR también puede verificar estos resultados utilizando un método alternativo. Para la mitad inferior del cohete, de acuerdo con la [Referencia 1] *Calculadora de velocidad de descenso de paracaídas de Fruity Chutes* en el sitio web de Fruity Chutes, la tasa de descenso estimada para el paracaídas de drogue es de 107,66 pies / s (usando la masa total del cohete, que es de 15,6 lbm) y la velocidad de descenso para el paracaídas principal es de 15,68 pies / s (usando la masa de la sección superior del cohete, que es 7.84 lbm). TJR puede dividir la altitud a la que se despliegan los paracaídas por estas tasas de descenso, a partir de las cuales TJR obtiene los tiempos de descenso aproximados de $(4650 \text{ pies} - 500 \text{ pies}) / (107,38 \text{ pies/s}) = 38,6 \text{ s}$ y $500 \text{ pies} / (15,6 \text{ pies/s}) = 32,1 \text{ s}$ para el paracaídas y el paracaídas principal, respectivamente. La suma de estos tiempos de descenso es de 70,7 segundos, lo que está muy cerca del cálculo de Rocksim de 65,8 segundos. Del mismo modo, el tiempo de descenso previsto para la sección inferior se calcula en 70,5 segundos, que está muy cerca del cálculo de Rocksim de 72,6 segundos.

Dado que las diferencias entre los tiempos de descenso de estos dos métodos son mínimas, esto refuerza nuestros cálculos.

3.4.8 Cálculos del tamaño del paracaídas

Masa de la sección superior del cohete (m_U) **7.84 lbm**

Masa de la sección inferior del cohete: (m_l) **7,76 lbm**

Durante el descenso del cohete, al llegar a la Segunda Ley de Newton a partir de la fuerza de arrastre da la desigualdad para v_{max} , **la mitad superior** del cohete (que se separa completamente de la mitad inferior). Si la fuerza de arrastre total es igual o mayor que la fuerza debida a la gravedad, el cohete habrá alcanzado la velocidad terminal, lo que ocurrirá durante el descenso. TJR asume que el cohete también alcanzará la velocidad terminal a medida que caiga libremente desde el apogeo. v_{max}

$$m_U g \leq 1/2 \rho v_{max}^2 C_1 A_1 + 1/2 \rho v_{max}^2 C_2 A_2$$

donde la fuerza de se corresponde con la fuerza de arrastre del paracaídas. Del mismo modo, la fuerza de arrastre se corresponde con la fuerza de arrastre del paracaídas principal. Suponiendo

que los coeficientes de arrastre sean los mismos debido a la relativa similitud de los paracaídas en forma, textura y composición del material. TJR puede calcular el tamaño de los paracaídas aplicando la siguiente desigualdad $1/2\rho v_{max}^2 C_1 A_1 \geq 1/2\rho v_{max}^2 C_2 A_2$ $C_1 C_2$

$$1/2A_1 + 1/2A_2 \geq (m_U g)/(C\rho) (2)v_{max}^2$$

y TJR debe reconocer

$$A_2 > A_1$$

debido a que el paracaídas principal es más grande que el paracaídas de drogue.

TJR también puede formular otra ecuación para la **mitad inferior** del cohete, que utiliza un solo paracaídas principal.

$$m_l g \leq 1/2\rho v_{max}^2 C_2 A_2 \quad (3)$$

¿Dónde está la mitad inferior del cohete, 5,9 lbm? Simplificando, TJR tiene m_l

$$A_2 \geq 2(m_l g)/(C\rho)v_{max}^2$$

El valor de C, el coeficiente de arrastre, es 2,2. TJR asume que la densidad de masa, ρ , es de 0,08 (lbm/ft²).

Caso A: Tamaño del paracaídas sin bonificación

TJR sabe que debe ser inferior a 24.811 v_{max} pies/s de cálculos anteriores. Calculando la restricción para (paracaídas principal), TJR tiene 3.505 pies $A_2 A_2 \geq 2$. Para ser conservador y coincidir con las restricciones del material, TJR eligió el valor de ~ 12 pies A_2^2 .

Sustituyendo la ecuación (2), se calcula que TJR es -7.342 ft $2.A_2 A_1 \geq$ Por lo tanto, TJR tiene la libertad de elegir un valor de paracaídas de drogue, que sea ~ 0.785 ft², para satisfacer las restricciones materiales. A_1

A continuación, TJR estableció dos ecuaciones

$$\pi r_1^2 = A_1$$

$$\pi r^2 = A$$

y

$$\pi r_2^2 = A_2$$

$$r = \sqrt{A_2/\pi}$$

Por lo tanto, ~ 0,5 pies, o 6 pulgadas, ~ 2 pies, o 24 pulgadas. TJR utilizará tamaños de paracaídas que se correspondan con estos valores. Más específicamente, el diámetro del paracaídas será de aproximadamente 12 pulgadas, y el diámetro del paracaídas principal será de 48 pulgadas. $r_1 r_2$

Caso B: Tamaño del paracaídas con bonificación

TJR sabe que debe ser inferior a 23.098 v_{max} pies/s de cálculos anteriores. Calculando la restricción para (paracaídas principal), TJR tiene 5.375 ft². Para ser conservador y coincidir con las restricciones del material, TJR eligió que el valor de sea ~ 12 ft². $A_2 A_1 \geq A_2$

Sustituyendo la ecuación (2), se calcula que TJR es -7.342 ft². Por lo tanto, TJR tiene la libertad de elegir un valor de paracaídas de drogue, que sea ~ 0.785 ft², para satisfacer las restricciones materiales. $A_2 A_1 \geq A_1$

Por lo tanto, ~ 0,5 pies, o 6 pulgadas, ~ 2 pies, o 24 pulgadas. TJR utilizará tamaños de paracaídas que se correspondan con estos valores. Más específicamente, el diámetro del paracaídas será de aproximadamente 12 pulgadas, y el diámetro del paracaídas principal será de 48 pulgadas. $r_1 r_2$

4. Carga útil

4.1 Diseño de la carga útil primaria

Motivación: Las ventajas de volar en la Tierra están bien documentadas. Los aviones, planeadores y drones son capaces de capturar muchos más datos sobre el entorno circundante de manera mucho más eficiente que un sistema terrestre. Sin embargo, mantener el vuelo motorizado, especialmente en mundos extraterrestres como Marte o Titán, con atmósferas delgadas que no son propicias para el vuelo puede ser un desafío. Por lo tanto, TJ Rocketry está creando un planeador que se puede desplegar desde un cohete. El planeador podrá desplegar sus alas en pleno vuelo y planear hasta el suelo mientras registra valiosos datos sobre el paisaje circundante. Un operador podrá usar un control remoto para dirigir el parapente en una dirección de interés.

Diseño: El diseño principal de la carga útil será un planeador de mástil de carbono con un timón controlable a través de un control de radio desde tierra. Habrá una cámara conectada a la nariz que grabará video aéreo para la detección de contornos de las características del suelo. En su

configuración plegada, las alas estarán en tensión con un elástico unido a uno de los extremos del ala y del cuerpo. Debido a las limitaciones de peso y espacio, el TJR solo tiene un servo de doble propósito que controla tanto el pestillo del ala como los mecanismos del timón. El servo tiene dos bocinas orientadas una frente a la otra. Una de las bocinas estará unida al timón. La otra bocina tendrá un pasador adjunto, que pasará a través de una muesca en el ala. Esto contrarrestará el torque del elástico cuando el pasador esté en su lugar. Tras el despliegue, las alas se desengancharán a través de un comando de control remoto de 'timón izquierdo completo', que moverá el pasador fuera de la muesca y permitirá que el elástico balancee el ala a lo largo del pivote hasta que el ala sea ortogonal al larguero. A continuación, el ala entrará en contacto con un tope en el larguero que evitará que gire en exceso.

Este diseño presenta una menor carga alar en comparación con el diseño del año pasado, lo que le permitirá planear de manera mucho más efectiva.

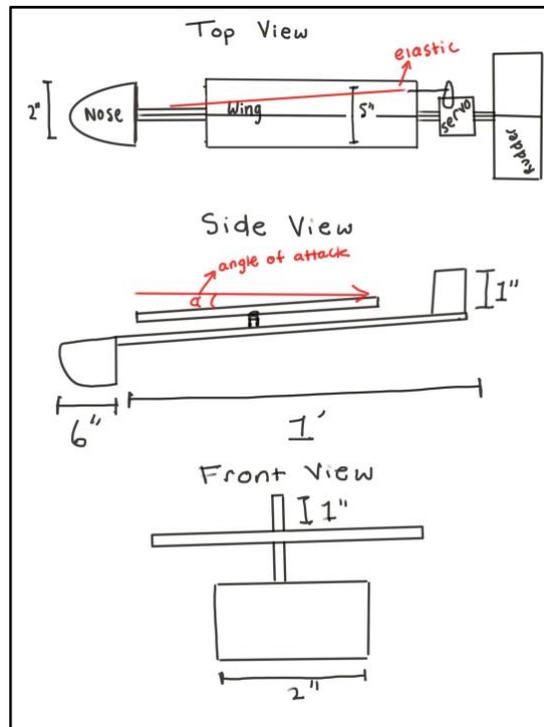


Figura 4.1.1 - Diagrama ortográfico de la configuración del planeador plegado

Esta es la configuración del planeador en el cohete antes del despliegue. Las alas pivotan sobre un pasador dentro de un casquillo de cobre.

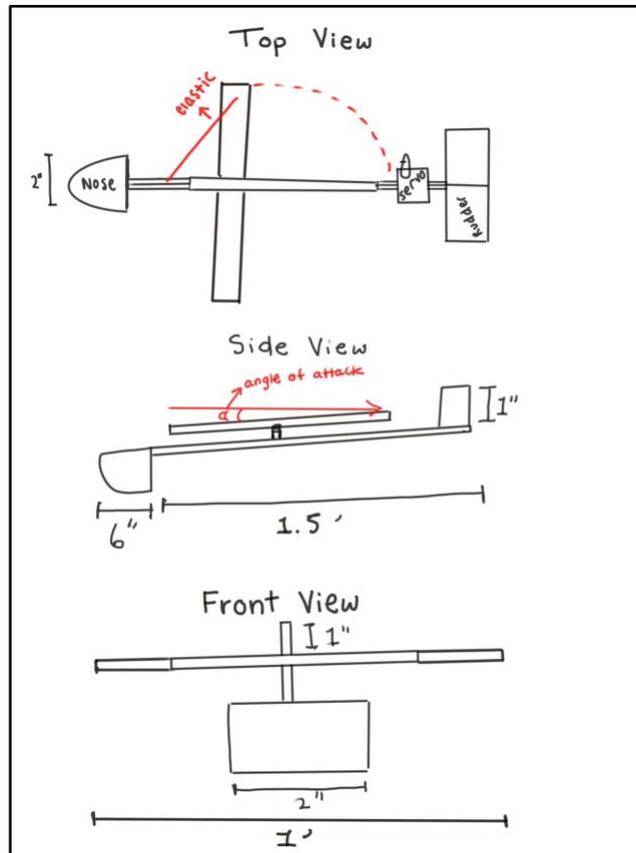


Figura 4.1.2 - Diagrama ortográfico de la configuración del planeador desplegado

Esta es la configuración de vuelo nivelado del planeador. En esta configuración, el elástico (no en la imagen) mantiene las alas ortogonales al larguero de carbono para mantenerlo en vuelo estable. Las alas serán de madera de balsa reforzada con fibra de vidrio. Esto le permitirá tener una ligera curvatura hacia arriba durante el vuelo para introducir diedro, lo que estabilizará el parapente ya que solo tiene control de timón. La cámara está montada en la nariz, en una configuración hacia abajo (apuntando hacia el suelo).

Mecanismo de cierre: Hay una varilla roscada hembra unida al extremo de la cola del larguero de carbono en el parapente. Esto coincidirá con una varilla roscada macho unida a un servomotor continuo conectado al mamparo al final de la bahía de carga útil. Dado que el par es contrarrestado por el riel, un giro del motor en el sentido de las agujas del reloj mantendrá el parapente en su lugar. Tras la confirmación por parte del RSO, el motor girará en sentido contrario a las agujas del reloj, lo que aflojará las varillas roscadas hasta que el parapente esté libre para deslizarse por el riel, impulsado por la gravedad y el elástico.

4.2 Diseño alternativo de la carga útil

Motivación: A medida que aumentan los esfuerzos de exploración espacial, los rovers siguen siendo la única forma de navegar de forma autónoma por terrenos desconocidos como el de Marte, y recolectar muestras de suelo para una mayor investigación en un espacio de trabajo remoto. Cuando se investiga en condiciones peligrosas, los rovers resultan esenciales para llevar a cabo tareas peligrosas necesarias para el mapeo del terreno. Debido a las oportunidades únicas que los rovers pueden proporcionar en los esfuerzos futuros para la exploración espacial, TJ Rocketry está creando un rover autónomo con capacidades de mapeo de superficie y muestreo de suelo. Utilizando técnicas de fusión de cámara / LiDAR para la navegación, el rover avanzará en los descubrimientos en el espacio al revelar potencialmente signos de vida, materiales utilizables, minerales abundantes y más.

Diseño general: El diseño alternativo de la carga útil será un rover autónomo, especializado en el mapeo de terrenos desconocidos y la recolección de muestras de tierra para su análisis en un sitio externo. Tras el aterrizaje del cohete, el rover se desplegará desde el fuselaje interior y procederá a navegar a través de un radio de 5 metros desde el punto de aterrizaje. El rover recolectará y almacenará 3 muestras de suelo, en las marcas de 1, 3 y 5 metros.

Las cámaras a bordo proporcionarán imágenes estéreo, que complementarán las nubes de puntos LiDAR que se procesarán en mapas de superficie en 3D del área circundante. Al mismo tiempo, estos datos se utilizarán para evitar obstáculos y determinar el camino más fácil para el rover. A medida que los rovers comienzan a realizar tareas cada vez más complicadas, la capacidad de los rovers para tomar decisiones de forma autónoma para alcanzar un objetivo resultará esencial para maximizar la distancia, la velocidad y la eficiencia de conducción.

Diseño mecánico: El diseño mecánico del rover pretende ser simple, liviano y adaptable. El peso total de la carga útil será inferior a 1000 gramos o 1 kilogramo. El rover contará con bandas de rodadura para mayor movilidad, y el chasis albergará la batería, la caja de control y el almacenamiento de muestras. Dos brazos retráctiles separados contarán con un colector de muestras y un taladro de percusión giratorio.

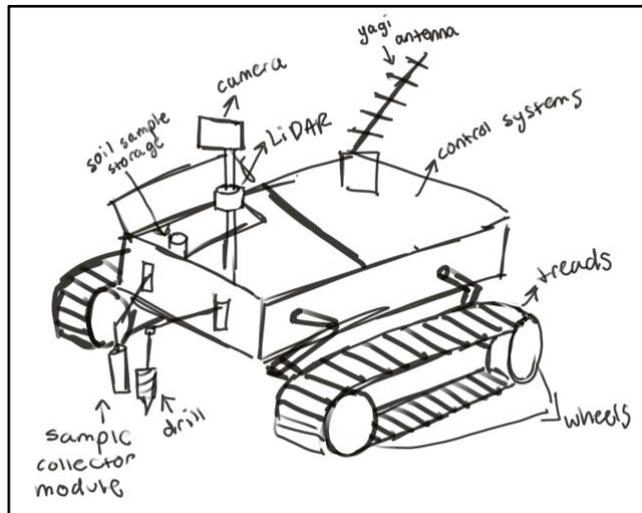


Figura 4.2.1 - Configuración del rover completamente desplegada

En esta representación del rover, todos los subsistemas están activados para viajes terrestres. Las ruedas y las bandas de rodadura se han movido de debajo del cuerpo del rover, y los sensores se han colocado en posición vertical. La cámara está montada mirando hacia adelante y el sensor LiDAR está en la misma orientación para permitir datos de nubes de puntos de las mismas características terrestres. Se ha implementado el sistema de recolección de muestras y el sistema de control autónomo enviará señales para la recolección de muestras en ciertos puntos de su recorrido.

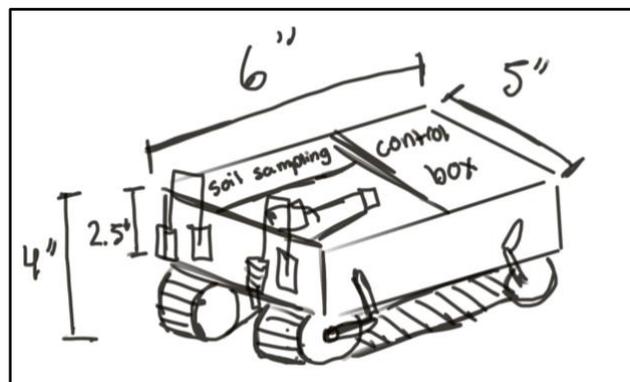


Figura 4.2.2 - Configuración del rover dentro del tubo del cuerpo del cohete

Mientras esté dentro del tubo de la carrocería, las ruedas del rover se retraerán para adaptarse al ancho limitado. El brazo del sensor se doblará dentro del chasis y los módulos colectores de muestras se retraerán contra la parte delantera del cuerpo del rover.

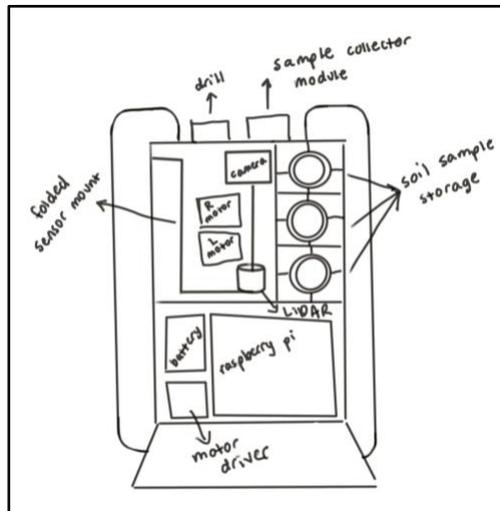


Figura 4.2.3 - Vista aérea de los componentes del rover (no se muestran todos los componentes)

Diseño eléctrico: Cada una de las ruedas del rover funcionará con un motor individual para garantizar un rango completo de movimiento. Estos se orientarán en las cuatro esquinas, incluso debajo de la bahía de muestreo de suelo y debajo de los sistemas de control. Estos motores serán alimentados por el controlador del motor, que recibirá señales de entrada del pi y extraerá corriente de una fuente de alimentación del motor separada.

El módulo sensor utilizará 3 servos, lo que permite el movimiento a lo largo de los ejes de cabeceo y guiñada. Dos motores (cabeceo y guiñada) se situarán en la base del módulo para reducir el momento de inercia durante el despliegue a la configuración vertical. El segundo motor de paso se ubicará en la articulación del brazo robótico de dos eslabones.

El taladro de percusión rotativo utilizará dos motores, ubicados en su base, mientras que el módulo de recolección de muestras requerirá tres debido a sus mayores funcionalidades.

Procedimiento: En el aterrizaje, el bajo centro de gravedad del rover orientará naturalmente el tubo del cuerpo para que el rover esté en posición vertical. En este punto, una carga saldrá de la bahía electrónica, alimentando un pistón que empujará hacia afuera el mamparo. Una vez que el rover tenga una abertura para desplegarse, se enviará una señal al rover indicando el inicio de su procedimiento. Se activará el sistema de navegación autónoma y el rover viajará 5 metros en una dirección específica. Durante este viaje, recogerá tres muestras de suelo y las almacenará para su posterior investigación. Una vez que se recojan las muestras, el sistema de navegación se desconectará, señalando el final de la misión del rover.

Estudio de viabilidad: El diseño del rover requiere un procedimiento de aterrizaje más complicado que la carga útil del planeador. Además, si TJ Rocketry optara por esta carga útil, el sistema de recuperación tendría que ser rediseñado a partir de la configuración del planeador. Este diseño no es la opción principal, ya que a TJR le gustaría lograr objetivos específicos con la carga útil del parapente, como el descenso controlado y la estabilidad.

4.3 Justificación final del diseño

El equipo ha optado por mantener el diseño principal debido a varios factores, como una mayor viabilidad y un servomecanismo que despliega las alas. El diseño primario permite un mayor peso, lo cual es una prioridad clave, ya que la carga útil del parapente contiene muchos componentes. Por lo tanto, el parapente se fabricará con fibra de carbono, que es ligera pero duradera. La cámara acoplada al morro del parapente permitirá la detección del contorno desde el planeador, que es el experimento que TJ Rocketry está llevando a cabo con el planeador. El timón controlable unido al parapente garantiza que el parapente no siga un curso inesperado que pueda causar problemas de seguridad. El planeador se desplegará a través de control remoto en el momento del despliegue debido a los problemas de despliegue del planeador a los que se enfrentó TJ Rocketry el año anterior. En casos anteriores, el planeador tenía problemas para desplegarse desde el tubo del cuerpo del cohete porque la fricción entre el planeador y el tubo del cuerpo hacía que el planeador no pudiera desplegarse. Las alas usarán la tensión del elástico para abrirse porque permite una rápida activación de las alas para el parapente. Como se indicó anteriormente en el diseño del parapente, este parapente contará con un diseño de carga alar más bajo que permitirá a este parapente planear de manera más eficiente.

4.4 Diseño eléctrico y de software de la carga útil

Los dos subsistemas eléctricos principales son el pestillo y los sistemas de carga útil. El mecanismo de cierre consiste en un Arduino Uno alimentado por una batería LiPo 2S. Recibirá comandos de la estación terrestre y transmitirá su estado. Esto consiste en el estado actual del pestillo, la altitud y otra información vital. Hay un sensor de presión barométrica para poder detectar con precisión la altitud actual. Cuando la estación terrestre da una orden, el Arduino activará un motor de CC que liberará el planeador.

Dentro del planeador, hay un receptor de 4 canales que ejecuta el protocolo ExpressLRS, alimentado por un LiPo 2S. Esto controla directamente el servo del timón/liberación. El receptor de 4 canales alimenta una pequeña placa QT Py Arduino que tomará la entrada del receptor de 4 canales y controlará el módulo de la cámara.

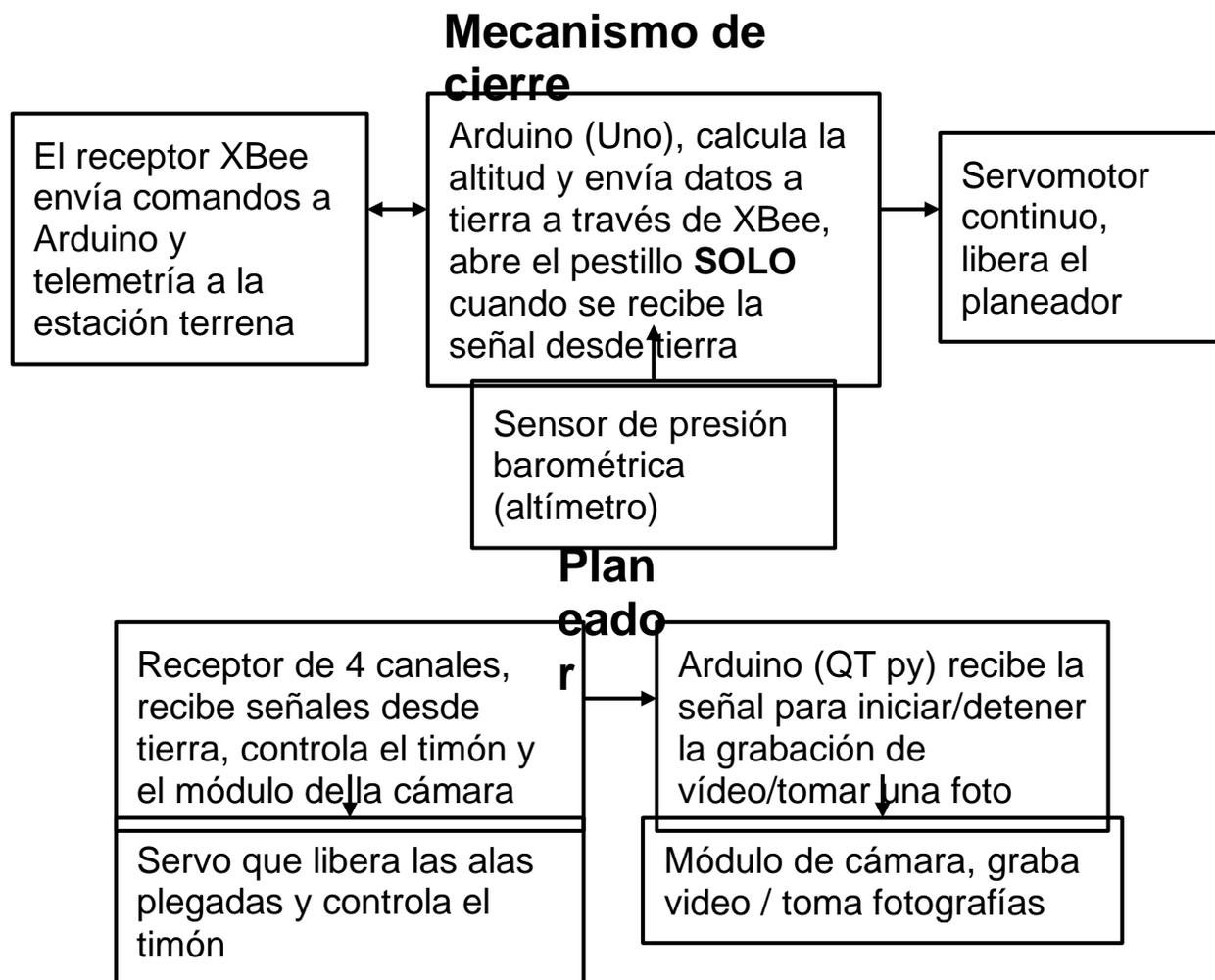


Figura 4.4 - Mecanismo de cierre y diagrama de flujo del planeador

4.4.1 Mecanismo de control del timón

El planeador será controlado manualmente por el operador utilizando la vista visual para manipular el timón. El objetivo del operador será mantenerlo alejado de obstáculos y rodear un área aprobada por la RSO. No hay piloto automático a bordo.

4.5 Lista de componentes de carga útil y masas

Lista de componentes:

- larguero de carbono de 1', diámetro interior de 1/2"
- 1/4" x 3" x 36" Hojas de balsa - 35 gramos por hoja
- Láminas de fibra de vidrio
- 2 uñas de 1" - 2 gramos
- 1 casquillo de cobre de 1" - 63,5 gramos
- 1 servo de engranaje metálico de 9 gramos - 13,4 gramos
- 1 bocina servo de 2 lados (orientadas una frente a la otra) - 5 gramos

- 1 mini-habitación
- 1 par de transmisor y receptor de control remoto - 23 gramos +
- 1 batería LIPO de 2 celdas (500 mAh) - 51 gramos
- 1 bocina de control
- 1 varilla de empuje
- Extrusión de ranura en T de aluminio de 1 metro y 20 cm x 20 cm
- Gomas elásticas talla 107
- Varios tornillos y tuercas en T

La masa del parapente no debe exceder los 350 gramos.

4.6 Disposición de la carga útil

La parte delantera del parapente será donde se alojará la mayor parte de la electrónica. El receptor de 4 canales, la batería, Arduino y el módulo de la cámara se ubicarán allí. Habrá un pequeño orificio en la parte inferior para permitir que la cámara tome video. El servomotor que controla el timón y libera el mecanismo del ala se ubicará justo delante del timón. Los cables se enrutarán a través del interior hueco del larguero de carbono hasta la electrónica principal en la parte delantera del parapente.

4.7 Procedimiento de carga útil

Durante el lanzamiento, el planeador se guardará en la sección de carga útil con las alas paralelas al cuerpo del cohete. El morro del parapente apuntará hacia abajo, hacia la abertura del compartimiento de carga útil mientras esté almacenado. La carga útil se conectará a un sistema de bloqueo del motor, que desenganchará el planeador a la orden del transceptor de radio y la confirmación del RSO.

4.8 Retención de la carga útil, procedimiento de eyección e interfaz con el vehículo de lanzamiento

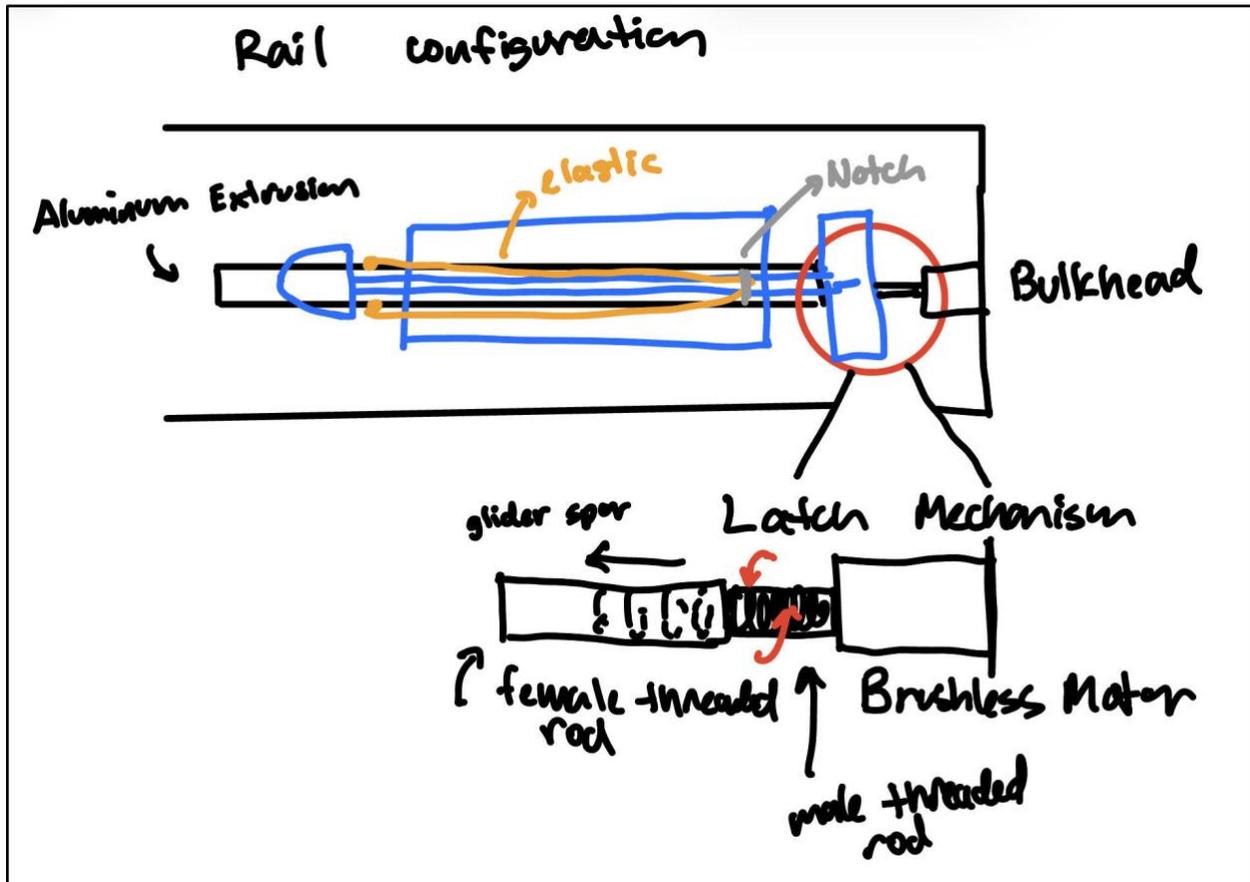


Figura 4.8 - Diagrama ortográfico de la configuración estibada con mecanismo de pestillo

Este es el diagrama del planeador mientras está guardado en el cohete antes del despliegue. Las líneas azules representan el contorno del planeador. Hay dos tornillos en la parte inferior del planeador, lo que le permitirá montar en una extrusión de aluminio con ranura en T que se extiende a lo largo de la bahía de carga útil. Esto evitará que el parapente gire durante el despegue y antes del despliegue. También se asegurará de que el planeador salga del cuerpo del cohete sin entrar en contacto con los lados del cuerpo del cohete.

También hay un elástico (en la foto en naranja) que ayudará a impulsar el parapente a lo largo del riel de extrusión de aluminio.

4.9 Detalles del experimento de carga útil

La carga útil tendrá una cámara a bordo ubicada en la nariz. La cámara apuntará hacia el suelo para tomar imágenes del paisaje. TJR tomará estas imágenes y las introducirá en una tubería de visión por computadora para generar datos del suelo que rodea el lugar de aterrizaje del cohete. Estas imágenes procesadas se pueden utilizar para la inspección de cultivos, la agricultura de precisión, la construcción y la exploración espacial.

[Referencias 2, 3] Verhoeven, G., et al. y Zaheer, Z., et al. describen los algoritmos y casos de uso del experimento. Las aplicaciones incluyen geocercas, georreferenciación e identificación de objetos terrestres.

4.10 Criterios de éxito de la carga útil

La carga útil exitosa se logrará cumpliendo los siguientes requisitos:

1. Despliegue correcto de la carga útil desde el cohete por debajo de los 400 pies y solo con una orden desde tierra.
2. La carga útil entra en un planeo estable al salir del cohete.
3. La carga útil se puede controlar desde el suelo mediante un mando a distancia.

5. Seguridad

5.1 Introducción

TJR siempre ha operado pensando en la seguridad y el equipo de SLI no es diferente. El equipo tendrá que cumplir con las reglas de seguridad de la escuela, NAR / TRA y federales durante todo el proceso. Al participar en TARC, BOTR y SLI, TJR siempre ha llevado a cabo sus operaciones de manera segura.

5.2 Recursos de seguridad

Contrato de seguridad de laboratorio de FCPS:

<https://tjhsst.fcps.edu/sites/default/files/media/inline-files/FCPS-HS-Safety-Contract-English8.31.18.pdf>

Directrices de la FAA para cohetes aficionados:

https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/pham_html/chap31_section_2.html

MSDS de fibra de vidrio:

https://stars.berkeley.edu/assets/files/Fiberglass_MSDS.pdf

Instrucciones de la carcasa Cesaroni de 54 mm:

http://www.pro38.com/pdfs/Pro54_instructions.pdf

5.3 Análisis de riesgos

5.3.1 Riesgos del proyecto

Riesgo	Probabilidad	Impacto	Mitigación
Financiación	Moderado	El equipo no podría	Comience a recaudar

insuficiente		completar el programa SLI	fondos desde el primer día y continúe durante todo el año
Deserción de miembros del equipo	Moderado	Los miembros restantes del equipo tendrían que aumentar la carga de trabajo	Gran tamaño inicial del equipo, política de asistencia para asegurar la participación
Lanzamientos cancelados	Moderado	El equipo perdería la oportunidad de realizar una prueba de subescala o de escala completa	Múltiples sitios de lanzamiento cercanos, incluidos Great Meadows y Culpepper VA. Si es necesario, otros lanzamientos en el DMV, como MDRA
Problemas para mantener el horario	Moderado	El equipo no podría cumplir con los plazos y no podría competir en el programa SLI	Comience con las tareas con anticipación y planifique los horarios. Comunica claramente los plazos y compromisos a los miembros del equipo. Mantener una comunicación adecuada.
Escasez de material/motor	Moderado	El equipo no podría encontrar materiales para completar la construcción del cohete	Optimice la eficiencia y minimice el desperdicio al usar materiales; tener múltiples fabricantes y productos disponibles; Obtener los materiales con anticipación

5.3.2 Análisis de riesgos para el personal

Riesgo	Probabilidad	Impacto	Mitigación
--------	--------------	---------	------------

Irritación de la fibra de vidrio	Moderado	Irritación de la piel, los pulmones o los ojos	Se usará el equipo de protección personal adecuado, como ropa larga, máscaras contra el polvo y protección para los ojos.
Lesiones por Fabricación	Bajo	Incapacidad a corto plazo para participar en la construcción	Todos los miembros del equipo conocen los requisitos de seguridad del laboratorio y recibirán capacitación en el uso adecuado de todas las herramientas. Un botiquín de primeros auxilios está presente en todos los laboratorios
Lesión de lanzamiento	Bajo	Lesión a un miembro del equipo	El equipo seguirá todos los requisitos de seguridad y habrá un botiquín de primeros auxilios presente en todos los lanzamientos
Detonación/ignición accidental de motores o cargas	Bajo	Lesiones a miembros del equipo, daños a cohetes	Seguir las pautas de seguridad con respecto a materiales explosivos/inflamables; seguir las directrices relativas al almacenamiento de explosivos; mantener las distancias de seguridad antes y durante el lanzamiento; cargas manejados por el personal adecuado
Falla de la batería de polímero de litio	Bajo	Daños en cohetes, quemaduras en	Almacenamiento y manipulación seguros

(LiPo)		miembros del equipo	de las baterías; uso de cargadores correctos; prevención contra cortocircuitos; proteger las baterías de los impactos y hacerlas fácilmente identificables
Error de recuperación	Bajo	Daños en cohetes; quemaduras al personal	Seguir las pautas de recuperación adecuadas
Despliegue del planeador (trayectoria inesperada)	Bajo	Daños en el planeador; Lesiones al personal	Control del timón; despliegue programado; Pruebas adecuadas de la trayectoria del parapente
Expulsión del motor (fallo del montaje del motor)	Bajo	Daños en cohetes; Daños a la propiedad o a observadores	Pruebas y simulaciones adecuadas del montaje del motor; pruebas estáticas de fuego; inspección del motor y de los soportes del motor; Motores manejados por el personal adecuado

5.3.3 Riesgos medioambientales

Riesgo	Probabilidad	Impacto	Mitigación
Temperaturas frías	Moderado	Podría degradar la vida útil y la eficacia de la batería	Almacene las baterías en un entorno regulado e intégre las inmediatamente antes del lanzamiento
Contaminación innecesaria, es decir, guata rebelde	Bajo	Bajo, pero TJR quiere evitar la contaminación en la	Asegúrese de que el diseño contamine lo menos posible y

		medida en que TJR pueda	asegúrese de que los paracaídas, la guata reutilizable y otros elementos estén colocados correctamente
Daños por lluvia	Bajo	Posibles daños en la electrónica, daños estructurales	Evite que el cohete se exponga a grandes cantidades de lluvia

5.3.4 Análisis de modos de fallo y efectos (AMFE)

Llave

Término	Escala de valoración
SEV - Severidad	1 - Gravedad muy baja 10 - Severidad muy alta
OCC - Ocurrencia/Probabilidad	1 - Muy baja probabilidad de ocurrencia 10 - Probabilidad muy alta de ocurrencia
DET - Detección	1 - Muy alta probabilidad de detección 10 - Probabilidad nula o baja de detección
RPN - Número de prioridad de riesgo	1 - 24 - Bajo 25-49 - Moderado 50-74 - Alto 75-100 - Unacceptable

Subsección Cohete	Artículo	Modo de falla potencial	SEV	Posibles causas	Efectos del fracaso	OCC	Controles de proceso	DET	RPN	Requisitos de mitigación
Carga útil	Planeador	Rotura de planeador	7	Articulaciones/piezas débiles, manipulación incorrecta	El planeador está destruido, no puede completar la tarea. Posibles retrasos en el proyecto	4	Inspecciones visuales del planeador antes del vuelo	2	56	Asegúrese de que todas las juntas y sujetadores estén bien asegurados y puedan soportar todas las fuerzas aplicables
		Falla de la batería de	6	Carga inadecuada,	Incendio y daños en cohetes, daños	1	Comprobaciones	1	6	Asegúrese de que se utilizan los

		iones de litio (LiPo)		manejo inadecuado	en dispositivos electrónicos		visuales de la batería, comprobadores electrónicos			cargadores adecuados, asegúrese de que se manipulen y almacenen correctamente las baterías.
		Falla electrónica	5	Baterías agotadas, cables inseguros, daños físicos a los componentes electrónicos	No puede completar tareas, tiene que reconstruir partes del planeador	2	Comprobaciones visuales y electrónicas, alertas cuando fallan los componentes, componentes de copia de seguridad	3	30	Garantizar el uso adecuado de los componentes, asegurarse de que los componentes estén debidamente protegidos de los peligros ambientales, realizar pruebas frecuentes de los componentes electrónicos
		Estruendo	8	Diseño inadecuado del planeador, mala fabricación del planeador, daños en el planeador	El planeador está roto o perdido, hay que reconstruir el planeador	5	Inspecciones visuales del planeador antes del vuelo	1	40	Asegúrese de que el planeador se fabrique correctamente, inspección del planeador antes de los vuelos, prueba del planeador antes de los vuelos
Motor	Montaje del motor	Expulsión del motor	8	Articulaciones/piezas débiles, diseño inadecuado	Daños a los miembros del equipo o espectadores, caída de escombros, daños al cohete	1	Las inspecciones visuales, las simulaciones antes del vuelo, garantizan cantidades adecuadas de material y adhesivo	1	8	Asegúrese de que los materiales y adhesivos estén clasificados para las fuerzas que ejercerá el motor
	Motor	Combustión sin control	10	Almacenamiento inadecuado, lanzamiento incorrecto	Daños a los miembros del equipo o espectadores, grandes daños al cohete	1	Ninguno	1	10	Asegurar el almacenamiento y manejo adecuado del motor del cohete por parte del

										mentor NAR
Tubo de cuerpo superior	Electrónica	Falla electrónica	5	Baterías agotadas, cables inseguros, daños físicos a los componentes electrónicos	No puede completar tareas, tiene que reconstruir partes del planeador	2	Comprobaciones visuales y electrónicas, alertas cuando fallan los componentes, componentes de copia de seguridad	1	5	Garantizar el uso adecuado de los componentes, asegurarse de que los componentes estén debidamente protegidos de los peligros ambientales, realizar pruebas frecuentes de los componentes electrónicos
		Falla de la batería de iones de litio (LiPo)	6	Carga inadecuada, manejo inadecuado	Incendio y daños en cohetes, daños en dispositivos electrónicos	1	Comprobaciones visuales de la batería, comprobadores electrónicos	1	6	Asegúrese de que se utilizan los cargadores adecuados, asegúrese de que se manipulen y almacenen correctamente las baterías.
Recuperación	Cargos de eyección	Error en la implementación	10	Manipulación inadecuada, montaje inadecuado	Daños en el cohete, posibles lesiones a los espectadores	1	Inspección e inspección visualmente las cargas de eyección y el cableado antes del lanzamiento	1	10	Redundancias en cargas de eyección y altímetros, hacer que el mentor de NAR maneje y almacene las cargas
	Paracaídas	Error en la implementación	10	Embalaje inadecuado, daños en los paracaídas, fallos del altímetro	Daños en el cohete, posibles lesiones a los espectadores	1	Inspección e inspección visualmente los paracaídas antes del lanzamiento	1	10	Asegurar el embalaje adecuado de los paracaídas, las redundancias de los altímetros y las cargas de eyección
Fuselaje	Cuerpo	Estruendo	10	Daños en el paracaídas o no despliegue, sin separación del cuerpo	Daños en el cohete y la carga útil, posibles lesiones a los espectadores	1	Inspecciones visuales antes del lanzamiento	1	10	Asegúrese de que el cohete se fabrique correctamente

				del cohete						
		Rotura	10	Articulaciones defectuosas o partes débiles	Daños en el cohete y la carga útil, posibles lesiones a los espectadores	1	Inspecciones visuales antes del lanzamiento	1	10	Asegúrese de que el cohete se fabrique correctamente

6. Plan del proyecto

6.1 Verificación de requisitos

6.1.1 Requisitos generales

Requisito	Plan de verificación	Pruebas
1.1. Los estudiantes del equipo realizarán el 100% del proyecto, incluido el diseño, la construcción, los informes escritos, las presentaciones y la preparación del vuelo, con la excepción del montaje de los motores y el manejo de la pólvora negra o cualquier variante de las cargas de eyección, o la preparación e instalación de fósforos eléctricos (a cargo del mentor del equipo). Los equipos enviarán nuevos trabajos. El uso excesivo del trabajo anterior ameritará sanciones.	Los estudiantes del equipo completarán el 100% del proyecto con la excepción del ensamblaje de los motores y el manejo de la pólvora negra o cualquier variante de cargas de eyección, o la preparación e instalación de fósforos eléctricos que serán realizados por el mentor del TJR.	N/A
1.2. El equipo proporcionará y mantendrá un plan de proyecto que incluirá, entre otros, los siguientes elementos: hitos del proyecto, presupuesto y apoyo de la comunidad, listas de verificación, asignaciones de personal, eventos de participación STEM y riesgos y mitigaciones.	TJR mantendrá un plan de proyecto, así como un plan de presupuestación y divulgación.	N/A
1.3. El equipo identificará a todos los miembros del equipo que planean asistir a las actividades de la Semana de Lanzamiento mediante la	El equipo de TJR identificará a todos los miembros del equipo que	N/A

<p>Revisión Crítica del Diseño (CDR). Los miembros del equipo incluirán:</p> <p>1.3.1. Los estudiantes participaron activamente en el proyecto durante todo el año.</p> <p>1.3.2. Un mentor (ver requisito 1.13).</p> <p>1.3.3. No más de dos educadores de adultos.</p>	<p>participan activamente en el proyecto y planean asistir. Los adultos identificados actualmente son el Sr. Arthur (Trip) Barber, mentor de TJR, y Dylan Forshay y Adolfo Criado.</p>	
<p>1.4. Los equipos deberán involucrar a un mínimo de 250 participantes en actividades STEM de Compromiso Educativo Directo para ser elegibles para la puntuación y los premios de Compromiso STEM. Estas actividades se pueden realizar de manera presencial o virtual. Para cumplir con este requisito, todos los eventos deben ocurrir entre la aceptación del proyecto y la fecha de vencimiento de FRR.</p>	<p>El equipo de TJR registrará a cada participante con el que TJR se relacione y se involucrará con al menos 250 participantes en actividades STEM de participación directa en la educación. Estos eventos ocurrirán entre la aceptación del proyecto y la fecha de vencimiento de FRR.</p>	<p>N/A</p>
<p>1.5. El equipo establecerá y mantendrá una presencia en las redes sociales para informar al público sobre las actividades del equipo.</p>	<p>TJR ha establecido y mantendrá una página de Instagram, TikTok, Facebook, X, YouTube y una página web para informar al público sobre el equipo de TJR y otras actividades del club.</p>	<p>N/A</p>
<p>1.6. Los equipos enviarán por correo electrónico todos los entregables al equipo de gestión del</p>	<p>El equipo de TJR enviará por correo</p>	<p>N/A</p>

<p>proyecto de la NASA antes de la fecha límite especificada en el manual para cada hito. En el caso de que un entregable sea demasiado grande para adjuntarlo a un correo electrónico, bastará con incluir un enlace para descargar el archivo. NO se aceptarán presentaciones tardías de documentos de hitos de PDR, CDR y FRR. Los equipos que no presenten los documentos de hitos de PDR, CDR y FRR serán eliminados del proyecto.</p>	<p>electrónico todos los entregables al equipo de gestión del proyecto de la NASA antes de la fecha límite especificada en el manual para cada hito.</p>	
<p>1.7 A los equipos que no completen satisfactoriamente cada revisión de hitos (PDR, CDR, FRR) se les proporcionarán los elementos de acción necesarios para completarse después de su revisión y se les pedirá que aborden los elementos de acción en una sesión de revisión delta. Después de la sesión delta, el panel de administración de la NASA se reunirá para determinar el estado de los equipos en el programa y los equipos serán notificados poco después.</p>	<p>TJR completará cada hito lo mejor que pueda y estará</p>	<p>N/A</p>
<p>1.8. Todos los entregables se realizarán en formato PDF.</p>	<p>Todos los entregables estarán en formato PDF.</p>	<p>N/A</p>
<p>1.9. En cada informe, los equipos proporcionarán una tabla de contenido que incluye las secciones principales y sus respectivas subsecciones.</p>	<p>Cada informe tendrá una tabla de contenido que incluye las secciones principales y los respectivos subequipos.</p>	<p>N/A</p>
<p>1.10. En cada informe, el equipo incluirá el número de página en la parte inferior de la página.</p>	<p>TJR incluirá los números de página en la parte inferior de cada página.</p>	<p>N/A</p>
<p>1.11. El equipo proporcionará todo el equipo informático necesario para realizar una</p>	<p>Nuestro equipo cuenta con todo el</p>	<p>Pruebe el equipo informático antes de</p>

<p>videoconferencia con el panel de revisión. Esto incluye, entre otros, un sistema informático, una cámara de vídeo, un teléfono con altavoz y una conexión a Internet suficiente. Los teléfonos celulares deben usarse para la capacidad de altavoz solo como último recurso.</p>	<p>equipo informático necesario para realizar una videoconferencia con el panel de revisión.</p>	<p>la videoconferencia.</p>
<p>1.12. Todos los equipos que asistan a la Semana de Lanzamiento deberán utilizar las plataformas de lanzamiento proporcionadas por el proveedor de servicios de lanzamiento de Student Launch. No se permitirán almohadillas personalizadas en el Complejo de Lanzamiento de la NASA. En el lanzamiento, se proporcionarán rieles 1010 de 8 pies y rieles 1515 de 12 pies. Los rieles de lanzamiento se inclinarán de 5 a 10 grados lejos de la multitud el día del lanzamiento. El peralte exacto dependerá de las condiciones del viento el día del lanzamiento.</p>	<p>Nuestro equipo construirá nuestro cohete para que se ajuste y funcione en las plataformas de lanzamiento proporcionadas por el proveedor de servicios de lanzamiento de Student Launch.</p>	<p>N/A</p>
<p>1.13. Cada equipo deberá identificar un "mentor". Un mentor se define como un adulto que se incluye como miembro del equipo, que apoyará al equipo (o a varios equipos) durante todo el año del proyecto, y puede o no estar afiliado a la escuela, institución u organización. El mentor deberá mantener una certificación vigente y estar en regla a través de la Asociación Nacional de Cohetería (NAR) o la Asociación de Cohetería de Trípoli (TRA) para el impulso motor del vehículo de lanzamiento y debe haber volado y recuperado con éxito (utilizando la recuperación electrónica por etapas) un mínimo de 2 vuelos en esta clase de impulso o en una superior, antes de PDR. El mentor es designado como el propietario individual del cohete a efectos de responsabilidad y debe viajar con el equipo a la Semana de Lanzamiento. Se proporcionará un estipendio de viaje por mentor, independientemente del número de equipos a los</p>	<p>Nuestro mentor, el Sr. Arthur (Trip) Barber, está certificado por NAR nivel 3 y ha volado y recuperado con éxito (con recuperación electrónica por etapas) más de 2 vuelos en nuestra clase de impulso o superior. Se le declara el dueño de nuestro cohete.</p>	<p>N/A</p>

que apoye. El estipendio solo se proporcionará si el equipo aprueba FRR y el equipo y el mentor asisten a la Semana de Lanzamiento en abril		
1.14. Los equipos realizarán un seguimiento e informarán sobre el número de horas dedicadas a trabajar en cada hito.	Nuestro equipo ha estado haciendo un seguimiento y seguirá haciendo un seguimiento de las horas dedicadas a trabajar en cada hito.	N/A

6.1.2 Requisitos del vehículo

Requisito	Plan de verificación	Pruebas
2.1. El vehículo entregará la carga útil a una altitud de apogeo entre 4,000 y 6,000 pies sobre el nivel del suelo (AGL). Los equipos que vuelen por debajo de los 3,500 pies o por encima de los 6,500 pies en su lanzamiento de competencia recibirán cero puntos de altitud para su puntaje general del proyecto y no serán elegibles para el Premio de Altitud.	Según las simulaciones que TJR tiene de Rocksim, TJR tiene una altitud objetivo de 4.250 pies, muy por encima del límite mínimo.	N/A
2.2. Los equipos declararán su objetivo de altitud en el hito de la PDR. La altitud objetivo declarada se utilizará para determinar la puntuación de altitud del equipo.	TJR está estableciendo la altitud objetivo en 4,250 pies.	N/A
2.3. El vehículo de lanzamiento se diseñará de forma que sea recuperable y reutilizable. Reutilizable se define como la posibilidad de volver a lanzarse el mismo día sin reparaciones ni modificaciones.	El cohete de TJR solo requiere un nuevo motor y cargas de pólvora para poder volver a volar, sin necesidad de ser modificado de ninguna otra manera.	N/A

<p>2.4. El vehículo de lanzamiento tendrá un máximo de cuatro (4) secciones independientes. Una sección independiente se define como una sección que está atada al vehículo principal o que se recupera por separado del vehículo principal utilizando su propio paracaídas.</p>	<p>El vehículo de lanzamiento tiene tres secciones independientes. Dos son secciones del cuerpo que se separan en vuelo. y libere la carga útil. Una sección independiente es el cono de la nariz. Nuestras otras secciones del cuerpo están unidas con pernos y solo pueden "separarse" en el suelo.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.4.1. Los hombros del acoplador/fuselaje situados en los puntos de separación en vuelo tendrán una longitud mínima de 2 diámetros de fuselaje. (Un diámetro de cuerpo de superficie de contacto con cada sección del fuselaje).</p>	<p>TJR se asegurará de que el diseño del cohete tenga longitudes de hombro de acoplador/fuselaje que sean al menos el doble del diámetro del fuselaje, que es de 5,56"</p>	<p>N/A</p>
<p>2.4.2. Los hombros de la nariz situados en los puntos de separación durante vuelo tendrán una longitud mínima de 1/2 diámetro corporal.</p>	<p>TJR se asegurará de que la longitud del hombro de la nariz sea al menos la mitad del diámetro del cuerpo.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.5. El vehículo de lanzamiento podrá prepararse para volar en el lugar de lanzamiento dentro de las 2 horas siguientes al momento en que se abra la exención de vuelo de la Administración Federal de Aviación.</p>	<p>El vehículo solo necesita que el motor esté cargado, que se llene de pólvora negra y que se active la electrónica para poder volar. TJR tendrá una lista de verificación de vuelo que TJR seguirá el día del lanzamiento para garantizar que TJR</p>	<p>N/A</p>

	esté listo dentro de las dos horas.	
2.6. El vehículo de lanzamiento y la carga útil serán capaces de permanecer en la plataforma en una configuración lista para el lanzamiento durante un mínimo de 3 horas sin perder la funcionalidad de ningún componente crítico a bordo, aunque se recomienda encarecidamente la capacidad de soportar retrasos más largos.	El único punto posible de falla para que el cohete esté en la plataforma durante largos períodos de tiempo es que se agote la carga de los componentes electrónicos, lo cual es poco probable porque estarán completamente cargados en el momento de la configuración y deberían durar las 3 horas requeridas.	N/A
2.7. El vehículo de lanzamiento podrá ser lanzado por un sistema de disparo de corriente continua estándar de 12 voltios. El sistema de disparo será proporcionado por el proveedor de servicios de lanzamiento designado por la NASA.	El vehículo tendrá un cable de motor estándar que se lanzará mediante un sistema de encendido de 12 voltios.	N/A
2.8. El vehículo de lanzamiento no necesitará circuitos externos ni equipos especiales de apoyo en tierra para iniciar el lanzamiento (aparte de los proporcionados por el proveedor de servicios de lanzamiento).	No se requiere ningún soporte extraño para que el cohete de TJR inicie el lanzamiento.	N/A
2.9. Cada equipo deberá utilizar e-matches o encendedores disponibles comercialmente. No se permitirán encendedores sumergidos a mano.	TJR está utilizando encendedores disponibles comercialmente para el vehículo de lanzamiento, proporcionados por el mentor del equipo.	N/A
2.10. El vehículo de lanzamiento utilizará un sistema de propulsión de motor sólido	Los dos motores propuestos,	N/A

disponible en el mercado que utiliza propelente compuesto de perclorato de amonio (APCP) aprobado y certificado por la Asociación Nacional de Cohetería (NAR), la Asociación de Cohetes de Trípoli (TRA) y/o la Asociación Canadiense de Cohetería (RCA).	K1440WT y K750RL, que se utilizan en el vehículo son producidos comercialmente por Cesaroni y están aprobados y certificados por la CAR.	
2.10.1. Las opciones finales del motor se declararán mediante el hito de la Revisión Crítica del Diseño (CDR).	TJR tendrá el motor final designado antes de la fecha límite de CDR.	N/A
2.10.2. Cualquier cambio de motor después del CDR deberá ser aprobado por el Oficial de Seguridad del Campo de Tiro (RSO) de la NASA. No se aprobarán cambios con el único propósito de ajustar la altitud. Se incurrirá en una penalización contra la puntuación general del equipo cuando se realice un cambio de motor después del hito de CDR, independientemente del motivo.	Si se requiere un cambio de motor por razones de seguridad o de finalización del proyecto, el RSO participará en todas las partes del proceso de ajuste.	N/A
2.11. El vehículo de lanzamiento se limitará a un sistema de propulsión monomotor.	El vehículo de lanzamiento es de una sola etapa y funciona con un motor.	N/A
2.12. El impulso total proporcionado por un vehículo de lanzamiento de escuela secundaria o secundaria no excederá los 2.560 Newton-segundos (clase K).	Los motores K1440WT y K750RL propuestos son de clase K con un impulso total de 2372,0 y 2352,5 Newton segundos respectivamente.	N/A
2.13. Los recipientes a presión instalados en el vehículo serán aprobados por el RSO y cumplirán los siguientes criterios.	No hay recipientes a presión presentes en el diseño de TJR.	N/A
2.13.1. El factor mínimo de seguridad (presión de rotura o presión máxima frente a la presión	Véase 2.13	N/A

máxima esperada de funcionamiento) será de 4:1 con la documentación de diseño de apoyo incluida en todas las revisiones de hitos.		
2.13.2. Cada recipiente a presión incluirá una válvula de alivio de presión que detecte la presión máxima del tanque y sea capaz de soportar la presión y el caudal máximos del tanque.	Véase 2.13	N/A
2.13.3. Se describirá el pedigrí completo del tanque, incluida la aplicación para la que se diseñó el tanque y la historia del tanque. Esto incluirá el número de ciclos de presión colocados en el tanque, las fechas de presurización/despresurización y el nombre de la persona o entidad que administra cada evento de presión.	Véase 2.13	N/A
2.14. El vehículo de lanzamiento tendrá un margen mínimo de estabilidad estática de 2,0 en el punto de salida del carril. La salida del riel se define en el punto donde el botón del riel delantero pierde contacto con el riel.	El margen de estabilidad del vehículo de TJ Rocketry es de 4,44 cal con el motor primario (K1440) por simulación.	N/A
2.15. El vehículo de lanzamiento tendrá una relación empuje-peso mínima de 5,0:1,0.	La relación empuje-peso del vehículo es de 18,93:1,00 según el peso total estimado de nuestro cohete (20 libras) y el empuje medio del motor principal (K1440).	N/A
2.16. Cualquier protuberancia estructural en el cohete se ubicará detrás del centro de gravedad quemado. Las carcasas de las cámaras estarán exentas, siempre que el equipo pueda demostrar que la(s) carcasa(s) causa(n) un efecto aerodinámico mínimo en la estabilidad del cohete.	El vehículo de TJ Rocketry no tiene protuberancias estructurales.	N/A

<p>2.17. El vehículo de lanzamiento acelerará a una velocidad mínima de 52 fps a la salida del carril.</p>	<p>Según las simulaciones, el vehículo de lanzamiento alcanzará los 119,14 fps en el momento de la salida del ferrocarril con el motor primario (K1440).</p>	<p>N/A</p>
<p>2.18. Todos los equipos lanzarán y recuperarán con éxito un modelo a subescala de su cohete antes del CDR. El éxito de la subescala queda a la entera discreción del panel de revisión de la NASA. El vuelo de subescala puede realizarse en cualquier momento entre la adjudicación de la propuesta y la fecha límite de presentación de CDR. Los datos de vuelo de la subescala se comunicarán en el informe y presentación del CDR en el hito del CDR. Se requiere que las subescalas utilicen una clase de impulso motor mínima de E (motor de potencia media).</p>	<p>TJR planea lanzar nuestro cohete a subescala antes de la fecha límite de presentación de CDR. Todos los datos de vuelo se informarán en el CDR.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.18.1. El modelo a escala parcial deberá parecerse al modelo a escala real y comportarse de la manera más similar posible a él. sin embargo, la escala real no se utilizará como modelo de subescala.</p>	<p>El modelo de subescala de TJR será lo más similar posible a la escala real.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.18.2. El modelo a subescala llevará un altímetro capaz de registrar la altitud de apogeo del modelo.</p>	<p>El modelo a subescala de TJR llevará un altímetro que registra la altitud de apogeo del modelo.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.18.3. El cohete a subescala será un cohete de nueva construcción, diseñado y construido específicamente para el proyecto de este año.</p>	<p>El modelo a subescala de TJR será un cohete de nueva construcción, diseñado y construido esta temporada SL.</p>	<p>N/A</p>

2.18.4. La prueba de un vuelo exitoso se presentará en el informe CDR.	TJR proporcionará una prueba de un vuelo exitoso en nuestro informe CDR.	N/A
2.18.4.1. Gráfico(s) de perfil de vuelo del altímetro O un vídeo de calidad que muestre el despegue exitoso, los eventos de recuperación y el aterrizaje según lo considere el panel de gestión de la NASA son métodos aceptables de prueba. No se aceptarán gráficos de perfil de vuelo de altímetro que no estén completos (desde el despegue hasta el aterrizaje).	TJR proporcionará un gráfico completo de vuelo del altímetro como prueba de un lanzamiento exitoso.	N/A
2.18.4.2. En el informe CDR se incluirán imágenes de calidad de la configuración en el momento en que se aterrizó de todas las secciones del vehículo de lanzamiento. Esto incluye, entre otros, el cono de nariz, el sistema de recuperación, el fuselaje y el propulsor.	Se incluirán imágenes de la configuración de aterrizaje del vehículo de lanzamiento, incluidas las piezas necesarias.	N/A
2.18.5. El cohete a subescala no excederá del 75 % de las dimensiones (longitud y diámetro) del cohete a escala real diseñado. Por ejemplo, si su cohete a escala real es un cohete de 4" de diámetro y 100" de longitud, su subescala no debe exceder las 3" de diámetro y 75" de longitud.	Nuestro cohete a subescala no excederá el 75% de las dimensiones del cohete a escala real.	N/A
2.19. Todos los equipos completarán los vuelos de demostración como se describe a continuación.	N/A	N/A
2.19.1. Vuelo de demostración del vehículo: todos los equipos lanzarán y recuperarán con éxito su cohete a escala real antes de FRR en su configuración de vuelo final. El cohete volado será el mismo cohete que volará para su lanzamiento en competición. El propósito del Vuelo de Demostración del Vehículo es validar la estabilidad del vehículo de	TJR proporcionará una grabación clara y sin cortes del lanzamiento que demuestre que todo el hardware funciona correctamente, incluida la lectura de un altímetro y otros	N/A

<p>lanzamiento, la integridad estructural, los sistemas de recuperación y la capacidad del equipo para preparar el vehículo de lanzamiento para el vuelo. Un vuelo exitoso se define como un lanzamiento en el que todo el hardware funciona correctamente (es decir, el paracaídas en el apogeo, el paracaídas principal a la altitud inferior prevista, los dispositivos de seguimiento en funcionamiento, etc.). Durante el vuelo de demostración a escala real deberán cumplirse los siguientes criterios:</p>	<p>datos recopilados por dispositivos de detección / seguimiento.</p>	
<p>2.19.1.1. El vehículo y el sistema de recuperación habrán funcionado según lo previsto.</p>	<p>Nuestro equipo documentará los resultados del vuelo y los comparará con los objetivos de la misión descritos en el CDR.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.1.2. El cohete a escala real será un cohete de nueva construcción, diseñado y construido específicamente para el proyecto de este año.</p>	<p>TJR tomará fotografías del cohete que se está construyendo como prueba de su nueva construcción. El cohete de este año no se está construyendo con diseños de años anteriores.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.1.3. No es necesario que la carga útil vuele durante el vuelo de demostración del vehículo a escala real. Los siguientes requisitos siguen siendo válidos:</p>	<p>TJR seguirá los requisitos que se describen a continuación.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.1.3.1. Si no se vuela la carga útil, se utilizarán simuladores de masa para simular la masa de la carga útil.</p>	<p>TJR medirá la masa de los simuladores de masa de antemano y seguirá una distribución de peso similar a la de la carga útil real si es necesario.</p>	<p>. N/A</p>

<p>2.19.1.3.2. Los simuladores de masa estarán situados en la misma ubicación aproximada del cohete que la masa de la carga útil que falta.</p>	<p>TJR utilizará la ubicación de la carga útil en nuestro CDR para posicionar los simuladores de masa en nuestro VDR.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.1.4. Si la carga útil cambia las superficies externas del cohete (como carcasas de cámaras o sondas externas) o gestiona la energía total del vehículo, dichos sistemas estarán activos durante el vuelo de demostración del vehículo a escala real.</p>	<p>La carga útil no cambia la superficie externa del cohete.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.1.5. Los equipos volarán el motor de lanzamiento de competición para el vuelo de demostración del vehículo. El equipo puede solicitar una exención para el uso de un motor alternativo por adelantado si el campo de lanzamiento local no puede soportar el impulso completo del motor de lanzamiento de competencia o en otras circunstancias atenuantes.</p>	<p>TJR usará el motor seleccionado en nuestro CDR, y si eso no es posible para nuestro campo de lanzamiento, TJR obedecerá todas las pautas para presentar el uso de un motor alternativo.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.1.6. El vehículo volará en su configuración totalmente lastrada durante el vuelo de ensayo a escala real. Totalmente lastrado se refiere a la cantidad máxima de lastre que se volará durante el vuelo de lanzamiento de competición. No se podrá añadir lastre adicional sin un nuevo vuelo del vehículo de lanzamiento a escala real.</p>	<p>TJR medirá con precisión la masa de los subsistemas del cohete. Si componentes como la carga útil no están disponibles para el vuelo, TJR los sustituirá por simuladores de masa.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.1.7. Una vez completado con éxito el vuelo de demostración a escala real, el vehículo de lanzamiento o cualquiera de sus componentes no se modificará sin el consentimiento del responsable de seguridad del campo de tiro (RSO) de la NASA.</p>	<p>TJR se pondrá en contacto con el Oficial de Seguridad del Campo de Tiro de la NASA antes de realizar cambios después de un vuelo a gran escala, y esta información se</p>	<p>N/A</p>

	transmitirá a todos los subequipos.	
2.19.1.8. La prueba de un vuelo satisfactorio se presentará en el informe FRR.	N/A	N/A
2.19.1.8.1. Para cumplir este requisito se requiere la salida de datos del perfil de vuelo del altímetro con gráficos de altitud y velocidad en función del tiempo. No se aceptarán gráficos de perfil de vuelo de altímetro que no estén completos (desde el despegue hasta el aterrizaje).	Varios altímetros, incluidos los altímetros de respaldo, se encenderán durante el vuelo. Esto asegurará que TJR tenga un perfil de vuelo completo.	N/A
2.19.1.8.2. En el informe FRR se incluirán imágenes de calidad de la configuración en el momento en que se aterrizó de todas las secciones del vehículo de lanzamiento. Esto incluye, entre otros, el cono de nariz, el sistema de recuperación, el fuselaje y el propulsor.	TJR incluirá imágenes del cohete aterrizado en el FRR.	N/A
2.19.1.9. Los vuelos de demostración del vehículo deberán completarse antes de la fecha límite de presentación de la RRF. No se harán excepciones. Si la oficina de Lanzamiento Estudiantil determina que es necesario un Revuelo de Demostración del Vehículo, entonces se puede otorgar una extensión. ESTA EXTENSIÓN SOLO ES VÁLIDA PARA REVUELOS, NO PARA VUELOS POR PRIMERA VEZ. Los equipos que completen un revuelo requerido deberán presentar un Anexo FRR antes de la fecha límite del Anexo FRR.	TJR completará un VDF por el FRR.	N/A
2.19.2. Vuelo de demostración de carga útil: todos los equipos lanzarán y recuperarán con éxito su cohete a escala real que contenga la carga útil completa antes de la fecha límite del vuelo de demostración de carga útil. El cohete	TJ Rocketry realizará un vuelo de demostración de carga útil antes de la fecha de vencimiento	N/A

<p>volado será el mismo que volará en el lanzamiento de la competición. El propósito del vuelo de demostración de carga útil es demostrar la capacidad del vehículo de lanzamiento para retener de manera segura la carga útil construida durante el vuelo y demostrar que todos los aspectos de la carga útil funcionan según lo diseñado. Un vuelo exitoso se define como un lanzamiento en el que el cohete experimenta un ascenso estable y la carga útil se retiene por completo hasta que se despliega (si corresponde) según lo diseñado. Durante el vuelo de demostración de la carga útil deberán cumplirse los siguientes criterios:</p>	<p>de la adenda para probar el funcionamiento de la carga útil.</p>	
<p>2.19.2.1. La carga útil se conservará íntegramente hasta el punto de despliegue previsto (si procede), todos los mecanismos de retención funcionarán según lo previsto y el mecanismo de retención no sufrirá daños que requieran reparación.</p>	<p>La carga útil será retenida por nuestro sistema de retención hasta que el RSO le dé permiso para liberarla.</p>	<p>TJR probará el sistema de retención en tierra.</p>
<p>2.19.2.2. La carga útil volada será la versión final y activa. 2.19.2.3. Si se cumplen los criterios anteriores durante el vuelo de demostración del vehículo original, que tuvo lugar antes de la fecha límite de la FRR y la información está incluida en el paquete FRR, no se exigirán el vuelo adicional ni el apéndice FRR.</p>	<p>TJR se asegurará de que el diseño final de la carga útil se utilice para el vuelo de demostración de la carga útil.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.2.3 Si se cumplen los criterios anteriores durante el vuelo de demostración del vehículo original, que tuvo lugar antes de la fecha límite de la FRR y la información se incluye en el paquete de la FRR, no se requieren el vuelo adicional ni el Anexo de la FRR.</p>	<p>N/A</p>	<p>N/A</p>
<p>2.19.2.4. Los vuelos de demostración de la carga útil deberán completarse antes de la</p>	<p>Nuestro equipo completará el vuelo</p>	<p>N/A</p>

fecha límite de la adenda FRR. NO SE CONCEDERÁN PRÓRROGAS.	de demostración de carga útil antes de la fecha límite de la adenda FRR.	
2.20. Se requerirá un Anexo FRR para cualquier equipo que complete un Vuelo de Demostración de Carga Útil o un Revuelo de Demostración de Vehículo requerido por la NASA después de la presentación del Informe FRR.	Nuestro equipo proporcionará un Anexo FRR después de que TJR presente el Informe FRR.	N/A
2.20.1. Los equipos que deban completar un Vuelo de Demostración del Vehículo y que no presenten el Anexo FRR antes de la fecha límite no podrán volar un lanzamiento final de la competición.	Nuestro equipo intentará completar la demostración del vehículo con éxito en los dos primeros intentos y completar el anexo FRR con éxito. TJR reconoce que esto es necesario para un lanzamiento final.	N/A
2.20.2. Los equipos que completen un vuelo de demostración de carga útil que no sea totalmente exitoso pueden solicitar permiso a la RSO de la NASA para volar la carga útil en la semana del lanzamiento. No se otorgará permiso si la RSO o el Panel de Revisión tienen alguna preocupación de seguridad.	N/A	N/A
2.21. El nombre del equipo y la información de contacto del día del lanzamiento deberán estar en el fuselaje del cohete, así como en cualquier sección del vehículo que se separe durante el vuelo y no esté atada al fuselaje principal. Esta información se incluirá de manera que se pueda recuperar sin necesidad de abrir o separar el vehículo.	La información se escribirá directamente en las secciones separadas del vehículo o en un trozo de cinta adhesiva que se adhiere a cada sección.	N/A
2.22. Todas las baterías de polímero de litio estarán suficientemente protegidas contra el	TJR se asegurará de que la batería esté	N/A

impacto con el suelo y serán de colores brillantes, claramente marcadas como peligro de incendio y fácilmente distinguibles de otros equipos de carga útil.	protegida, coloreada y marcada como peligro de incendio para que se distinga.	
2.23.1. El vehículo de lanzamiento no utilizará motores de disparo frontal.	Ninguna de nuestras selecciones de motores es de disparo frontal.	N/A
2.23.2. El vehículo de lanzamiento no utilizará motores que expulsen esponjas de titanio (Sparky, Skidmark, MetalStorm, etc.)	Nuestro motor no tiene esponjas de titanio.	N/A
2.23.3. El vehículo de lanzamiento no utilizará motores híbridos.	Nuestro motor no es un motor híbrido.	N/A
2.23.4. El vehículo de lanzamiento no utilizará un grupo de motores.	Nuestro equipo utilizará un solo motor por lanzamiento.	N/A
2.23.5. El vehículo de lanzamiento no utilizará accesorios de fricción para los motores.	Nuestro motor tendrá un retenedor de motor de aluminio.	N/A
2.23.6 El vehículo de lanzamiento no excederá de Mach 1 en ningún momento durante el vuelo.	Se simula que nuestra velocidad máxima está por debajo de Mach 1.	N/A
2.23.7. El lastre del vehículo no excederá el 10% del peso total sin lastre del cohete tal como se asentaría en la plataforma (es decir, un cohete con un peso sin lastre de 40 libras en la plataforma puede contener un máximo de 4 libras de lastre).	Nuestro lastre es menos del 10% del peso total sin lastre de nuestro cohete.	N/A
2.23.8. Las transmisiones de los transmisores de a bordo, que estén activos en cualquier momento antes del aterrizaje, no excederán de 250 mW de potencia (por transmisor).	TJR se asegurará de que ningún transmisor supere los 250 mW.	N/A

<p>2.23.9. Los transmisores no generarán interferencias excesivas. Los equipos utilizarán frecuencias únicas, sistemas de apretón de manos/código de acceso u otros medios para mitigar la interferencia causada o recibida de otros equipos.</p>	<p>Nuestro equipo se asegurará de que todos nuestros transmisores tengan frecuencias únicas utilizando el salto de frecuencia.</p>	<p>N/A</p>
<p>2.23.10. No se utilizará metal excesivo y/o denso en la construcción del vehículo. Se permitirá el uso de metal ligero, pero se limitará a la cantidad necesaria para garantizar la integridad estructural del fuselaje bajo las tensiones operativas esperadas.</p>	<p>Nuestro diseño no utiliza material excesivo, ya que TJR planea usar tubos de cuerpo BlueTube, aletas de madera contrachapada y un cono de nariz de plástico de polipropileno.</p>	<p>N/A</p>

6.1.3 Requisitos del sistema de recuperación

Requisito	Plan de verificación	Pruebas
<p>3.1. El vehículo de lanzamiento a escala real escalonará el despliegue de sus dispositivos de recuperación, en el que se desplegará un paracaídas en el apogeo y un paracaídas principal a menor altitud. También se permite la recuperación de la caída o de la serpentina desde el apogeo hasta el despliegue del paracaídas principal, siempre que la energía cinética durante el descenso de la etapa de caída sea razonable, según lo considere la RSO.</p>	<p>El vehículo de lanzamiento de TJ Rocketry tiene un drogue que se desplegará en el apogeo y dos paracaídas principales que se desplegarán a una altitud de 700 pies.</p>	<p>N/A</p>
<p>3.1.1. El paracaídas principal se desplegará a no menos de 500 pies.</p>	<p>Los paracaídas principales se desplegarán a 700 pies.</p>	<p>N/A</p>
<p>3.1.2. El evento de apogeo no podrá contener un retraso superior a 2 segundos.</p>	<p>El drogue se desplegará en el</p>	<p>N/A</p>

	apogeo detectado.	
3.1.3. La eyección del motor no es una forma admisible de despliegue primario o secundario.	TJR no utilizará ninguna eyección basada en el motor.	N/A
3.2. Cada equipo realizará con éxito una prueba de eyección en tierra para todos los eventos de recuperación iniciados electrónicamente antes de los vuelos iniciales de los vehículos de subescala y escala real.	El vehículo de lanzamiento se someterá a pruebas de eyección en tierra antes del vuelo.	N/A
3.3. Cada sección independiente del vehículo de lanzamiento tendrá una energía cinética máxima de 75 pies-lbf en el momento del aterrizaje. Los equipos cuya sección más pesada de su vehículo de lanzamiento, según lo verificado por los datos de vuelo de demostración del vehículo, se mantenga por debajo de los 65 pies-lbf recibirán puntos de bonificación.	Todas las secciones del vehículo de lanzamiento regresarán al suelo con menos de 75 pies-lbf de energía cinética.	N/A
3.4. El sistema de recuperación contendrá altímetros barométricos redundantes disponibles en el mercado que estén diseñados específicamente para el inicio de eventos de recuperación de cohetes. El término "altímetros" incluye tanto altímetros simples como computadoras de vuelo más sofisticadas.	El vehículo de lanzamiento de TJ Rocketry tiene dos bahías electrónicas que contienen un total de cuatro altímetros, dos por bahía. Todos estos altímetros estarán cableados para iniciar la separación para el despliegue de los dos paracaídas principales.	N/A
3.5. Cada altímetro tendrá una fuente de alimentación dedicada, y todos los componentes electrónicos de recuperación serán alimentados por baterías disponibles en el mercado.	Cada uno de los altímetros funciona con baterías dedicadas de 9 V y son la única electrónica de recuperación.	N/A

<p>3.6. Cada altímetro estará armado por un interruptor de armado mecánico específico al que se puede acceder desde el exterior del fuselaje del cohete cuando el cohete esté en la configuración de lanzamiento en la plataforma de lanzamiento.</p>	<p>Cada altímetro tiene un interruptor dedicado que lo armará antes del lanzamiento.</p>	<p>N/A</p>
<p>3.7. Cada interruptor de armado podrá bloquearse en la posición ON para el lanzamiento (es decir, no podrá desarmarse debido a las fuerzas de vuelo).</p>	<p>El interruptor de armado permanecerá bloqueado en la posición ON para el lanzamiento.</p>	<p>N/A</p>
<p>3.8. El sistema de recuperación, el GPS y los altímetros, los circuitos eléctricos serán completamente independientes de cualquier circuito eléctrico de carga útil.</p>	<p>El sistema de recuperación, el GPS y los altímetros son independientes de la carga útil y su despliegue.</p>	<p>N/A</p>
<p>3.9. Se utilizarán pasadores de seguridad extraíbles tanto para el compartimento principal del paracaídas como para el compartimento del paracaídas.</p>	<p>El vehículo de lanzamiento tendrá pasadores de seguridad extraíbles para todos los compartimentos del paracaídas.</p>	<p>N/A</p>
<p>3.10. No se permitirán cáncamos doblados en el subsistema de recuperación.</p>	<p>TJR usará cáncamos cerrados</p>	<p>N/A</p>
<p>3.11 El área de recuperación se limitará a un radio de 2.500 pies desde las plataformas de lanzamiento.</p>	<p>TJR hará suficientes pruebas para permanecer en el radio</p>	<p></p>
<p>3.12. El tiempo de descenso del vehículo de lanzamiento se limitará a 90 segundos (del apogeo al aterrizaje). Los equipos cuyo descenso en vehículo de lanzamiento, según lo verificado por los datos de vuelo de demostración del vehículo, se mantenga por debajo de los 80 segundos recibirán puntos de bonificación.</p>	<p>Según las simulaciones de Rocksim, el tiempo de aterrizaje del vehículo de lanzamiento será de aproximadamente 82 segundos desde el lanzamiento y 73 segundos desde el</p>	<p>N/A</p>

	apogeo.	
3.13. Se instalará un dispositivo electrónico de localización GPS en el vehículo de lanzamiento que transmitirá la posición del vehículo amarrado o de cualquier sección independiente a un receptor en tierra.	El vehículo de lanzamiento de TJ Rocketry contendrá un rastreador GPS de peso pluma que transmitirá la posición de una sección del vehículo de lanzamiento a un receptor.	N/A
3.13.1. Cualquier sección de cohete o componente de carga útil que aterrice sin ataduras al vehículo de lanzamiento contendrá un dispositivo electrónico de rastreo GPS activo.	Cada sección de nuestro cohete contendrá un GPS, en particular, el Featherweight GPS Tracker (para un total de 2 GPS de las 2 secciones de nuestro cohete).	N/A
3.13.2. Los dispositivos electrónicos de rastreo GPS estarán completamente funcionales durante el lanzamiento oficial de la competencia.	Los dispositivos de rastreo estarán operativos durante el lanzamiento de nuestra competencia.	N/A
3.14. La electrónica del sistema de recuperación no se verá afectada negativamente por ningún otro dispositivo electrónico de a bordo durante el vuelo (desde el lanzamiento hasta el aterrizaje).	La electrónica del sistema de recuperación está aislada de la interferencia de cualquier otro sistema en el cohete.	N/A
3.14.1. Los altímetros del sistema de recuperación estarán situados físicamente en un compartimento separado dentro del	Los altímetros del sistema de recuperación están	N/A

vehículo de cualquier otro dispositivo transmisor de radiofrecuencia y/o dispositivo productor de ondas magnéticas.	ubicados en una bahía específica, aislados de cualquier otro dispositivo transmisor.	
3.14.2. La electrónica del sistema de recuperación estará protegida de todos los dispositivos transmisores a bordo para evitar la excitación involuntaria de la electrónica del sistema de recuperación.	Habrá componentes como la bahía electrónica (aviónica), así como transiciones y acopladores que servirán tanto para desplegar nuestros dispositivos de recuperación como para la protección.	N/A
3.14.3. La electrónica del sistema de recuperación estará protegida de todos los dispositivos de a bordo que puedan generar ondas magnéticas (como generadores, electroválvulas y bobinas de Tesla) para evitar la excitación involuntaria del sistema de recuperación.	El sistema de recuperación estará cerrado, o casi encerrado, de otras secciones del cohete mediante acopladores y seccionado por contenedores como la bahía electrónica. El cohete no contiene ningún blindaje contra las ondas magnéticas, pero tampoco componentes que las generen.	
3.14.4. La electrónica del sistema de recuperación estará protegida de cualquier otro dispositivo a bordo que pueda afectar negativamente al correcto funcionamiento de la electrónica del sistema de recuperación.	Estará protegido por una bahía electrónica que se construirá de papel, plástico y madera, por lo que alternará significativamente la intensidad de los campos magnéticos entrantes.	N/A

6.1.4 Requisitos del experimento de carga útil

Requisito	Plan de verificación	Pruebas
4.3.1. La pólvora negra y/o energías similares solo están permitidas para el despliegue de sistemas de recuperación en vuelo. No se permitirá la energía para ninguna operación de superficie.	La pólvora negra no se utiliza para la carga útil ni para ninguna operación de superficie.	N/A
4.3.2. Los equipos deberán cumplir con todas las reglas y regulaciones de la FAA y la NAR.	TJR se asegurará de reconocer las reglas de la FAA y NAR que sean relevantes para nuestra carga útil.	N/A
4.3.3. Cualquier elemento del experimento de carga útil secundaria que se desprenda durante la fase de recuperación recibirá el permiso de RSO en tiempo real antes de iniciar el evento de expulsión, a menos que la NASA lo exima del requisito por el hito de CDR.	TJR no tiene un experimento secundario para ser desechado.	N/A
4.3.4. Las cargas útiles de los sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS), si están diseñadas para ser desplegadas durante el descenso, estarán atadas al vehículo con un mecanismo de liberación controlado a distancia hasta que el RSO haya dado permiso para liberar el UAS.	La carga útil se mantendrá en su lugar con un mecanismo de liberación operado a distancia.	TJR probará este servomecanismo en tierra y durante múltiples vuelos.
4.3.5. Los equipos que vuelen UAS cumplirán con todas las regulaciones aplicables de la FAA, incluida la Regla Especial de la FAA para Modelos de Aeronaves (Ley Pública 112-95 Sección 336; ver https://www.faa.gov/uas/faqs)4.3.6. Cualquier UAS que pese más de .55 libras deberá estar	TJR cumplirá con la Regla Especial de la FAA para Modelos de Aeronaves, y TJR registrará el UAS si es necesario.	N/A

registrado en la FAA y el número de registro marcado en el vehículo.		
4.3.6 Cualquier UAS que pese más de .55 libras deberá estar registrado en la FAA y el número de registro marcado en el vehículo.	TJR no prevé el uso de un planeador de más de .55 libras.	

6.1.5 Requisitos de seguridad

Requisito	Plan de verificación	Pruebas
5.1. Cada equipo utilizará una lista de verificación de lanzamiento y seguridad. Las listas de verificación finales se incluirán en el informe de FRR y se utilizarán durante la revisión de preparación para el lanzamiento (LRR) y cualquier operación del día del lanzamiento.	El equipo de seguridad de TJR escribirá listas de verificación para todas las etapas principales de la preparación del lanzamiento.	N/A
5.2. Cada equipo deberá identificar a un oficial de seguridad estudiantil que será responsable de todos los elementos de la sección 5.3.	El equipo ha designado a un oficial de seguridad estudiantil.	N/A
5.3. El papel y las responsabilidades del oficial de seguridad incluirán, entre otros: 5.3.1. Supervisar las actividades del equipo con énfasis en la seguridad durante: 5.3.1.1. Diseño del vehículo y de la carga útil	El Oficial de Seguridad estará presente en todas las reuniones a las que pueda asistir, o designará a otro estudiante para que sea responsable de la seguridad.	N/A
5.3.1.2. Construcción de los componentes del vehículo y de la carga útil	Véase 5.3	N/A
5.3.1.3. Montaje del vehículo y de la carga útil	Véase 5.3.	N/A
5.3.1.4. Ensayos en tierra del vehículo y de la carga útil	Véase 5.3	N/A

5.3.1.5. Prueba(s) de lanzamiento de subescala	Véase 5.3	N/A
5.3.1.6. Ensayo(s) de lanzamiento a escala real	Véase 5.3	N/A
5.3.1.7. Lanzamiento del concurso	Véase 5.3	N/A
5.3.1.8. Actividades de recuperación	Véase 5.3	N/A
5.3.1.9. Actividades de participación en CTIM	Véase 5.3	N/A
5.3.2. Implementar los procedimientos desarrollados por el equipo para las actividades de construcción, montaje, lanzamiento y recuperación.	El Oficial de Seguridad se asegurará de que todos los procedimientos se sigan correctamente.	N/A
5.3.3. Gestionar y mantener las revisiones actualizadas de los análisis de peligros, los análisis de modos de fallo, los procedimientos y los datos de inventario de productos químicos y MSDS del equipo.	El Oficial de Seguridad actualizará continuamente los recursos de seguridad del equipo.	N/A
5.3.4. Ayudar en la redacción y desarrollo de los análisis de peligros, análisis de modos de falla y procedimientos del equipo.	El Oficial de Seguridad supervisará la redacción de todos los recursos de seguridad.	N/A
5.4. Durante los vuelos de prueba, los equipos cumplirán con las reglas y la orientación del RSO del club de cohetaría local. La asignación de ciertas configuraciones de vehículos y/o cargas útiles en el Lanzamiento Estudiantil de la NASA no otorga autoridad explícita o implícita para que los equipos vuelen esas configuraciones de vehículos y/o cargas útiles en otros lanzamientos de clubes. Los equipos deben comunicar sus intenciones al	El Oficial de Seguridad trabajará con todo el personal de seguridad en los lanzamientos para realizar vuelos seguros.	N/A

presidente o prefecto del club local y a la RSO antes de asistir a cualquier lanzamiento de NAR o TRA.		
5.5. Los equipos cumplirán con todas las reglas establecidas por la FAA	El oficial de seguridad se asegurará de que se sigan las reglas de la FAA.	N/A

6.2 Presupuesto y cronograma

6.2.1 Cronograma del proyecto

Junio/Agosto 2023

- Selección del equipo, reuniones previas a la propuesta
- 14 de agosto: Publicación de la solicitud de propuestas (RFP)
- Redacción de la propuesta

Septiembre 2023

- 11 de septiembre: Presentación de propuestas antes de las 8:00 a.m. CST

Octubre 2023

- 4 de octubre: Se anuncian las propuestas adjudicadas
- 5 de octubre: Preguntas y respuestas de PDR con la NASA
- Trabajar en PDR
- Trabajar en la financiación y la divulgación
- 26 de octubre: El informe PDR, las diapositivas de presentación y la hoja de vuelo se envían a la NASA antes de las 8:00 a.m. CDT.

Noviembre 2023

- Del 1 al 30 de noviembre: Videoconferencias de PDR con la NASA
- Trabajar en CDR

Diciembre 2023

- 7 de diciembre: Conferencia de preguntas y respuestas de CDR CON LA NASA
- Trabajar en CDR
- Construcción y vuelo de cohetes a subescala
- Comienza la construcción del cohete

Enero 2024

- 8 de enero: Fecha límite para el vuelo de subescala
- 8 de enero: El informe del CDR, las diapositivas de la presentación y la hoja de vuelo se envían a la NASA antes de las 8:00 a.m. CST.
- Del 16 de enero al 6 de febrero: videoconferencias de los CDR
- Finalizar la construcción del cohete
- Construcción del experimento de carga útil
- Divulgación y financiación completados.

Febrero 2024

- 8 de febrero: Preguntas y respuestas de FRR con la NASA
- Trabajar en FRR

Marzo 2024

- 4 de marzo: Fecha límite para el vuelo de demostración del vehículo
- 4 de marzo: El informe de FRR, las diapositivas de presentación y el flysheet se envían a la NASA antes de las 8:00 a.m. CST.

- Del 13 al 31 de marzo: videoconferencias de FRR con la NASA

Abril 2024

- PLAR enviado dentro de los 14 días posteriores al lanzamiento
- 1 de abril: Vuelo de demostración de carga útil y Vehículo Plazos de revuelo de demostración
- 1 de abril: FRR Adición presentada a la NASA antes de las 8:00 a.m. CDT, si es necesario
- 4 de abril: Conferencia de preguntas y respuestas de la semana de lanzamiento con la NASA
- Del 10 al 14 de abril: Semana de lanzamiento en Huntsville, AL
- 23 de abril: PLAR presentado al equipo de gestión del proyecto de la NASA antes de las 8:00 a.m. CDT

6.2.2 Diagrama de GANTT

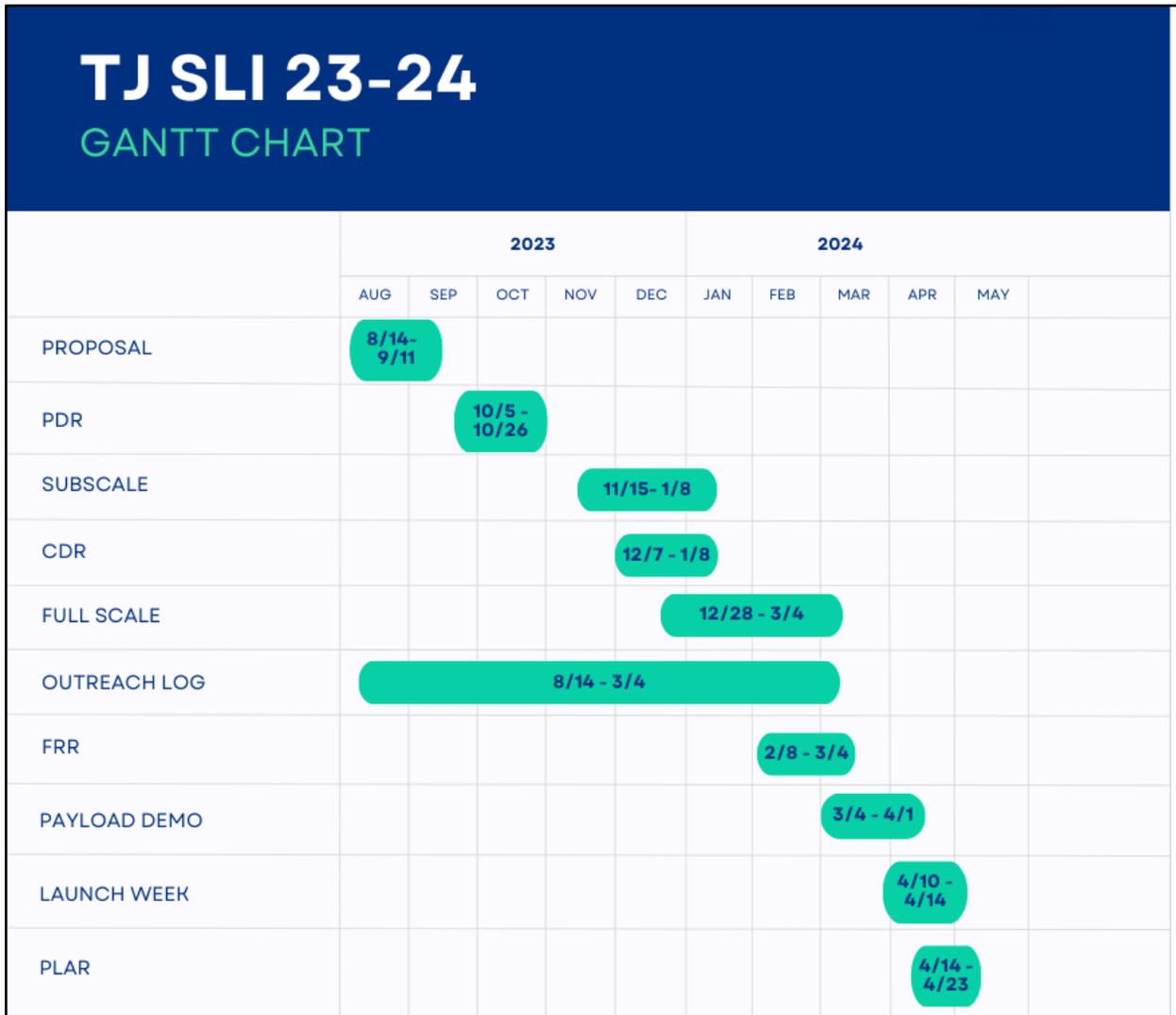


Figura 6.2 - Diagrama de GANTT de TJ SLI

6.2.3 Presupuesto

TJ SLI tiene un costo proyectado actual de **\$6,013.64** como se ve en la tabla a continuación. TJR planea hacer esto a través de patrocinios corporativos, ventas de pasteles y otros eventos de recaudación de fondos.

SUBEQUIPO	PROVEEDOR	ARTÍCULO	COSTE UNITARIO	#	COSTO TOTAL
FUSELAJE					

Fuselaje	Apogeo	Tubo de cuerpo Bluetube	\$75.25	3	\$225.75
Fuselaje	Apogeo	Acoplador Bluetube	67,76 \$	1	67,76 \$
Fuselaje	Apogeo	Interruptores de altímetro	21,16 \$	4	84,64 \$
Fuselaje	Apogeo	Enlace rápido 1/4"	4,69 \$	4	\$18.76
Fuselaje	Apogeo	Enlace rápido 1/8"	4,06 \$	2	8,12 \$
Fuselaje	Apogeo	Rodamientos de bolas giratorios	8,77 \$	2	\$17.54
Fuselaje	Apogeo	Mamparos de acoplamiento	9,07 \$	3	27,21 \$
Fuselaje	Apogeo	Mamparos de tubo	9,07 \$	3	27,21 \$
Fuselaje	Cohetería de las vacas locas	Tubular Nylon	\$1.05	55	\$57.75
Fuselaje	Apogeo	Retenedor de motor	\$37.97	1	\$37.97
Fuselaje	Apogeo	Anillos de centrado (paquete de dos)	\$16.40	2	\$32.80
Fuselaje	Precisión LOC	Fibra de vidrio tejida (7.5")	\$26.75	3	\$80.25
Fuselaje	Amazona	Kit de resina 105B + endurecedor epoxi West Systems	\$135.50	1	\$135.50
Fuselaje	Amazona	West Systems 610 Resina/Endurecedor Epoxi	\$32.47	1	\$32.47
Fuselaje	Apogeo	Carcasa del motor Pro54-6G	\$162.65	1	\$162.65
Fuselaje	Cohetería Wildman	Cierre trasero Pro54	60,33 \$	1	60,33 \$
Fuselaje	Apogeo	Tubos de montaje en motor de 54 mm	26,91 \$	1	26,91 \$
Fuselaje	Los cohetes de Chris	K750-18A (motor ALTERNATIVO)	\$230.34	0	\$0.00
Fuselaje	Cohetería Wildman	K1440-17A (Motor PRIMARIO)	\$237.83	5	\$1,189.15
Fuselaje	Apogeo	G78G-10 (subescala)	\$43.86	3	\$131.58

Fuselaje	Apogeo	3.00" LUGAR (subescala)	13,17 \$	2	26.34
Fuselaje	Apogeo	PNC -3.00" (subescala)	24,94 \$	1	24,94 \$
Fuselaje	Precisión LOC	Tubo de montaje en motor de 29 mm (subescala)	2,24 \$	1	2,24 \$
Fuselaje	Precisión LOC	Acoplador de tubo (subescala)	\$5.06	1	\$5.06
Fuselaje	Precisión LOC	Cable de choque (subescala)	7,79 \$	1	7,79 \$
Fuselaje	Precisión LOC	Anillos de centrado (subescala)	8,19 \$	1	8,19 \$
Fuselaje	Precisión LOC	Retenedor de motor de 29 mm (subescala)	\$26.75	1	\$26.75
Fuselaje	Precisión LOC	Tela de fuego 9x9 (subescala)	8,26 \$	1	8,26 \$
Fuselaje	Precisión LOC	Paracaídas de 24" (subescala)	\$13.48	1	\$13.48
Fuselaje	Precisión LOC	Mamparo de acoplamiento (subescala)	4,23 \$	1	4,23 \$
				Total	\$2,551.63
AVIÓNICA					
Aviónica	PerfectFlite	Altímetro de Pnut (subescala)	\$59.95	1	\$59.95
Aviónica	Apogeo	Bloques de terminales	4,06 \$	2	8,12 \$
Aviónica	Obras de misiles	Soporte HPR 9V	\$3.50	4	\$14.00
Aviónica	Altímetros de peso pluma	GPS de peso pluma (sistema de 3 vías)	\$520.00	1	\$520.00
Aviónica	Apogeo	Altímetro RRC3	\$101.33	2	\$202.66
Aviónica	Cohetería de rendimiento para Mac	Altímetro RRC2+	\$54.95	1	\$54.95

Aviónica	PerfectFlite	Altímetro Stratologger CF	\$69.95	1	\$69.95
Aviónica	FruityChutes	Cable de choque de 35'	\$33.14	1	\$33.14
Aviónica	Apogeo	Cordón de choque de Kevlar de 15'	1,37 \$	3	4,11 \$
Aviónica	Apogeo	Liberación de la rampa Jolly Logic	\$279.98	2	\$559.96
Aviónica	Apogeo	48" Iris Muy Suelto	\$182.02	2	\$364.04
Aviónica	Precisión LOC	Paño de protección contra explosiones de 18'	\$12.97	2	25,94 \$
Aviónica	Amazona	Transmisor y receptor de RF HiLetgo 315Mhz	\$5.89	1	\$5.89
				Total	\$1,862.76
CARGA ÚTIL					
Carga útil	Varios tornillos y tuercas en T	Tornillos/tuercas	\$1.30	40	\$52.00
Carga útil	Amazona	Aluminio en T de 12"	\$79.99	2	\$159.98
Carga útil	Michaels	Láminas de Balsa	\$5.00	5	\$25.00
Carga útil	Amazona	Juego de bocina/varilla de empuje	\$10.38	3	\$31.14
Carga útil	Amazona	Xbee	\$159.99	1	\$159.99
Carga útil	Amazona	Receptor de radio	\$30.99	1	\$30.99
Carga útil	Amazona	Varilla de fibra de carbono	\$23.98	1	\$23.98
Carga útil	Amazona	Baterías Lipo	\$39.98	2	\$79.96
Carga útil	Amazona	Servomotores metálicos mg90s (paquete de 8)	\$23.99	1	\$24
Carga útil	Adafruit	QT Py RP2040	\$9.95	1	\$9.95
				Total	\$596.98
DIFUSIÓN					

Difusión		(Próximamente)			
				Total	\$0.00
Total antes de impuestos					\$5,011.37
TOTAL		20% añadido por impuestos*			\$6,013.64

Actualmente, TJR aún no ha recibido financiación de empresas ni subvenciones. TJR ha solicitado el Fondo de Asociación de TJ y probablemente recibirá \$ 4000. TJR continúa acercándose a otras empresas y subvenciones a nivel local y en línea. TJR está programado para llevar a cabo ventas de pasteles en nuestra escuela. Además, las cuotas de los miembros del equipo de \$75 ayudarán a pagar los materiales y los gastos imprevistos. Los laboratorios de TJHSST contienen suficiente maquinaria, por lo que no se necesitará espacio adicional en el laboratorio ni maquinaria pesada.

- Debido a que tenemos un equipo de 24 miembros, es probable que cada miembro pague la mayor parte de sus propios gastos de viaje a Huntsville, AL. En el caso de que algún miembro del equipo tenga dificultades financieras, TJR podrá proporcionar ayuda financiera.
- Con todos los gastos del cohete contabilizados, nuestro costo total para construir el cohete asciende a \$ **5,011.37**, **sin embargo**, TJR agregará un 20% adicional para garantizar que TJR tenga suficientes fondos, lo que hace que nuestro costo total estimado sea de \$ **6,013.64**.

6.3 Compromiso STEM

6.3.1 Informe STEM de PDR

TJR asistió al STEAMOLOGY STEMFEST el 14 de octubre en South County High School. TJR tuvo 430 compromisos directos, de los cuales 300 eran estudiantes y 130 adultos/educadores. TJR usó cohetes de pedal para involucrar a los estudiantes más jóvenes y mostrarles un pequeño modelo de cohetes. Usando los cohetes de pisotón, TJR explicó la física simple de los cohetes, como el uso de aletas para la estabilidad y la propulsión (siendo aire para los cohetes de pisotón). TJR también tenía un stand y tenía un cohete de alta potencia L1 en exhibición. TJR explicó los diversos aspectos de los programas ARC y Student Launch, y TJR explicó las partes de los cohetes, como las aletas, la nariz, los tubos del cuerpo, el motor, la recuperación y el compartimiento de carga útil.

TJR continuará trabajando con STEAMOLOGY para asistir a más eventos en comunidades no representadas en el área del norte de Virginia. A continuación se muestran imágenes del evento:



Figuras 6.3.1, 6.3.2, 6.3.3 y 6.3.4 - Fotografías de eventos de divulgación de Steamology

STEMFest

6.3.2 Presencia en las redes sociales

TJR Rocketry mantiene una presencia en las redes sociales en Instagram, Facebook, X y YouTube. Nuestra página de Instagram y nuestra página de Facebook son las formas más populares de redes sociales, con 351 seguidores y 79 seguidores respectivamente. Cada una de nuestras publicaciones ha obtenido más de 1,000 visitas/interacciones anteriormente. Nuestras páginas X y Youtube son nuevas este año, por lo que tienen un seguimiento muy limitado. En Instagram, Facebook y X, nuestro equipo publica actualizaciones de reuniones, fotos de eventos de divulgación, etc. En nuestro canal de YouTube, TJR planea publicar videos de reuniones y eventos de equipo, así como videos educativos sobre cómo diseñar, construir y lanzar un cohete

de alta potencia. TJR también tiene planes de incluir videos divertidos del equipo, como vlogs (blogs de video) y otros videos que muestran el trabajo de nuestro equipo interno.

7. Referencias

1. *Calculadora de velocidad de descenso en paracaídas*. Tolvas afrutadas. (2019).
https://fruitychutes.com/help_for_parachutes/parachute-descent-rate-calculator
2. Verhoeven, G., Doneus, M., Briese, Ch., & Vermeulen, F. (2012, 20 de marzo). *Mapeo por emparejamiento: Un enfoque basado en la visión artificial para la georreferenciación rápida y precisa de fotografías aéreas arqueológicas*. *Revista de Ciencias Arqueológicas*.
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0305440312000866>
3. Zaheer, Z., Usmani, A., Khan, E., & Abdul Qadeer, M. (2016, julio). *Sistema de vigilancia aérea mediante UAV*. 2016 Decimotercera Conferencia Internacional sobre Redes de Comunicaciones Inalámbricas y Ópticas (WOCN).
<https://ieeexplore.ieee.org/document/7759885>