

# ***Trabajo Final: MCR***



***Materia:*** *Introducción a la Ingeniería en Sistemas Espaciales*

***Responsables del Documento:***

- Luciano Cortesini*
- Ignacio Canay*
- Pedro Martinez Viademonte*
- Mariano Gonzalez*

***Docentes:***

- Lucas Contreras*
- Matías Aguirre*
- Sebastián Monsu*

**2do Cuatrimestre 2025**



**Universidad Nacional  
de San Martín**

# Índice

<b>Glosario</b>	<b>4</b>
<b>1 Planteamiento de la Misión</b>	<b>5</b>
1.1 Necesidad . . . . .	5
1.2 Contexto . . . . .	5
1.3 Metas . . . . .	6
1.4 Objetivos . . . . .	6
1.5 Hipótesis . . . . .	6
1.5.1 rentabilidad . . . . .	6
1.5.2 Impacto sobre la cristalización: . . . . .	6
1.6 Misión . . . . .	8
1.7 Restricciones . . . . .	8
1.8 Autoridades . . . . .	8
1.9 ConOps (Concepto de Operación) . . . . .	9
<b>2 Desglose del Sistema</b>	<b>12</b>
2.1 Diagrama de bloques funcional del sistema . . . . .	12
2.2 Diagrama de subsistemas . . . . .	12
2.3 Diagrama de N2 (Interfaces) . . . . .	15
<b>3 Ambiente de Misión</b>	<b>16</b>
3.1 Fase de Lanzamiento . . . . .	16
3.2 Fase de Órbita . . . . .	16
3.3 Fase de Reingreso . . . . .	17
<b>4 Planificación del Proyecto</b>	<b>18</b>
4.1 Work Breakdown Structure (WBS) . . . . .	18
<b>5 Requerimientos de la Misión</b>	<b>19</b>
<b>6 Diagrama de Gantt</b>	<b>21</b>
<b>7 RIESGOS</b>	<b>22</b>
7.1 Matriz de Riesgo - Ponderaciones . . . . .	23
7.2 Riesgos por Categoría . . . . .	23
<b>8 Bibliografía</b>	<b>26</b>
<b>9 Anexo</b>	<b>27</b>

## Índice de figuras

1.1	Estudios experimentales de cristales crecidos en microgravedad muestran dominios más uniformes y una mosaicidad significativamente menor, como indican los perfiles de rocking y los análisis estadísticos de reflexiones. Esto produce una mayor intensidad de las reflexiones y, en consecuencia, una mejor relación señal–ruido. Los resultados observados en cristales de lisozima se confirmaron posteriormente en cristales de insulina mediante una metodología mejorada . . . . .	7
1.2	Microscopio de escaneo por electrones: $\mu$ g(izquierda) y 1g(derecha)[2] . . .	8
1.3	Concepto de Operación 1 . . . . .	11
2.1	Concepto funcional . . . . .	12
2.2	Diagrama de subsistemas . . . . .	14
2.3	Diagrama N2 . . . . .	15
5.1	Requerimientos de Misión . . . . .	19
5.2	Requerimientos Ambientales . . . . .	20
6.1	Diagrama de Gantt . . . . .	21

## Índice de cuadros

3.1	Ambiente durante fase de lanzamiento . . . . .	16
3.2	Ambiente durante fase de órbita . . . . .	16
3.3	Ambiente durante fase de reingreso . . . . .	17
7.1	Clasificación de Nivel de Riesgo . . . . .	23
7.2	Detalle de la Matriz de Riesgo por Evento . . . . .	25

## Glosario

**EPS** Electric Power System. 9, 12, 18

**GNC** Guidance Navigation and Control. 9, 12, 18

**InSPA** In-Space Production Applications. 5

**LEO** Low Earth Orbit. 5, 6, 8, 9, 22

**MCR** Mission Concept Review. 18

**OBC** On Board Computer. 9, 12, 18

**TCS** Thermal Control System. 13

**TT&C** Tracking Telemetry and Communication. 13

**UNSAM** Universidad Nacional de San Martín. 9

# 1 Planteamiento de la Misión

## 1.1 Necesidad

Existen manufacturas que se ven muy beneficiadas de condiciones de microgravedad fácilmente obtenibles en órbita. Por ejemplo, la cristalografía bajo las condiciones de gravedad propias de la superficie terrestre tiene estos de problemas:

- **Sedimentación:** durante el crecimiento de cristales, la gravedad genera el desplazamiento de moléculas hacia abajo, lo que altera la uniformidad del cristal.
- **Convección térmica:** la gravedad induce corrientes de convección en el fluido, provocadas por diferencias de temperatura, que afectan la distribución homogénea de las moléculas.
- **Cristalografía de Rayos X:** Los cristales con defectos dan patrones de difracción menos precisos.

Esto puede generar defectos estructurales, zonas de impurezas o crecimientos irregulares. ¿Por qué importa esto?

En campos como la farmacéutica, nanotecnología o materiales avanzados, una pequeña variación en la estructura cristalina puede cambiar completamente el comportamiento del producto.

## 1.2 Contexto

La NASA ha seleccionado nuevas propuestas dentro del programa In-Space Production Applications (InSPA), cuyo objetivo principal es avanzar en el desarrollo de capacidades industriales en órbita baja terrestre (LEO). Estas iniciativas buscan transformar la microgravedad en una herramienta productiva, permitiendo la fabricación de materiales y productos con prestaciones superiores a las obtenidas en la Tierra.

Las propuestas seleccionadas se centran en dos áreas de alto impacto:

- Producción de fibras ópticas avanzadas, especialmente del tipo ZBLAN. En ausencia de gravedad, el proceso de fabricación reduce significativamente defectos como cristalización interna e impurezas, lo que permite obtener fibras con mayor calidad y eficiencia para aplicaciones en telecomunicaciones y transmisión de datos.
- Aplicaciones biomédicas basadas en células madre, orientadas al desarrollo de tejidos y modelos celulares tridimensionales. La microgravedad favorece la formación de estructuras más complejas y realistas, con potencial uso en investigación médica, tratamientos y desarrollo farmacéutico.

La NASA destaca que estas actividades representan un avance concreto hacia la creación de una economía en LEO. Para que esta economía sea sostenible, resulta esencial desarrollar tecnologías específicas de manufactura orbital que sean escalables, repetibles y con niveles crecientes de automatización. Asimismo, se resalta la necesidad de reducir la dependencia de operaciones tripuladas, promoviendo sistemas capaces de producir y retornar productos a la Tierra con mínima intervención humana.

NASA

## 1.3 Metas

- Brindar un servicio que habilite manufacturas en órbita LEO.
- Competir de igual a igual con grandes empresas.
- Establecer estándares para fabricación en masa y comercializar patentes.
- Minimizar riesgos en todo el ciclo de vida del producto.

## 1.4 Objetivos

- Transportar, operar y dar soporte a una fábrica en órbita LEO.
- Recuperar los productos fabricados.
- Insertarse en el mercado de fabricación en órbita.
- Desarrollar métodos y tecnologías eficientes, rentables y reutilizables.
- Colaborar con universidades y lograr acuerdos de financiamiento futuros.

## 1.5 Hipótesis

### 1.5.1 rentabilidad

La baja del costo de lanzamiento va a generar que sea rentable.

### 1.5.2 Impacto sobre la cristalización:

La cristalización macromolecular busca formar cristales altamente ordenados capaces de difractar rayos X o neutrones con buena resolución. La calidad del cristal depende en gran medida de los procesos de transporte y crecimiento dentro de la solución, y estos pueden cambiar cuando se reduce la aceleración, como en microgravedad.

En microgravedad disminuyen la convección y la sedimentación, por lo que el transporte de macromoléculas hacia el cristal queda dominado por difusión. Esto puede reducir la incorporación de agregados grandes e impurezas, aunque los resultados dependen de la

concentración y de la pureza inicial de la muestra, que se vuelve un factor crítico para obtener beneficios reales.

La nucleación inicial no cambia de forma directa, ya que está gobernada por fuerzas intermoleculares que no dependen de la gravedad. Sin embargo, la microgravedad puede reducir la nucleación secundaria al eliminar flujos de fluido que, en la Tierra, desprenden fragmentos cristalinos que actúan como nuevos núcleos.

Durante el crecimiento, la ausencia de convección favorece la formación de una zona de agotamiento estable alrededor del cristal, permitiendo un crecimiento más lento y ordenado. Esto facilita la expulsión de unidades mal incorporadas, mejorando el orden interno.

Los estudios muestran que los cristales crecidos en microgravedad suelen presentar menor mosaicidad, dominios más homogéneos y mayor resolución de difracción, lo que se traduce en datos estructurales de mayor calidad. La importancia de estos efectos se vuelve especialmente evidente cuando se consideran futuras aplicaciones industriales y biomédicas que dependen de estructuras cristalinas precisas [1].

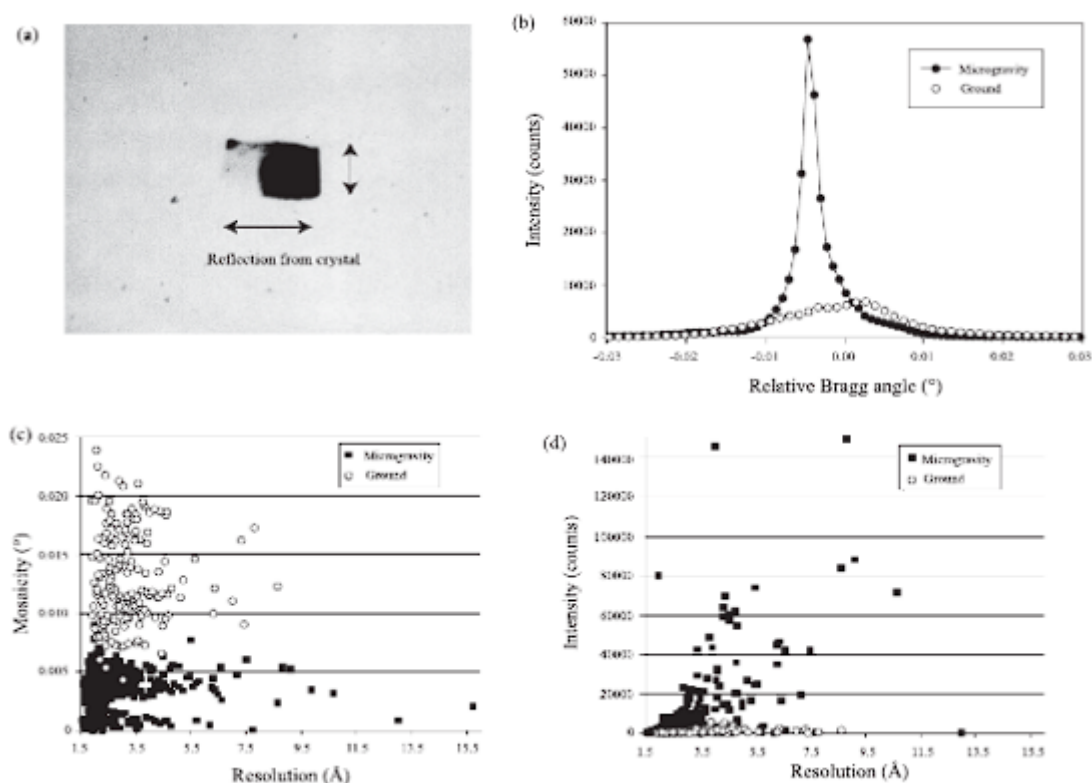


Figura 1.1: Estudios experimentales de cristales crecidos en microgravedad muestran dominios más uniformes y una mosaicidad significativamente menor, como indican los perfiles de rocking y los análisis estadísticos de reflexiones. Esto produce una mayor intensidad de las reflexiones y, en consecuencia, una mejor relación señal-ruido. Los resultados observados en cristales de lisozima se confirmaron posteriormente en cristales de insulina mediante una metodología mejorada .



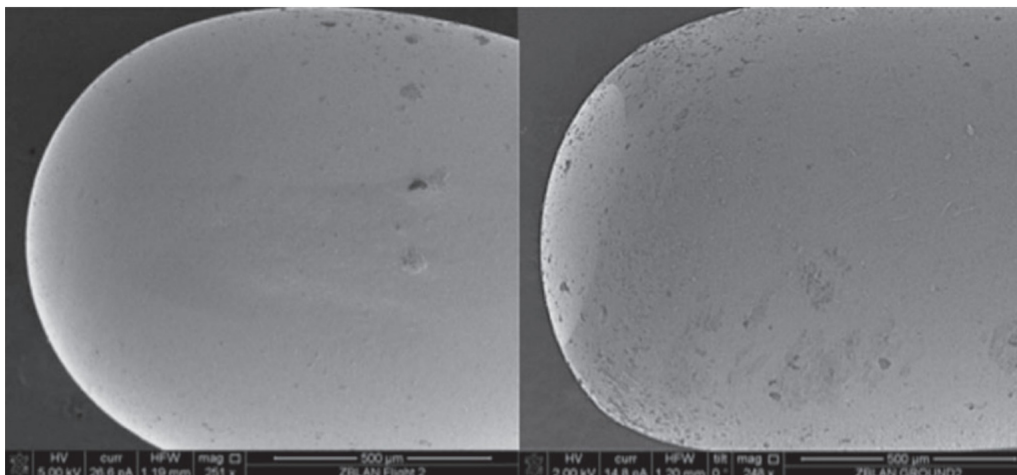


Figura 1.2: Microscopio de escaneo por electrones:  $\mu$ g(izquierda) y 1g(derecha)[2]

## 1.6 Misión

Transportar y colocar en órbita LEO un satélite equipado con una fábrica, monitorear dicha fábrica durante el tiempo requerido para que produzca la cantidad especificada de producto en microgravedad, almacenar los productos obtenidos bajo condiciones controladas y finalmente reingresar el satélite junto con los productos de forma segura a la Tierra para su recuperación y uso.

## 1.7 Restricciones

- Fabricación de algunas manufacturas.
- Limitaciones de espacio en cápsula para albergar fábricas de mayor tamaño.
- Presupuesto para la misión completa, que sea rentable.
- Mercado reducido y específico.
- Importación de materiales y tecnología.

## 1.8 Autoridades

- Lanzamiento: el transportador – Responsable:Space X Durante toda la fase de lanzamiento, incluidos integración en el vehículo, validaciones previas, carga en la cofia, cronología de despegue y ascenso, la responsabilidad operativa y legal recae completamente en el proveedor de lanzamiento. Este actor garantiza la seguridad del vehículo, el cumplimiento normativo y la integridad del payload hasta la separación en órbita.

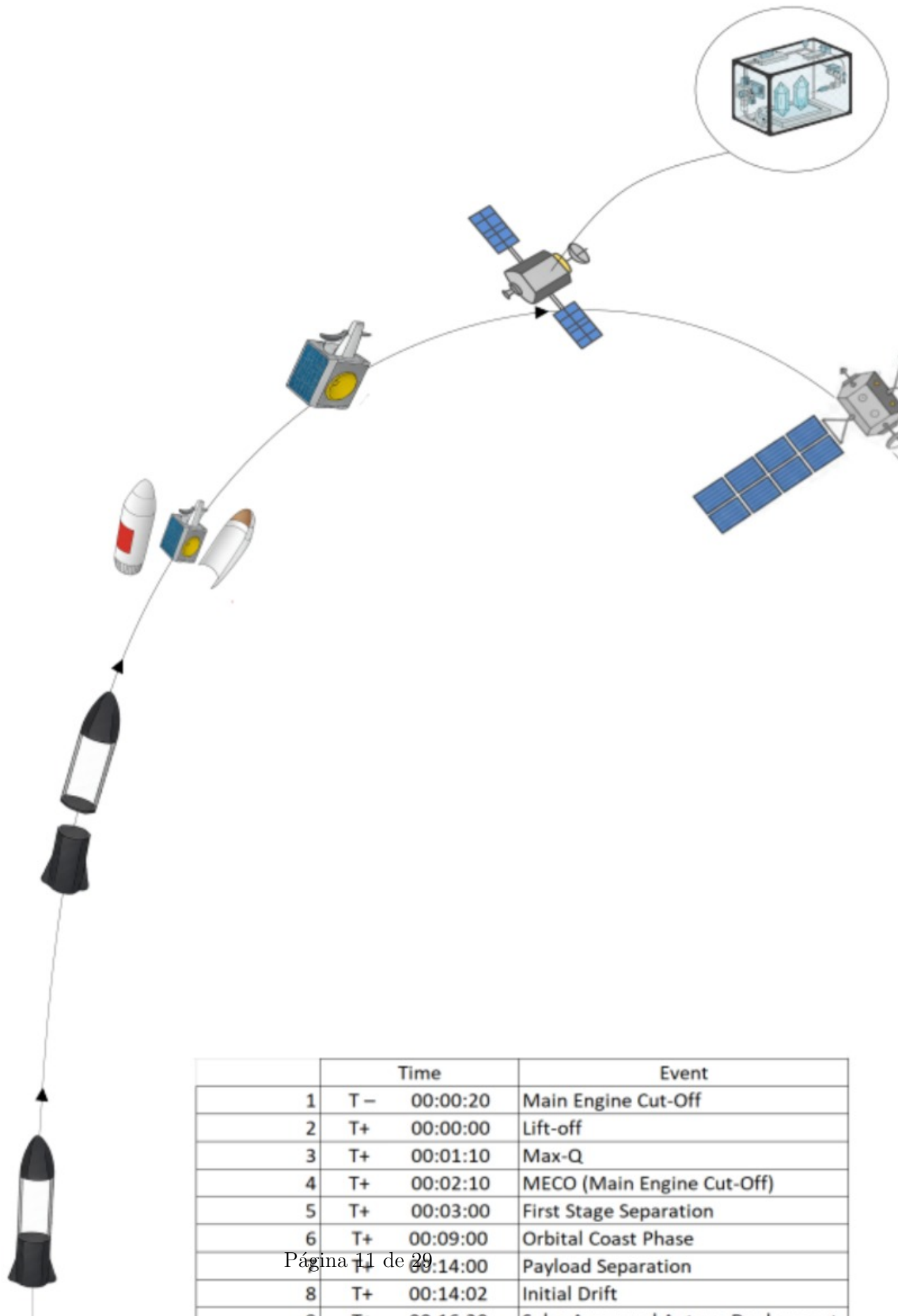
- Operación de la cápsula en órbita – Responsable: X UNSAM Una vez que la cápsula se separa del lanzador e ingresa en régimen orbital, el control y la autoridad operacional pasan al Grupo X.
- Operación de la fábrica interna – Responsable: el cliente La carga útil (la “fábrica orbital”) es operada exclusivamente por el cliente. Grupo X provee los medios (energía, telemetría, ambiente controlado), pero no interviene en las decisiones operativas internas del payload.
- Reingreso, recuperación y custodia – Responsable: Grupo X (UNSAM) Al finalizar la campaña, Grupo X ejecuta la maniobra de reingreso, gestiona la trayectoria balística y supervisa la apertura de sistemas de frenado. Tras el aterrizaje, Grupo X asume la logística de recuperación de la capsula, aseguramiento del sitio de aterrizaje, verificación de integridad y traslado seguro de la cápsula hasta la base de operaciones. El cliente toma posesión del producto una vez finalizados los procedimientos de entrega controlada.

## 1.9 ConOps (Concepto de Operación)

El proceso se divide en 8 fases principales:

1. **Lanzamiento y separación:** El satélite U-SPACE-FACT es lanzado y colocado en LEO. Condición de entrada: separación confirmada y telemetría nominal de bus (EPS, OBC, GNC).
2. **Fase de comisionado (LEO early ops):** Inicialización de subsistemas y verificación de salud (health check) de la fábrica (cámaras, controladores Peltier, actuadores, cartuchos).
3. **Inicio de operaciones de fabricación:** Carga de la receta, puesta en marcha del primer ciclo, monitorización en tiempo real y test de funcionamiento inmediato tras el primer ciclo.
4. **Campaña de producción:** Operar por  $N$  días o hasta alcanzar la masa/número de muestras requerido. Registro continuo ALCOA+ y inspecciones intermedias on-orbit.
5. **Verificación de cantidad y calidad:** Ejecutar rutina de verificación final on-orbit. Decisión de aceptación para reentrada si calidad  $\geq$  criterios mínimos, sino se decide retrabajo/descarte/retención.
6. **Preparación para reingreso:** Transferencia y sellado de muestras, acondicionamiento, y configuración de la cápsula para desacoplamiento y maniobra de reentrada.

7. **Maniobra de reingreso y recuperación:** Ejecución de desorbitación y reingreso seguro. Condición de éxito: cápsula recuperada y muestras en condición aceptable.
8. **Post-recuperación y cierre de campaña:** Transporte a instalaciones de análisis en Tierra, análisis full- panel on-ground y reporte de comparabilidad.



	Time		Event
1	T -	00:00:20	Main Engine Cut-Off
2	T +	00:00:00	Lift-off
3	T +	00:01:10	Max-Q
4	T +	00:02:10	MECO (Main Engine Cut-Off)
5	T +	00:03:00	First Stage Separation
6	T +	00:09:00	Orbital Coast Phase
7	T +	00:14:00	Payload Separation
8	T +	00:14:02	Initial Drift
9	T +	00:16:00	Satellite Deployment

## 2 Desglose del Sistema

### 2.1 Diagrama de bloques funcional del sistema

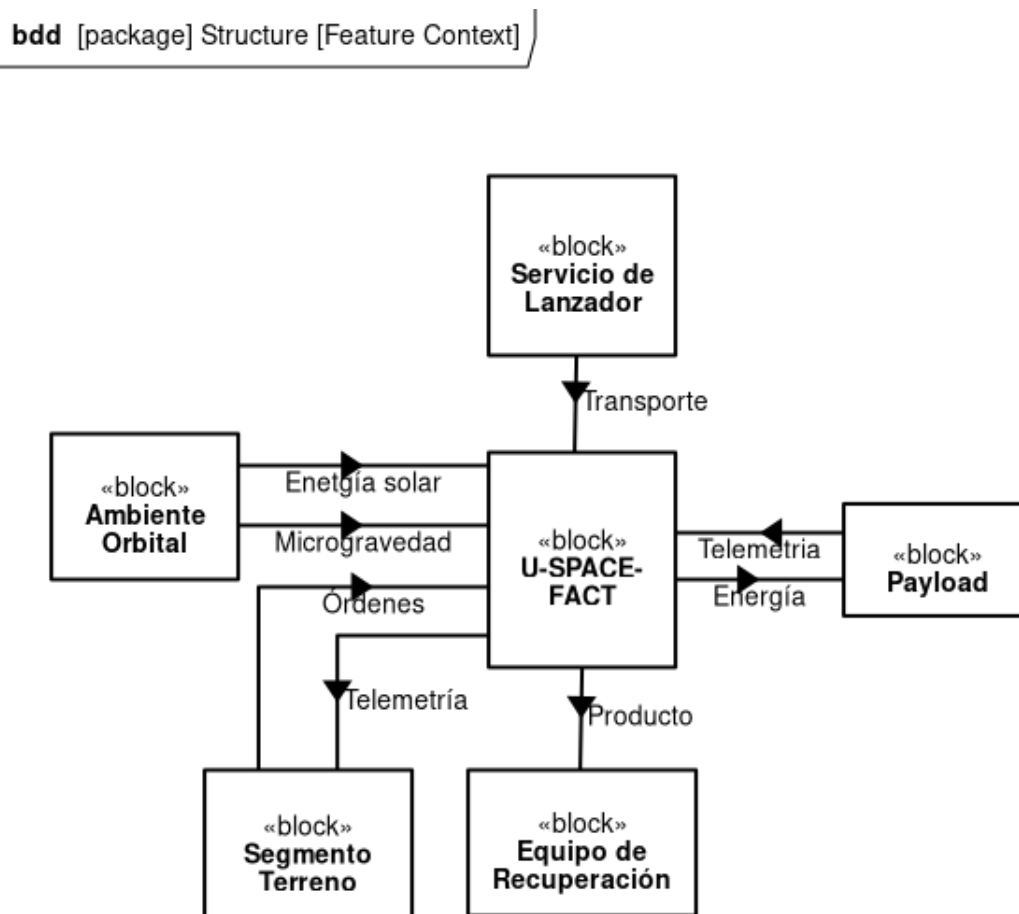


Figura 2.1: Concepto funcional

### 2.2 Diagrama de subsistemas

Subsistemas:

- On Board Computer (OBC): coordina y ejecuta el control de misión, administra datos y gestiona la operación del sistema.
- Electric Power System (EPS): Genera, almacena y distribuye la energía eléctrica necesaria para todos los subsistemas.
- Guidance Navigation and Control (GNC): Determina la actitud y posición del vehículo y ejecuta maniobras para mantener la orientación y trayectoria requeridas.

- Tracking Telemetry and Communication (TT&C): Mantiene el enlace de comunicaciones con tierra, transmitiendo telemetría y recibiendo comandos.
- Thermal Control System (TCS): Regula la temperatura del vehículo y del payload para mantenerlos dentro de rangos operativos seguros.
- Payload: Realiza el proceso de fabricación en microgravedad y produce el output utilizable por el cliente.
- Reentrada: Gestiona el retorno atmosférico y asegura la desaceleración, protección térmica y recuperación segura.
- Estructura: Provee soporte mecánico, protege los componentes internos y transmite las cargas del lanzamiento, operación y reentrada.

La figura 2.2 presenta un diagrama funcional de subsistemas, centrado en las interacciones operativas entre los elementos principales de la misión. El objetivo no es mostrar la totalidad del equipamiento embarcado, sino representar cómo los subsistemas intercambian información, control y recursos durante el funcionamiento nominal.

Ciertos elementos físicos —como la estructura, el termo-óptico o recubrimientos pasivos— no se incluyen aquí, ya que, si bien son indispensables desde el punto de vista ingenieril, no intervienen directamente en los flujos funcionales que este esquema busca destacar. Su presencia se asume como parte del soporte básico de la plataforma.

ibd [package] Structure [Logical Boundary]

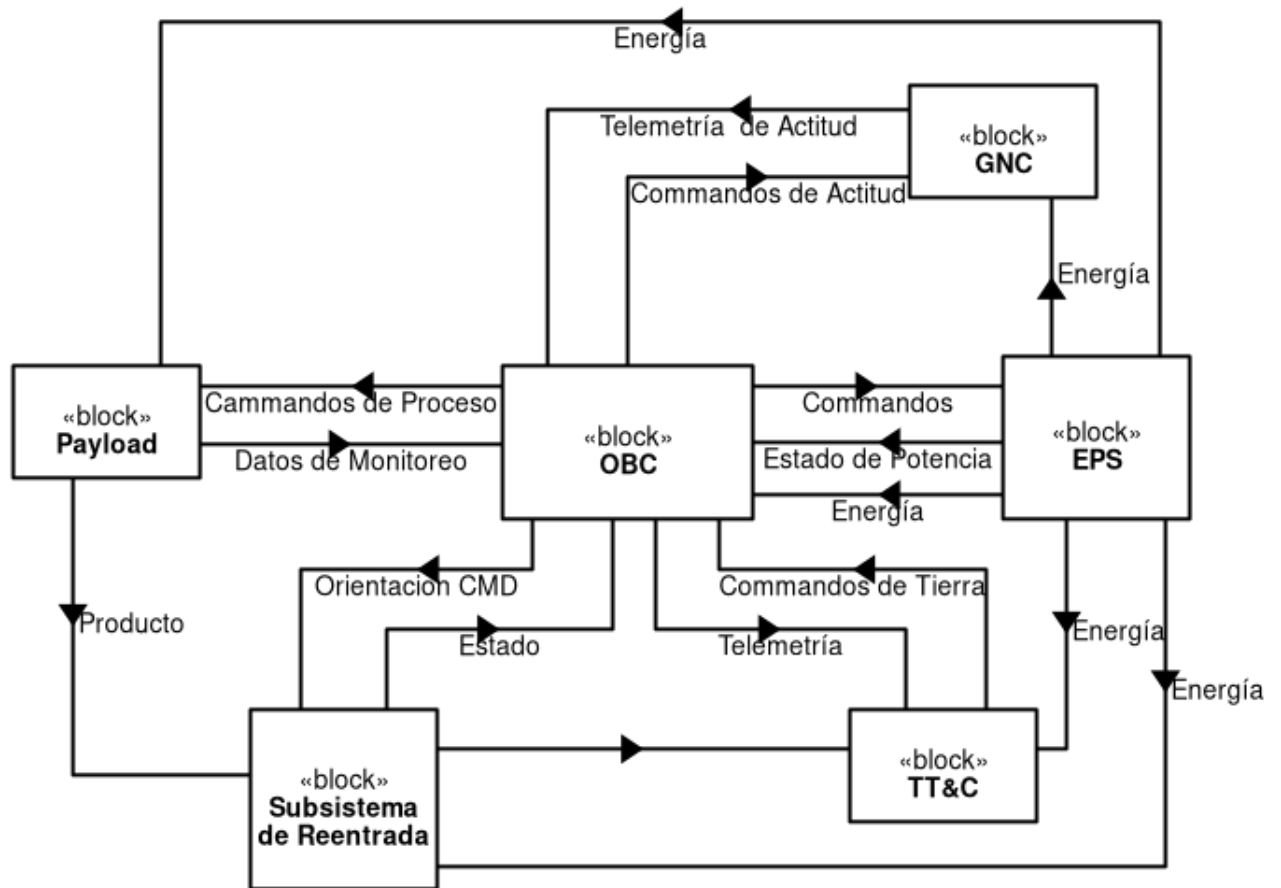


Figura 2.2: Diagrama de subsistemas

## 2.3 Diagrama de N2 (Interfaces)

OBC	Comandos de Secuencia (C)	Comandos de Actitud (C)	Telemetría (D)	Comandos de Proceso (C)	Comando de Desorbitación (C)
Estado de Salud/Potencia (D)	EPS	Potencia (E)	Potencia (E)	Potencia (E)	Potencia (E)
Telemetría de Actitud (D)		GNC		Estabilidad de u-g	
Comandos Tierra (D)			TT&C		
Datos de Monitoreo (D)				PAYLOAD	Producto Final (F)
Estado de Escudo/Paracaídas (D)			Activación de Balizas (D)		REENTRADA

Figura 2.3: Diagrama N2



## 3 Ambiente de Misión

### 3.1 Fase de Lanzamiento

Factor Ambiental	Rango / Descripción
<b>Vibraciones Acústicas</b>	Ruidos de banda ancha de <b>140 dB a 150 dB</b> generados por los motores del cohete.
<b>Vibraciones Aleatorias y Sinusoidales</b>	Movimiento de alta frecuencia durante el encendido de los motores y el vuelo.
<b>Aceleraciones (Fuerzas G)</b>	Pico de aceleración vertical (típicamente <b>3G a 9G</b> ), especialmente en la etapa final del encendido.
<b>Choque de Separación</b>	Pulso mecánico de muy alta frecuencia (hasta <b>10,000 Hz</b> ) causado por la liberación de tuercas explosivas.
<b>Presión Atmosférica</b>	Transición de <b>1 atm (nivel del mar)</b> a <b>casi vacío</b> en órbita.

Cuadro 3.1: Ambiente durante fase de lanzamiento

### 3.2 Fase de Órbita

El ambiente de operación principal, caracterizado por el vacío, temperaturas extremas y radiación.

Factor Ambiental	Rango / Descripción
<b>Temperatura Extrema</b>	-100°C a +100°C
<b>Vacío Extremo</b>	Rangos de presión extremos (típicamente <b>10<sup>-3</sup> Pa a 10<sup>-6</sup> Pa</b> )
<b>Microgravedad</b>	Aceleración residual muy baja (típicamente <b>10<sup>-6</sup> G a 10<sup>-4</sup> G</b> )
<b>Radiación Espacial</b>	<b>Protones de alta energía</b> (especialmente en la Anomalía del Atlántico Sur, SAA) (típicamente <b>100 rad a 2000 rad</b> ).
<b>Basura Espacial (Debris)</b>	Partículas entre 7km/s a 15km/s.

Cuadro 3.2: Ambiente durante fase de órbita

### 3.3 Fase de Reingreso

Implica el soporte de las condiciones más extremas de calor y presión.

Factor Ambiental	Rango / Descripción
<b>Carga Térmica Extrema</b>	Temperaturas superficiales de <b>1.000°C a 5.000°C</b> .
<b>Altas Fuerzas G</b>	Desaceleración máxima por el frenado atmosférico (típicamente <b>10G a 20G</b> ).
<b>Presión Dinámica Máxima (Max Q)</b>	Presión aerodinámica intensa sobre la superficie (típicamente <b>10kPa a 60kPa</b> ).
<b>Plasma Ionizado</b>	Vaina de gas ionizado que envuelve el objeto (típicamente <b>10<sup>17</sup>electrones/m<sup>3</sup> a 10<sup>19</sup>electrones/m<sup>3</sup></b> ).

Cuadro 3.3: Ambiente durante fase de reingreso

## 4 Planificación del Proyecto

### 4.1 Work Breakdown Structure (WBS)

#### 1. U-SPACE-FACT

- (a) **Gestión del Proyecto**
- (b) **Ingeniería de Sistemas**
- (c) **Plataforma Satelital**
  - i. Estructura
  - ii. EPS
  - iii. GNC
  - iv. OBC
- (d) **Payload – Laboratorio**
  - i. Control Térmico
  - ii. Cámaras
  - iii. Algoritmos IA
- (e) **Sistema de Reentrada**
  - i. Escudo térmico
  - ii. Sistema de Paracaídas
  - iii. Localización
- (f) **Integración y Ensayos**

#### 2. Operaciones

- (a) Comunicación Tierra
- (b) Monitoreo
- (c) Maniobras

#### 3. Documentación y MCR

## 5 Requerimientos de la Misión

Los siguientes diagramas presentan los requerimientos del sistema junto con su trazabilidad y método de verificación. La sintaxis CON-XXX identifica requerimientos de alcance conceptual, mientras que otros prefijos como ENV corresponden al entorno operativo. Cada verificación usa el formato V-reqID-método, donde el método puede ser TST (test), INS (inspección), ANA (análisis) o DEM (demostración). Esta estructura permite identificar el origen del requerimiento y la técnica usada para verificar su cumplimiento.

Estos diagramas pueden visualizarse a tamaño completo en el Anexo al final del documento.

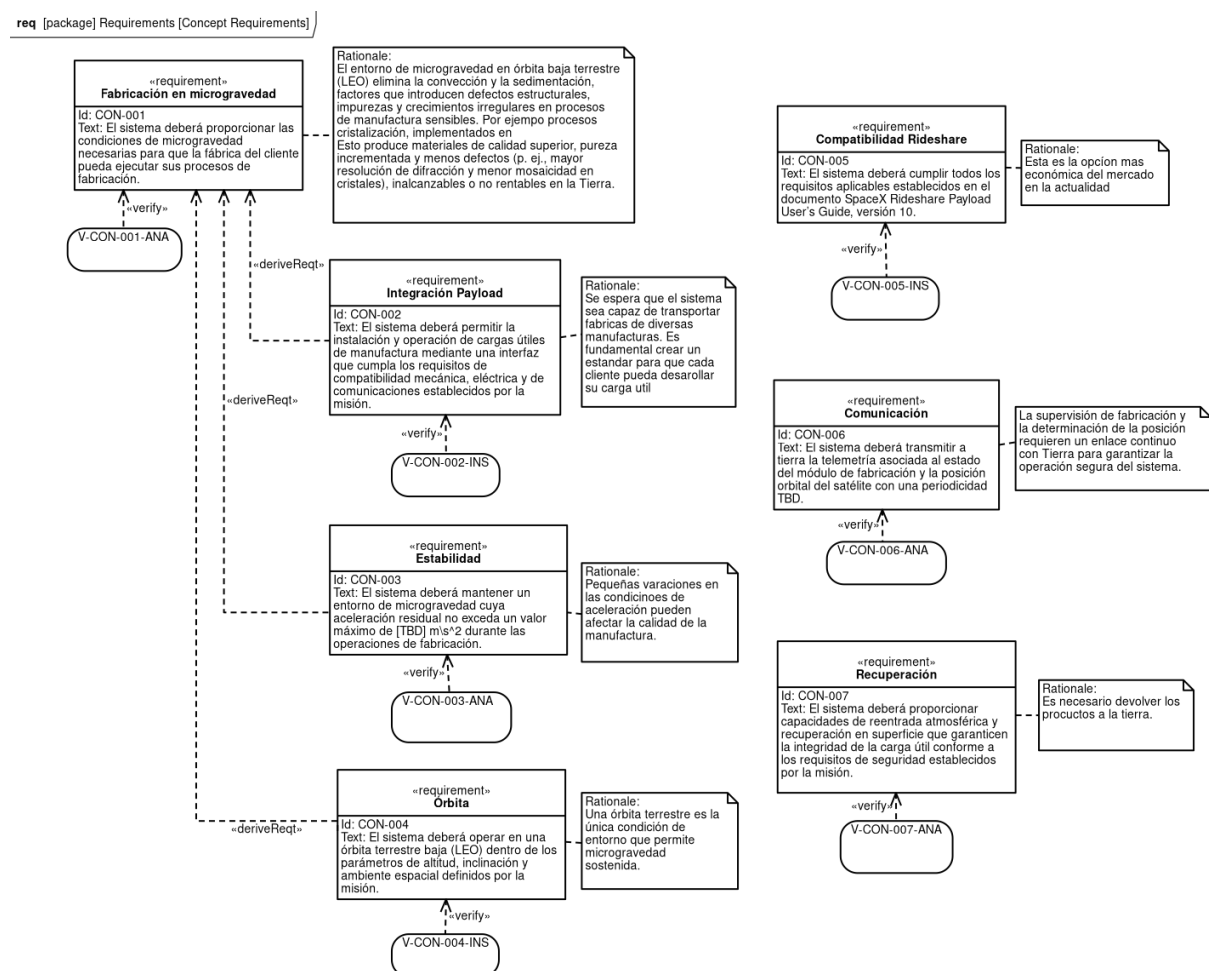


Figura 5.1: Requerimientos de Misión

req [package] Requirements [Environment Requirements]

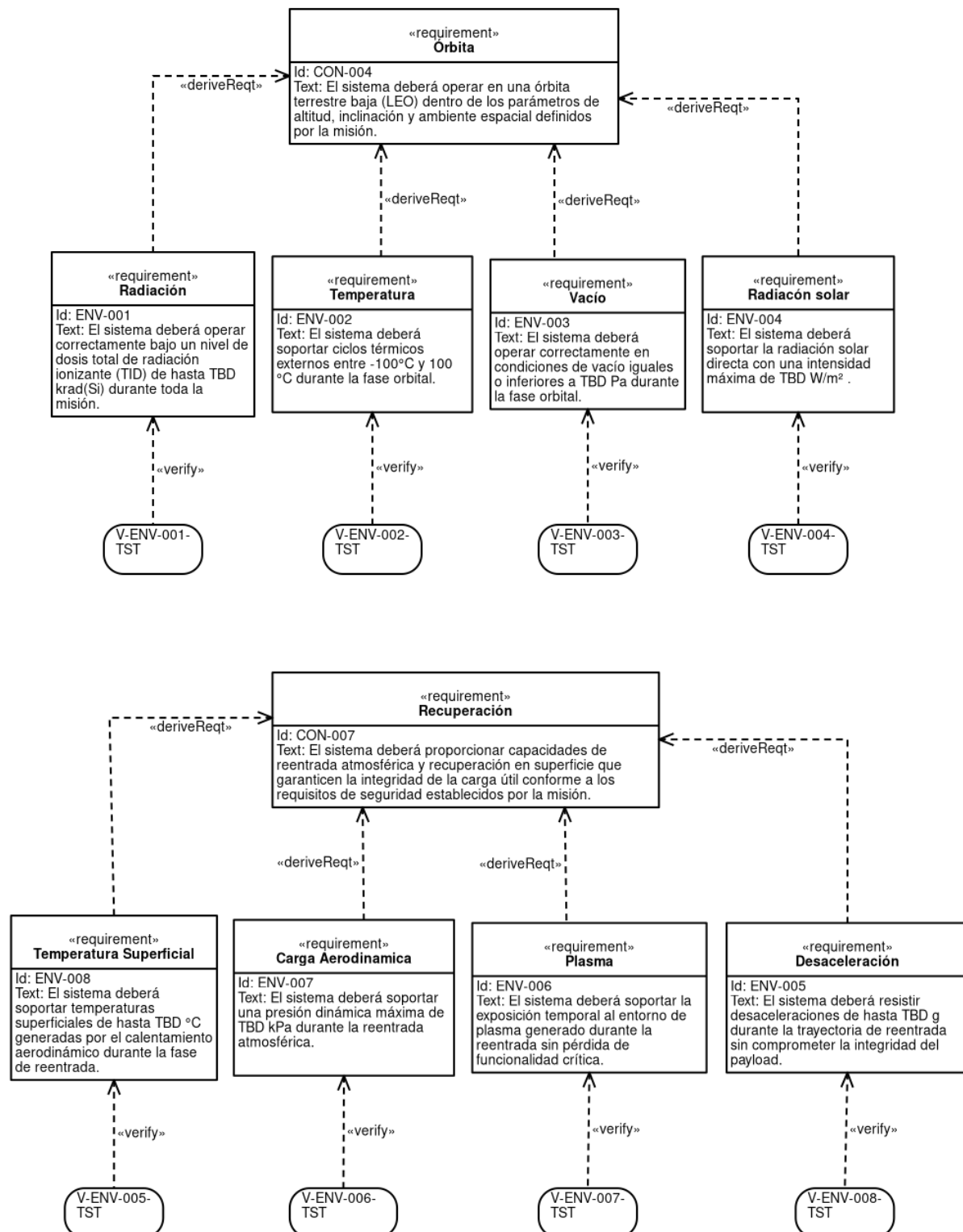


Figura 5.2: Requerimientos Ambientales

## 6 Diagrama de Gantt

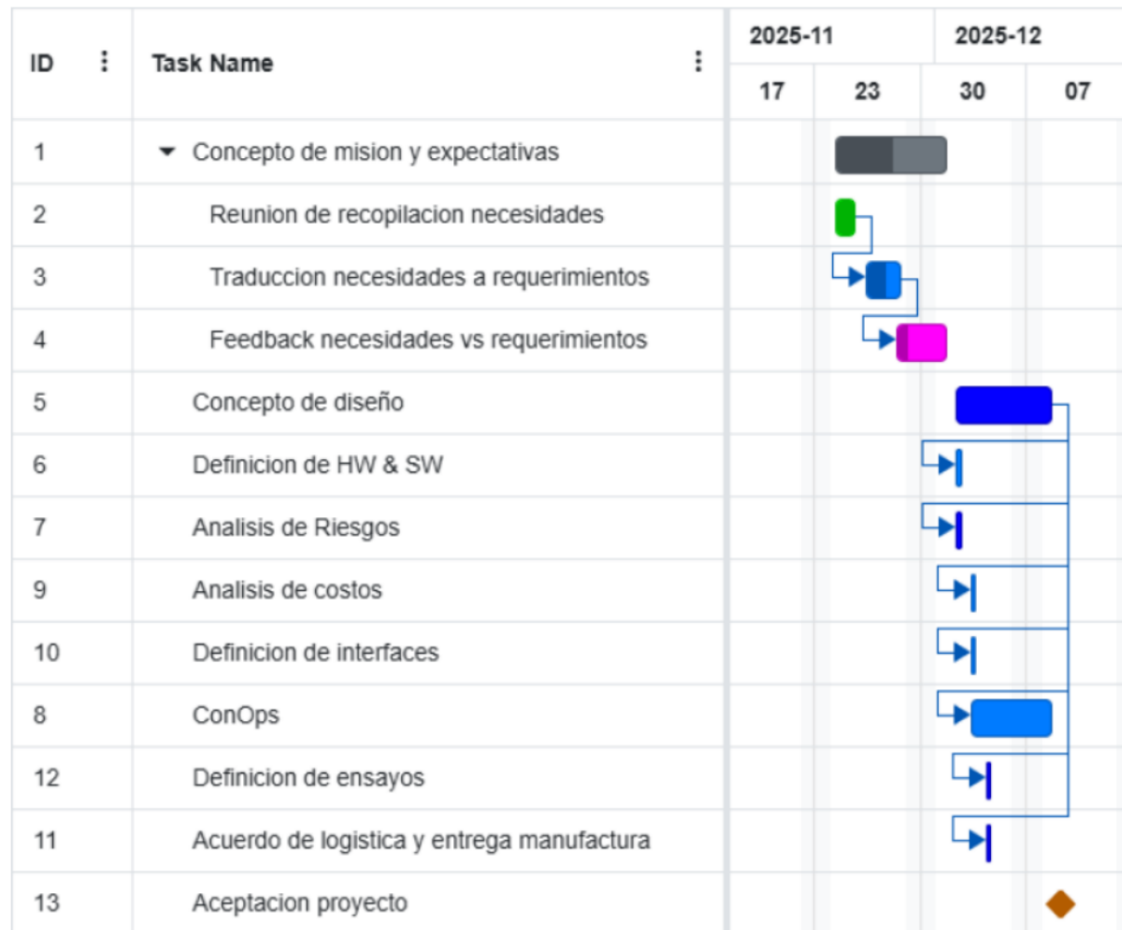


Figura 6.1: Diagrama de Gantt

## 7 RIESGOS

El proyecto opera en un entorno de alta complejidad, siendo fundamental la gestión activa de riesgos para el éxito de la misión, la seguridad del producto final y la integridad de la cápsula de reentrada. Se utiliza una matriz que clasifica los riesgos en niveles de **Bajo, Aceptable, Tolerable** o **Alto**, ponderando Probabilidad e Impacto.

El proyecto opera en un entorno de alta complejidad, abarcando desde el lanzamiento hasta el reingreso y la fabricación en condiciones extremas. La identificación y gestión activa de riesgos es fundamental para el éxito de la misión y la seguridad del producto final.

Este análisis se centra en evaluar aquellos eventos que podrían comprometer las metas de la misión (principalmente la fabricación en LEO y la recuperación de productos ), la integridad de la cápsula de reentrada , o la planificación del proyecto (WBS).

Se utiliza una matriz de riesgo que pondera la Probabilidad y el Impacto, permitiendo clasificar los riesgos en niveles de Bien, Aceptable, Tolerable o Alto. A continuación, se detallan los riesgos clave, con especial atención a las fallas en la separación, la reentrada y la integridad de los componentes críticos:

- Componentes defectuosos para fabricar la cápsula.
- Demora/aplazamiento para construir la cápsula.
- No aprobar los test ambientales de la cápsula.
- Demora/aplazamiento para lanzar la cápsula, ejemplo fenómenos climáticos
- La fábrica a instalar en la cápsula no cumple con los estándares de medio ambiente y seguridad para la misión.
- Falla en el sistema de propulsión de la cápsula: para reposicionar en órbita y hacer reingreso a tierra.
- Falla en sistema de paracaídas de la cápsula.
- Falla en la etapa de separación entre el spacecraft y la cápsula.
- Falla en el módulo de comunicación entre capsula tierra

**Bajo, Aceptable, Tolerable** o **Alto**, ponderando Probabilidad e Impacto.

## 7.1 Matriz de Riesgo - Ponderaciones

Probabilidad	Mínimo (1)	Moderado (2)	Serio (3)	Elevado (4)	Grande (5)
Frecuente (5)	5	10	15	20 (Alto)	25 (Alto)
Recurrente (4)	4	8	12 (Tolerable)	16 (Alto)	20 (Alto)
Posible (3)	3	6 (Aceptable)	9 (Tolerable)	12 (Tolerable)	15 (Alto)
Inusual (2)	2 (Bajo)	4 (Aceptable)	6 (Aceptable)	8 (Tolerable)	10 (Tolerable)
Remota (1)	1 (Bajo)	2 (Bajo)	3 (Bajo)	4 (Aceptable)	5 (Aceptable)

Cuadro 7.1: Clasificación de Nivel de Riesgo

## 7.2 Riesgos por Categoría

Evento	Probabilidad	Impacto	Nivel de Riesgo
<b>General</b>			
RRHH	Posible	Elevado	Tolerable
Proveedores	Posible	Grande	Alto
Componentes	Inusual	Serio	Aceptable
Fallas SW	Remota	Elevado	Aceptable
Comunicación	Remota	Serio	Bajo
Competidores	Recurrente	Moderado	Aceptable
Operacional	Posible	Elevado	Tolerable
Climático/Amb	Posible	Elevado	Tolerable
<b>RRHH</b>			
Falta de personal especializado	Posible	Elevado	Tolerable
Rotación de personal	Recurrente	Moderado	Aceptable
Sobrecarga laboral	Posible	Moderado	Aceptable
Problemas de coordinación	Inusual	Moderado	Bajo
Falta de capacitación	Recurrente	Elevado	Alto
<b>Proveedores</b>			



Demoras en la entrega	Recurrente	Elevado	Alto
Calidad Inconsistente	Posible	Elevado	Tolerable
Dependencia de un único proveedor	Inusual	Moderado	Bajo
Riesgo logístico	Recurrente	Serio	Tolerable
Cambios del proveedor	Remota	Elevado	Aceptable
<b>Componentes</b>			
Sensores térmicos	Inusual	Grande	Alto
Baterías con capacidad insuficiente	Inusual	Elevado	Tolerable
Compatibilidad Imperfecta	Posible	Moderado	Aceptable
Fallas en el sistema de telemetría	Remota	Elevado	Aceptable
Degradación térmica del escudo	Inusual	Elevado	Tolerable
<b>Comunicación</b>			
Pérdida de enlace por visibilidad	Recurrente	Elevado	Alto
Interferencia RF	Recurrente	Serio	Tolerable
Pérdida de sincronización temporal	Recurrente	Serio	Tolerable
Fallas en la estación terrena	Inusual	Elevado	Tolerable
Degradación por condiciones	Posible	Moderado	Aceptable
<b>Competidores</b>			
Avances más rápidos de empresas	Recurrente	Serio	Tolerable
Competidores generan patentes clave	Inusual	Moderado	Bajo
Captar a nuestros proveedores críticos	Inusual	Elevado	Tolerable
Competidores con acuerdos gubernamentales	Remota	Moderado	Bajo

<b>Operacional</b>			
Error en la secuencia	Inusual	Elevado	Tolerable
Reentrada mal ejecutada	Posible	Moderado	Aceptable
Consumo energético mayor	Inusual	Elevado	Tolerable
Colisión con desechos espaciales	Remota	Elevado	Aceptable
Falla del mecanismo de separación	Posible	Grande	Alto
<b>Software</b>			
Crash del OBC	Posible	Elevado	Tolerable
Fallas en la sincronización de telemetría	Inusual	Serio	Aceptable
Sobreconsumo de CPU	Inusual	Moderado	Bajo
Pérdida o corrupción de datos	Posible	Serio	Aceptable
Watchdog mal configurado	Inusual	Moderado	Bajo
<b>Ambientales</b>			
Radiación espacial	Recurrente	Serio	Tolerable
Temperaturas extremas	Recurrente	Serio	Tolerable
Interacción con plasma en reentrada	Inusual	Serio	Aceptable
Impacto de micrometeoritos y debris	Posible	Grande	Alto
Contaminación por desgasificación	Remota	Serio	Bajo

Cuadro 7.2: Detalle de la Matriz de Riesgo por Evento

## 8 Bibliografía

- [1] EH Snell y JR Helliwell. “Microgravity as an environment for macromolecular crystallization—an outlook in the era of space stations and commercial space flight”. En: *Crystallography Reviews* 27.1 (2021), págs. 3-46.
- [2] A Torres, J Ganley y A Maji. “Experimental and analytical techniques for studying ZBLAN crystallization in microgravity”. En: *Experimental Techniques* 40.2 (2016), págs. 501-512.

## 9 Anexo

