

REQUISITOS Y ENVOLVENTE DE DISEÑO

DOCUMENTO DE REQUISITOS DEL SISTEMA

Referencia: MARS3_LEEM_HACK_ST_0002
Issue: 4.7
Fecha: 28 de septiembre de 2026
Estado: Publicado
Clasificación: PÚBLICO

SI SOLO VAS A LEER UNA PÁGINA

Esto es todo lo que gobierna el diseño. El detalle, requisito a requisito, empieza en la sección 4. Los 14 requisitos marcados **[ADM]** son los que el comité comprueba antes de que el jurado vea nada; el resto puntúan, no descalifican.

ENVOLVENTE - HACKATHON PEC MARS3

EL COHETE TIENE 3 RANURAS. TU ELIGES CUANTAS OCUPAS.
1 ranura = D66 x 115 mm + 340-350 g

	N=1	N=2	N=3
ENVOLVENTE	D66x115 (o partido en cuerpos de 115 mm) + max. 45 mm de apéndices en tapas + 1 registro en el fuselaje por ranura	D66x230	D66x345 mm
MASA	340-350	680-700	1020-1050 g
DINERO	300 EUR (300 la 1a ranura + 250 cada extra) IVA y envíos incluidos Contingencia >= 15 % DENTRO del límite + 100 EUR aparte para estación de tierra	550 EUR	800 EUR
APILAMIENTO	140 N	70 N	la propia

IGUAL PARA TODOS, NO ESCALA:

ENERGIA	Autónoma - 6 h encendido - 20 % margen Interruptor maestro accesible por fuera
BATERIAS	SI: LiFePO4 - NiMH y alcalina en metal Li-ion SOLO cilíndrica metálica (18650...) NO: LiPo - litio primario - Li-ion prismática Si te falta masa, mete batería, no plomo
CARGAS	20 g axiales (diseñar a 30 g)
VUELO	3000 m AGL - -10 a +60 C - 6 h en rampa Fuselaje de fibra de vidrio: la radio pasa Agujeros de venting: presión ambiente ESTRICTAMENTE no eyectable
RADIO	Banda ISM legal, canal configurable. Y un plan para cuando falle: todo a la SD.
INDEPENDENCIA	Cero interfaces con el cohete (salvo registro) Cero dependencias de sistemas vecinos Extraíble para el pesaje
MISION	Libre. Con criterios de éxito medibles, incluido que haríais sin radio. Y explicad POR QUE ESE TAMAÑO.

Un 3 ranuras NO es mejor que un 1 ranura. Es más grande.
Se evalúa lo que consigues por ranura y por euro.



APROBACIÓN

Título	Requisitos y envolvente de diseño — Hackathon PEC MARS3		
Issue	4.7		
Redactado por	David Rodríguez Calle — Coordinación técnica del hackathon	Fecha: _____	
Aprobado por	Alejandro Pallares Valiente — LEEM-UPM	Fecha: _____	

REGISTRO DE CAMBIOS

Motivo de la modificación	Issue	Fecha
Emisión 4.0. Primera distribución a los equipos. Calendario definitivo: una sola entrega el viernes 2 de octubre y controles de mentoría en las sesiones telemáticas (MARS3-CS-RQT-0940).	4.7	28 de septiembre de 2026
Emisión 3.0. Requisitos fusionados y marcados los de admisibilidad. Registro de fuselaje, material del fuselaje y venting incorporados a la envolvente. Almacenamiento a bordo obligatorio y contingencia ante pérdida de enlace en los criterios de éxito. Resumen de la envolvente en la página 2.	3.0	septiembre 2026
Emisión 2.0. Reestructuración del paquete por audiencias y calendario de cuatro sesiones.	2.0	agosto 2026

LISTA DE DISTRIBUCIÓN

Difusión	Participantes del hackathon. Publicado junto con la convocatoria, antes de la sesión de lanzamiento del lunes 28 de septiembre, en el canal #documentos del Discord del evento.
-----------------	---



ÍNDICE

Si solo vas a leer una página	2
Aprobación	3
Registro de cambios	3
Lista de distribución	3
1. Introducción	5
1.1. Contexto	5
1.2. Propósito	5
1.3. Identificación del sistema	5
1.4. Plantilla de requisitos	5
1.5. Autoridad de cambio	6
2. Documentos de referencia	7
3. Acrónimos y abreviaturas	8
4. Requisitos generales del sistema	9
4.1. Tabla maestra	9
5. Requisitos mecánicos y de configuración	11
6. Requisitos de energía	15
7. Requisitos de telemetría y radiofrecuencia	17
8. Requisitos de independencia e interfaces	18
9. Requisitos de configuración no eyectable	20
10. Requisitos programáticos	21
11. Requisitos de misión	23
12. Requisitos de entrega	25
13. Admisibilidad	27
A. Envolvente de vuelo de referencia	28

1. INTRODUCCIÓN

1.1. CONTEXTO

El Laboratorio de Estudios Espaciales y Microgravedad de la Universidad Politécnica de Madrid (LEEM-UPM) diseña, fabrica y lanza cohetes de estudiantes, y compete en la European Rocketry Challenge (EuRoC) que organiza la Agência Espacial Portuguesa.

El reglamento de EuRoC obliga a cada cohete a volar al menos 1000 g de carga de pago con un factor de forma normalizado. Tres payloads de tipo CanSat cubren exactamente ese mínimo. De ahí nace el reto de este hackathon: los diseños que se presenten son candidatos reales a volar.

1.2. PROPÓSITO

Este documento define **la envolvente que todo diseño presentado al hackathon debe cumplir**. Es el documento técnico de referencia del reto: en caso de contradicción con cualquier otro material del evento, prevalece este.

Los requisitos se usan en tres momentos: los equipos los emplean como especificación durante las sesiones de diseño, el comité técnico verifica los marcados **[ADM]** en el filtro de admisibilidad, y el jurado utiliza el conjunto para puntuar el criterio de cumplimiento y viabilidad técnica.

1.3. IDENTIFICACIÓN DEL SISTEMA

Los requisitos son aplicables a todo sistema de carga de pago (CS, *CanSat system*) presentado al Hackathon PEC del MARS3, con independencia del número de ranuras que ocupe y de su configuración. Las reglas de la competición —elegibilidad, equipos, entregables, premios y resumen de la evaluación— están en la convocatoria [RD01].

1.4. PLANTILLA DE REQUISITOS

MARS3-CS-RQT-XXXX		Título del requisito [ADM]
Texto del requisito.		
Justificación	(cuando proceda)	
Nota	(cuando proceda)	
Aplicabilidad Nivel de aplicabilidad	Método de verificación Método de verificación	

- **XXXX**: número de requisito. **[ADM]** marca los de admisibilidad.
- **Justificación** y **nota**: cuando proceda.
- **Aplicabilidad**: a qué sistemas o unidades se aplica.
- **Método de verificación**: cómo lo comprueba el comité a partir del dossier y del libro de presupuestos. Se usan los métodos de EuRoC:

Método de verificación	Grado básico	Grado exhaustivo
Revisión de diseño	S : confirmación simple	A : argumentación razonada
Inspección	SC : comprobación simple	I : inspección
Análisis	C : cálculo	IDT : demostración teórica en profundidad
Ensayo	T : ensayo previo	IDE : demostración experimental en profundidad

Formas verbales: **deberá** (*shall*) para lo obligatorio, **debería** (*should*) para lo recomendado y **podrá** (*may*) para lo permitido. El incumplimiento de un *deberá* marcado **[ADM]** afecta a la admisibilidad; el de cualquier otro *deberá* se penaliza en la evaluación; el de un *debería* no descalifica, pero debe justificarse.

1.5. AUTORIDAD DE CAMBIO

Las revisiones se emiten con nuevo número de issue y fecha. La autoridad para aprobar y emitir versiones corresponde al LEEM-UPM, que se reserva el derecho de ajustar cualquier requisito, incluso durante el evento, por motivos de seguridad o de viabilidad, sin que ello penalice a ningún diseño ya presentado.

2. DOCUMENTOS DE REFERENCIA

N.º	Referencia	Título	Ubicación
[RD01]	MARS3-CS-CONV	Convocatoria: bases y guía de participación	Discord (#documentos)
[RD02]	MARS3-CS-RETO	El reto: briefing de misión y catálogo de ejemplos	Discord (#documentos), desde la apertura del reto
[RD03]	MARS3-CS-TPL-BOM.xlsx	Libro de presupuestos del equipo	Discord (#documentos)
[RD04]	MARS3-CS-TPL-DOSSIER.docx	Plantilla de dossier de diseño	Discord (#documentos)
[RD05]	PTS_EDU_EuRoC_ST_001928	EuRoC System Requirements Document, issue 1.1	euroc.pt
[RD06]	PTS_EDU_EuRoC_ST_001905	EuRoC Competition Rules	euroc.pt

3. ACRÓNIMOS Y ABREVIATURAS

A	Argumentación razonada
AGL	Sobre el nivel del terreno (<i>above ground level</i>)
BOM	Lista de materiales (<i>bill of materials</i>)
C	Cálculo
CONOPS	Concepto de operaciones
CS	Sistema CanSat (<i>CanSat system</i>)
EuRoC	European Rocketry Challenge
GNSS	Sistema global de navegación por satélite
GSE	Equipo de apoyo en tierra (<i>ground support equipment</i>)
I	Inspección
ISM	Banda industrial, científica y médica
LEEM	Laboratorio de Estudios Espaciales y Microgravedad
N	Número de ranuras que ocupa el sistema
RQT	Requisito
S	Confirmación simple
SC	Comprobación simple
SRD	Documento de requisitos del sistema

4. REQUISITOS GENERALES DEL SISTEMA

El reto se organiza en **ranuras**. Una ranura es la unidad de cuenta de este documento y equivale a un payload de tipo CanSat de EuRoC:

Una ranura = envoltente cilíndrica de $\varnothing 66$ mm de diámetro y 115 mm de altura, con una masa asignada de 340 a 350 g. El cohete dispone de 3 ranuras.

Cada equipo propone un sistema que ocupa $N \in \{1, 2, 3\}$ ranuras, resuelto en configuración **monolítica** (un único cuerpo de $\varnothing 66 \times 115 \cdot N$ mm) o **partida** en unidades físicas independientes. EuRoC admite expresamente ambas soluciones. El conjunto que finalmente se embarque podrá provenir de uno, dos o tres equipos distintos; las ranuras que queden libres las completará el LEEM con lastre normalizado.

4.1. TABLA MAESTRA

	$N = 1$	$N = 2$	$N = 3$
Envoltente	$\varnothing 66 \times 115$ mm	$\varnothing 66 \times 230$ mm	$\varnothing 66 \times 345$ mm
Masa del sistema	340–350 g	680–700 g	1020–1050 g
Presupuesto	300 €	550 €	800 €
Registros de fuselaje	1	2	3
Carga de apilamiento	140 N	70 N	solo la propia
Autonomía	6 h con margen $\geq 20\%$ — no escala		
Carga de lanzamiento	20 g axiales — no escala		

Un sistema de tres ranuras no es mejor que uno de una: es más grande. La evaluación mide lo que se consigue por cada ranura y por cada euro.

MARS3-CS-RQT-0010		Declaración de la configuración [ADM]
El equipo deberá declarar en la portada del dossier el número de ranuras N que ocupa su sistema, con $N \in \{1, 2, 3\}$, si la configuración es monolítica o partida en unidades físicas independientes, y cuántos registros de fuselaje utiliza.		
Justificación	Todos los límites de masa, presupuesto y apilamiento se derivan de N . Sin ese dato no hay umbral contra el que evaluar.	
Nota		
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación SC



MARS3-CS-RQT-0020		Carga de pago independiente del cohete [ADM]	
El sistema deberá ser una carga de pago en el sentido de EuRoC: un componente independiente, sustituible por un lastre de la misma masa sin que cambien la funcionalidad del cohete, su trayectoria ni su recuperación. Su funcionalidad deberá ser completamente independiente de la del cohete y no formará parte de ella.			
Justificación		Un sistema del que dependa el vuelo deja de ser carga de pago y pasa a ser aviónica del cohete.	
Nota		Queda excluido, por ejemplo, proponer un sistema que haga de computador de vuelo, de guiado o de control del cohete. Definición tomada del Apéndice G1 del SRD de EuRoC.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación S	

5. REQUISITOS MECÁNICOS Y DE CONFIGURACIÓN

MARS3-CS-RQT-0100		Envolvente dimensional [ADM]
El sistema deberá caber dentro de una envolvente cilíndrica de $\varnothing 66$ mm de diámetro y $115 \cdot N$ mm de altura, en configuración de lanzamiento. En configuración partida, cada cuerpo deberá caber en $\varnothing 66 \times 115$ mm.		
Justificación		
Nota	EuRoC admite tanto la pila de tres CanSats independientes como el CanSat de tres unidades ($345 \text{ mm} \times \varnothing 66 \text{ mm}$).	
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación I, C

MARS3-CS-RQT-0110		Apéndices externos [ADM]
Los apéndices externos (antenas, GNSS, sensores de flujo) deberán situarse exclusivamente en las tapas superior o inferior de la envolvente, y no ocuparán más de 45 mm axiales adicionales en total, sea cual sea N . Ningún apéndice deberá sobresalir radialmente, salvo lo que se monte en el registro de fuselaje (MARS3-CS-RQT-0115).		
Justificación	La bahía tiene un diámetro fijo: cualquier apéndice radial impide la integración.	
Nota		
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación I

MARS3-CS-RQT-0115		Registro de fuselaje
El sistema podrá utilizar hasta un registro en el fuselaje por cada ranura que ocupe, rectangular de 33×76 mm con el lado de 76 mm paralelo al eje del cohete, para exponer al exterior una cámara, una toma de aire, un sensor o un módulo que agrupe varios elementos. Todo lo que se monte en el registro deberá quedar enrasado con el fuselaje o sobresalir menos de 3 mm, no transmitir carga estructural, ser solidario del sistema y extraerse con él, y deberá venir acompañado del diseño de la pieza y de su interfaz de unión.		
Justificación	Es la única interfaz óptica y de fluido con el exterior. El LEEM mecaniza el orificio en el fuselaje; la pieza que va montada y su interfaz de unión las diseña y fabrica el equipo.	
Nota	La posición axial del registro en la ranura se acuerda en el <i>kick-off</i> del proyecto seleccionado. Un sistema que no use registro no tiene que justificarlo.	
Aplicabilidad	Sistemas que usen registro	Método de verificación I, A

MARS3-CS-RQT-0120		Masa del sistema [ADM]
La masa del sistema deberá estar comprendida entre $340 \cdot N$ y $350 \cdot N$ gramos: 340–350 g para $N=1$, 680–700 g para $N=2$ y 1020–1050 g para $N=3$.		
Justificación	EuRoC exige un mínimo de 1000 g de carga de pago repartidos en tres ranuras. El rango garantiza el mínimo con margen para cualquier combinación de ganadores.	
Nota	Más estricto que EuRoC , que admite 300–350 g por CanSat: tres unidades de 300 g no llegarían al mínimo.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación I

MARS3-CS-RQT-0130		Lastre
El lastre necesario para alcanzar la masa mínima no debería superar el 10 % de la masa del sistema.		
Justificación	La masa es capacidad de misión. Un sistema que llega al mínimo con plomo desaprovecha su ranura.	
Nota	Las químicas de batería que EuRoC permite son pesadas: la forma correcta de cerrar un déficit de masa es añadir celda conforme, no lastre. Ver MARS3-CS-RQT-0330.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación I

MARS3-CS-RQT-0140		Cargas de vuelo y factor de seguridad
La estructura deberá soportar 20 g de aceleración cuasi-estática axial sin deformación permanente ni pérdida de función, y debería dimensionarse con un factor de seguridad de 1,5, es decir, a 30 g de carga de diseño.		
Justificación		
Nota	Valor de la envolvente de vuelo de referencia (Apéndice A).	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación C, A

MARS3-CS-RQT-0160		Carga de apilamiento
El sistema deberá soportar el apilamiento de las ranuras que puedan ir sobre él, calculado como $(3 - N) \times 350 \text{ g} \times 20 \text{ g}$: 140 N para $N=1$, 70 N para $N=2$ y solo la carga propia para $N=3$.		
Justificación	El orden de apilamiento en la bahía no está garantizado y se decide en la integración.	
Nota	El sistema de una ranura es el que más carga debe soportar.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación C, A

MARS3-CS-RQT-0170		Estructura no portante y sin interfaces con el cohete
La estructura del sistema no deberá ser elemento portante del cohete: las cargas de vuelo las transmite la bahía. El sistema no deberá tener ninguna interfaz eléctrica, de datos, neumática ni pirotécnica con el cohete. Las únicas interfaces admisibles son la retención mecánica axial en la bahía y el registro de fuselaje de MARS3-CS-RQT-0115.		
Justificación		
Nota		
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación S, I

MARS3-CS-RQT-0190		Retención positiva de elementos internos
Todo elemento interno deberá estar retenido de forma positiva mediante tornillería, adhesivo estructural o encapsulado. No se admiten componentes sueltos ni sujetos únicamente por sus conectores.		
Justificación		La fase propulsada somete al sistema a unos 20 s de vibración de banda ancha, y la eyección del sistema de recuperación del cohete a un choque de decenas de g.
Nota		
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación I

MARS3-CS-RQT-0200		Acceso a batería y a programación
El sistema debería permitir el acceso a la batería y al conector de programación sin desmontaje estructural completo.		
Justificación		EuRoC exige que las baterías embarcadas sean accesibles con el cohete en vertical; un sistema que obliga a desmontarlo entero cuesta ranuras de lanzamiento.
Nota		
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación SC

MARS3-CS-RQT-0210		Extracción para el pesaje
El sistema deberá poder extraerse del cohete para su pesaje, sin quedar unido a la estructura, al sistema de recuperación ni a ningún otro elemento del vehículo.		
Justificación		El pesaje oficial de la carga de pago se realiza por separado en la revisión de aptitud para el vuelo.
Nota		
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación I

MARS3-CS-RQT-0220		Materiales prohibidos [ADM]	
El sistema no deberá contener cantidades significativas de plomo ni de otros materiales peligrosos, ni materiales radiactivos. En caso de incorporar material biológico, este no deberá pertenecer a especies invasoras.			
Justificación			
Nota		En caso de duda sobre un material, consultar la base de datos de la ECHA.	
Aplicabilidad		Método de verificación	
Todos los sistemas		S	

MARS3-CS-RQT-0230		Dispositivos de energía almacenada	
Todo dispositivo de energía almacenada (energético o pirotécnico) deberá cumplir los requisitos de dispositivos energéticos de EuRoC.			
Justificación			
Nota		Se recomienda no proponer soluciones pirotécnicas: la carga de certificación es desproporcionada para el alcance del reto.	
Aplicabilidad		Método de verificación	
Sistemas con dispositivos energéticos		S	

6. REQUISITOS DE ENERGÍA

MARS3-CS-RQT-0300		Autonomía energética
Cada unidad físicamente independiente deberá ser energéticamente autónoma mediante batería y, opcionalmente, células solares. No se admite alimentación desde el cohete ni desde otro sistema embarcado.		
Justificación		
Nota		
Aplicabilidad	Cada unidad físicamente independiente	Método de verificación S, I

MARS3-CS-RQT-0310		Tiempo de espera en rampa y dimensionado de la batería
Cada unidad físicamente independiente deberá soportar 6 horas de encendido continuo en modo de espera y misión conservando al final un margen de capacidad no inferior al 20 %. El dimensionado deberá justificarse frente al presupuesto de potencia, incluyendo la pérdida de capacidad a baja temperatura.		
Justificación	EuRoC exige un mínimo de 6 h de vida de batería en rampa. El margen cubre el frío y el envejecimiento de las celdas.	
Nota	No escala con N. Lo que un sistema mayor aporta no es más tiempo, sino más masa disponible para batería.	
Aplicabilidad	Cada unidad físicamente independiente	Método de verificación C

MARS3-CS-RQT-0320		Interruptor maestro
Cada unidad físicamente independiente deberá disponer de un interruptor maestro accesible desde el exterior sin desmontar el sistema, claramente identificado.		
Justificación	EuRoC exige que los interruptores sean accesibles desde el suelo con el cohete en vertical.	
Nota		
Aplicabilidad	Cada unidad físicamente independiente	Método de verificación SC

MARS3-CS-RQT-0330		Química y formato de las celdas [ADM]	
Las celdas embarcadas no deberán ser de química de polímero de litio (LiPo) ni de litio primario (no recargable), con independencia de su encapsulado. Las celdas de ion-litio deberán ser cilíndricas y con carcasa metálica.			
Justificación		Las celdas LiPo tienen resiliencia mecánica despreciable y descomposición exotérmica. Las de litio primario presentan alta probabilidad de litio metálico.	
Nota		Admitidas, por orden de preferencia de EuRoC: LiFePO ₄ en cualquier formato; NiMH con carcasa metálica; alcalina con carcasa metálica; otras químicas de ion-litio solo en formato cilíndrico metálico (18650, 21700, 14500). Es el requisito que más diseños invalida: la celda LiPo es la de todos los tutoriales de CanSat.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación S, I	

MARS3-CS-RQT-0350		Almacenamiento a bordo y tolerancia a cortes	
Los datos de misión deberán almacenarse a bordo además de transmitirse, y el sistema deberá tolerar el apagado y el reencendido en cualquier instante sin corrupción de los datos ya almacenados.			
Justificación		La telemetría se pierde con frecuencia; la tarjeta se recupera con el cohete. Es la contingencia más barata que existe: unos gramos y unos euros.	
Nota		Es el requisito que sostiene el nivel de éxito parcial que exige MARS3-CS-RQT-0800.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación S	

7. REQUISITOS DE TELEMETRÍA Y RADIOFRECUENCIA

El fuselaje del cohete en la zona de la bahía es de fibra de vidrio: es transparente a la radio y al GNSS, de modo que la antena puede ir dentro. Aun así, el enlace puede fallar, y el reto valora que el equipo lo haya previsto.

MARS3-CS-RQT-0400		Banda de emisión y configurabilidad
La transmisión deberá realizarse en banda ISM de uso libre en España (433 MHz, 868 MHz o 2,4 GHz), respetando la potencia y el ciclo de trabajo aplicables, y la frecuencia y el canal deberán ser configurables sin recompilar ni reprogramar el firmware.		
Justificación	El LEEM asigna los canales en la integración, cuando se sabe qué sistemas comparten cohete y qué usan la aviónica y el seguimiento.	
Nota	Solución habitual: fichero de configuración en la tarjeta, o conmutador físico accesible desde el exterior.	
Aplicabilidad Sistemas con emisor		Método de verificación S, I

MARS3-CS-RQT-0420		Coexistencia interna
Si el sistema incorpora varios emisores, el diseño deberá evitar la colisión entre ellos mediante canales distintos, multiplexado en el tiempo o un protocolo de acceso al medio.		
Justificación		
Nota	La coexistencia con sistemas de otros equipos la resuelve el LEEM aplicando MARS3-CS-RQT-0400.	
Aplicabilidad Sistemas con más de un emisor		Método de verificación A

MARS3-CS-RQT-0430		Balance de enlace y cadencia
El equipo debería aportar un balance de enlace cualitativo que justifique el alcance a la altitud de referencia (potencia, sensibilidad, antenas, margen) y una cadencia de al menos un paquete por segundo durante el descenso.		
Justificación		
Nota		
Aplicabilidad Sistemas con emisor		Método de verificación C

8. REQUISITOS DE INDEPENDENCIA E INTERFACES

Las ranuras contiguas pueden estar ocupadas por el sistema de otro equipo o por lastre inerte, y hasta la integración no se sabe cuál.

MARS3-CS-RQT-0500		Independencia y posición en la pila [ADM]	
El sistema deberá ser autónomo respecto a los demás sistemas embarcados —sin depender de otro para energía, datos, estructura, referencia temporal ni activación— y deberá funcionar correctamente sea cual sea su posición en la pila y el sistema que tenga encima o debajo, incluido lastre inerte.			
Justificación			
Nota			
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación S, A	

MARS3-CS-RQT-0520		No interferencia	
El sistema no deberá interferir con los sistemas vecinos: sin emisiones fuera de su canal, sin campos magnéticos intensos permanentes, sin emisión propia de gases, líquidos ni partículas, y sin elementos móviles que invadan ranuras contiguas.			
Justificación			
Nota		La toma de aire pasiva por el registro de fuselaje está permitida; lo que no se permite es expulsar nada.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación S, I	

MARS3-CS-RQT-0530		Acoplamiento interno y degradación	
Dentro de un mismo sistema multi-ranura el equipo podrá acoplar sus unidades (energía compartida, bus de datos, cooperación), pero el conjunto deberá seguir siendo independiente hacia el exterior y degradar con gracia si una de sus unidades falla.			
Justificación			
Nota			
Aplicabilidad		Método de verificación	
Sistemas de más de una ranura		A	



MARS3-CS-RQT-0540		Integración repetida	
El sistema deberá tolerar ser integrado y desintegrado varias veces sin herramientas especiales ni recalibración.			
Justificación			
Nota			
Aplicabilidad		Método de verificación	
Todos los sistemas		SC	

9. REQUISITOS DE CONFIGURACIÓN NO EYECTABLE

MARS3-CS-RQT-0600		Configuración estrictamente no eyeactable [ADM]	
El sistema deberá permanecer alojado en la bahía durante todo el vuelo y recuperarse solidariamente con el cohete, y no deberá incorporar mecanismos de separación, eyección ni despliegue de elementos hacia el exterior de su envoltente, ni antes, ni durante, ni después del vuelo.			
Justificación		Un sistema eyeactable necesita recuperación propia, electrónica redundante y seguimiento independiente: es un proyecto de otra magnitud. Cualquier elemento que salga de la envoltente invade la ranura contigua o compromete la recuperación.	
Nota		La eyección no es una opción avanzada ni bonificable: deja el diseño fuera de envoltente. Los mecanismos internos (compuertas, actuadores, muestreadores) están permitidos dentro de la envoltente y del registro.	
Aplicabilidad		Método de verificación	
Todos los sistemas		S, I	

10. REQUISITOS PROGRAMÁTICOS

MARS3-CS-RQT-0700		Límite de presupuesto [ADM]
El coste total del hardware de vuelo no deberá superar el límite correspondiente a su número de ranuras: 300 € para $N=1$, 550 € para $N=2$ y 800 € para $N=3$, con IVA y gastos de envío incluidos.		
Justificación	La regla es 300 € por la primera ranura más 250 € por cada adicional. El coste fijo de un sistema (controlador, radio, antena, PCB, regulación, almacenamiento) existe una sola vez.	
Nota		
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación I

MARS3-CS-RQT-0710		Contingencia
El presupuesto deberá incluir una partida de contingencia no inferior al 15 % del coste, dentro del límite de MARS3-CS-RQT-0700.		
Justificación		
Nota		
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación I

MARS3-CS-RQT-0720		Componentes reales
Todos los componentes deberán ser adquiribles en distribuidores comerciales con plazo de entrega no superior a 4 semanas, con enlace y referencia en la lista de materiales, y los precios deberán ser precios reales de venta al público con IVA, no estimaciones.		
Justificación		
Nota		
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación SC

MARS3-CS-RQT-0740		Equipo de apoyo en tierra	
El equipo podrá presupuestar hasta 100 € adicionales para equipo de apoyo en tierra, que se contabilizan aparte del límite de MARS3-CS-RQT-0700.			
Justificación			
Nota			
Aplicabilidad		Método de verificación	
Todos los sistemas		I	

MARS3-CS-RQT-0750		Conceptos excluidos del presupuesto	
El equipo no deberá computar en el límite de presupuesto las herramientas, los consumibles de taller, el filamento de impresión, la tornillería de stock ni las horas de trabajo.			
Justificación			
Nota		El LEEM aporta taller, impresora 3D, estación de soldadura, instrumentación básica y consumibles.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación S	

MARS3-CS-RQT-0760		Plan de desarrollo	
El equipo deberá aportar un plan de desarrollo a 6 meses con hitos, dependencias y reparto de trabajo, realista para estudiantes a tiempo parcial, y debería identificar qué elementos requieren prototipo previo y cuáles presentan riesgo tecnológico alto.			
Justificación			
Nota			
Aplicabilidad		Método de verificación	
Todos los sistemas		A	

11. REQUISITOS DE MISIÓN

La misión es de libre elección. Este documento no impone qué medir: impone que el objetivo esté definido con precisión y que su cumplimiento sea comprobable.

MARS3-CS-RQT-0800		Misión primaria y criterios de éxito
El equipo deberá declarar una misión primaria en una sola frase, con un objetivo inequívoco, y deberá definir criterios de éxito medibles —qué magnitud, con qué precisión, en qué condiciones y cómo se comprueba tras el vuelo— en tres niveles: éxito total, éxito parcial y fracaso. El nivel de éxito parcial deberá cubrir la pérdida total del enlace de radio.		
Justificación	Un enlace débil o caído es el fallo más frecuente de un CanSat. Una misión que lo tiene previsto sigue siendo una misión.	
Nota		
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación A

MARS3-CS-RQT-0820		Justificación del tamaño
El equipo deberá justificar el número de ranuras elegido y, si $N > 1$, el reparto de funciones dentro del sistema y la elección entre configuración monolítica y partida.		
Justificación	La elección del tamaño es una decisión de ingeniería y se evalúa como tal.	
Nota	Pregunta de control del jurado: ¿qué perdería este proyecto si se le quitara una ranura?	
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación A

MARS3-CS-RQT-0830		Concepto de operaciones y tratamiento de datos
El equipo deberá describir el concepto de operaciones desde la integración hasta la recuperación y el tratamiento de los datos, incluyendo la espera en rampa como fase de operación, y debería indicar qué análisis y qué conclusiones permitirían extraer los datos obtenidos.		
Justificación		
Nota		
Aplicabilidad	Todos los sistemas	Método de verificación S, A



MARS3-CS-RQT-0850		Misión secundaria	
El equipo podrá declarar una misión secundaria adicional.			
Justificación			
Nota			
Aplicabilidad		Método de verificación	
Todos los sistemas		S	

12. REQUISITOS DE ENTREGA

MARS3-CS-RQT-0900	Dossier de diseño [ADM]	
El dossier deberá entregarse en PDF con la plantilla oficial, con un máximo de 6 páginas de contenido, e incluir un layout mecánico acotado con vista lateral y planta, un diagrama de bloques eléctrico y un diagrama del concepto de operaciones.		
Justificación		
Nota	Un croquis a mano escaneado es válido y no penaliza. El modelo tridimensional es opcional.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación SC, I

MARS3-CS-RQT-0910	Libro de presupuestos [ADM]		
El equipo deberá entregar el libro de presupuestos en el archivo oficial, con las hojas de lista de materiales, masa, potencia y cumplimiento cumplimentadas.			
Justificación			
Nota			
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación SC	

MARS3-CS-RQT-0940	Entrega en plazo y controles de mentoría [ADM]	
El equipo deberá entregar el dossier y el libro de presupuestos, juntos en un mismo mensaje, en el hilo «Entrega final» del canal privado de su equipo en el Discord del evento, el viernes 2 de octubre antes de las 13:00:00. El equipo debería pasar los dos controles de mentoría: el control 1 del martes 29 de septiembre a las 17:15 y el control 2 del miércoles 30 de septiembre a las 17:00.		
Justificación	Es la única entrega: la que lee el jurado, con la que el comité verifica la admisibilidad y la que se puntúa y se defiende.	
Nota	Cuenta el último mensaje con los dos archivos enviado antes de la hora límite, según la hora que marca Discord; el hilo se bloquea a esa hora. Se recomienda subir una versión completa a las 12:30 y sustituirla después. Las entregas de seguimiento de lunes a miércoles son voluntarias y no cuentan como entrega. No pasar los controles no descalifica, pero el equipo renuncia a la revisión de los mentores.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación SC



MARS3-CS-RQT-0960		Matriz de cumplimiento [ADM]	
El equipo deberá entregar la matriz de cumplimiento con todos los requisitos de este documento, indicando para cada uno Cumple, Cumple parcialmente, No cumple o No aplica, más la evidencia correspondiente.			
Justificación		Es el instrumento con el que el comité verifica la admisibilidad y el jurado evalúa el cumplimiento.	
Nota		Una matriz honesta puntúa más que una en la que todo son cumplimientos. Declarar un incumplimiento y explicar cómo se cerraría es lo que se hace en una revisión de diseño real.	
Aplicabilidad Todos los sistemas		Método de verificación I	

13. ADMISIBILIDAD

El comité técnico del LEEM verifica los 14 requisitos marcados **[ADM]** antes de que el jurado puntúe. El resultado es uno de estos tres:

- **Elegible:** pasa a puntuación sin penalización.
- **Elegible con observaciones:** incumplimientos menores o subsanables. Pasa a puntuación con una penalización de 0,25 puntos sobre la nota final por cada observación, hasta un máximo de 0,75.
- **No elegible:** incumplimiento mayor. No se puntúa, pero recibe igualmente evaluación escrita.

Son incumplimientos **mayores:** no declarar *N* ni la configuración (MARS3-CS-RQT-0010); no ser una carga de pago independiente (MARS3-CS-RQT-0020); exceder la envoltente de forma no subsanable (MARS3-CS-RQT-0100); masa fuera de rango sin justificación (MARS3-CS-RQT-0120); materiales o celdas prohibidos (MARS3-CS-RQT-0220, MARS3-CS-RQT-0330); depender de un sistema vecino (MARS3-CS-RQT-0500); diseño eyectable (MARS3-CS-RQT-0600); superar el presupuesto (MARS3-CS-RQT-0700); entrega fuera de plazo (MARS3-CS-RQT-0940); no incluir matriz de cumplimiento (MARS3-CS-RQT-0960).

Son **observaciones:** apéndices fuera de límite pero subsanables (MARS3-CS-RQT-0110); dossier fuera de formato o de extensión (MARS3-CS-RQT-0900); libro de presupuestos incompleto (MARS3-CS-RQT-0910); y cualquier incumplimiento mayor que el comité considere subsanable con un cambio menor y que el equipo haya declarado en su matriz.

Un incumplimiento menor y reconocido no descalifica. Descalifica el incumplimiento mayor, y penaliza más el incumplimiento escondido que el declarado.

A. ENVOLVENTE DE VUELO DE REFERENCIA

Perfil de referencia: categoría EuRoC de 3 km. Son los valores contra los que se diseña en el hackathon. Si el vehículo cambia durante el desarrollo de un proyecto seleccionado, los ajustes se acuerdan en su *kick-off*, sin que ello penalice a ningún diseño presentado.

Parámetro	Valor de diseño
Apogeo	3000 m AGL
Aceleración axial en fase propulsada	10–15 g típicos; diseñar a 20 g
Aceleración lateral	≤ 5 g
Choque de eyección del sistema de recuperación	Decenas de g, duración de milisegundos
Vibración	Aleatoria de banda ancha durante unos 20 s
Temperatura ambiente	–10 a +50 °C
Temperatura en bahía, en rampa y al sol	Hasta +60 °C
Espera en rampa con el sistema encendido	6 h (mínimo exigido por EuRoC)
Duración del ascenso	Unos 30 s
Duración total hasta el aterrizaje	10–15 min. El cohete baja en paracaídas: no hay impacto
Diámetro interior de la bahía	Ø70 mm
Longitud útil de la bahía	≥ 400 mm
Orientación en la bahía	No garantizada salvo el eje axial
Material del fuselaje en la bahía	fibra de vidrio: transparente a la radio y al GNSS. La antena puede ir dentro. Se valora igualmente prever que el enlace falle o sea débil
Presión en la bahía	Ambiente, con retardo: el fuselaje tiene agujeros de venting. Válido para altímetro barométrico; no garantiza aire renovado para sensores de gas sin toma propia
Registro de fuselaje	Hasta uno por ranura ocupada, rectangular de 33×76 mm (el lado largo, paralelo al eje del cohete), saliente ≤ 3 mm (MARS3-CS-RQT-0115). El LEEM mecaniza el orificio; la pieza y su interfaz las hace el equipo
Acceso al exterior sin registro	Ninguno: bahía opaca