



TR-2 "Vanguard"

Technical Design Report: Definition & Architecture

Prepared for: ENMICE 2026 Committee

Chief Engineer: Yovick RZ

Date: November 2025

Índice general

1. Definición de Misión	2
1.1. Doctrina de Diseño: Determinismo Industrial	2
1.2. Especificaciones Maestras	3
1.3. Objetivos de Éxito (Success Criteria)	3
2. Arquitectura del Vehículo	4
2.1. Configuración Aerodinámica	4
2.2. Simulación de Vuelo (OpenRocket)	4
3. Sistema de Propulsión: Motor “Trinity”	6
3.1. Designación y Filosofía	6
3.2. Ingeniería Química (Propelente)	6
3.3. Manufactura y Hardware	6
4. Aviónica y Ciber-Sistemas	8
4.1. Arquitectura de Hardware (TubeSat Standard)	8
4.2. Software Crítico: Rust & IA	8
5. Sistemas de Recuperación	9

Capítulo 1

Definición de Misión

La misión **TR-2 "Vanguard"** tiene como objetivo principal el diseño, manufactura y lanzamiento de un Vehículo de Lanzamiento Reutilizable Suborbital (SRLV) de una sola etapa. El vehículo transportará una carga útil estandarizada tipo *TubeSat* a un apogeo objetivo de 3 km AGL (Above Ground Level).

La misión prioriza la validación de sistemas de aviónica crítica desarrollados en lenguaje **Rust**, la implementación de arquitecturas de hardware modular (V-BUS) y la demostración de aplicaciones de sistemas de ciberseguridad espacial. El vehículo operará bajo una doctrina de 'fiabilidad industrial', eliminando la complejidad innecesaria en favor de la robustez mecánica y lógica.

1.1. Doctrina de Diseño: Determinismo Industrial

En este proyecto, la ambigüedad es un fallo de sistema. Cada componente, desde la línea de código en Rust hasta la costura del paracaídas, debe tener una justificación funcional cuantificable. Rechazamos la estética vacía; nuestra estética es la ingeniería expuesta. Si un sistema no añade redundancia o eficiencia, se elimina.

- **Funcionalismo Brutalista:** La estética del vehículo es consecuencia directa de su ingeniería. Se rechazan acabados cosméticos que añadan peso sin aportar protección térmica o estructural.
- **Cero incongruencias:** Todo subsistema, desde el algoritmo de control hasta la mezcla del propelente, debe ser explicable, auditável y reparable por el equipo.
- **Safety-Critical Software:** Se prohíbe el uso de lenguajes sin gestión de memoria segura en la aviónica de vuelo. La implementación se realizará estrictamente en Rust para prevenir *runtime errors*.
- **Redundancia Asimétrica:** Los sistemas críticos (recuperación) deben tener mecanismos de respaldo que operen bajo principios físicos diferentes a los primarios.

1.2. Especificaciones Maestras

La siguiente tabla define los parámetros innegociables del vehículo:

Categoría	Parámetro	Valor Objetivo
Geometría	Longitud Total	2060 mm
Masa	Peso al Despegue (GLOW)	9.38 kg
Vuelo	Apogeo Estimado	4.7 km
Propulsión	Propelente	KnSB (68/30/1/1)

Tabla 1.1: Parámetros de Diseño

1.3. Objetivos de Éxito (Success Criteria)

Siguiendo la filosofía de resistencia tipo Le Mans ("To finish is to win"), el éxito se escalona en:

1. **Misión Primaria (Crítica):** Recuperación íntegra del vehículo y la carga útil. Un vuelo exitoso que termine en un aterrizaje destructivo se considera un fallo de misión.
2. **Misión Secundaria (Técnica):** Adquisición y transmisión de telemetría en tiempo real mediante enlace LoRa encriptado, sin pérdida de paquetes superior al 5 %.
3. **Misión Terciaria (Experimental):** Despliegue exitoso del TubeSat en el apogeo y verificación de su descenso independiente.

Capítulo 2

Arquitectura del Vehículo

2.1. Configuración Aerodinámica

El vehículo **TR-2 “Vanguard”** es un cohete de sondeo de una sola etapa (SRLV) diseñado bajo principios de estabilidad pasiva supersónica. El diseño aerodinámico prioriza la minimización del arrastre de onda a velocidades transónicas (Mach 0.8 - 1.2).

- **Fuselaje (Airframe):** Tubo de fibra de vidrio de 4 pulgadas (102 mm) de diámetro, basado en la geometría probada de modelos tipo *Madcow DX3* y *LOC Hyperloc*. Material seleccionado por su transparencia a radiofrecuencia (RF), vital para la telemetría interna.
- **Ogiva (Nose Cone):** Perfil *Von Kármán* o Tangente Ogiva (según disponibilidad de manufactura), con una relación de longitud/diámetro de 5:1 para optimizar el corte aerodinámico a Mach 1.2+. Referencia: *Nose Cone Design* [MIT Rocket Team].
- **Superficies de Control (Aletas):** Configuración de 3 aletas trapezoidales con perfil aerodinámico *NACA 0010* simétrico. Fabricadas en placa de fibra de carbono/epoxi para resistir el *flutter* supersónico.

2.2. Simulación de Vuelo (OpenRocket)

Las simulaciones de Montecarlo indican un rendimiento nominal alineado con los objetivos de la misión:

Parámetro	Valor Simulado
Longitud Total	210 cm
Diámetro Máximo	10.2 cm (4 in)
Masa al Despegue (GLOW)	4,184 g (Seco) / 9,756 g (Cargado)
Estabilidad Estática	2.50 cal (Margen de seguridad \geq 2.0)
Apogeo Estimado	3,166 m AGL (aprox. 10,387 ft)
Velocidad Máxima	413 m/s (Mach 1.21)
Aceleración Máxima	218 m/s ² (\approx 22 G)

Tabla 2.1: Datos de vuelo nominal (OpenRocket v23.09)

Capítulo 3

Sistema de Propulsión: Motor “Trinity”

3.1. Designación y Filosofía

El motor de combustible sólido **DST-L1780 “Trinity”** debe su nombre al sitio de la primera detonación nuclear, en honor a J. Robert Oppenheimer, simbolizando el paso de la teoría a la potencia bruta. No reinventamos la rueda; optimizamos la física conocida.

El diseño geométrico se basa en el hardware comercial *Cesaroni Pro75-5G* (Carcasa 6268M1401-P), adaptado para manufactura propia bajo estándares de fiabilidad industrial.

3.2. Ingeniería Química (Propelente)

Se utiliza una variante catalizada del propulsor KNSB (Nitrato de Potasio / Sorbitol). A diferencia de la proporción clásica de Nakka (65/35), el motor Trinity emplea una formulación agresiva para maximizar el I_{sp} volumétrico:

- **Oxidante:** 68 % Nitrato de Potasio (KNO_3).
- **Combustible:** 30 % Sorbitol ($C_6H_{14}O_6$).
- **Catalizador:** 1 % Óxido de Hierro Rojo (Fe_2O_3) para aumentar la tasa de quemado.
- **Aditivo Térmico:** 1 % Aluminio en polvo (Malla 200-300) para estabilidad de combustión y firma visual.

3.3. Manufactura y Hardware

- **Carcasa (Casing):** Aluminio 6061-T6, mecanizado para soportar presiones de cámara de operación nominal de 700 psi (con factor de seguridad 1.5x).
- **Tobera:** Grafito de alta densidad mecanizado con ángulo de convergencia de 30° y divergencia de 12-15° para expansión óptima a 2,400 msnm (Zacatecas).

- **Aislamiento:** Granos de propelente fundidos (casting) dentro de tubos de cartón Kraft fenólico inhibidos externamente. Configuración BATES (5 granos).

```
Motor Class: L (98% L impulse)
Total Impulse: 3952 Ns
Avg Thrust: 1780 N
Burn Time: 2.19 s
Propellant Mass: 3.07 kg
Specific Impulse: 131.2 s (Simulado)
```

Listing 3.1: Especificaciones OpenMotor

Capítulo 4

Aviónica y Ciber-Sistemas

4.1. Arquitectura de Hardware (TubeSat Standard)

El cerebro del vehículo rompe con la tradición de microcontroladores simples. Se implementa una arquitectura basada en Linux Embebido para soportar cargas de trabajo de seguridad y multimedia.

- **OBC (On-Board Computer):** Raspberry Pi Zero 2 W.
- **Sistema Operativo:** Fedora IoT (Aarch64) con **SELinux** en modo *Enforcing*. Esto garantiza que ningún proceso no autorizado (buffer overflow o inyección) pueda acceder a los periféricos críticos de vuelo.
- **Sensores:**
 - IMU de 9 ejes (Acelerómetro, Giroscopio, Magnetómetro).
 - Barómetro de alta precisión (MS5611 o BMP390) para altimetría.
 - Monitoreo individual de celdas LiPo (Voltaje/Corriente).

4.2. Software Crítico: Rust & IA

- **Rust Flight Core:** El software de telemetría y control está escrito 100 % en Rust. El sistema de tipos y el *Borrow Checker* eliminan matemáticamente los errores de segmentación de memoria en tiempo de vuelo.
- **Ciberseguridad Ofensiva/Defensiva:** El enlace de datos no es solo texto plano. Implementa firma digital de paquetes. El sistema está .^abierto.^a desafíos de *pentesting* durante la fase de espera en rampa, demostrando la robustez de SELinux.
- **IA (Gemma Destilado):** Se emplea un modelo de lenguaje pequeño (SLM) en la Estación Terrena para análisis semántico de errores. Si la telemetría se corrompe, la IA reconstruye el contexto del paquete basándose en el historial de vuelo.
- **Ground Station (TUI):** Interfaz de usuario basada en terminal (Ratatui) para máxima eficiencia de recursos y estética *High-Tech*.

Capítulo 5

Sistemas de Recuperación

El vehículo emplea una estrategia de Despliegue Dual (Dual Deploy) simplificada mecánicamente para aumentar la fiabilidad.

1. **Apogeo (3,166 m):** Separación del fuselaje y despliegue del paracaídas piloto (Drogue) y del TubeSat. El vehículo desciende rápidamente bajo el piloto para evitar deriva por viento.
2. **350 metros AGL (Main Event):** Activación del dispositivo **Jolly Logic Chute Release**. Este dispositivo electromecánico mantiene el paracaídas principal (Toroide o Cruciforme) plegado hasta esta altura, donde lo libera. Esto elimina la necesidad de cargas pirotécnicas secundarias complejas.

Bibliografía

- [1] MIT Rocket Team. *Nose Cone Design & Stability Analysis*. <https://wikis.mit.edu/confluence/display/RocketTeam/>
- [2] Richard Nakka. *Experimental Rocketry: KNSB Propellant & Theory*. https://www.nakka-rocketry.net/lambda_p.html
- [3] Mountain Man Rockets. *High Power Rocketry Primer*. <https://www.mountainmanrockets.com/index.php/hpr-primer/>
- [4] Jolly Logic. *Chute Release System*. <https://jollylogic.com/products/chuterelease/>
- [5] Madcow Rocketry. *Super DX3 Kit Specifications*. <https://www.madcowrocketry.com/4-super-dx3/>
- [6] LOC Precision. *Hyperloc 835 Specifications*. <https://locprecision.com/products/hyperloc-835>
- [7] Airfoil Tools. *NACA 0010 Airfoil Details*. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>
- [8] YouTube: *Composite Rocket Manufacturing*. <https://www.youtube.com/watch?v=PIy42B6BNwk>
- [9] YouTube: *Sugar Motor Static Test*. <https://www.youtube.com/watch?v=isMdw3JXQ1E>