

## S-IC Systems

### Fuel

The fuel tank was filled via a 6" duct connecting an external intertank umbilical opening to the tank bottom through a ball fill-and-drain valve. Fuel flowed at 200 gpm until the tank was 10% full, 2,000 gpm thereafter. A fuel loading probe and nine temperature sensors facilitated fuel tank filling by signaling a full fuel load and allowing real-time density computation. Fuel could also be drained, if necessary, via the same fill-drain system. Two fuel feed lines connected the fuel tank to each engine via normally-open pneumatically-operated pre-valves that were emergency backups to the engine's main fuel valves. A fuel conditioning system bubbled gaseous nitrogen through the fuel feed lines to prevent temperature stratification prior to launch. A cutoff sensor mounted near the tank bottom signaled fuel exhaustion and initiated engine shutdown; this backed up to a similar LOX depletion detection scheme that normally controlled engine shutdown. Fuel level sensors, in conjunction with the S-IC telemetry system, allowed ground support to monitor fuel levels. The fuel tank was pressurized by gaseous helium that originated from high-pressure bottles within the LOX tank. These helium tanks were initially filled to 1,660 psig, but once LOX was loaded and the bottles were cold, helium pressure was raised to about 3,100 psig. Cold helium was heated by engine heat exchangers before entering the fuel tank via a pressure regulator. Tank pressurization ensured sufficient head pressure for engine start and operation.

### LOX

The LOX tank was filled under pressure via two 6" LOX fill-and-drain lines and valves; initial fill rate was 1,500 gpm to reduce LOX splashing until the tank was 6.5% full, then 10,000 gpm until the tank was 95% full, and 1,500 gpm for final filling. Four LOX liquid-level probes continuously monitored tank LOX levels. The LOX tank could be drained through the fill-and-drain path. The LOX, whose temperature was -297°F at sea level pressure, continuously boiled away; additional LOX was periodically added by GSE to make up for the loss. Although the LOX boiling phenomenon occurred anywhere it contacted the tank inner surface, it was most troublesome within the five LOX suction lines, which, although 17" in diameter, were too slim to maintain self-contained convective currents. To prevent LOX geysering and bubble formation that could cause LOX pump cavitation, gaseous helium was bubbled from the suction line bases of all five suction lines. This helium, supplied by GSE, was lost along with the GOX that was boiling away. This same helium was also used to provide 26 psia tank pressure prior to engine start. Once the engines were running, some of the LOX was evaporated in the engine heat exchanges and the heated GOX used for LOX tank pressurization at 18 – 23 psia. Dry nitrogen was used to slightly pressurize the LOX tank during S-IC storage to prevent moisture from entering its tanks. Cutoff sensors near the top of each LOX suction line assured safe engine shutdown while leaving a minimum amount of unused LOX.

### Pogo Suppression

The term "pogo" was coined to describe a low-frequency (3 – 5 Hz) longitudinal vibration resulting from sympathetic coupling of vehicle structure, propellant delivery and engine thrust resonant frequencies. In the S-IC's case, flexibility in the center engine support structure allowed the center engine's LOX suction line's length to vary, which caused LOX pressure at the LOX pump entrance to vary, which caused engine thrust to vary... This phenomenon was conveyed to the outer engines and pretty soon the entire rocket was shaking at

more than the  $\pm 0.2g$  limit. On the unmanned Apollo 6 mission, this was strong enough to cause vehicle damage and may have been injurious to astronauts had they been aboard. Although the pogo problem was never completely solved, engineers continuously improved the situation.

One thing engineers did to help address the pogo issue was to pressurize cavities in the outboard LOX prevalues, causing them to serve as vibration absorbers. At T-11 minutes into the countdown GSE helium was used to pressurize the prevalue cavities while support personnel carefully monitored pressure and LOX liquid levels. This resulted in an accumulator of sorts that altered the LOX suction line's resonant frequencies.

Los sistemas de propulsión recopilados abarcan una gran variedad de tecnologías, desde soluciones químicas monopropelentes tradicionales como la hidrazina, hasta tecnologías eléctricas emergentes como RF plasma, FEEP, o resisto jets térmicos. Se describen a continuación los principales sistemas y características técnicas.

### **Propulsión monopropelente (Hidrazina y variantes verdes):**

- *Hidrazina* ( $N_2H_4$ ) es el propulsor tradicional ampliamente probado en el espacio. Los motores de 1N, 5N, 20N y 25 N de empresas como Rafael y Ariane Group muestran un rango de empuje desde 0.25 hasta 28 N, con un Isp entre 205–230 s. Son utilizados en misiones como EROS, OFEQ, CSO, Galileo y muchas otras constelaciones.
- *HPGP (High Performance Green Propellant)* como el LMP-103S, desarrollado por ECAPS (Suecia), es una alternativa ecológica a la hidrazina. Utiliza un oxidante basado en ADN (azida de amonio) que proporciona entre 215 y 231 s de Isp y es más seguro de manipular. Ha volado en SkySats, PRISMA y Astroscale.

### **Propulsión eléctrica y avanzada:**

- *Phase Four Maxwell* utiliza tecnología de plasma por radiofrecuencia (RF plasma) con xenón. Tiene un alto Isp, desde 374 hasta 1440 s, y es capaz de generar entre 2.6 y 18 mN dependiendo de la potencia (160–550 W). Es uno de los sistemas eléctricos más comerciales y con herencia de vuelo en misiones de Capella, Starlink y Transporte de SpaceX.
- *ENPULSION Nano (FEEP con indio)* permite un control ultrapreciso del empuje, entre 10  $\mu N$  y 0.5 mN. Tiene un Isp altísimo, de hasta 6000 s, y ha sido probado exitosamente en más de 130 unidades. Se alimenta de indio líquido y ofrece control dinámico por emisión de campo.
- *Resistojet* desarrollado por Surrey Space Center, emplea gases como  $N_2O$  super calentado eléctricamente hasta su expansión. Tiene un Isp de  $\sim 127$  s con potencias del orden de 100 W. Ofrece simplicidad y eficiencia para maniobras orbitales leves en nanosatélites de hasta 100 kg.
- *SPT-50 de OKB Fakel (Rusia)*: propulsión iónica tipo plasma estacionario (Stationary Plasma Thruster) basado en xenón. Usado en misiones como Kanopus-V para correcciones finas. Incluye sistemas completos: XFC-50, FCU, tanques, y PPU específicos.

### **Propulsión a gas frío / cálido (Warm Gas / Cold Gas):**

- *SNAP-1* de SSTL es un sistema extremadamente compacto (del tamaño de un bolígrafo), que utiliza butano como propelente con empuje de 100 mN y un Isp de ~45 s. Voló con éxito en 2000.
- *MiPS* (Microspace) utiliza argón como gas inerte, configurado en módulos de 1 o 2 ejes, con empujes controlables de hasta 10 mN y muy buena resolución. Su consumo energético es de ~2 W por unidad, y tiene herencia de vuelo en POPSAT-HIP1.
- *NanoProp* (*GOMSPACE/NanoSpace*) es una matriz de propulsores MEMs de gas caliente, con control de 6 grados de libertad, utilizando gases como butano o nitrógeno, e impulsos muy pequeños para control de actitud.

### **Propulsión sólida:**

- *STAR-3 y STAR-5 de Northrop Grumman*: motores de combustible sólido con impulso total entre 1250 y 5700 N\*s. Proveen empujes elevados (hasta 1900 N) para grandes maniobras o despliegues de satélites. Fueron usados en misiones como MER Spirit y múltiples CubeSats.
- *MAPS* (*Modular Architecture Propulsion System*) de PacSci, un sistema SRM modular para CubeSats, permite empujes breves de alto rendimiento (~165N en 60ms) mediante cargas pirotécnicas personalizadas. Ofrece redundancia y control por configuración matricial.

### **Estructuras y tanques (composición y configuración):**

- Los tanques de propelente son usualmente de titanio o aleaciones de aluminio para resistir presiones elevadas y temperaturas extremas, especialmente en sistemas con xenón, N<sub>2</sub>O o butano.
- Las válvulas solenoides o térmicas (dependiendo del sistema) controlan la expulsión del gas o del propelente líquido. Sistemas como resistojets requieren sensores térmicos (RTDs) y protección con materiales tipo aerogel o aislamiento MLI.
- La distribución modular sigue la arquitectura PC-104, con EPS (Electrical Power System) en el centro del sistema, controladores de válvulas, calentadores y sensores interconectados a la computadora de a bordo (OBC).

### **Sistemas auxiliares:**

- *Sensores térmicos* para monitorear el calentamiento de los gases (especialmente en resistojets).
- *RTOS y OBCs* capaces de realizar control autónomo de actitud y órbita, integrados con sensores IMU o GPS.

- *Sistemas de flujo (FCU)*: controlan el suministro de gases como xenón o argón, regulan presiones y aseguran redundancia entre propulsores



Distribución de tanques y válvulas

Gestión térmica de resistojets

Interfaces eléctricas para control y calentamiento

Control de actitud básico

Compatibilidad con **bus PC-104**, EPS y sistema autónomo

 PANEL SOLAR  (repl.)	
[ CPU / RTOS / FPGA ]	← Módulo de control
[ Payload: cámara, sensor ]	← Carga útil científica
[ Unidad propulsora A ]	← RF Plasma / FEEP
[ Unidad propulsora B ]	← HPGP / Hidrazina
[ Tanques + válvulas FCU ]	← PEX/Ti + válvulas redundantes
[ Distribución energía ]	← Batería + EPS @ 28VDC

Módulo	Función principal	Posibles tecnologías	Comentarios
<b>CPU de Navegación</b>	Control de actitud y trayectoria	FPGA / ARM / RTOS	RTOS como FreeRTOS o QP
<b>Sistema de Propulsión</b>	Maniobras, corrección orbital, frenado atmosférico	Hidrazina, MMH/NTO, SPT-50, RF Plasma (Maxwell)	Modular según misión
<b>Energía y Distribución</b>	Paneles solares, baterías, conversión a 28VDC	Li-ion, BMS con redundancia	Módulo autosustentable
<b>Comunicación</b>	UHF, X-band, óptica láser	SDR (software-defined radio)	Incluye antenas replegables

<b>Carga útil (payload)</b>	Instrumentación científica, cámaras, espectrómetros	Modular con interfaz estándar	Pueden intercambiarse
<b>Gestión térmica</b>	Radiadores, recubrimientos MLI, control de temperatura interna	Loop térmico o pasivo	Diseño esencial para propulsión RF y cámaras

Main Power – includes relays, the power transfer switch and power distribution busses

Sequence and Control – implemented the flight program when actuated by the instrument unit

Propulsion – monitored and controlled the propulsion system

Timer – contained delay circuits and interlocks to achieve optimal performance and safety

Thrust OK – shut down an engine if two of three Thrust OK switches did not operate

Measuring – routed measurement data to either hard-wired GSE or flight telemetry

Measuring Power – routed electrical power to the various measuring devices

**Estructura:** Generate en Blender/OpenSCAD:

- Fuselaje tipo vuelo horizontal (cuerpo central y alas)
- Integra tanques cilíndricos para hidrazina y cámaras internas

**Añadir propulsión:**

- Puntos de thrusters (~12), orientados para control total
- Válvulas + líneas hidráulicas en el interior

**Cámaras y sistemas de estabilización:**

- Montar en compartimento sellable con soporte antivibración

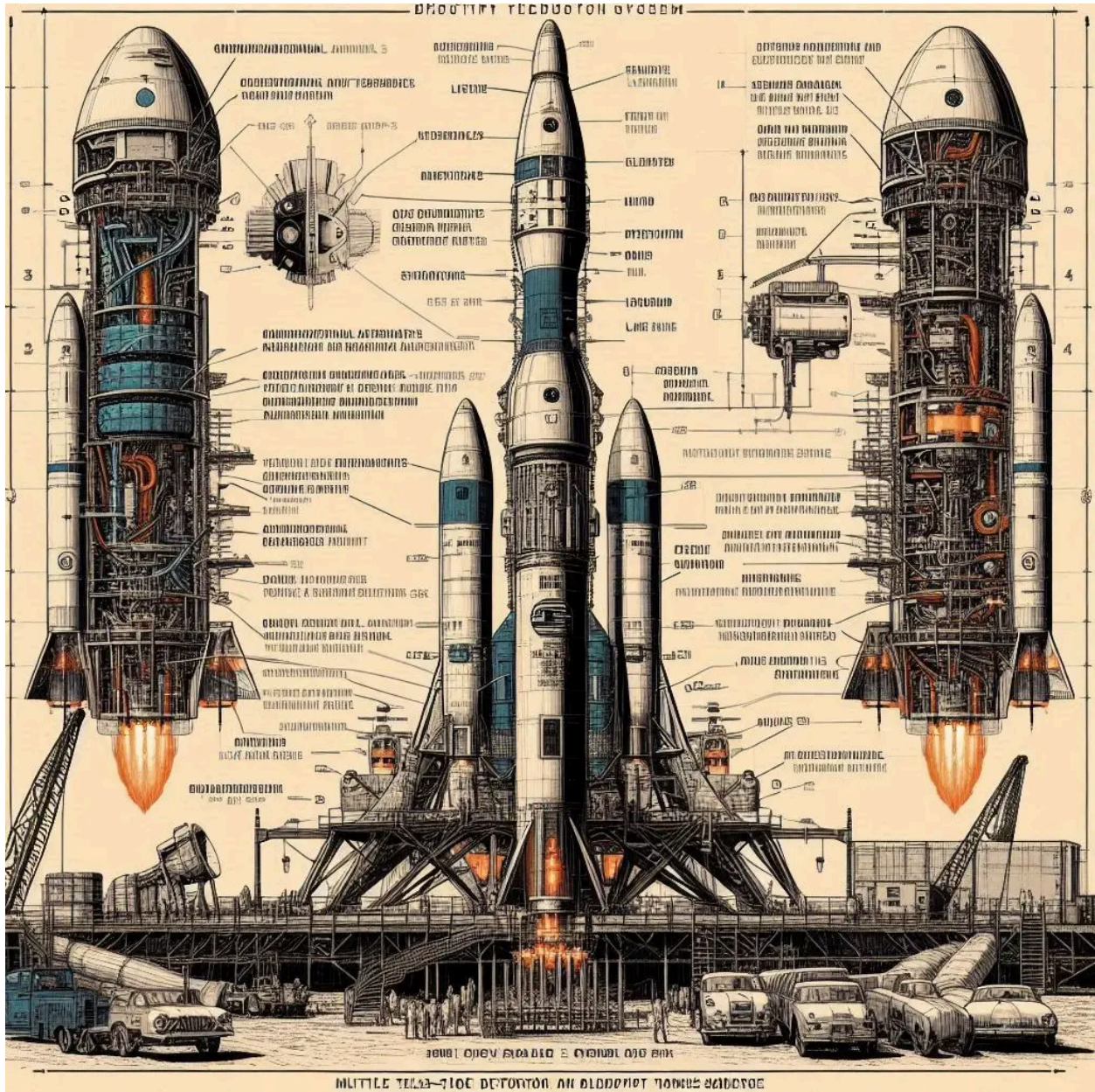
**Aerofrenado y cobertura térmica:**

- Modelar paneles térmicos en fuselaje inferior

- Ala y elevones con textura térmica tipo TUFROC

**Materiales:**

- Composite (fuselaje primario): carbono-aluminio/titanio
- Tanques: aluminio o titanio con recubrimiento térmico
- Propulsores: acero inoxidable o Inconel
- Cobertura térmica: cerámica reforzada tipo IXV/TUFROC



Concept: Merlin-Fusion Hybrid Propulsion System

A compact fusion-based plasma engine combining a miniaturized Tokamak-style reactor with Merlin-class architecture. Designed for interplanetary probes similar to the Parker Solar Probe.

---

## MODULES

\*\*1. Fusion Core (Tokamak Mini Reactor)\*\*

- Geometry: Toroidal chamber, magnetic coils, central solenoid.
- Size constraints: ~1–1.5 meters in radius.

- Plasma type: Deuterium-Tritium mixture or Helium-3 if available.
- Confinement system: High-temperature superconducting magnets.

**\*\*2. Plasma Ion Drive\*\***

- Directly extracts charged particles (ions) from the fusion reaction.
- Accelerates them through magnetic/electric nozzles.
- Exhaust velocity: >50 km/s.

**\*\*3. Heat & Radiation Management System\*\***

- Cooling: Regenerative loop of superfluid helium or carbon nanofluid.
- Materials: C/C composites, tungsten alloys, titanium ceramics.

**\*\*4. Structural Frame (Merlin D-style)\*\***

- Outer shell of aluminum-lithium alloy.
- Embedded AI-managed diagnostic sensors.
- Shock-absorption interfaces with spacecraft bus.

---

DESIGN CHALLENGES

**\*\*Miniaturizing Tokamak\*\***

- Replace central ohmic heating with RF wave heating (ICRH or ECRH).
- Optimize for pulsed rather than steady-state operation.
- Remove tritium breeding loop to reduce mass and complexity.

**\*\*Cooling System\*\***

- Active loop using nano-coated heat pipes.
- External radiator panels deployable from spacecraft.
- Simulated coolant flow via Python/Trimesh mesh modeling.

**\*\*Fusion Efficiency\*\***

- Magnetic field  $B \geq 4\text{--}6\text{ T}$ .
- Plasma density  $n \geq 10^{19}\text{ m}^{-3}$ .
- Lawson criterion scaled to reduce Q ratio but maintain thrust.

---

MATERIALS DATABASE

Component	Material	Properties
Vacuum Chamber	Titanium-Zirconium alloy	Corrosion-resistant, heat-tolerant
Magnetic Coils	HTS (YBCO tape)	High B-field, compact, cryogenic stable
Cooling Pipes	Carbon nanofiber composite	Thermal conductivity, low weight
Nozzle Structure	Boron Nitride/Tungsten mix	High-melting point, erosion-resistant



## EQUATIONS (Fusion Physics Reference)

- Plasma energy:

$$E = (3/2) * n * k * T$$

- Magnetic confinement parameter:

$$\beta = (n * k * T) / (B^2 / 2\mu_0)$$

- Fusion power:

$$P_{\text{fusion}} \approx n^2 * \langle \sigma v \rangle * E_{\text{fusion}}$$

---

## PYTHON CONCEPT (Parametric geometry sketch)

### Métrica de Frolov:

- Se puede usar para simular cómo se comportan las trayectorias de partículas (naves, iones) alrededor de agujeros negros cargados o rotantes.
- Permite calcular zonas estables de órbita, puntos de transferencia energética (como en el *efecto Penrose*), y diseñar trayectorias tipo *halo orbit* o *plunge orbit*.

### Aplicación a Propulsión:

- Si una nave se diseñara para **interactuar directamente con el espacio-tiempo curvado** (usando materiales superconductores, campos magnéticos intensos o plasma relativista), podrías tener una forma de “surfeo gravitacional” asistido por plasma.
- Al **inyectar plasma altamente cargado o neutrones** en regiones cercanas al horizonte de eventos o ergosfera, podrías recuperar energía como impulso (reacción magnetohidrodinámica bajo curvatura).

### Combinación con lo que propones:

- Motores tipo MPD o VASIMR reforzados con materiales tipo grafeno-titanio.
- Colectores de plasma interestelar o núcleos de helio-3, junto con una estructura adaptativa a cambios en el gradiente gravitacional.

- Computación embarcada que detecte métricas locales y ajuste el *frame vectorial* de navegación.