

2021

MARS MODULAR OUTER SHELL PROTOTIPO DE SISTEMA CONSTRUCTIVO EN BASE A COMPONENTES MODULARES FABRICADOS IN-SITU, COMPLEMENTARIOS A UN HÁBITAT PREFABRICADO EN MARTE

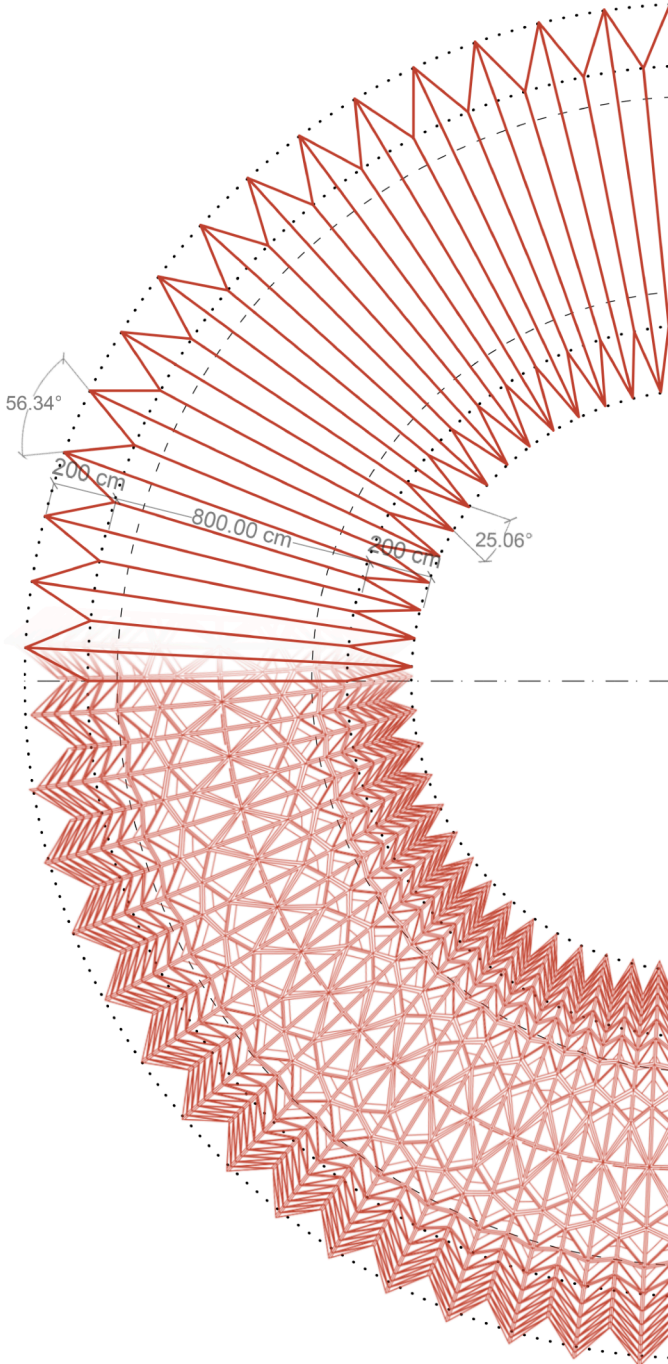
CAMBISE JIMÉNEZ, VINCENZO CLAUDIO

<https://hdl.handle.net/11673/52707>

Repositorio Digital USM, UNIVERSIDAD TECNICA FEDERICO SANTA MARIA



UNIVERSIDAD TÉCNICA
FEDERICO SANTA MARÍA



Mars Modular Outer Shell

Prototipo de sistema constructivo en base a
componentes modulares fabricados in-situ,
complementarios a un hábitat prefabricado en
Marte

Memoria para optar al título de Arquitecto

MODALIDAD I+D

Vincenzo Claudio Cambise Jiménez

Profesor referente: Francisco Valdés
Profesor Co-referente: Francisco Quiral



MARS MODULAR OUTER SHELL

PROTOTIPO DE SISTEMA CONSTRUCTIVO EN BASE A COMPONENTES MODULARES
FABRICADOS IN-SITU, COMPLEMENTARIOS A UN HÁBITAT PREFABRICADO EN MARTE

Memoria para optar al título de Arquitecto

MODALIDAD I+D

Vincenzo Claudio Cambise Jiménez

Profesor referente: Francisco Valdés

Profesor Co-referente: Francisco Quitral

Agradecimientos

Agradezco a mis profesores Francisco Valdés, Francisco Quitral y Luis Felipe González por haber llevado a cabo el Taller Mars Habs en el departamento de arquitectura, el cual sembró las nociones fundamentales de esta investigación y que fué pionero en los estudios de arquitectura espacial de la universidad.

Agradezco enormemente a mis amigos y compañeros que me ayudaron en múltiples disciplinas, en especial a Gonzalo, Ricardo, Francisca y Diego.

Agradezco a mi familia y a Patricia, por todo el cariño y apoyo en los momentos más difíciles.

Resumen

El presente resumen se centra en las construcciones en ambientes extraterrestres, principalmente en Marte, mediante utilización de recursos in situ (In-Situ Resource Utilization, o ISRU) bajo un contexto de hábitat permanente en una etapa de colonización intermedia. La utilización de ISRU como complemento a un hábitat responde principalmente a la necesidad de protección contra radiación solar y cósmica, que se vuelve relevante si la permanencia humana es prolongada en el planeta rojo [1]

Existen estrategias ya previstas para la colonización de Marte, que en primera instancia contemplan en uso de hábitats monolíticos pesados transportados en totalidad desde la tierra y en segunda instancia eventuales expansiones con hábitats inflables y ligeros complementados con ISRU. Estos hábitats responden a una arquitectura mínima para el establecimiento de una base marciana [2], sin embargo, existe una concordancia entre privados y la agencia espacial norteamericana en señalar que las misiones a Marte tienen una visión de permanencia en el planeta [3], [4].

Esto implica la progresiva expansión de hábitats y simultáneamente una permanencia significativa en el tiempo en misiones de 2,4,6 y más años [2]. Este factor temporal hace pertinente el uso de materiales constructivos in situ como medida preventiva ante los efectos adversos de la radiación, cuyo uso minimiza los costos de construcción al reducir la necesidad de transporte interplanetario de componentes y materiales [3]. Si bien

se pueden transportar hábitats ligeros prefabricados en la Tierra en cohetes de carga pesada, el transporte constante de estructuras monolíticas no sería financieramente viable, y además estaría totalmente restringido a la capacidad máxima de volumen del vehículo de transporte interplanetario [4]. En este sentido la construcción tele operada [5] con materiales in situ cobra importancia al considerarse una base permanente con necesidades de expansión periódicas a lo largo del tiempo, ayudando a minimizar la necesidad de envío de materiales ex situ. Además, facilita la construcción de geometrías complejas de difícil ejecución humana directa [6].

Es en base a esto que la investigación se centrará en la generación de un sistema de componentes modulares con requerimientos estructurales marcianos basados en polietileno de alta densidad (HDPE) [7] y concreto marciano a base de regolito debido a sus propiedades anti radiación y potencial disponibilidad in-situ [3]. De este modo se pretende profundizar en la arquitectura complementaria de hábitats prefabricados y potencialmente en futuros programas de mayor escala mediante la generación de componentes modulares fabricados in situ [8].

Recientemente, NASA ha llevado a cabo concursos de impresión 3D de hábitats marcianos dentro del marco del programa Centennial Challenge [9], a los cuales han ingresado decenas de proyectos en los cuales se han propuesto diversas alternativas de hábitats

marcianos, las cuales proponen en su mayoría procesos constructivos en base a impresión 3d, contour crafting (CC), additive manufacturing (AM), entre otros [9].

Considerando esta oferta de sistemas constructivos es que se pretende desarrollar un modelo alternativo basado en uno o más componentes estructurales multicapa confeccionados a partir de HDPE y Ferroock a base de regolito marciano, a modo de ampliar la gama existente de sistemas constructivos. Esta investigación pretende por lo tanto desarrollar un componente constructivo modular que sea capaz de responder satisfactoriamente a los requerimientos específicos que presenta Marte. La cualidad modular facilitaría la manufactura in-situ y su aplicación en variados hábitats o programas, lo cual es de especial importancia en el contexto marciano debido a la progresiva necesidad de independencia de la Tierra de un hipotético asentamiento humano en Marte [10]. Para el desarrollo de este módulo estructural se debentenerencuentalosbeneficiosydificultades que presenta en comparación a métodos constructivos de tipo CC, AM e impresión 3D [11], [12], [13]. Dadas las condiciones de un hábitat en la superficie marciana, este módulo conformado por una combinación HDPE y Ferroock en base a regolito marciano debería ser capaz de conformar una capa protectora para un hábitat inflable primario, siendo autoportante. Considerando también la alta variabilidad térmica que experimenta Marte, el módulo debería responder satisfactoriamente a

esta condición [14].

Conelfinderresolverla problemáticaconstructiva del ensamble entre los módulos, se considera el desarrollo de un sistema de uniones simples que aseguren su estabilidad estructural y faciliten su reemplazo. En síntesis, el proyecto considerará el conjunto total de requerimientos funcionales de la pieza en sí en términos de su estrategia de conformación material, rendimiento constructivo, adaptabilidad y versatilidad.

Abstract

This summary focuses on constructions in extraterrestrial environments, mainly on Mars, through the use of in situ resources (In-Situ Resource Utilization, or ISRU) under a permanent habitat context in an intermediate colonization stage. The use of ISRU as a complement to a habitat responds mainly to the need for protection against solar and cosmic radiation, which becomes relevant if the human stay is prolonged on the red planet [1]

There are strategies already planned for the colonization of Mars, which in the first instance contemplate the use of heavy monolithic habitats transported entirely from the earth and in the second instance eventual expansions with inflatable and light habitats complemented with ISRU. These habitats respond to a minimal architecture for the establishment of a Martian base [2], however, there is agreement between private parties and the North American space agency in pointing out that missions to Mars have a vision of permanence on the planet [3], [4].

This implies the progressive expansion of habitats and simultaneously a significant permanence in time in missions of 2,4,6 and more years [2]. This temporal factor makes the use of construction materials in situ pertinent as a preventive measure against the adverse effects of radiation, the use of which minimizes construction costs by reducing the need for interplanetary transport of components and materials [3]. Although prefabricated light habitats can be transported on Earth in

heavy load rockets, the constant transport of monolithic structures would not be financially viable, and it would also be totally restricted to the maximum volume capacity of the interplanetary transport vehicle [4]. In this sense, tele-operated construction [5] with materials in situ becomes important when considering a permanent base with periodic expansion needs over time, helping to minimize the need to send materials ex situ. Furthermore, it facilitates the construction of complex geometries difficult to direct human execution [6].

It is based on this that the research will focus on the generation of a system of modular components with Martian structural requirements based on high density polyethylene (HDPE) [7] and Martian concrete based on regolith due to their anti radiation properties. and potential availability in situ [3].

In this way, it is intended to deepen the complementary architecture of prefabricated habitats and potentially in future larger-scale programs through the generation of modular components manufactured in situ [8].

Recently, NASA has carried out 3D printing contests of Martian habitats within the framework of the Centennial Challenge program [9], to which dozens of projects have been entered in which various alternatives of Martian habitats have been proposed, the majority proposing construction processes based on 3d printing, contour elaboration (CC), additive manufacturing (AM), among others [9].

Considering this offer of construction systems,

it is intended to develop an alternative model based on one or more multilayer structural components made of HDPE and Ferro rock based on Martian regolith, in order to expand the existing range of construction systems. This research therefore aims to develop a modular construction component that is capable of responding satisfactorily to the specific requirements presented by Mars. The modular quality facilitates in-situ manufacturing and its application in various habitats or programs, which is of special importance in the Martian context due to the progressive need for Earth's independence from a hypothetical human settlement on Mars [10].

For the development of this structural module, it must take into account the benefits and difficulties it presents in comparison to CC, AM and 3D printing type construction methods [11], [12], [13]. Given the conditions of a habitat on the Martian surface, this module made up of a combination of HDPE and Ferro rock based on Martian regolith should be able to form a protective layer for a primary inflatable habitat, being self-supporting. Considering also the high thermal variability that Mars experiences, the module should respond satisfactorily to this condition [14].

In order to solve the constructive problem of the assembly between the modules, the development of a system of simple joints is considered to ensure their structural stability and facilitate their replacement. In summary, the project will consider the total set of functional

requirements of the piece itself in terms of its strategy of material shaping, constructive performance, adaptability and versatility.

Glosario

ALARA: *As Low As Reasonably Achievable*, el principio de seguridad de radiación de ALARA se basa en la minimización de las dosis de radiación y en la limitación de la liberación de materiales radiactivos al medio ambiente mediante el empleo de todos los “métodos razonables”.

ATHLETE: *All-Terrain Hex-Limbed Extra-Terrestrial Explorer*, es un rover basado en seis extremidades de 6 grados de libertad, se concibe como un vehículo utilitario de carga pesada para apoyar la exploración humana de la superficie lunar.

CC: *Contour Crafting*, tecnología de impresión de edificios que utiliza una grúa o pórtico controlados por computadora para construir edificios de manera rápida y eficiente con mucho menos trabajo manual.

EMC: *Evolvable Mars Campaign*, campaña que se encarga de definir una estrategia pionera y capacidades operativas que puedan extender y mantener la presencia humana en el sistema solar, incluido un viaje humano para explorar Marte.

Ferrock™: Tipo de cemento basado en polvo de acero, capaz de absorber CO₂ de la atmósfera para ser curado.

GCRs: *Galactic Cosmic Rays*, son una forma de radiación de alta energía, que se origina principalmente fuera del Sistema Solar e incluso

de galaxias distantes.

ISRU: *In-Situ Resource Utilization* es la práctica de recolección, procesamiento, almacenamiento y uso de materiales encontrados o fabricados en otros objetos astronómicos (la Luna, Marte, asteroides, etc.) que reemplazan materiales que de otro modo serían traídos desde la Tierra.

ISS: *International Space Station*, es un centro de investigación en la órbita terrestre, cuya administración, gestión y desarrollo está a cargo de la cooperación internacional.

Lander: Una nave espacial diseñada para aterrizar en la superficie de un planeta o luna.

MM: *Micrometeorite*, es meteoroides pequeños; una pequeña partícula de roca en el espacio, que generalmente pesa menos de un gramo. Un micrometeorito es una partícula de este tipo que sobrevive al paso a través de la atmósfera.

OD: *Orbital Debris*, consiste en restos artificiales de satélites o fases de cohetes, también incluye fragmentos provocados por colisiones. **eV:** *electron Volt*, es la cantidad de energía ganada por la carga de un solo electrón movido a través de una diferencia de potencial eléctrico de un voltio.

NASA: *National Aeronautics and Space Administration*, agencia independiente del Gobierno Federal de los Estados Unidos

responsable del programa espacial civil, así como de la investigación aeronáutica y aeroespacial.

Regolito: Es una capa de depósitos superficiales, heterogéneos y sueltos que cubren roca sólida. Incluye polvo, tierra, roca rota y otros materiales relacionados, y está presente en la Tierra, la Luna, Marte, algunos asteroides y otros planetas y lunas terrestres.

SPEs: *Solar Particle Events*, partículas (en su mayoría protones) emitidas por el Sol que son aceleradas cerca del Sol durante una llamarada o en el espacio interplanetario debido a eyección de masa coronal.

Sv: *Sievert*, unidad derivada de la dosis de radiación ionizante en el Sistema Internacional de Unidades.

TRL: *Technology Readiness Level*, nivel de madurez tecnológica de equipamiento o componentes.

ÍNDICE

- 07 Agradecimientos
- 08 Resumen
- 10 Abstract
- 12 Glosario
- 14 Índice

I

INTRODUCCIÓN

- 018 Marco teórico
- 022 Problema y oportunidad
- 023 Preguntas iniciales
- 023 Hipótesis
- 024 Objetivos
- 025 Metodología de investigación
- 026 Diagrama de metodología
- 027 Matriz de requerimientos

II

NOCIONES GENERALES

- 030 Proyecciones
- 036 Estrategias
- 038 Riesgos medioambientales
 - 038 Clima
 - 038 Micro meteoritos
 - 039 Eyección de cohete
 - 040 Viento
 - 040 Radiación ionizante
- 045 Diseño arquitectónico
 - 045 Pequeña y mediana escala
 - 052 Gran escala
 - 065 Diseños conservadores
 - 069 Espacio habitable
 - 073 Consideraciones topográficas
 - 076 Organización espacial
- 079 Materiales
 - 079 Ferro rock terrestre
 - 080 Ferro rock marciano
 - 085 Polietileno
 - 091 Regolito marciano
 - 094 Basalto
 - 094 Acero marciano
- 096 Construcción y métodos
 - 096 Manufactura aditiva
 - 115 Sistemas de masa
 - 119 Sistemas prefabricados

III

DESARROLLO

131	Objetivo General
131	Objetivo Específico 1:
131	Selección de ubicación
146	Diseño volumétrico general
153	Diseño de envoltente general
159	Objetivo Específico 2:
159	Inclusión de factores de mitigación de radiación naturales preexistentes
163	Diseño de aperturas en la envoltente
167	Modificación local de la geometría de la envoltente
178	Simulación de clima radioactivo de Marte mediante plataforma OLTARIS
203	Objetivo Específico 3
205	Subdivisión de la superficie del volumen envoltente
210	Simulación de análisis de elemento finito de geometría
221	Form-finding para optimizar el comportamiento estático de la estructura
223	Objetivo Específico 4
225	Diseño de uniones
247	Análisis elemento finito de uniones

258	Objetivo Específico 5
260	Definición de secuencia productiva de módulos de HDPE
260	Definición de secuencia constructiva de envoltente

IV

CONCLUSIONES

280	Conclusiones
-----	--------------

V

REFERENCIAS

283	Referencias
290	Anexos

I. Introducción

El deseo de llegar al planeta Marte ha estado presente desde antes del primer programa de vuelo espacial humano de NASA (programa Mercury), el cual inició la carrera espacial entre los Estados Unidos y la Unión Soviética [15].

Durante este período se desarrolló el cohete Saturn V bajo la dirección de Werner von Braun, el cual era capaz de levantar más de 100 toneladas de carga a la baja órbita terrestre. Con dicho cohete se logró el primer aterrizaje tripulado con el módulo Apollo 11 en la superficie lunar (1969), sin embargo, luego de ganar la carrera espacial EE. UU. descartó los planes futuros de reacondicionamiento del cohete para misiones al espacio profundo, y específicamente a Marte [16].

En 1990 el doctor Robert Zubrin propone el programa Mars Direct, el cual utiliza una arquitectura mínima de transporte de módulos habitables haciendo uso de tecnología preexistente, desestimando la necesidad de desarrollo de nuevas tecnologías que retrasaran la ejecución de la misión [17]. En base a esta propuesta, NASA conlleva un estudio de referencia para su análisis y eventual aplicación, llamado Mars Design Reference Mission (DRM) [18].

El DRM se utilizó como un medio para evaluar distintas aplicaciones tecnológicas disponibles para el viaje a Marte, por lo que se realizaron variadas iteraciones al respecto.

El primer DRM se completó en 1993 y modificó varios parámetros significativos de la propuesta de Zubrin, aumentando la cantidad de tripulantes y proponiendo un nuevo vehículo de ascenso. Estos cambios continuaron con el tiempo con 4 iteraciones de la DRM, llegando hasta la Design Reference Mission 5.0 completada en 2009 [18].

El subsiguiente desarrollo del DRM se vio afectado por la cancelación del programa Constellation de NASA (2005 - 2009), el cual por falta de financiamiento debió ser abortado. El programa contemplaba la completación de la estación espacial internacional, un retorno a la Luna a más tardar el 2020 y una misión tripulada a Marte como objetivo final [19].

Recientemente NASA ha anunciado el nuevo programa Artemis, que pretende un retorno a la Luna durante el 2024 y una misión tripulada a Marte durante la década del 2030, esta vez con el enfoque de establecer una base permanente y sustentable en la superficie Lunar y de Marte [20].

Actualmente el Space Technology Mission Directorate (STMD) de NASA busca incentivar la generación y maduración de tecnologías que contribuyen directamente al desarrollo de capacidades y ciencias pioneras de la ingeniería aeroespacial. Con este objetivo NASA busca asociarse con distintos actores que acuden a los llamados de competencias enmarcadas en las

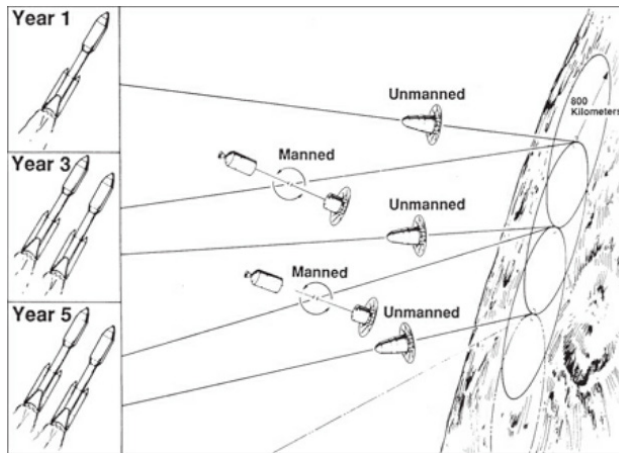


Ilustración 1 Secuencia Mars Direct [2]

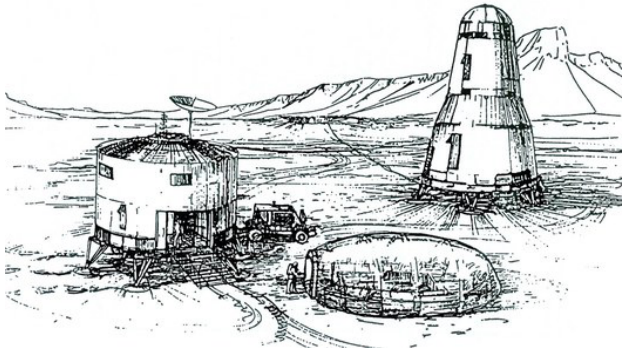
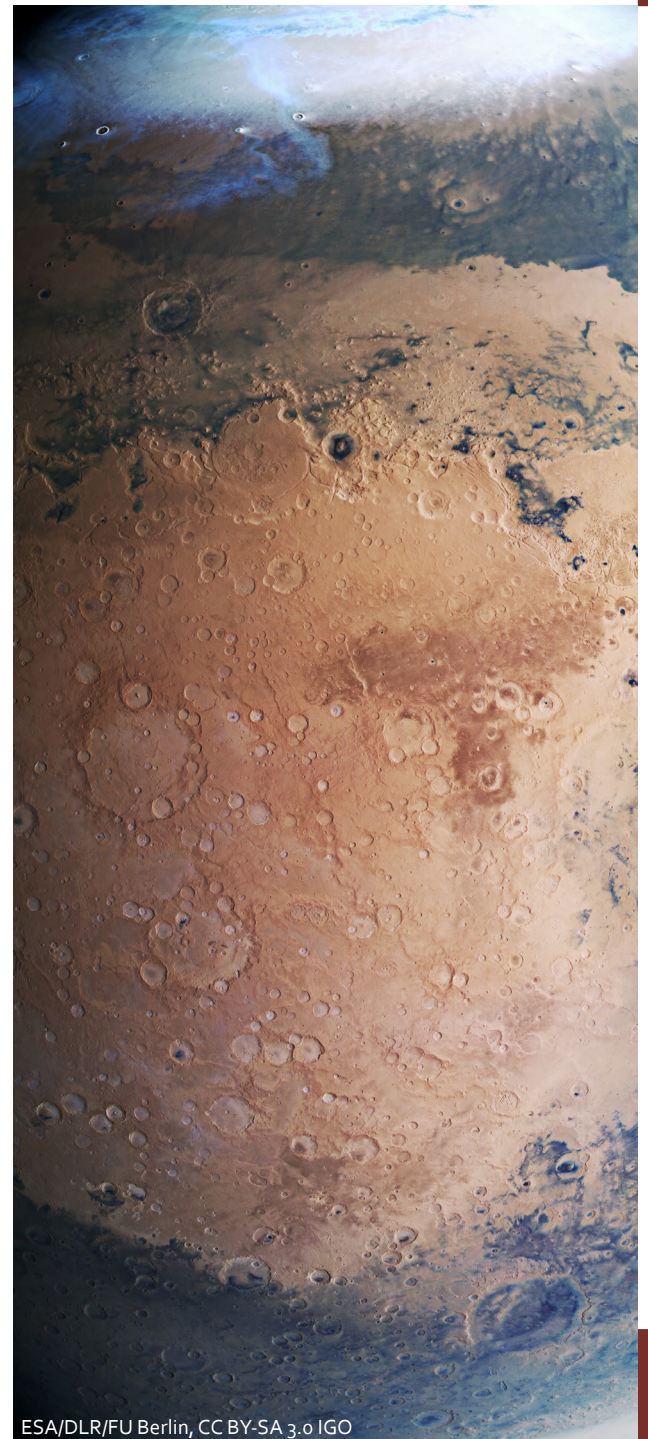


Ilustración 2 Primera Base Mars Direct [2]



Centennial Challenges de la institución.

Bajo este contexto, NASA ha impulsado el 3D Printed Habitat Challenge, un concurso que invita a diseñar y construir un hábitat pensado para la exploración en el espacio profundo, en la Luna y Marte. Este concurso inició el año 2015 con la fase 1, que consistía en la competencia de diseño, seguido de la fase 2 (2017) que invitaba a la creación de componentes estructurales y desarrollo de tecnologías materiales, y finalmente la fase 3 (2019) que comprendía la construcción in-situ de un modelo a 1/3 de la escala real del hábitat diseñado [9].

Se analizaron numerosas propuestas de la fase 1 durante el taller avanzado Mars Habs (2018) del departamento de arquitectura de la USM, donde el denominador común de éstas era el de hábitats impresos con asistencia de brazos robóticos, resultando en estructuras monolíticas basadas en material nativo, reminiscentes en principio a las estructuras propuestas por el doctor Zubrin, con la diferencia de la tecnología y escala aplicada en ellas.

Un factor importante por considerar es la aplicación del principio de ISRU, in-situ resource utilization al momento de proyectar una estructura en Marte. La utilización de los recursos del planeta para generar energía, combustible y material constructivo es de suma importancia para la sustentabilidad de cualquier asentamiento o hábitat singular proyectado en

la superficie o bajo ésta [5].

Si bien NASA y SpaceX tienen fechas tentativas para misiones tripuladas y de carga a la Luna y Marte, todo el proceso dependerá de restricciones políticas y económicas por parte de NASA en la producción del SLS (Space Launch System) y de restricciones en el proceso de diseño y producción de Starship, el cohete de



Fig. 1 Construcción de Marsha [23]

SpaceX, debido a estos factores las fechas están sujetas a cambios [21] [22].

Sin embargo, esta incertidumbre no debería desmerecer necesariamente a una proyección de hitos en una línea de tiempo tentativa a futuro. Se pueden hacer estimaciones de cadencia de misiones en base a órbita de transferencia Hohmann, que implica una ventana de lanzamiento Tierra-Marte cada 26 meses, que es cuando los planetas se encuentran a una distancia óptima para el viaje espacial, lo cual delimita y marca un ritmo al potencial crecimiento de un asentamiento en la superficie marciana.

Sumado a esto, se tienen las capacidades de carga de cada cohete; por parte de NASA se tiene la versión SLS Block 1B con una capacidad de 37t desde la Tierra al espacio profundo, y en su versión SLS Block 2, 45t en el mismo trayecto. Por otro lado, Starship de SpaceX dependerá de una transferencia de combustible en la baja órbita terrestre para así poder transportar más de 100t de carga a la Luna o Marte [24].



1.2 Problema y Oportunidad

La investigación surge luego del estudio de diversas propuestas arquitectónicas desarrolladas en el concurso internacional de “3D Printed Habitat Challenge”, bajo el programa del “Centennial Challenge” de NASA, donde se invitó al diseño de hábitats impresos en 3D en Marte [9].

Gran parte de los diseños mostrados tienden a ser de carácter monolítico [25], lo que tiende a sobrepasar los límites de la actual tecnología de impresión 3D [13], [12], además de depender en gran medida del control autónomo de inteligencia artificial para el proceso de construcción [26], que se encuentra lejos de la realidad actual [5].

En Marte, los hábitats sufrirán transformaciones a lo largo del tiempo, expandiéndose modularmente a medida que se traen más recursos desde la Tierra y a medida del aumento demográfico del asentamiento [4]. Esto implica una necesidad de flexibilidad que no es congruente con las limitaciones propias de un hábitat monolítico impreso con tecnologías 3D.

En base a esto, la propuesta pretende desarrollar una alternativa constructiva híbrida entre elementos estructurales primarios de módulos de HDPE (creados a partir de ISRU y moldeados in situ con técnicas convencionales como fresado CNC, termoformado o inyección), que funcionen como contenedores de material Ferrock a base de regolito marciano impreso en

3D para constituir una envolvente compuesta por dichos módulos que proteja a un hipotético hábitat inflable en su interior. Como función primaria deberá proteger de factores externos como radiación cósmica galáctica (GCR) y de manera secundaria de viento marciano.

Por ende, la investigación se centrará en el diseño de los módulos de HDPE como elementos constructivos primarios, ya que el actual nivel de desarrollo de Ferrock a base de regolito marciano es incipiente y no es lo suficientemente fuerte para ser usado como estructura primaria [3].

La innovación de la propuesta radica en la aplicación constructiva de la combinación material, y en su naturaleza modular, que permitiría montajes y desmontajes dependiendo de las necesidades y emergencias del asentamiento, potencialmente generando un ahorro significativo de recursos materiales y logísticos.

La aplicación de este método constructivo implicaría un uso extensivo de tecnología ISRU (In Situ Resource Utilization) para la producción de módulos autoportantes de polietileno de alta densidad (HDPE) y para la producción de Ferrock a base de regolito marciano como material de relleno para dichos módulos.

¿Qué es?

Es la aplicación constructiva de la combinación material de HDPE y Ferrock a base de regolito como módulos para la construcción de una envolvente de un hábitat inflable en Marte.

¿Para qué?

Para proveer protección radioactiva a los habitantes del módulo inflable y posibilitar montajes y desmontajes con dichos módulos, potencialmente generando ahorros significativos para la sustentación del asentamiento marciano.

¿Por qué?

Porque se necesita aplicar un método constructivo de manera realista a base de ISRU, en pos de la progresiva autonomía de un asentamiento marciano, reduciendo costos y transportes de materiales no esenciales desde la Tierra, potenciando también la flexibilidad programática del asentamiento en términos de ampliaciones, transformaciones, adiciones, sustracciones, etc.

Dada la efectividad de control radioactivo de la combinación material de polietileno de alta densidad (HDPE) y Ferrock a base de regolito marciano [1], se plantea una aplicación constructiva autoportante del elemento HDPE, capaz de tolerar la carga complementaria del elemento Ferrock como una solución viable para habitabilidad y la extensión de la presencia humana en Marte.

La aplicación de esta combinación material en forma de módulos constructivos desmontables podría contribuir a la autonomía del asentamiento, facilitando procesos de mantención y reparación. Estas facultades podrían otorgar una mayor redundancia de sistemas estructurales al hábitat, proveyendo mayor robustez al sistema total.

Objetivos Generales

1. Desarrollar una aplicación constructiva de la combinación material HDPE y Ferrock a base de regolito para complementar hábitats inflables de despliegue instantáneo en Marte.

Objetivos Específicos

1. Diseño de una envolvente externa al hábitat inflable, compuesta de módulos de HDPE contenedores de Ferrock a base de regolito.

2. Desarrollar una optimización paramétrica de la geometría general en pos de disminuir la exposición a la radiación.

3. Diseño de un módulo constructivo de HDPE capaz de resistir el peso propio y el peso equivalente del material Ferrock a base de regolito.

4. Determinar el tipo de unión o apoyo entre módulos de HDPE, posibilitando un potencial montaje/desmontaje de éstos.

5. Definir la secuencia constructiva de la envolvente, para potencialmente prescindir de elementos constructivos auxiliares como soportes temporales.

1.6 Metodología de la Investigación

1. Investigación

- 1.1. Recopilación de antecedentes
 - 1.1.1. Se investigarán los factores ambientales determinantes en un contexto de hábitat marciano y lunar.
 - 1.1.2. Se reunirá información sobre referentes arquitectónicos de hábitats análogos terrestres y aquellos proyectados en la Luna y Marte.
 - 1.1.3. Se recabarán antecedentes sobre materiales relevantes para la construcción considerando ISRU y su relación con condiciones ambientales extraterrestres.
 - 1.1.4. Levantamiento de información sobre tipologías de sistemas constructivos terrestres y extraterrestres.

1.2. Identificación de oportunidades

- 1.2.1. Necesidades y posibles soluciones iniciales respecto al estado del arte en el diseño de hábitats marcianos.

2. Diseño

- 2.1. Diseño de Matriz de Requerimientos
 - 2.1.1. Determinar necesidades del usuario
 - 2.1.2. Determinar especificaciones iniciales y finales del producto
 - 2.1.3. Definición del concepto a desarrollar
 - 2.1.4. Definición de la arquitectura del producto (diagrama)
 - 2.1.5. Diseño paramétrico en base a requerimientos

3. Construcción de prototipo

- 3.1. Prototipos analíticos
 - 3.1.1 Propósitos
 - 3.1.2. Desarrollo a partir de proceso form-finding
 - 3.1.3. Simulaciones en base a análisis de elemento finito
- 3.2. Consideraciones para prototipos físicos
 - 3.2.1. Nivel de TRL
 - 3.2.2. Manufactura
 - 3.2.3. Construcción

4. Comprobación

- 4.1. Comparación entre resultados de prototipos analíticos obtenidos vs. hipótesis
- 4.2. Futuras tareas

1.6.1 Diagrama de Metodología

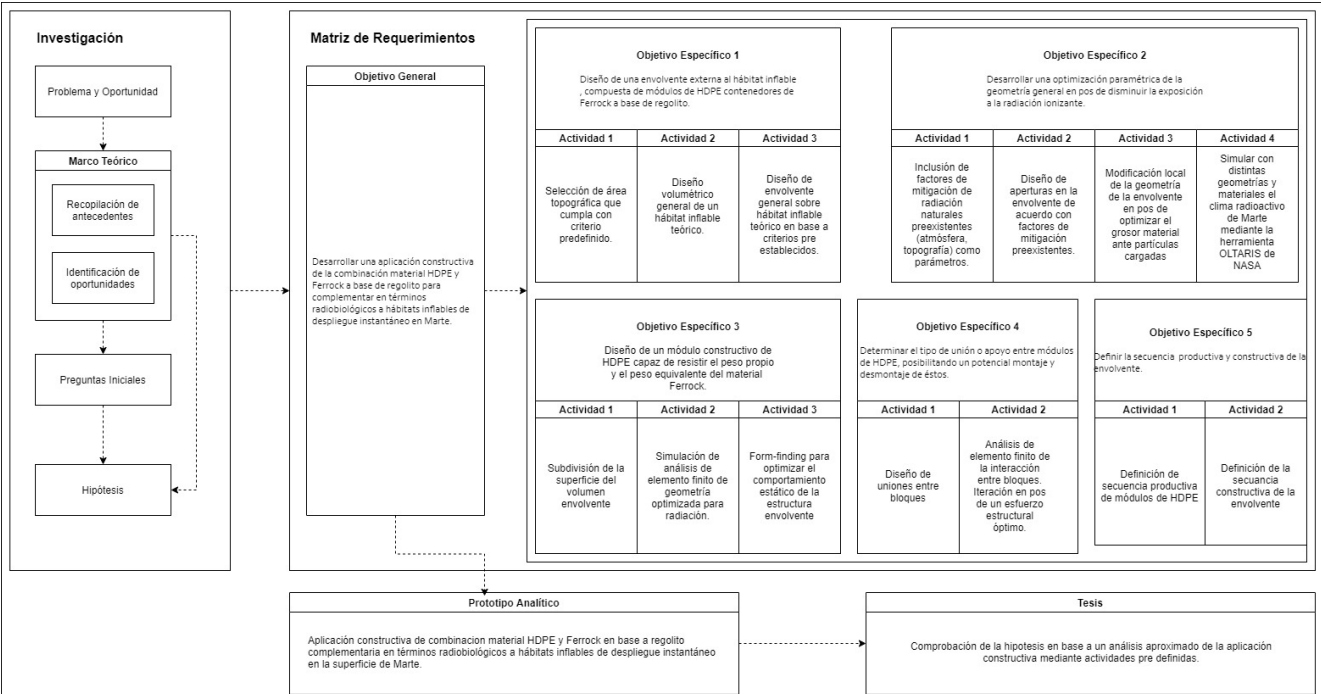


Fig. 2 Diagrama de metodología a base de requerimientos – Elaboración Propia

1.6.2 Matriz de Requerimientos

Req ID	Fecha	Nombre del Requerimiento	Descripción del Requerimiento	Tipo de Requerimiento	Prioridad 1-10	Potencial Especificación	Potencial ecuación de comprobación
Diseño							
1	04-05-20	Se deberá diseñar una envolvente marciana	-	Diseño	1	-	
1.1	04-05-20	La envolvente deberá acomodar un hábitat inflable en su interior	-	Funcional	1	Correlación entre tiempo de misión y área/volumen habitable por cada miembro de la tripulación. En caso de que el módulo habitacional quede incomunicado del resto de la base se debe considerar un área/volumen habitable en función de los días totales de la misión	Area de superficie habitable por cada miembro de la tripulación: $2.27 \times \ln(\text{duración de misión en días}) - 1.83$
1.2	04-05-20	La envolvente deberá proveer protección contra radiación ionizante	La envolvente deberá ofrecer un % adicional de protección contra radiación ionizante agregada a la protección provista por el hábitat en su interior	Funcional	1	HVL de HDPE, HVL de Ferrock = % disminución de radiación percibida	Resultados provistos por OLTARIS
1.3	12-05-20	La envolvente deberá ser compuesta por elementos modulares	-	Diseño / Funcional	2	El cascarón se compone de 80 módulos únicos, repetidos 64 veces para su configuración inicial, y n veces para su configuración extendida.	Configuración inicial: 5120 módulos - módulos correspondientes a aperturas en caso de existir
Construcción							
2	04-05-20	Se deberá construir la envolvente in situ	La construcción en base a ISRU es fundamental para la factibilidad de la estructura	Constructivo	2	-	-
2.1	04-05-20	Se deberá escoger la ubicación de la estructura	-	Funcional	1	Referencias cruzadas entre áreas de agua hielo, sitios de interés científico, y posteriormente selección de sub-zonas en base a características topográficas.	Algoritmo Gh
2.2	04-05-20	Se deberá preparar el sitio de construcción	-	Constructivo	2	-	-
2.3	04-05-20	Se deberán montar los módulos de HDPE	Se deberán montar los módulos en primera instancia, siendo encajados entre si	Constructivo	2	Brazo robótico manipulador (Plataforma ATHLETE, KUKA, etc.) con herramienta de prensa	-
2.4	04-05-20	Se deberá aplicar Ferrock en los módulos	El Ferrock será aplicado en segunda instancia, de manera gradual para distribuir el peso de manera equitativa en el total de la estructura	Constructivo	3	Potencial programación de path de brazo kuka aplicador de material	-

II. Nociones Generales

En este capítulo se expondrán ideas en torno a las posibles características de un asentamiento humano en Marte. Se expondrán estimaciones respecto a la tasa de expansión e industrialización de un asentamiento, relacionando producción de bienes y número de habitantes. Se hablará sobre estrategias estudiadas por NASA para la planificación de un posible puesto de avanzada.

Se presentarán características propias del planeta Marte, en pos de evidenciar las posibles dificultades que enfrentaría un asentamiento in-situ, siendo un importante reto la presencia de radiación ionizante proveniente del Sol y del espacio profundo.

Se estudiarán las distribuciones espaciales de diversos proyectos teóricos de variada escala, con proponentes conservadores y radicales.



NASA/JPL-Caltech/MSSS

2.1 Proyecciones

De acuerdo con los modelos analíticos propuestos por Casey Handmer en su libro *How to Industrialize Mars*, se establece una serie de hitos en la futura historia del asentamiento del planeta Rojo.

Estas proyecciones no son más que estimaciones matemáticas de la posibilidad actual de transportar un determinado número de kilogramos a la baja órbita terrestre y posteriormente a Marte, además de la capacidad específica de transporte de pasajeros que habilita la arquitectura propuesta por SpaceX en su prototipo Starship [27].

Estas estimaciones tienen como objetivo último concretar en cifras el camino a la autarquía de Marte, la cual se lograría tras el transporte sucesivo de equipamiento para levantar industrias piloto (generación de combustible, oxígeno, energía, agua, etc.), y por supuesto tras alcanzar un número mínimo de habitantes que garanticen la capacidad de autosustentar el asentamiento.

Estas estimaciones sirven para ubicar en un periodo determinado al trabajo que se propone en esta I+D, siendo la fase entre "Plastic, Carbs" y "Concrete, Masonry" de la figura 2, la indicada para la realización de la propuesta. Estas fases permitirían la producción de plásticos y el trabajo industrial con concretos y mamposterías nativas. Esta producción industrial se ubicaría en una etapa posterior

a los asentamientos iniciales, por lo que se estima una presencia humana en el orden de 10.000 - 100.000 personas.

En este periodo aún no se alcanza un nivel total de autarquía, por lo que aún se depende fuertemente de todas las importaciones procedentes de la Tierra.

A la vez, este período es el más vulnerable a la interrupción de transporte desde la Tierra, ya que la razón entre número de habitantes marcianos y capacidad de autosustentabilidad es la más crítica [27].

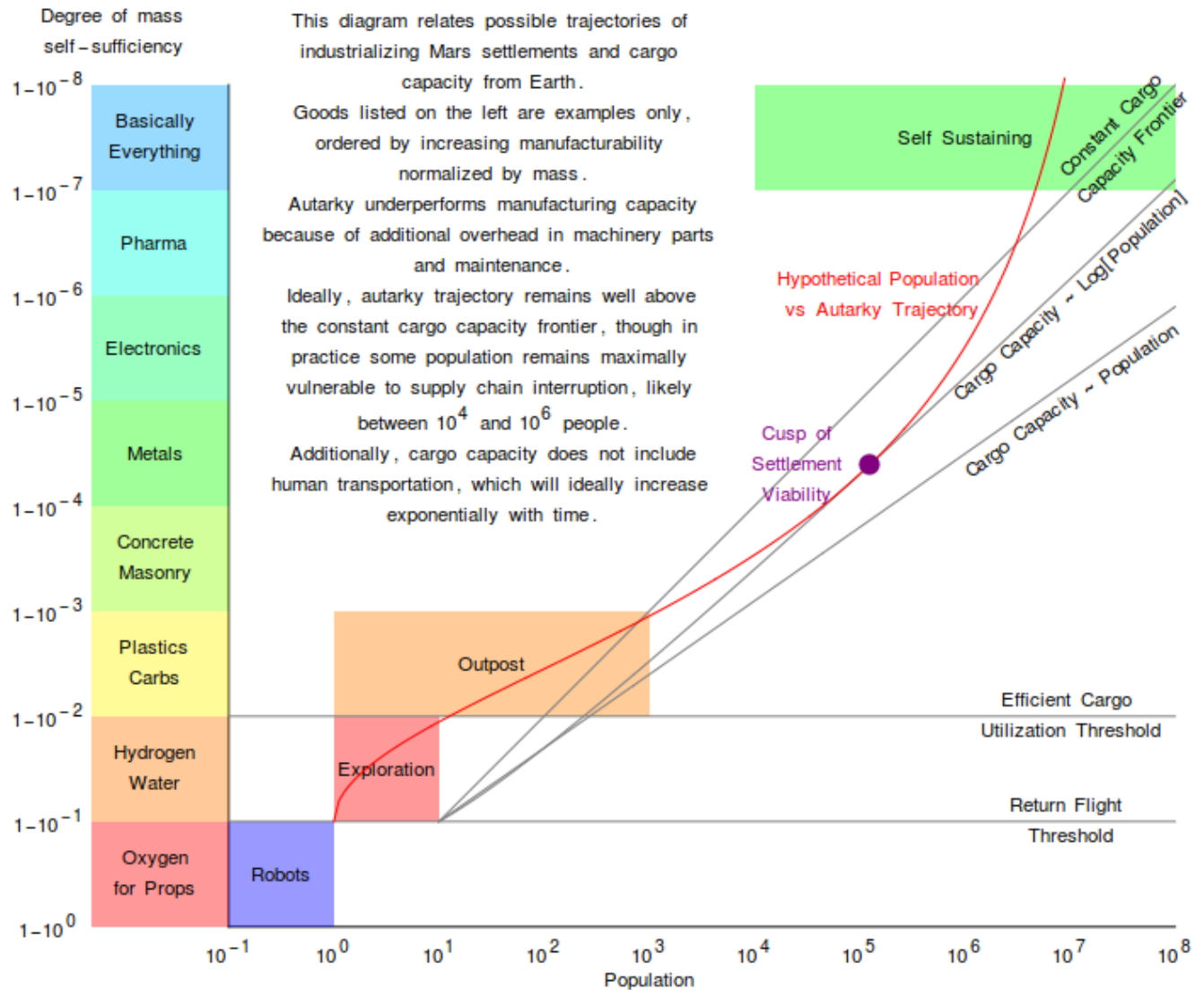
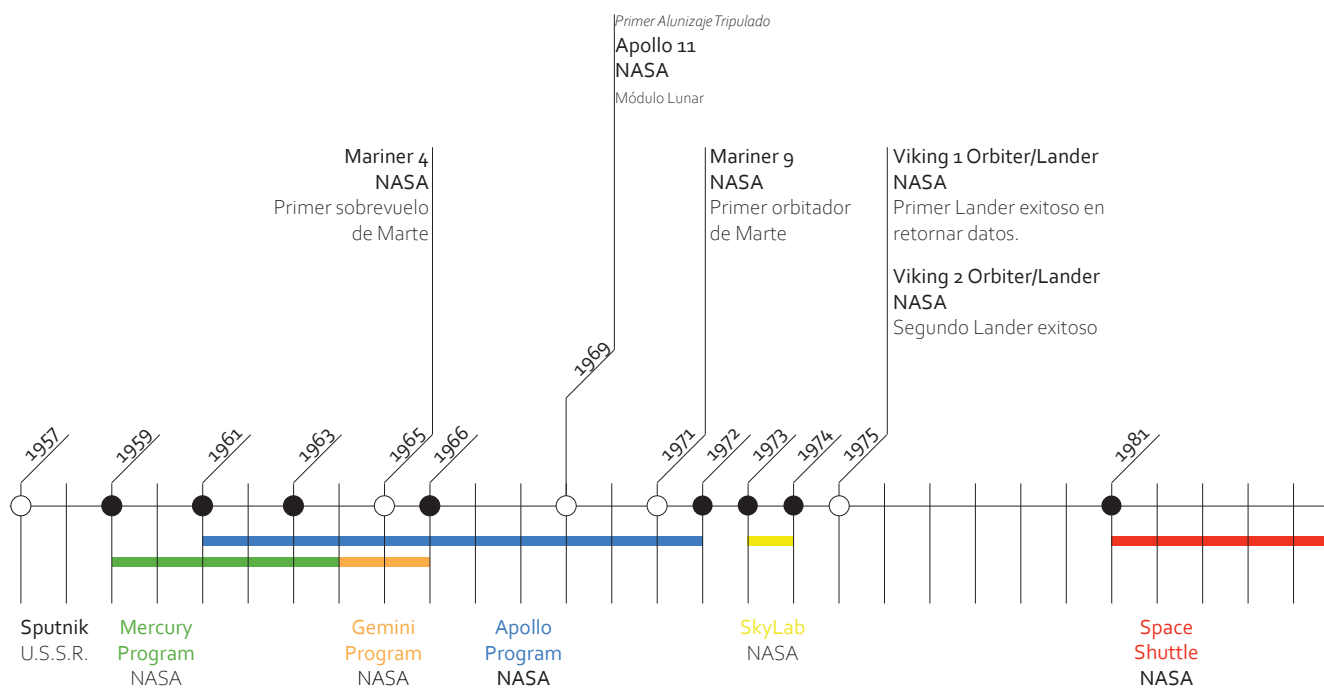


Fig. 3 Gráfico de Autarquía en Marte [27]



- Inicio y término de programas y proyectos espaciales
- Misiones exitosas en Marte (satélites, rovers, landers)
- Futuras misiones (landers, rovers, carga y tripulación)

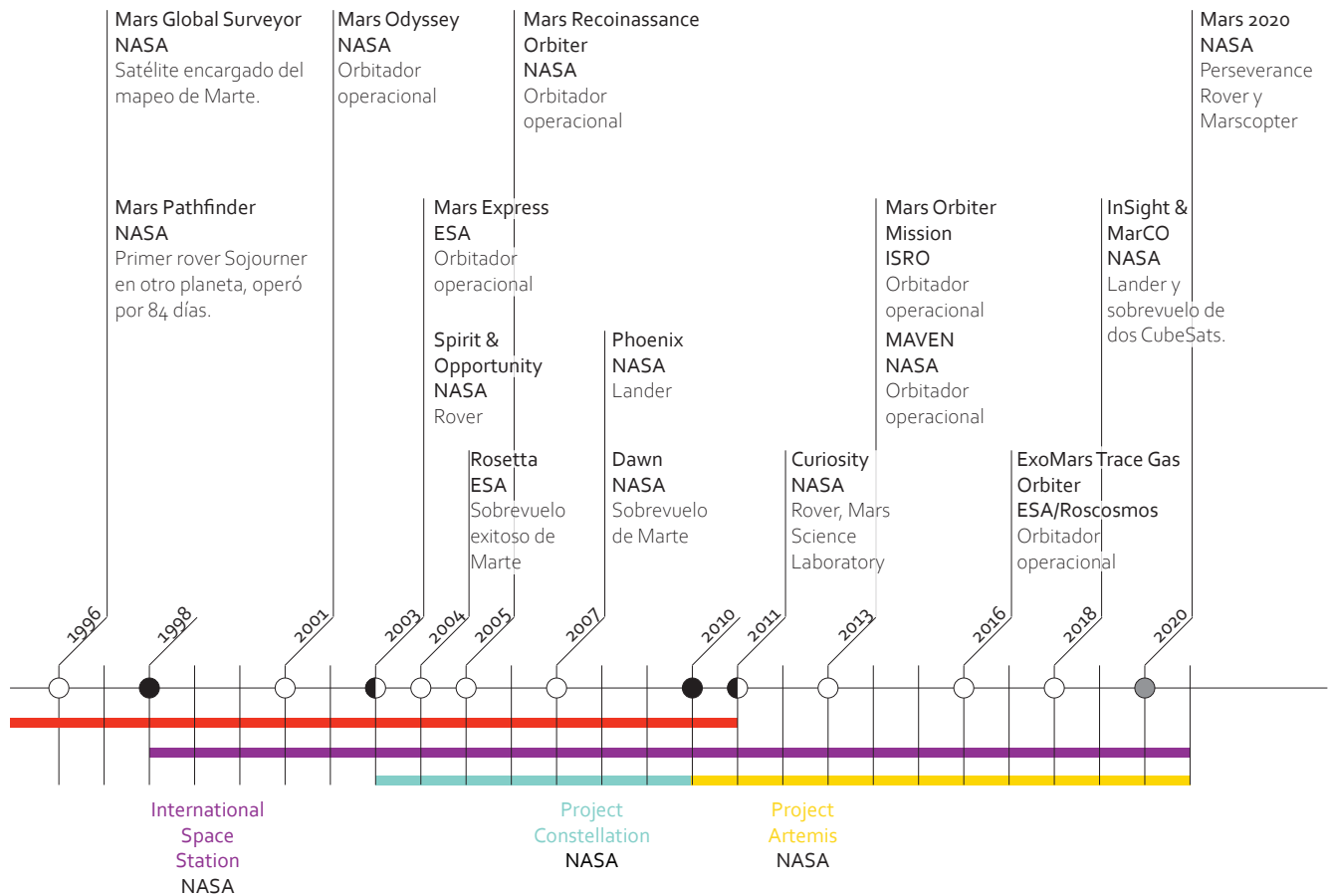
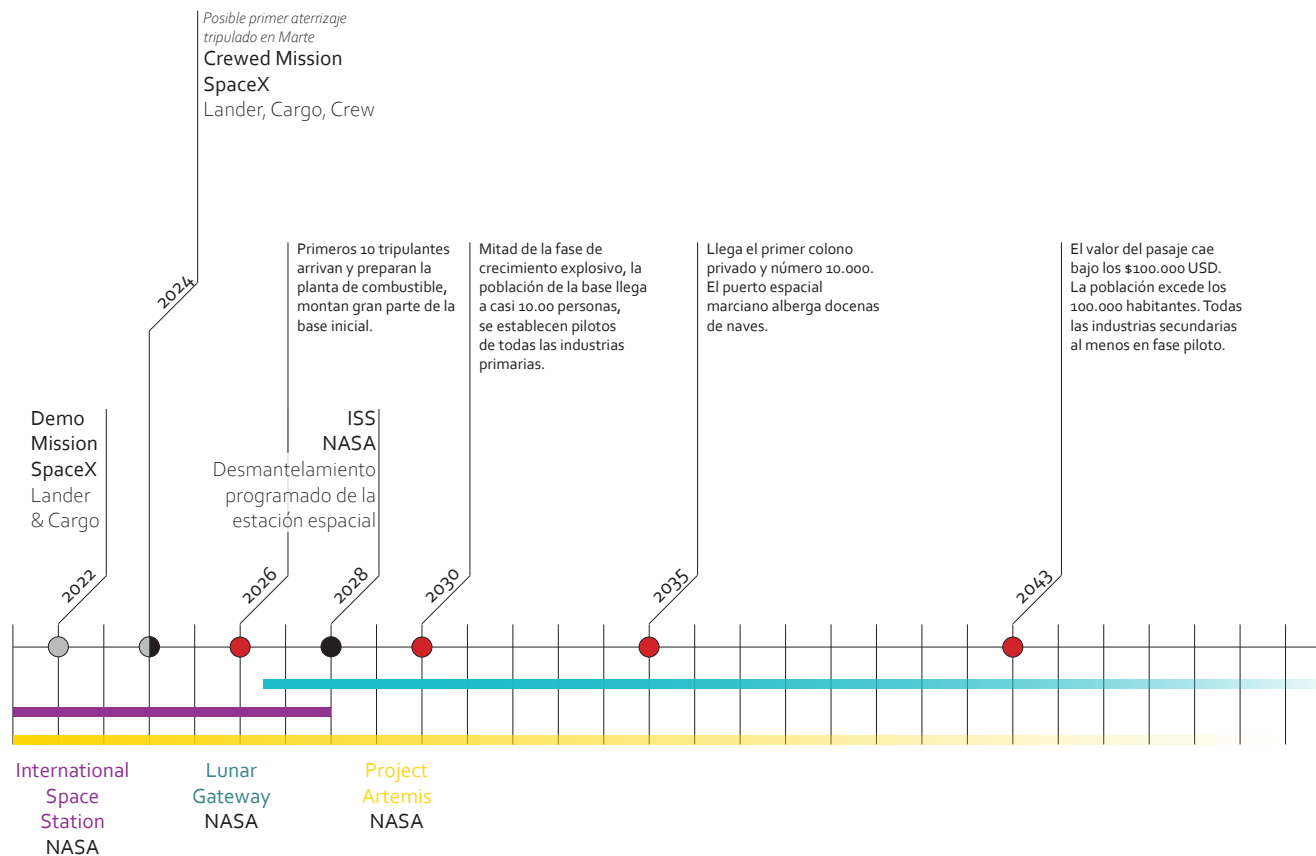


Fig. 4 Línea de tiempo: Programas Espaciales y Misiones a Marte – Elaboración Propia



● Proyección de Hitos camino a la Autarquía de Marte (Casey Handmer)

● Inicio y término de programas y proyectos espaciales

● Futuras misiones (landers, rovers, carga y tripulación)

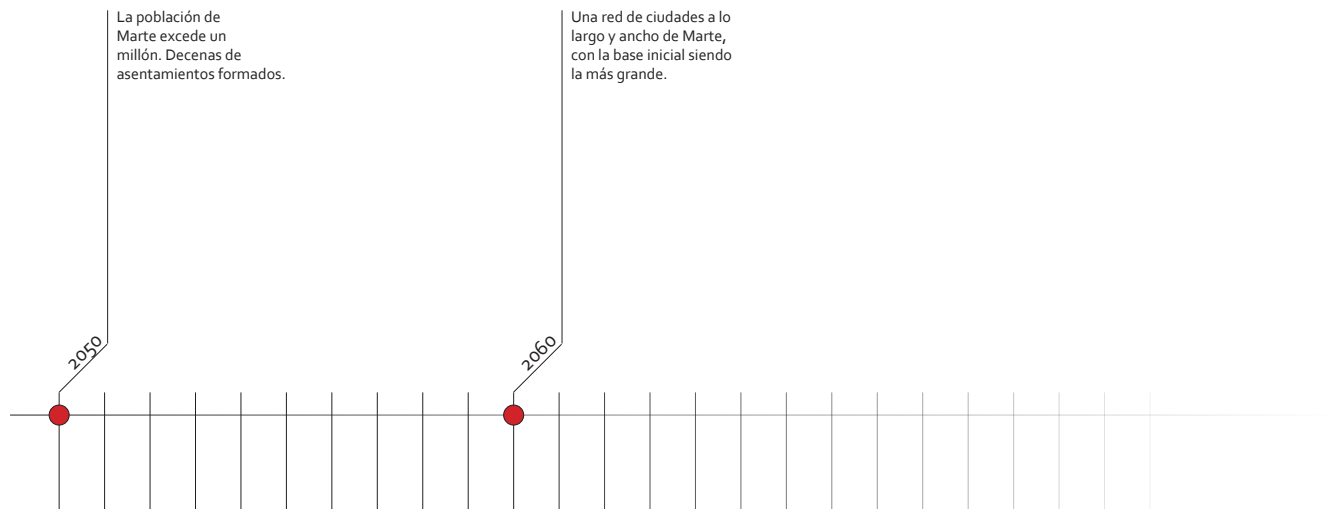


Fig. 4 Línea de tiempo: Programas Espaciales y Misiones a Marte – Elaboración Propia

NASA ha consolidado sus preceptos para la arquitectura de misiones aeroespaciales (ISS), sin embargo, existe un enfoque particular en el caso de hábitats extraterrestres, donde modularidad, redundancia y autonomía cobran relevancia al proyectar un hábitat, en este caso, en Marte.

Se hace énfasis en la mayor reducción posible del desarrollo de partes y componentes únicos, promoviendo módulos de sistemas reemplazables entre sí. Esto genera un aporte en la redundancia de sistemas de un hábitat marciano, lo cual se hace necesario considerando el costo de tiempo y recursos que implicaría enviar suministros desde la Tierra hasta el planeta rojo [10].

Estos preceptos especiales nacen a partir de la Evolvable Mars Campaign (EMC), un programa destinado a evaluar múltiples alternativas estratégicas sobre el establecimiento de la presencia humana sostenible en Marte.

Las aproximaciones más comunes implican misiones divididas en cargo landers y crew landers, también se señalan estrategias habitacionales que hacen énfasis en diseños modulares en pos del buen manejo de un gran hábitat [28].

Al considerar la empresa que significa establecer la presencia humana en Marte, se hace necesario considerar un modelo estratégico que opere de manera eficiente, donde la reutilización de vehículos sea central;

la arquitectura mínima considera un modelo de bajo coste de misiones sucesivas al planeta. Las proyecciones más conservadoras visualizan un futuro asentamiento que será periódicamente expandido cada 4 años por misiones de 4 tripulantes y 2 cargo landers [29]. Sin embargo, otros sostienen estrategias de expansión más agresivas [27], [24].

De acuerdo con el desarrollo de la EMC, se hace énfasis en atributos habitacionales especiales, donde se señala el principio de modularidad. Esta debe contar con una masa limitada que permita el empaque en landers. También cabe señalar el principio de reusabilidad, el cual permite un aumento gradual de capacidades en la superficie de Marte conforme transcurren misiones.

La EMC, dentro de su estrategia habitacional, propone una matriz de opciones de despliegue progresivo de hábitats.

Cabe señalar que en cualquier escenario real se utilizaría una combinación de las estrategias previamente mencionadas [30]. Si bien el principio de modularidad significaría un aporte en la solución de eventualidades técnicas en una etapa de colonización temprana, podría convertirse en una ventaja adicional a medida que un asentamiento deba evolucionar y crecer en tamaño, otorgando una potencial autonomía de diseño a los habitantes de dicho asentamiento [31].

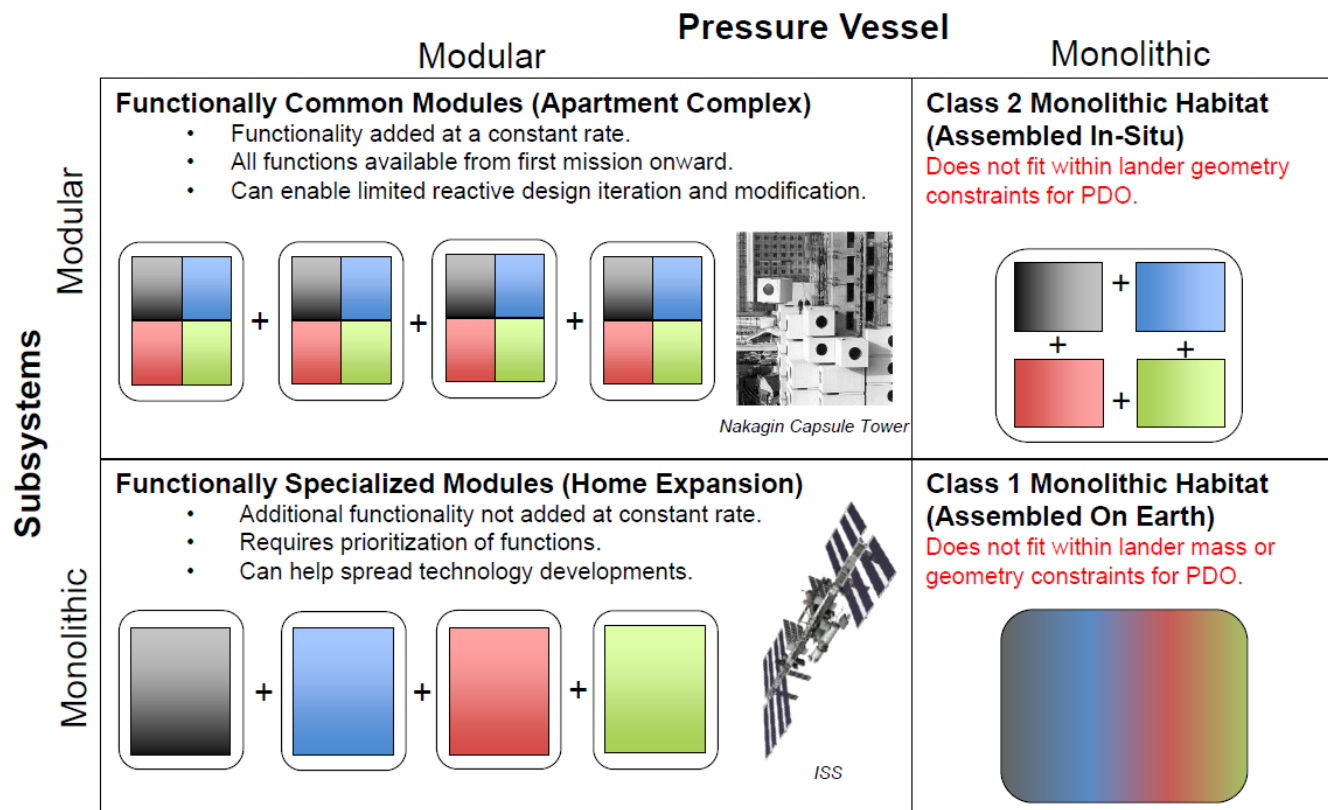


Fig. 5 Matriz de Hábitats - Evolvable Mars Campaign [30]

2.3 Riesgos Medioambientales

Marte presenta características planetarias únicas en comparación a la Tierra; en primer lugar, su gravedad es de aproximadamente 0.38 g, o casi un tercio de la gravedad terrestre. Además, su atmósfera es extremadamente delgada, siendo aproximadamente el 1% de la del planeta Tierra. Marte carece de un campo magnético intrínseco, por lo que la superficie del planeta queda desprovista de un escudo contra la radiación proveniente del sol y del espacio profundo [32].

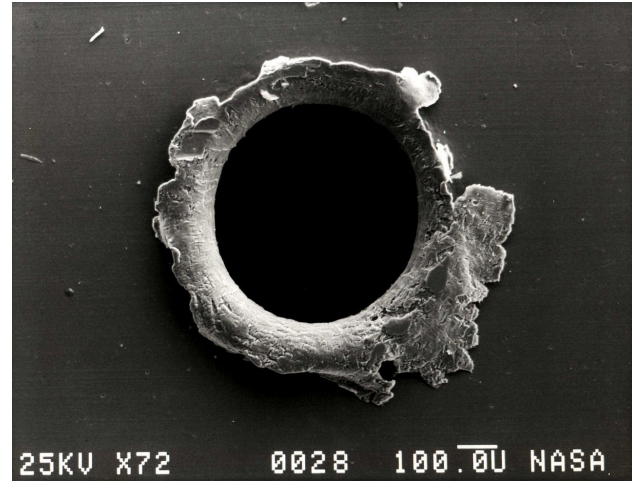


Fig. 6 Orificio provocado por desechos orbitales en el panel del satélite Solar Max [33]

2.3.1 Clima

El planeta rojo cuenta con estaciones de clima debido a la inclinación axial en su eje. Cuenta con nubosidad, de las cuales una fracción es agua evaporada, sin embargo, no cuenta con precipitaciones [14].

La variabilidad térmica es pronunciada; las temperaturas en Marte promedian alrededor de -62°C . Sin embargo, el rango de temperatura es de alrededor de -140°C en el invierno en los polos, a 21°C en las latitudes más bajas en el verano [14].

Para concretizar esta variabilidad térmica se pueden usar como ejemplo los datos recolectados en el cráter Jezero; en el solsticio de invierno a 1.6m de altura, la temperatura mínima registrada antes del amanecer fue de

2.3.2 Micrometeoritos

-83°C , y la máxima diaria fue de -38°C .

Debido a su delgada atmósfera, se dice que Marte puede recibir micrometeoritos [34]. En relación a esto existen opiniones contrarias, se hace referencia a que el diseño de una base no debería considerar medidas preventivas contra el potencial daño de dichos cuerpos ya que la atmosfera sería suficientemente densa para quemarlos antes de que puedan llegar a la superficie [35], sin embargo hay quienes dicen que la inclusión de dicho factor es esencial para cualquier hábitat en la superficie marciana; se han hecho estudios balísticos con diversos compuestos de materiales relevantes al entorno marciano [36] y asimismo se han estimado espesores recomendados de regolito

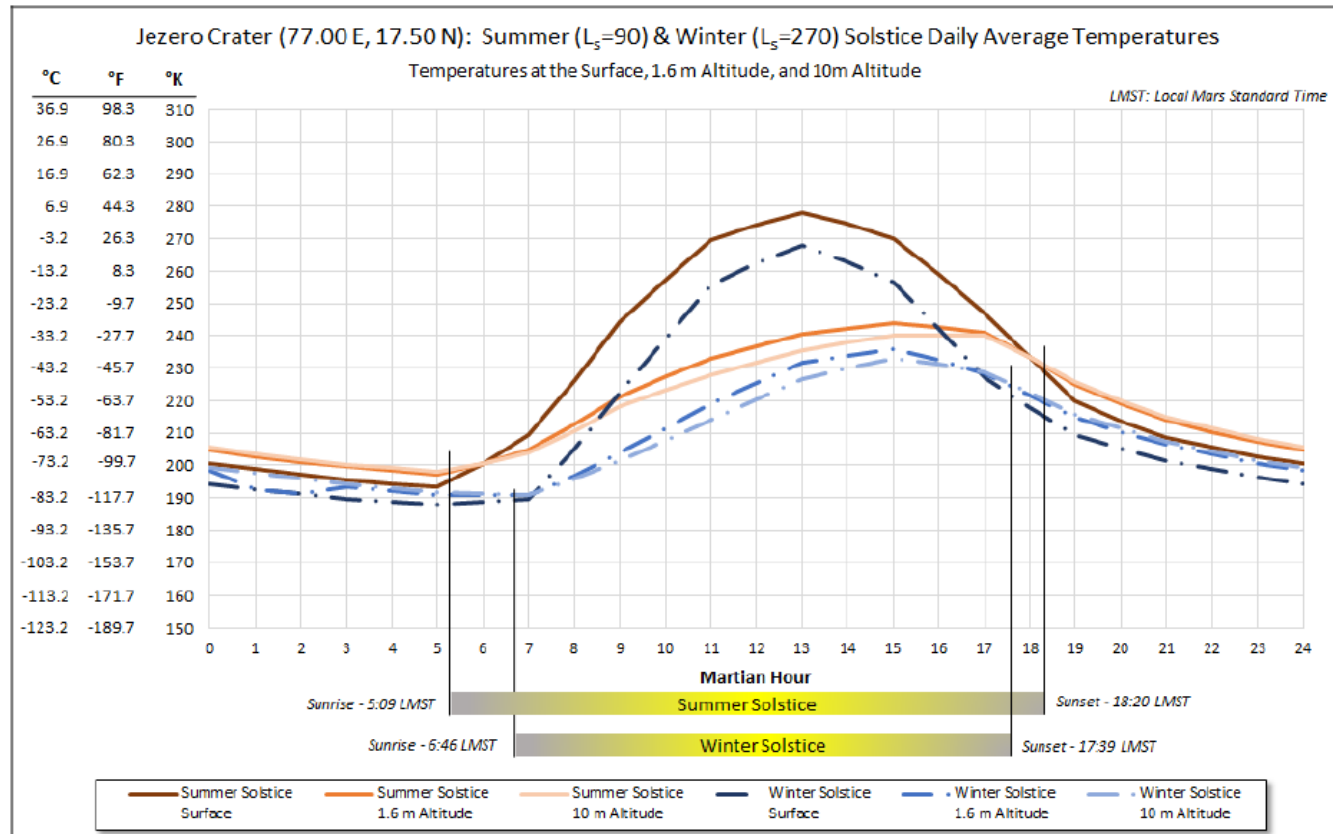


Fig. 7 Temperatura promedio diaria en solsticio, Cráter Jezero [30]

(0.5 a 3.0 m) para detener los proyectiles y a la vez proteger contra la radiación ionizante. De igual manera se han estimado pertinentes refugios preparados para estos eventos [6] [37].

2.3.3 Eyección de Cohetes

Cabe señalar el potencial peligro que

implica el aterrizaje de futuros landers en las cercanías de un hábitat; la eyección producida por los cohetes puede disparar material a aproximadamente 1 km de radio alrededor del sitio de aterrizaje. Esto se traduce en una complejidad logística, ya que para asegurar al hábitat se tendría que definir un sitio de aterrizaje a una distancia de 1 km de este, lo cual implica un trayecto extra para el transporte de suministros, equipos, módulos, etc. [30] [38].

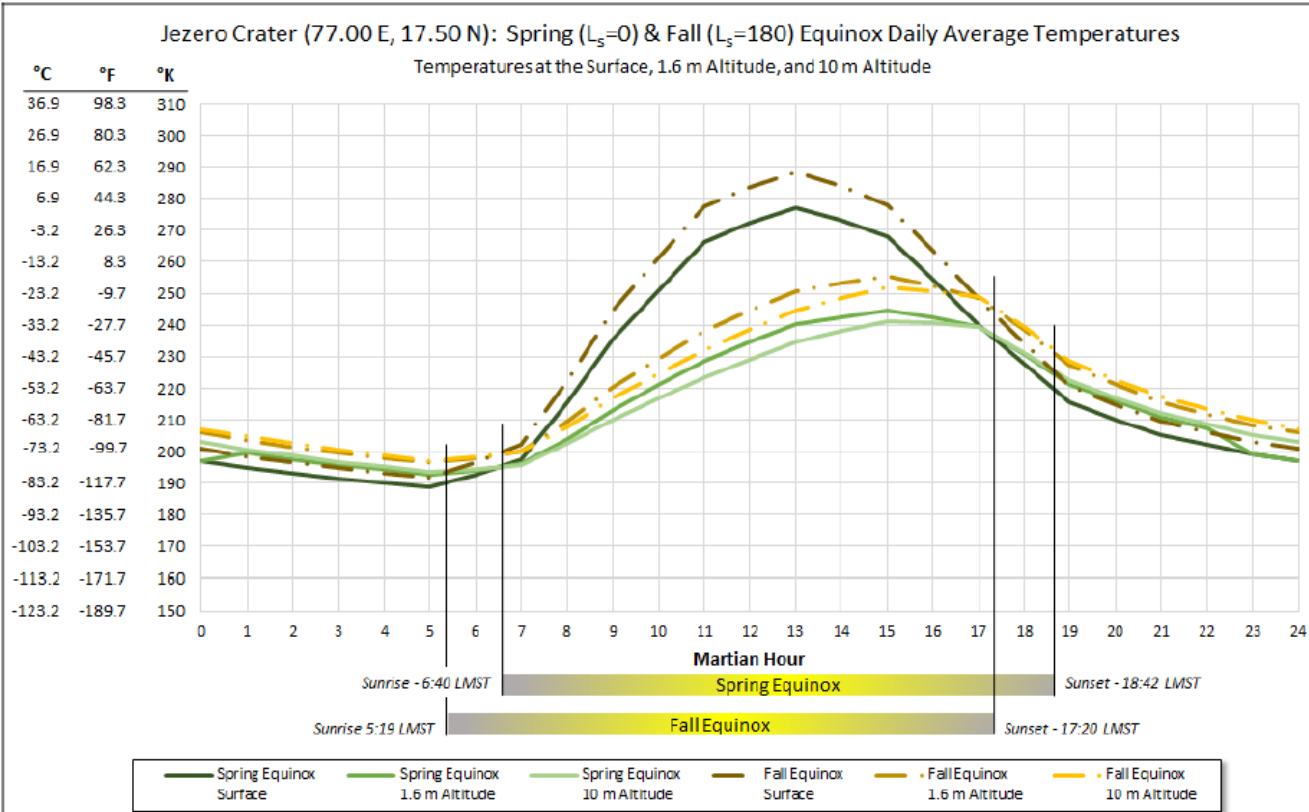


Fig. 8Temperatura promedio diaria en solsticio, Cráter Jezero [30]

2.3.4 Viento

Debido a la delgada atmósfera, la presión dinámica generada por los vientos en Marte es muy pequeña. Por ejemplo, la mayor velocidad de vientos registrada en la superficie marciana por el Viking 2 Lander en Utopia Planitia fue de 30 m/s, lo que equivaldría a 4.1 m/s en la Tierra [30]. Ajustada a la escala de Beaufort, esta medición equivaldría a una “brisa ligera” de

15 km/h, donde se “agitan hojas y se mueven banderas” [39].

2.3.5 Radiación Ionizante

Como se ha mencionado anteriormente, la radiación solar y cósmica presentan uno de los

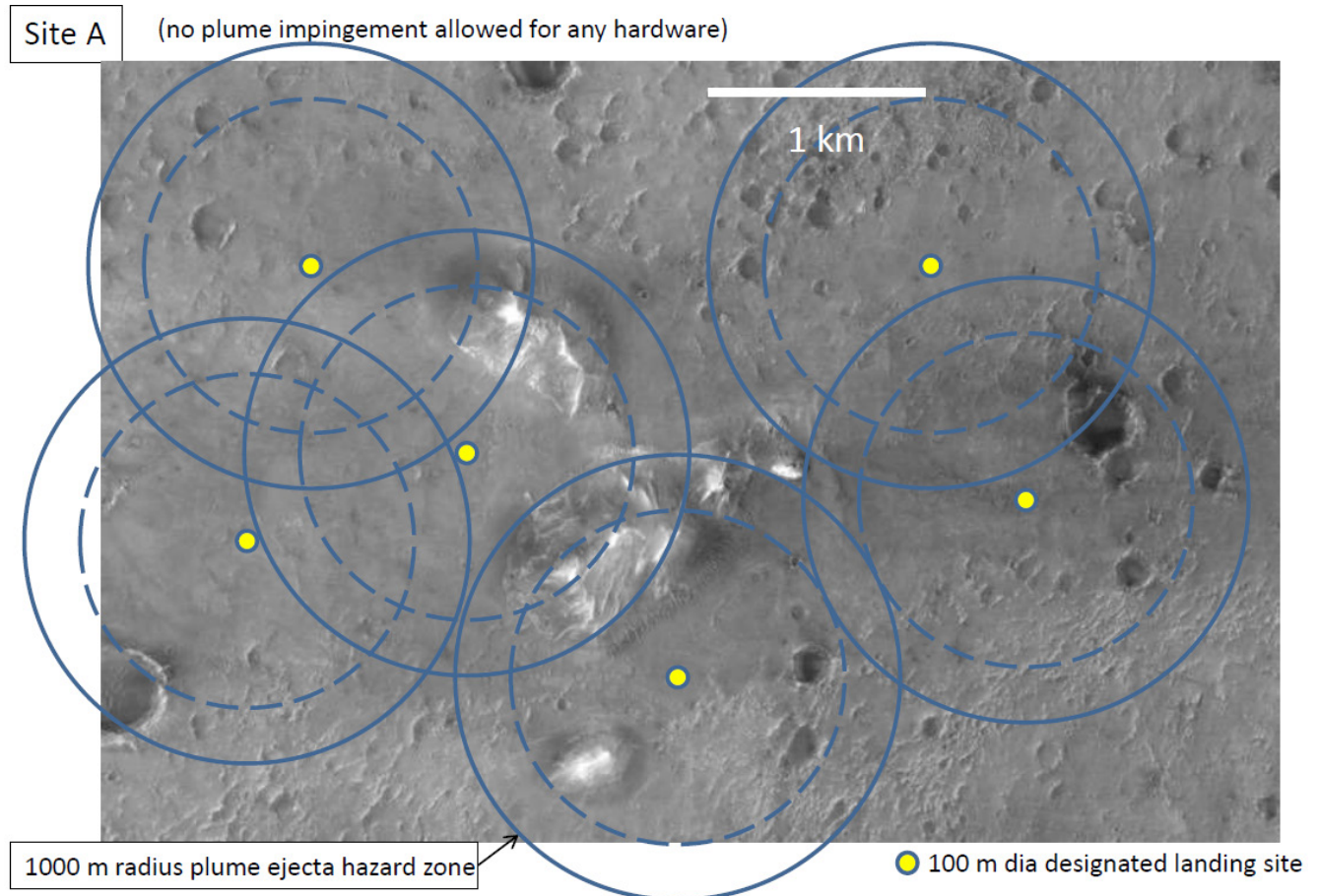


Fig. 9 Zonas de aterrizaje no interferentes en el sitio de interés [30]

mayores riesgos para los tripulantes, en caso de misiones breves la dosis sería acumulada principalmente durante el viaje de ida y vuelta, pero en caso de misiones de larga duración, la dosis podría llegar a ser peligrosa si no se toman las medidas preventivas en la superficie [40].

NASA ha designado al polietileno como material de referencia para pruebas contra radiación, debido al bajo número atómico del hidrógeno, presente en la molécula de CH_2 . Dada su efectividad, se han agregado paneles de polietileno a las paredes de los cuartos de la tripulación a bordo de la ISS [41].

Velocidad de Viento en Marte			"Sensación" de velocidad de viento en la Tierra (en TPE)	
mph	m/s	presión dinámica	m/s	mph
10	4.5	0.2367	0.6	1.4
50	22.4	5.9169	3.0	6.8
67	30.0*	10.6587	4.1	9.1
100	44.7	23.6677	6.1	13.5
150	67.1	53.2523	9.1	20.3

Fig. 10 Velocidades de viento más altas registradas por el Viking 2, Utopia Planitia [30]

Los riesgos radiológicos deben ser reducidos al mínimo posible; el precepto ALARA (As Low as Reasonably Achievable) propone una optimización de dosis en base al tiempo de exposición y a materiales protectores de radiación. Las pruebas realizadas en el módulo Zvezda (protegido con paneles de polietileno de un espesor de 4.8g/cm2) de la ISS sugieren una reducción de hasta un 22% en la dosis recibida por los astronautas en las recámaras de la tripulación [7].

En el caso de la radiación percibida en la superficie marciana, el rover Curiosity detectó diversos niveles de energía radioactiva durante una observación de 300 días durante el máximo solar. Los protones SEP (Solar Energetic Particles) e iones de helio con energías por debajo de 150 MeV/nuc no alcanzan a penetrar la superficie, ya que pierden toda su energía



Fig. 11 Rover Curiosity en "Windjana" en Aeolis Palus [42]

al penetrar la columna atmosférica de 20g/cm2. Sin embargo, existen eventos mucho más energéticos, con partículas que pueden atravesar varios metros de regolito natural. Se estima que la dosis total recomendada para un astronauta sea de 1.01 Sv (Sievert) para una misión de ida y vuelta con una estadía de 500 días en la superficie. Esto se podría mitigar aún

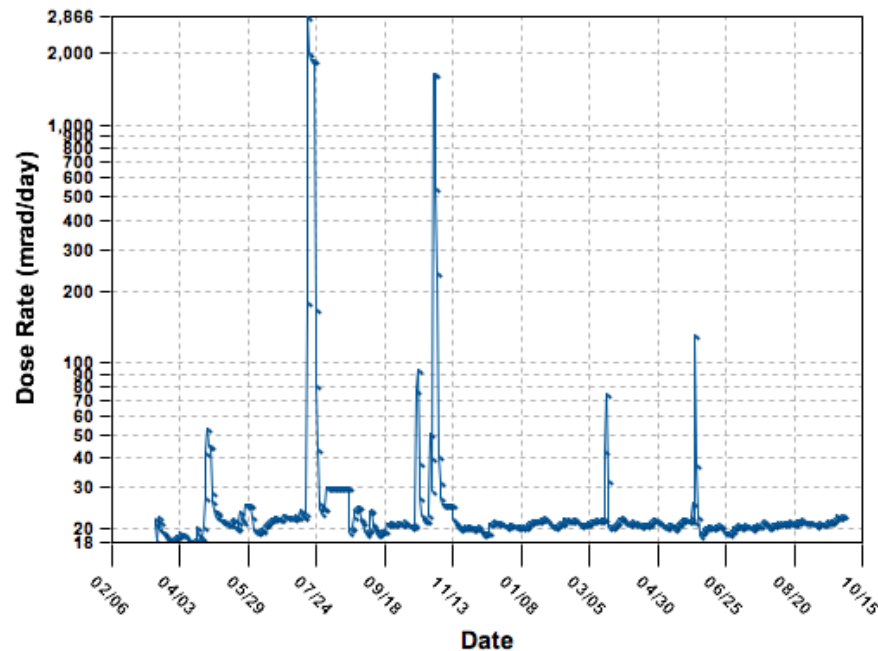
MARIE Daily Average Dose Rates: 03/13/2002 - 09/30/2003

Fig. 12 Dosis promedio diarias de radiación, con peaks energéticos por SPEs - MARIE / NASA [42]

más con el uso de regolito como escudo contra la radiación de GCRs y SPEs [40].

Respecto a este último, se podrían designar refugios especiales para minimizar el riesgo de recibir las altas dosis radioactivas de los eventos de SPE, ya que suelen tener niveles energéticos mucho más altos en comparación a los GCRs [44].

Se han realizado estudios radiológicos que sugieren que el material Ferrock provee una buena protección contra radiación producida

por partículas cargadas, pero no así contra neutrones. En base a esto se ha experimentado con polietileno borado al 5% junto con una capa de Ferrock, lo cual ha arrojado buenos resultados para mitigar la radiación por neutrones [1].

Si bien se ha mencionado que la atmósfera de Marte es extremadamente delgada en comparación a la de la Tierra, ésta es capaz de absorber parte de la radiación proveniente del Sol y del espacio profundo. Sin embargo,

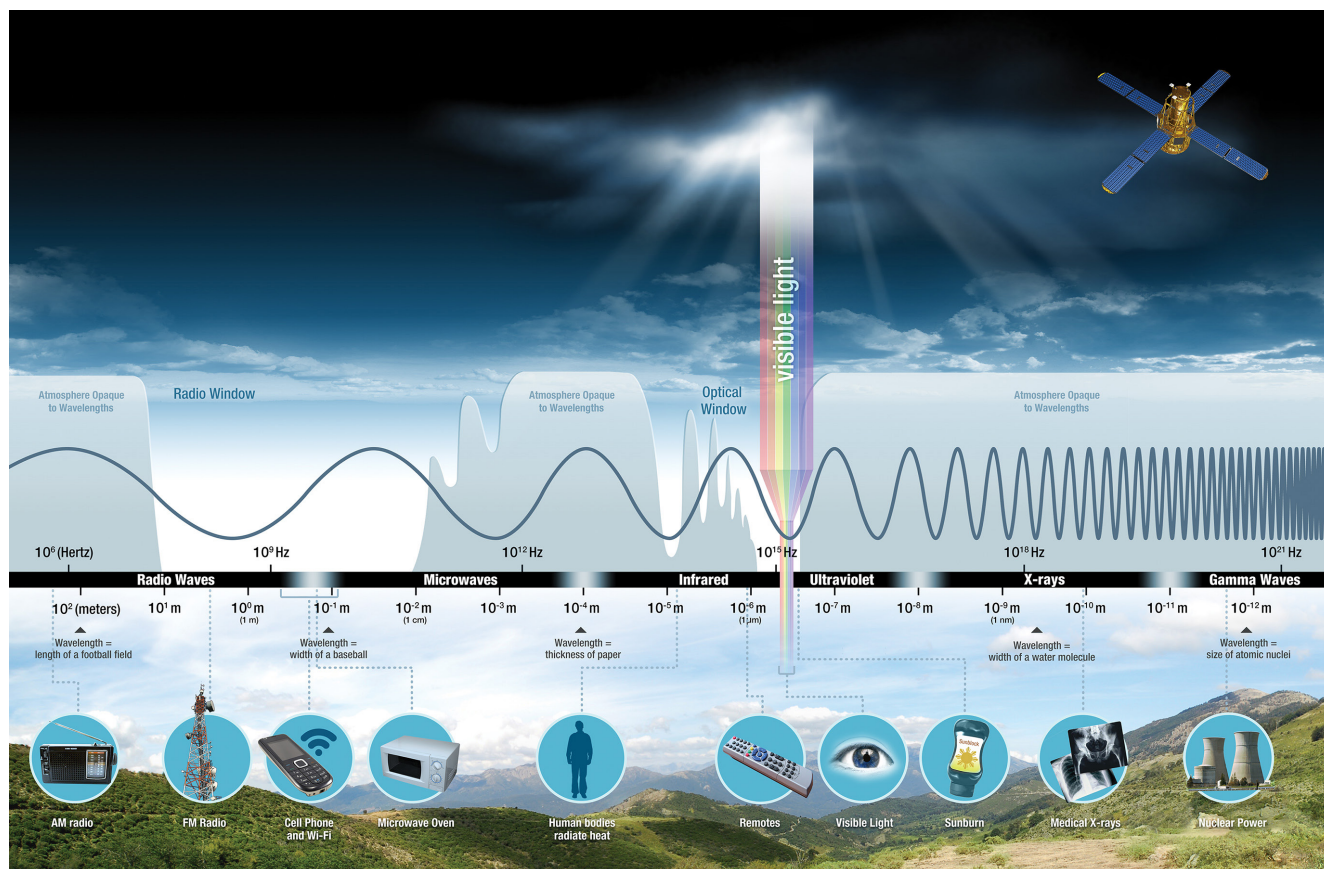


Fig. 13 El espectro electromagnético [43]

la absorción de radiación no es homogénea en todas direcciones [45], y depende principalmente del grosor de la columna atmosférica. Esta columna atmosférica considera todo el material atmosférico desde la superficie hasta el límite exterior con el espacio, midiéndose en gramos / cm². Por ende, se entiende que la columna atmosférica sea delgada hacia el cénit y gruesa hacia el horizonte, proveyendo menor y mayor

mitigación contra radiación, respectivamente [46]. Este factor es de suma importancia al considerar un hábitat en la superficie marciana, ya que puede ser integrado como un factor de optimización de protección contra la radiación, lo que será desarrollado posteriormente en esta I+D.

2.4 Diseño Arquitectónico

2.4.1 Pequeña y Mediana Escala

2.4.1.1 Mars Hab - Hassel + EOC



Fig. 14 Mars Hab - HASSEL + EOC [26]

El proyecto consiste en un cascarón construido de manera autónoma por robots, previo a la llegada de sus ocupantes. Se utiliza regolito procesado e impreso en 3d para su

construcción. En el interior se despliegan una serie de cápsulas inflables con todo el equipamiento necesario para vivir y trabajar [26].

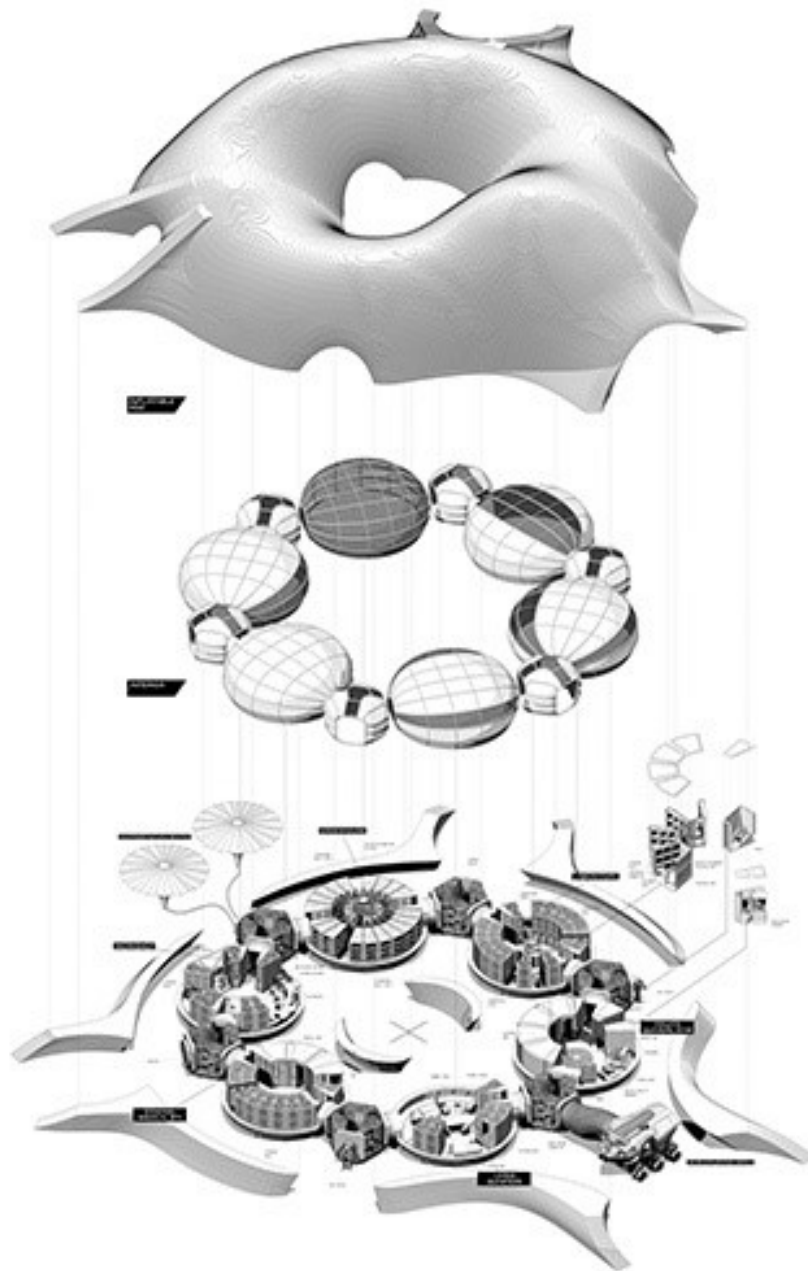


Fig. 15 Vista explotada Mars Hab - HASSEL + EOC [26]

Un detalle importante del proyecto recae en la decisión de dejar una clara separación entre el elemento monolítico del cascarón y las cápsulas interiores. Esto puede facilitar la reparación del cascarón, así como la de las cápsulas. En el caso de que estos elementos se conciban juntos como parte de un mismo cerramiento puede complicar e incluso imposibilitar una posible reparación in-situ [47].

2.4.1.2 Lunar Habitation – Foster + Partners

Foster + Partners en consorcio con la Agencia Espacial Europea (ESA) llevaron a cabo el proyecto de “Lunar Habitation” para explorar los usos de la construcción con impresión 3d en base a regolito lunar. El proyecto consiste en el transporte de módulos rígidos de los cuales se despliegan domos inflables, los primeros sirviendo a la vez como escotillas para acceder al exterior. Se tomaron en cuenta las fluctuaciones térmicas, impacto de meteoritos y la radiación incidente en la superficie lunar [48].



Fig. 16 Hábitat Lunar - Foster + Partners [48]

2.4.1.3 Mars Habitat – Foster + Partners



Fig. 17 Mars Habitat - Foster + Partners [25]

Foster + Partners continúa con su trabajo previo de hábitats lunares, esta vez dentro de la competencia de NASA de 3d Printed Habitat Challenge para el diseño de un hábitat en Marte. El proyecto depende en gran parte del trabajo autónomo de robots enviados en una primera etapa, quienes cavarán un cráter de 1.5 metros de profundidad. Posteriormente llegarán los módulos inflables que serán cubiertos de regolito impreso por los robots. A diferencia del caso anterior, las instrucciones dadas a los robots tendrán que ser orientadas

a objetivos para anteponerse a imprevistos, ya que la teleoperación de las máquinas se hace poco práctica desde la Tierra a Marte [25].

2.4.1.3 Mars Habitat – Foster + Partners

Marsha tiene un enfoque distinto a los proyectos anteriores, ya que se erige como un faro en la superficie de Marte, argumentándose que su forma es más apropiada para contener la presión interna del hábitat. Además, se dice

que tiene una menor "huella" en la superficie al tener una menor sección basal en comparación a otros proyectos tipo búnker, disminuyendo los posibles esfuerzos estructurales de la base. El material usado no ha sido revelado totalmente al público ya que aún se halla en experimentación, se sabe que usaría material nativo marciano y otros elementos añadidos.,

sin embargo, es sabido que el método de construcción es por impresión 3d. El debut de la construcción de Marsha ocurrió en la final del 3d Printed Habitat Challenge de NASA, donde se imprimió un modelo a 1/3 de la escala real a contrarreloj [9].

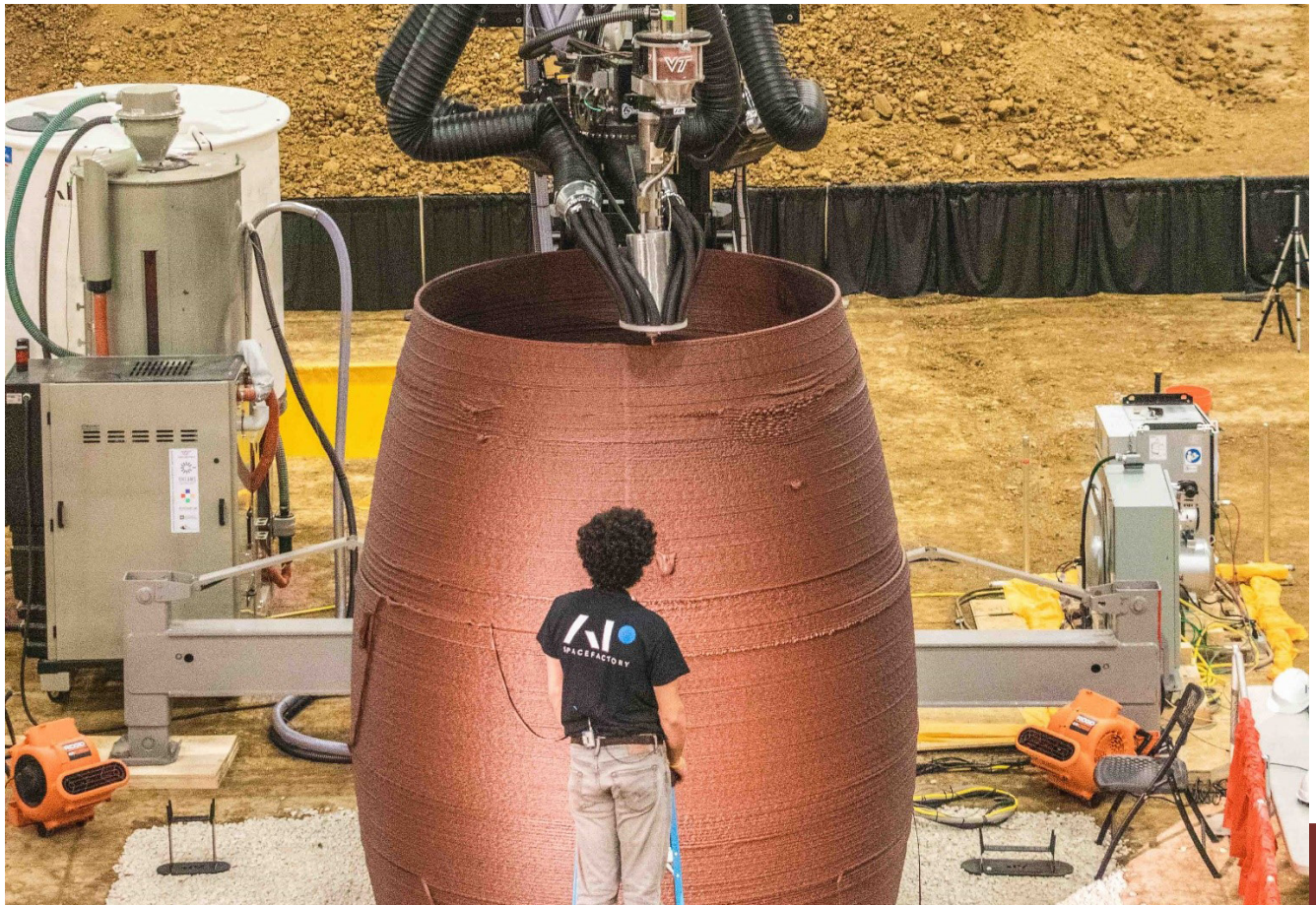


Fig. 18 Impresión in-situ de Marsha, 3d Printed Habitat Challenge [23]

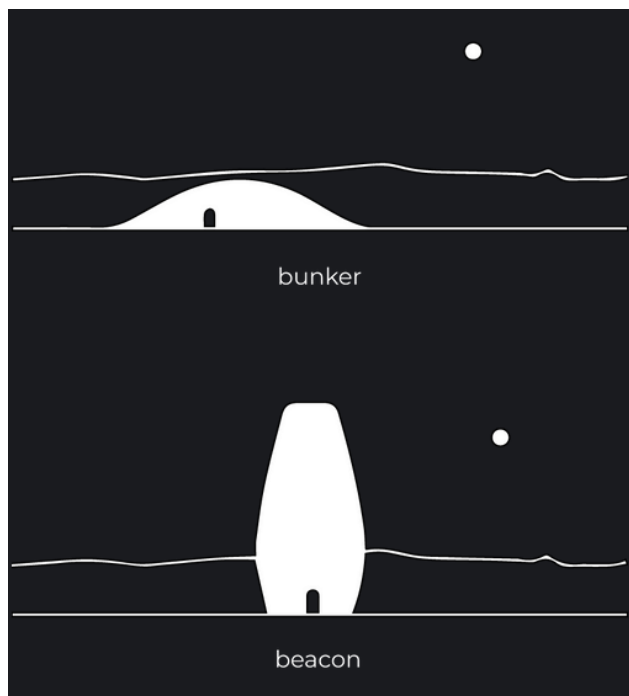


Fig. 19 Emplazamiento de Marsha - AI Space Factory [23]

Marsha cuenta con dos cascarones independientes, el externo que se encuentra en contacto con el medioambiente se encarga de lidiar con las fluctuaciones térmicas y de protección contra los elementos. El interno se encarga de otorgar comodidad compartimentalizando el espacio y satisfaciendo las necesidades humanas [23].



Fig. 20 Construcción in-situ de Marsha - AI Space Factory [23]

2.4.1.5 Mars Incubator – Participantes del NASA 3d Printed Habitat Challenge

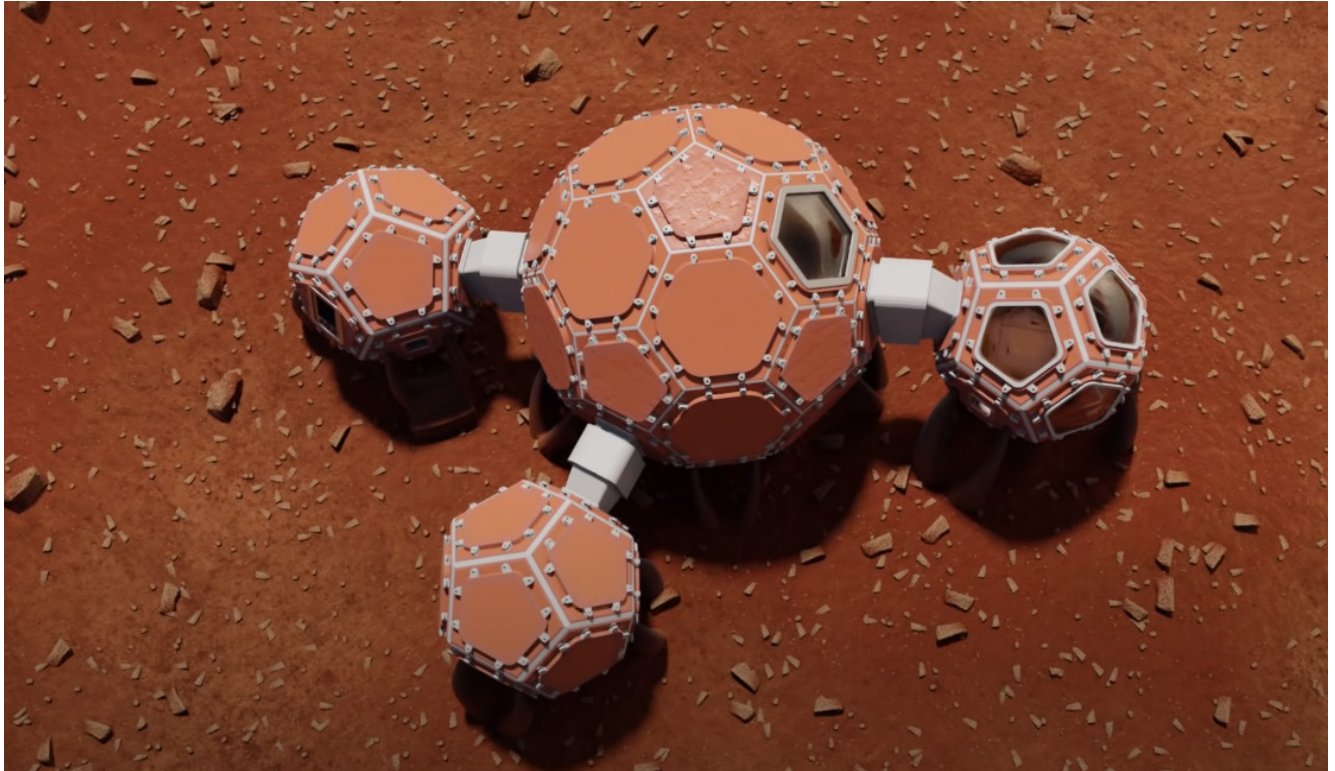


Fig. 21 Mars Incubator Habitat - Mars Incubator Team [49]

El hábitat se compone de módulos pentagonales y hexagonales, se componen de polietileno sólido, una mezcla de polvo de polietileno y regolito y fibras de basalto. La utilización de regolito y polietileno incrementa la resistencia a compresión y mantiene la flexibilidad. Estos materiales contribuyen a la

protección contra GCR's, y las fibras de basalto ayudan a mantener la presión interna estable.

2.4.2 Gran Escala

2.4.2.1 Design of a Human Settlement on Mars Using In-Situ Resources – M. Arnhof

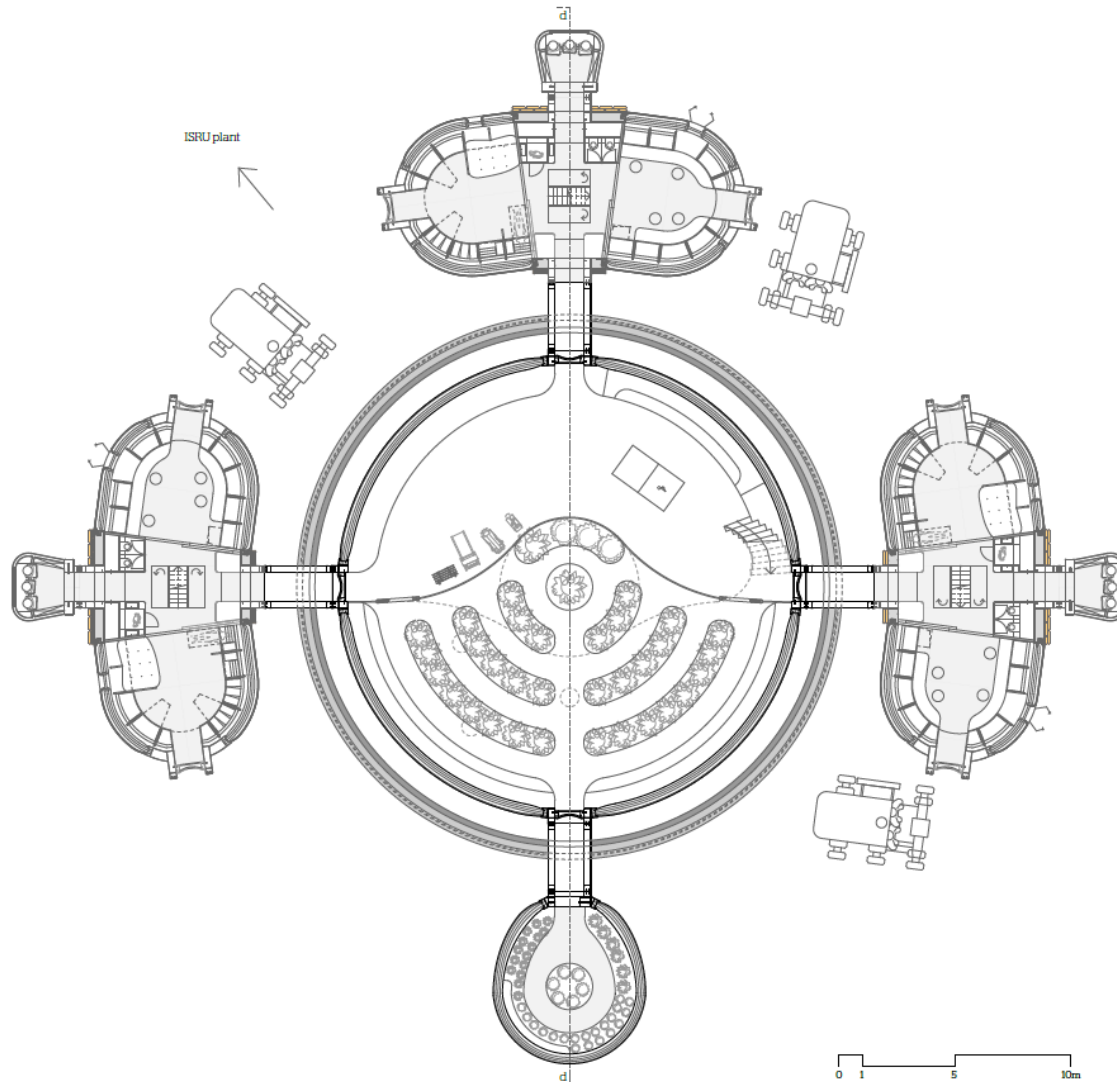


Fig. 22 Configuración de hábitats en fase 2, nivel inferior [50]

La propuesta radica en el uso de módulos prefabricados importados desde la Tierra y complementados con ISRU, principalmente regolito, procurando la aplicación de grosores adecuados para la protección contra radiación. Se propone la utilización de paneles solares como principal fuente energética, y la utilización de reactores nucleares en caso de tormentas de arena, como fuente secundaria de energía.

Las caparazones propuestas pueden ser reforzadas con mallas o fibras sueltas de basalto, recurso que puede ser encontrado en gran cantidad en la superficie marciana. La organización espacial de la base puede catalogarse como modular, con espacios conectores menores que comunican a los módulos perimetrales con el volumen central.

Fig. 22: "La configuración original proporciona a cada tripulación un hábitat de la misma configuración, pero las funciones en las partes inflables de los hábitats son intercambiables. El inflable de conexión incluye un invernadero común, generosas instalaciones para hacer ejercicio y espacio para la interacción social, comidas comunes, talleres, etc."

Fig 23: "Sección a través del inflable central (en el centro, que muestra el invernadero, las instalaciones de ejercicio y el área común para las tres tripulaciones), el invernadero experimental a la izquierda y uno de los tres hábitats a la derecha. El inflable central está protegido por una carcasa de "hormigón" hecha de regolito nativo, fibras de basalto y poliimida. El blindaje del cilindro rígido del hábitat a la derecha se incrementa con almohadas llenas de regolito que se pueden montar en el exterior."

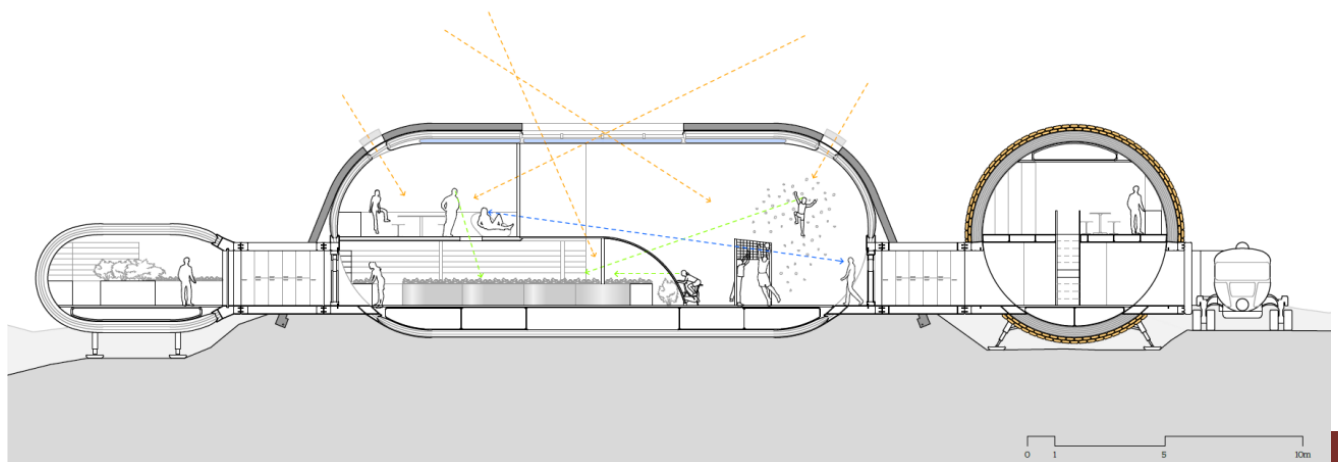


Fig. 23 Diseño de base para fase 2, sección [50]

2.4.2.2 Ares Infinite – Christopher Chan

En esta tesis, el autor propone un puesto de avanzada de pequeña escala compuesto por catenarias invertidas, y luego un asentamiento permanente de gran escala.

Ambos proyectos dependen fuertemente del uso de tecnologías de impresión 3d junto con ISRU y maquinaria pesada, dada la escala de la propuesta.

Puesto de Avanzada

Dado que el uso de material como soporte temporal en Marte no es óptimo, se escogió una geometría ad hoc para el caso. Se propone una catenaria por sus cualidades estructurales, la cual será la forma geométrica de la sección transversal del volumen final, que corresponderá a un toroide enterrado.

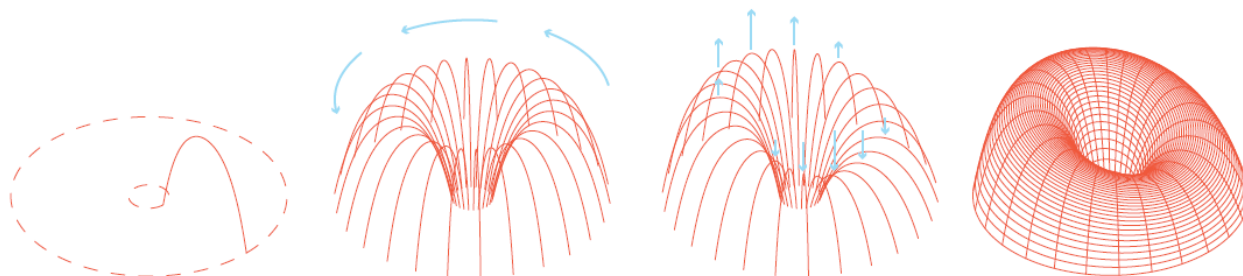


Fig. 24 Proceso de diseño en base a catenarias [51]

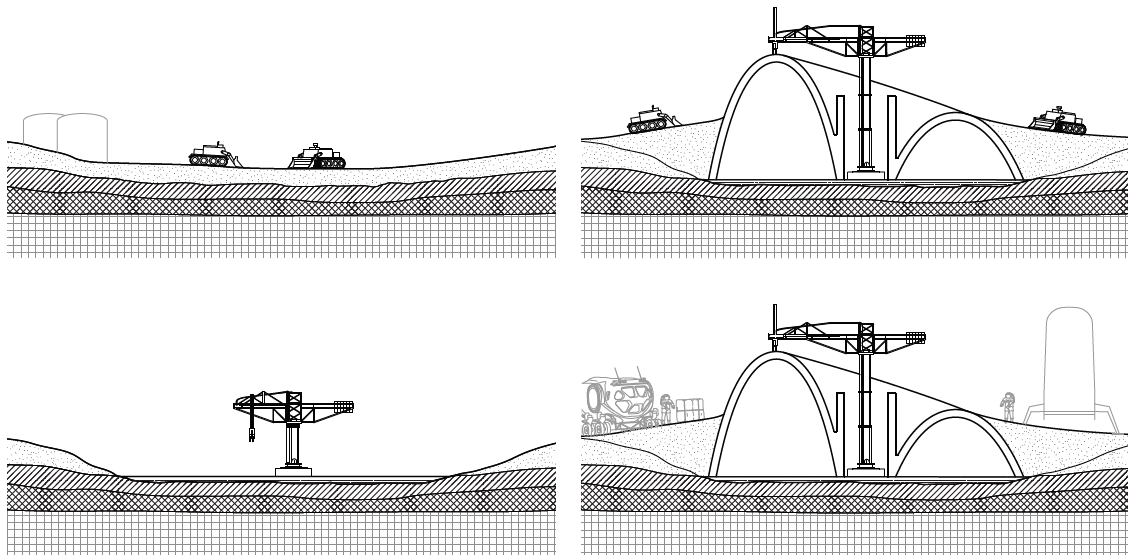


Fig. 25 Proceso constructivo de puesto de avanzada [51]

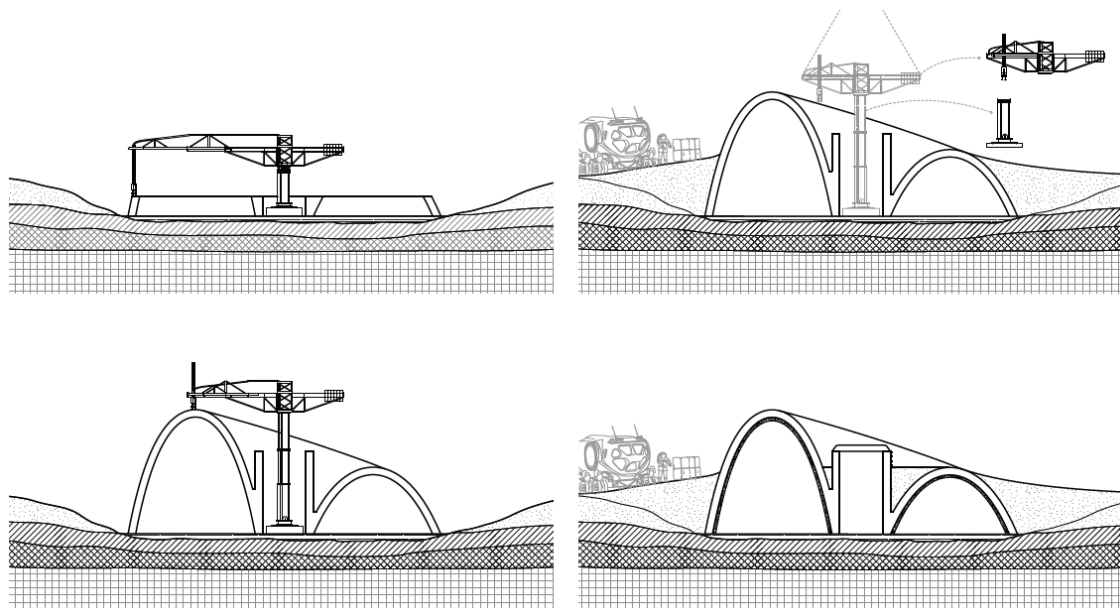


Fig. 26 Proceso constructivo de puesto de avanzada [51]

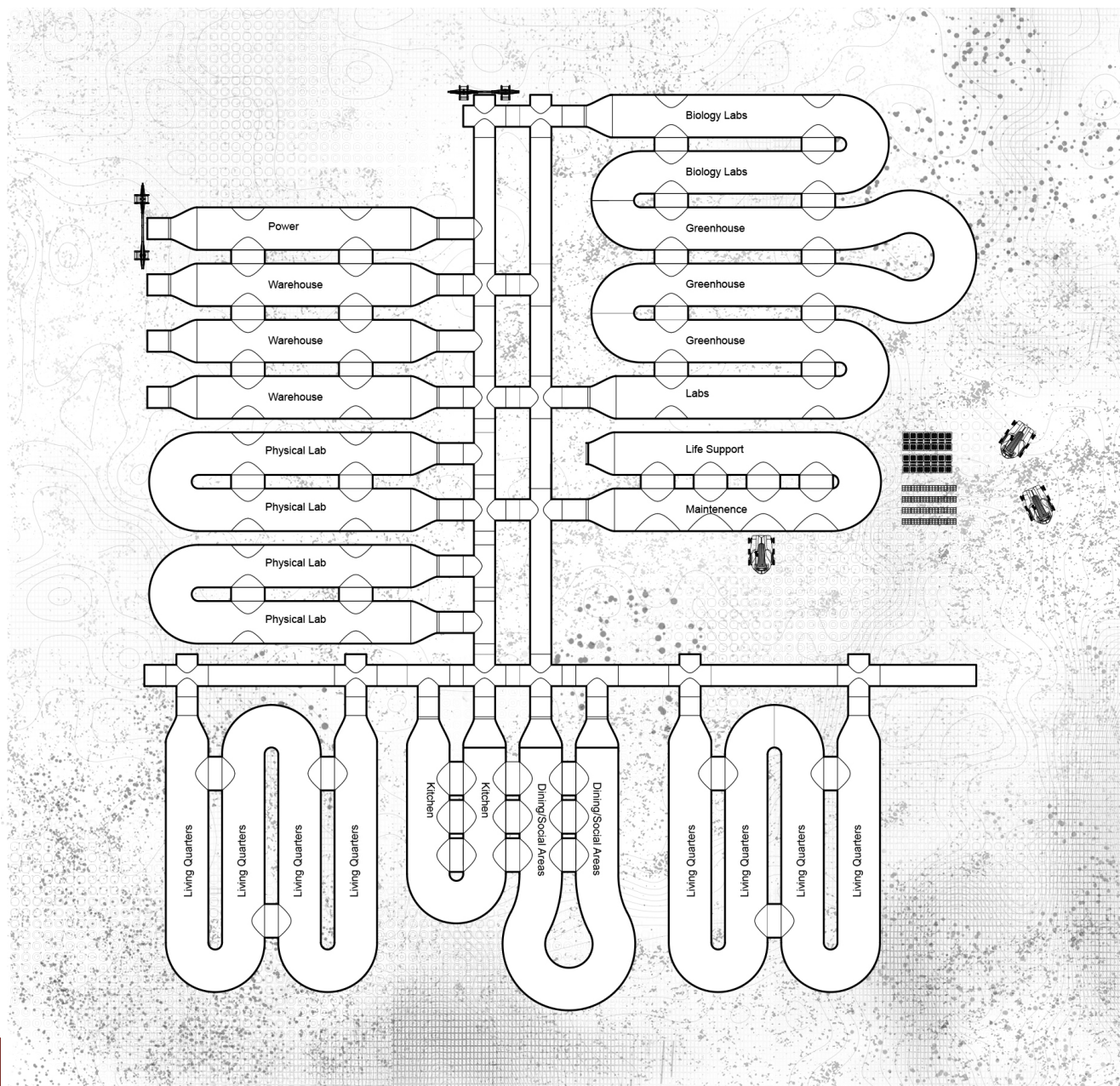
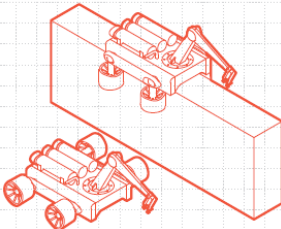
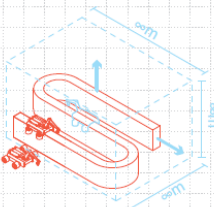
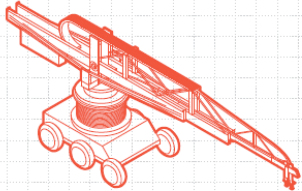
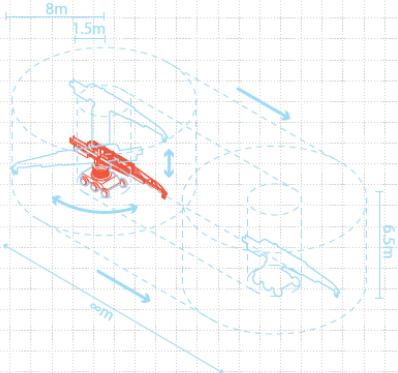


Fig. 27 Plano de sitio 6, construcción progresiva de arquitectura [51]

	Printer	Movement	Qualities
Riding			Machine Size Portability Design Flexibility Structural Support Req *Requires additional support material to close roof/create openings
Roaming			Machine Size Portability Design Flexibility Structural Support Req

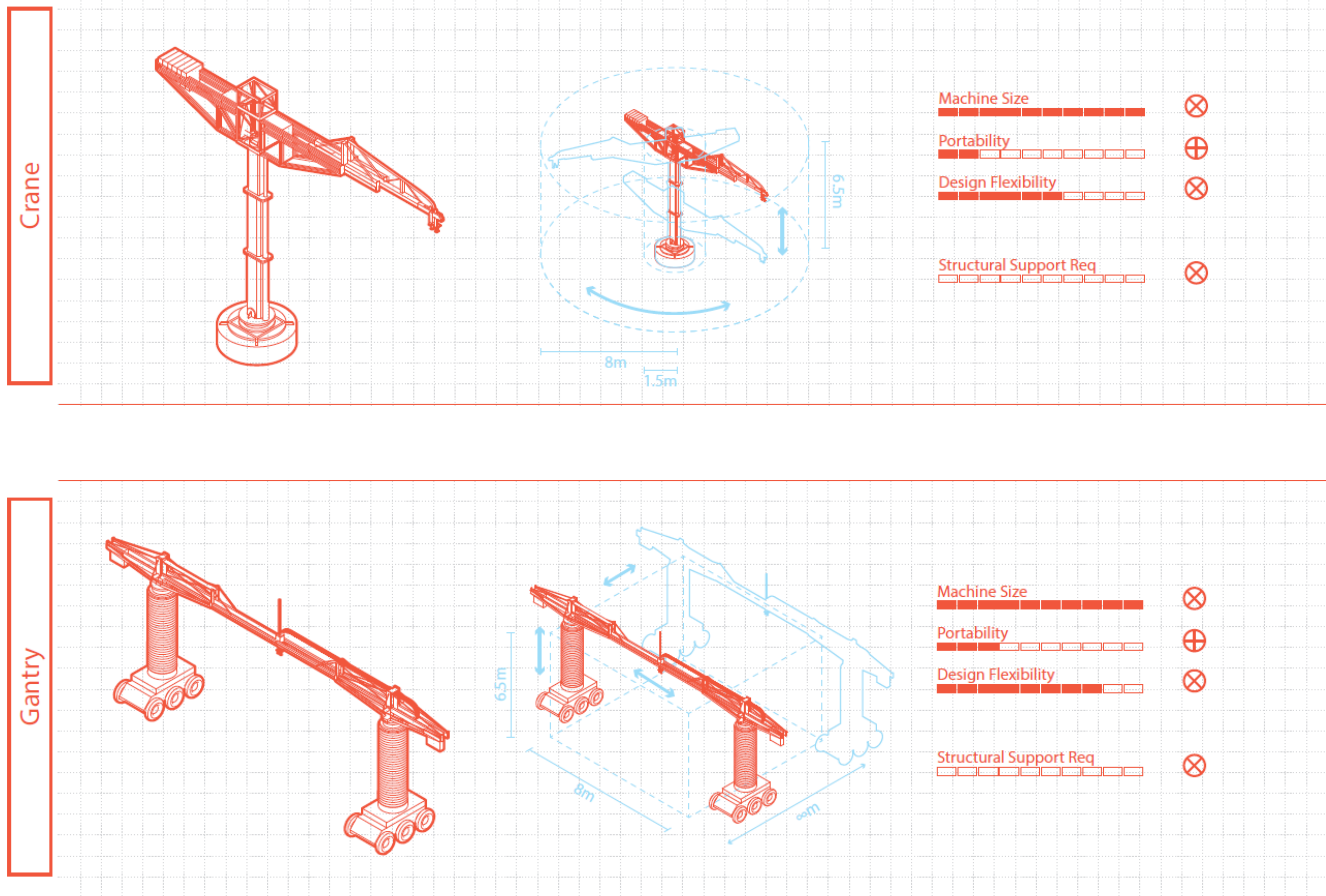


Fig. 28 Potenciales tipos de impresoras 3d [51]

Los referentes vistos hasta este punto se basan principalmente en el uso extensivo de ISRU, promoviendo el uso de regolito procesado como materia prima de construcción.

2.4.2.3 Martian Modular Base – M. Peroni

El proyecto consiste en el transporte masivo de módulos prefabricados en la Tierra hacia Marte. Una vez arribados a la órbita marciana, estos módulos descenderían al sitio del asentamiento para conformar un gran hábitat permanente, usando una configuración de panal de abeja los módulos se adosarían entre

si para crear zonas especializadas de trabajo y de residencia.

El proyecto no hace uso de ISRU, ya que delega por completo la construcción a las fábricas terrestres. La protección contra la radiación se delega a la generación de un campo magnético artificial que envuelve al asentamiento [52].

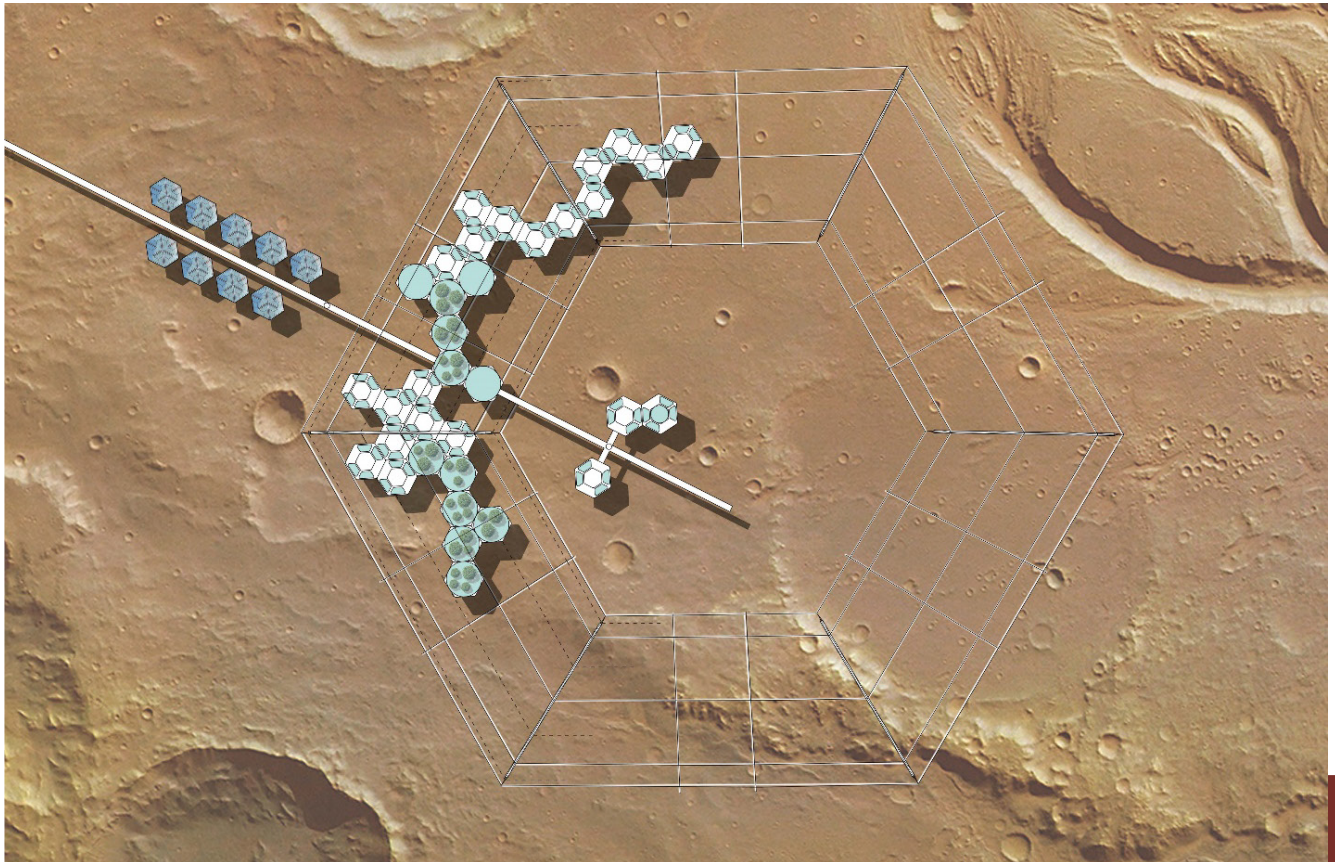


Fig. 29 Master plan del asentamiento desarrollado en la superficie marciana [52]

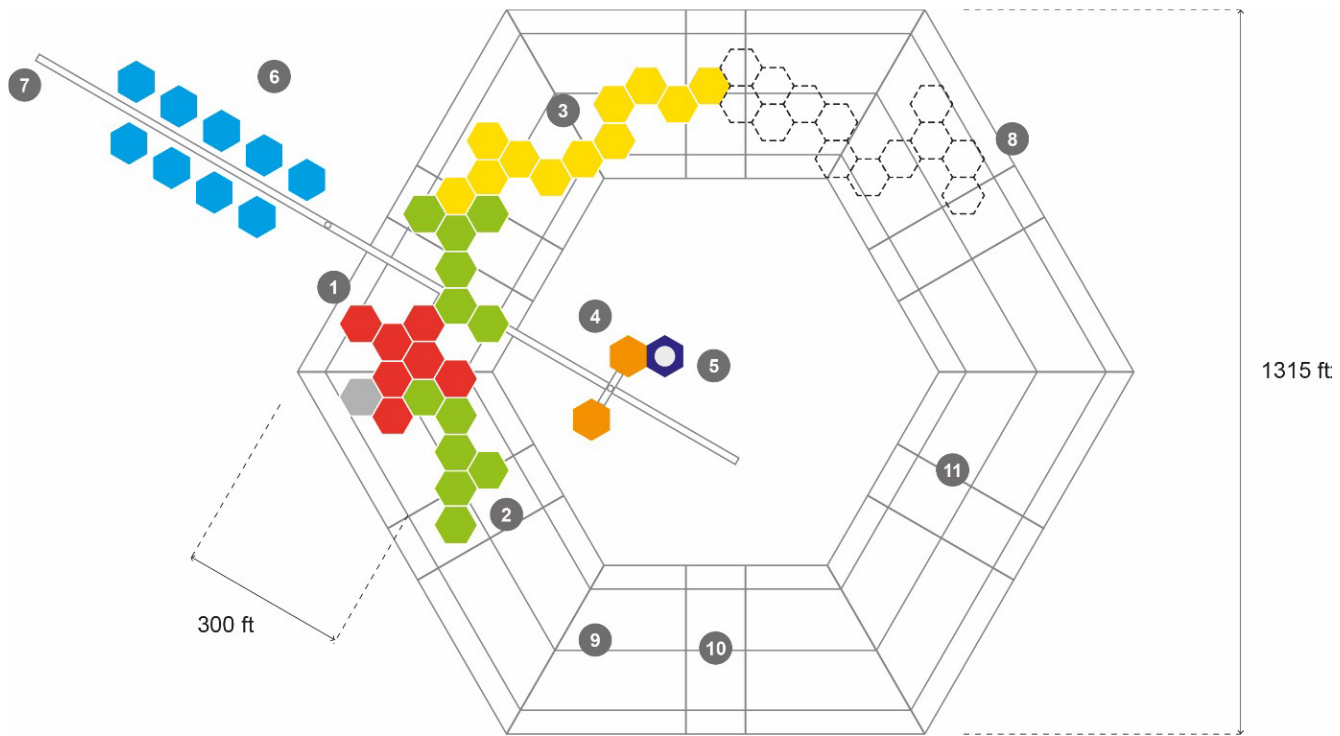


Fig. 30 Master plan del asentamiento desarrollado en la superficie marciana, diagrama [52]

- | | |
|--|---|
| 1) Áreas comunes para trabajo y reunión | 7) Eje de distribución tecnológica |
| 2) Invernaderos y áreas de relajación | 8) Futura expansión adicional de la base |
| 3) Unidades de vivienda privada y colectiva | 9) Estructuras de carga para cables eléctricos |
| 4) Módulos de hangar y almacenes para exploraciones y trabajos externos. | 10) Cables eléctricos que generan un campo electromagnético |
| 5) Observatorio | 11) Cables de refuerzo |

6) Paneles fotovoltaicos

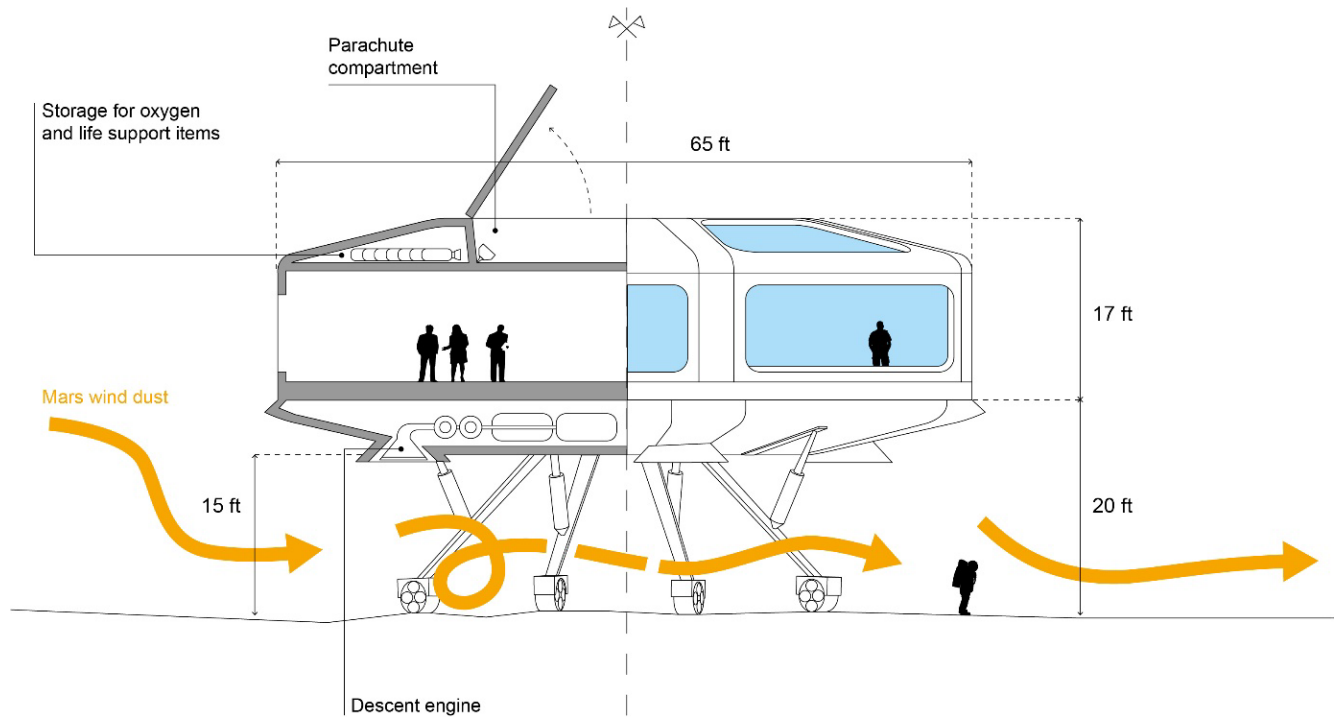


Fig. 31 Sección técnica de un módulo habitable [52]

El no uso de recursos in-situ significa una pérdida monetaria, y una alta dependencia de las importaciones de la Tierra. Con la aplicación de ISRU, las importaciones pueden enfocarse en equipamiento de bajo peso y de alto nivel tecnológico, posiblemente irreproducibles en una fase inicial de asentamiento marciano [27].

Si bien el uso exclusivo de módulos prefabricados a esta escala corresponde a un plan fantástico, el concepto subyacente puede ser considerado como acertado. Al diseñar una ciudad compuesta por módulos

prefabricados, Peroni reduce el riesgo de sus habitantes al establecer un estándar, a la vez que asegura la capacidad de expansión de la ciudad al utilizar elementos modulares comunes.

Estos principios son utilizados por NASA en sus programas de exploración, ya que facilitan la expansión de asentamientos al utilizar una tecnología común.

2.4.2.4 Project Destiny – Purdue University

Este megaproyecto consistió en un esfuerzo multidisciplinario de la universidad de Purdue para validar el objetivo de SpaceX de habitar Marte con 1 millón de personas durante este siglo. Se utilizó la arquitectura de transporte presentada por SpaceX a la fecha, desde la cual derivaron una serie de cálculos sobre transporte de equipamiento y carga al planeta rojo.

Diseño de una ciudad minera

Se diseñó una ciudad minera en base a cilindros semi enterrados impresos en 3d con basalto. Esta ciudad puede albergar 25000 ocupantes. El proyecto hace uso de tecnologías de impresión 3d y utilización de ISRU.

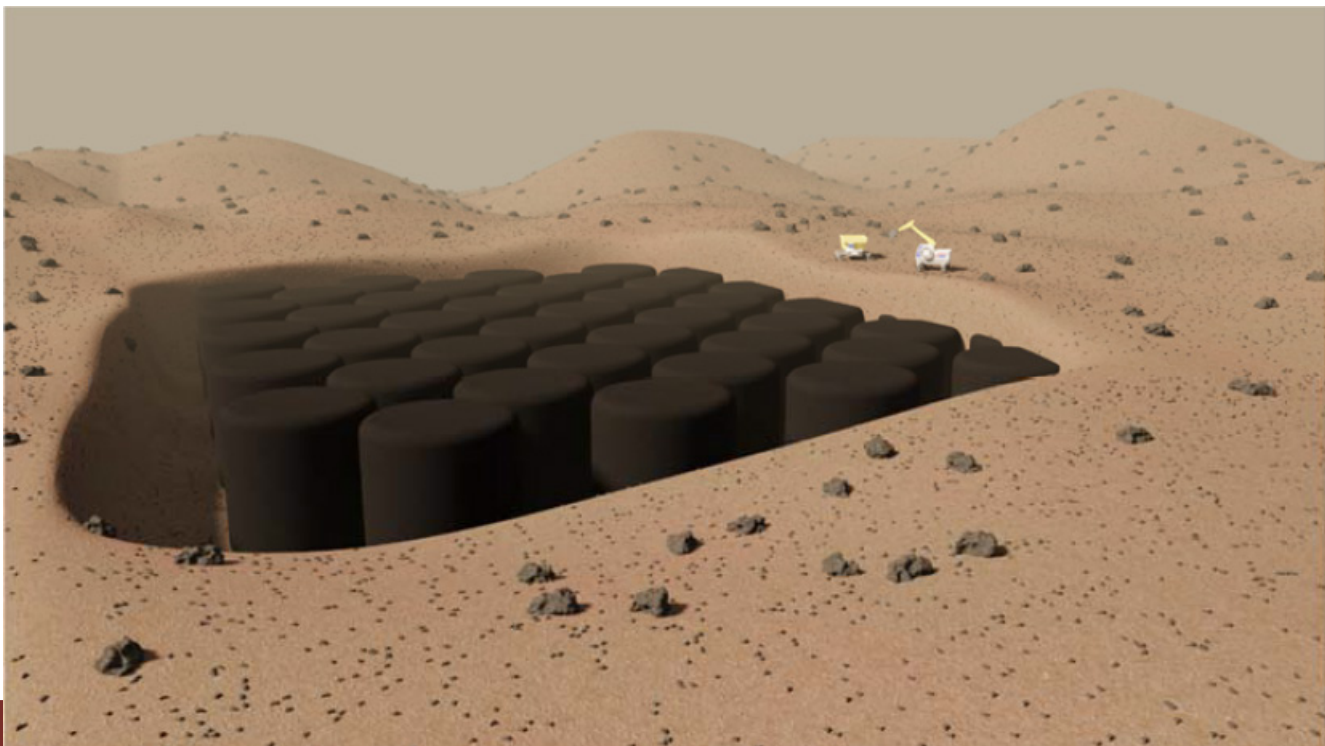


Fig. 32 Visualización de la ciudad minera con sus hábitats en el proceso de ser enterrados - A. Judson [53]

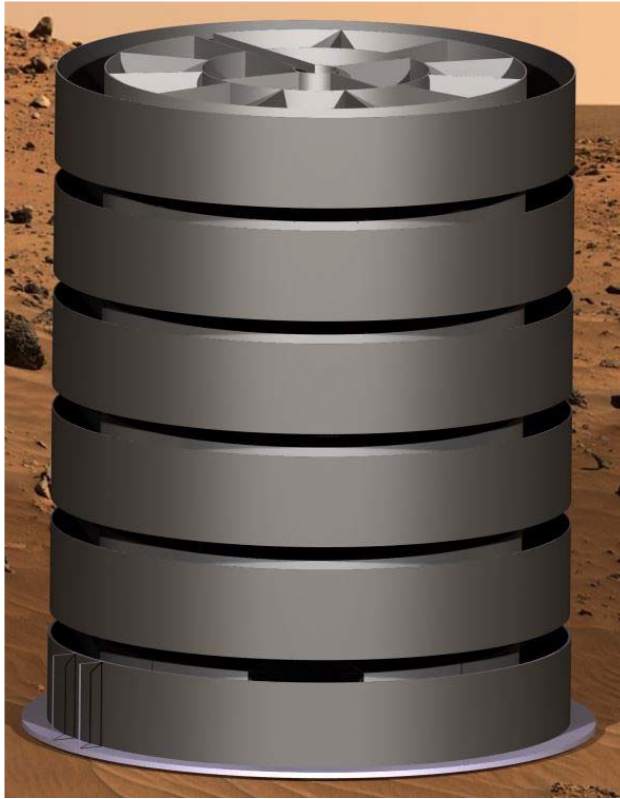


Fig. 33 Vista explotada del hábitat cilíndrico - W. Muth [53]

Los cilindros se segmentan verticalmente para dar espacio a una variedad de estancias especializadas, dependiendo del programa asignado al volumen general.

Si bien se designa con una funcionalidad específica a cada hábitat cilíndrico, la ciudad se ordena de forma homogénea como una grilla de volúmenes alineados. La disposición obedece a una filosofía netamente utilitaria, dejando de lado el potencial valor estético

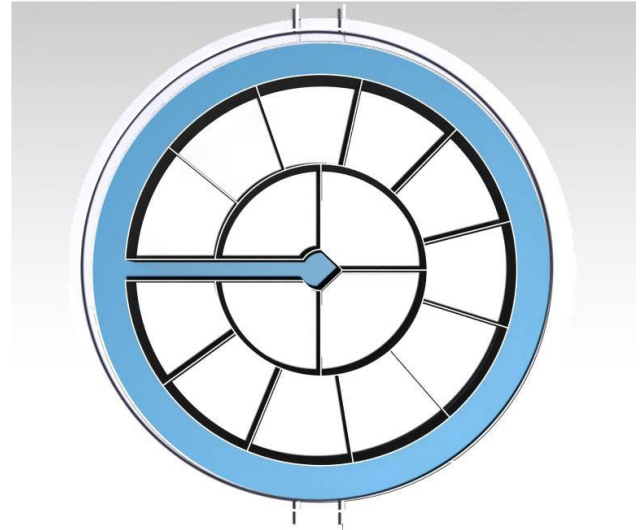


Fig. 34 Visualización superior de un hábitat, áreas blancas como cuartos y áreas azules como pasillos - W. Muth [53]

que podría proveer el emplazamiento de las estructuras sobre la superficie de Marte. Sin embargo, al ser cubierta de regolito, los volúmenes de basalto son capaces de mitigar en gran medida las dosis percibidas de radiación.

De esta forma, la ciudad minera se permite existir como tal, posibilitando su uso a largo plazo sin depender de un límite de uso biológico por el deterioro provocado por exposición al entorno radioactivo.

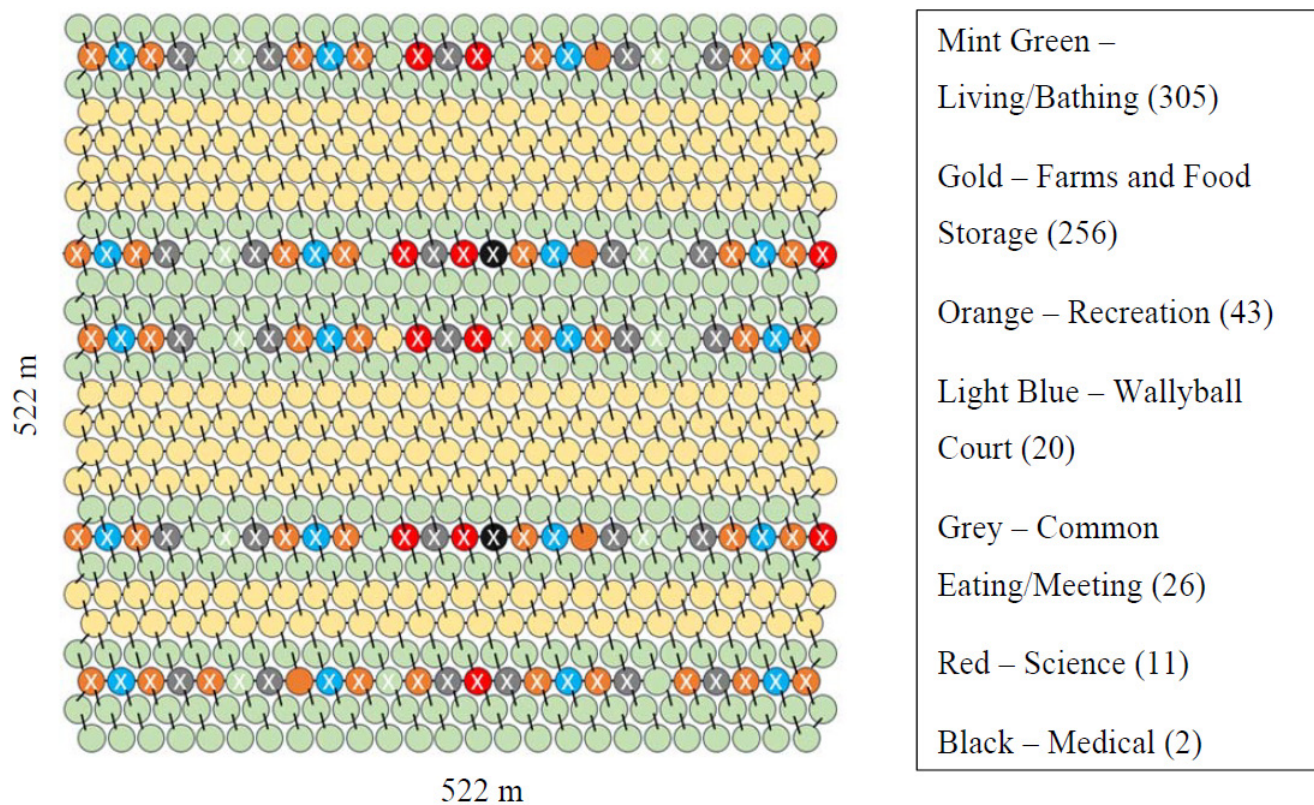


Fig. 35 Disposición general del orden de la ciudad minera- K. Ziesig [53]

2.4.3 Diseños conservadores

A continuación se muestran una serie de proyectos de carácter conservador, en su mayoría hábitats monolíticos clase 1 [30], con un enfoque minimalista de expansión. En su mayoría los diseños no hacen mayor uso de ISRU para la construcción de hábitats, ya que se confía en el desempeño de hábitats prefabricados. Este acercamiento a la exploración de Marte es propio de NASA [29] [54] [10] [28], ya que como agencia gubernamental tiene restricciones políticas y económicas que los esfuerzos privados no [55] [24].

2.4.3.1 Mars Direct – Robert Zubrin

En el plan Mars Direct, el doctor Zubrin propone un sistema de ida y retorno desde Marte, utilizando una serie de vehículos, los

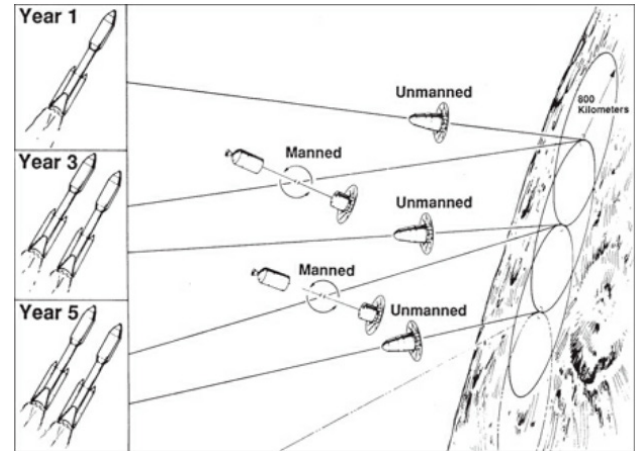


Ilustración 3 Secuencia Mars Direct [2]

cuales transportarían hábitats tipo “latas de atún”. Este tipo de hábitat es propio de una fase exploratoria del planeta, ya que no están pensados para su uso de manera permanente. Cabe señalar que se ha pensado en un uso incipiente de ISRU al proponer que se apilen sacos con regolito sobre los hábitats, a modo de reducir la radiación al interior.

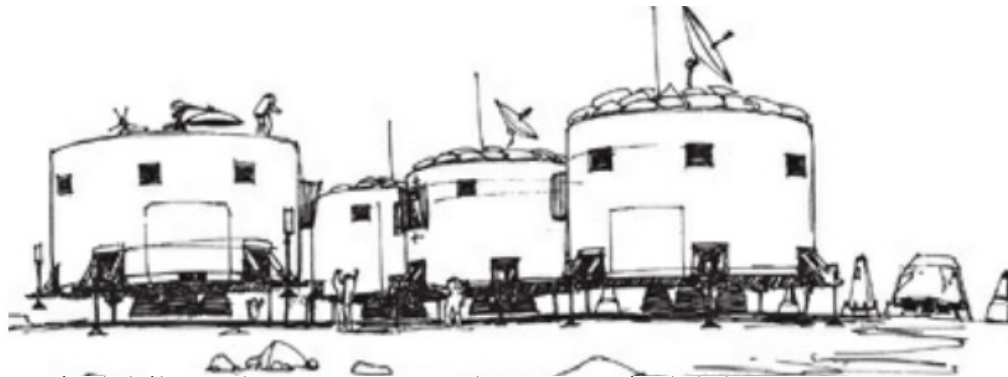


Ilustración 4 Unión de hábitats de Mars Direct para la construcción de la base [2]

2.4.3.2 Design Reference Mission
Architecture – NASA

Este programa de NASA acoge la propuesta directa y minimalista del doctor Zubrin y la hace propia, modificando la arquitectura de transporte y el equipamiento de carga.

Se han llevado a cabo 5 versiones de la DRM, cada una añadiendo o modificando tecnologías conforme transcurre el tiempo.
En el programa se mencionan actividades pertinentes a la estadía en la superficie de Marte, las cuales van desde teleoperacion de vehículos robóticos con fines científicos, trabajo en terreno, curación de muestras, etc. [18].

Estudio, Prueba o Misión	Tamaño (m³)	Tripulación Por Habitación
Skylab -- Habitación del Comandante (Stuster, 1996)	1.8	1
Skylab -- Habitación de la Tripulación (Stuster, 1996)	1.4	1
Base Polo Sur (www.southpole.com/log.html, Junio 1998)	14.3	2-8
Instalación de integración de sistemas de soporte vital (pet.jsc.nasa.gov/alssee/demo_dir/1mlstp.html, Mayo 1998)	9.2	1
BIO-Plex (plan 1) (Adams, 1998)	8.0	1
BIO-Plex (plan 2) (Adams, 1998)	12.5	1
Submarino (Stuster, 1996)	1.0	*
Tektite I & II (Stuster, 1996)	1.0	*
Estudio de intangibles de Lovelace, "larga duración" (Stuster, 1996)	3.7	**
Estación orbital terrestre (Stuster, 1996)	4.8	**
Sistema de habitabilidad lunar (Stuster, 1996)	7.2	**
	promedio = 5.9	

Tabla 2 Volumen y tripulación por cuarto en misiones en hábitats aislados [56]

Se detalla el volumen de los cuartos usados por tripulantes durante diversas misiones, estos volúmenes están directamente relacionados al “volumen habitable neto mínimo” de NASA [57].

2.4.3.3 HI-SEAS Habitat, Mauna Loa – NASA

Este hábitat análogo consiste en un domo principal separado en 2 plantas, que comparten una doble altura en el área común. Fuera del domo se encuentra un contenedor usado como bodega de suministros y de sistemas eléctricos. El primer piso cuenta con un cuarto de laboratorios, un baño, cocina y despensa, comedor, área común de trabajo y área de ejercicios.

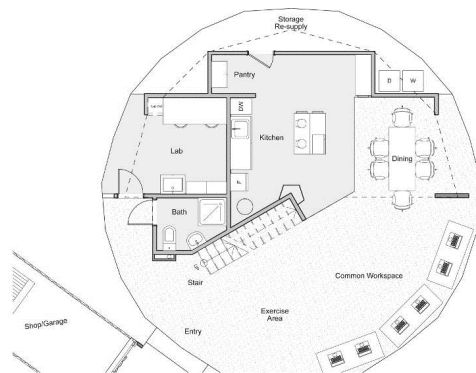


Fig. 36 Planta de hábitat HI-SEAS [58]

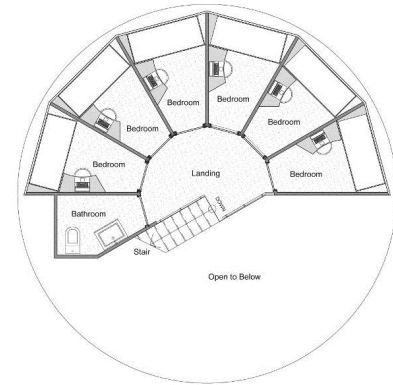


Fig. 37 Piso superior hábitat HI-SEAS [58]

El segundo piso cuenta con los cuartos privados de los tripulantes, siendo 6 dormitorios organizados de manera radial junto con un baño con lavabo.

Según la tripulación, se aprecia el uso de la doble altura en el área común, pero no así el hecho de que las habitaciones sean visibles desde el nivel inferior, privando a los usuarios de espacios diferenciados de la influencia espacial del área común. Sin embargo, la escala de esta área común posibilita una amplia gama de actividades programáticas [58].



Fig. 38 HI-SEAS hábitat, Mauna Loa, Hawaii [58]



Fig. 39 HI-SEAS hábitat, vista interior [58]

2.4.4 Espacio habitable

Nasa ha llevado a cabo estudios sobre habitabilidad en espacios aislados y confinados (ICE), a modo de registrar numéricamente el espacio requerido por tripulantes en misiones de larga duración.

Habitat	Duración Máxima (días)	Volumen Presurizado (m³)	Volumen Habitable por Persona (m³)	Área de piso por Persona (m²)
Conshelf II	21	78	12.8	5.4
Hydrolab	14	22.4	4.6	2.2
Conshelf III	21	78	12.8	5.4
Sealab II	30	178	15	5.75
BAH-1	14	18.8	7.9	4.2
Tektite I/II	59	125	19.2	7.2
La Chalupa	14	97.5	16.5	5.4
Aquarius	21	78	12.8	5.4

Tabla 3 Medición de volumen habitable neto [59]

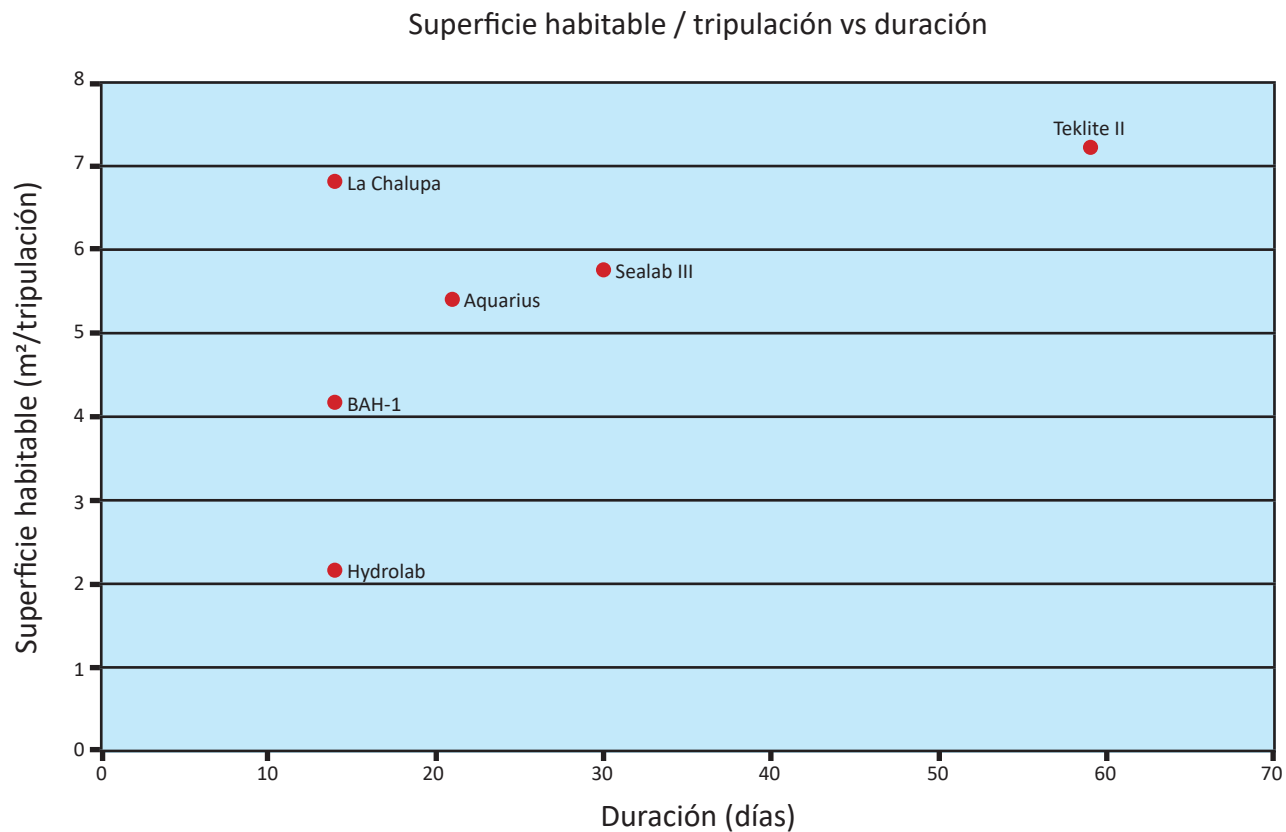


Fig. 40 Superficie habitable por tripulante versus duración de misión [59]

Se establece una línea de tendencia logarítmica para los datos del área ocupada por los tripulantes en relación con la duración de la misión, dando la siguiente ecuación:

$$\text{habitable floor area per crewmember} = 2.27 \times \ln(\text{duration in days}) - 1.83 \text{ [59]}$$

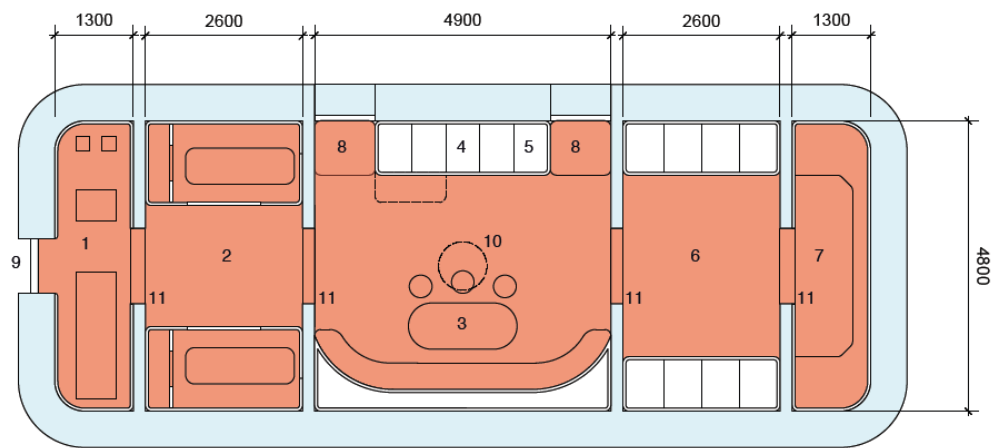
Entonces, por ejemplo, para una misión de 500 días en la superficie marciana tendríamos:

$$2.27 \times \ln(500 \text{ días}) - 1.83 = 12.27 \text{ m}^2$$

El área mínima que necesitaría un tripulante en Marte sería de 12.27 m²

Sin embargo, esta cifra tentativa se dobla al considerar el estudio de “Minimum Acceptable Net Habitable Volume for Long-Duration Exploration Missions”. La definición de volumen habitable neto (NHV) estima el volumen final disponible para la tripulación luego de considerar el volumen ocupado por equipamiento, bagaje, desechos e intersticios estructurales no utilizables. Al partir de esta definición la comisión del estudio determinó

un “Minimum Acceptable Net Habitable Volume” (MANHV), cuya definición acepta la posible existencia de volúmenes menores, sin embargo, considera el bienestar psico-social en la agrestes condiciones medioambientales a las que estará afecta la tripulación una vez in-situ, de este modo y en pos de asegurar el éxito de la misión, se establece como un MANHV de 25 m2 por persona [57].

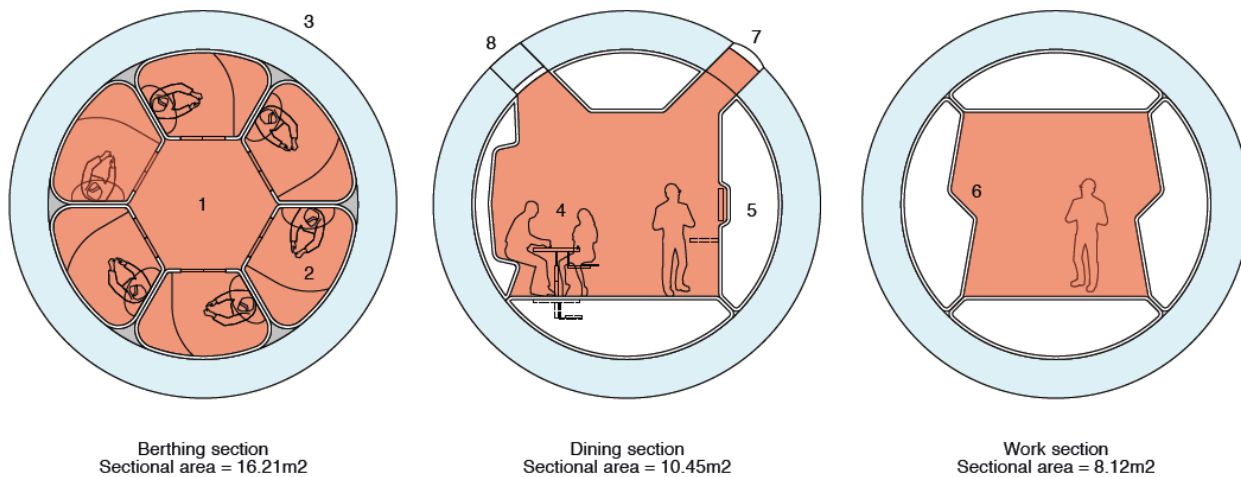


Key	Volumes	Net Habitable Volume
1 Exercise space and EVA suit don/doff area	Berthing 42.36m3	6 person crew 150m3 / 6
2 6 berths of 5.43m3 each	Recreation/dining 49.95m3	per person 25m3
3 Recreation with hydraulic table and stools	Workspace 21.29m3	
4 Galley	Exercise 17.55m3	
5 Hydroponics integral to galley	Hygiene 17.55m3	
6 Laboratories and work space	Bulkheads 1.30m3	
7 Hygiene	TOTAL 150.00m3	
8 Access to stowage		
9 Hatch		
10 Window seat above		
11 Bulkheads define zones		

NASA net habitable volume consensus
Volume calculation exercise

Hugh Broughton Architects
February 2014

Fig. 41 Áreas funcionales y volúmenes dentro del hábitat [57]



Key

- 1 Circulation space 2m wide
- 2 6 berths of 5.43m³ each
- 3 Stowage etc around perimeter
- 4 Dining/recreation with hydraulic table and stools
- 5 Galley
- 6 Laboratories and work space
- 7 Window
- 8 Access to stowage

**NASA net habitable volume consensus
Volume calculation exercise**

Hugh Broughton Architects
February 2014

Fig. 42 Vista detallada de área de atraque, comedor y espacio de trabajo dentro del hábitat para misiones de exploración [57]

2.4.5 Consideraciones Topográficas

Al momento de ubicar un hábitat se debería considerar su entorno topográfico; la presencia de montes, valles, cráteres, cañones y tubos de lava puede proporcionar protección pasiva contra la radiación ionizante.

Estos elementos suponen espesores mayores a 300 g/cm² por lo que pueden ser considerados como mitigadores totales de la radiación incidente en ellos [46], [53]. La protección pasiva provista por los elementos topográficos presentes podría alterar la configuración general del asentamiento [60].

Algunas consideraciones para el emplazamiento del asentamiento incluyen la selección de un terreno plano, cercanía a puntos de interés científico e ISRU, ruta accesible desde y hacia el sitio de aterrizaje, y como ya se ha mencionado, la presencia de marcas geográficas para la protección pasiva contra radiación.

Se presentan a continuación análisis de sitios de interés presentando ventajas y desventajas de cada cual:



Potenciales Sitios	Objetivos (por qué ir allí?) (+) ventajas y (-) desventajas	Consideraciones de arquitectura espacial (+) ventajas y (-) desventajas
Cráter Holden	(+) Depósitos de sedimentos de más de 3 mil millones de años formados por flujos de agua, viento y erosión ofrecen pistas sobre la historia del agua en Marte. (+) Algunas de las piedras más antiguas pueden ser examinadas aquí (+) Posible existencia de lago antiguo con depósitos expuestos (+) Interés geológico, arcillas de tonos claros y mega-brechas (+) Elipsis de aterrizaje seguro que contiene un objetivo científico clave; superficie plana y suave, ruta transitable al objetivo científico principal (+) Material de la superficie / inercia térmica constante (-) Probablemente no sea un entorno apropiado para la conservación de potenciales sedimentos biológicos (-) Historia ambiental incierta y contexto geológico complejo	(+) Disponibilidad de una meseta en altura de material erosionado ofrece un sitio de aterrizaje para rovers o para la construcción de infraestructuras (+) Filosilicatos (silicatos laminares) podrían ser minados y procesados como material de construcción (+) Relativamente libre de polvo (-) Pendiendes empinadas con terrenos difíciles presentarían dificultades para la exploración de la superficie (-) Inestabilidad en el promedio de temperaturas de la superficie a lo largo del año marciano (-) Latitud sur - Inviernos largos e intensos (-) Requerimientos energéticos elevados, mayor complejidad de protección térmica.
Cráter Eberswalde	(+) Un delta amplio y serpenteante que contiene arcillas: una de las mejores pruebas de que durante algún tiempo Marte tuvo agua continua. (+) Evolución de un lago de cráter, la historia de cambios hidrológicos y climáticos y un entorno sedimentario que podría haber sido favorable para la preservación de materiales orgánicos y / u otros tipos de biofirmas. (-) Variedad relativamente limitada y abundancia modelada de minerales filosilicatos (silicatos laminares) conocidos por preservar los orgánicos detectados desde la órbita (-)El interés científico dentro de la elipsis de aterrizaje es secundario a aquel fuera de ella.	(+)Sitio de aterrizaje relativamente plano, al estar mas abajo que sus alrededores ofrece algo de protección contra la radiación. (+)Minerales arcillosos en la superficie pueden ser usados con fines de ISRU (+) Mayor ganancia de energía solar, complejidad minimizada del control y mantenimiento del polvo. (-)Pendiendes empinadas presentarían dificultades para la exploración de la superficie (-) Requerimientos energéticos elevados, mayor complejidad de protección térmica.

Tabla 4 Sitios de interés y consideraciones arquitectónicas [60]

Valle Mawrth	(+) Este sitio provee la oportunidad para entender el potencial de habitabilidad inicial en el planeta y puede ser representativo para las condiciones globales en Marte. (+) Las rocas contienen más de 50% de filosilicatos (silicatos laminares), los cuales tienen un buen potencial de preservación biológica (-) No hay consenso sobre el entorno de depósito o los mecanismos para concentrar o preservar los orgánicos y es poco probable que el entorno de depósito se refine aún más antes del aterrizaje y la evaluación in situ.	(+) Zona de aterrizaje libre de peligros junto a un antiguo valle del canal creado por las inundaciones (+) Los acantilados son ricos en arcilla que se puede utilizar para fines de ISRU. (+) El sitio norte recibe mayor energía solar, minimiza la masa requerida del subsistema de almacenamiento de energía (+) Disponibilidad de regolito para construcción (-) La ubicación en el límite entre los hemisferios alto sur y bajo norte puede presentar desafíos para las operaciones de superficie
Cráter Gale	(+) Los estratos dentro del montículo de 5 km de espesor de sedimentos estratificados dentro del cráter Gale registran una secuencia de ambientes habitables acuosos durante un período extendido. Estos estratos contienen múltiples minerales hidratados (sulfatos, filosilicatos) que indican condiciones ambientales acuosas variables. (-) Variedad relativamente limitada y abundancia modelada de minerales filosilicatos (silicatos en láminas) conocidos por preservar la materia orgánica detectada desde la órbita. La ciencia en el aterrizaje de la elipse es secundaria a esa fuera de la elipse	(+) Clay minerals near the bottom of the mound and oxygen-bearing minerals above them may be useful for ISRU purposes. (+) A flatter side is suitable for landing. The site has been explored by the Curiosity rover (+) Little variation in mean ground temperature throughout the Martian year (-) Un área plana relativamente estrecha puede evitar el crecimiento evolutivo de los asentamientos. (-) La cresta alta del cráter puede plantear desafíos para el transporte y la exploración de superficie (-) Diseño para el control del polvo: evite la contaminación del hábitat, limitar el mantenimiento

Tabla 4 Sitios de interés y consideraciones arquitectónicas [60]

Los puntos más recurrentes sobre las ventajas de los sitios propuestos recaen en la disponibilidad de recursos naturales para ISRU, sitios relativamente planos para facilitar la construcción de hábitats y lugares con mayor recepción solar para satisfacer requerimientos energéticos.

Las desventajas suelen implicar irregularidades en el terreno, accidentes topográficos, bajos niveles de energía solar y temperaturas excesivamente variables.

2.4.6 Organización Espacial

Existen proponentes que aseguran la factibilidad y conveniencia de la construcción de domos de gran escala (diámetro de 50 metros) [2]. Dichos domos tienen ciertas ventajas frente a hábitats monolíticos rígidos, por ejemplo:

- Hábitat de despliegue instantáneo: 250 m³ y pesa 25 ton.
- Domo: 335.938m³ y pesa 12 ton.

La diferencia volumétrica es abismal, e incluso con un grosor de 1 mm son más ligeros que un hábitat monolítico. Otra ventaja de un domo de esta escala es la libertad de organización espacial interior que permite. Además, si se considera una presurización interna de 350 mb (1/3 de la atmósfera terrestre), en caso de sufrir una perforación de alto calibre, un

domo de estas proporciones tardaría al menos 2 semanas en perder su atmósfera interna, dando suficiente tiempo de reparación [2].

Sin embargo, el hecho de agrupar todos o gran parte de los bienes del asentamiento dentro de un gran volumen sigue siendo un riesgo excesivo para el contexto marciano. NASA recomienda la construcción de una serie de domos de menor escala, con conectores presurizados, de este modo aportando redundancia y un mayor grado de seguridad frente a escenarios catastróficos. A diferencia del gran domo, una serie de domos pequeños imponen mayores restricciones organizacionales a la configuración general del asentamiento [61].

Respecto a este tipo de organización modular de menor escala se tienen ciertas recomendaciones organizacionales:

Organización triangular

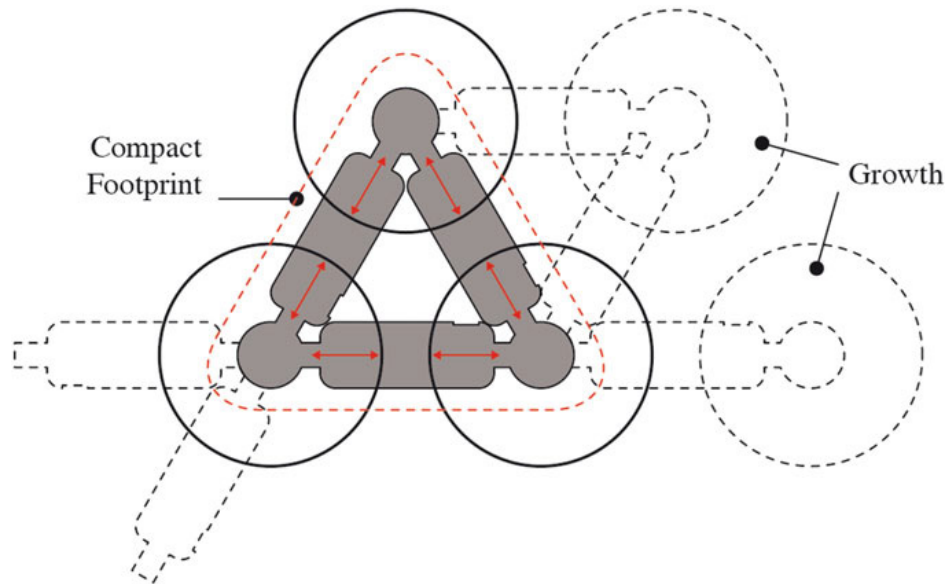


Fig. 43 Esquema de expansión basado en configuración triangular [60]

Se dice que esta disposición se beneficia de proveer una huella compacta alrededor de las bases de soporte de los módulos inflables, reduciendo la necesidad de preparar el terreno previamente.

Se puede lograr un bucle conectando solo 3 módulos, sin embargo, esta organización puede resultar más complicada de ensamblar y puede derivar en menor capacidad de variación [60].

Organización ortogonal

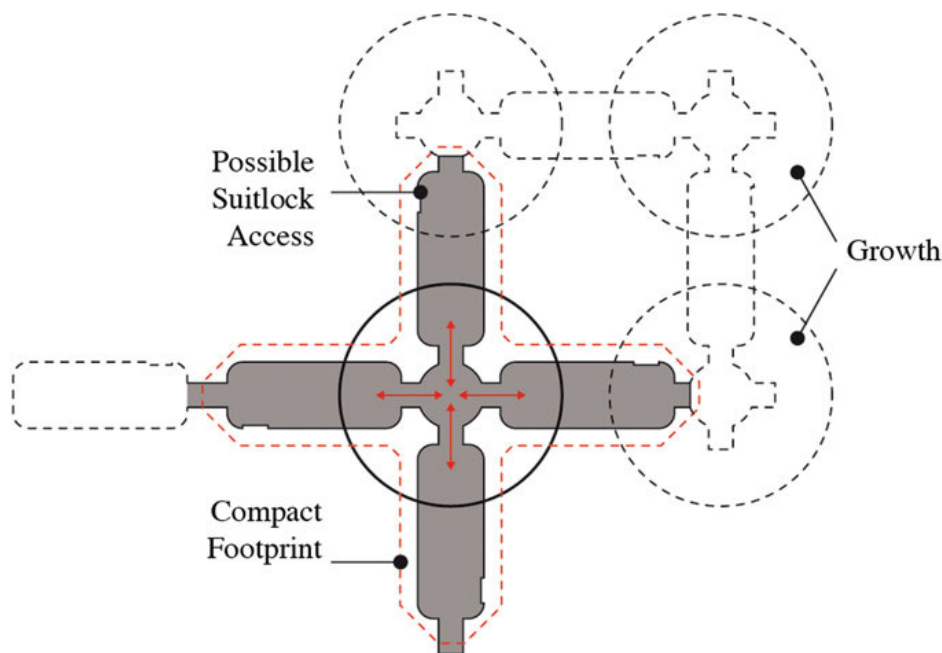


Fig. 44 Esquema de expansión basado en expansión ortogonal [60]

Se dice que el enfoque modular de un asentamiento es recomendable, ya que posibilita su evolución a lo largo del tiempo; se pueden añadir módulos con tecnología más reciente y añadir facultades nuevas, similar al esquema de expansión de la ISS [30].

Se debe considerar que, el desarrollo de un gran hábitat monolítico puede quedar restringido a unos pocos proveedores grandes, mientras que el desarrollo de módulos pequeños puede ser abordado por una mayor cantidad de desarrolladores nuevos,

aumentando la oferta tecnológica hacia el asentamiento.

Desde luego una de las desventajas del modelo modular es la ineficacia de transportar cada módulo por separado, sumado a las operaciones de reubicación post-aterrizaje. Estas operaciones aumentan el riesgo de daños, sin embargo, un módulo pequeño dañado es preferible a un gran hábitat dañado [4].

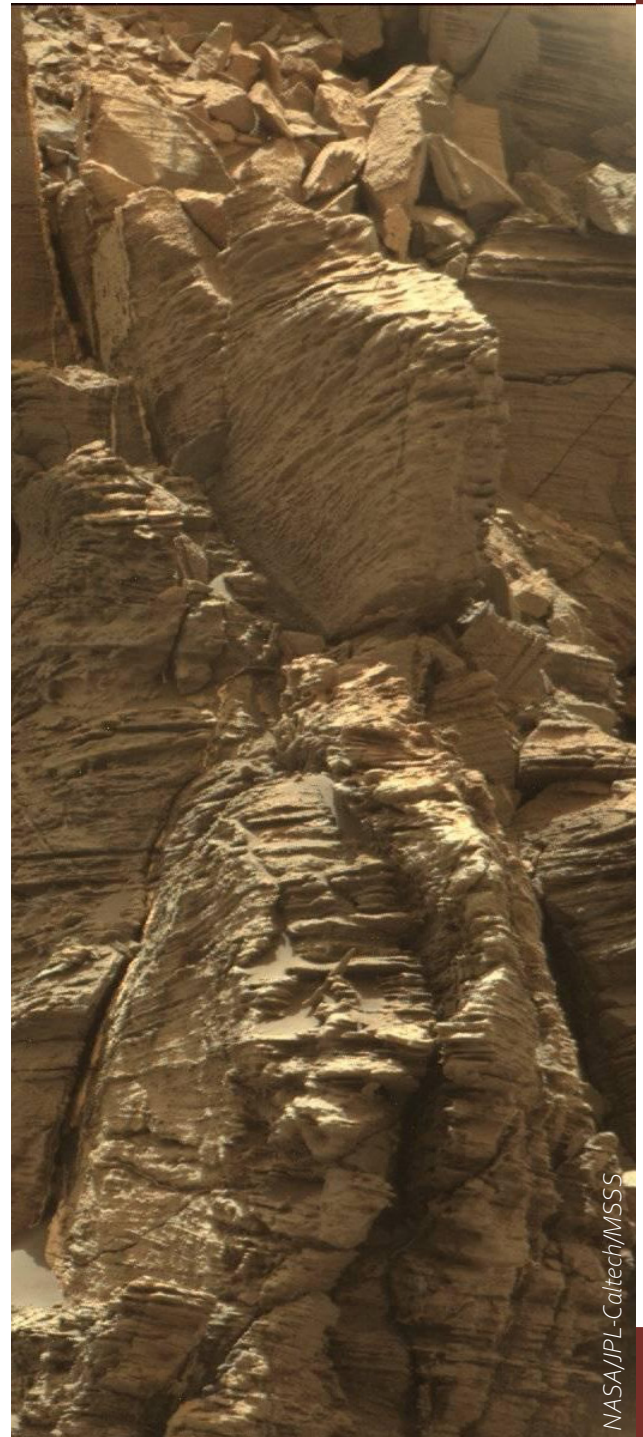
2.5

Materiales

En este capítulo se comentarán materiales pertinentes al contexto marciano, principalmente Ferrock y polietileno de acuerdo con la premisa de esta investigación y desarrollo. Materiales de construcción traídos desde la Tierra deberían ser livianos y de alto nivel tecnológico (equipamiento, módulos inflables, estructuras prefabricadas, etc.) y de bajo peso, mientras que los materiales producidos in situ por ISRU serán de bajo nivel tecnológico y de mayor peso [61] [47]. También se discutirá el uso de otros materiales a modo de comparación con la hipótesis.

2.5.1 Ferrock Terrestre

Este material fue descubierto por el doctor David Stone mientras ejercía en la Universidad de Arizona. Se compone principalmente de polvo de acero y de sílice, constituyéndose en un 95% de materiales reciclados [62] [63]. Una de las características más importantes de este material, es su capacidad de curar con dióxido de carbono, dejando una huella negativa de carbono y contribuyendo a disminuir el potencial de calentamiento global, a diferencia del cemento corriente. Ferrock puede llegar a ser 5 veces más resistente que el cemento portland, y puede curar en una fracción del tiempo; sólo necesita 4 días de exposición a carbono, a diferencia de los 28 días necesarios para el cemento portland de ser curado con agua [64].



Producción por ton. métrica	Cemento Portland	Ferrock
Uso de energía	5887 (MJ)	557 (MJ)
Agua	10100 (L)	220 (L)
Potencial de calentamiento global	1040 (kg CO2 equivalente)	-50 (kg CO2 equivalente)

Tabla 5 Comparación de rendimiento entre Cemento Portland y Ferrock [64]

El proceso de curado puede ser controlado en una recámara diseñada para absorber el hidrógeno emitido por la mezcla durante la reacción química, comprimiéndose posteriormente en cilindros para ser aprovechado [64].

Si bien se ha demostrado la superioridad de Ferrock versus el cemento portland en un contexto terrestre [64] [65] [66], se debe extrapolar este rendimiento a un contexto marciano. En base a esto, los alumnos de Georgia Tech han explorado la utilización de Ferrock a un ambiente marciano parcialmente simulado.

2.5.2 Ferrock Marciano

Como se ha mencionado anteriormente, Ferrock es capaz de curar con dióxido de carbono, por lo que Marte resulta un escenario atractivo para la aplicación de este material considerando que su atmósfera se compone en un 95% de CO₂ , sumado a esto, Marte posee vastas cantidades de óxido de hierro, material necesario para la fabricación in-situ de Ferrock.

2.5.2.1 Laboratorio de mezcla

En el experimento realizado por el taller MARS VIP de Georgia Tech se utilizó una mezcla compuesta por simulante de regolito marciano y aglutinante compuesto por partículas de hierro, metacaolín, caliza, cloruro de calcio y ceniza (la cual sería descartada posteriormente).

Con respecto a los aditivos de la mezcla, se decidió descartar a la ceniza, ya que su presencia sólo es usada como modo de abaratar la producción de cemento portland y no constituye un aporte por sí misma, su volumen equivalente fue reemplazado por simulante de regolito marciano. Esto con motivo del costo excesivo que implica transportar materiales a Marte.

Se consideró añadir aditivos de polímero a la mezcla a modo de agregar fuerza compresiva y adicionalmente proveer protección contra radiación por neutrones, la cual atraviesa el Ferrock. En este caso el polietileno borado se

destaca en su capacidad de proteger contra neutrones.

Existen otros aditivos prometedores para futuras experimentaciones, como aditivos reductores de agua. Un aditivo de este tipo sería ideal en un contexto marciano, dada la dificultad implícita en extraer el agua presente del subsuelo.

Aditivos superplastificantes contribuyen a disminuir el uso necesario de agua, pero aumentan el período de slump de la mezcla en 30-40 minutos, factor que debe ser considerado al momento de decidir imprimir en 3d, ya que se debería esperar a que la capa recién impresa se solidifique antes de proseguir con la siguiente.

Los aditivos acelerantes son prometedores para Ferrock, ya que la alta variabilidad térmica en la superficie de Marte puede dañar la homogeneidad de la mezcla en fragüe durante los ciclos de congelación y deshielo.

Los resultados del experimento demostraron que la presencia de un 19% de agua en relación al peso de la mezcla fue la ideal para su extrusión. Las muestras para testeo de compresión se dejaron curar por 1 mes en un ambiente rico en CO₂ y la mayor resistencia registrada fue de 1415 PSI. Se puede concluir que esta mezcla experimental de Ferrock en base a regolito aún es muy débil para ser

considerada segura para el uso estructural en un hábitat humano [3] [67].

2.5.2.2 *Laboratorio de radiación*

Debido al peligro que presenta la radiación proveniente del espacio profundo, se decidió testear la capacidad de mitigación del refugio marciano diseñado por el equipo de MARS VIP, transportando protones solares de altos niveles energéticos a través de éste, utilizando FLUKA del código Montecarlo.

Se simularon las condiciones del entorno de radiación marciano, junto con la geometrías estructural del refugio. La utilización de Ferrock a base de regolito demostró que el material no protege adecuadamente contra neutrones, por lo que se decidió añadir una capa de polietileno borado.

La geometría de la simulación en FLUKA consiste en un cilindro de agua envuelto por 5 cm de Ferrock que descansa en una capa de regolito. No se considera la presencia de la atmósfera marciana ni del aire presurizado al interior de un hipotético hábitat.

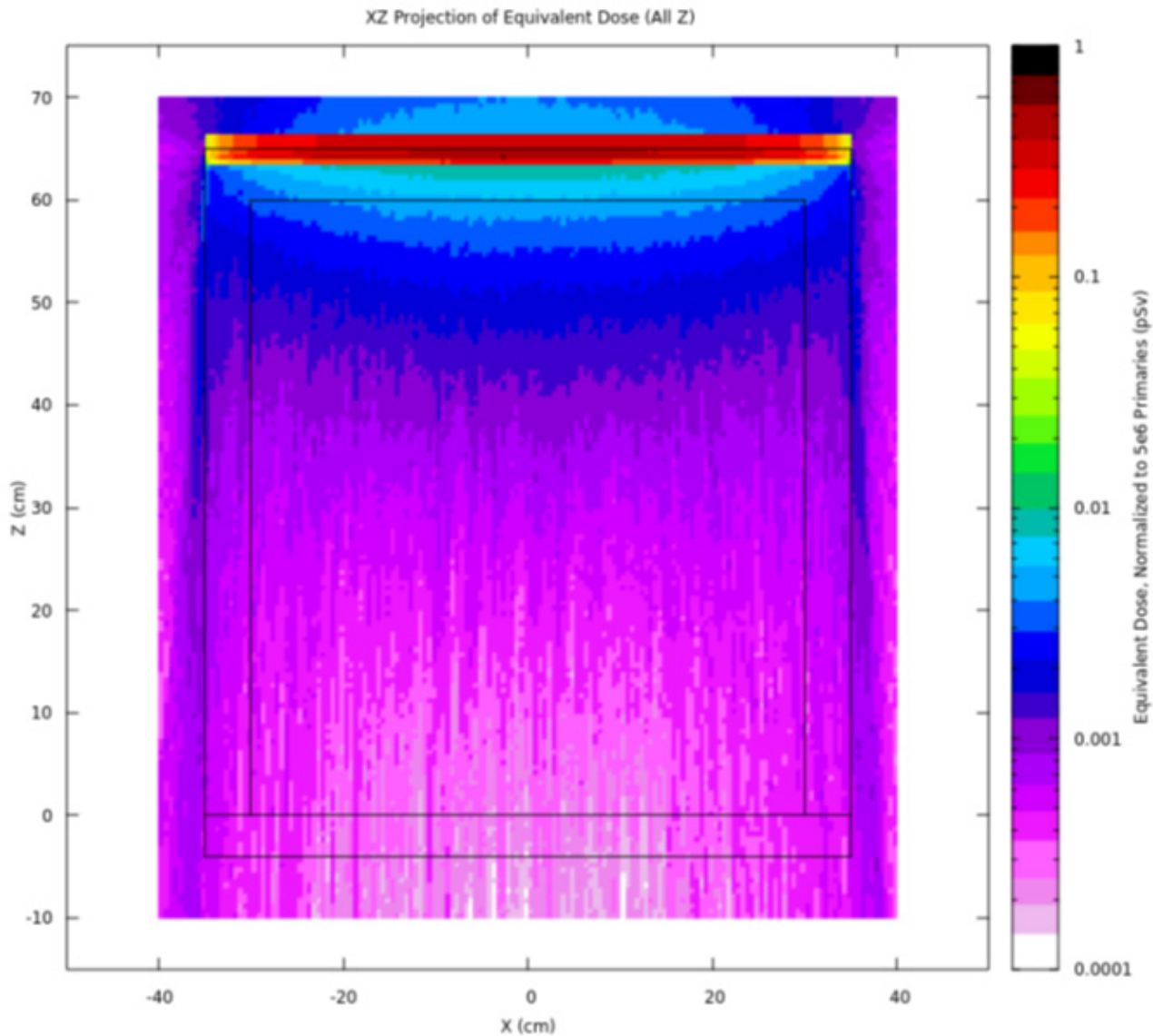


Fig. 45 Gráfico XZ normalizado de dosis equivalente en pSv [1]

Otra simulación en FLUKA consistió en una geometría similar, con la diferencia de que se

agregó una capa de polietileno de 4.5 cm entre el cilindro de agua y la capa de Ferrock, con el

fin de mitigar la radiación por neutrones.

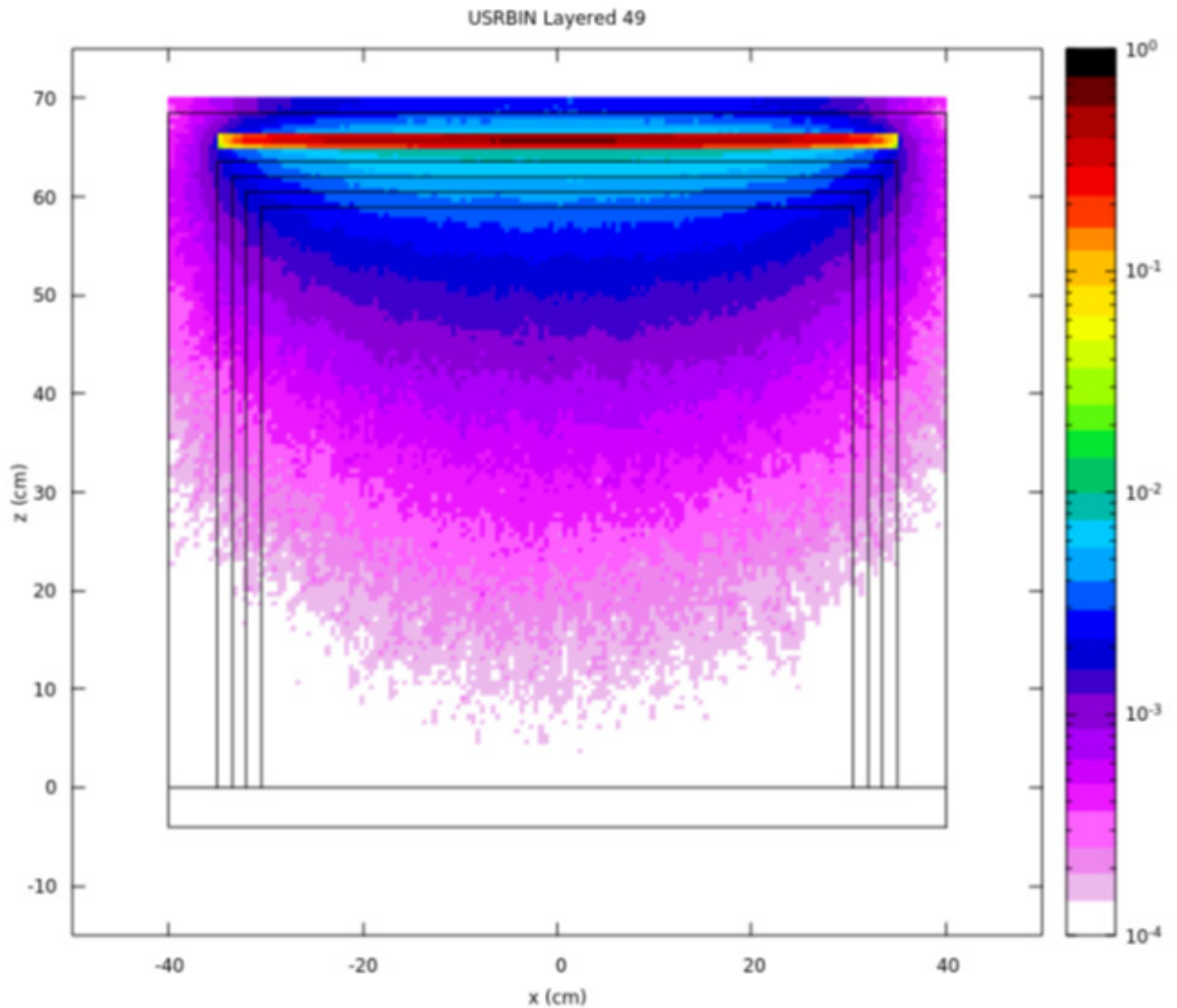


Fig. 46 Gráfico XZ normalizado de dosis equivalente en pSv de cascarón de polímero en capas [1]

Finalmente, se simuló un cascarón grueso a partir de la simulación número 1. Esta simulación escuda casi en su totalidad al fantasma de agua interior, sin embargo, no

es exclusivamente a crédito del Ferrock, ya que una gran cantidad de material siempre escudará mejor que una pequeña cantidad.

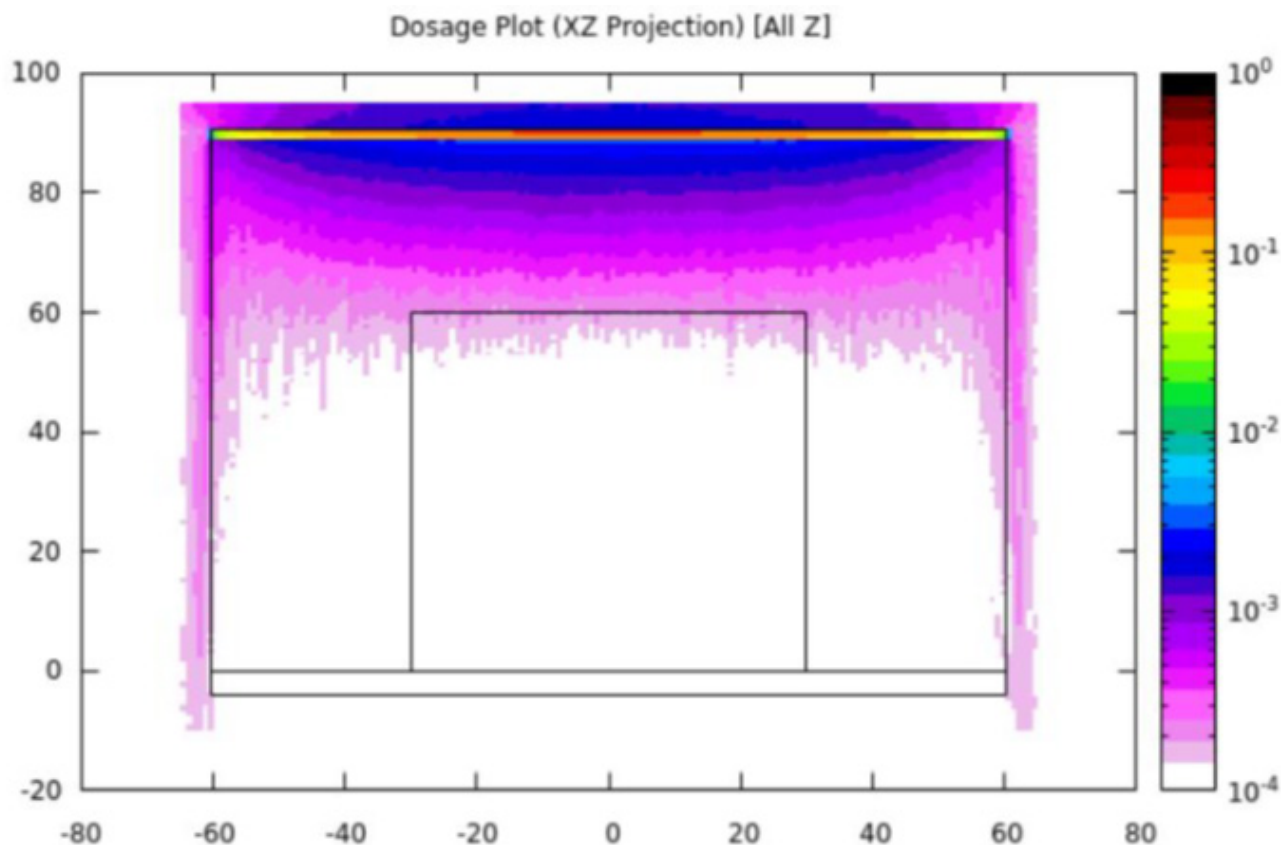


Fig. 47 Gráfico XZ normalizado de dosis equivalente en pSv de cascarón grueso [1]

Esta geometría es poco viable debido a su ineficiencia respecto al excesivo uso de material, el cual podría no estar directamente

disponible en Marte [1].

2.5.3 Polietileno

El Polietileno es un termoplástico barato derivado del etileno, siendo el polímero químicamente más simple. Su fórmula es $(C_2H_4)_n$ y puede ser procesado en sus variantes de alta y baja densidad, LDPE (Low Density Polyethylene) y HDPE (High Density Polyethylene) respectivamente.

2.5.3.1 Polietileno de baja densidad

El polietileno de baja densidad o LDPE es un termoplástico blando y reciclable, con el cual se pueden fabricar bolsas, películas delgadas, botellas, tuberías, etc.

2.5.3.2 Polietileno de alta densidad

El polietileno de alta densidad o HDPE, es un termoplástico rígido y reciclable, con el cual se producen pallets, botellas, tuberías, envases de alimentos y químicos, artículos para el hogar, etc.

2.5.3.2.1 Fabricación

El polietileno de alta densidad puede ser derivado de la polimerización del etileno a bajas presiones [68], este material puede ser

moldeado en diferentes formas [69]:

Moldeo por inyección:

Es un sistema en el cual se inyecta plástico en estado líquido a moldes metálicos. Es altamente productivo, pero tiene un gran costo asociado, el cual solo se vuelve barato si se producen más de 1000 piezas idénticas. Este método tiene muy buen acabado y es útil para fabricar partes en tercera dimensión con formas complejas, sin embargo, se necesita un experto para su fabricación.

En síntesis, este método se recomienda para piezas que ya han sido validadas por otros medios, como impresión 3d.

Termoformado:

Con este método se pueden fabricar letreros con relieve, máscaras plásticas y cúpulas.

Usa una tecnología sencilla que requiere de un molde y de una lámina de plástico, ésta se calienta y se presiona al molde, del cual adquiere su forma.

Este método es de rápida ejecución, pero solo puede generar piezas con una sola cara, esto lo limita a modelos sencillos.

Fresado o Router CNC:

Este método consiste en una tecnología sustractiva, donde se desbasta un bloque de plástico, madera o metal para darle su forma,

esto implica la necesidad de disponer de gran cantidad de material. La maquinaria es costosa y su versatilidad de moldeo está limitada a su tamaño y a la cantidad de ángulos de ataque de fresado, por lo que no siempre se podría moldear piezas intrincadas.

Impresión 3d o Manufactura Aditiva:

Esta tecnología costa de la impresión por capas de una pieza. En pequeñas cantidades es conveniente y sirve para validar de manera rápida diseños digitales. Sin embargo, tiene baja productividad y el tamaño de la pieza queda restringido por el volumen admisible de la pesa de la impresora, aunque existe la opción de imprimir por partes para luego unir.

Extrusión:

Este método industrial consiste en moldear un flujo de polímero fundido mediante el uso de un molde geométrico.

2.5.3.2.2 Propiedades técnicas y mecánicas

El HDPE es capaz de resistir mayor esfuerzo que el LDPE, esto debido al módulo de elasticidad o de Young. Este comportamiento se puede apreciar en los siguientes gráficos obtenidos al testear dos muestras de cada plástico [71]:

Densidad g/cm³ ISO 1183	0.95
Resistencia a la tracción N/mm² DIN EN ISO 527	28
Resistencia al alargamiento % DIN EN ISO 527	+8
Alargamiento de la rotura %	300
Módulo-E MPa DIN EN ISO 527	850
Resistencia al impacto KJ/m² DIN en ISO 179	Sin Rotura
Resistencia al impacto en probeta KJ/m² DIN EN ISO 179	50
Dureza superficial N/mm² DIN EN ISO 2039-1	45
Dureza shore D ISO 868	66
Expansión lineal coeficiente K-1 DIN 53752	1'8 .10 ⁻⁴
Conductividad térmica W/m-K DIN 52612	0.38
Comportamiento ante el fuego	Normal Inflamable
Rigidez dieléctrica KV/mm VDE 0303-21	44
Resistencia superficial Ohm DIN IEC 167	10 ¹⁴
Rango de temperatura °C	-100 hasta +80
Resistencia a los productos químicos	Alta resistencia a los disolventes
Aceptable fisiológicamente	Si
Soldadura	Si
Refuerzo fibra de vidrio	-
Laqueado, impresión	-
Moldeado en caliente	Posible

Fig. 48 Datos técnicos del polietileno de alta densidad (HDPE) [70]

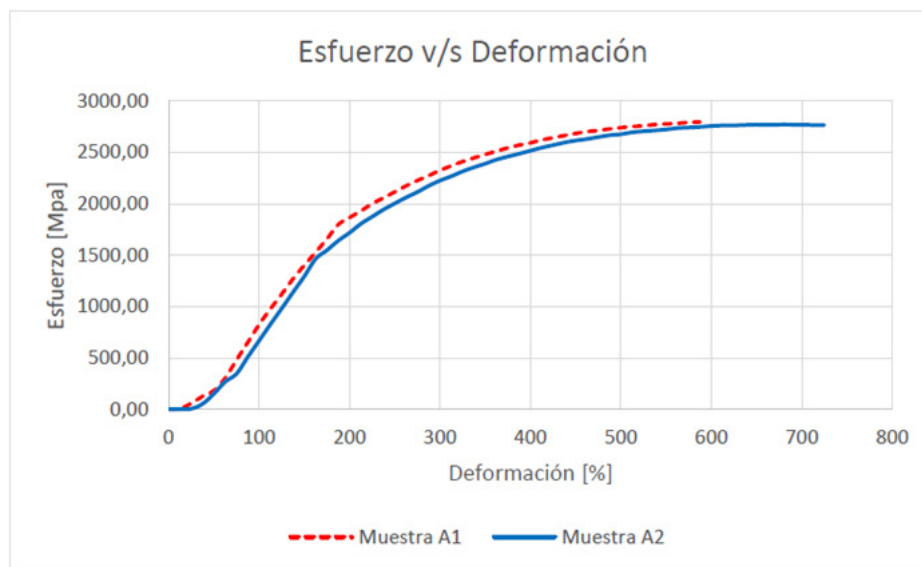


Fig. 49 Diagrama esfuerzo v/s deformación para las muestras de polietileno de alta densidad A1 y A2 [71]

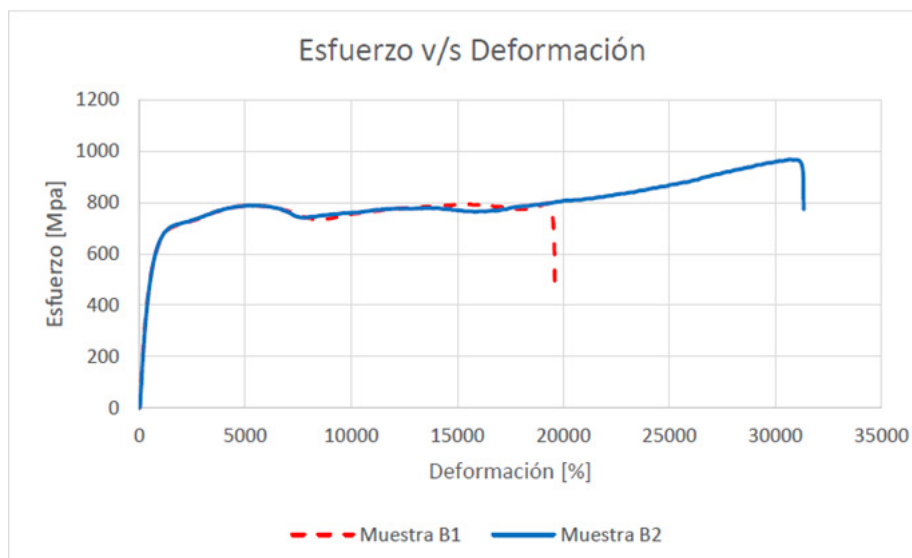


Fig. 50 Diagrama esfuerzo v/s deformación para las muestras de polietileno de baja densidad B1 y B2 [71]

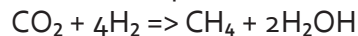
Módulo elástico	1.07 - 1.09 GPa
Coeficiente de Poisson	0.41 - 0.427
Resistencia mecánica a la compresión	18.6 - 24.8 MPa
Resistencia mecánica a la flexión	30.9 - 43.4 MPa
Resistencia mecánica a la tracción	22.1 - 31 MPa
Tenacidad a fractura (K _{IC})	1.52 - 1.82 MPa·m ^{1/2} [72]

Debido a las características de los termoplásticos, el punto de rotura en los ensayos a compresión no siempre es relevante, ya que la probeta tiende a deformarse sin rotura. Se puede concluir que una deformación excesiva bajo carga no significa un buen desempeño del material. Por este motivo es que el punto de rotura se indica en un punto definido de deformación, que puede ser 1%, 2% o hasta 10%. La adición de fibra de carbono y fibras de vidrio al material puede aumentar su capacidad de compresión [73].

2.5.3.2.3 Producción in-situ

Se ha demostrado la posibilidad de fabricar polietileno de alta densidad HDPE a partir de la atmósfera de Marte, para lo cual se requieren las siguientes reacciones [8]:

Reducción catalítica de dióxido de carbono con hidrógeno (procesos Sabatier o Fischer-Tropsch)



Reforma catalítica de metano con oxígeno

$$2\text{CH}_4 + \text{O}_2(\text{tr}) \Rightarrow \text{H}_2\text{C}=\text{CH}_2 + \text{H}_2\text{O}(\text{tr})$$

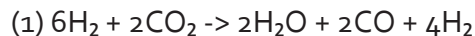
Hidrólisis catalítica de etileno

$$\text{H}_2\text{C}=\text{CH}_2 + \text{H}_2\text{O} \Rightarrow \text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$$

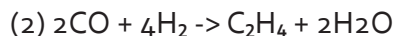
Polimerización Catalítica de Etileno

$$N+1\text{ H}_2\text{C}=\text{CH}_2 \Rightarrow \text{H}_3\text{C}(\text{CH}_2)_n\text{CH}_3$$

Asimismo, el dr. Zubrin propone la fabricación de etileno a partir del proceso "Reverse Water Gas Shift" a partir de las siguientes reacciones [2]:



El agua resultante (2H₂O) se condensa y puede ser utilizada con otros fines.



C₂H₄ = Etileno

Como ya ha sido mencionado, el etileno puede ser polimerizado a baja presión para obtener polietileno de alta densidad o HDPE.



Fig. 51 Partes de polietileno de alta densidad fabricadas [8]

2.5.3.3 Polietileno y Radiación

La NASA ha designado a este material como un estándar de protección para las pruebas de radiación que se desarrollan actualmente.

La efectividad de un material como escudo de radiación aumenta al disminuir el número atómico, siendo el hidrógeno el mejor. Es por esto que el polietileno, contando con dos átomos de hidrógeno y uno de carbono se presenta como un material ideal para la disminución de la radiación percibida por astronautas. En base a esto, se han agregado paneles de polietileno a los

cuartos de tripulación de la estación espacial internacional, además de ser un material químicamente inerte, no tóxico y barato de obtener [41].

2.5.3.4 Compuestos Terrestres

En el contexto terrestre, los compuestos estructurales con plásticos reforzados con fibra han demostrado su utilidad [74], incluso se han aplicado en materiales de albañilería:

Se ha llevado a cabo un estudio sobre elementos de albañilería con aditivos de

compuestos plásticos con objetivo de progresar en el desarrollo sustentable de viviendas, donde se descubrió que la adición de fibras de plástico a piezas como ladrillos no invalidaba su uso en la obra, si bien la adición

disminuía su punto de rotura en comparación a ladrillos normales, se comprobó que aquellos elementos compuestos podían ser usados como cerramientos no estructurales.

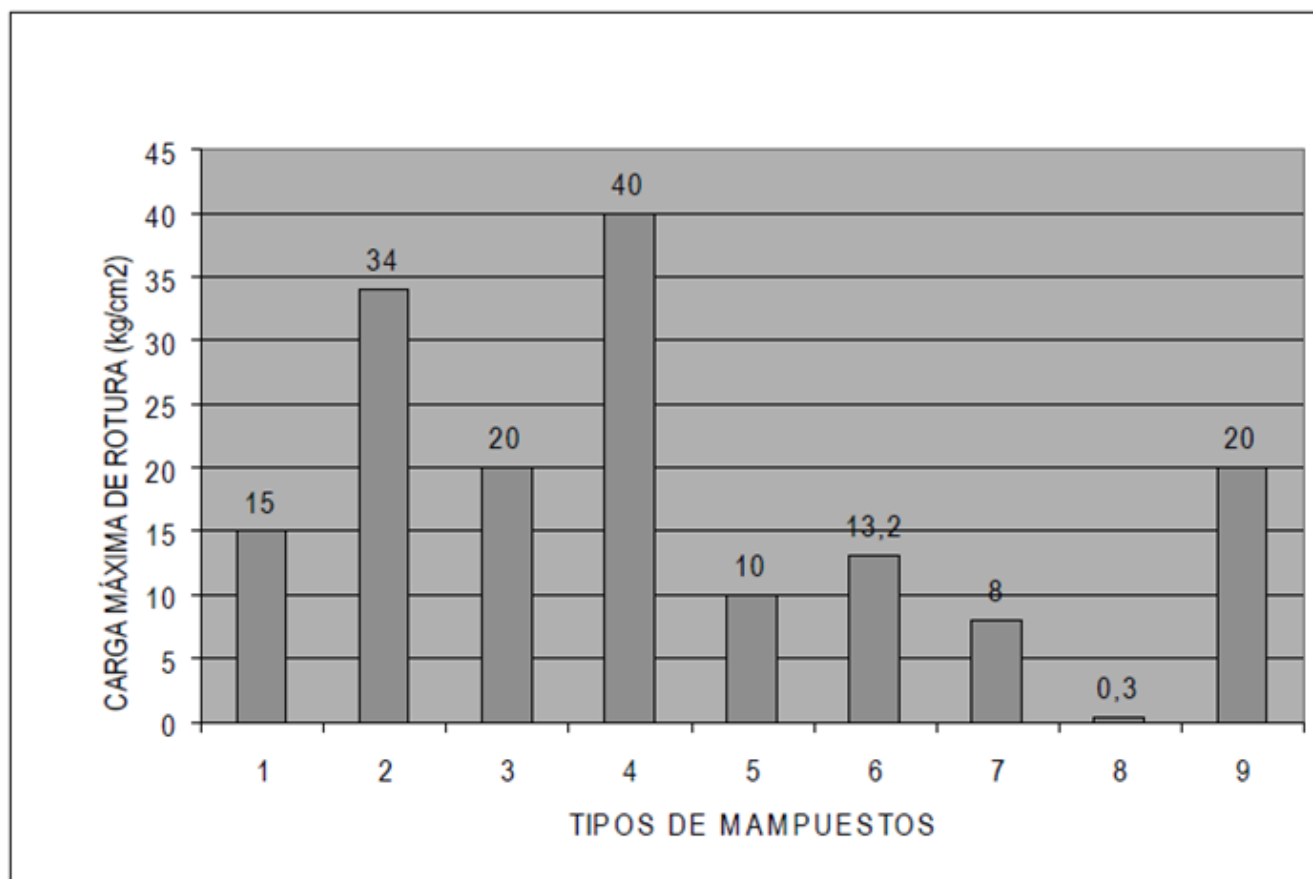


Fig. 52 Resistencia mecánica de mampuestos a la compresión [75]

1. Ladrillos y bloques cerámicos no portantes
2. Ladrillos y bloques cerámicos portantes
3. Bloques de hormigón no portantes

4. Bloques de hormigón portantes
5. Bloques con PET reciclado
6. Ladrillos con LDPE reciclado

7. Ladrillos con plásticos varios reciclados
8. Ladrillos con PS reciclado
9. Ladrillos con PET reciclado

Además, se hicieron pruebas de envejecimiento acelerado de probetas de polietileno mediante el uso de luz ultravioleta, donde se concluyó que las muestras envejecidas disminuían en un 25% su capacidad a la compresión [75]. Sin embargo, se debe recalcar que esta prueba de envejecimiento con luz ultravioleta no equivale a un posible envejecimiento por radiación ionizante del espectro de radiación cósmica, ya que ambas radiaciones se encuentran en un espectro distinto de energía. Sumado a esto, se ha estudiado el efecto de la radiación a compuestos plásticos en entornos simulados de la Luna, y se ha concluido que la disminución en las propiedades mecánicas de los elementos compuestos ha sido negligible [76].

2.5.3.5 Compuestos Marcianos

Se han llevado a cabo experimentos de compuestos de simulante de regolito marciano con polietileno, con la premisa de que el polietileno actúa como un aditivo efectivo al proteger de la radiación ionizante, y también de contribuir mecánicamente contra impactos simulados de micrometeoritos.

Se fabricaron 3 muestras de simulante de

regolito marciano; la primera sin polietileno, la segunda con un 20 wt% de polietileno y la tercera con un 40 wt% de polietileno. Los resultados confirmaron la hipótesis de que compuestos a base de regolito marciano y PE aportan mayor protección contra radiación que sus contrapartes sin PE. Además, los compuestos fueron capaces de resistir fluctuaciones extremas de temperatura sin mayor deterioro de propiedades mecánicas. Por último, el compuesto resulta más resistente contra impactos hiper veloces balísticos (micrometeoritos) que su contraparte sin aglutinante de PE [36].

2.5.4 Regolito Marciano

El término regolito es usado para denominar a la capa de material no consolidado que comprende una variedad de fragmentos, finos y granos minerales que descansan sobre una capa de roca sólida. En Marte el regolito descansa sobre una capa de basalto, producto de antigua actividad volcánica en el planeta.

La arcilla marciana, parte del regolito, tiene usos para confinar elementos radioactivos y posee una gran longevidad como material, por tener ocurrencia natural, pudiendo durar cientos de miles de años, a diferencia del concreto que puede deteriorarse después de cientos de años.

La forma más sencilla de aplicar el material

sería en forma de sacos rellenos sobre un hábitat, o sencillamente cubriendo en totalidad la estructura, ya sea rígida o inflable, para proteger de la radiación y ofrecer aislación térmica.

El regolito puede ser procesado en forma de ladrillos, lo cual será explorado en la siguiente sección, además, este material puede ser procesado en conjunto con aditivos como polímeros para mejorar sus propiedades mecánicas y protectoras contra la radiación [5] [36].



Remolino de más de 800 metros de altura recorre la superficie - NASA/JPL-Caltech/Univ. of Arizona



Avalancha en Marte NASA/JPL-Caltech/University of Arizona

2.5.6 Basalto

El basalto se encuentra en grandes cantidades en la superficie de Marte, pero también puede ser obtenido directamente desde el regolito. Para esto, se requiere calentar el regolito y enfriarlo lentamente para evitar su cristalización. Este proceso sería energéticamente intensivo, en comparación a la manufactura de Duricrete, o ladrillos marcianos, los cuales solo requieren aplicar una presión constante. Sin embargo, es posible de fundir con la tecnología actual, con objetivo de ser utilizado en impresión 3d [77].

El basalto excede con creces las características mecánicas de los ladrillos marcianos, e incluso los terrestres [78].

2.5.7 Acero Marciano

El acero es ampliamente utilizado en la Tierra como material capaz de ser sometido a compresión y tracción, ya sea por si solo o complementando estructuras de madera u hormigón, pero en Marte podría ser aún más cotizado, ya que el planeta carece de madera, y por ende de sistemas constructivos nativos de entramado. Si bien en un inicio las técnicas constructivas predominantes serían albañilerías, esto restringiría enormemente la variedad de sistemas constructivos y de diseño arquitectónico y estructural.

Para su fabricación, se requiere normalmente de hierro, piedra caliza, carbón coque y aire rico

Comparación de resistencia y densidad de materiales de construcción.					
	Marte - Basalto fundido	Marte - Ladrillos consolidados	Luna - Sinterizado	Luna - Concreto de sulfuro	Tierra
Densidad	2.9-3.0 g/cm³	2.6 g/cm³	>1.9 g/cm³	1.7 g/cm³	1.4 - 2.4 g/cm³
Fuerza compresiva	300 MPa	5 MPa	9-18 MPa	20 MPa	15-60 MPa
Fuerza de tensión	10 MPa	-	-	3.44 MPa	2.5-5.5 MPa
Expansión térmica	7.7-8.6x10 ⁻⁶ /°C	-	-	5.4x1010 ⁻⁶ /°C	12x10 ⁻⁶ /°C

Tabla 6 Comparación de propiedades de diferentes materiales de construcción [78]

en oxígeno, muchos de los cuales escasean en Marte. Sin embargo el hierro y el carbón están disponibles, por lo que el factor determinante en la fabricación del acero marciano es el método a utilizar, siendo la Reducción Directa de Hierro uno de los más prometedores (DRI) [79].

2.5.7.1 Producción de Hierro

Para producir hierro, se debe extraer óxido de hierro (Fe_2O_3) del regolito mediante magnetos, para luego ser calentado en un horno para separar el hierro. El hierro resultante (hierro reducido de 97% de pureza) puede ser sinterizado para uso inmediato o puede ser depositado en un horno de arco eléctrico para su posterior procesamiento de acero.

2.5.7.2 Producción de Acero

El proceso comienza al agregar hierro reducido al horno de arco eléctrico, el cual es alimentado por un flujo de oxígeno, el cual tiene su origen como producto secundario de las reacciones químicas de las plantas de combustible propulsor que utilizan las naves.

Los hornos de arco eléctrico requieren de una alimentación por corriente directa para proveer a los electrodos de grafito la energía necesaria para calentar el hierro reducido a

unos 3000 °C. Los electrodos se degradan por la exposición al calor a un ritmo de 1 kg por cada tonelada de acero procesado, por lo que deben ser reemplazados cada cierto tiempo. Posteriormente el producto es extraído para darle forma de láminas y así ser usado en la construcción. Este proceso genera escoria metalúrgica.

2.5.7.3 Estimación de costos

El diseño de la refinería, que cuenta con un horno de reducción directa y un horno de arco eléctrico, fueron estimados en USD \$250000 por el estudio de la universidad de Purdue, además se consideró el precio de los electrodos de grafito en USD \$2650, lo cual es marginal considerando el precio total del proyecto [53].

2.6 Construcción y Métodos

En el presente capítulo se presentarán una serie de tecnologías y métodos constructivos relevantes para contextos extraterrestres como la Luna y Marte. Se expondrán procesos automatizados y tele-operados para evaluar las mejores opciones para la construcción en dichos contextos. Por último, se estudiarán diversos procesos constructivos para hábitats análogos y teóricos.

2.6.1 Manufactura Aditiva

Denominada ASTM F2792-12^a por el estándar internacional, la manufactura aditiva se define como el proceso de unir materiales desde un modelo digital, generalmente capa por capa. Las principales aplicaciones de esta tecnología incluyen la fabricación de prototipos y el diseño de partes y piezas [80].

La manufactura aditiva convencional, es decir aquella conformada por un sistema de pórtico o grúa, con 3 ejes de libertad (x, y, z), dedicada a la extrusión de material queda restringida al área total de impresión y a la creación de soportes estructurales para geometrías con un ángulo de inclinación muy pronunciado. Estas restricciones no la vuelven una opción viable para la manufactura de unidades de gran escala. En este sentido, la operación de manufactura aditiva asistida con robots ha cobrado fuerza en el último tiempo, ya que un brazo robótico puede ofrecer 6 grados

de libertad, logrando imprimir geometrías complejas en espacios poco accesibles. Además el área de operación del brazo robótico excede al área de impresión de un sistema de impresión 3d convencional, lo que lo vuelve adecuado para la manufactura en industrias automovilísticas, aeroespaciales, constructivas y navieras [81] [82].

Actualmente el mayor problema de esta tecnología radica en la operación simultánea del brazo robótico y del sistema de manufactura aditiva. Los softwares encargados de la división de las geometrías CAD no son capaces de generar data de código-G compatible con el lenguaje del robot. Además en entornos de la industria de construcción, donde podrían coexistir numerosos sistemas robóticos de manufactura aditiva de manera simultánea, se debería proveer a los robots de sistemas visuales operados por inteligencia artificial para el reconocimiento de obstáculos [82].

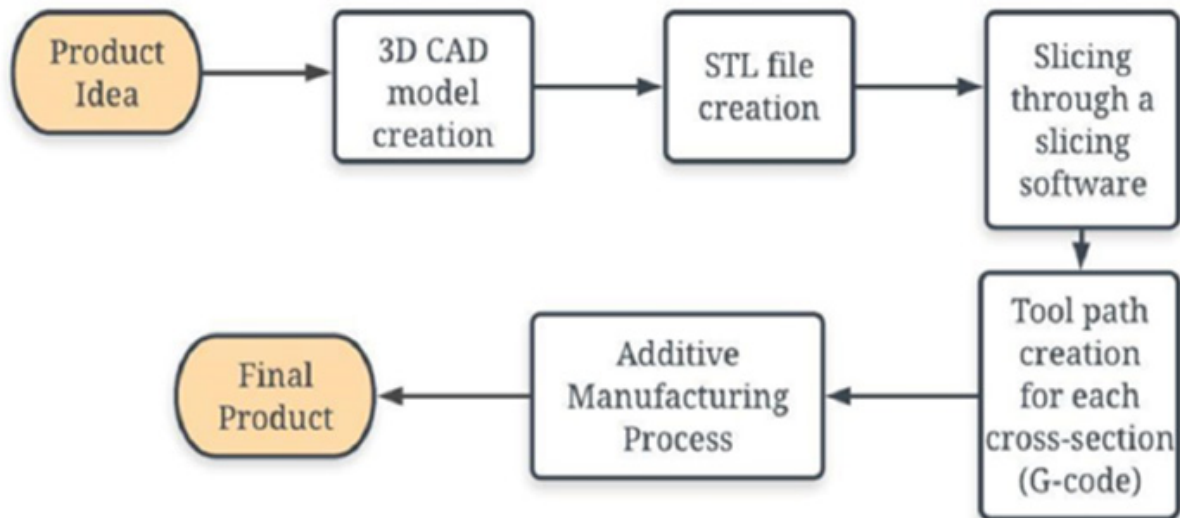


Fig. 53 Flujo de información en el proceso convencional de manufactura aditiva [82]

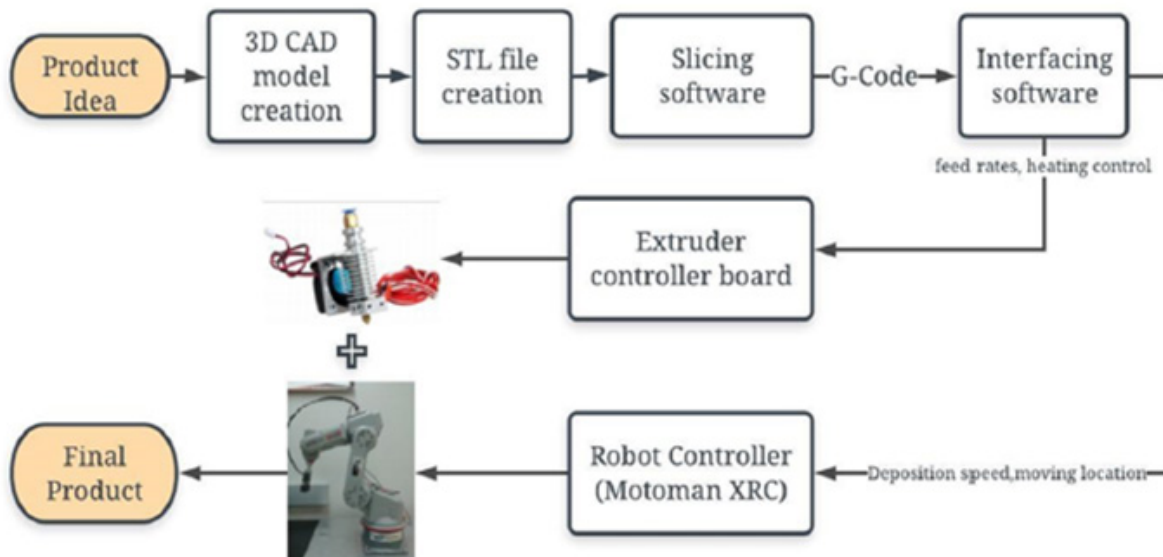


Fig. 54 Flujo de información del sistema de impresión multiplanar 6DOF [82]

2.6.1.1 Contour Crafting

La tecnología Contour Crafting (CC) consiste en un proceso a gran escala de fabricación de piezas y estructuras de concreto por adición sucesiva de capas. Puede ser complementada con la instalación de tuberías, sistemas eléctricos y refuerzos de acero para reforzar sus propiedades mecánicas, ya que el sistema es capaz de designar vacíos entre las capas impresas.

Este sistema se ha estado desarrollando con una posible aplicación extraterrestre, ya sea en la Luna o Marte. El sistema se compone de una estructura robótica tipo pórtico, capaz de trasladarse por una superficie, sosteniendo el sistema de impresión. Dicho sistema tiene la particularidad de utilizar una paleta en la boquilla extrusora, de modo que el material extruido es aplanado en cierto grado por la paleta, propiciando capas ceñidas entre sí, resultando en estructuras potencialmente selladas.

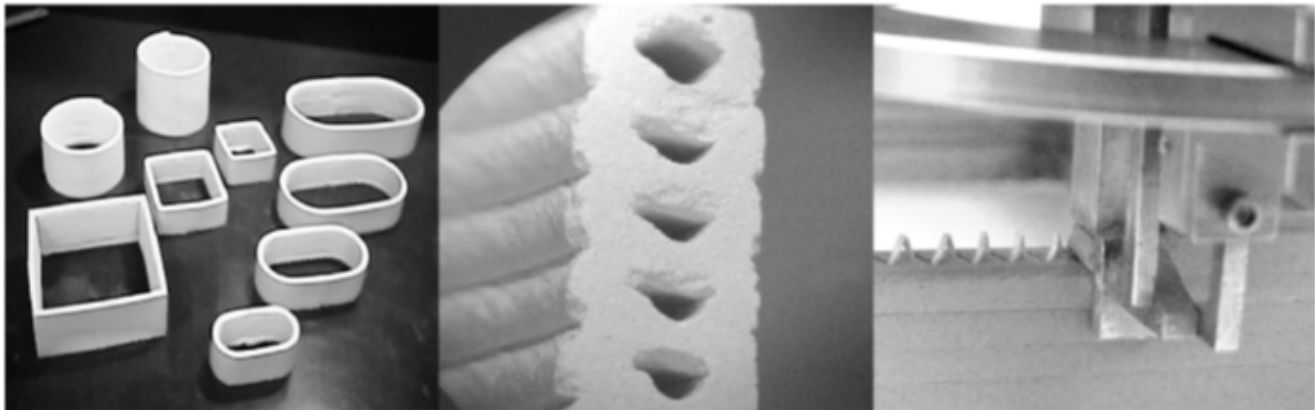


Fig. 55 Demostraciones de la capacidad de construcción CC; (izquierda) geometrías simples, (medio) sección transversal de la parte fabricada que revela deposiciones huecas y (derecha) incrustación de bobina de metal [12]

La factibilidad de este método está sujeta a la función de la gravedad y del material a usar. Puntos críticos para la manufactura son el ángulo máximo de inclinación de la capa que se está imprimiendo. Las estructuras de baja curvatura tienden a ser preferibles a la hora de imprimir, así se evitan deslices por ángulos muy pronunciados entre capas.

Algunas estructuras necesitan estructuras

auxiliares para su construcción, de otra forma colapsarían durante su impresión 3D. Sin embargo, otras no las necesitan, dependiendo de la geometría del arco y de las propiedades materiales. El uso de estructuras auxiliares contribuye al desperdicio de material. El método CC es capaz de usar agregados grandes y también de incorporar fibras. Este método tiene aplicación directa a entornos extraterrestres, como la Luna [12].

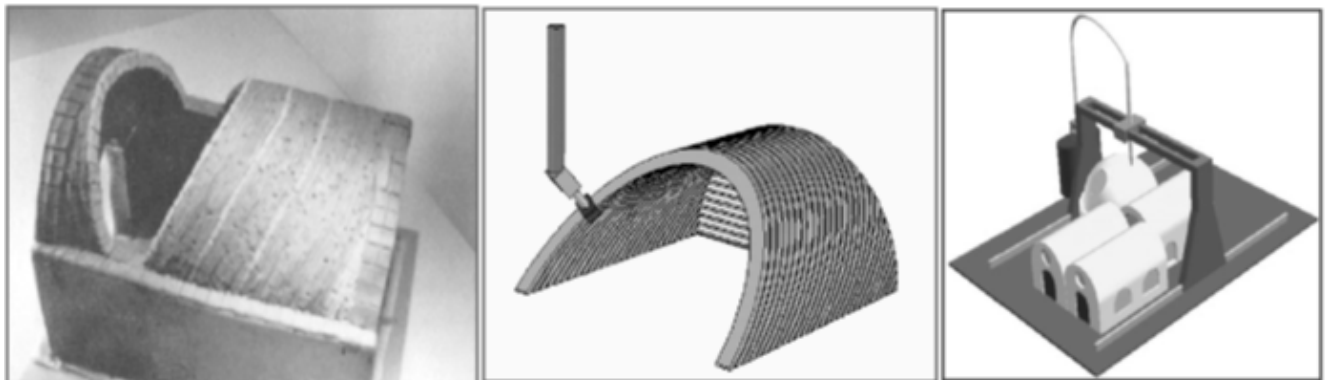


Fig. 56 Construcción manual de techo de bóveda e implementación por CC [12]



Fig. 57 Método constructivo por impresión 3d [6]

2.6.1.2 Aplicación Extraterrestre

Riesgos y uso de robots en la construcción; brazo robótico, pórtico, athlete ***

Una vez resuelta la fuente de energía a utilizar por el sistema CC, se estima que podrá ser usado con materiales indígenas como regolito lunar. Otros estudios sugieren que el regolito lunar puede ser sinterizado para crear ladrillos, lo que podría extrapolarse a la fundición del material para ser depositado en geometrías complejas por el sistema de impresión CC. Esta tecnología debe considerar factores ambientales y gravitatorios para su correcta ejecución in situ en la Luna o Marte.

Respecto a lo último, se deben considerar detenidamente los siguientes factores:

- (a) La dinámica del fluido y las características de transferencia de calor del extruido en niveles de gravedad parcial.
- (b) Procesos tales como el curado del material en condiciones ambientales lunares o marcianas.
- (c) Propiedades estructurales del producto final en función del nivel de gravedad.
- (d) Efectos de la composición del material extruido sobre las propiedades mecánicas de la estructura construida [11].

2.6.1.2.1 Parámetros de Impresión

Profundizando en los factores mencionados anteriormente, se tiene que considerar aquellos que sean determinantes para la elección de la maquinaria y del material a utilizar. A continuación, se describen aquellos factores determinantes nominados por el equipo de GaTech responsable del diseño de un refugio de emergencia en Marte:

1. Viscosidad: la mezcla a utilizar por la máquina de impresión 3d debe tener un balance entre no ser completamente líquida e incapaz de sostener su forma, y de no ser lo suficientemente sólida para no ser extruida por la máquina.

2. Tiempo de Curado: el tiempo de curado entre la deposición de cada capa debe ser medido con precisión, a modo de asegurar que la nueva capa se adhiera a la anterior.

3. Mezcla/Composición Material: existe la incertidumbre sobre la aplicación inmediata del material después de ser mezclado, o si pudiera existir un tiempo de retraso desde el momento de la mezcla hasta que empiece a curar.

4. Tamaños de Agregado: estos tamaños pueden influir en el grosor del material extruido, lo que podría resultar en una boquilla más grande, alterando el tamaño general de la impresión.

5. Alcance: las dimensiones volumétricas máximas que puede alcanzar la impresora 3d.

6. Precisión, Exactitud: será necesario tener en consideración que la impresión sea lo suficientemente precisa y exacta para no mermar la protección contra radiación ni propiedades de contención atmosféricas que pueda tener la estructura al dejar huecos o intersticios vacíos en toda la impresión.

7. Reusabilidad, Durabilidad: ¿la maquinaria de impresión será utilizada para múltiples estructuras o solo para la creación de un hábitat de emergencia? [6].

2.6.1.2.2 Refugio de Emergencia (Marte)

El equipo de alumnos de Georgia Tech escogió el sistema CC para la construcción de un refugio de emergencia en Marte debido a su potencial autonomía y capacidad de crear estructuras selladas. Además, el sistema CC es capaz de construir geometrías con cemento portland, por lo que se alinea con el uso de Ferro Rock marciano. Sin embargo, luego de probar la capacidad de sellado de diversos sistemas de manufactura aditiva, se concluyó que ninguno cumplía el requerimiento de mantener una presión interna en la estructura. Por este motivo se decidió utilizar una recámara inflable dedicada a mantener una presión habitable en su interior, con todo el equipamiento necesario

para un refugio de emergencia.

Se plantea la construcción de la envolvente exterior a partir de Ferro Rock extruido de manera perimetral, utilizando al módulo inflable como apoyo mientras el material se solidifica. Dada la diferencia de presión entre el hábitat inflable y el casi-vacío marciano, se pretende utilizar la superficie rígida del hábitat como moldaje para la impresión de Ferro Rock sobre ella.

Este proceso se llevaría a cabo en 3 pasos:

1. Primero se imprimirá una capa de Ferro Rock paralela al suelo alrededor del módulo (hábitat), la cual podría contar con contrafuertes internos en forma de triángulo para rigidizar la pared impresa.
2. Luego se imprimirá una muralla sobre el perímetro externo de este anillo, a modo de barrera de contención del relleno de regolito.
3. Finalmente se rellenará el espacio entre la muralla y el módulo inflable con regolito local.

Estos 3 pasos se reiterarán nuevamente, se imprimirá una superficie de Ferro Rock sobre el regolito natural, pero esta vez la pared estará a una menor distancia respecto al centro del módulo, y así sucesivamente hasta completar la forma de un domo.

Este método no requiere la fabricación de

estructuras de contención temporales y al incluir regolito natural se minimiza el uso de Ferrock, optimizando los materiales disponibles.

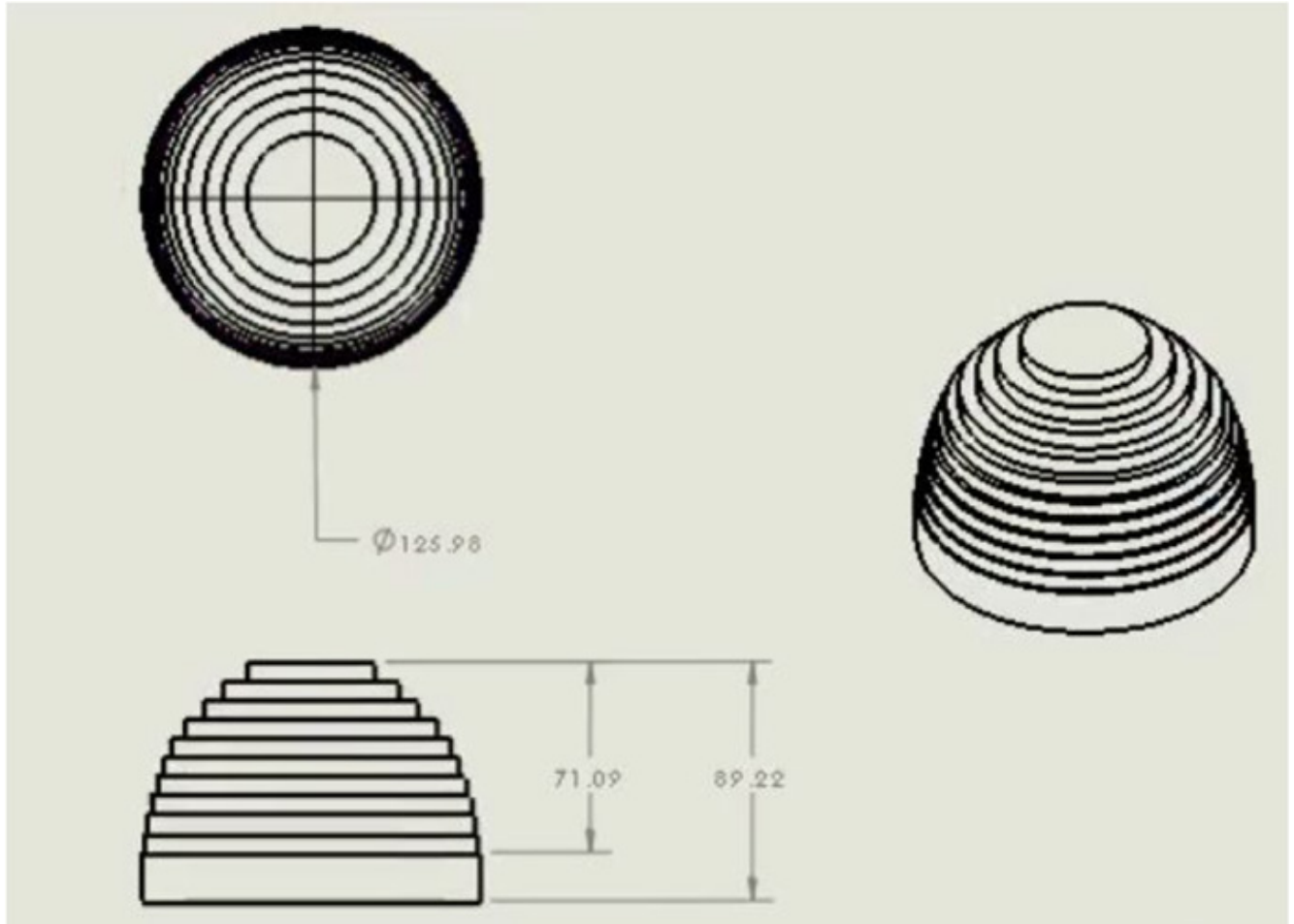


Fig. 58 Deposición de regolito por medio de estructuras tipo anillo [6]

Es necesario hacer hincapié en la naturaleza del suelo marciano: es sabido que existe permafrost en la mayoría de la superficie marciana, por lo que se deben considerar cimientos especializados que puedan lidiar con esta característica topográfica. Se recomienda excavar más allá de la profundidad del hielo, similar a las construcciones nórdicas terrestres, para así

solventar posibles asentamientos diferenciales por la inconstante permanencia del hielo a causa de cambios de temperatura [78]. A continuación, se muestran las capas materiales sugeridas para el módulo inflable, muchas de las cuales tienen como función principal la aislación térmica y protección radioactiva, sumado a recámaras redundantes contenedoras de presión [6].

Nº de Capas	Material	Propósito	Composición	Densidad (g/cm³)
10	Aislación Multicapa (AMC)	Protección térmica		
	Beta Cloth	(Componente AMC)	Compuesto de Teflon y vidrio	2.7
	Kapton	(Componente AMC)	Película de poliimida	1.42
	Teflon	(Componente AMC)	Polímero de tetrafluoroetileno	2.2
2	Tejido cerámico Nextel	Aislación térmica	Fibra de óxido cerámico	0.41
10	Polietileno borado	Protección de radiación y contención de presión	(C ₂ H ₄) _n polímero, boro añadido.	1.04
1-3	Contención de aire	Recámara redundante, soporte estructural	CO ₂	0.05
1	Polietileno	Contenedor de presión interna	(C ₂ H ₄) _n polímero	0.96

Tabla 7 Capas sugeridas de muro flexible [6]

2.6.1.2.3 Estructuras Iniciales (Luna)

Nuestra luna presenta características similares a las existentes en el planeta Marte. Ambos cuerpos celestes tienen gravedad reducida, la Luna siendo la menor, con sólo $1/6$ de gravedad terrestre y Marte con $1/3$ g respecto a la Tierra. Si bien Marte cuenta con una atmósfera, ésta es sumamente delgada, siendo sólo 1% de la atmósfera terrestre, en este sentido la Luna es similar ya que no tiene atmósfera, por ende, ambos cuerpos se acercan al vacío. Además, los dos reciben fuertes dosis de radiación, micrometeoritos, y sus temperaturas varían de forma extrema, siendo la Luna la más drástica [83] [84].

Estos factores hacen de la Luna un lugar ideal para la prueba de equipamiento y tecnologías destinadas a ISRU y habitabilidad en Marte. Su cercanía con la Tierra (aproximadamente 4 días de viaje) significa una mayor tasa de posibles pruebas en su superficie, versus los 6 meses de viaje que implica una expedición por el espacio profundo hacia el planeta Marte, traducándose en un menor riesgo. Por estas razones NASA ha denominado a la Luna como un campo de pruebas en pos de un futuro viaje a Marte [10]. Las siguientes estructuras serían de principal importancia en una primera etapa de asentamiento lunar:

a las plataformas de aterrizaje

- Carreteras entre el sitio de aterrizaje y la ubicación de hábitats en pos de protegerlos de material eyectado por los cohetes
- Muros sombreadores
- Bodegas para equipamiento
- Hangares
- Refugios protectores de radiación y micrometeoritos

Todas las estructuras mencionadas pueden ser construidas en base a ISRU, con regolito lunar como material de base. La aplicación de material nativo es de suma importancia para la consolidación de la presencia humana en la Luna [78].

- Plataformas de aterrizaje
- Muros protectores de equipamiento cercano



Fig. 59 Un robot de CC imprime un camino en frente de una estructura de hangar parabólico que alberga un lander lunar. De fondo se aprecia una planta procesadora de regolito que será usada en el proceso constructivo [78]

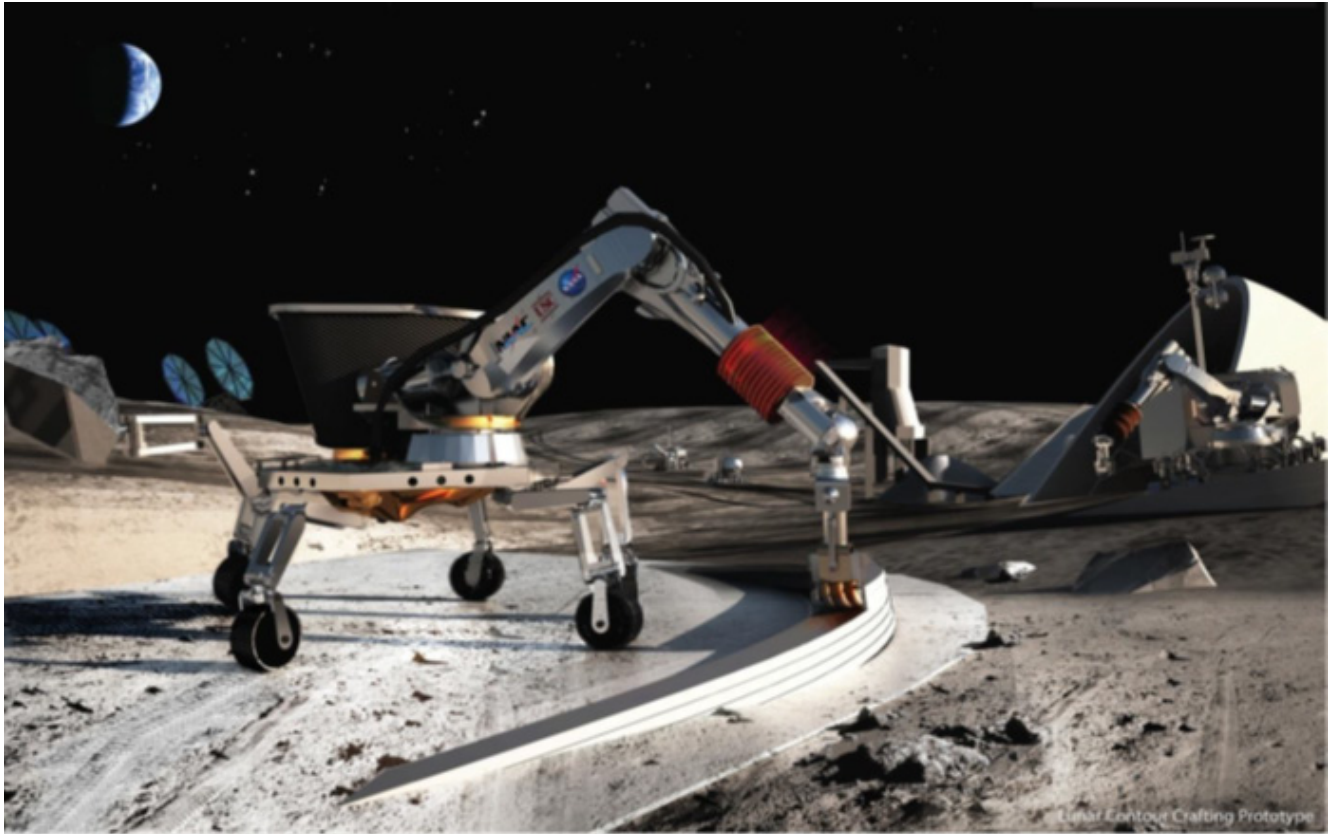


Fig. 6o Un robot CC montado en un rover ATHLETE imprime una bóveda parabólica con regolito procesado. La estructura no presurizada estaría destinada a albergar equipamiento o landers. Su forma parabólica ha sido escogida por su eficiencia estructural y por alinearse con las capacidades del sistema CC. Al fondo se puede ver un grupo de paneles solares destinados a energizar el robot.

La tecnología de manufactura aditiva Contour Crafting puede ser aplicada directamente en el sistema FACS (Freeform Additive Construction System), que utiliza al robot ATHLETE (All-Terrain Hex-Limbed Extra-Terrestrial Explorer)

como plataforma móvil para la ejecución de impresiones in-situ mediante brazo robótico.

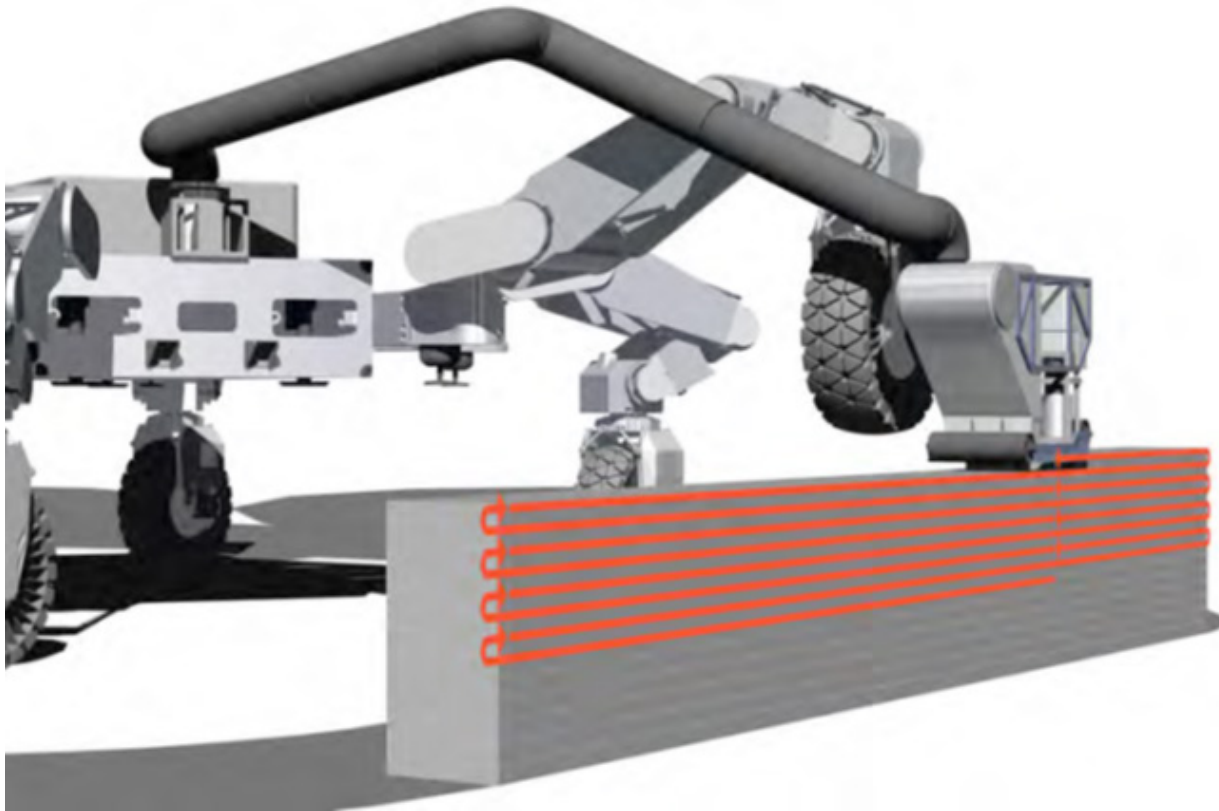


Fig. 61 Suelo nativo o regolito depositado en capas de manera similar a una impresora 3d de escritorio [38]

Este sistema, capaz de imprimir arcos sucesivos para la construcción de hangares sin necesidad de utilizar estructuras de soporte temporal, puede confeccionar módulos constructivos hechos en base a regolito lunar,

para posteriormente ensamblarlos entre sí. ATHLETE es capaz de fabricar módulos de determinado grosor en la superficie lunar, puede apilarlos y manipularlos para construir andamiaje y soportes estructurales.

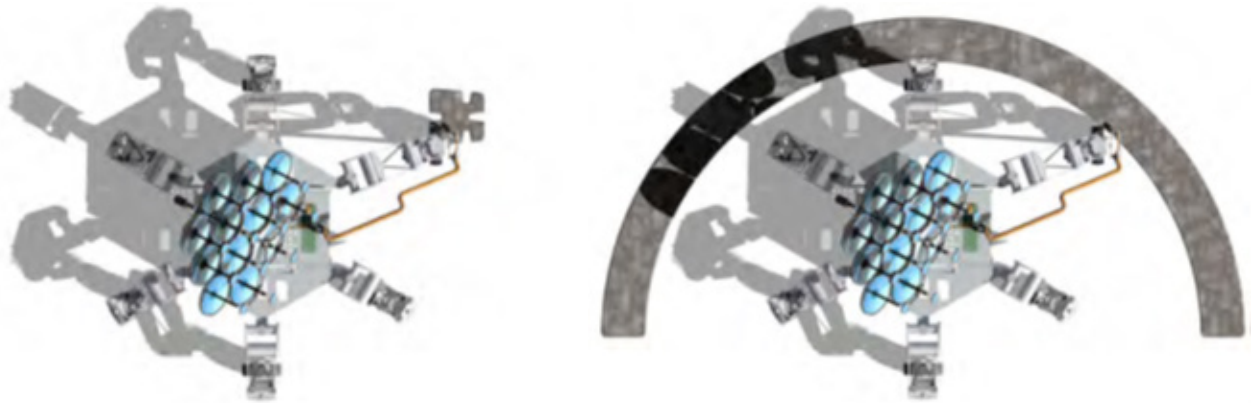


Fig. 62 Manufactura aditiva de elementos prefabricados -- paneles modulares pequeños (izquierda), y grandes vigas impresas en el suelo (derecha) [38]

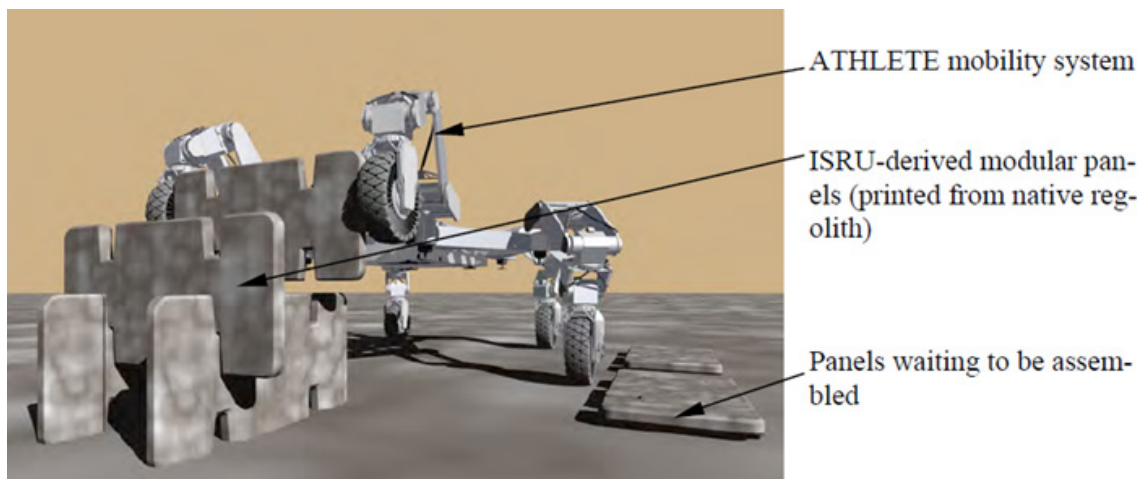


Fig. 63 Uso de ATHLETE como equipamiento manipulador para ensamblar andamiaje o estructuras modulares auto portantes [38]

Mediante esta aproximación modular constructiva, ATHLETE puede fabricar

arcos, vigas, paneles y adoquines para sitios designados de aterrizaje.

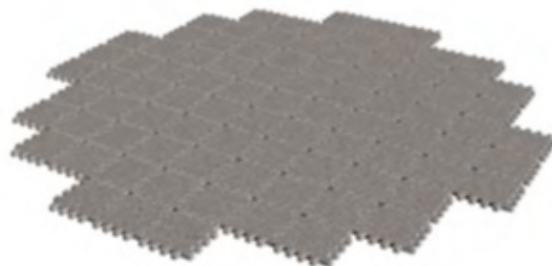


Fig. 64 La estructura de arco de bóveda modular derivada de un panel pequeño puede requerir un andamiaje temporal durante el ensamblaje (izquierda) y una plataforma de aterrizaje construida con adoquines prefabricados colocados en su lugar (derecha) [38]

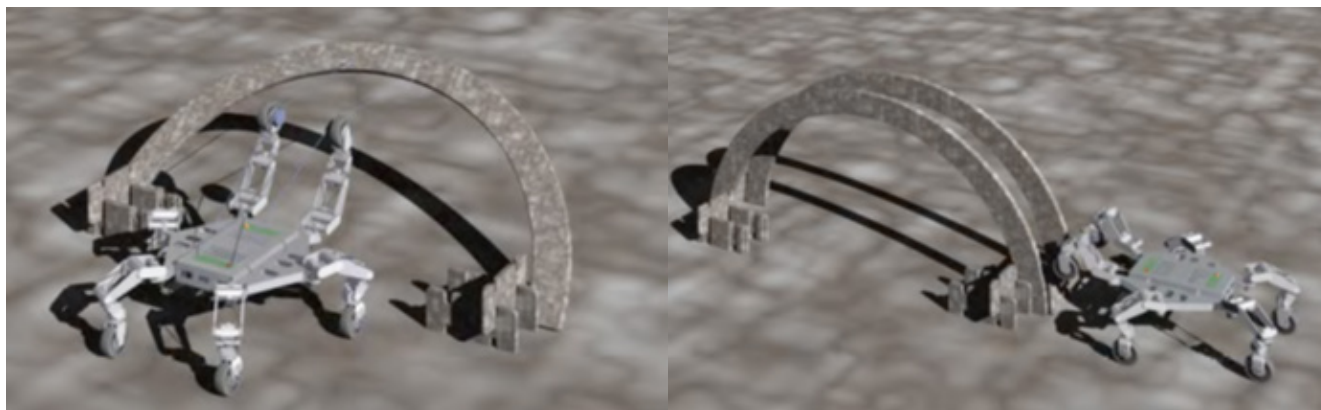


Fig. 65 Construcción levantada de vigas y arcos prefabricados monolíticos completos (izquierda) y colocación de paneles prefabricados (derecha) [38]

El robot ATHLETE podría ser capaz de confeccionar una serie de arcos modulares de manera sucesiva, para construir un garaje no presurizado a modo de refugio para un hábitat prefabricado. Esta operación podría ocurrir

de manera automática de ser bien definida la programación del robot, en caso contrario el robot también puede ser tele operado, o supervisado por un humano [38].

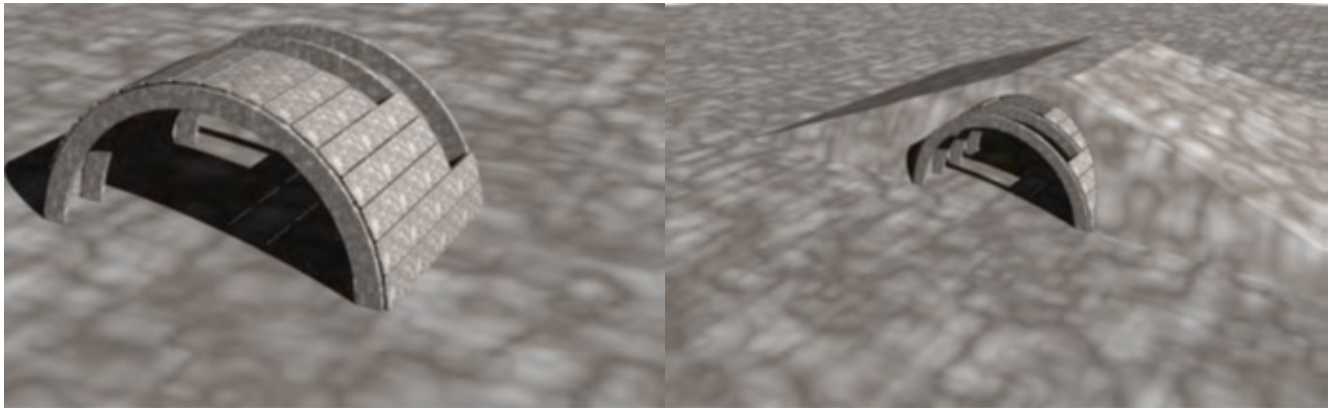


Fig. 66 Garaje despresurizado parcialmente construido (izquierda), tapado con regolito estilo búnker para proteger contra la radiación a la tripulación (derecha) [38]



Fig. 67 El hábitat sería transportado dentro del garaje despresurizado mediante el sistema ATHELTE [38]



Fig. 68 Una vez el hábitat haya sido bajado a sus bases auto ajustantes, ATHLETE puede ser desanclado y dedicarse a otras tareas [38]



Fig. 69 El hábitat estaría protegido de Radiación y micrometeoritos al utilizar estructuras nativas y regolito [38]

2.6.1.2 Fused Deposition Modelling

También conocido como extrusión de material, el método FDM consiste en un método de manufactura aditiva que se basa en la extrusión de material caliente, de manera selectiva, por un orificio o boquilla.

Por lo general esta tecnología extruye termoplásticos a partir de un filamento o

pellets en una superficie bidimensional, con ayuda de una computadora. Sin embargo, su rango de materiales se extiende más allá de los termoplásticos, siendo posible utilizar compuestos de polímeros, concreto e incluso material orgánico [82].

Usualmente, esta tecnología se utiliza de manera complementaria con brazos robóticos para obtener mayor flexibilidad en área y complejidad de piezas a fabricar en el ámbito de la impresión 3d.

Un ejemplo de esta utilización complementaria es la fabricación del modelo a escala de MARSHA, durante la 3d Printed Habitat Challenge de NASA, en donde se puede apreciar la utilización de un brazo robótico

ABB IRB 6700 modificado con un sistema de extrusión provisto por Strangepresse, el cual además contaba con un sistema de control de humedad para el control óptimo de la impresión [85].

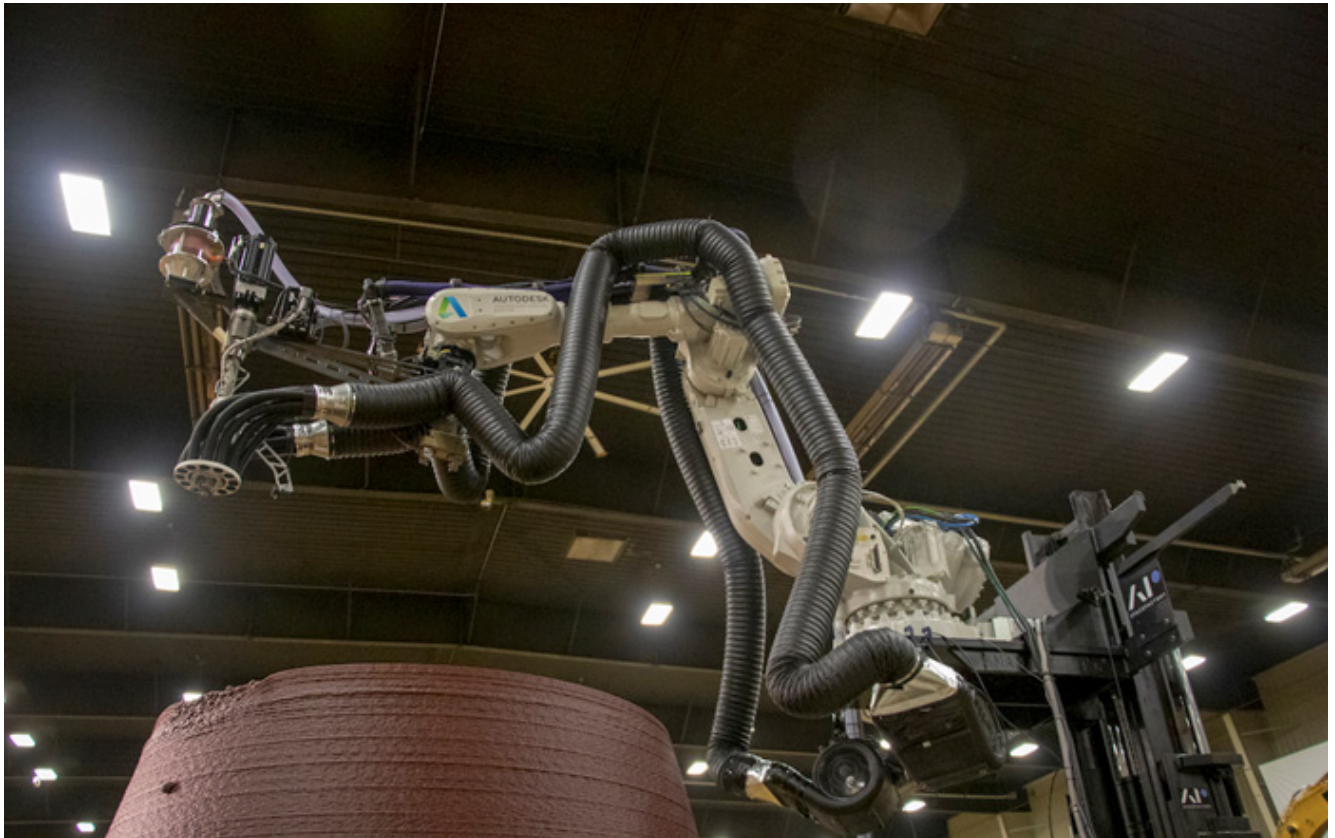


Fig. 70 Robot ABB modificado de Autodesk, montado en una horquilla durante la fabricación de MARSHA [85]

Si bien la normativa del 3d Printed Habitat Challenge de NASA no menciona un método predilecto para la construcción de los hábitats, sí considera la capacidad del sistema para ser utilizado en una mayor escala. En base a esto

se podría asumir que el método de extrusión de material asistido por brazo robótico estaría dentro de un estándar aceptable de NASA en cuanto a su aplicación en la construcción de hábitats en entornos extraterrestres [86].



Fig. 71 Utilización de un secador de pellets como método para aumentar la calidad de la impresión [85]

2.6.2 Sistemas de Masa

2.6.2.1 Ladrillos Marcianos

La producción de ladrillos en Marte podría ser esencial para la construcción de un hábitat permanente. Se ha estudiado la posibilidad de manufactura in-situ, concluyéndose que el método de prensa fría es el más adecuado para el contexto marciano. Estos ladrillos son conocidos también como "Duricrete" [61].

Este método consiste en una mezcla sencilla de arena, mineral de arcilla y agua sin calentar. La mezcla se deposita en un molde, donde recibe una carga constante de aproximadamente 9.8 MPa por medio de una máquina. Luego de ser comprimida, la mezcla es retirada del molde para posteriormente ser medida en su capacidad compresiva.

La máxima fuerza de compresión registrada

por los ladrillos fue de 7.39 MPa, la cual no cumple con el estándar terrestre, pero en Marte podría ser utilizado de igual forma al existir una menor gravedad. Considerando que los ladrillos terrestres tienen una resistencia mayor a 10 MPa y el concreto mayor a 20 MPa, el ladrillo marciano en su contexto planetario podría equivaler a la resistencia del concreto en el contexto terrestre, debido a la menor gravedad, lo que significaría una carga estructural reducida en $1/3$ del total [5] [2].

Cabe mencionar la efectividad del regolito suelto en comparación a la del regolito compactado en términos de protección contra la radiación. La efectividad de escudar contra radiación radica principalmente en la masa del elemento material que ésta atraviesa. Por este motivo, una muralla compuesta por ladrillos compactados de espesor determinado, sería más efectiva al resguardar de la radiación que una misma muralla compuesta por regolito del mismo espesor [5].

Mezcla de Regolito antes de presionar			Condición de Curado	Resultados de Fuerza		
Contenido de Bentonita (%)	Arena (Sílice) Contenido (%)	Contenido de Agua (% de peso de bentonita)		Densidad (g/cm³)	Contenido de Agua (%)	Resistencia a la compresión uniaxial (MPa)
50	50	20	Seco	1.953	13.4	5.67
			No-Seco	1.896	13.4	1.45
70	30	20	Seco	1.963	19.6	7.39
			No-Seco	1.992	19.6	2.00
30	70	20	Seco	1.784	7.5	1.33
			No Seco	1.810	7.5	0.87

Fig. 72 Experimento de prensa fría para examinar el efecto de curado en seco [5]

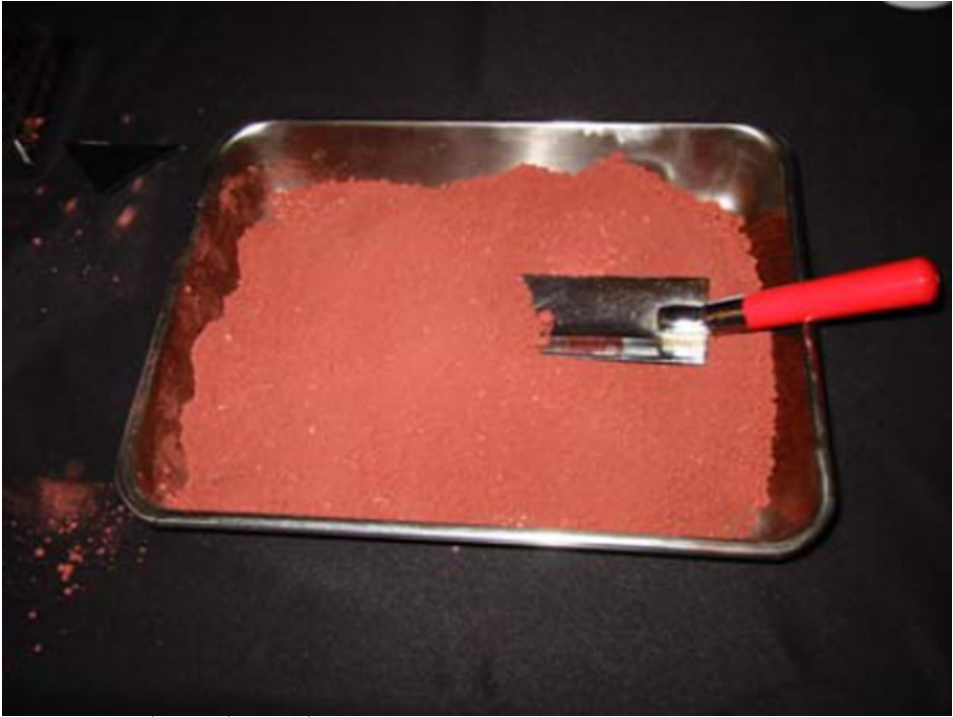


Fig. 73 Simulante de regolito marciano [5]



Fig. 74 Simulante de regolito marciano en molde [5]



Fig. 75 Ladrillo marciano hecho por prensa fría a partir de simulante de regolito marciano [5]

2.6.2.2 Bóvedas

Como se ha explicado anteriormente, el uso y producción de ladrillos nativos en Marte resulta de gran utilidad. En base a esto, el doctor Zubrin propone bóvedas romanas como estructuras compuestas por estos ladrillos.

El principal requerimiento de estas estructuras recae en la necesidad de mantenerlas bajo presión constante desde el exterior. Para la construcción de las bóvedas, se proponen los siguientes pasos:

- 1.- Excavación del terreno
- 2.- Construcción de la estructura
- 3.- Cubrimiento de las bóvedas con una gran cantidad de regolito
- 4.- Presurización interna de las bóvedas

La cantidad de regolito usado para ejercer la presión externa sobre las estructuras dependerá directamente de la cantidad de aire a presión utilizado al interior de las bóvedas.

El doctor Zubrin procede a detallar el cálculo de presión y los metros de regolito requeridos para mantener a la estructura en equilibrio de fuerzas.

Se propone una presión de aire interno de 5 psi, similar a la utilizada en el *Skylab*. Esto provocaría una presión hacia el exterior de 3.5 ton por metro cuadrado en las bóvedas.

Luego, se tiene que la densidad promedio del regolito marciano es 4 veces la del agua, lo cual significaría que una capa de 2.5 metros de profundidad de regolito sería necesaria para mantener al sistema en compresión. [2]

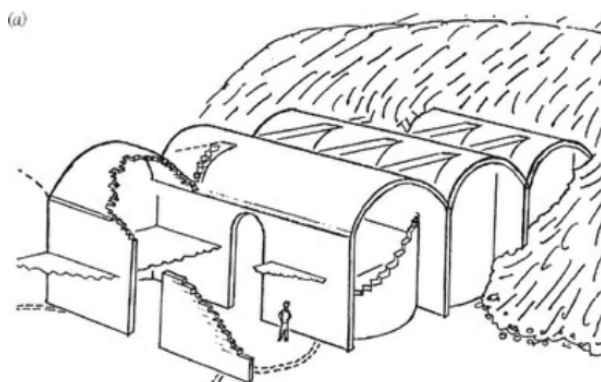


Ilustración 5 *Série de bóvedas unidas* [2]

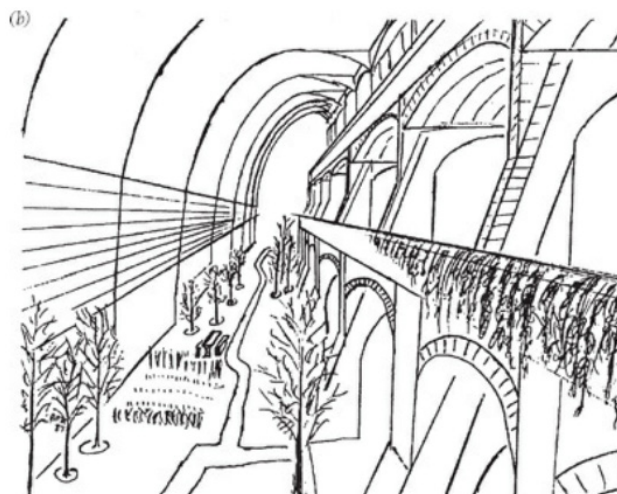


Ilustración 6, *Construcción de un atrio en base a bóvedas* [2]

2.6.3 Sistemas Prefabricados

2.6.3.1 Bases Análogas

2.6.3.1.1 FMARS – Flashline Mars Arctic Research Station

La base FMARS es la primera base análoga fundada y construida por The Mars Society. Se ubica en la isla Devon, en Nunavut Canadá y se emplaza en Haynes Ridge, allende al cráter Haughton.

Su construcción inicia en el año 2000 en suelo estadounidense, se le encargó a la compañía Infrastructures Composites International

(Infracomp) la confección de los componentes de la base utilizando tecnología de fibra de vidrio en forma de panal de abejas.

Los componentes fueron transportados por camión a Moffett Field, California, donde fueron cargados a tres aviones C-130 bajo el mando de la marina estadounidense. Las tres aeronaves se dirigieron al ártico canadiense, donde realizaron 6 lanzamientos en paracaídas exitosos de los componentes de la estación. Sin embargo, el séptimo lanzamiento en paracaídas falló de manera catastrófica.

Simultáneamente, la construcción de la estación fue encargada a un grupo de trabajadores de la ciudad de Resolute, ubicada aproximadamente a 170 kilómetros del sitio de



Fig. 76 Estación de investigación FMARS [2]



Fig. 77 Tripulación de la base FMARS explorando la isla Devon, uno de los ambientes más similares a Marte [2]

construcción, por lo que también se tuvo que considerar el transporte de éstos. [91]

La logística del proceso constructivo de la estación FMARS puede ser comparada a un escenario real de una base marciana. Bajo el modelo de construcción con elementos prefabricados ensamblados y desplegados in-situ, o con elementos prefabricados no ensamblados y contruidos in-situ, es que se

puede dimensionar la importancia crítica de la integridad de todos los componentes. En caso de haber fallado el séptimo transporte de componentes en un escenario marciano, la base hubiese fallado por completo. Este ejemplo refuerza la idea de la utilización de ISRU como medio para la construcción de hábitats en un escenario real.

2.6.3.1.2 MDRS – Mars Desert Research Station

La base análoga MDRS se ubica en el desierto del estado de Utah, EE. UU., y se centra en simular condiciones análogas a Marte para científicos, ingenieros y estudiantes voluntarios que deseen realizar trabajo en terreno sujetos a condiciones de relativa aislación.

Esta base consta actualmente de 6 estructuras, en las que se puede contar el hábitat principal (The Hab), dos observatorios, un invernadero (GreenHab), un domo geodésico (Science Dome) y el módulo de reparación y mantención (RAMM) compuesto por el cuerpo de un helicóptero Chinook reacondicionado.

Con excepción de los observatorios, las estructuras están interconectadas de forma subterránea para permitir a los ocupantes mantenerse inmersos en la simulación.

El hábitat principal, The Hab, es un cilindro de 8 metros de diámetro. Consta de 2 pisos, el primero contiene variadas escotillas, talleres, laboratorios y un baño. El segundo piso alberga los cuartos privados de los habitantes, una sala común y una cocina.

La estructura del hábitat es compuesta por columnas de acero dispuestas en forma radial, las que construyen el esqueleto del hábitat.

Las divisiones internas de la estructura se componen de paneles de yeso y de madera mellada. La estructura cuenta con aislación térmica en las paredes y el techo, sin embargo, éste último debe permanecer parcialmente abierto para permitir la ventilación interna [92] [93].

Ambas bases análogas se componen de elementos prefabricados; los materiales estructurales primarios y secundarios son preconcebidos como una unidad, además se incluyen todos los sistemas sanitarios, eléctricos y térmicos que habilitan el uso integral del hábitat.

Este tipo de estructura prefabricada tiene ventajas en comparación a sistemas de masa construidos in-situ; es posible diseñar todos los sistemas necesarios para el buen funcionamiento del hábitat y ser testeado en una ubicación segura previo al despliegue in-situ.

Sin embargo, los sistemas prefabricados también cuentan con desventajas; su “rigidez” de diseño no los hace aptos para ser empleados como hábitats de uso prolongado, ya que su arquitectura no es lo suficientemente flexible para habilitar una evolución/expansión responsiva a las eventuales nuevas necesidades de un grupo humano.

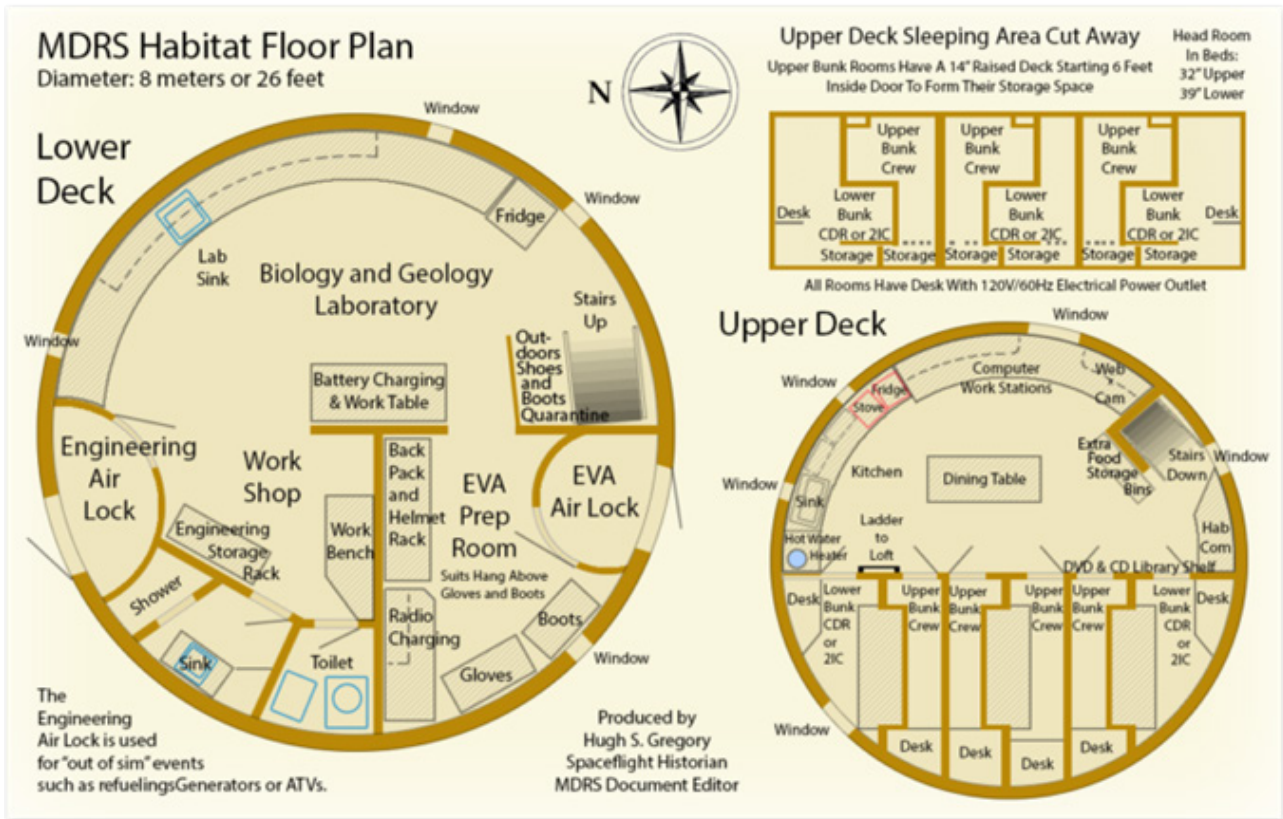


Fig. 78 MDRS plano de hábitat principal [93]

2.6.3.2 Bases Lunares

Actualmente no existe una base habitable en la Luna, por lo que debemos conformarnos con modelos analíticos computacionales los cuales son en principio inexactos, independientemente de su sofisticación y complejidad. Sumado a esto, los hábitats análogos terrestres solo pueden simular

parcialmente los efectos de un hábitat en un ambiente extraterrestre (Luna o Marte) y en ningún caso recrear todas las condiciones extremas de manera simultánea [94].

2.6.3.2.1 Estructuras Rígidas

Existen pequeñas variaciones de nomenclatura para la denominación de las clases de estructuras a utilizar en un escenario lunar o marciano, dentro de las cuales se pueden contar:

- 1- Estructura clase 1 monolítica con todo preintegrado con fines de misiones exploratorias.
- 2- Estructuras clase 2 son prefabricadas e híbridas con módulos inflables para misiones

de asentamiento.

3- Estructuras clase 3 creadas a partir de ISRU con fines de colonización.

En adición a estas estructuras, se recomienda la compartimentalización y espaciado de todo el asentamiento en cuestión, debido a la imposibilidad de diseñar eficazmente contra proyectiles resultantes de explosiones internas. Este problema podría provocar un efecto en cadena de despresurización y de daño catastrófico al asentamiento. De este modo, la compartimentalización y espaciado ayudan a minimizar el posible daño por accidentes imprevistos.

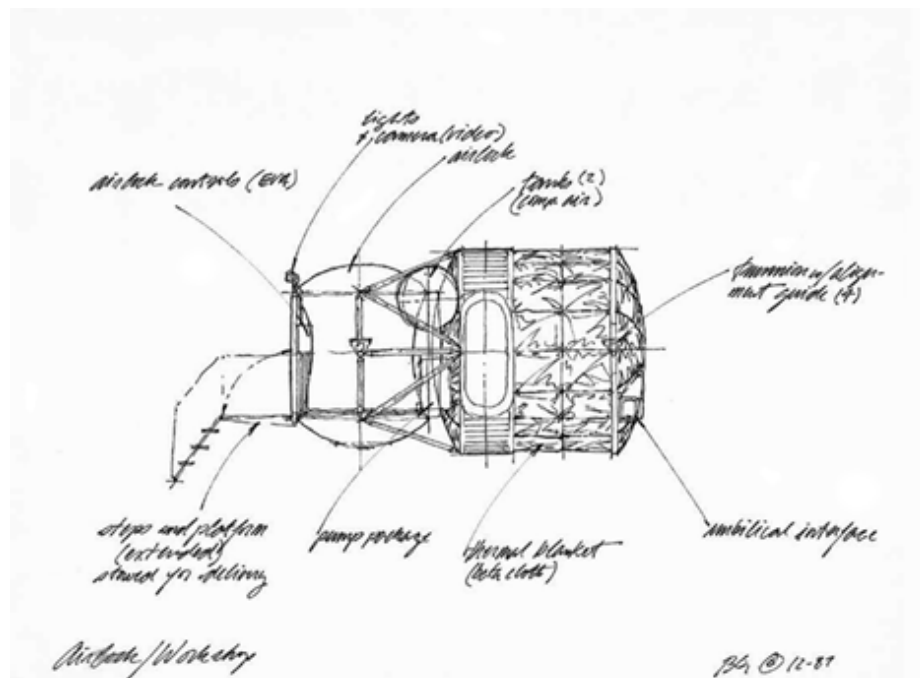


Ilustración 7 Escotilla con escaleras y taller, alzado lateral [94]

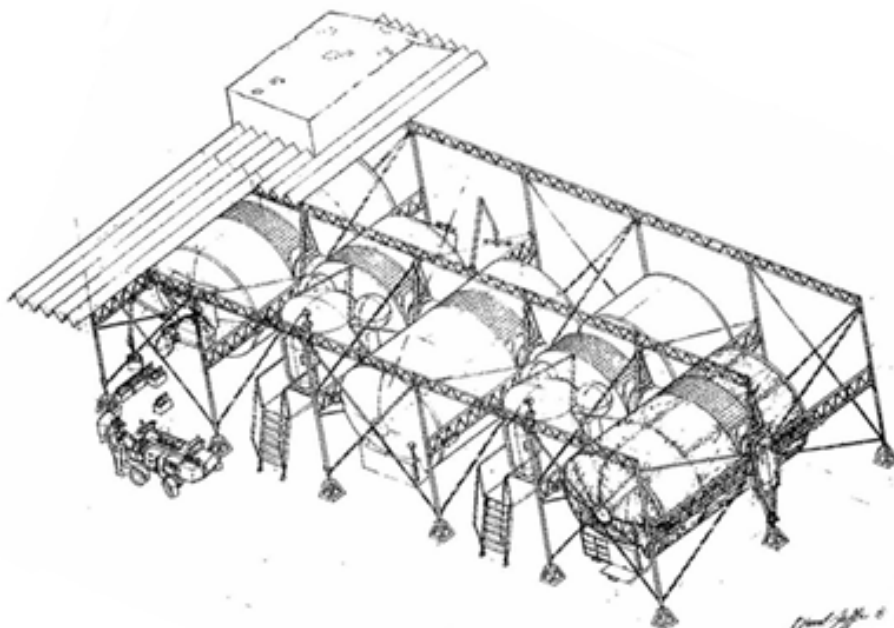


Ilustración 8 Vista isométrica de cilindros conectados por medio de un marco externo, con una cubierta de material corrugado sobre la cual se deposita regolito [94]

La probabilidad de utilizar hábitats rígidos (monolíticos) es la superficie Lunar es alta en un comienzo. Se estima que el uso de ISRU ocurriría de manera simultánea con la introducción de hábitats inflables.

El profesor Haym Benaroya, un destacado académico e ingeniero mecánico y aeroespacial; autor de "Building Habitats on the Moon: Engineering approaches to lunar settlements" ha desarrollado un caso de estudio de un hipotético asentamiento lunar.

Se ha escogido una estructura compuesta de

arcos de tres bisagras por sobre otros tipos de estructura inflable, ya que, al considerar varios factores de construcción, transporte, excavación, etc, el sistema de arcos de tres bisagras demostró ser ligeramente más conveniente.

Todos los componentes de la base son fabricados ex – situ; sólo el regolito lunar es aplicado como material en modalidad ISRU.

El proceso constructivo es relativamente sencillo; en primer lugar, se preparan los paneles para la construcción del piso, donde

son instalados en sus posiciones mediante uniones específicas. Posteriormente, se instalan los arcos siendo apoyados con andamios temporales al centro de la estructura; simultáneamente se atornillan a los paneles que constituyen el piso. Luego se instala el segmento opuesto del arco siguiendo el mismo proceso.

Después se retiran los andamios temporales y se mueven hacia la siguiente ubicación donde se construirá el nuevo segmento. Una vez terminada la extensión total del segmento, se instalan los paneles de los extremos; la

estructura debe ser sellada con material textil especial en las zonas de uniones y juntas. Finalmente se prueba la capacidad de presurización de la estructura, de no haber problemas se procede a cubrir de regolito.

En el contexto específico de la Luna, se hace mención a tener especial cuidado a la hora de soldar las uniones metálicas de la estructura; debido a la diferencia de temperatura durante el día, se recomienda soldar durante la noche, ya que las deformaciones inducidas por diferencia térmica pueden alcanzar los 50 cm.

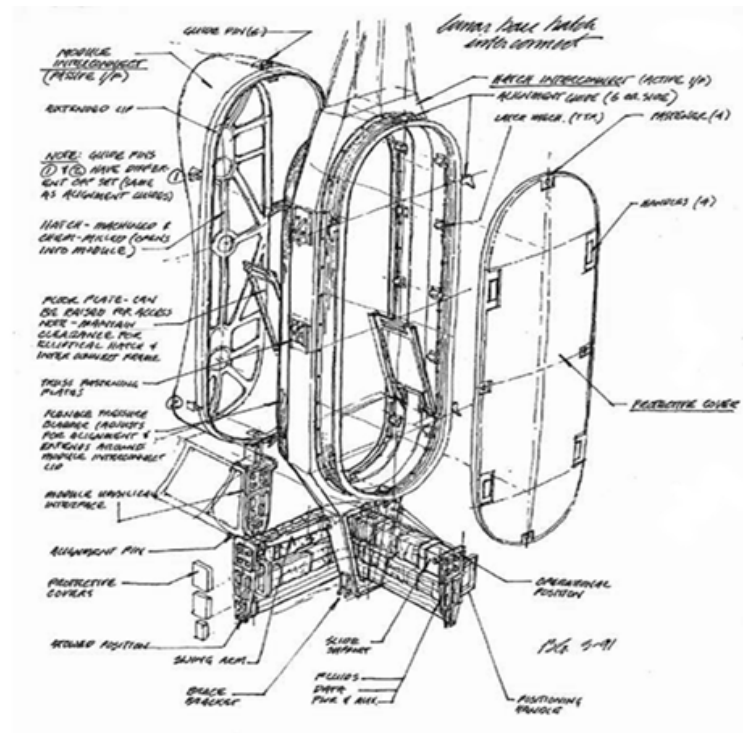


Ilustración 9 Vista explotada de escotilla de base lunar [94]

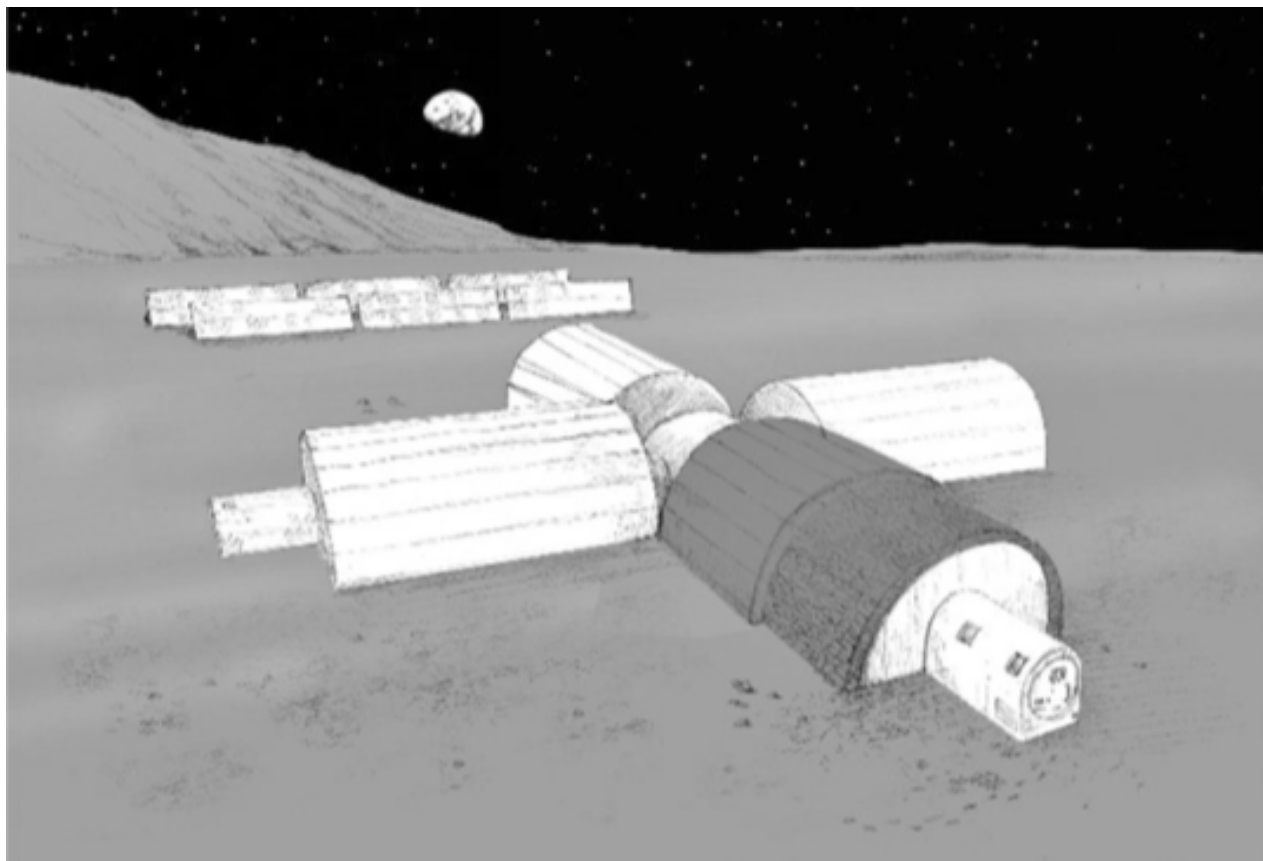


Fig. 79 Concepto de base Lunar, se incluye la protección de regolito, los puertos de acceso y paneles solares [94]

2.6.3.2 Estructuras Inflables

Este tipo de estructura presenta numerosas ventajas por sobre su contraparte rígida; este tipo de estructuras son ligeras, su empaque es más pequeño y por ende más conveniente, pueden ser infladas repetidas veces, pueden ser hasta un 50% más baratas que otras

estructuras desplegables, además pueden ser infladas en varias formas, ofrecen buen comportamiento térmico y mecánico al distribuir las fuerzas en una gran superficie.

Se ha observado que las estructuras multicapa desplegables ofrecen mejor protección contra radiación al ser comparadas con estructuras rígidas, ya que éstas últimas pueden producir

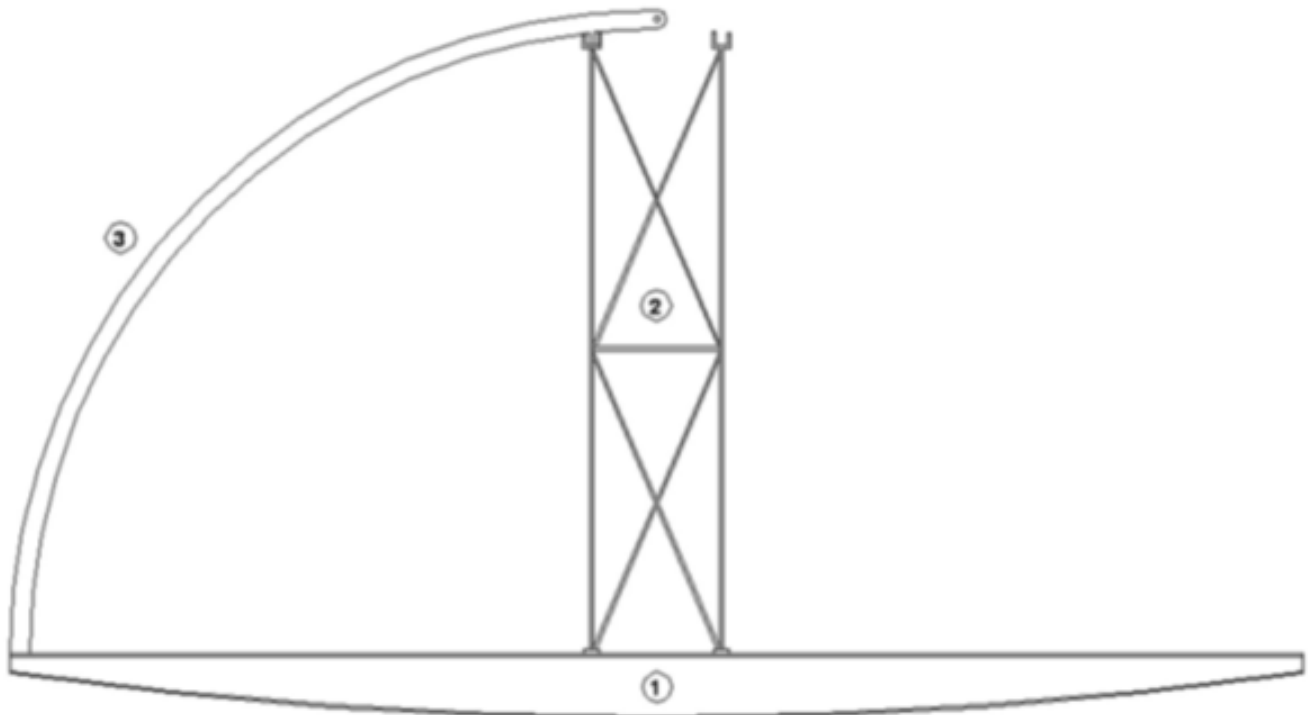


Fig. 8o Secuencia de erección mediante soporte temporal. La traviesa, elemento 1, se coloca sobre la superficie lunar suavizada. A continuación, se coloca un andamio temporal encima de ésta. A continuación, se une un medio arco al extremo izquierdo de la traviesa y se apoya en el andamio. El siguiente paso es unir el medio arco derecho, conectándolo a la traviesa y al medio arco izquierdo, utilizando los conectores que se describen aquí.

efectos de radiación secundaria debido a sus componentes metálicos.

Las estructuras inflables dependen de ciertas tecnologías; empaque, despliegue, rigidización, etc. El empaque consiste en una serie de operaciones de dobleces y enrollos, se debe tener en cuenta en donde se hacen dobleces para no provocar estrés mecánico

innecesario a la estructura. El despliegue puede ser completamente libre al momento de ser inflado o controlado; solo ciertos segmentos inflables se mueven con libertad durante el despliegue.

No existe un único material que cumpla con los requerimientos de una estructura inflable, Por lo general se componen de una serie de

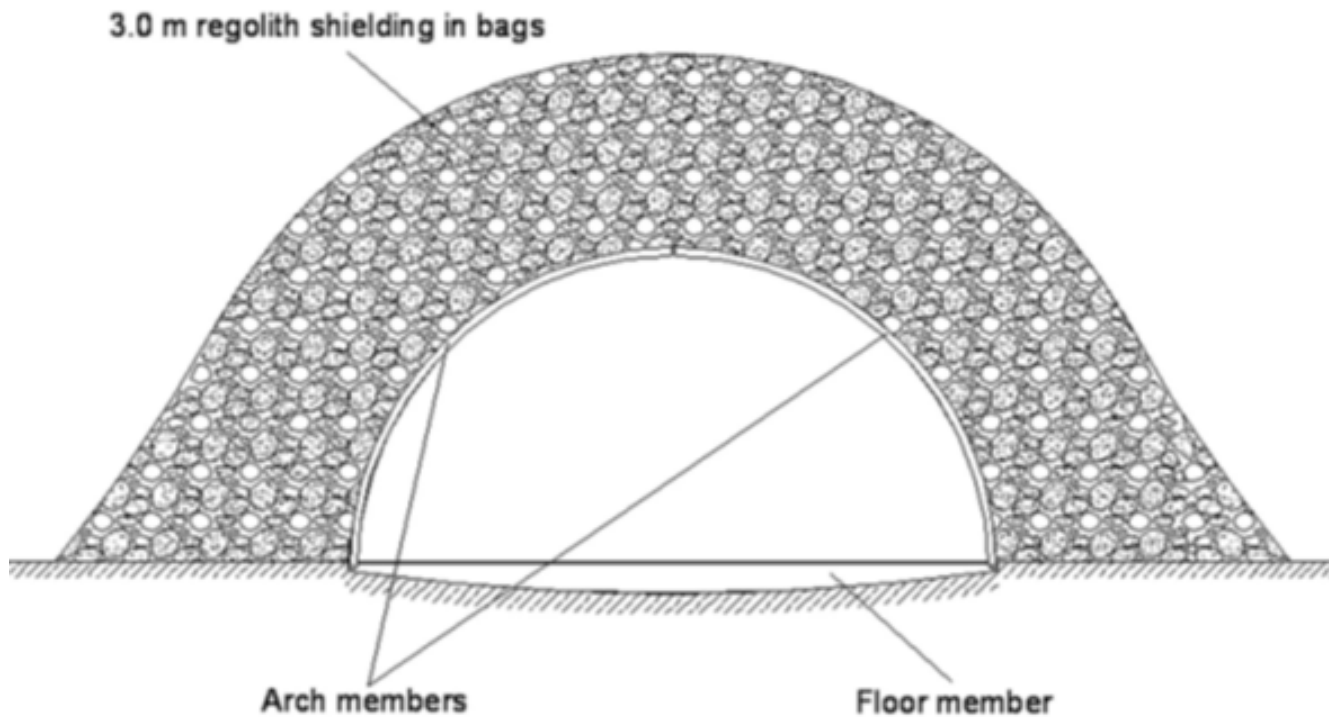


Fig. 81 Estructura cubierta por 3 metros de regolito

materiales distintos que en conjunto proveen la protección necesaria para los entornos adversos en los que las estructuras son desplegadas. La complejidad de una estructura y la fiabilidad de ésta pueden jugar en contra entre sí. El diseño de componentes electrónicos embebidos en la estructura sumado a la capacidad de auto regeneración de ésta desafía la seguridad del sistema estructural.

concepto se puede explicar como el resultado de la suma de diversos factores que contribuyen al bienestar general de sus ocupantes.

Uno de los mejores atributos de un hábitat inflable puede ser su habitabilidad; este

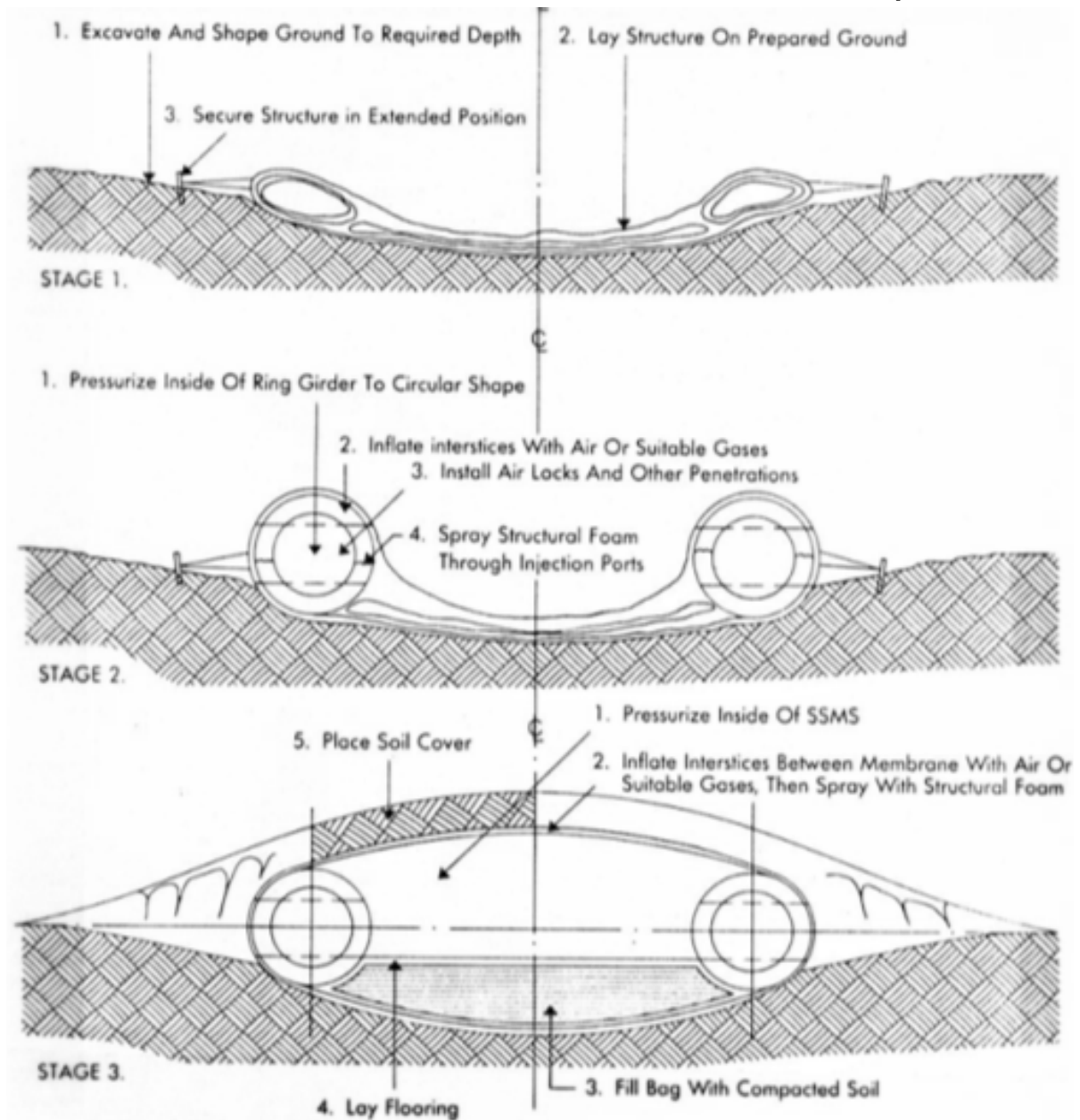


Fig. 82 Secuencia de despliegue de una estructura inflable, desde el momento en que es instalada en un suelo lunar preparado, inflada y posteriormente rigidizada a su forma final. Concepto patentado por Phil Chow y T.Y. Lin International; U.S. Patent 5058330 [94].

III. Desarrollo

3.1

Objetivo General

Desarrollo de aplicación constructiva de material HDPE y Ferrock a base de regolito para complementar hábitats inflables de despliegue instantáneo en Marte

Objetivo Específico 1

3.2

Diseño de una envolvente externa al hábitat inflable, compuesta de módulos de HDPE contenedores de Ferrock a base de regolito.

Objetivo 1: Diseño de una envolvente externa al hábitat inflable, compuesta de módulos de HDPE contenedores de Ferrock a base de regolito.

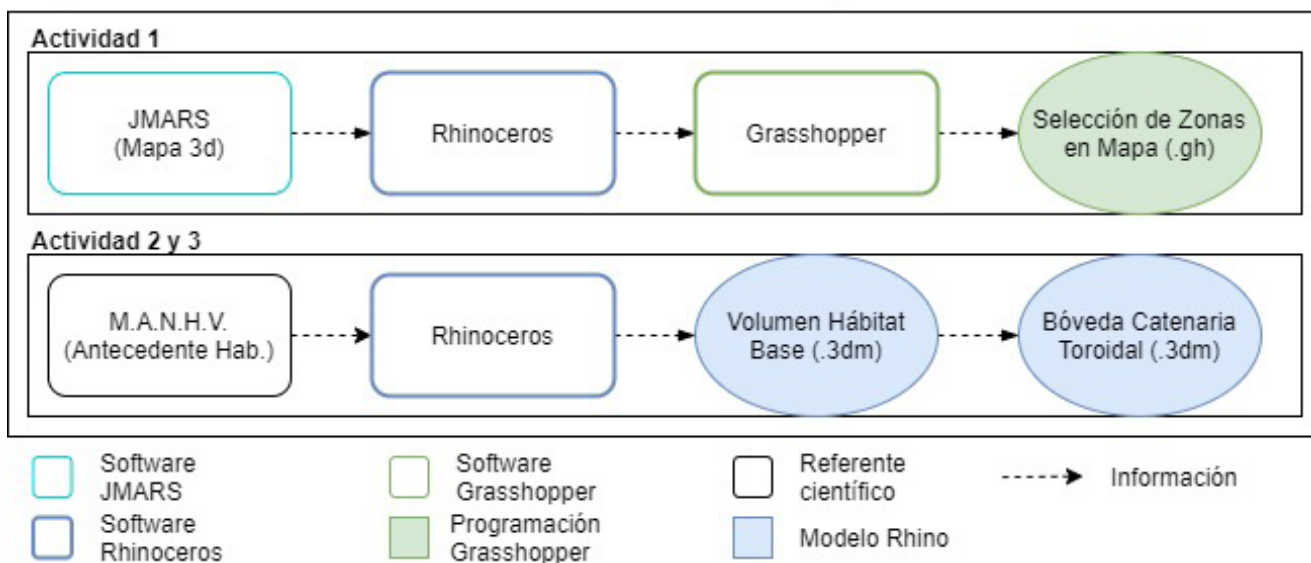


Fig. 83 Metodología Objetivo Específico 1, elaboración propia.

3.2.1 Actividad 1: Selección de ubicación

Si bien el diseño de la propuesta responde directamente a su geografía local, la determinación de la ubicación del proyecto es presentada como un complemento para la construcción de un posible contexto en el cual sería aplicada la propuesta.

En base a esto, la ubicación potencial de la

propuesta se determinará fundamentalmente por datos de NASA, considerando principalmente zonas de interés científico, potencial habitabilidad, zonas habilitadas para aterrizaje, y zonas de extracción de agua hielo.

3.2.1.1 Elección de sitio cercano a depósitos de agua

Gracias a los datos recabados por los satélites orbitadores en Marte, NASA ha creado un

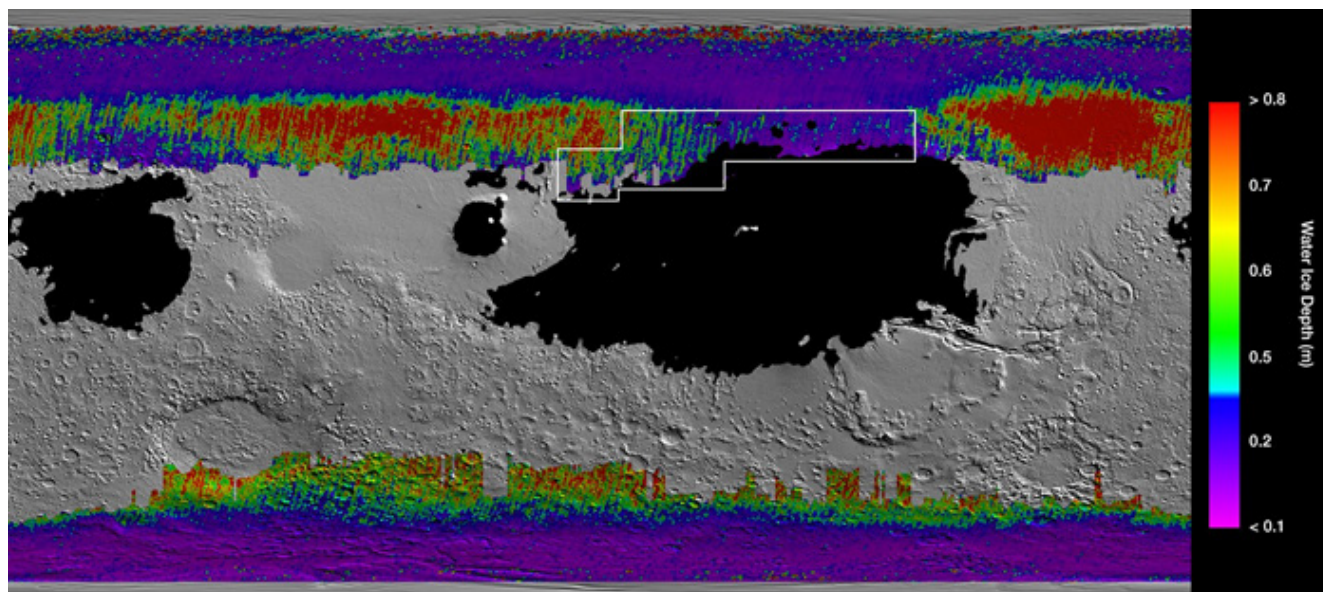


Fig. 84 Representación gráfica de la presencia de agua-hielo bajo la superficie de Marte [87]

mapa que grafica la presencia de agua-hielo a variadas profundidades. Esta agua congelada puede ser de muy fácil extracción, ya que se ha confirmado su existencia a profundidades de hasta una pulgada bajo la superficie. La figura 90 muestra una proyección cilíndrica del área total de Marte, codificando a través de una paleta de colores la presencia y profundidad del agua-hielo. El color rojo representa la mayor profundidad a la que ha sido detectada el agua, superando los 80 cm. Los tonos verdes representan profundidades intermedias, de aproximadamente 60 cm, y los colores violeta representan la presencia de agua hielo a un nivel casi superficial, pudiendo ser encontrada a una pulgada de la superficie. Las áreas de

color negro representan zonas no ideales para el aterrizaje de naves, ya que consisten en material arenoso fino que puede terminar hundiéndolas.

El área enmarcada en blanco representa la zona ideal para la extracción del agua, ya que negocia entre el fácil acceso a los depósitos y su ubicación en la latitud marciana.

3.2.1.2 Elección en base a sitios de interés científico

Al sobreponer esta información con los sitios de interés científico propuestos por diversos workshops del EMC, se puede obtener el siguiente mapa:

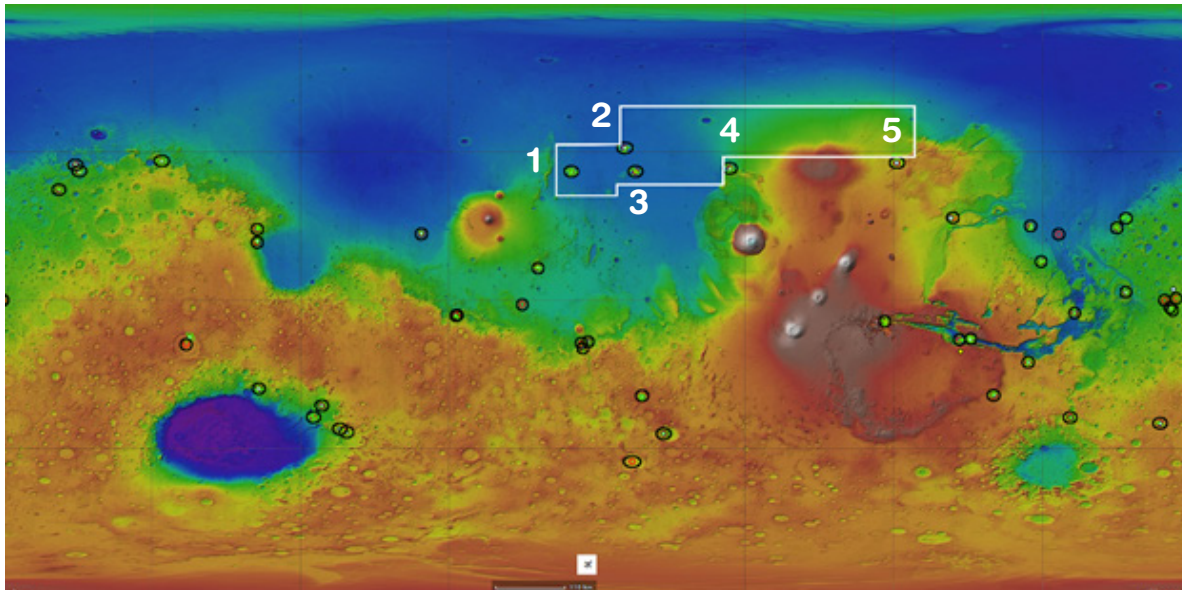


Fig. 85 Proyección cilíndrica MGS MOLA y Mars Express HRSC sobrepuesta con información de área de agua-hielo extraíble y zonas de exploración

Las regiones de interés (ROI) se encuentran cercadas por círculos negros, los que a su vez representan zonas de exploración (EZ); 3 de estas regiones se hallan dentro del área de extracción de agua-hielo, mientras que otras 2 se encuentran en el perímetro inferior. Con esta información es posible acotar los potenciales sitios a 5.

- Sitio 1: Zona de Exploración Phlegra Dorsa
- Sitio 2: Zona de Exploración Amazonis Planitia
- Sitio 3: Zona de Exploración Acheron Fossae
- Sitio 4: Zona de Exploración Erberus Montes
- Sitio 5: Zona de Exploración Tempe Terra

3.2.1.2.1 Zona de Exploración Phlegra Dorsa

Esta zona de exploración se propone con la finalidad del establecimiento de un hábitat permanente, y con el fácil acceso a depósitos de agua. Esta área se caracteriza por una gran cantidad de agua subterránea, baja cantidad de polvo marciano y una cantidad moderada de inercia térmica. Al hallarse a aproximadamente 3900 metros bajo el datum, esta zona contribuye a la desaceleración de naves entrantes y asimismo a una mayor protección contra radiación cósmica ionizante.

La zona contiene regiones de interés de

recursos para ISRU; se han detectado grandes cantidades de agua extraíble y debido a las propiedades geológicas del área, se ha determinado la presencia de materiales de grano fino, los cuales pueden ser de utilidad en la aplicación de ISRU y en construcción, adicionalmente se ha determinado la presencia de silicatos laminares, que pueden contribuir aún más a la producción y construcción [96].

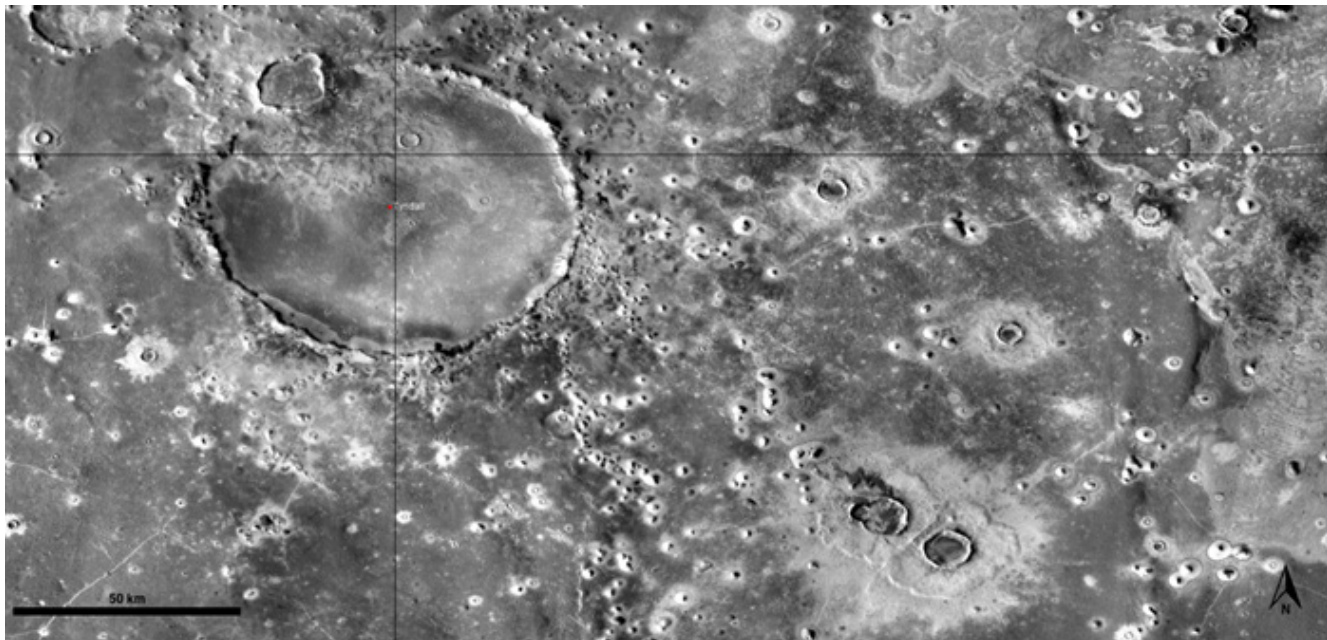


Fig. 86 EZ 1 en Arcadia Planitia, adyacente a Phlegra Dorsa [97]

EZ Name	Abstract #	Science Site Criteria																		Meets First Order Criteria (Latitude, Elevation, Thermal Inertia)	AND/OR	
		Astrobio		Atmospheric Science						Geoscience												
		AND/OR	Potential for organic matter, w/ surface exposure	Noachian/Hesperian rocks w/ trapped atmospheric gases	Meteorological diversity in space and time	High likelihood of surface-atmosphere exchange	Amazonian subsurface or high-latitude ice or sediment	High likelihood of active trace gas sources	Range of martian geologic time; datable surfaces	Evidence of aqueous processes	Potential for interpreting relative ages	Igneous Rocks tied to 1+ provinces or different times	Near-surface ice, glacial or permafrost	Noachian or pre-Noachian bedrock units	Outcrops with remnant magnetization	Primary, secondary, and basin-forming impact deposits	Structural features with regional or global context	Diversity of aeolian sediments and/or landforms				
Phlegra Dorsa	1002	?	?	?	1,3	6,0	4,1	6,0	?	3,4	6,1	4,3	1,0	6,1	1,1	1,0	2,0	4,2	7,0	7,0	7,0	

ISRU and Civil Engineering Criteria																									
Water Resource					Civil Engineering								Food Production			Metal/Silicon Resource									
Quantity for substantial production	Potential to be minable by highly automated systems	Located less than 3 km from processing equipment site	Located no more than 3 meters below the surface	Accessible by automated systems	Potential for multiple sources of ice, ice/regolith mix and hydrated minerals	Distance to resource location can be > 5 km	Route to resource location must be (plausibly) traversable	~50 km2 region of flat, stable terrain w sparse rock distribution	1-10 km length scale: <10°	Located within 5 km of landing site location	Located in the northern hemisphere	Evidence of abundant smaller rocks and bulk, loose regolith	Utilitarian terrain features	Low latitude	No local terrain feature(s) that shadow light collection facilities	Access to water	Access to dark, minimally altered basaltic sands	Potential for metal/silicon	Potential to be minable by highly automated systems	Located less than 3 km from processing equipment site	Located no more than 3 meters below the surface	Accessible by automated systems	Potential for multiple sources of metal/silicon	Distance to resource location can be >5 km	Route to resource location must be (plausibly) traversable
5,2	5,0	5,0	7,0	7,0	6,0	7,0	7,0	5,0	6,0	4,0	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	7,0	5,0	7,0	7,0	5,0	2,0	5,0

Fig. 87 Rúbrica de zona de exploración Phlegra Dorsa [98]

3.2.1.2.2 Zona de Exploración Amazonis Planitia

La determinación de esta zona de exploración se deriva de un estudio general para la determinación de agua presente en el subsuelo marciano. Se tomó como referencia el sitio de aterrizaje del Viking Lander 2 y se estudiaron 5 cráteres de impacto presentes en su vecindad.

Observaciones con HiRISE y análisis de

espectro con CRISM ayudaron a determinar que el material presente en los sitios de impacto correspondía a agua en proceso de sublimación.

Luego del estudio de los 5 sitios, se determinó que el sitio 5 era el óptimo; contiene polígonos definidos, es decir, formaciones geológicas que advierten la presencia de agua en el subsuelo, el sitio contiene escasas rocas y tiene una topografía relativamente plana, sumado

a pocos y pequeños cráteres de impacto adyacentes.

Estos criterios hacen del sitio 5 una región

favorable para la exploración y el desarrollo de ciencia e ingeniería y satisface el requerimiento de un área habilitada para el aterrizaje en una zona rica en agua-hielo [99].



Fig. 88 EZ 2 en Amazonis Planitia [100]

3.2.1.2.3 Zona de Exploración Erebus Montes y Acheron Fossae

Se proponen dos zonas de exploración en las latitudes superiores de Marte; se piensa que estas regiones contienen abundante agua-hielo en el estrato superior del regolito (>1 m), el cual ha existido por más de 20 millones de años. Esto significa que las regiones son de interés científico y de utilización de recursos.

Sumado a la presencia de agua, ambas regiones cuentan con presencia considerable de hierro y silicio, elementos relevantes en el uso de ISRU.

Erebus Montes (192.1°E , 39.0°N) tiene variedad de puntos de interés científico, en los que se destacan áreas reveladas del subsuelo por impactos de meteoritos.

Acheron Fossae (220.6°E, 39.8°N) tiene una historia geológica interesante; se han identificado antiguos flujos de lava en las cercanías y evidencias del paso de glaciares antiguos. Instrumentos sugieren que se encuentra una gran cantidad de agua-hielo en las capas superiores de regolito.

Las principales ventajas de estas áreas radican

en la homogeneidad del terreno, lo que implica facilidad para la ejecución de diversos programas exploratorios o industriales, y de su ubicación respecto al datum (-3.98 km y -3.15km respectivamente) lo que facilita el proceso de las naves para aterrizar. Sumado a esto, los datos sugieren que existe una considerable presencia de regolito suelto, lo que puede ser ventajoso para su utilización ISRU [96].

EZ Name	Abstract #	Science Site Criteria																		Meets First Order Criteria (Latitude, Elevation, Thermal Inertia)	AND/OR	
		Astroble		Atmospheric Science						Geoscience												
		AND/OR		Potential for organic matter, w/ surface exposure	Noachian/Hesperian rocks w/ trapped atmospheric gases	Meteorological diversity in space and time	High likelihood of surface-atmosphere exchange	Amazonian subsurface or high-latitude ice or sediment	High likelihood of active trace gas sources	Range of martian geologic time; datable surfaces	Evidence of aqueous processes	Potential for interpreting relative ages	Igneous Rocks tied to 1+ provinces or different times	Near-surface ice, glacial or permafrost	Noachian or pre-Noachian bedrock units	Outcrops with remnant magnetization	Primary, secondary, and basin-forming impact deposits	Structural features with regional or global context	Diversity of aeolian sediments and/or landforms			
		Potential for past habitability	Potential for present habitability/refugia																			
Erberus Montes	1011	0.2	0.6																	?	0.2	?
Acheron Fossae	1011	?	0.7	?	0.3	?	7.0	7.0		5.0		5.0	?	7.0	0.3	?	5.0	3.0	?	7.0	?	

ISRU and Civil Engineering Criteria																									
Water Resource					Civil Engineering					Food Production			Metal/Silicon Resource												
Quantity for substantial production	Potential to be minable by highly automated systems	Located less than 3 km from processing equipment site	Located no more than 3 meters below the surface	Accessible by automated systems	Potential for multiple sources of ice, ice/regolith mix and hydrated minerals	Distance to resource location can be >5 km	Route to resource location must be (plausibly) traversable	~50 km2 region of flat, stable terrain w sparse rock distribution	1-10 km length scale: <10°	Located within 5 km of landing site location	Located in the northern hemisphere	Evidence of abundant smaller rocks and bulk, loose regolith	Utilitarian terrain features	Low latitude	No local terrain feature(s) that shadow light collection facilities	Access to water	Access to dark, minimally altered basaltic sands	Potential for metal/silicon	Potential to be minable by highly automated systems	Located less than 3 km from processing equipment site	Located no more than 3 meters below the surface	Accessible by automated systems	Potential for multiple sources of metals/silicon	Distance to resource location can be >5 km	Route to resource location must be (plausibly) traversable
6.0	6.0	2.0	6.0	2.0					3.3	2.0	6.0	?	?		6.0	?	?	2.0	?	2.0	0.2	?			
7.0	7.0	2.0	7.0	2.0					5.2	2.0	7.0	?	?		7.0	?	?	2.0	2.0	2.0	0.2	?			

Fig. 89 Rúbrica de zona de exploración Erberus Montes y Acheron Fossae [98]

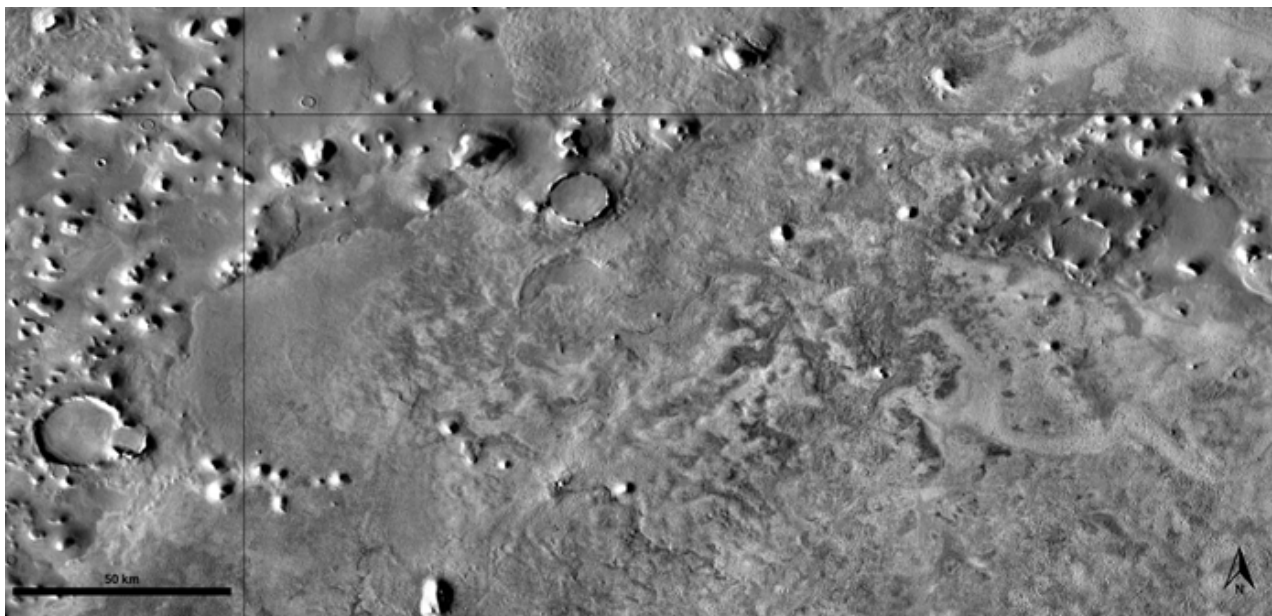


Fig. 90 EZ 3 Erberus Montes [101]

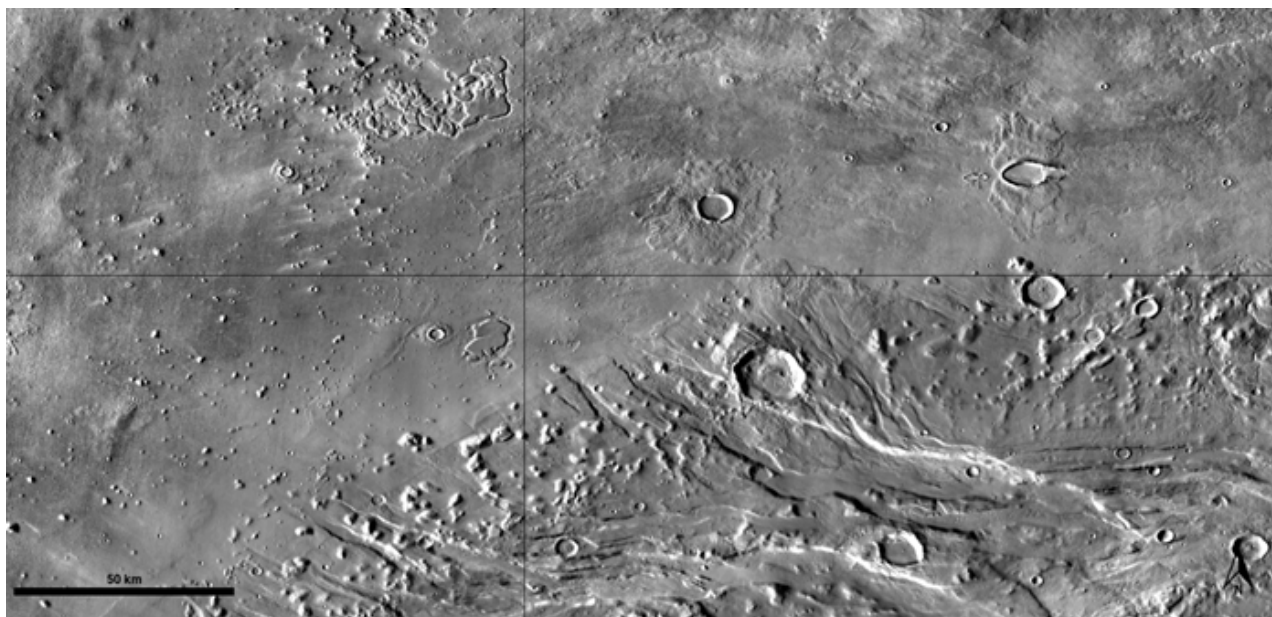


Fig. 91 EZ 4 Acheron Fossae [102]

3.2.1.2.4 Zona de Exploración Tempe Terra

Esta EZ se ubica en la región de Tempe Terra al este de Alba Mons, contiene una variedad de unidades geológicas de interés científico dentro de las cuales se destaca una unidad denominada ANa 1, la cual contiene gruesas capas de hielo y de la cual se sospecha que

podría albergar vida al permitir agua líquida en su interior.

Se ha confirmado que dicha área contiene una de las mayores cantidades de agua-hielo en Marte, la cual es accesible con la tecnología actual de ingeniería. Adicionalmente se han detectado silicatos concentrados alrededor de zonas de impacto dentro del EZ [96].

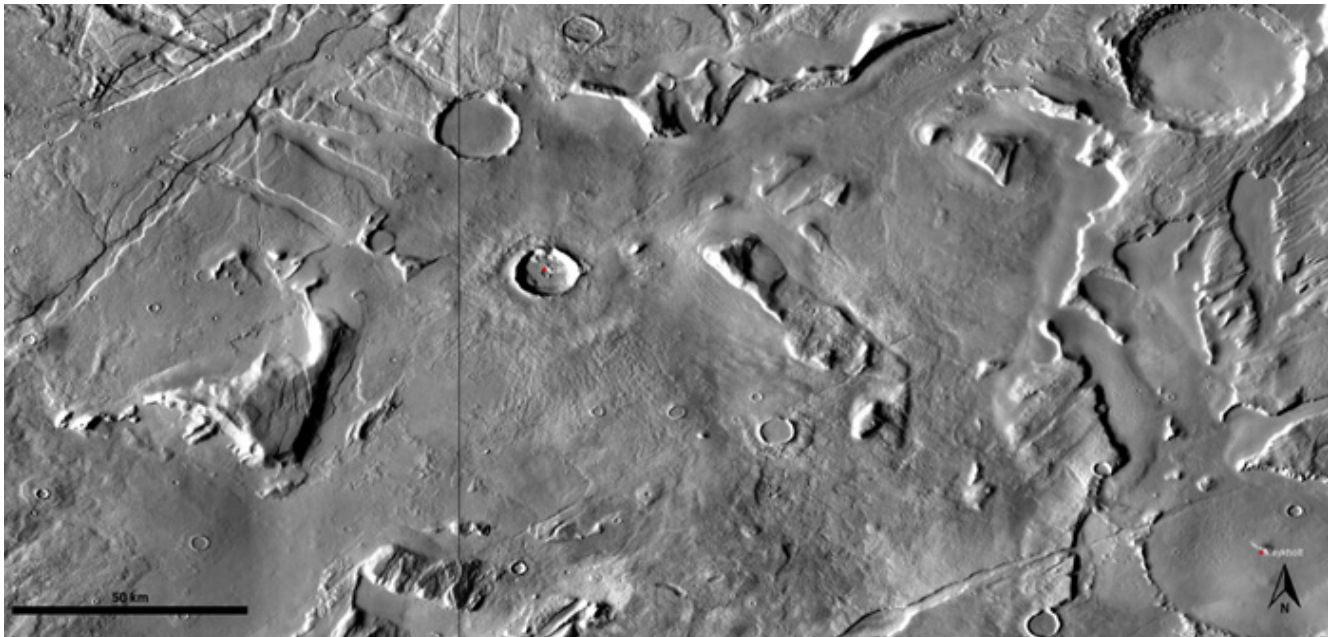


Fig. 92 EZ 5 Tempe Terra [103]

3.2.1.3 Elección de sitio cercano a marca geográfica de altura

Con el fin de optimizar la ubicación de un posible asentamiento, se analizarán los 5 sitios propuestos anteriormente para encontrar aquellos puntos del mapa en los que el hábitat inflable se encuentre en la posición más resguardada por la topografía local. En base a los mejores resultados se seleccionará uno o más sitios donde el cascarón será modelado y evaluado.

Se configuró el algoritmo de manera tal para dar con los 15 puntos del mapa más resguardados por la topografía local, y agrupándolos en polígonos a modo de definir potenciales zonas de evaluación del cascarón.

Para los sitios Acheron Fossae y Tempe Terra se utilizaron 30 puntos de evaluación, ya que sus terrenos presentan una desviación estándar mucho mayor a los demás terrenos, lo cual significa que sus topografías presentan una mayor variación de nivel, esto es beneficioso para el caso de estudio.

Phlegra Dorsa (1)

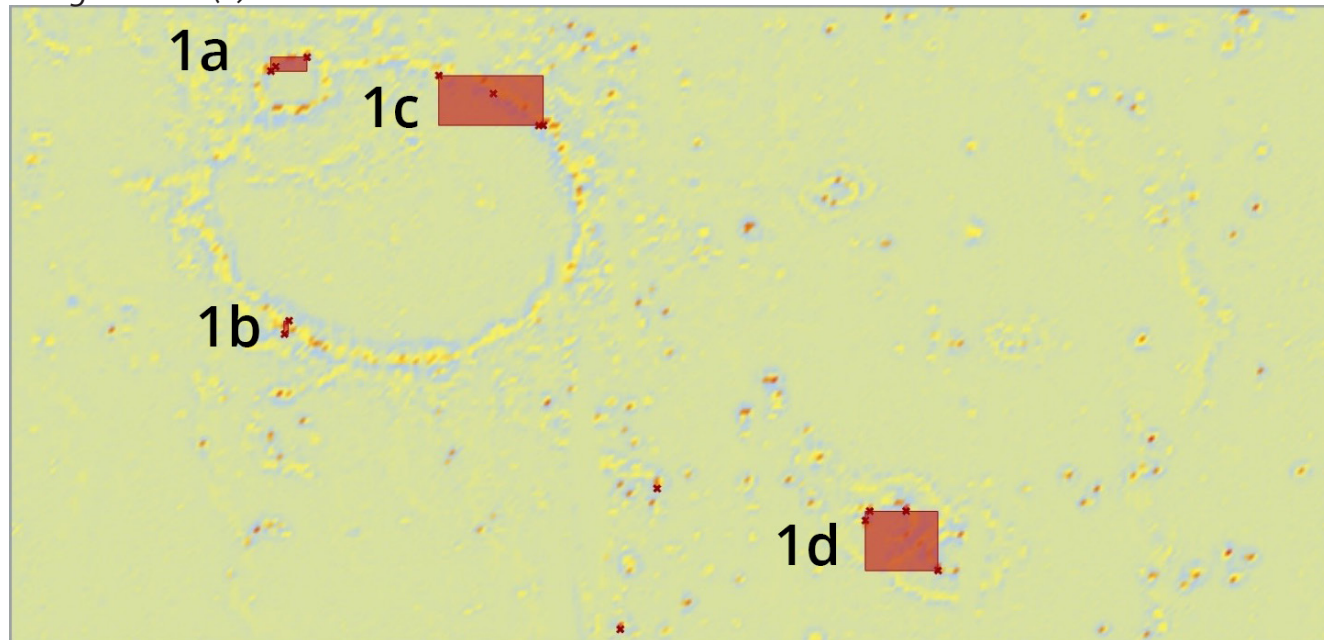


Fig. 93 Sitios seleccionados en Phlegra Dorsa, elaboración propia

Altura máxima: -3182 m

Altura mínima: -4047 m

Altura promedio: -3875,766 m

Desviación estándar: 97,634 m

Amazonis Planitia (2)

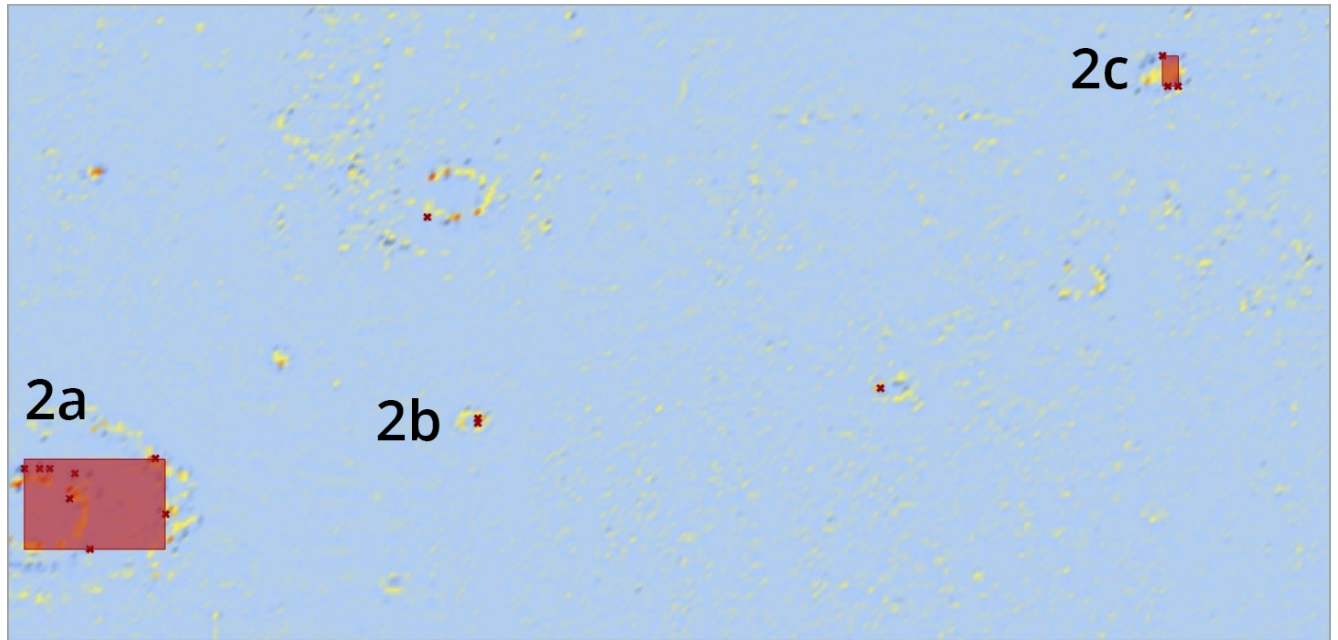


Fig. 94 Sitios seleccionados en Amazonis Planitia, elaboración propia

Altura máxima: -3702 m

Altura mínima: -4133 m

Altura promedio: -4039,088 m

Desviación estándar: 28,967 m

Erberus Montes (3)

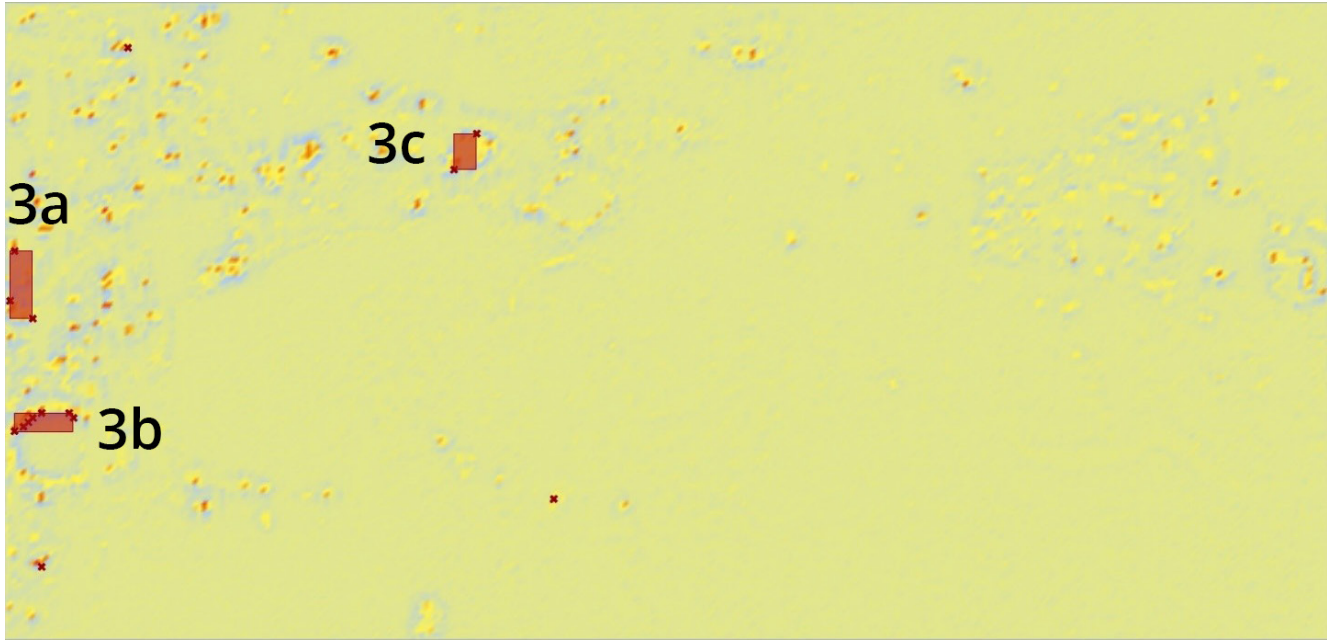


Fig. 95 Sitios seleccionados en Erberus Montes, elaboración propia.

Altura máxima: -2761 m

Altura mínima: -4213 m

Altura promedio: -3926,45 m

Desviación estándar: 118,009 m

Acheron Fossae (4)

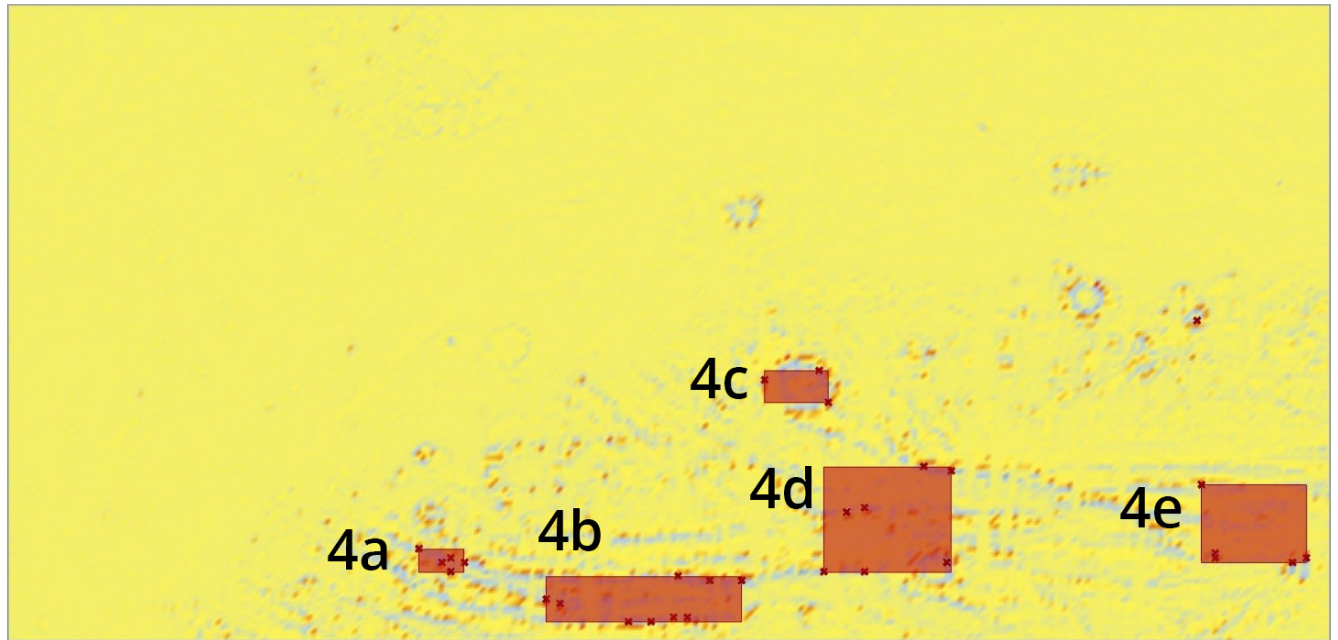


Fig. 96 Sitios seleccionados en Acheron Fossae, elaboración propia

Altura máxima: 102 m

Altura mínima: -3816 m

Altura promedio: -2598,975 m

Desviación estándar: 904,146 m

Tempe Terra (5)

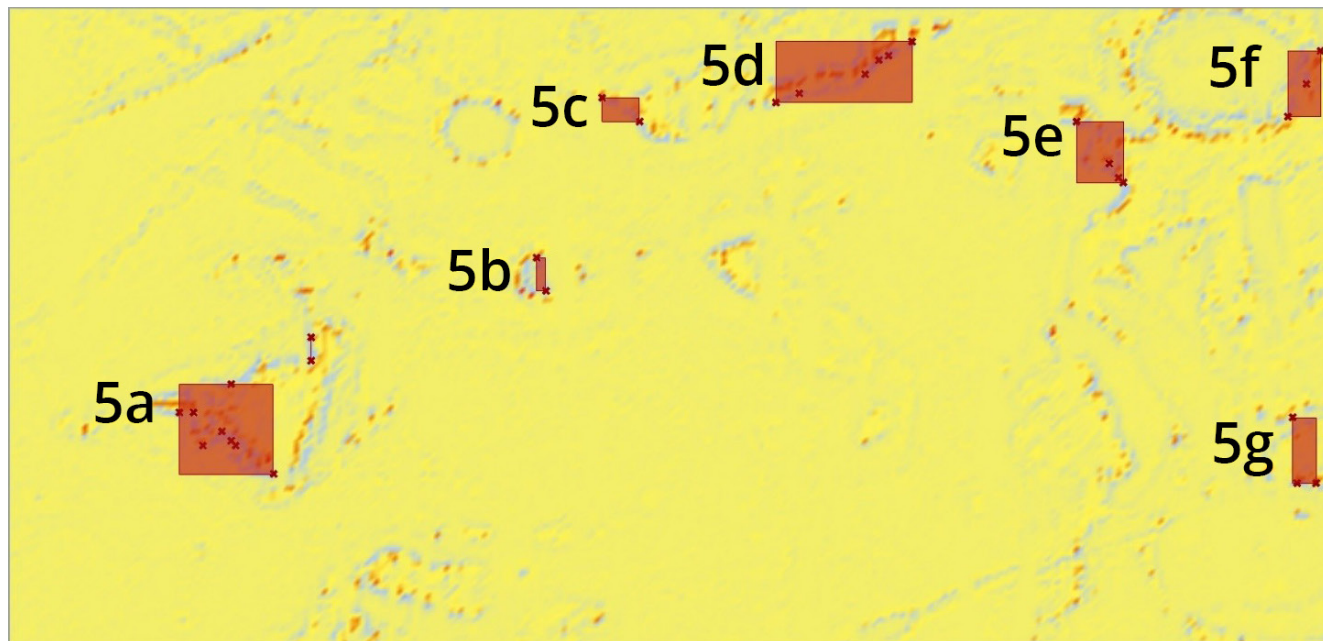


Fig. 97 Sitios seleccionados en Tempe Terra, elaboración propia

Altura máxima: 2993 m

Altura mínima: -462 m

Altura promedio: 725,699 m

Desviación estándar: 406,805 m

Si bien Acheron Fossae y Tempe Terra presentan la mayor cantidad de desviación estándar de nivel de terreno, y por lo tanto, las zonas más convenientes para la evaluación del proyecto, su resolución nativa provista por la plataforma JMARS es baja. Esto repercute de forma negativa en la programación de selección de terreno, ya que el material con el que se trabaja no es el óptimo, por lo que los resultados finales no serían los más fidedignos.

Sin embargo, la metodología de selección de terreno se sigue presumiendo válida en el caso de contar con modelos más detallados de mapas. Se estima que el modelo de selección de terrenos podría ser útil para determinar áreas preliminares con la baja resolución actual, para posteriormente reevaluarlas en sitios específicos con mayor resolución gracias a la data provista por algún orbitador marciano.

En base a lo anterior, se decide utilizar la zona 4d de Acheron Fossae con una exageración del 50% de su geometría en el eje Z. Esta posibilidad de exageración de terreno es ofrecida de manera nativa por la plataforma JMARS.

3.2.2 Actividad 2: Diseño volumétrico general de un hábitat inflable

Como se ha estipulado en el capítulo “2.4.4 Espacio Habitable”, NASA ha definido una ecuación para determinar el área mínima que necesitaría un tripulante restringido a un entorno aislado y confinado (ICE) por un periodo determinado de tiempo.

Esta ecuación sucede a un enfoque netamente utilitario del espacio, dejando de lado el concepto de habitabilidad. Es por esto por lo que, posteriormente se establece el concepto de “Minimum Acceptable Net Habitable Volume” (MANHV), el cual toma el concepto de habitabilidad de manera central.

Si se compara una estadía de 500 días en el planeta rojo, desde la doctrina utilitaria, se tiene que:

$$2.27 \times \ln(500 \text{ días}) - 1.83 = 12.27 \text{ m}^2$$

El área mínima por persona es de poco más de 12 m², sin embargo, el posterior estudio de MANHV propone un área dos veces más grande, de 25 m² por persona, lo cual es adecuado para un contexto como el que se propone en la presente investigación; las personas que habiten un asentamiento permanente en Marte deberán disponer de una habitabilidad cualitativamente similar a la que ofrecería un planeta como la

Tierra, en pos de su salud mental y física. se propone en la presente investigación; las personas que habiten un asentamiento permanente en Marte deberán disponer de una habitabilidad cualitativamente similar a la que ofrecería un planeta como la Tierra, en pos de su salud mental y física.

3.2.2.1 Modelo Cilíndrico

En base a lo anterior, se tomará como un volumen de estudio al hábitat prefabricado propuesto por el MANHV. Este volumen consiste en un cilindro de radio 3 m con aristas redondeadas en sus extremos, su largo total es de casi 15 m y puede albergar a 6 personas en su capacidad máxima.

Para efectos prácticos, este volumen será considerado como un hábitat inflable en vez de uno monolítico, ya que en el contexto de la propuesta la expansión de la presencia humana en Marte será principalmente por la implementación de hábitats ligeros de poco volumen, es decir, por hábitats inflables en una fase de colonización intermedia.

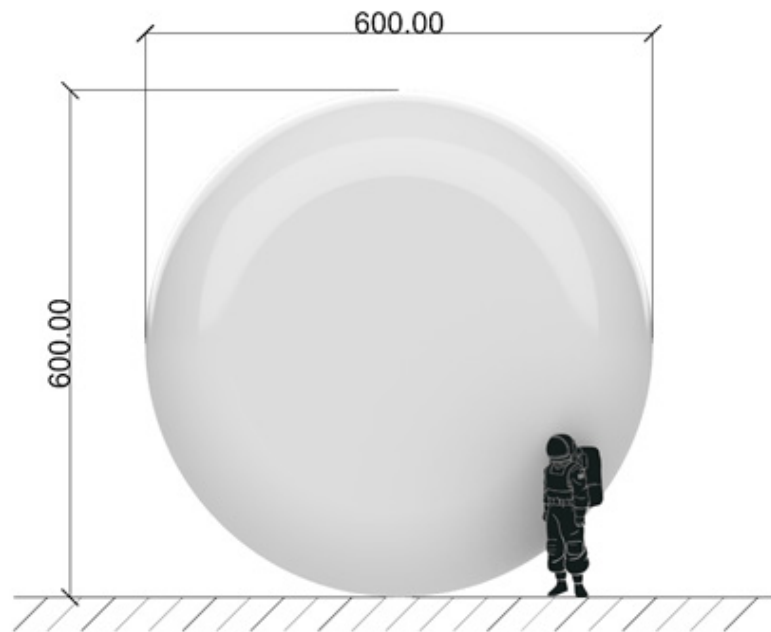


Fig. 98 Elevación frontal de módulo inflable, elaboración propia

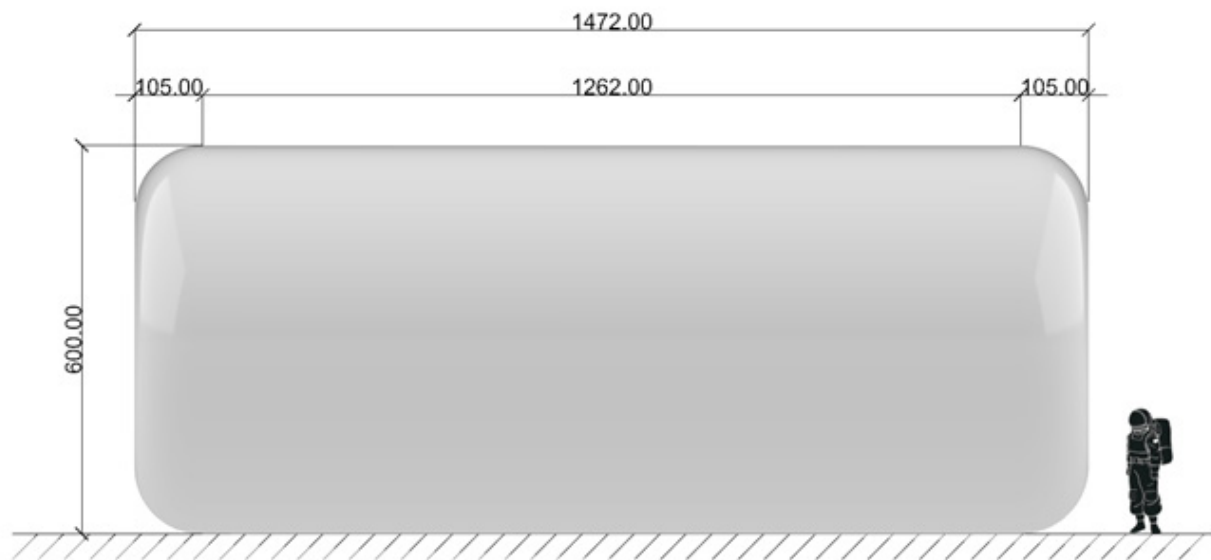
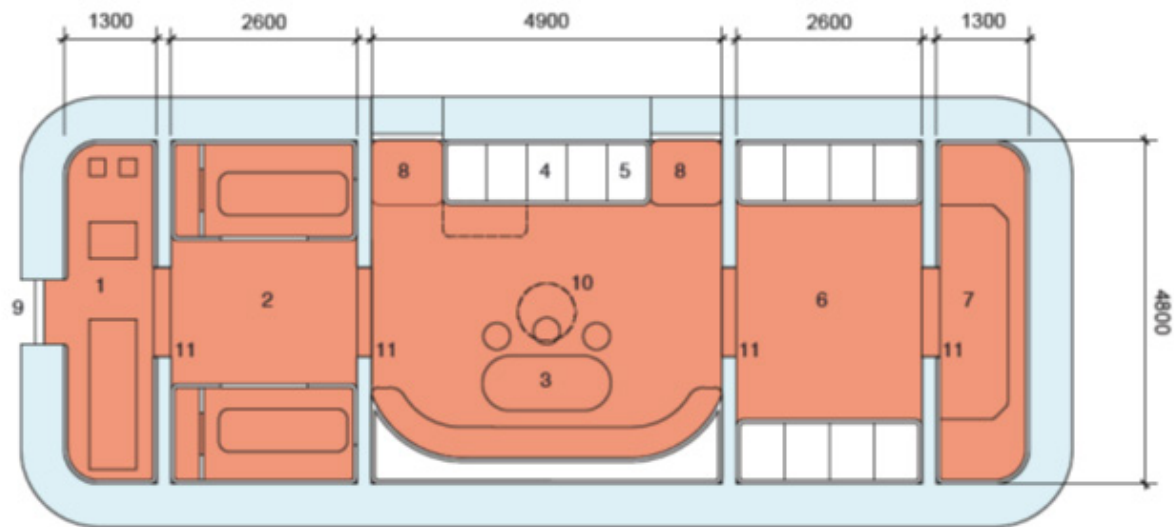


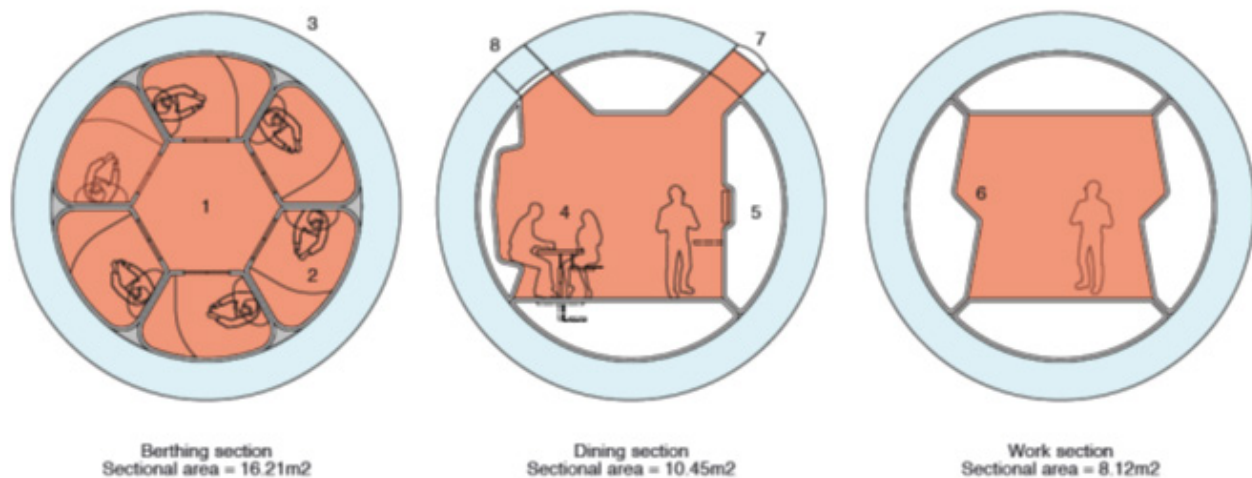
Fig. 99 Elevación lateral de módulo inflable, elaboración propia



Key		Volumes		Net Habitable Volume	
1	Exercise space and EVA suit don/doff area	Berthing	42.36m3	6 person crew	150m3 / 6
2	6 berths of 5.43m3 each	Recreation/dining	49.95m3	per person	25m3
3	Recreation with hydraulic table and stools	Workspace	21.29m3		
4	Galley	Exercise	17.55m3		
5	Hydroponics integral to galley	Hygiene	17.55m3		
6	Laboratories and work space	Bulkheads	1.30m3		
7	Hygiene	TOTAL	150.00m3		
8	Access to stowage				
9	Hatch				
10	Window seat above				
11	Bulkheads define zones	NASA net			

NASA net habitable volume consensus
Volume calculation exercise
Hugh Broughton Architects
February 2014

Fig. 100 Áreas funcionales y volúmenes dentro del hábitat [57]



Key

- 1 Circulation space 2m wide
- 2 6 berths of 5.43m³ each
- 3 Stowage etc around perimeter
- 4 Dining/recreation with hydraulic table and stools
- 5 Galley
- 6 Laboratories and work space
- 7 Window
- 8 Access to stowage

NASA *not* habitable volume consensus
Volume calculation exercise

Hugh Broughton Architects
February 2014

Fig. 101 Vista detallada de área de atraque, comedor y espacio de trabajo dentro del hábitat para misiones de exploración [57]

3.2.2.2 Modelo Toroidal

En base al desempeño radiológico presentado por el modelo cilíndrico, se ha decidido utilizar la misma sección circular de éste, curvando el cilindro sobre sí mismo para formar un toroide.

El diseño toroidal otorga una nueva dimensión arquitectónica al hábitat, creando un espacio interior central desde el cual los ocupantes pueden observar su propia dimensión de habitáculo.

Sumado a esto, el acto de curvar al cilindro para formar un toroide implica una protección radiológica adicional para cualquier persona que lo habite, ya que, a diferencia del modelo cilíndrico, en el modelo toroidal el espesor de las paredes se incrementa en todas las posiciones posibles relativas a un habitante del toroide.

Esto es beneficioso en términos radiológicos ya que se está aumentando la cantidad de masa que protege a los ocupantes sin necesariamente aumentar el espesor de las

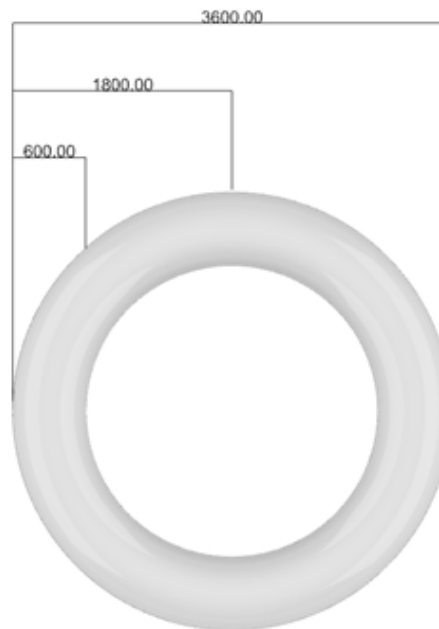


Fig. 102 Vista superior de volumen toroidal, elaboración propia

paredes. Además, la figura geométrica del toro es ideal para mantener presiones internas.



Fig. 103 Sección media del volumen toroidal, elaboración propia

3.2.3 Actividad 3: Diseño de envolvente general sobre un hábitat inflable teórico.

3.2.3.1 *Bóveda catenaria simple*

Inicialmente la envolvente o cascarón se piensa como una estructura lineal de curvatura simple; una bóveda sencilla posada sobre el hábitat inflable, el cual también es de carácter lineal (cilíndrico).

Esta geometría sencilla presenta algunos problemas; en primer lugar, los extremos de la bóveda quedan desprovistos de protección, por lo que surgen dos alternativas:

- 1) Extender la longitud de la bóveda más allá de la extensión del hábitat inflable.
- 2) Desarrollar una geometría especial para cubrir los extremos.

La alternativa 1 es poco práctica ya que se requiere mucho material en caso de no existir protección topográfica cercana (protección atmosférica significativa sólo en ángulos menores a 5°), por lo que se tiene resultados totalmente inviables en donde la extensión de la bóveda supera varias veces la un módulo singular (fig. 106).

La alternativa 2 es mucho más práctica, sin embargo, presenta sus propias dificultades implícitas en las geometrías de cierre; se deben fabricar piezas diferentes a las que ya cubren el módulo original (fig. 107).

Además, en caso de expansión del hábitat, se deben resolver las intersecciones en ángulo de las bóvedas simples, lo cual implica otro set de nuevas piezas.



Fig. 104 Extensión excesiva de bóveda en pos de proteger al hábitat de radiación, elaboración propia.

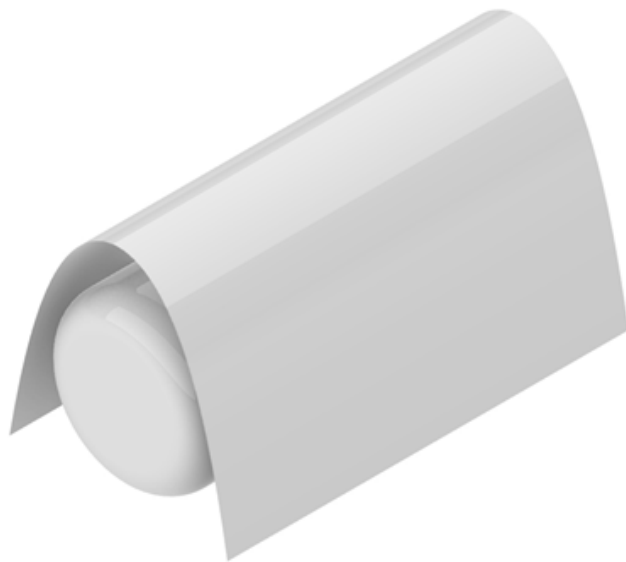


Fig. 105 Bóveda inicial de curvatura simple, elaboración propia

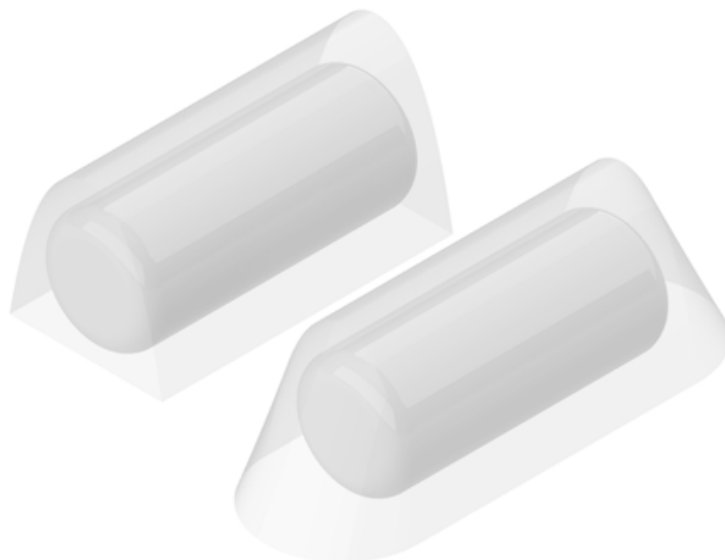


Fig. 106 Cerramiento planar y curvo de bóveda simple, elaboración propia

3.2.3.2 *Bóveda catenaria toroidal*

El cascarón inicial se concibe a partir de una catenaria invertida revolucionada desde el centro del toroide, la que forma una bóveda sobre el mismo. Esta geometría se escoge por 3 razones:

1) Comportamiento estructural:

La forma de la catenaria invertida es la forma óptima de un arco, ya que las cargas verticales se transmiten en su misma dirección. Siendo aplicada al caso, la bóveda catenaria se comporta como una geometría totalmente eficiente.

2) Comportamiento radiológico

Una de las formas de medir los efectos de la radiación ionizante es a través de simulaciones de rayos, con cada rayo cargando cierta cantidad de energía, la cual disminuye conforme éste atraviesa materia.

Si se toma una sección plana de la bóveda catenaria con un espesor constante de 5 cm, el espesor de material que debería atravesar un rayo con vector hacia el centro del toroide contenido por la catenaria debería ser mayor o igual a 5 cm, ya que en ciertos puntos el rayo podría coincidir con la normal de la superficie de la catenaria, atravesando solo 5 cm, pero en la gran mayoría de los casos los otros

rayos atravesarían al material en un ángulo, incrementándose el espesor efectivo de la bóveda.

En caso contrario, si el toroide estuviese contenido por una geometría de sección circular, un offset del mismo, el espesor que atravesarían los rayos con vector hacia el centro del toroide sería de 5 cm constantes, lo cual no sería óptimo en términos radiológicos ya que los rayos atravesarían siempre el espesor mínimo posible de la bóveda.

Además, como el toroide es una geometría doblada sobre sí misma, provee de manera pasiva mayor protección de radiación a cualquier persona que se halle en su interior, ya que una fracción de los rayos deberá atravesar 2 espesores extra de toroide antes de llegar al habitante.

La sumatoria de espesores de la figura 105 a) corresponde a 93.08 cm de espesor, una suma mayor a la de la figura 105 b), que sumó solo 85 cm de espesor total. Adicionalmente, la geometría catenaria utiliza menos superficie; la longitud de su cuerda es de 1896.81 cm, una cifra menor en comparación a la longitud del círculo concéntrico que da 2070.47 cm.

En base a estas razones se escoge a la catenaria invertida como geometría base para el desarrollo del cascarón marciano.

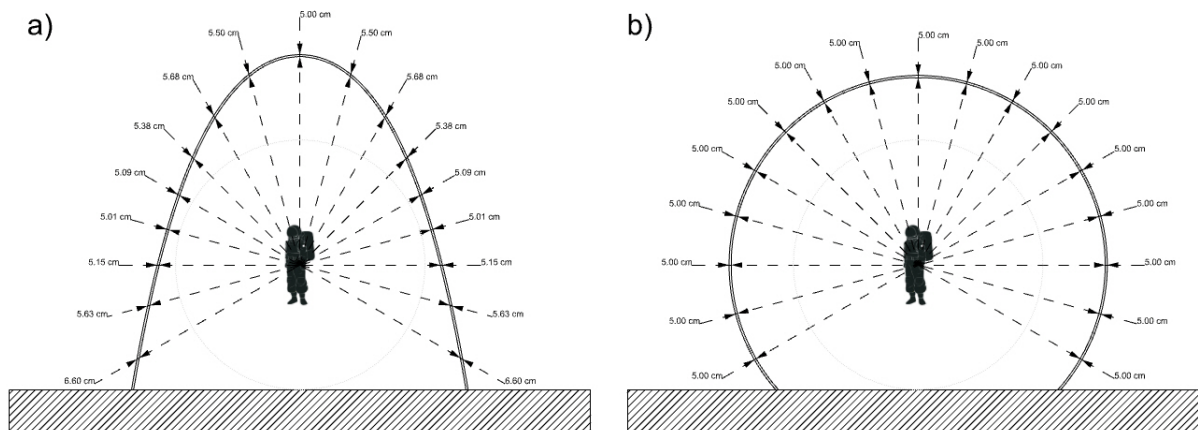


Fig. 107 Secciones de Catenaria (a) y Cilindro (b) con espesores variables y constantes en relación a rayos alineados al centro de cada volumen toroidal, elaboración propia.

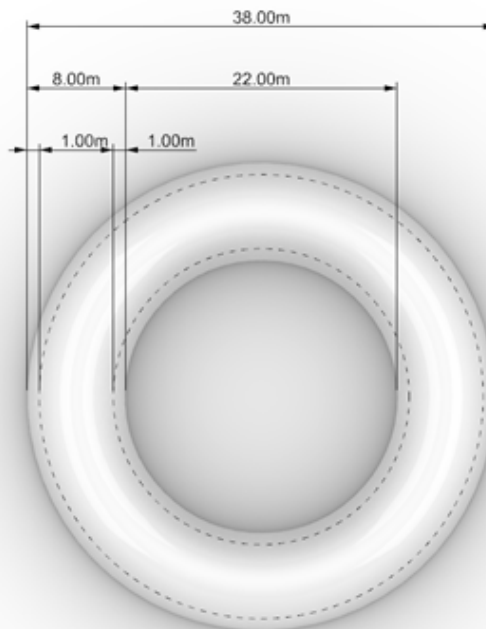


Fig. 108 Vista superior del volumen de catenaria invertida, conteniendo al volumen toroidal, elaboración propia

3) Posibilidad de expansión

La geometría del toroide no debe ser siempre dispuesta en forma circular, puede ser dividida en dos o más partes y replicado de manera continua para construir un hábitat o base de mayor escala sin necesidad de fabricar una cantidad excesiva de piezas diferentes, ya que

en teoría puede ser un mismo módulo replicado de manera perpetua. Esta posibilidad sólo depende de la morfología del hábitat inflable base, en este caso se podría aplicar con un toroide inflable que venga prefabricado en 4 partes iguales.

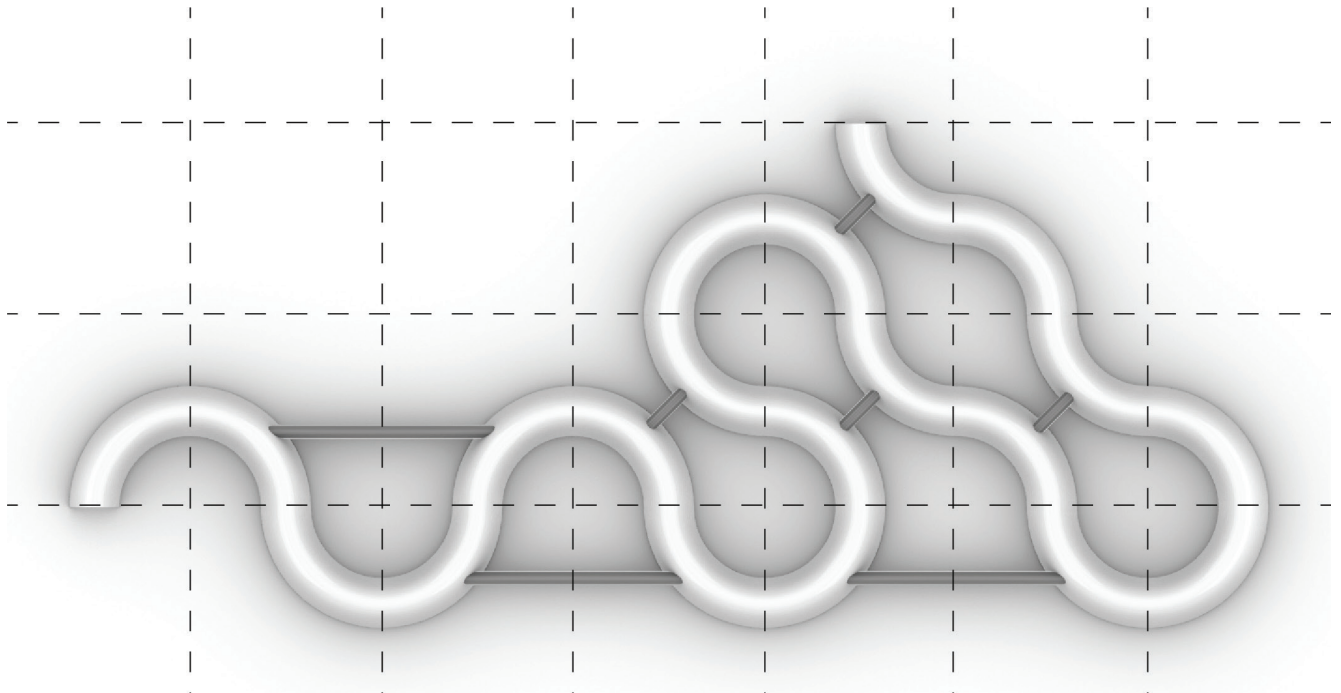


Fig. 109 Posibilidad de expansión en base a cuartos toroidales, elaboración propia



Fig. 110 Sección media del volumen de catenaria invertida, conteniendo al volumen toroidal, elaboración propia

3.3

Objetivo
Específico 2

Desarrollar una optimización paramétrica de la geometría general en pos de disminuir la exposición a la radiación ionizante.

3.3.1 Actividad 1: Inclusión de factores de mitigación de radiación naturales preexistentes; atmósfera y topografía como parámetros.

Marte posee una delgada atmósfera, comparable al 1% de la atmósfera terrestre, aún en este caso dicha atmósfera puede contribuir a mitigar la radiación ionizante incidente.

La interacción de las partículas radioactivas se mide con respecto a la columna atmosférica (g/cm^2) que posee el planeta. Naturalmente la columna que se alza verticalmente es la más delgada, poseyendo aproximadamente $20 \text{ g}/\text{cm}^2$, sin embargo, al medir columnas atmosféricas inclinadas hacia el horizonte, su densidad aumenta exponencialmente, ya que atraviesan mucho más material atmosférico, resultando en mayor protección de radiación.

Desde los 90° a los 30° se tiene una baja protección atmosférica, la cual aumenta considerablemente desde los 15° a los 0° . Estos datos son de suma importancia, ya que pueden

ser aplicados para optimizar la protección radioactiva de un hábitat o de una colonia entera.

Sumado a la contribución atmosférica, se tiene la contribución topográfica de mitigación radioactiva. Este caso es más efectivo ya que eventualmente se pueden lograr mayores ángulos desprotegidos sin peligro.

Es por esto que encontrar un lugar resguardado por montañas (Tharsis), o sumido en cañones (Valles Marineris) es de vital importancia a la hora de escoger un lugar para asentar una base.

Todos los datos que informan los diagramas de las figuras 108 y 109 fueron extraídos del paper Radiation Shielding Optimization on Mars de NASA [46].

El factor de protección atmosférica no se utiliza en el presente proyecto ya que para el caso de estudio es mucho más significativa la contribución de la mitigación geográfica.

Objetivo 2: Diseño de una envolvente externa al hábitat inflable, compuesta de módulos de HDPE contenedores de Ferrock a base de regolito.

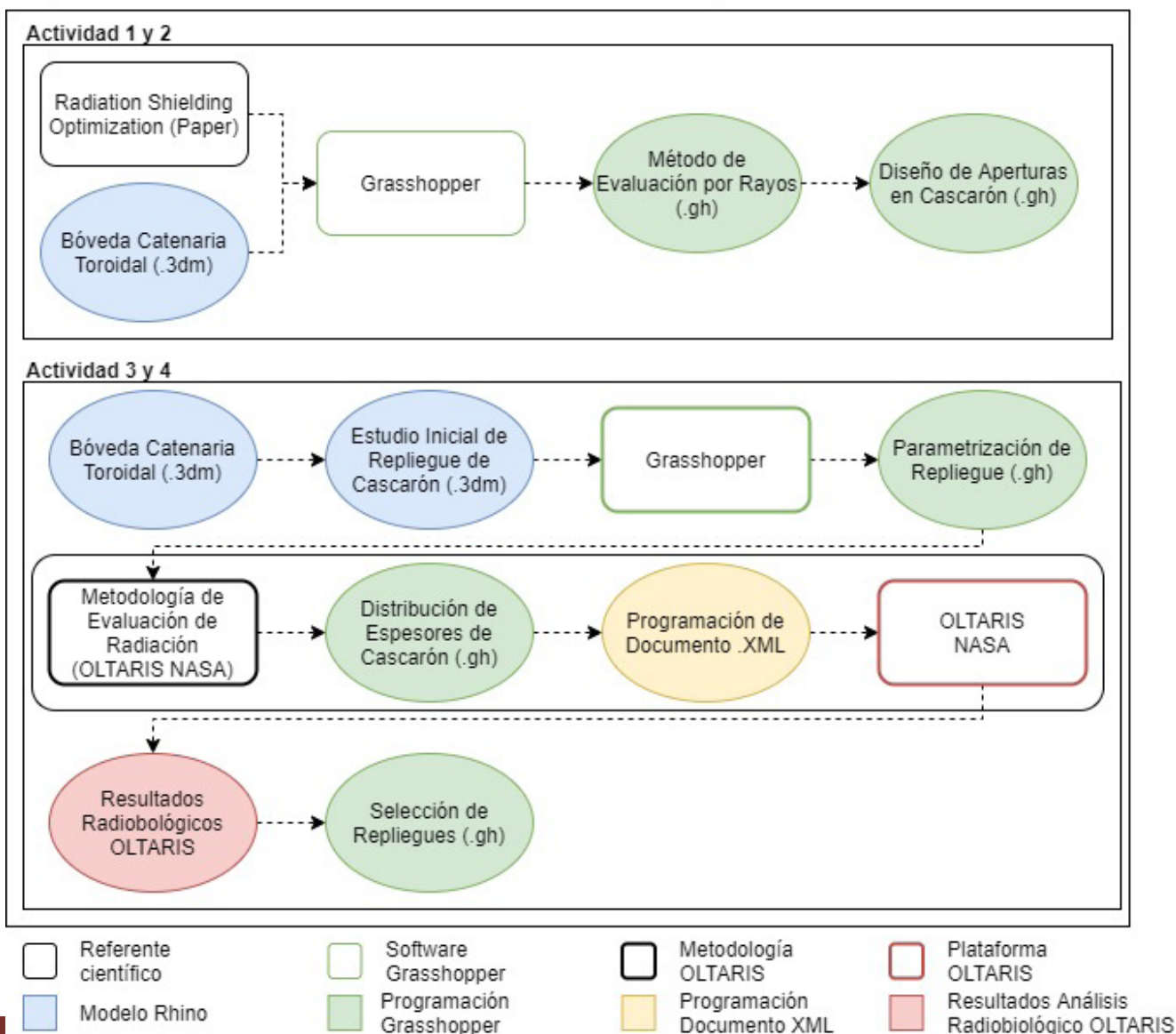


Fig. 111 Metodología Objetivo Específico 2, elaboración propia

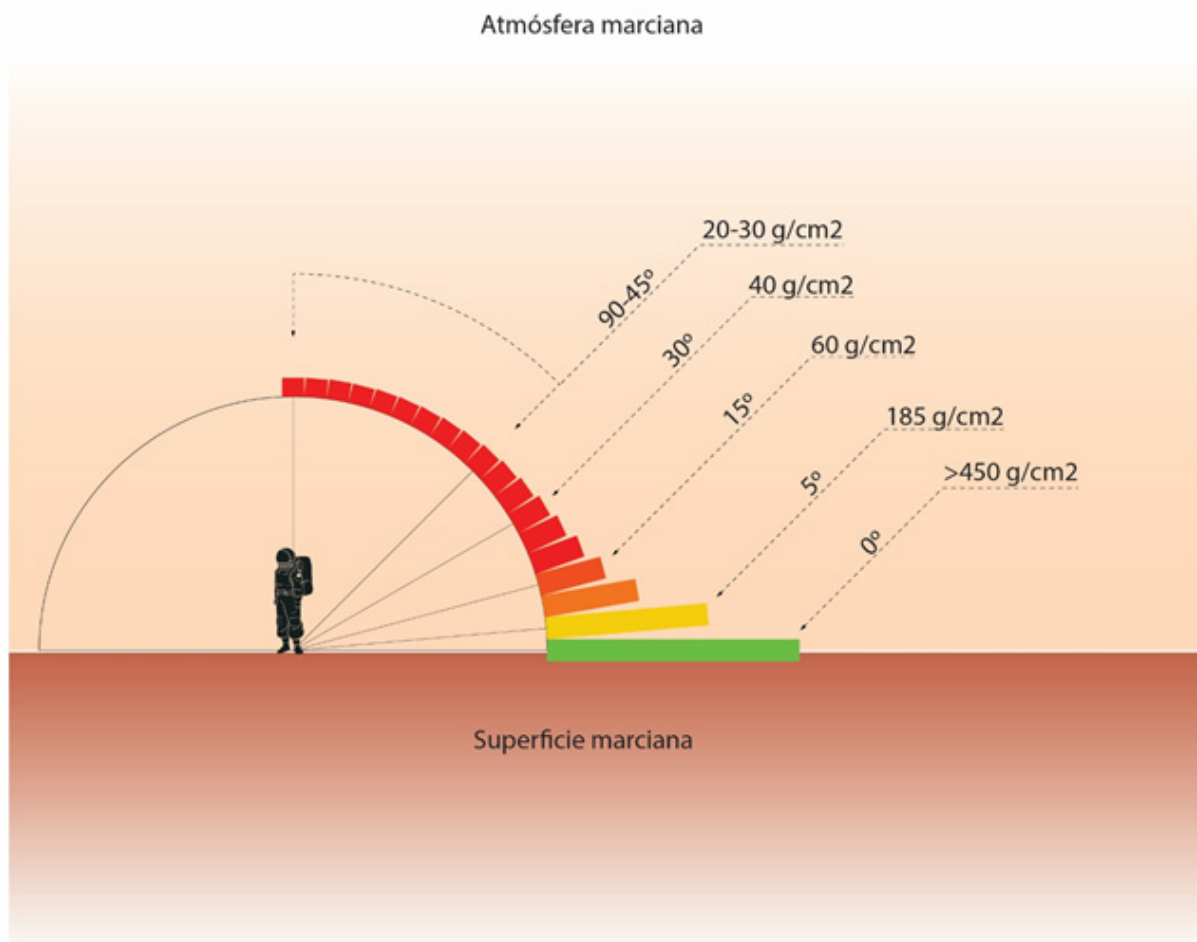


Fig. 112 Mitigación atmosférica de radiación, elaboración propia

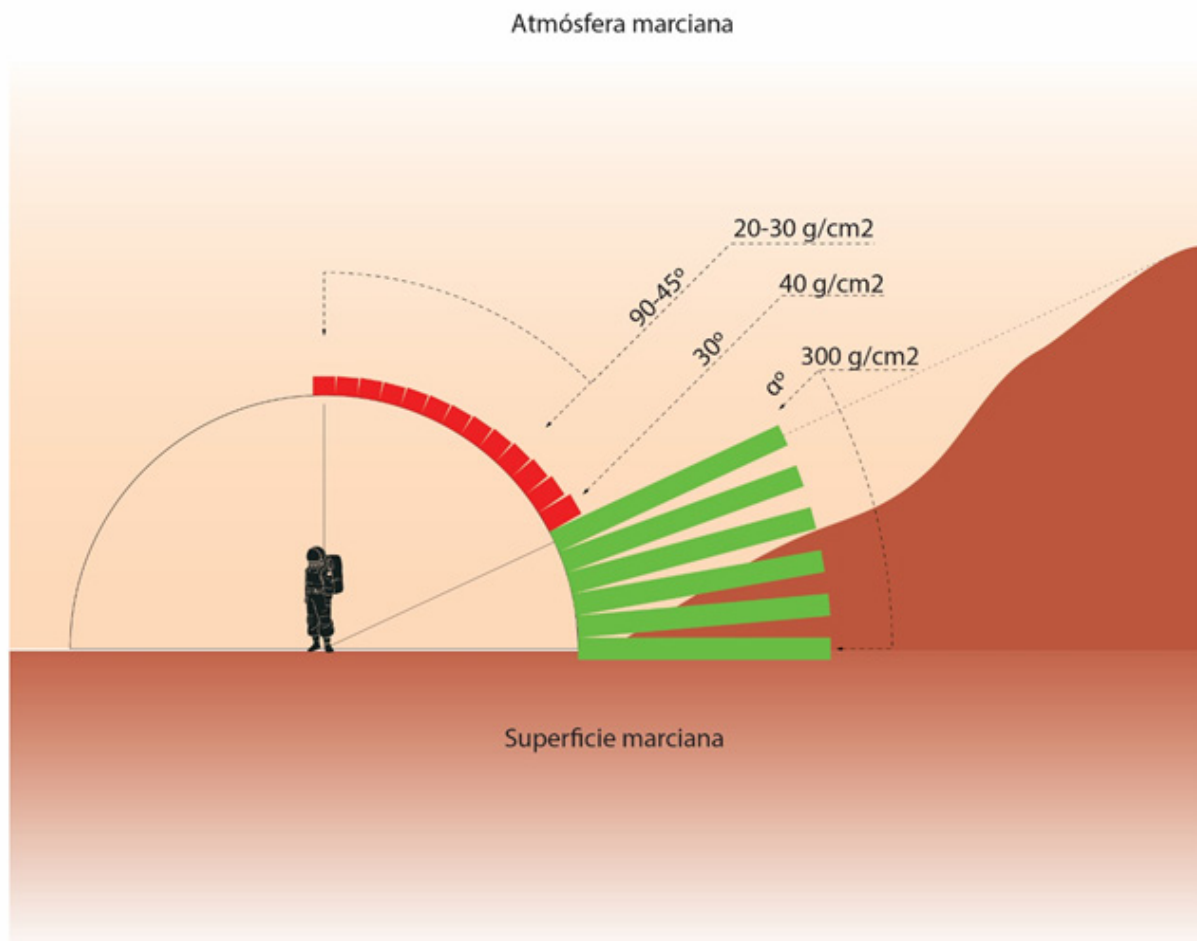


Fig. 113 Mitigación atmosférica y topográfica de radiación, elaboración propia

3.3.2 Actividad 2: Diseño de aperturas en la envolvente de acuerdo con factores de mitigación preexistentes.

El diseño de las aperturas en la geometría está estrechamente ligado al análisis topográfico del terreno. A continuación, se describen los pasos y decisiones de programación que derivaron en el diseño de las aperturas.

3.3.2.1 Evaluación por rayos

Una vez seleccionado el punto del terreno, se proyectan rayos desde dicho punto (el que corresponde al centro geométrico del toroide) desde el ángulo 0° correspondiente al plano horizontal y hacia la cúspide de la curva catenaria (aproximadamente 28°). La densidad de rayos es un factor parametrizable que influye directamente en la resolución de la proyección del horizonte topográfico en el cascarón, el cual será detallado más adelante.

Posteriormente, son seleccionados aquellos rayos que chocan con el terreno. Se establece un parámetro que toma en cuenta la cantidad de choques del total de rayos proyectados, para así poder seleccionar el punto del terreno que se halle más resguardado por la topografía local. Estos rayos redibujan la topografía circundante a una resolución aproximada en la cara externa del cascarón.

Con la obtención de las intersecciones de los rayos superiores y la cara externa del

cascarón se obtiene una aproximación del horizonte topográfico que proyecta el terreno en la superficie catenaria. Estos puntos son interpolados para obtener una línea continua, por lo tanto, todo lo que se encuentra bajo esa línea se halla protegido por el terreno circundante para los efectos de la radiación cósmica en un 100%. Como se mencionó anteriormente, el parámetro de densidad de rayos iniciales dictará la resolución de la línea con respecto a la topografía.

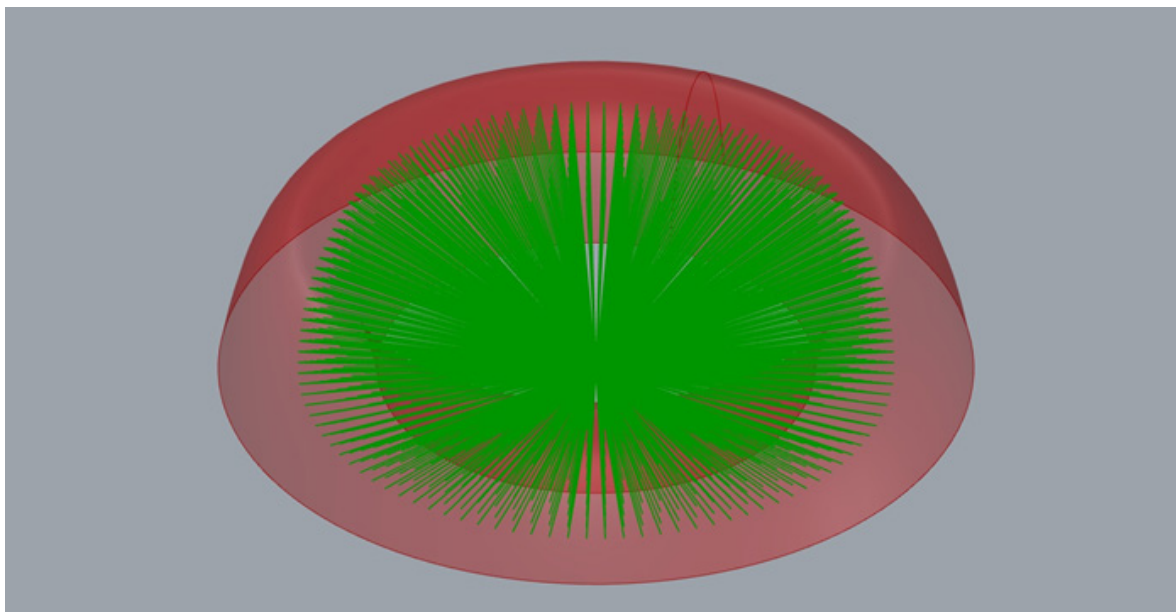


Fig. 114 Rayos iniciales proyectados desde el centro del toroide, elaboración propia.

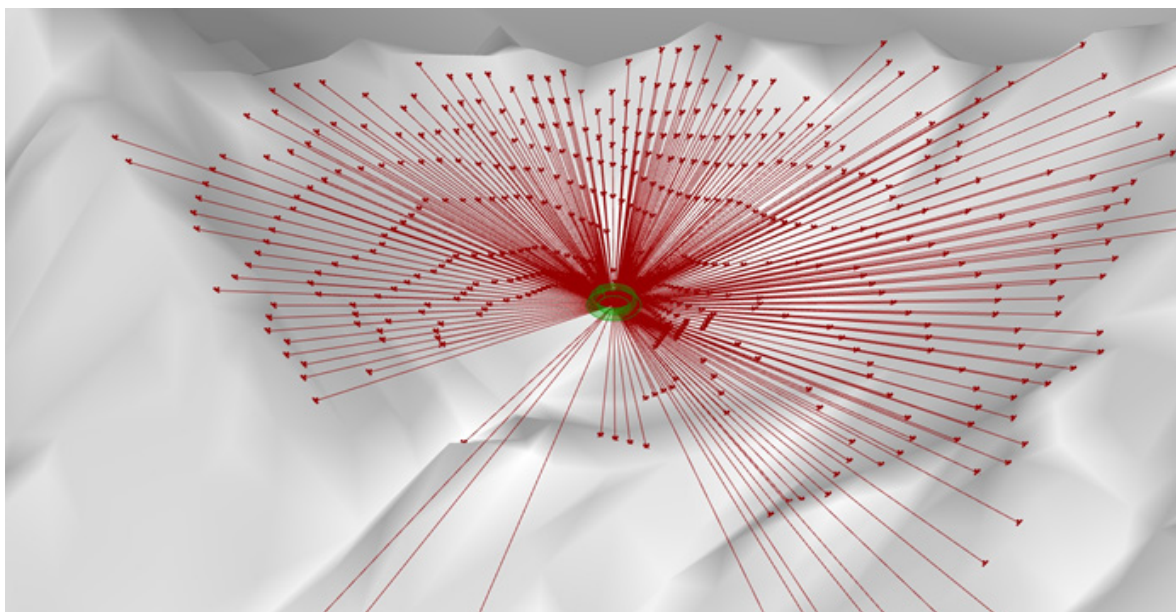


Fig. 115 Rayos que chocan con el terreno, elaboración propia.

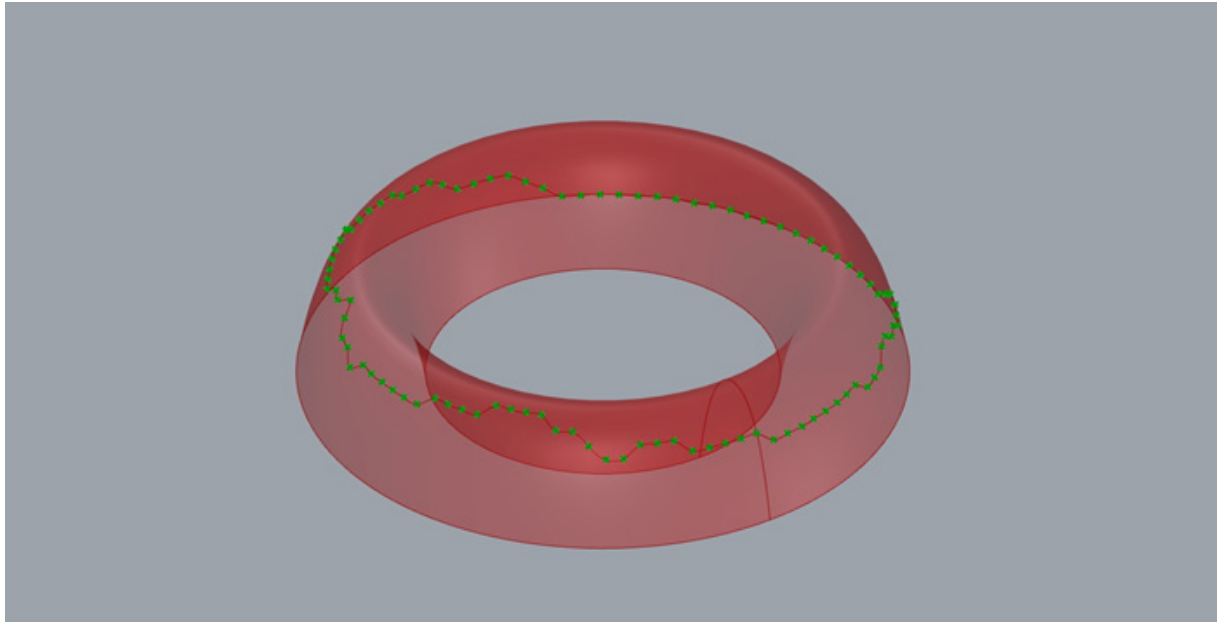


Fig. 116 Intersección entre rayos superiores y la cara externa del cascarón, elaboración propia.

3.3.2.2 Diseño de aperturas

El diseño de las aperturas va de la mano con la necesidad de proveer al cascarón de apoyos estables, ya que idealmente, toda superficie que se encuentra bajo la línea del horizonte proyectado puede ser removida sin perjuicio de los habitantes para efectos radiobiológicos. En base a esto, se divide la curva del perímetro externo en 64 segmentos (cifra que está en directa relación con la resolución de la malla utilizada como base para el diseño), donde se designa un apoyo cada 3 segmentos vacíos.

Con la información que se tiene hasta el momento es posible informar curvas catenarias

invertidas; los inicios y finales de las curvas van desde los extremos de las secciones perimetrales designadas como apoyos, y la altura de la cuerda de la catenaria es informada por la altura que tienen los puntos del horizonte topográfico proyectado. De esta forma es posible construir curvas catenarias de distinto largo y proyectarlas en la superficie del cascarón.

En síntesis, las curvas catenarias proveen apoyos estructurales eficientes al cascarón a la vez que otorgan vanos que permiten a los habitantes del hábitat inflable poder observar el exterior marciano.

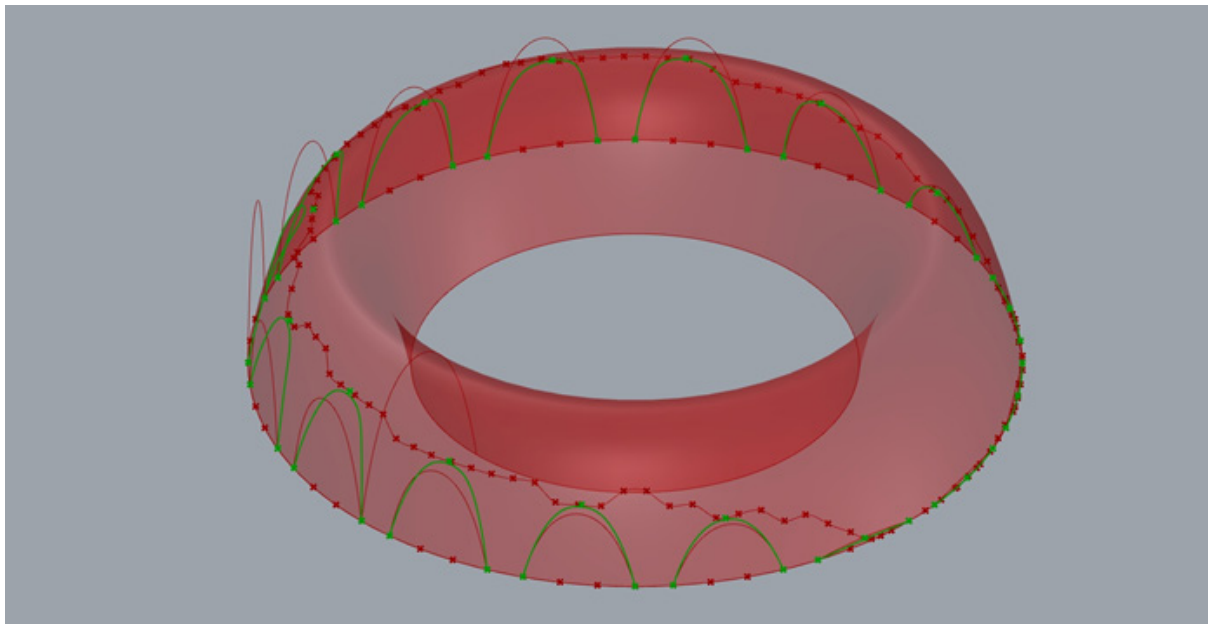


Fig. 117 Construcción de catenarias proyectadas en el cascarón, elaboración propia.

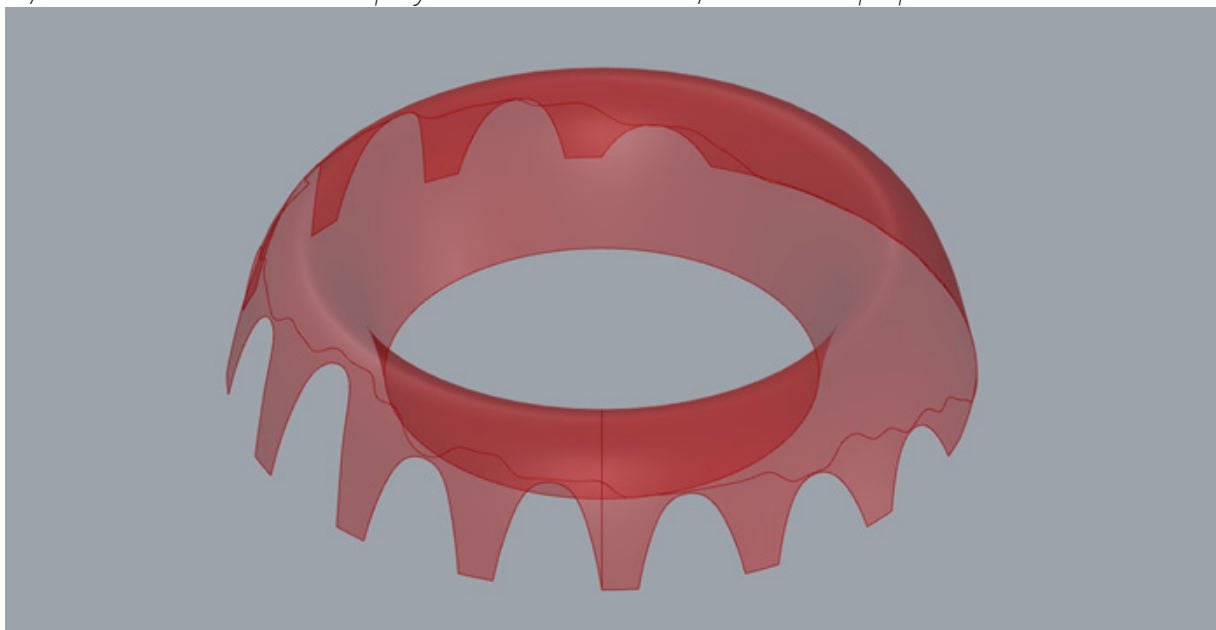


Fig. 118 Superficie de cascarón resultante con aperturas, elaboración propia.

3.3.3 Actividad 3: Modificación local de la geometría de la envolvente en pos de optimizar el grosor material ante partículas de radiación cósmica.

Idealmente, la modificación local del material del cascarón en pos de aumentar el grosor ante partículas de radiación sugiere la transformación desde una posición perpendicular del material respecto al rayo incidente hacia una posición vertical alineada con el mismo rayo. Por ejemplo, de este modo el mismo rayo atravesaría 200 centímetros de espesor (fig. 119 b) en vez de 30 centímetros (fig. 119 a), lo cual restaría a la partícula ionizante un % de su energía y la volvería más inocua para el ser humano al interior del hábitat.

Sin embargo, la disposición vertical de la figura 119 b implica una utilización mucho mayor de material para cubrir el hábitat, lo cual repercute en el tiempo dedicado a su construcción y a su estabilidad estructural, asumiendo que se trabaja con módulos portantes de HDPE rellenos con FerroRock en base a regolito.

Por lo tanto, se postula que se debe llegar a un compromiso entre utilización extra de material y su inclinación respecto a los rayos (fig. 120), considerando su eficiencia radiobiológica y la masa total a construir.

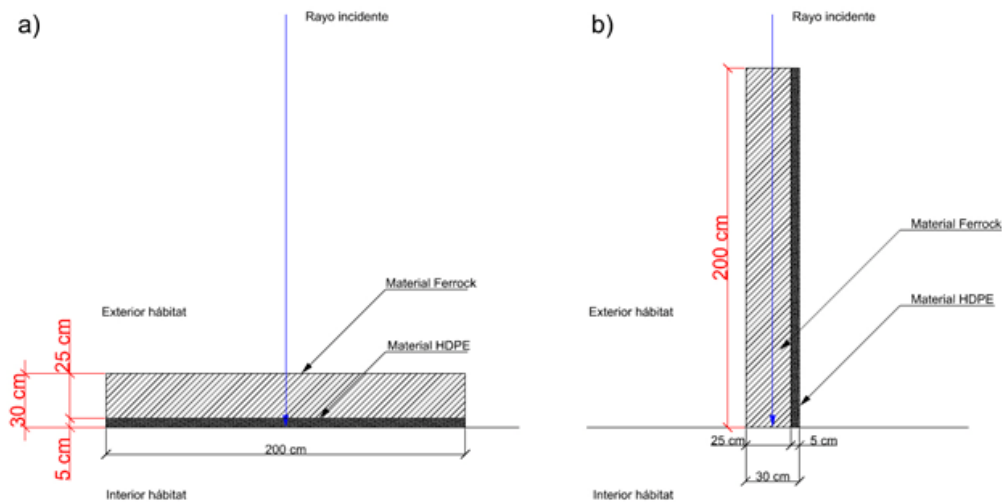


Fig. 119 Disposición de módulos estructurales respecto a rayos incidentes, elaboración propia

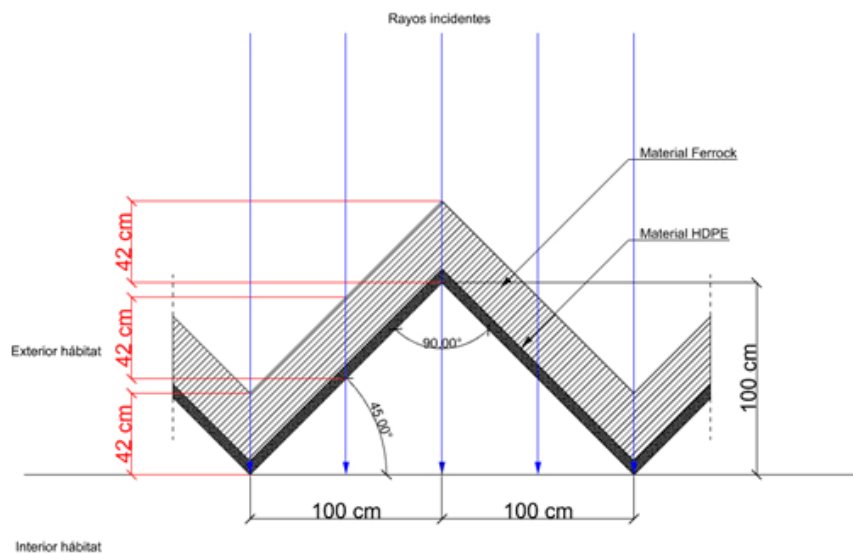


Fig. 120 Posible disposición de módulos estructurales respecto a rayos incidentes, elaboración propia

3.3.3.1 Repliegue del cascarón

Se cree que la manera idónea de inclinar las superficies del cascarón ante los rayos sería una combinación entre un repliegue horizontal y uno vertical; creando “pinchos” tridimensionales en toda su área, sin embargo, este modelo no

es conveniente estructuralmente, ya que se generarían esfuerzos flectores que aumentarían a medida que se alejan las puntas de dichos pinchos desde la sección original. Por estas razones se decide simplificar desde un orden de repliegue “tridimensional” hacia un repliegue vertical sencillo.

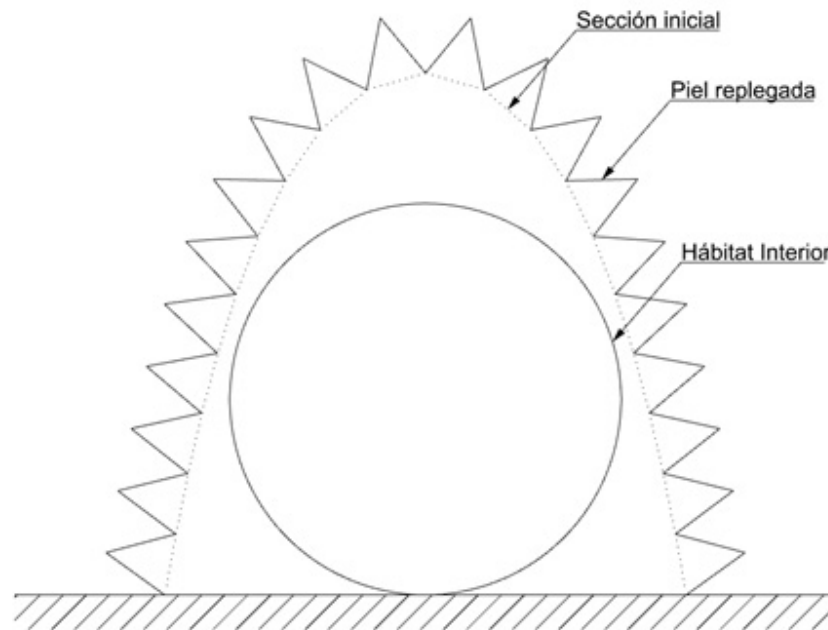


Fig. 121 Esquema: vista frontal de repliegue horizontal estructuralmente inviable, elaboración propia

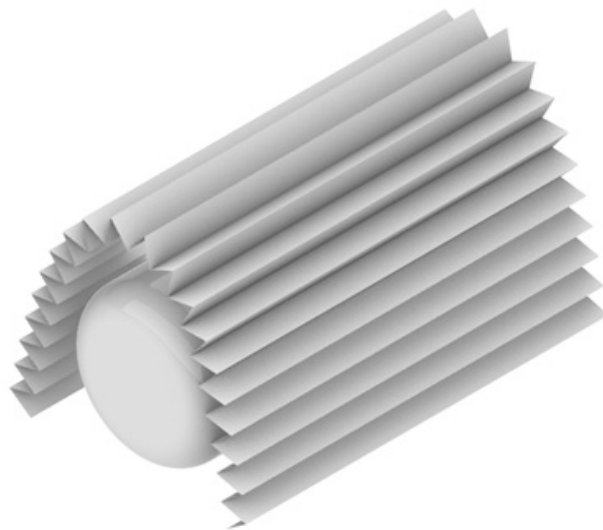


Fig. 122 Vista isométrica de repliegue horizontal inviable, elaboración propia.

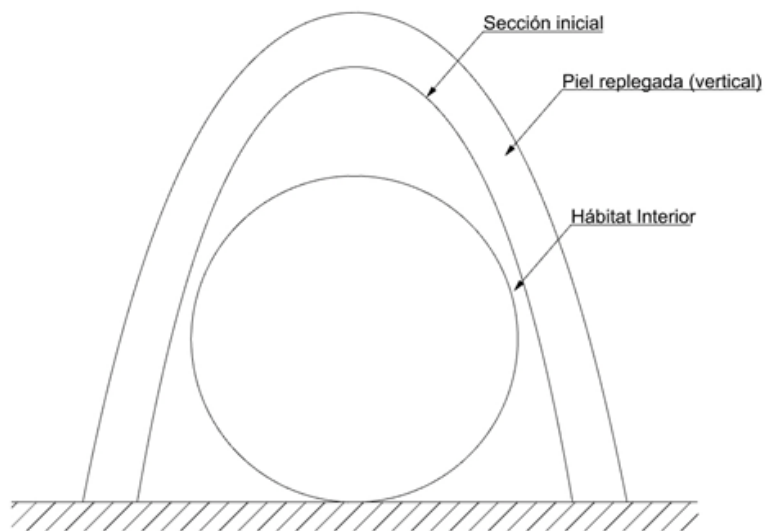


Fig. 123 Esquema: vista frontal de repliegue vertical, elaboración propia



Fig. 124 Vista isométrica de repliegue vertical, elaboración propia.

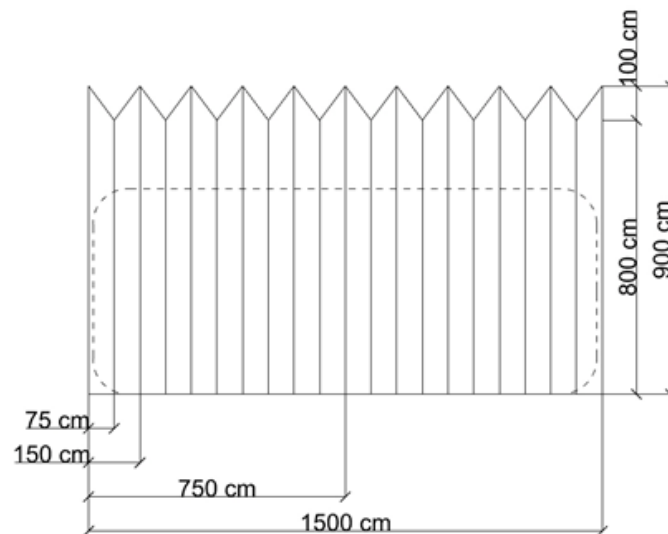


Fig. 125 Elevación lateral esquemática de repliegue vertical, elaboración propia.

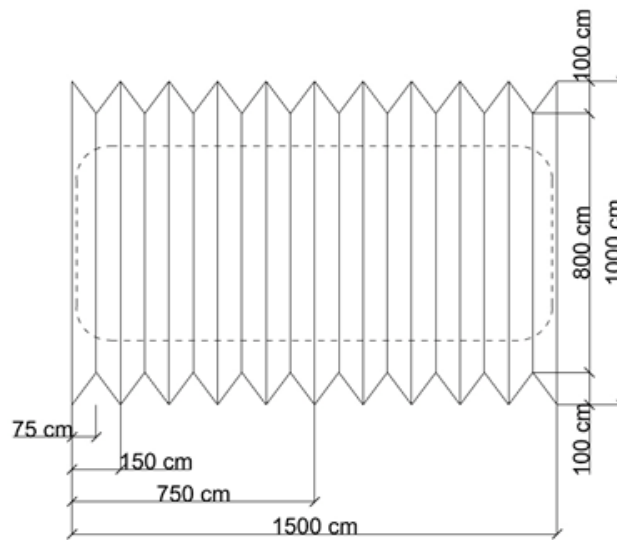


Fig. 126 Vista en planta de repliegue vertical, elaboración propia.

En base al esquema de repliegue vertical, se aplica dicha transformación al cascarón liso obtenido de la sección 3.2.3. Esta transformación hacia una geometría de doble curvatura repercute en la simetría de su forma; el lado exterior del cascarón replegado será más dilatado que el lado interior del mismo.

Para llegar a el resultado se trabaja con el cascarón liso inicial, obteniendo 64 curvas catenarias correspondientes a su malla, y después se obtienen todas las curvas que existen en la distancia media del primer set de curvas, las cuales son amplificadas a voluntad para obtener variadas alturas de repliegue.

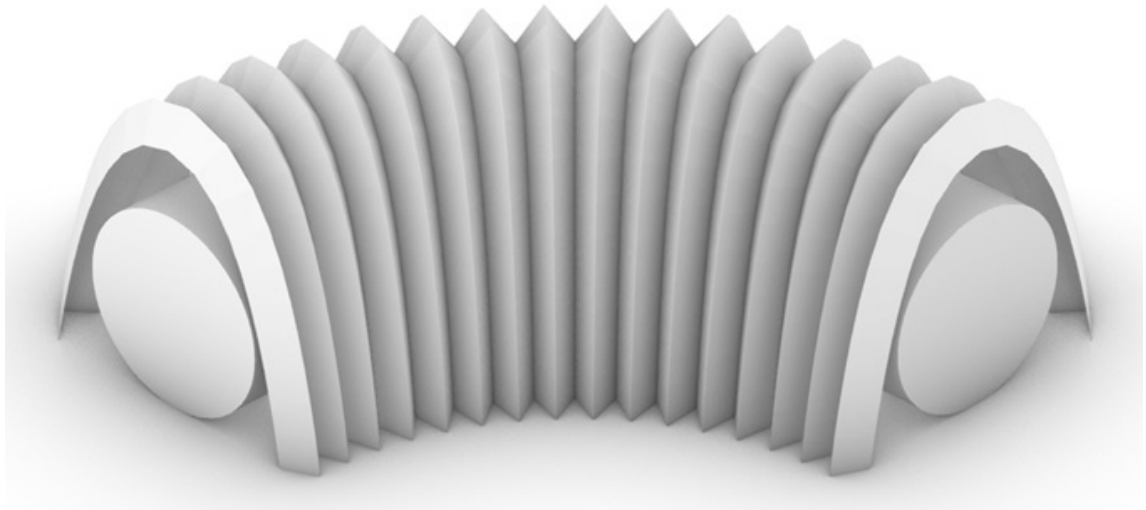


Fig. 127 Sección de toroide y cascarón con repliegue vertical, elaboración propia.

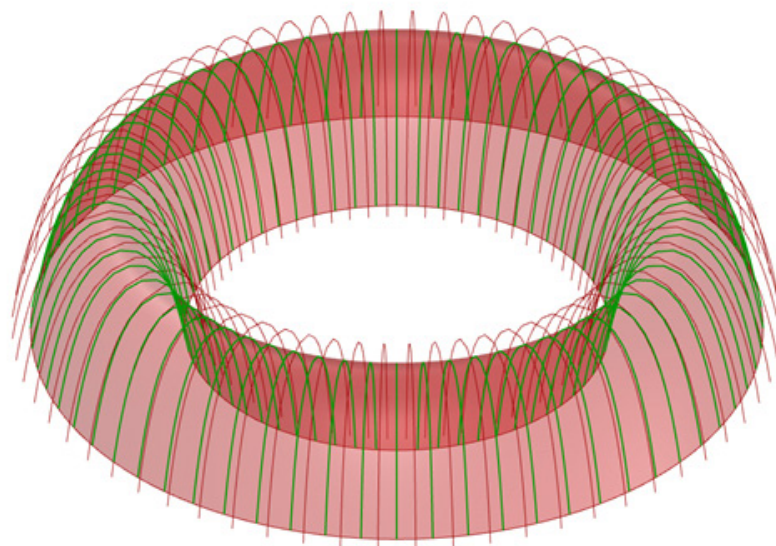


Fig. 128 Cascarón inicial con curvas resaltadas en verde y curvas amplificadas en rojo, elaboración propia.

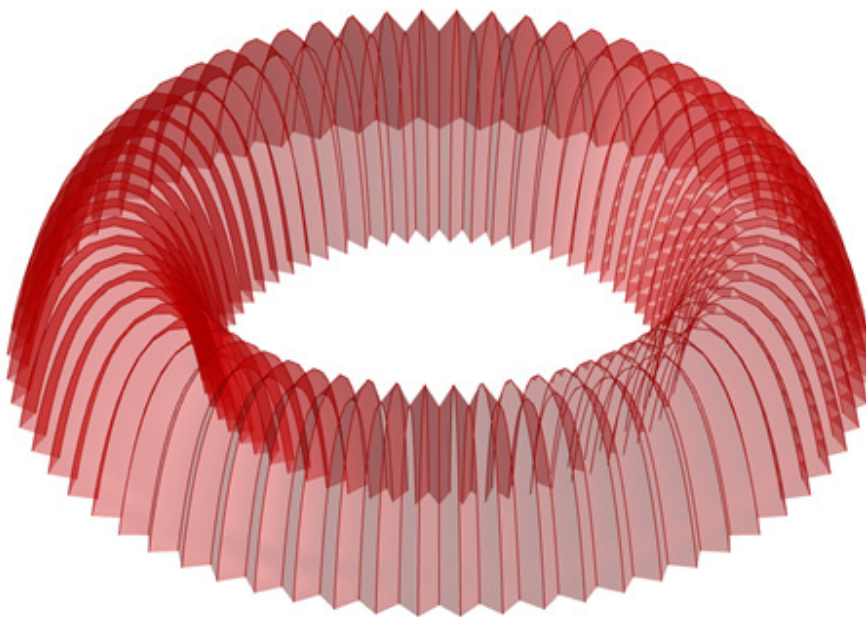


Fig. 129 Cascarón resultante de la unión entre curvas iniciales y amplificadas, elaboración propia.

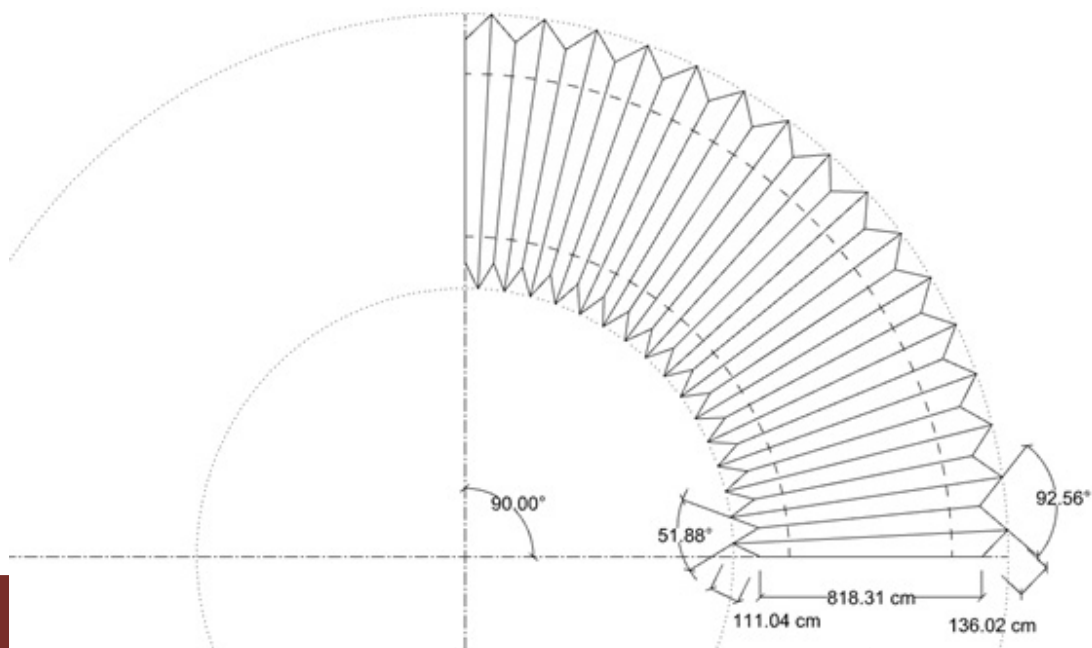


Fig. 130 Planta detalle de la fig. 117, ángulos entre repliegues, elaboración propia.

3.3.3.2 Amplitudes de repliegue

La amplitud o extensión del repliegue es un parámetro que afecta directamente a la masa total de la estructura, junto con su capacidad de mitigación de la radiación, por este motivo se evaluarán amplitudes de 1,2 y 3 metros respecto al cascarón original.

Conforme aumenta la amplitud del repliegue, los ángulos internos disminuyen, lo que puede afectar de manera negativa en la fase de aplicación de Ferrock, asumiéndose su construcción asistida por brazo robótico extrusor o similar.

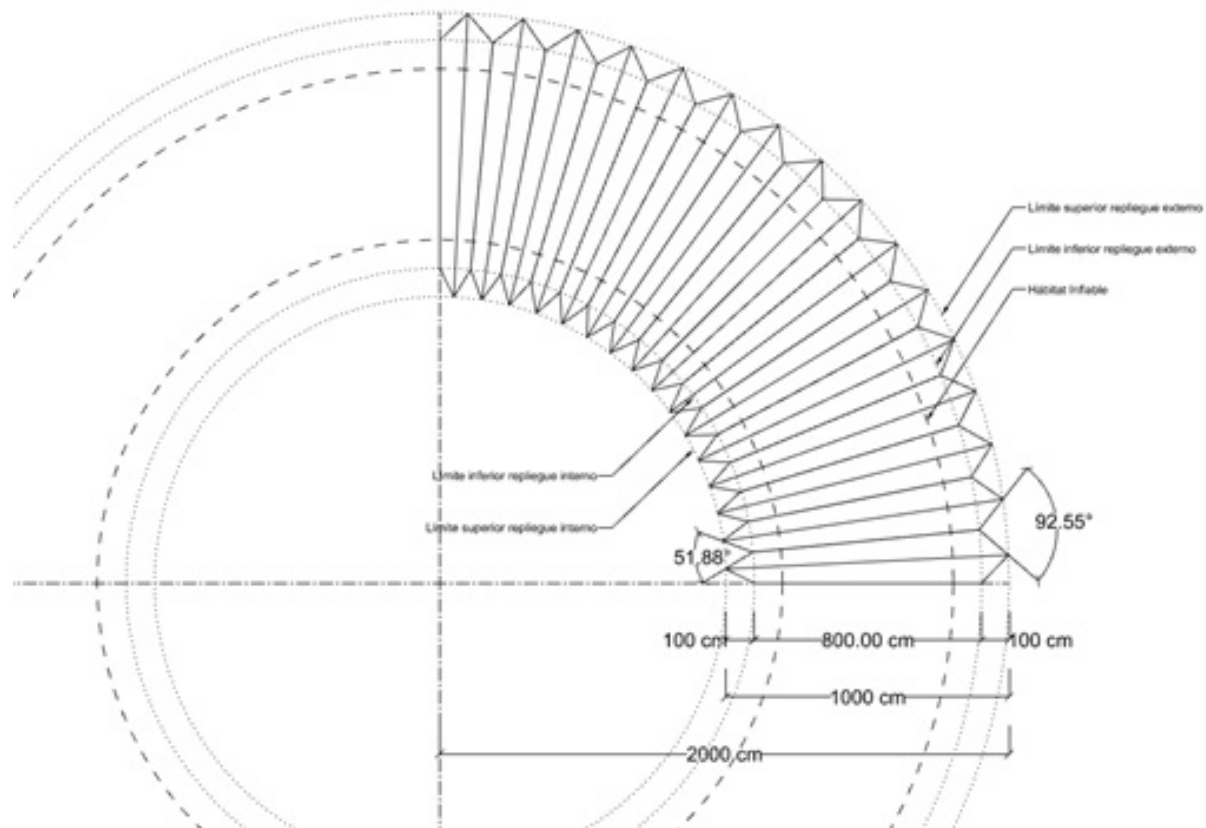


Fig. 131 Repliegue de amplitud 1 metro, elaboración propia

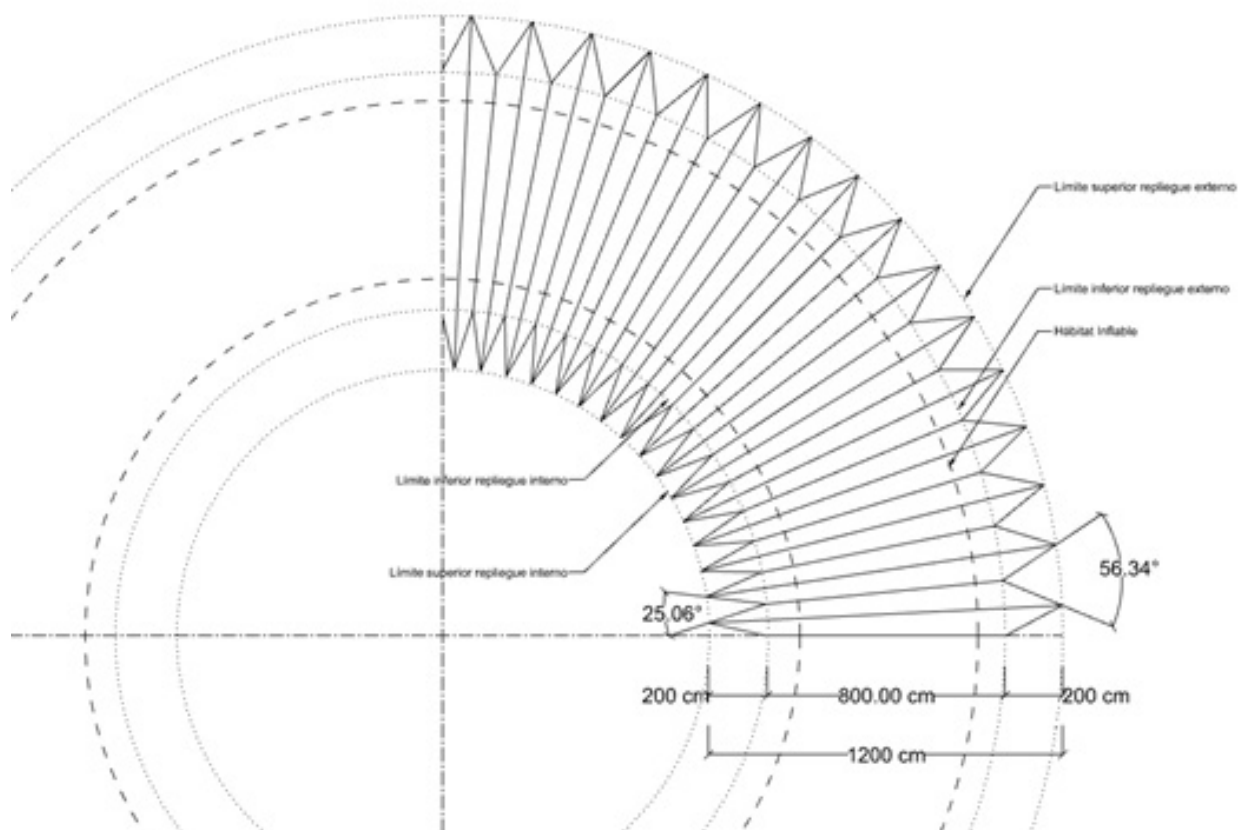


Fig. 132 Repliegue de amplitud 2 metros, elaboración propia

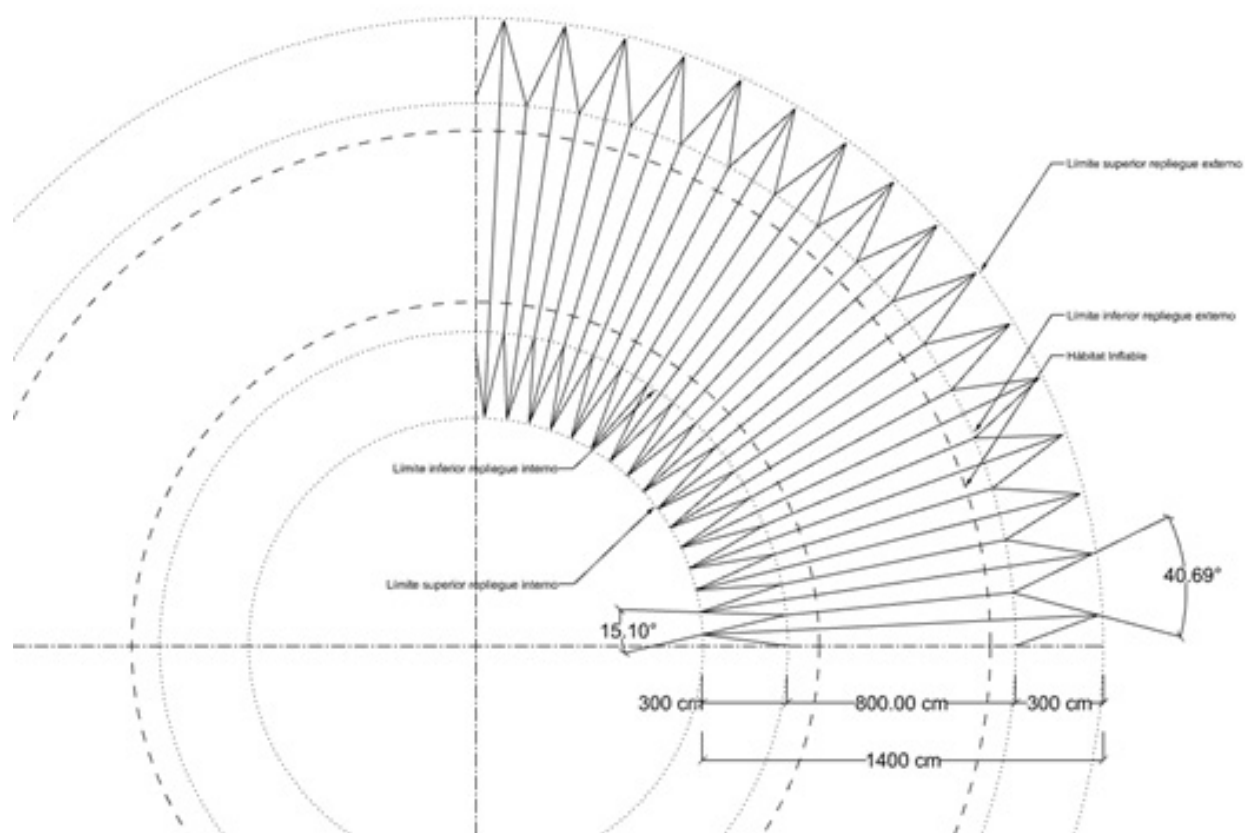


Fig. 133 repliegue de amplitud 3 metros, elaboración propia.

3.3.4 Actividad 4: Simulación y evaluación de diversas geometrías y materiales ante el clima radioactivo en la superficie de Marte mediante la herramienta OLTARIS de NASA

3.3.4.1 Metodología de evaluación

La plataforma OLTARIS (On Line Tool for the Assessment of Radiation in Space) es una herramienta en línea desarrollada por NASA para la evaluación del efecto de diversos entornos espaciales radioactivos en humanos y componentes electrónicos presentes en hábitats, aeronaves, rovers y trajes espaciales.

Para el caso de estudio, esta herramienta permite simular un entorno de radiación cósmica en la superficie del planeta Marte, considerando los efectos atenuantes de su delgada atmósfera y de su topografía. A menos que se indique lo contrario, la plataforma interpretará todos aquellos rayos que apunten hacia el plano XY como rayos que chocan con la superficie planetaria.

En este caso de estudio, se ha seleccionado un período de actividad solar mínima, lo que significa que la intensidad de radiación cósmica está en su cúspide (la intensidad de actividad solar e intensidad de radiación cósmica en planetas es inversamente proporcional). De este modo, se pretende evaluar al proyecto en los peores casos posibles.

Posteriormente se selecciona el tipo de resultado “Effective Dose Equivalent”, o dosis efectiva equivalente, la cual muestra la radiación percibida por todos los órganos de un humano anatómico computarizado, y un resultado final equivalente a la dosis recibida por todo el cuerpo, expresado en mSv.

Projects Uploads ▾ Slabs & Spheres ▾ Materials Documentation Logout

Use form below to edit this project.

Edit Project

Name
Mars_surface_GCR_rays

Description
5cm Polyethylene with variations

Environment Selection [Help](#) | [Reference](#)

GCR, Mars Surface ▾

Environment Definition: GCR, Mars Surface [Help](#) | [Reference](#)

Mars surface analyses are performed on thickness distributions only. A surface-local-vertical vector is required and is used (along with the surface parameters defined below) to compute the appropriate amount of mars atmosphere to add along each ray in the hemisphere indicated by the surface-local-vertical. The vector can be defined either in the thickness distribution or on the project page in the Geometry section. Rays pointing toward the surface are assumed to be in the opposite hemisphere of the surface-local-vertical or can be indicated in the thickness distribution with dummy thicknesses with a type_id="-1" to each ray that points toward regolith. 300 g/cm² of Mars regolith is added to all surface pointing rays. These jobs are always run with ray-by-ray transport, thus automatically account for the neutron albedo. They can also take a long time to run, especially if effective dose is selected. ✕

GCR Model Badhwar-O'Neill 2014 ▾ ☐ Select Specific Ion

Mission Definition ☒ Select Historical Solar Min/Max ☐ Enter Date ☐ Enter Fitting Parameter

Historical Min/Max 2010 Solar Min ▾

Mission duration in days 1.0

Mars Surface Parameters ☒ MarsGRAM Atmosphere ☐ Mars Climate Database (MCD) Atmosphere

Elevation 0.0 km (range: -10 to 30)

Save External Differential Flux for Free-Space Environment? ☐ Yes ☒ No

Fig. 134 Plataforma OLTARIS, definición de entorno

Geometry

Help

1002_ray_Toroide_CatenariaPle

The boxes below indicate the x-, y-, and z- components of a vector used to define the direction perpendicular to the surface in the vehicle coordinate system. It can be indicated either in the Thickness Distribution or defined/changed here.

X

0,0

Y

0,0

Z

-1,0

Help

Response Functions

Help | Reference

☐ Differential Flux/Fluence

Differential Flux/Fluence after Transport (Function of Depth, Energy and Isotope)

☐ Dose

Dose in:

Tissue

☐ Dose Equivalent

Quality factor:

Select Quality Factor

☒ Effective Dose Equivalent

Whole body quantity, uses anatomical model, also computes Avg. Dose and Dose Equivalent to organs.

Tissue weight - required when 'NASA Q' quality factor selected.

Computerized Anatomical Male (CAM)

Select Tissue Weights

☐ Gray Equivalent

☐ TLD-100

TLD = Thermo-Luminescent Dosimeter

☐ LET

Linear Energy Transfer (LET) in:

Tissue

☐ Field of View Responses

Field of view (half angle, degrees):

0.0

range: 1° to 180°

Update project

Cancel

Year First Click to the U.S. Government

+ Freedom of Information Act
+ NASA Privacy Statement, Disclaimer, and Accessibility Certification

NASA Official: Chris Sandridge
Website Manager: Jan Spangler
OLTARIS Last Modified on 09/30/2019
TARIS Version 4.01

Fig. 135 Plataforma OLTARIS, selección de distribución de espesores (geometría) y selección de resultados (Effective Dose Equivalent)

3.3.4.1.1 Definición de distribución de espesores

La plataforma OLTARIS posee una base de datos interna con distribuciones de espesores limitadas; se tiene geometrías teóricas de esferas con distintas capas de materiales, distribuciones de espesores desde el interior del Space Shuttle y de diversos módulos de la estación espacial internacional. Sin embargo, se debe hacer un trabajo paralelo de parte del usuario para subir distribuciones de espesor personalizadas a la plataforma, en este caso,

del cascarón objeto de estudio.

En primer lugar, se debe escoger una distribución de rayos, puede ser de tipo latitud-longitudinal, o de distribución geodésica. Para el caso de estudio se utilizarán distribuciones geodésicas de 42 y 1002 rayos.

Las distribuciones de rayos simulan los vectores de partículas radioactivas que impactarían su origen, simulado a la vez con un cuerpo humano masculino computarizado.

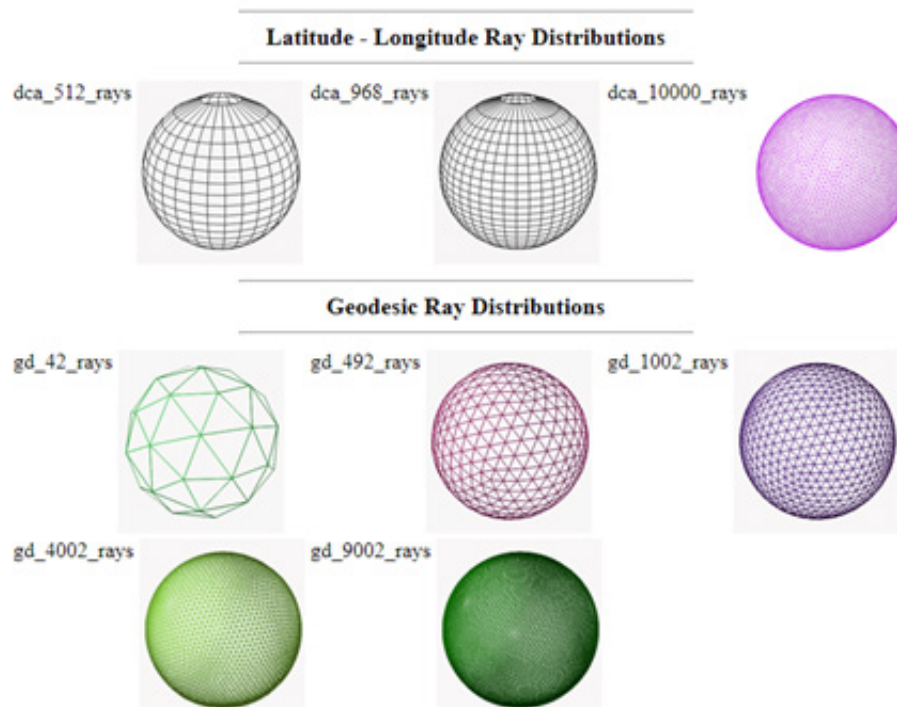


Fig. 136 Distribuciones de rayos, plataforma OLTARIS

Las distribuciones de rayos simulan los vectores de partículas radioactivas que impactarían su origen, simulado a la vez con un cuerpo humano masculino computarizado.

En segundo lugar, se descarga al ordenador del

usuario la distribución de rayos deseada, en forma de vectores ordenados, los cuales son ingresados a la herramienta escogida por el usuario, en este caso, se ingresarán como datos a Grasshopper de Rhinoceros.

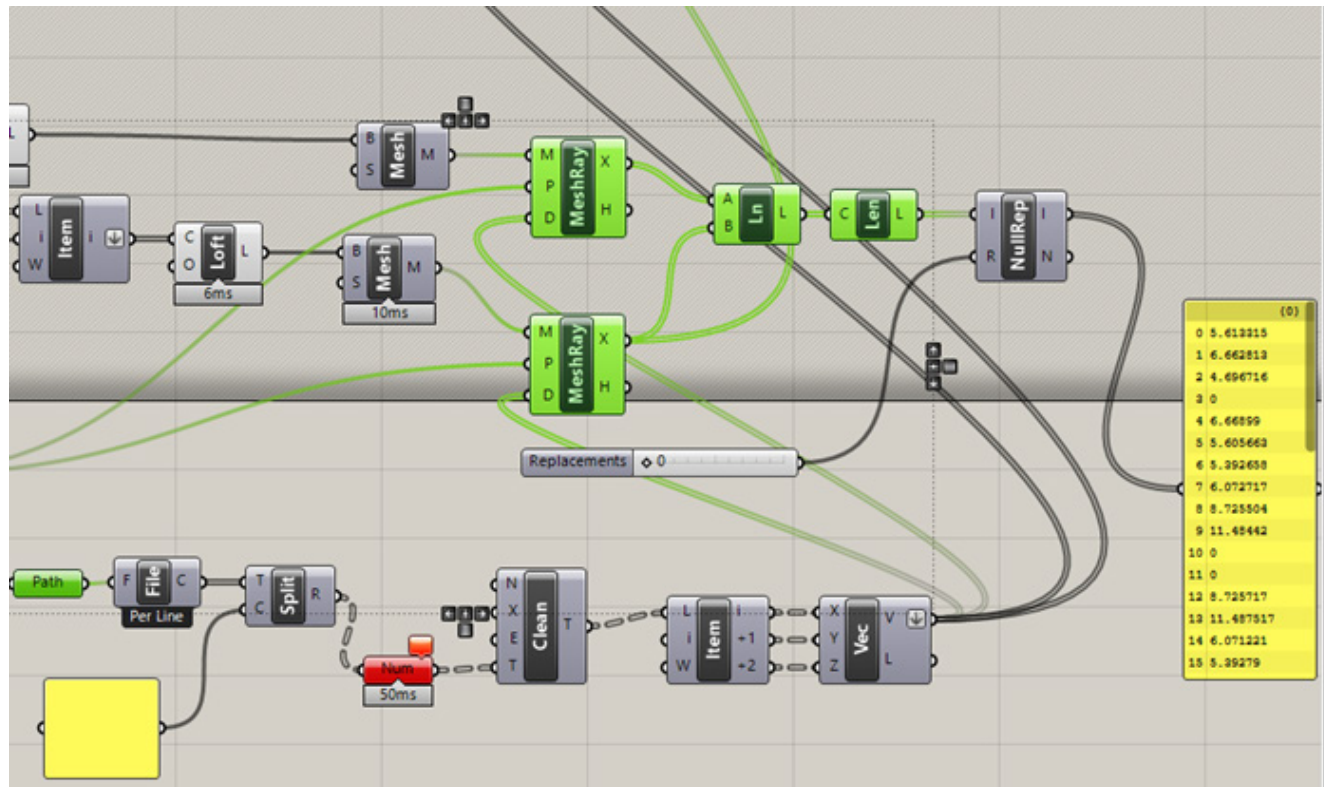


Fig. 137 Vectores y espesores resultantes de la geometría a evaluar en Grasshopper, elaboración propia

Los vectores de la distribución de rayos son leídos por el componente path, para posteriormente intersectar a la geometría a evaluar, otorgando a cada vector un valor de intersección, que equivaldría al grosor del material real que

atravesaría de la geometría a evaluar. Los grosores resultantes son mostrados en el panel de la derecha (fig. 137).

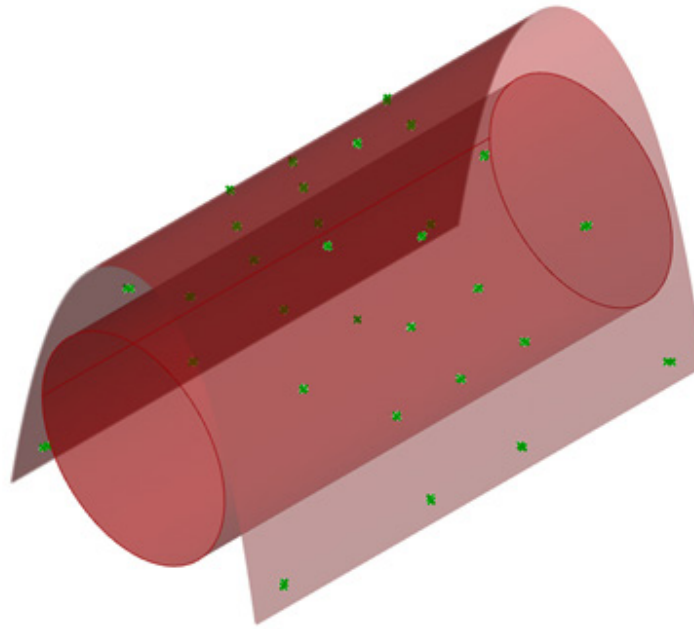


Fig. 138 Intersecciones (verde) de distribución de 42 rayos geodésicos desde el centro del cilindro con cascarón de 5 cm de HDPE, elaboración propia

3.3.4.1.2 Confección de archivo XML

Una vez obtenidos los valores de espesor de cada vector, se debe confeccionar un documento en lenguaje de programación XML, ya que la plataforma OLTARIS sólo admite este tipo de formato para subir distribuciones de espesor personalizadas.

En el documento se establecen los datos del creador, como nombre, organización y correo electrónico. Posteriormente en la línea nº4

se establece el nombre del job para poder identificarlo una vez subido a la plataforma OLTARIS. Luego, en la línea de código 6 se define el tipo de medición y unidades, en este caso se trabajará con densidad volumétrica medido en g/cm³. En la siguiente línea se define el o los materiales con los que se trabajará.

Cada material se define por un material_id único en forma numérica. Luego ese material es adicionalmente definido por un type_id ; OLTARIS define internamente a tres tipos de

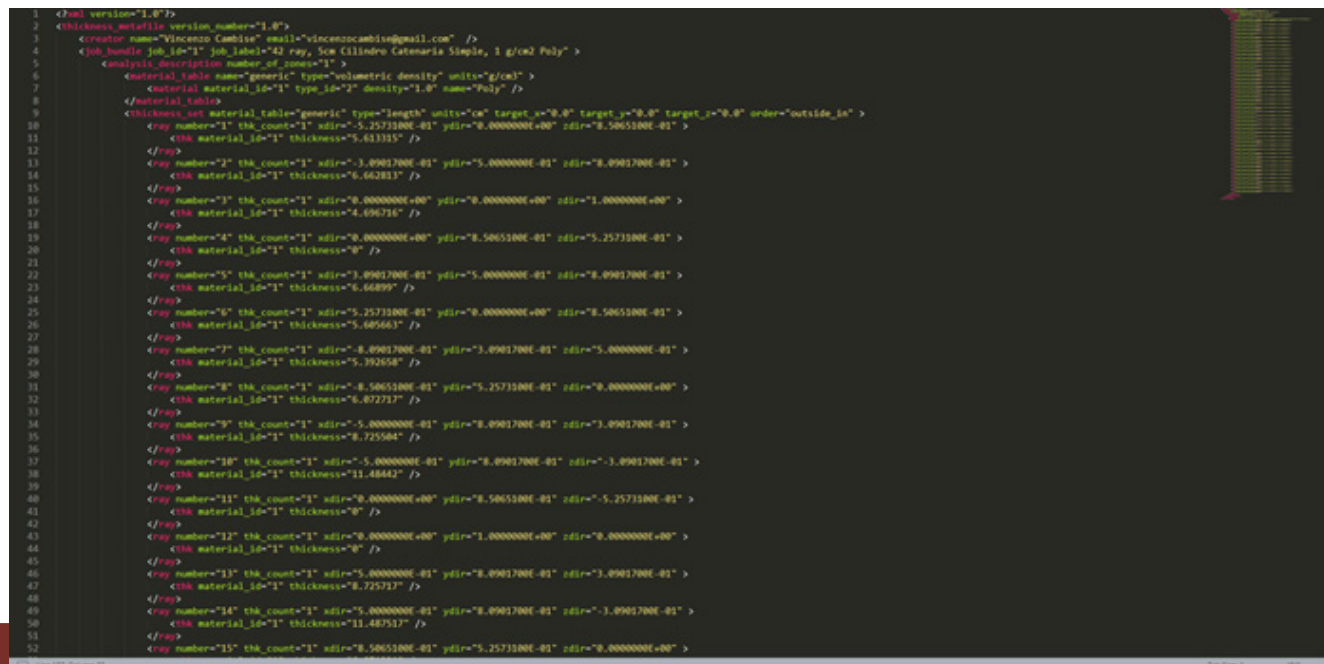
type_id: type_id=1 correspondiente al material aluminio, type_id=2 correspondiente al material polietileno, y type_id=3 correspondiente a tejido humano.

En este caso se utiliza type_id=2 ya que se está trabajando con un cascarón de HDPE, el cual es prácticamente idéntico en composición al material definido internamente por OLTARIS. En la misma línea se define su densidad y se le da un nombre, "Poly" en este caso.

Posteriormente, en la línea 9 se definen las unidades en que serán medidos los grosores

obtenidos en el paso previo en el software Grasshopper, en este caso son datos medidos en centímetros, por lo que se usa "units=cm".

En caso de existir más de un material, es importante definir el orden en que serán afectados los materiales por las partículas simuladas, para esto, existe el parámetro "order="outside_in"", el cual define la interacción de las partículas con los materiales desde fuera hacia adentro en el modelo.



```

1 <?xml version="1.0"?>
2 <thickness_material version_number="1.0">
3   <creator name="Vincenzo Cambià" email="vincenzocambià@gmail.com" />
4   <job_bundle job_id="1" job_label="42 ray, Sea Cilindro Catenaria Simple, 1 g/cm2 Poly" />
5   <analysis_description number_of_zones="1" />
6   <material_table name="generic" type="volumetric density" units="g/cm3" />
7   <material material_id="1" type_id="2" density="1.0" name="Poly" />
8 </material_table>
9 <thicknesses>
10   <ray number="1" thk_count="1" xdir="5.2573180E-01" ydir="0.0000000E+00" zdir="8.5065180E-01" order="outside_in">
11     <thk material_id="1" thickness="5.613115" />
12   </ray>
13   <ray number="2" thk_count="1" xdir="-3.0901700E-01" ydir="5.0000000E-01" zdir="8.0901700E-01">
14     <thk material_id="1" thickness="6.662813" />
15   </ray>
16   <ray number="3" thk_count="1" xdir="0.0000000E+00" ydir="0.0000000E+00" zdir="1.0000000E+00">
17     <thk material_id="1" thickness="4.696716" />
18   </ray>
19   <ray number="4" thk_count="1" xdir="0.0000000E+00" ydir="8.5065180E-01" zdir="5.2573180E-01">
20     <thk material_id="1" thickness="0" />
21   </ray>
22   <ray number="5" thk_count="1" xdir="-3.0901700E-01" ydir="5.0000000E-01" zdir="8.0901700E-01">
23     <thk material_id="1" thickness="6.662899" />
24   </ray>
25   <ray number="6" thk_count="1" xdir="5.2573180E-01" ydir="0.0000000E+00" zdir="8.5065180E-01">
26     <thk material_id="1" thickness="5.605663" />
27   </ray>
28   <ray number="7" thk_count="1" xdir="8.0901700E-01" ydir="3.0901700E-01" zdir="5.0000000E-01">
29     <thk material_id="1" thickness="5.392654" />
30   </ray>
31   <ray number="8" thk_count="1" xdir="8.5065180E-01" ydir="5.2573180E-01" zdir="0.0000000E+00">
32     <thk material_id="1" thickness="6.072717" />
33   </ray>
34   <ray number="9" thk_count="1" xdir="5.0000000E-01" ydir="8.0901700E-01" zdir="3.0901700E-01">
35     <thk material_id="1" thickness="8.725504" />
36   </ray>
37   <ray number="10" thk_count="1" xdir="5.0000000E-01" ydir="8.0901700E-01" zdir="-3.0901700E-01">
38     <thk material_id="1" thickness="11.48842" />
39   </ray>
40   <ray number="11" thk_count="1" xdir="0.0000000E+00" ydir="8.5065180E-01" zdir="5.2573180E-01">
41     <thk material_id="1" thickness="0" />
42   </ray>
43   <ray number="12" thk_count="1" xdir="0.0000000E+00" ydir="1.0000000E+00" zdir="0.0000000E+00">
44     <thk material_id="1" thickness="0" />
45   </ray>
46   <ray number="13" thk_count="1" xdir="5.0000000E-01" ydir="8.0901700E-01" zdir="3.0901700E-01">
47     <thk material_id="1" thickness="8.725717" />
48   </ray>
49   <ray number="14" thk_count="1" xdir="5.0000000E-01" ydir="8.0901700E-01" zdir="-3.0901700E-01">
50     <thk material_id="1" thickness="11.487517" />
51   </ray>
52   <ray number="15" thk_count="1" xdir="8.5065180E-01" ydir="5.2573180E-01" zdir="0.0000000E+00">

```

Fig. 139 Programación en lenguaje XML para la creación de una distribución de espesores personalizada, elaboración propia

Desde la línea 10 en adelante se definen las propiedades de cada rayo con su espesor asociado; las coordenadas de su vector están definidas por *xdir*, *ydir* y *zdir*. Posteriormente en ese mismo rayo se define el identificador del material (*material_id=1*) junto con su espesor, el que será leído en centímetros.

Este último proceso de definición de rayos ocurre con todos los rayos a evaluar, inclusive si tienen espesor cero. En este caso se evaluaron 42 rayos, por lo que el proceso cuenta para cada uno de ellos.

Con esto concluye la confección del archivo XML, el cual es subido a la plataforma OLTARIS, y seleccionado en la sección "Geometry" exhibida en la fig. 135.

Finalmente se envían los datos para que sean procesados por los servidores de OLTARIS. Una geometría asociada a 42 rayos para mostrar resultados de Dosis Efectiva Equivalente tarda aproximadamente 1 hora. Geometrías más complejas asociadas a 1002 rayos para mostrar el mismo tipo de resultado pueden tardar hasta 20 horas en ser calculadas.

3.3.4.1.3 Resultados

Los resultados para Dosis Efectiva Equivalente son mostrados de la siguiente forma (fig. 142).

La Dosis Equivalente Efectiva es mostrada en mSv (milisievert), en dosis equivalentes a 1 día dentro del cascarón analizado, y de 1 año dentro de la misma geometría.

Posteriormente se muestra en detalle la cantidad de mSv absorbidos por cada órgano del humano masculino computarizado.

Download Effective Dose Equivalent Results

Data	Total Dose(1.0 days)	Per Day	Per Year
Effective Dose Equivalent	4.065E-01 mSv	4.065E-01 mSv/day	1.484E+02 mSv/year

Organ	Avg. Dose Equivalent	Per Day	Per Year
Adrenals	3.895E-01 mSv	3.895E-01 mSv/day	1.422E+02 mSv/year
BFO	4.048E-01 mSv	4.048E-01 mSv/day	1.478E+02 mSv/year
Bladder	3.866E-01 mSv	3.866E-01 mSv/day	1.411E+02 mSv/year
Bone	4.158E-01 mSv	4.158E-01 mSv/day	1.518E+02 mSv/year
Brain	4.302E-01 mSv	4.302E-01 mSv/day	1.570E+02 mSv/year
Breast	4.416E-01 mSv	4.416E-01 mSv/day	1.612E+02 mSv/year
Esophagus	4.238E-01 mSv	4.238E-01 mSv/day	1.547E+02 mSv/year
Heart	3.942E-01 mSv	3.942E-01 mSv/day	1.439E+02 mSv/year
Hippocampus	4.220E-01 mSv	4.220E-01 mSv/day	1.540E+02 mSv/year
Intestine	4.003E-01 mSv	4.003E-01 mSv/day	1.461E+02 mSv/year
Kidneys	3.852E-01 mSv	3.852E-01 mSv/day	1.406E+02 mSv/year
Lens	4.551E-01 mSv	4.551E-01 mSv/day	1.661E+02 mSv/year
Liver	3.857E-01 mSv	3.857E-01 mSv/day	1.408E+02 mSv/year
Lungs	4.142E-01 mSv	4.142E-01 mSv/day	1.512E+02 mSv/year
Muscle	4.172E-01 mSv	4.172E-01 mSv/day	1.523E+02 mSv/year
Pancreas	3.886E-01 mSv	3.886E-01 mSv/day	1.418E+02 mSv/year
Salivaryglands	4.349E-01 mSv	4.349E-01 mSv/day	1.588E+02 mSv/year
Skin	4.480E-01 mSv	4.480E-01 mSv/day	1.635E+02 mSv/year
Spleen	3.879E-01 mSv	3.879E-01 mSv/day	1.416E+02 mSv/year
Stomach	3.889E-01 mSv	3.889E-01 mSv/day	1.420E+02 mSv/year
Thymus	4.180E-01 mSv	4.180E-01 mSv/day	1.526E+02 mSv/year
Thyroid	4.399E-01 mSv	4.399E-01 mSv/day	1.606E+02 mSv/year
Prostate	3.823E-01 mSv	3.823E-01 mSv/day	1.395E+02 mSv/year
Testes	4.046E-01 mSv	4.046E-01 mSv/day	1.477E+02 mSv/year

Fig. 14o Resultados radiobiológicos de la geometría analizada, mostrados como Dosis Efectiva Equivalente

3.3.4.2 Evaluaciones de 42 rayos

Las evaluaciones realizadas tienen por objetivo confirmar la suposición sobre la efectividad del material dispuesto en ángulo respecto a los rayos simulados, y además comprobar la efectividad entre las geometrías de cascarón asociadas a hábitats cilíndricos y toroidales.

3.3.4.2.1 Hábitat cilíndrico

- 1) Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno, 42 rayos.
mSv (1 día): 0.4065

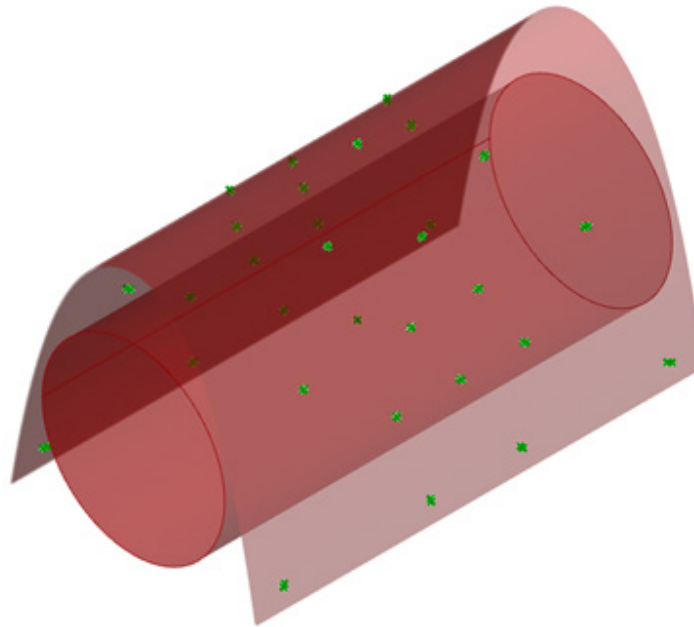


Fig. 141 Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno, 42 rayos, elaboración propia

2) Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno +
25 cm Regolito, 42 rayos.
mSv (1 día): 0.3804

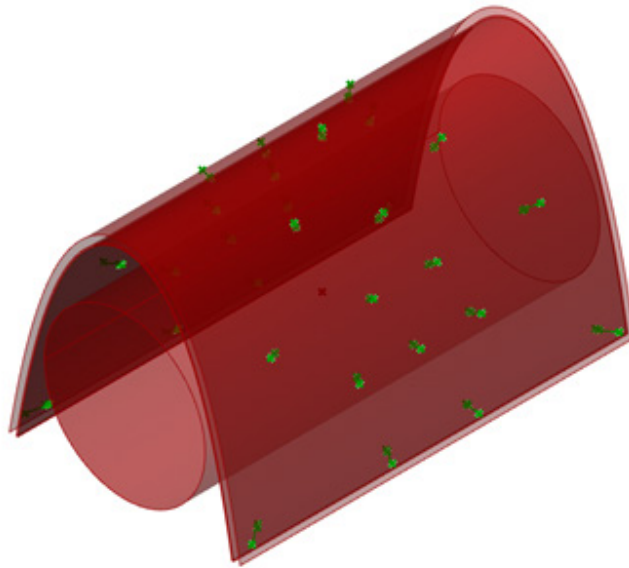


Fig. 142 Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 42 rayos, elaboración propia

3) Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5
cm Polietileno, 42 rayos.
mSv (1 día): 0.4045

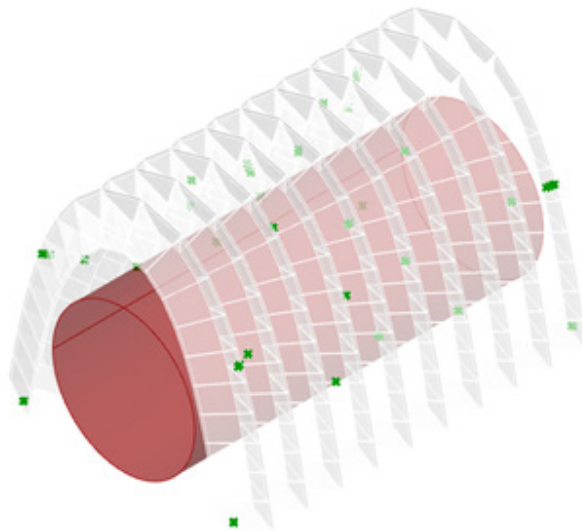


Fig. 143 Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5 cm Polietileno, 42 rayos, elaboración propia

4) Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5,
5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 42 rayos.
mSv (1 día): 0.3750

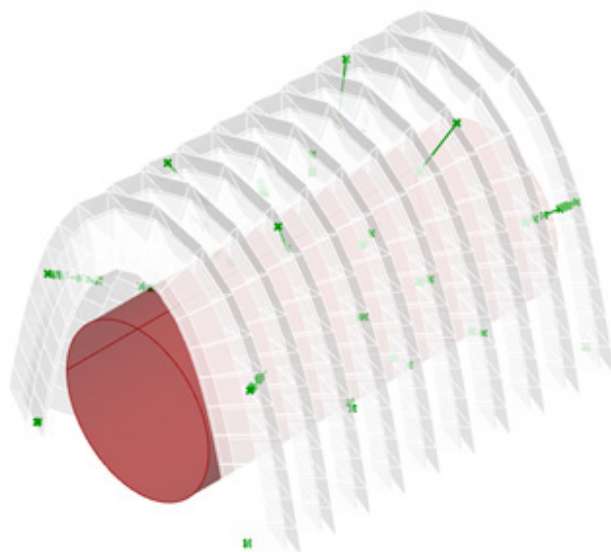


Fig. 144 Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 42 rayos, elaboración propia

3.3.4.2.2 *Hábitat Toroidal*

1) Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno,
42 rayos.
mSv (1 día): 0.4058

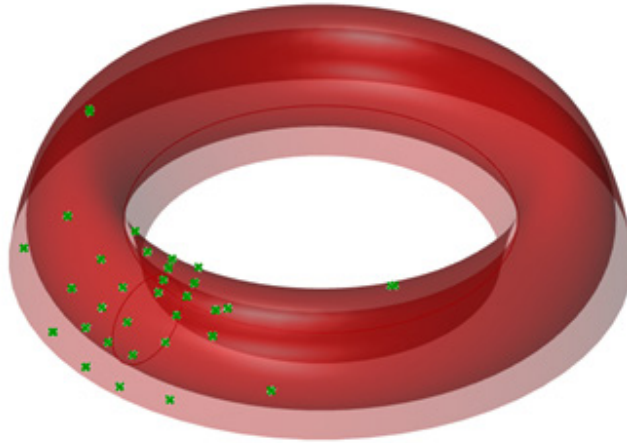


Fig. 145 Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno, 42 rayos, elaboración propia.

2) Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno +
25 cm Regolito, 42 rayos.
mSv (1 día): 0.3858

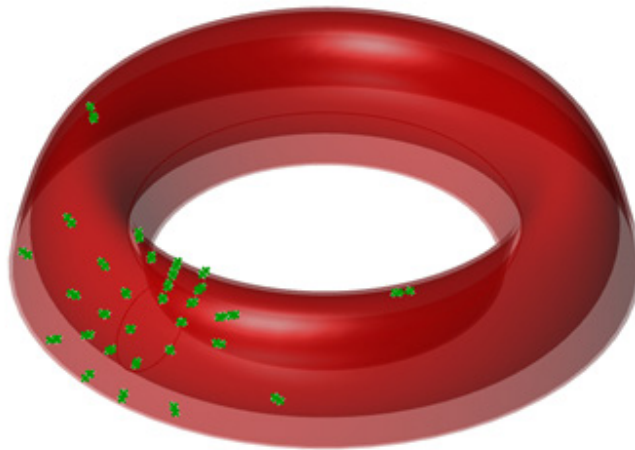


Fig. 146 Cascarón catenaria simple, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 42 rayos, elaboración propia.

3) Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5,
5 cm Polietileno, 42 rayos.
mSv (1 día): 0.4041

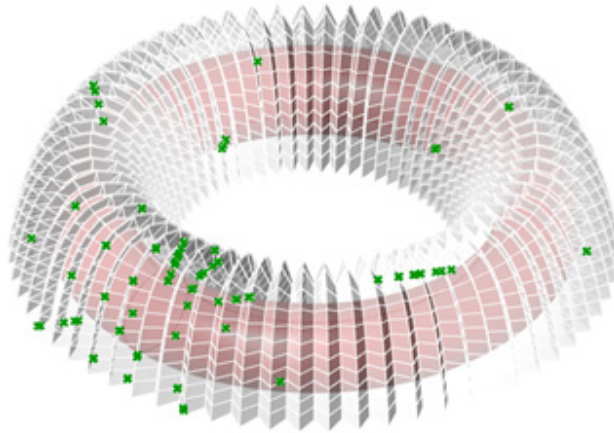


Fig. 147 Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5 cm Polietileno, 42 rayos, elaboración propia.

4) Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5,
5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 42 rayos.
mSv (1 día): 0.3642

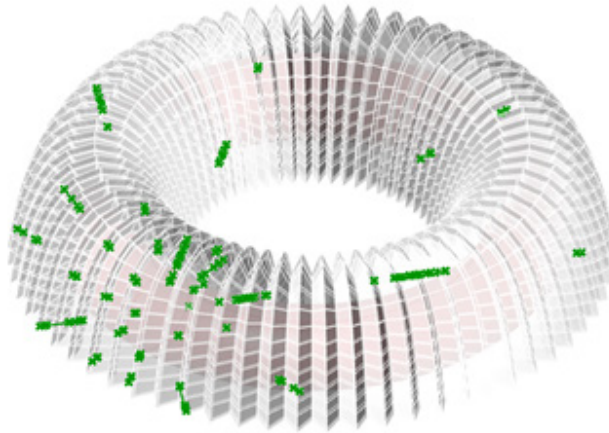


Fig. 148 Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 42 rayos, elaboración propia.

3.3.4.2.3 Conclusiones

Con los resultados obtenidos, se puede concluir que el acto de replegar la superficie del cascarón, en cualquiera de sus versiones, disminuye de manera efectiva la radiación incidente en el interior de los hábitats. Además, la versión toroidal demostró tener aún mayor capacidad de mitigación que su contraparte cilíndrica.

3.3.4.3 Evaluaciones de 1002 rayos

Como se demostró en las evaluaciones anteriores, las versiones de cascarón plegado demostraron ser superiores a sus versiones de cascarón liso, por este motivo serán reevaluadas las geometrías plegadas de las versiones de hábitats cilíndricos y toroidales con una distribución más densa de 1002 rayos.

3.3.4.3.1 Hábitat Cilíndrico

1) Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos. mSv (1 día): 0.3592

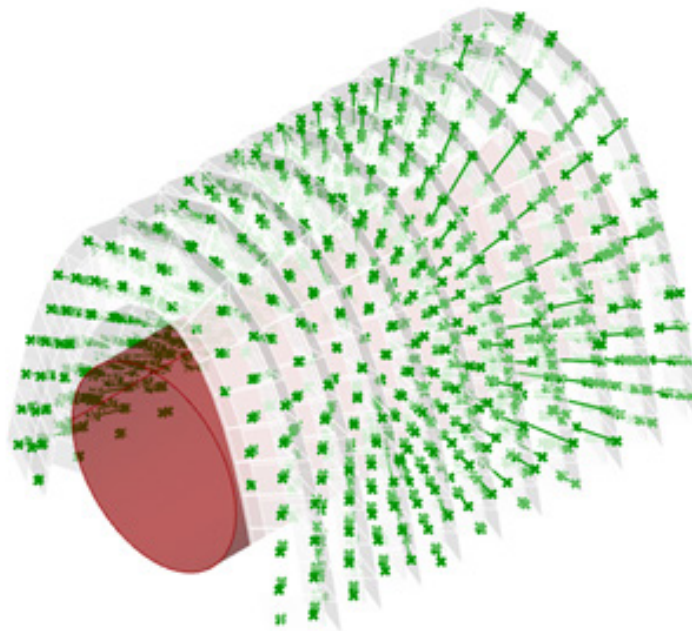


Fig. 149 Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos, elaboración propia.

3.3.4.3.2 *Hábitat toroidal*

1) Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5,
5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos.
mSv (1 día): 0.2775

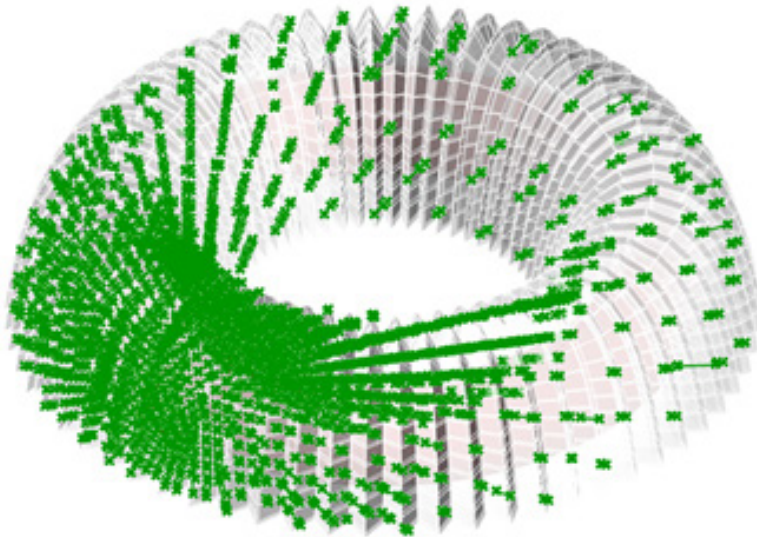


Fig. 150 Cascarón catenaria replegada, amplitud 1.5, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos, elaboración propia.

3.3.4.3.3 Conclusiones

El hábitat cilíndrico recibe 0.3592 mSv al día, mientras que el hábitat toroidal recibe 0.2775. Si la dosis percibida en la superficie de Marte a altura del datum sin contar el factor de la topografía circundante al punto de dosimetría, y sólo considerando la mitigación atmosférica, es de 0.4464 mSv en un periodo de actividad solar mínimo, la reducción de radiación provocada por el hábitat cilíndrico es de un 19.5% respecto a la dosis total, mientras que el hábitat toroidal reduce la radiación percibida en un 37.8% del total.

Teniendo en cuenta el límite de dosis de radiación de un trabajador en la Tierra, se tiene que la dosis no debe superar los 0.137 mSv por día, o 50 mSv por año. En el caso del hábitat toroidal mejor evaluado (fig. 150), se tiene que la dosis percibida por un humano en su interior es del 200% aproximadamente del límite de seguridad terrestre, esto sin contar los efectos mitigadores de la topografía, del hábitat en sí, ni de su equipamiento, sólo el efecto del cascarón.

Esto significa que, bajo estas condiciones, una persona puede habitar en teoría 9.8 años terrestres en el interior del cascarón hasta acumular 1 Sv en su cuerpo, lo que equivale en un 5.5% de probabilidad adicional de desarrollar cáncer una vez transcurrido ese tiempo [53].

De este modo la configuración de repliegue en

forma toroidal se consolida como la alternativa más conveniente para la mitigación de la radiación entre las opciones evaluadas.

3.3.4.4 Evaluaciones de 1002 rayos considerando terreno

Como se habló anteriormente en la sección 3.2.1, la resolución disponible del terreno marciano es demasiado baja para evaluar de manera suficientemente precisa su topografía, lo que podría impactar de manera negativa la evaluación del hábitat y cascarón en alguno de sus puntos. Por esto se ha seleccionado la zona 4d de Acheron Fossae con una deformación vertical del 50% para acrecentar sus características topográficas.

Los efectos mitigadores de la topografía circundante al hábitat son clave en términos de reducción de dosis acumulada de radiación, ya que se asume que cualquier rayo que atraviesa dicha topografía, lo hace por un mínimo de 300 cm de Regolito. Este dato se incorpora a las programaciones anteriores para ser incluido en la metodología de evaluación usada en la plataforma OLTARIS.

A partir de la polilínea definida por el horizonte topográfico proyectado en la piel del cascarón, se proyecta un cilindro dispuesto de manera

vertical, con su extremo inferior cerrado. Esto se hace con objeto de detectar todos aquellos rayos de la distribución de 1002 rayos de OLTARIS que chocan con el terreno elegido, con fin de atribuirles un espesor de 300 cm correspondiente al terreno.

Naturalmente, el espesor que atraviesan los

rayos que chocan con la superficie planetaria corresponde a cientos de miles de metros y otros que chocan con las crestas de las montañas pueden variar de >0.1 cm a varios metros. Con el fin de simplificar esta variación se define a todos estos rayos con un espesor de 300 cm, lo cual es suficiente para reducir la radiación en un 99% [53].

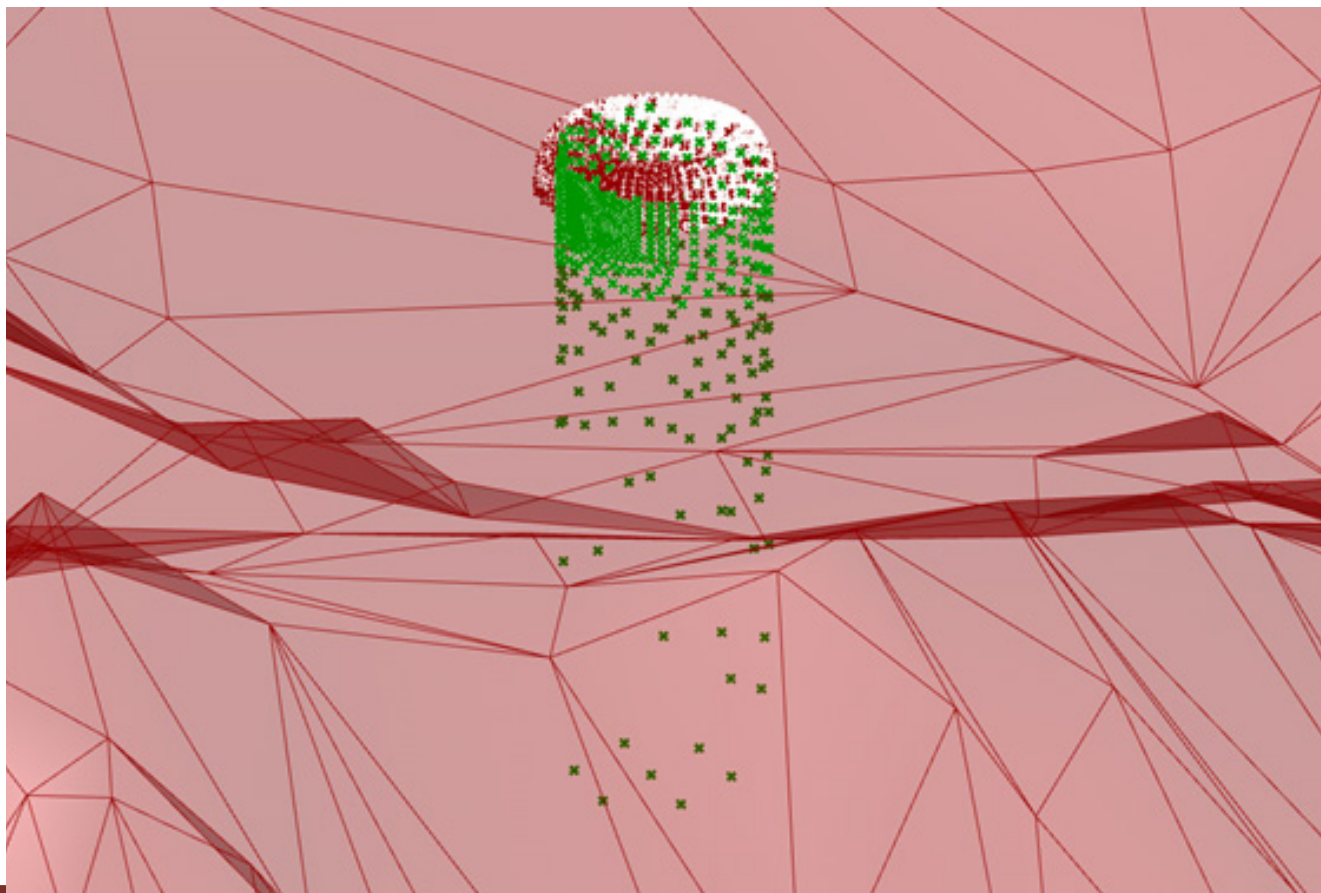


Fig. 151 Definición de rayos que chocan en un área definida del terreno, elaboración propia.

3.3.4.4.1 Hábitat toroidal

En base a lo anterior, se evaluará al cascarón toroidal replegado con amplitudes de 1,2 y 3 metros.

1) Cascarón catenaria replegada, amplitud 1, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos con terreno.

mSv (1 día): 0.0640

mSv (1 año): 23.4

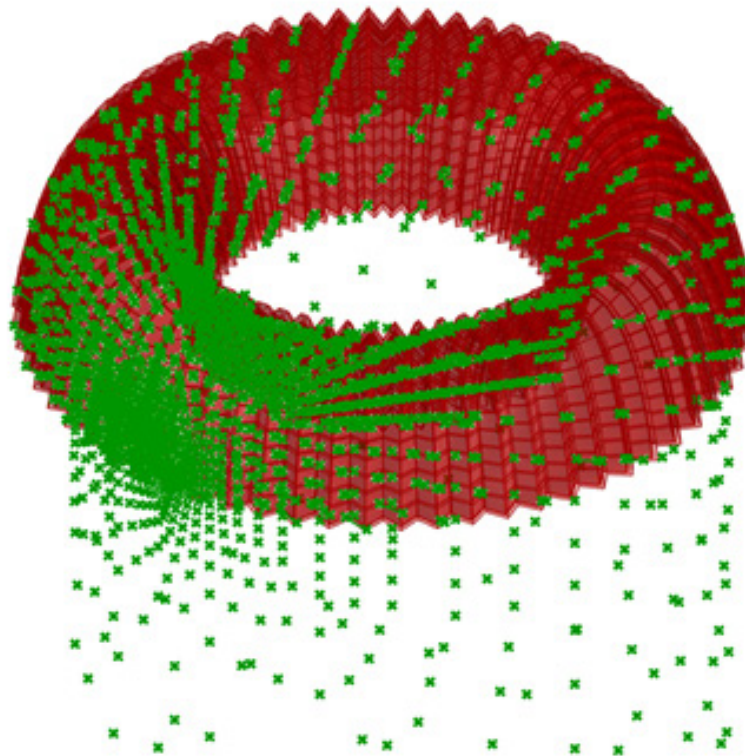


Fig. 152 Cascarón catenaria replegada, amplitud 1, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos con terreno, elaboración propia.

2) Cascarón catenaria replegada, amplitud 2, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos con terreno.

mSv (1 día): 0.0562

mSv (1 año): 20.54

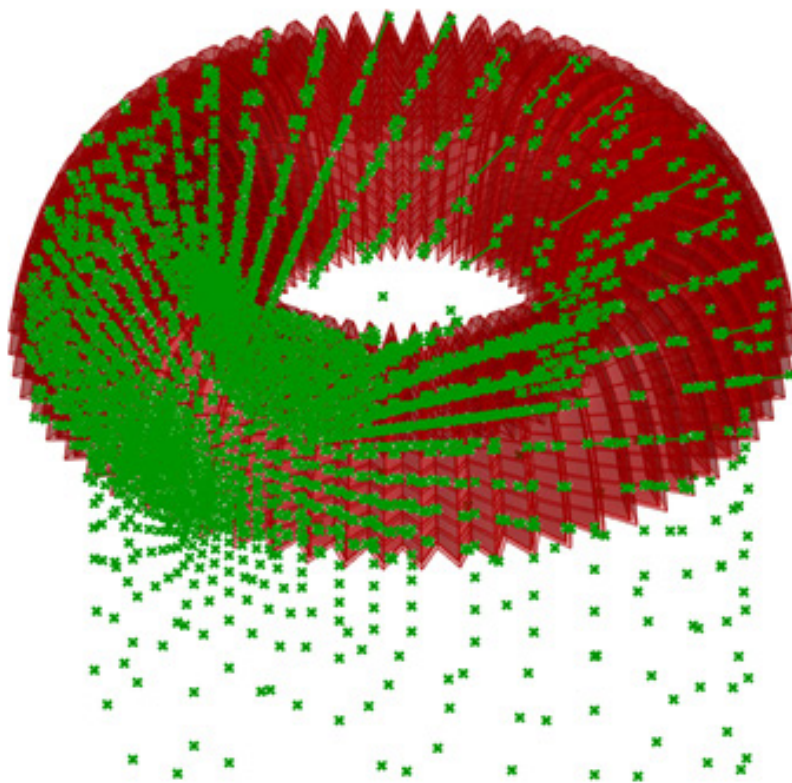


Fig. 153 Cascarón catenaria replegada, amplitud 2, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos con terreno, elaboración propia.

3) Cascarón catenaria replegada, amplitud 3, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos con terreno.

mSv (1 día): 0.0516

mSv (1 año): 18.85

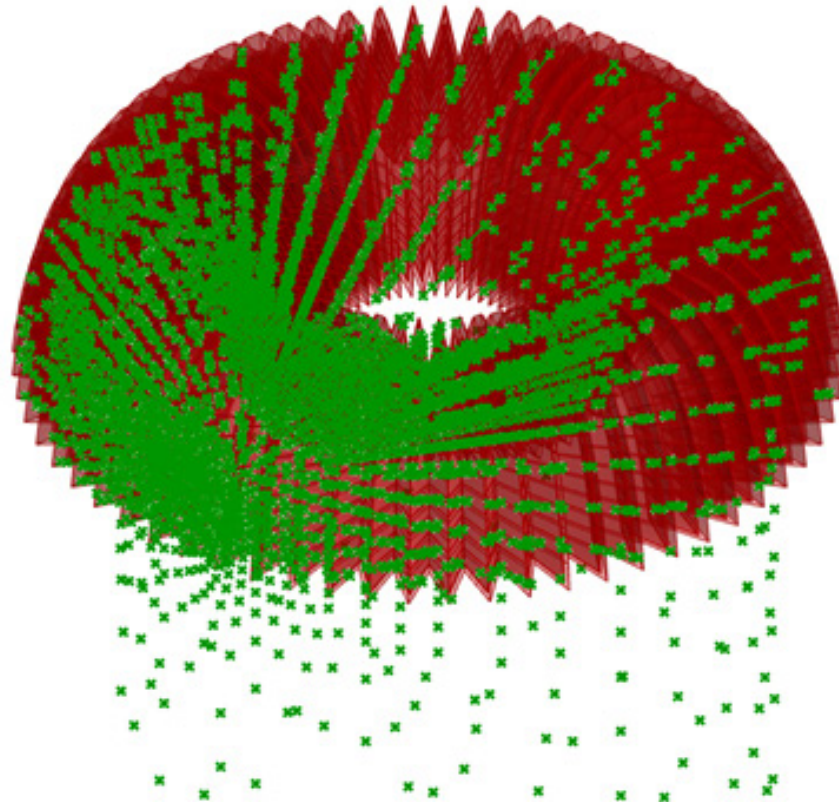


Fig. 154 Cascarón catenaria replegada, amplitud 3, 5 cm Polietileno + 25 cm Regolito, 1002 rayos con terreno, elaboración propia.

3.3.4.4.2 Conclusiones

En comparación a los resultados obtenidos en las evaluaciones de 1002 rayos sin terreno, los resultados obtenidos en esta instancia son casi un orden de magnitud menores. Esto es sumamente beneficioso para los habitantes y vislumbra la importancia de una ubicación lo más rodeada de colinas posible, lo cual a su vez valida la lógica detrás del diseño de la programación de elección de terreno.

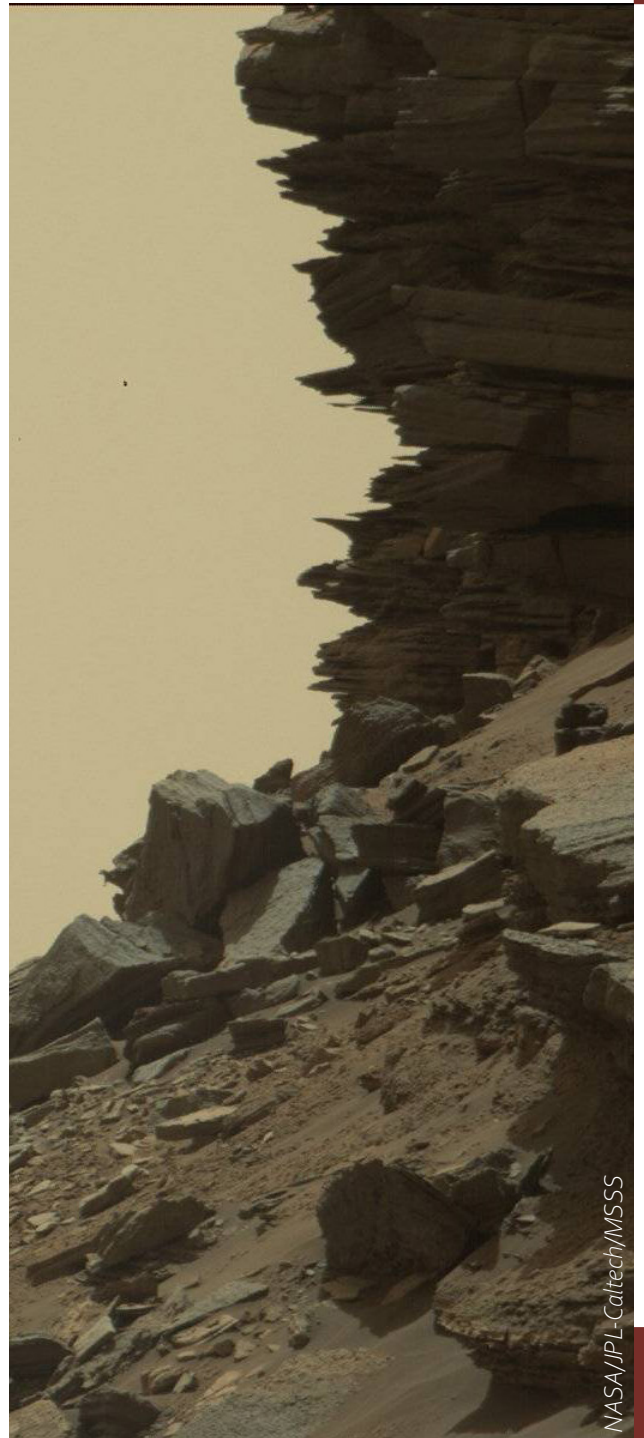
Porcentualmente, los resultados anteriores arrojaron 0.3592 mSv al día para el hábitat cilíndrico y 0.2775 mSv para el hábitat toroidal, si comparamos este último resultado a las nuevas evaluaciones con terreno, tenemos que el caso 1 con amplitud 1 m es un 76.89% mejor, el caso 2 con amplitud 2 m un 79.74% mejor, y el tercer caso con amplitud 3 m un 81.4% mejor, arrojando 0.064 mSv, 0.0562 mSv y 0.0516 mSv al día respectivamente.

Si se aplica el factor de seguridad de límite de radiación de un trabajador terrestre de 0.137 mSv al día, se tiene que el caso 1 es un 53.28% más seguro que el mismo límite de seguridad, posibilitando una estadía de 42.7 años al interior del cascarón sin considerar el efecto mitigador del hábitat inflable y su equipamiento, hasta alcanzar un 5.5% de posibilidades adicionales de generar cáncer. En el caso 2 (un 59% más seguro que el límite de seguridad) un humano puede habitar el cascarón por 48.7 años (6 años

más que el caso 1) hasta acumular 1 Sv en su cuerpo y aumentar sus posibilidades de cáncer en un 5.5% adicional. En el último caso 3 (un 62.3% más seguro que el límite de seguridad), un humano puede habitar su interior por 53.05 años (10 años más que el caso 1 y 4.4 años más que el caso 2) antes de aumentar sus posibilidades de desarrollar cáncer en un 5.5% adicional.

3.4 **Objetivo Específico 3**

Diseño de un módulo constructivo de HDPE capaz de resistir el peso propio y el peso equivalente del material Ferrock a base de regolito.



Objetivo 3: Diseño de un módulo constructivo de HDPE capaz de resistir el peso propio y el peso equivalente del material Ferrock a base de regolito.

Actividad 1, 2 y 3

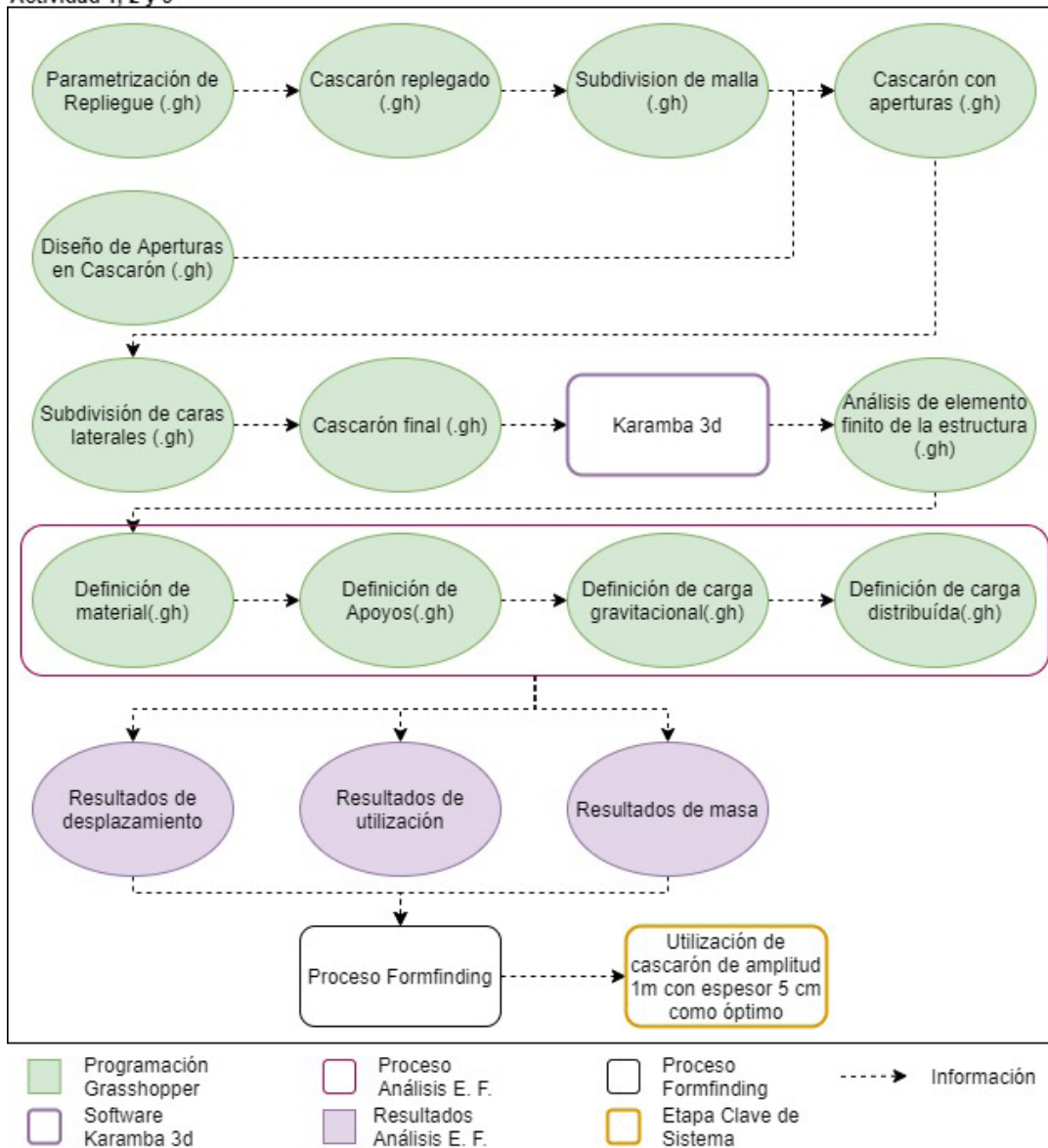


Fig. 155 Metodología Objetivo 3, elaboración propia.

3.4.1 Actividad 1: Subdivisión de la superficie del volumen envolvente

3.4.1.1 Subdivisión de malla principal

Inicialmente, se tiene una subdivisión de malla en Grasshopper de Rhinoceros, consistente en 64 segmentos "V Count" y 20 segmentos "U Count" que informan la malla de superficie inicial. El número asociado a "V Count" determina la cantidad de repliegues del cascarón, mientras que el número asociado a "U Count" determina el número de segmentos que construyen un arco catenario.

Esta configuración presenta un inconveniente, ya que las caras de 4 vértices no son planares, lo que puede ser dificultoso para la producción de piezas plásticas en Marte. El objetivo en este caso es simplificar el proceso de producción, por lo que es deseable trabajar sólo con piezas planares.

En base a lo anterior, se decide subdividir cada cara utilizando el método de triangulación.

En este momento es posible combinar la información desarrollada en la sección 3.3.2, para así poder generar aperturas en la nueva malla triangulada. Se escogen todos los triángulos cuyos centros geométricos están dentro del área delimitada por la proyección de las curvas catenarias en el cascarón, y son eliminados.

De esta forma se construye una aproximación de vacíos catenarios en base a módulos triangulados.

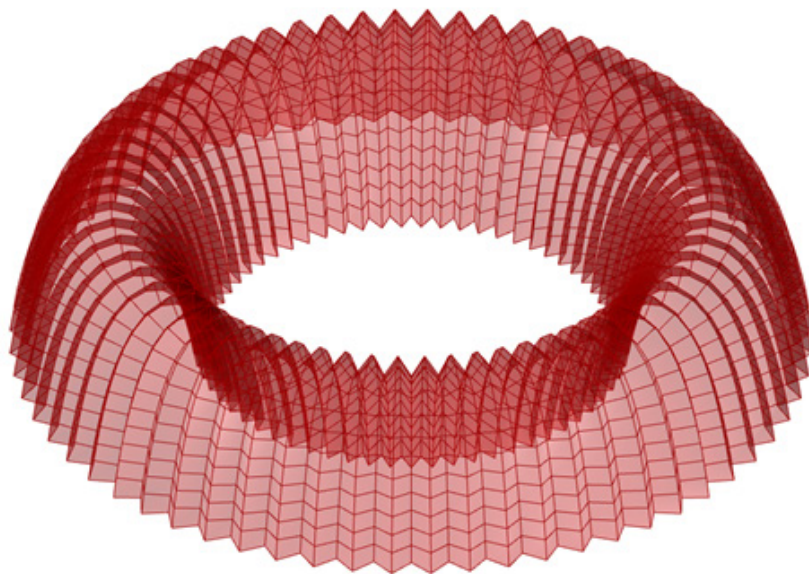


Fig. 156 Subdivisión de malla inicial. elaboración propia.

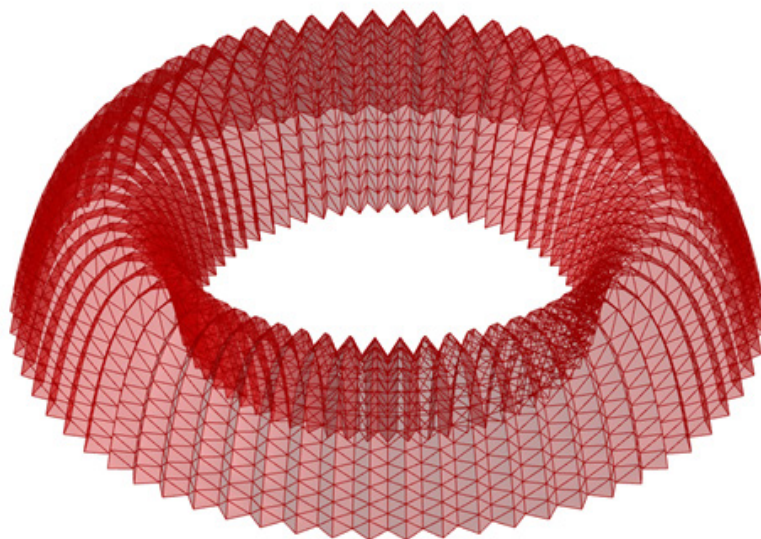


Fig. 157 Malla con caras trianguladas, elaboración propia.

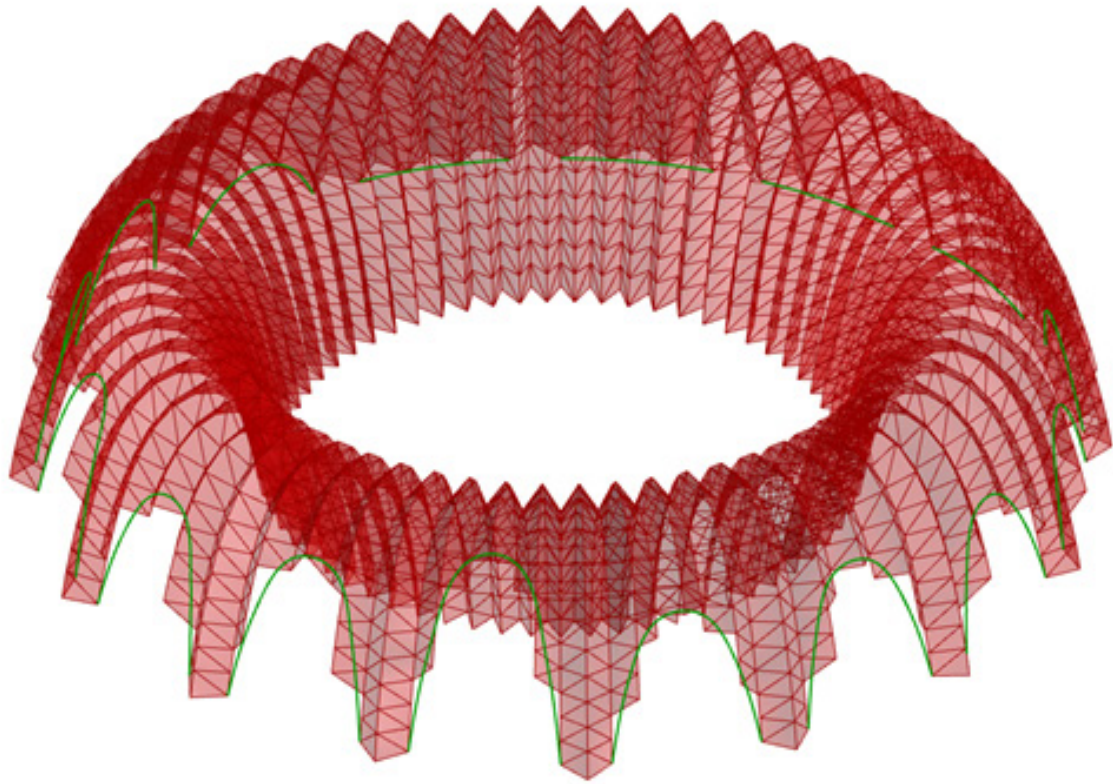


Fig. 158 Construcción de aperturas en base a módulos triangulados, elaboración propia.

3.4.1.2 Subdivisión de caras laterales

En base a la información anterior es posible crear las caras laterales de cada módulo triangular. Esto con el fin de llegar a un modelo de análisis de elemento finito más cercano a la realidad en el siguiente paso.

Las caras laterales se diseñan con el fin de garantizar una profundidad de 25 cm en su sección más estrecha del módulo.

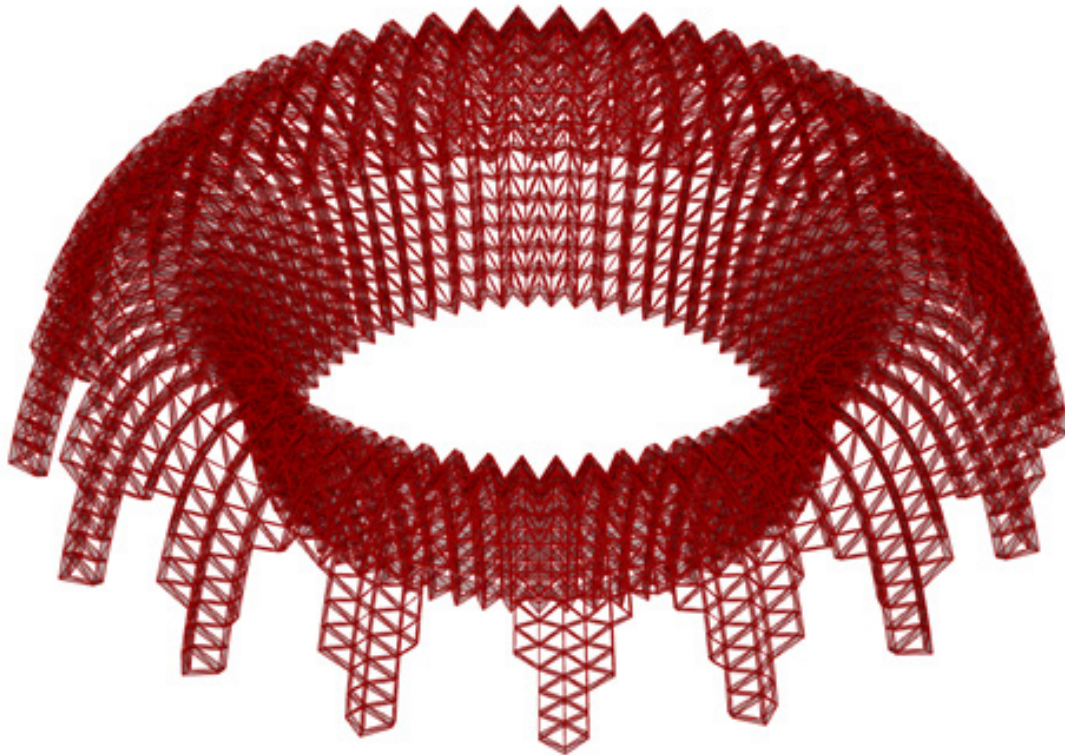


Fig. 159 Creación y subdivisión de mallas en caras planares, elaboración propia.

Finalmente, con las subdivisiones de malla principal y las subdivisiones de las caras laterales, se obtiene la malla final que será evaluada en su comportamiento estático en el siguiente paso.

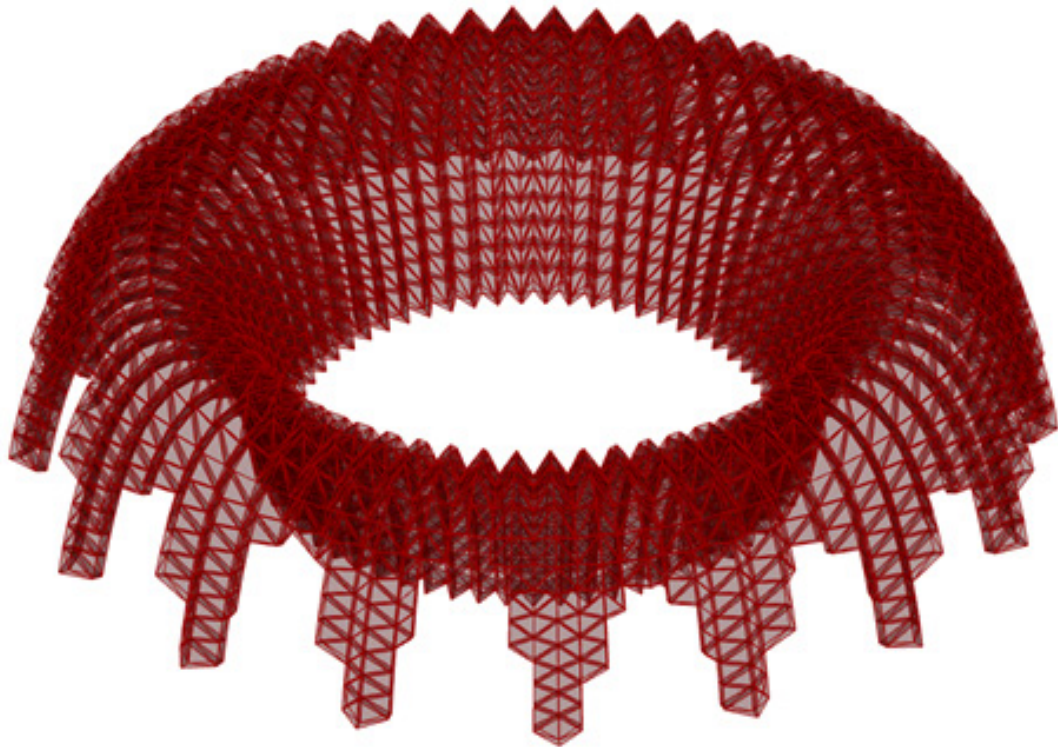


Fig. 16o Subdivisión total de malla con aperturas incluidas, elaboración propia.

3.4.2 Actividad 2: Simulación de análisis de elemento finito de geometría optimizada para radiación.

Para la simulación de análisis de elemento finito se utilizará el plug-in Karamba 3d para Grasshopper de Rhinoceros. Este software es capaz de simular diversos materiales bajo cargas gravitacionales, puntuales y distribuidas, entregando información sobre elementos en compresión, tracción, desplazamiento y utilización.

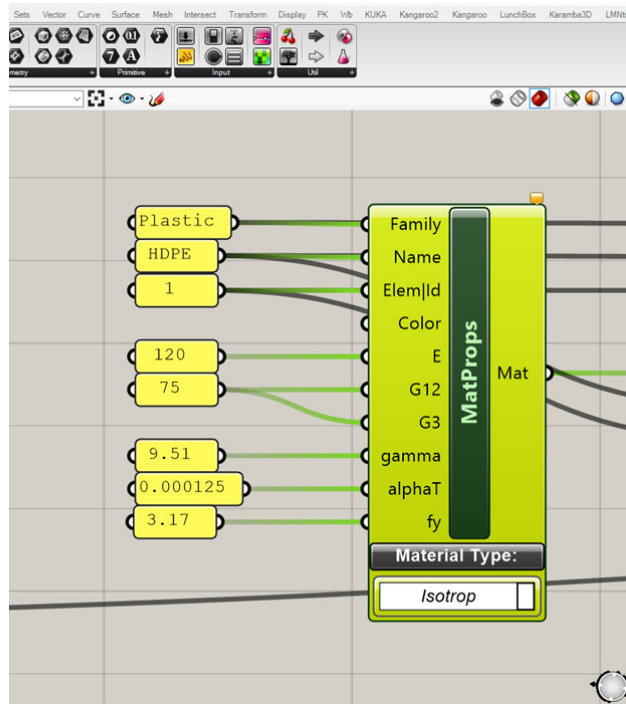


Fig. 161 Datos de propiedades mecánicas del material HDPE, elaboración propia.

3.4.2.1 Simulación de cascarón HDPE de amplitud 1m

3.4.2.1.1 Definición de material

El material HDPE es definido en base a la información proporcionada por la ficha técnica de Polymerland, donde se dispone de HDPE Quadrant EPP Proteus [104]. Los datos técnicos son traducidos a las unidades con las que trabaja el software Karamba 3d:

“E” corresponde al módulo de Young, expresado en kN/cm².

“G₁₂” y “G₁₃” corresponde al módulo de corte en el plano y transversal, respectivamente.

“gamma” corresponde al peso específico, expresado en kN/m³.

“alphaT” corresponde al coeficiente de expansión térmica, expresado como (1/°C).

“fy” es la fluencia del material, expresado en kN/cm².

3.4.2.1.2 Definición de apoyos

Los apoyos de la estructura son definidos como puntos de la malla final, con puntos distribuidos de manera regular en el perímetro interior del cascarón, mientras que en el perímetro externo se ubican en los cimientos de las aperturas.

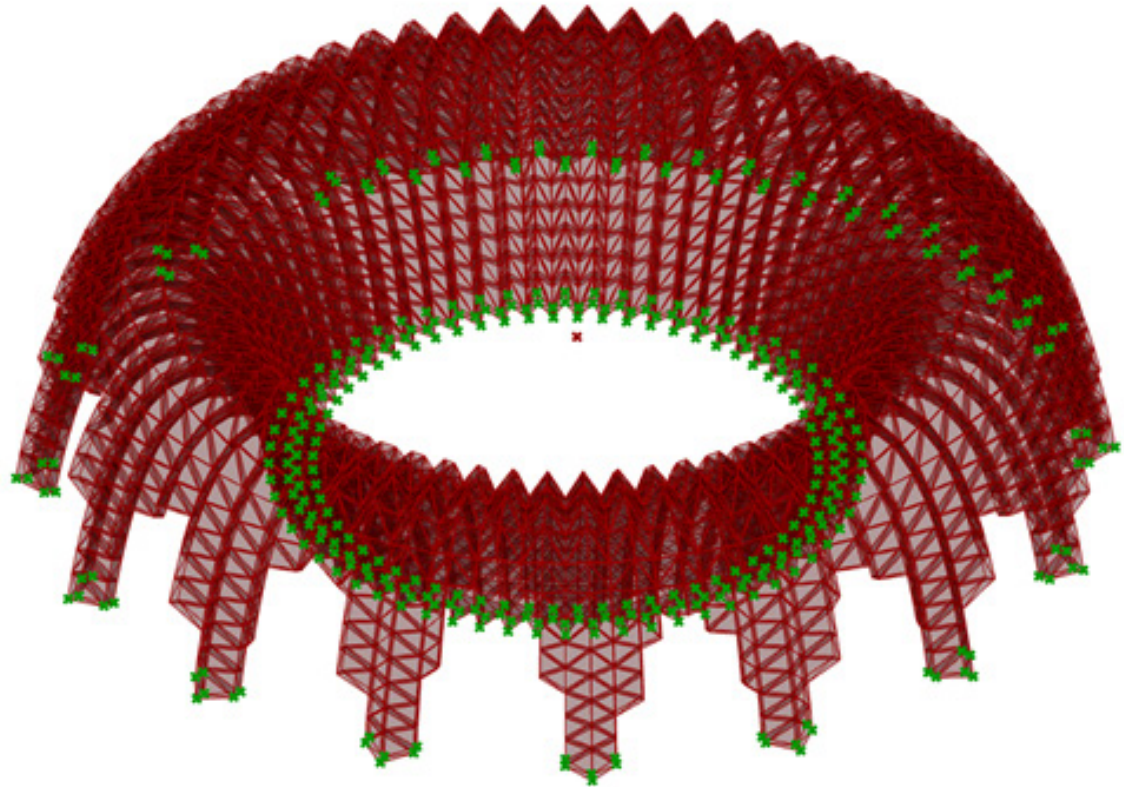


Fig. 162 Definición de apoyos del cascarón previo a análisis, elaboración propia.

3.4.2.1.3 Definición de carga

Se define la gravedad marciana como factor, Karamba 3d lee el input en m/s^2 , por lo que corresponde ingresar 3.71 m/s^2 , como aceleración.

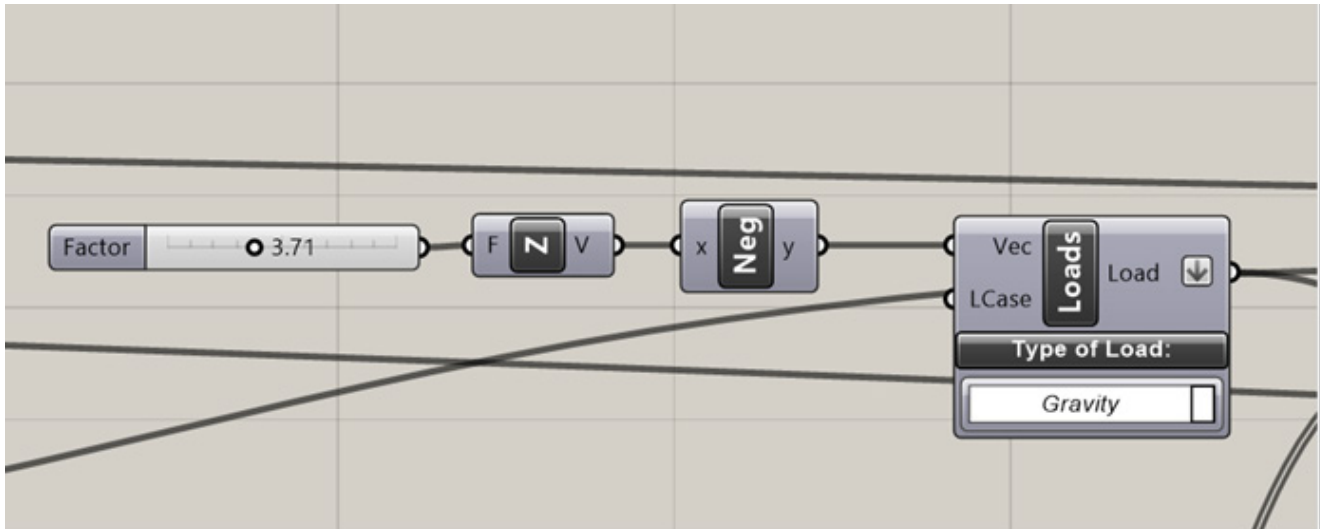


Fig. 163 Definición de carga gravitacional, elaboración propia.

3.4.2.1.4 Definición de sección

Karamba 3d necesita información en el input de sección de la estructura, en este caso al tratarse de una estructura tipo cascarón, o shell, se define su espesor general como 5 cm de HDPE, en concordancia con el espesor utilizado en los experimentos radiológicos de GaTech y de la disponibilidad material de Polymerland.

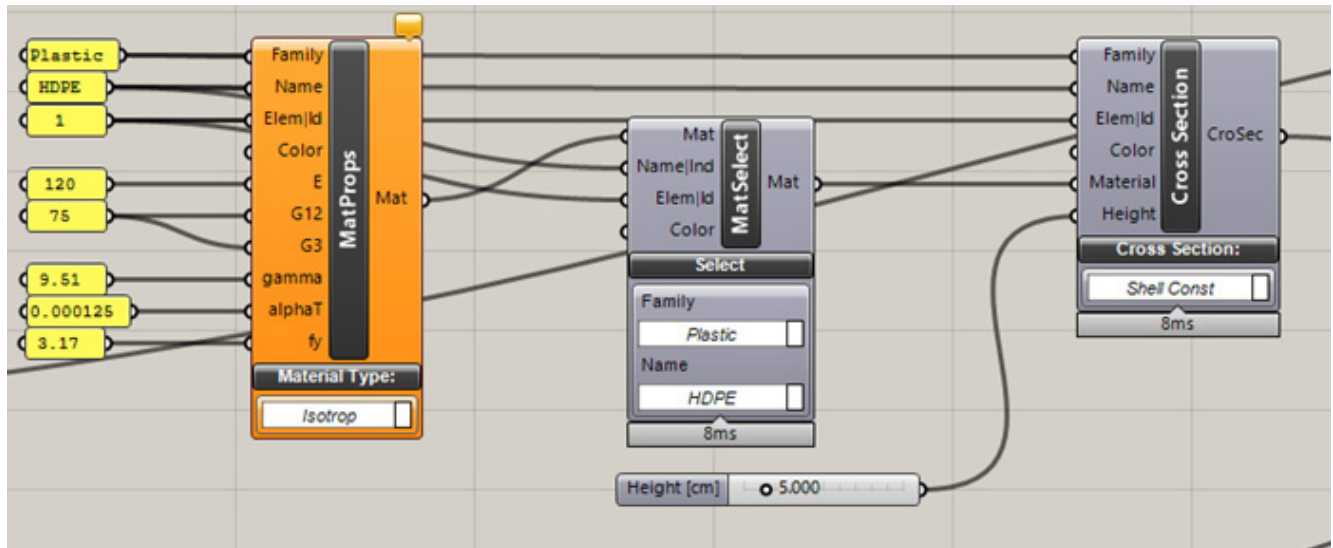


Fig. 164 Definición de sección de cascarón, elaboración propia.

3.4.2.1.5 Análisis de utilización

La utilización es calculada como una razón entre el estrés de fluencia y el estrés de Von Mises, éste último es útil para determinar el momento en el que un material comienza a fluir.

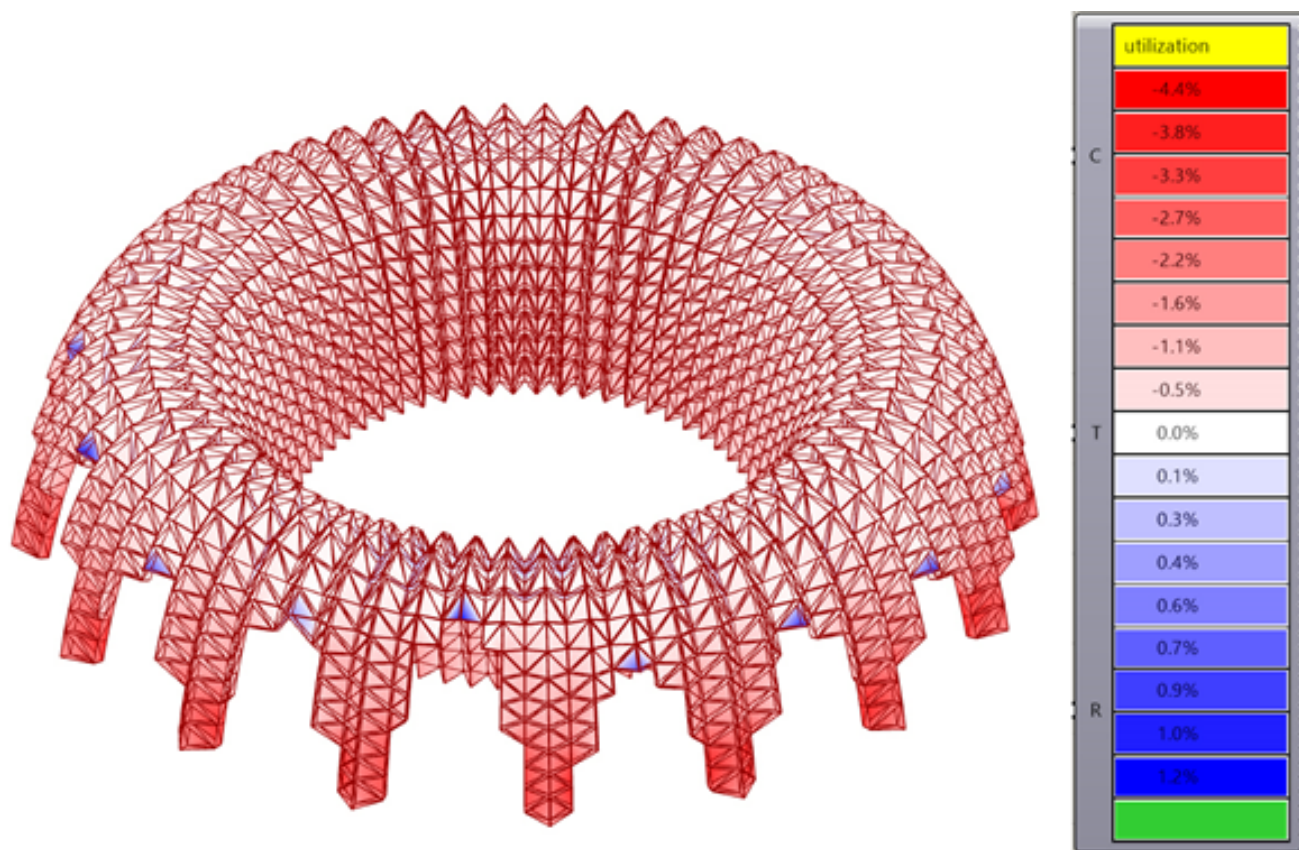


Fig. 165 Índice de utilización de la estructura shell, en rojo aquellas secciones en compresión, y en azul aquellas secciones en tracción, elaboración propia.

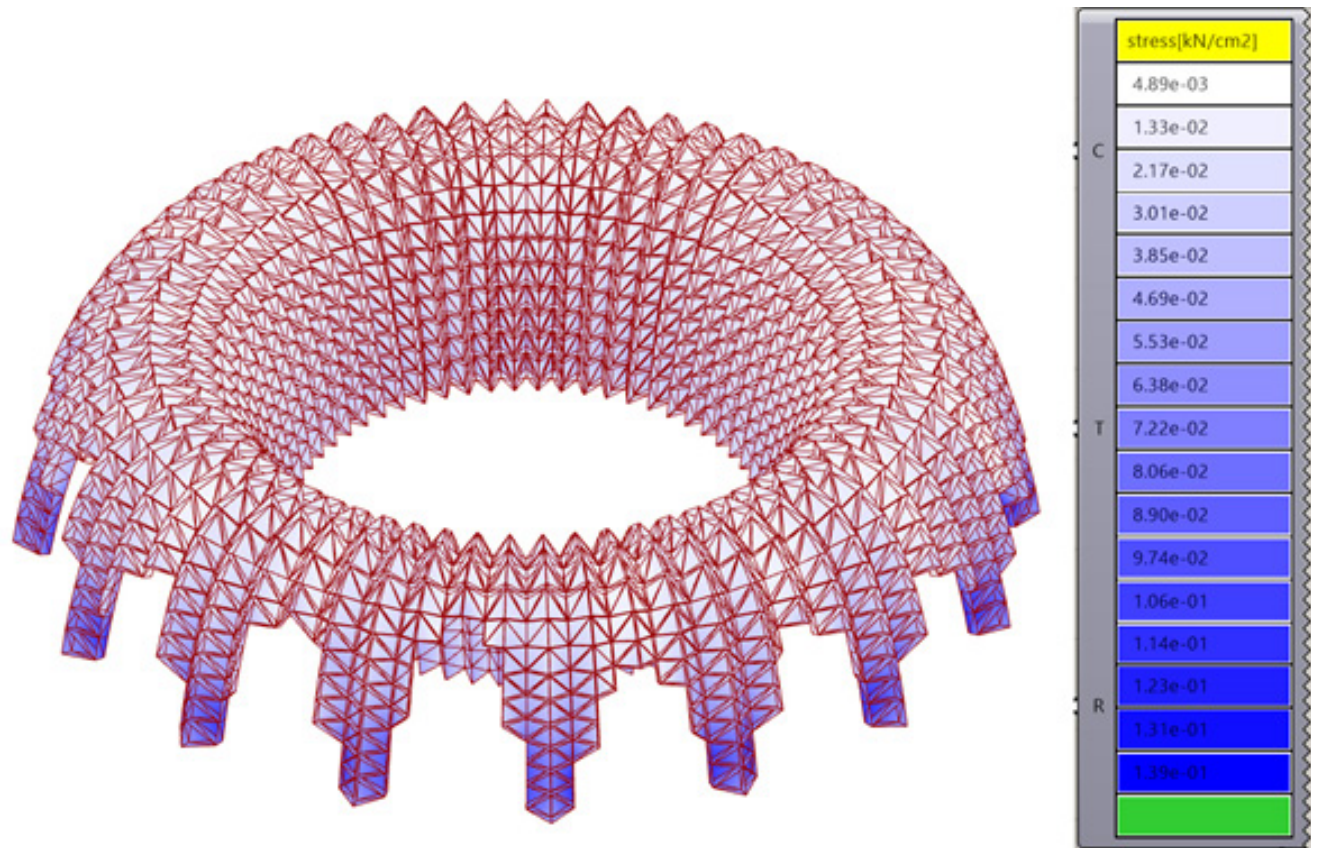
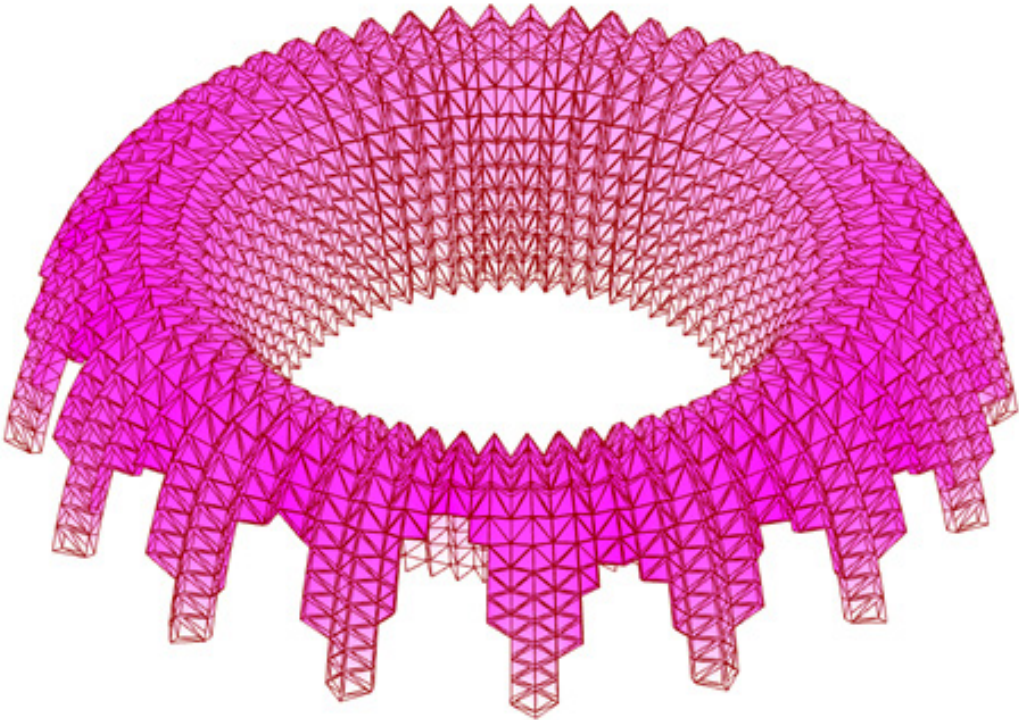


Fig. 166 Von Mises Stress, en azul se visualizan aquellas secciones más solicitadas en términos de kN/cm², elaboración propia.

3.4.2.1.6 Análisis de desplazamiento

Con los datos de material y fuerza gravitacional, se puede visualizar el desplazamiento de la estructura. Este cálculo sólo comprende a la estructura de plástico y no incluye a su relleno de Ferrock. El mayor desplazamiento calculado fue de 0.59 cm (color rosa).



res. disp. [cm]	
	0.00e+00
C	3.69e-02
	7.38e-02
	1.11e-01
	1.48e-01
	1.85e-01
T	2.21e-01
	2.58e-01
	2.95e-01
	3.32e-01
	3.69e-01
R	4.06e-01
	4.43e-01
	4.80e-01
	5.17e-01
	5.54e-01
	5.91e-01

Fig. 167 Desplazamiento total de la estructura plástica, elaboración propia.

3.4.2.2 Simulación de cascarón HDPE de amplitud 1m con carga de Ferrock.

Para esta simulación se debe tener en consideración el efecto del peso propio de la estructura de plástico ya realizado en la sección 3.4.2.1, a lo que adicionalmente se suma la carga de la mezcla de Ferrock a base de regolito.

3.4.2.2.1 Definición de carga

Esta mezcla corresponde a 3423.64 toneladas terrestres de material, lo que es equivalente a 1295.12 toneladas de mezcla en la gravedad marciana. Combinando este dato con la superficie total del cascarón con aperturas, se obtienen 0.45 ton/m², lo que es equivalente a 4.41 kN/m².

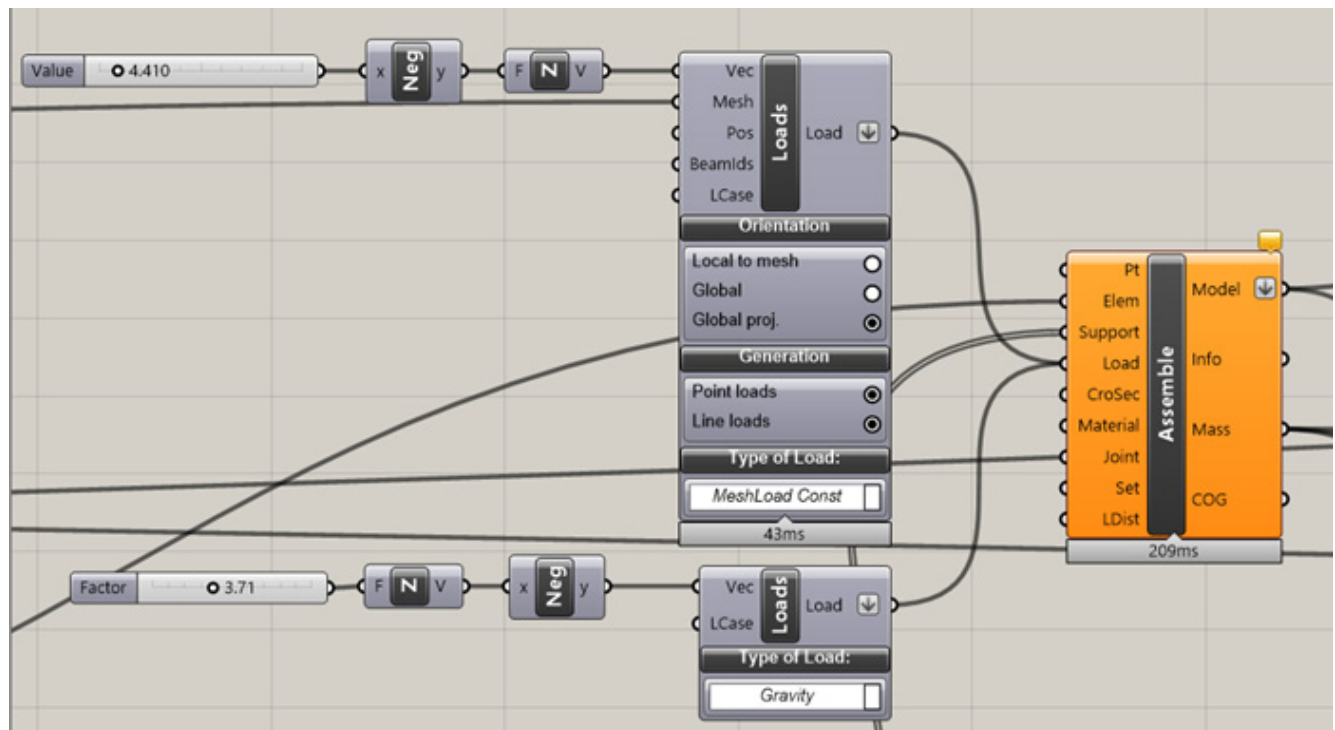


Fig. 168 Definición de carga constante en términos de kN/m² para representar mezcla de Ferrock, elaboración propia

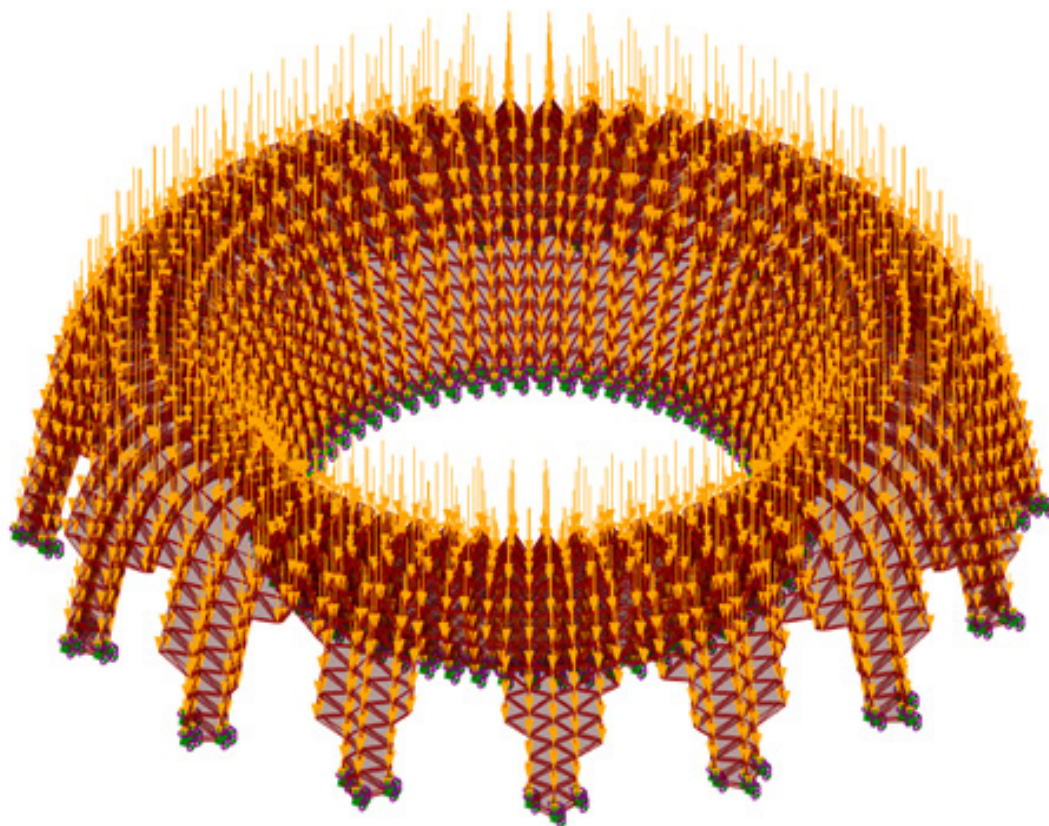


Fig. 169 Carga distribuida de Ferrock a base de regolito, elaboración propia.

3.4.2.2.2 Análisis de utilización

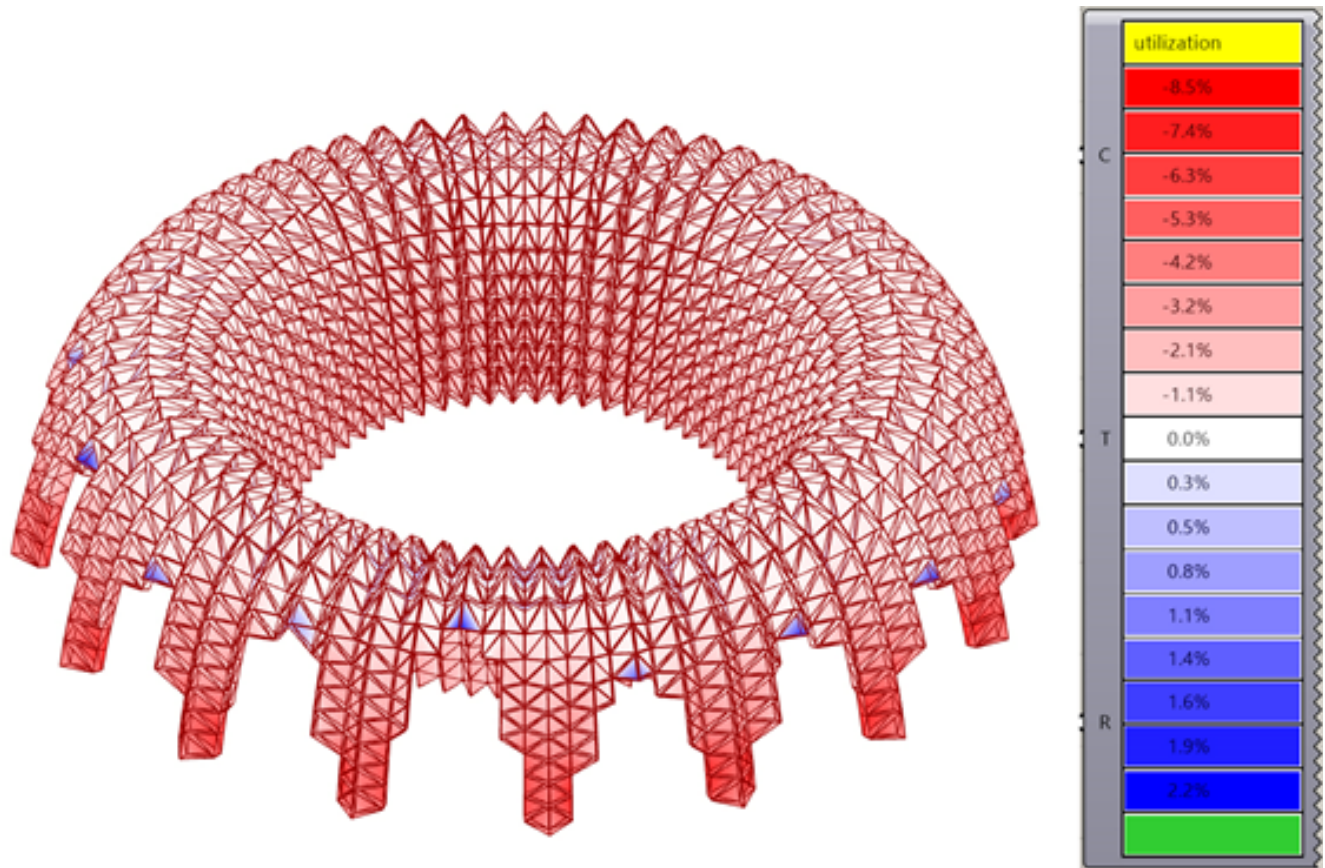


Fig. 170 Índice de utilización de la estructura shell considerando carga gravitacional y distribuida de Ferrock. En rojo aquellas secciones en compresión, y en azul aquellas secciones en tracción, elaboración propia.

3.4.2.2.3 Análisis de desplazamiento

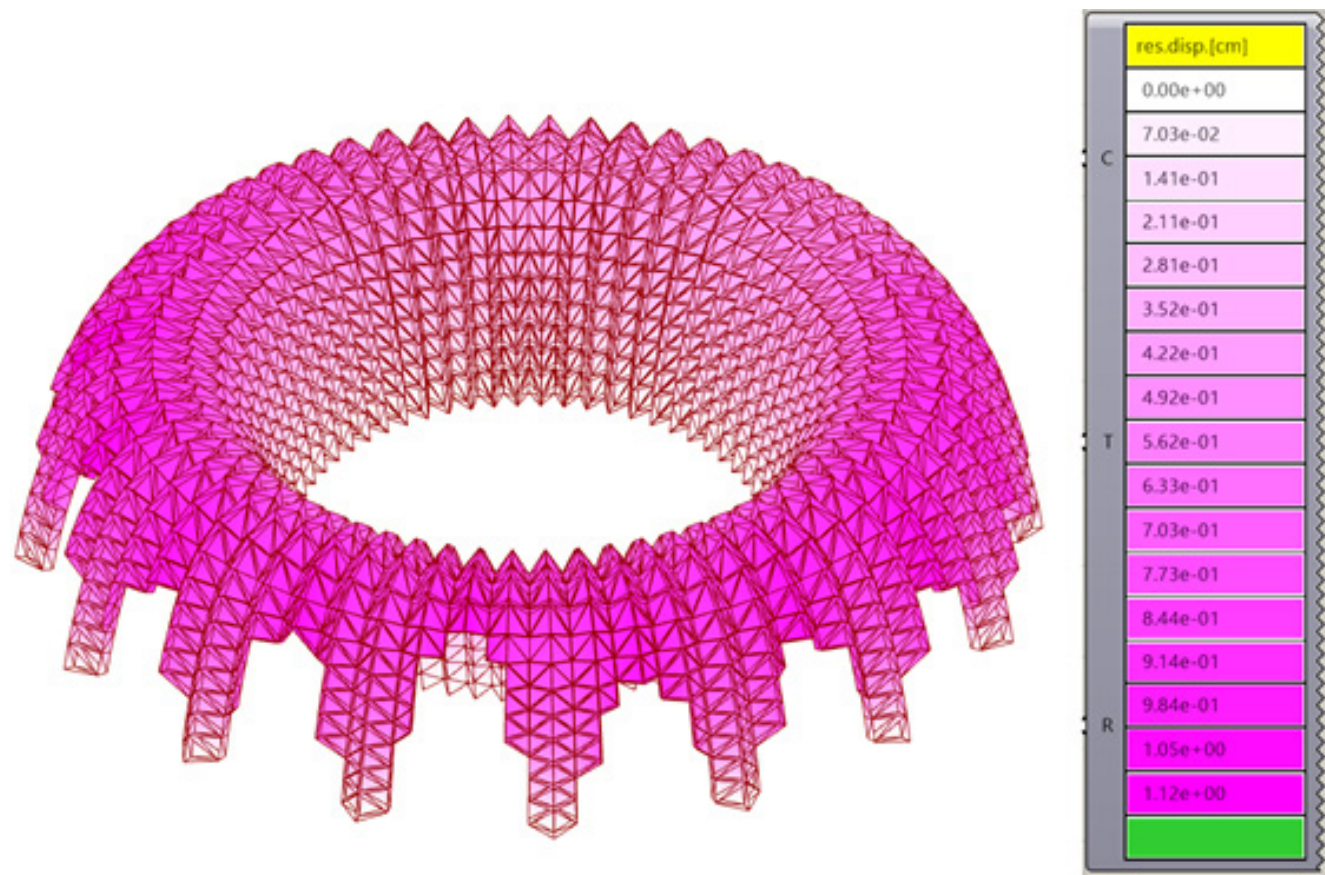


Fig. 171 Desplazamiento total de la estructura plástica considerando carga de Ferrock, elaboración propia.

3.4.2.3 Conclusiones

Al considerar el desplazamiento total de la estructura, esto es, considerando su peso propio y carga distribuida, se estima que la hipótesis se confirma a través de la factibilidad de utilizar al elemento HDPE como estructura primaria y contenedora del relleno Ferrock, cuyo nivel de desarrollo actual no es adecuado para su utilización como elemento constructivo primario [3].

En cualquier caso, es posible crear compuestos e HDPE y Basalto, que se encuentra en grandes cantidades en la superficie marciana. Se ha comprobado que la adición de este mineral en forma de fibras puede cuadruplicar la resistencia mecánica del plástico [105], de este modo se podría reducir el desplazamiento final de la estructura.

3.4.3 Actividad 3: Form-finding para optimizar el comportamiento estático de la estructura envolvente

Se evaluará la estructura en base a tres parámetros; desplazamiento total, masa (HDPE), y espesor de cascarón.

Al evaluar el cascarón de amplitud 1(m) se puede concluir que el incremento del parámetro de espesor del cascarón aumenta al parámetro de masa de manera lineal y directamente proporcional, sin embargo, el parámetro de desplazamiento disminuye de manera no lineal y de forma inversamente proporcional al aumento del parámetro de espesor y masa.

Esto significa que, al aumentar el espesor, la reducción del desplazamiento se vuelve marginal, por lo que se puede concluir que no es conveniente aumentar la sección del cascarón más allá del valor inicial de 5 cm. Este comportamiento es aplicable a cascarones de diversas amplitudes.

Form-finding cascarón amplitud 1(m)		
Espesor (cm)	Masa E-5(kg)	Desplazamiento (cm)
5	3,13096	1,12
6	3,75715	1,03
7	4,38334	0,96
8	5,00953	0,91
9	5,63573	0,87
10	6,26192	0,84

Tabla 8 Data form-finding de cascarón de amplitud 1(m)

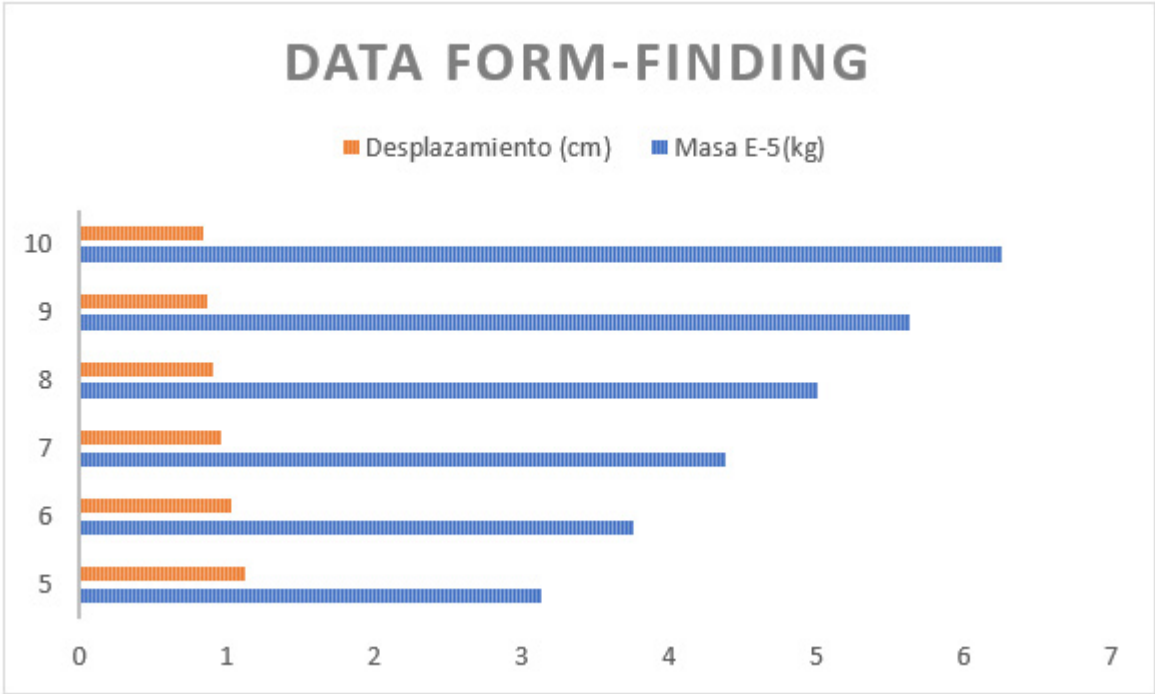


Fig. 172 Comparación de datos de form-finding de cascarón de amplitud 1(m)

3.5

Objetivo
Específico 4

Determinar el tipo de unión o apoyo entre módulos de HDPE, posibilitando un potencial montaje/desmontaje de éstos.

Objetivo 4: Determinar el tipo de unión o apoyo entre módulos de HDPE, posibilitando un potencial montaje y desmontaje de éstos.

Actividad 1 y 2

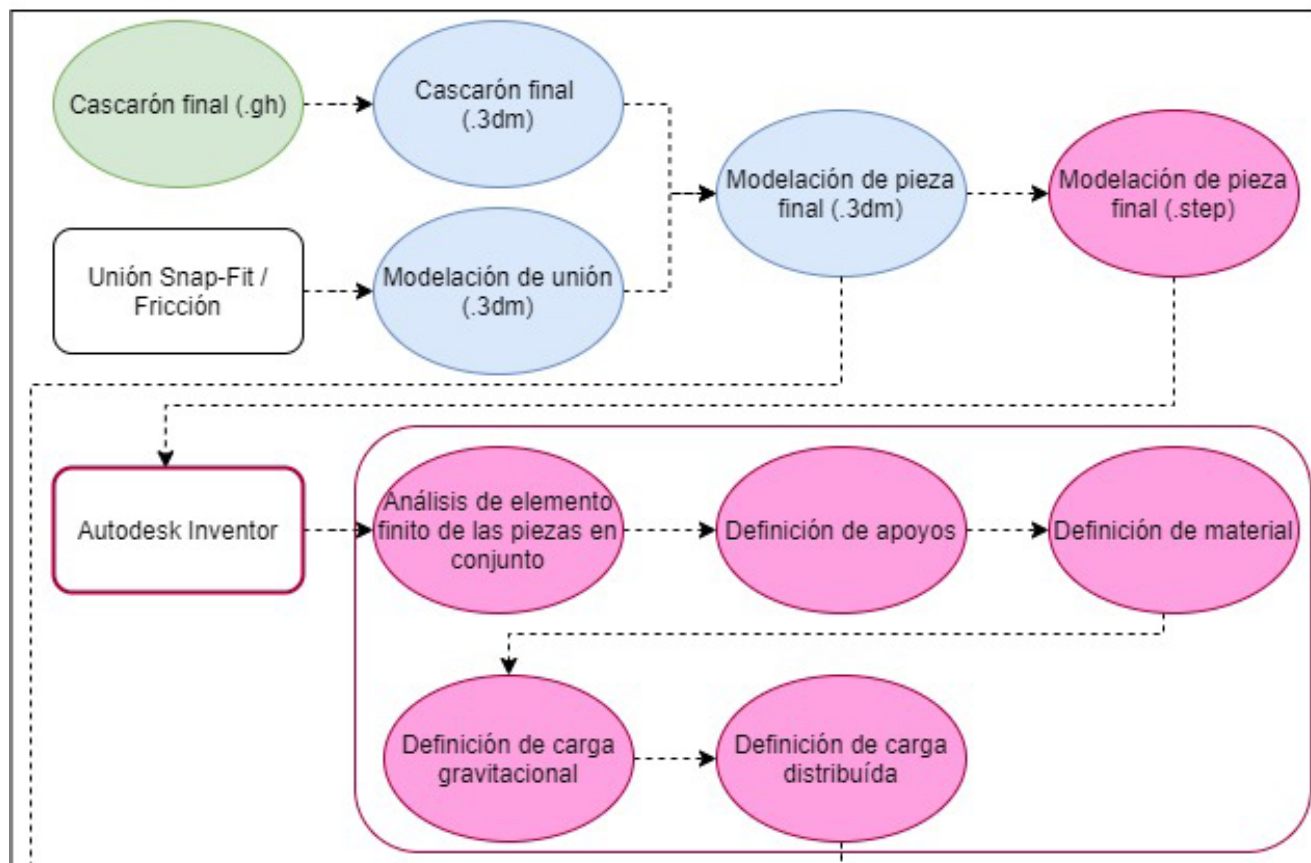


Fig. 173 Metodología Objetivo 4, parte 1, elaboración propia.

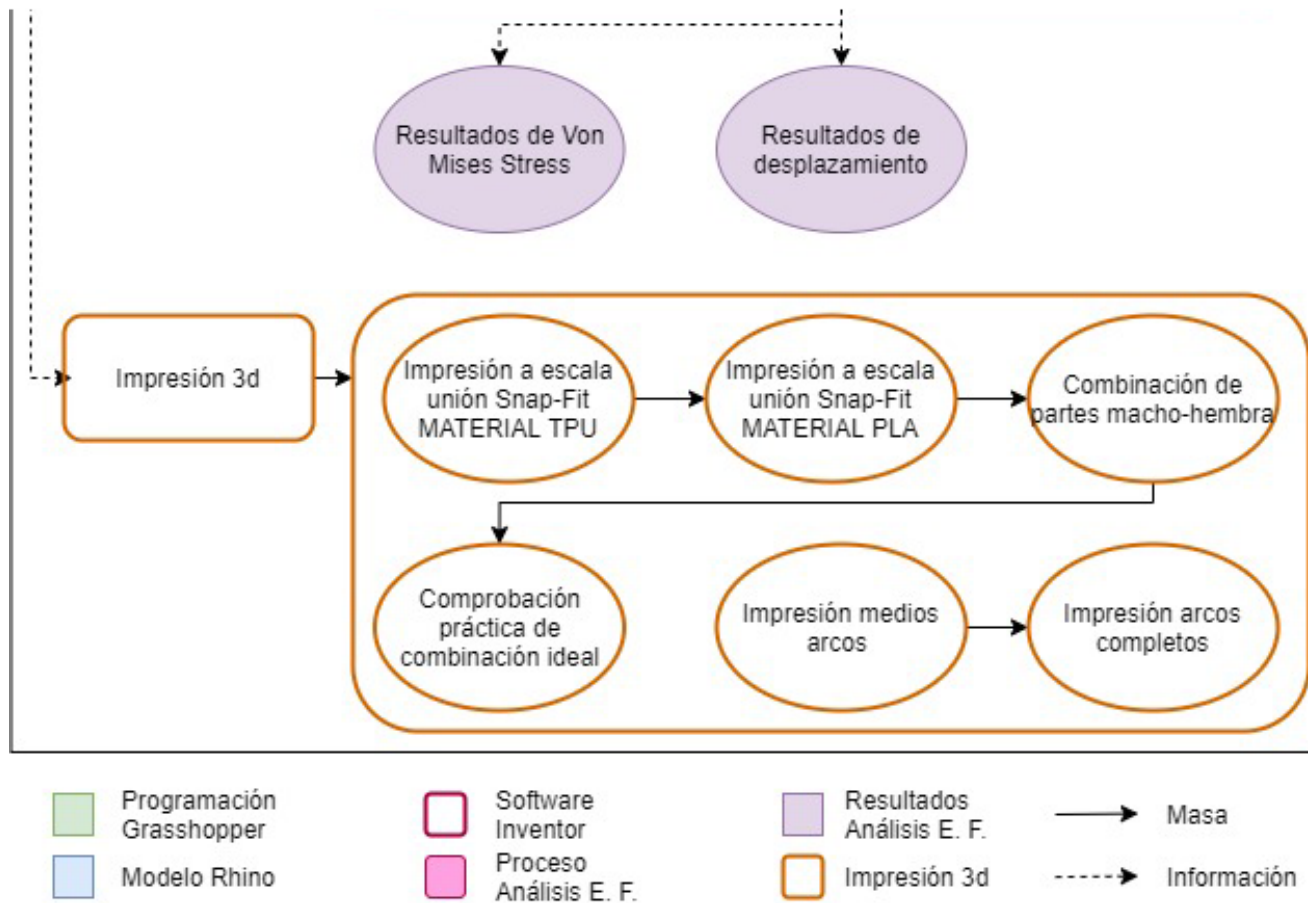


Fig. 174 Metodología Objetivo 4, parte 2, elaboración propia.

3.5.1 Actividad 1: Diseño de uniones

El cascarón fue diseñado considerando la flexibilidad de ensamble y desensamble de módulos capaces de conformar aperturas en su mitad externa. Esto tiene estricta relación con la mitigación de radiación, ya que el diseño de aperturas en la cara interna de la envolvente podría ser desventajoso en ese sentido.

Dicho esto, los módulos de la cara externa deberían ser diseñados pensando en que todos podrían ser removidos o reposicionados en respuesta a un cambio topográfico importante (por ejemplo, en el caso de una tormenta de polvo) o en el caso de un reposicionamiento del hábitat, ya que la forma y distribución de las aperturas variaría.

Si bien la estructura general es en base a catenarias invertidas, las cuales funcionan de buena manera para esfuerzos a compresión, se tienen situaciones en la cara externa de la envolvente en la que existen esfuerzos a tracción. En este caso, se piensa que una combinación de uniones plásticas snap-fit y friccionales podrían mantener a los módulos ensamblados entre sí; especialmente en el caso de aquellos módulos que conforman las aperturas y que no cuentan con apoyos inferiores donde distribuir su peso propio.

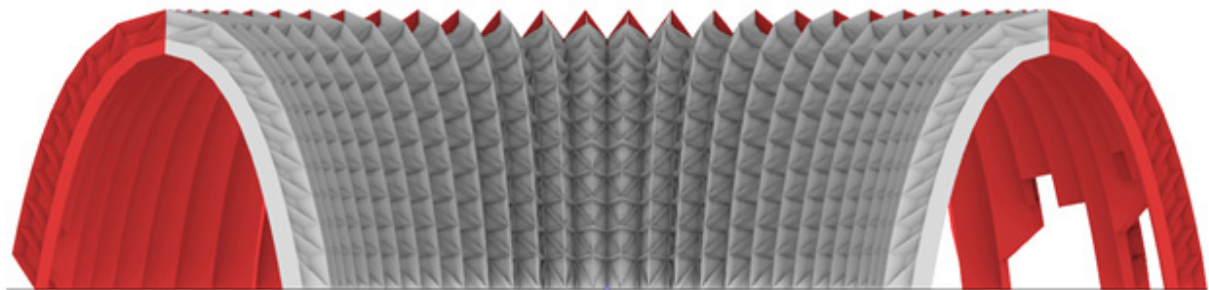


Fig. 175 Sección media de cascarón. En blanco la cara interna y en rojo la externa, elaboración propia.

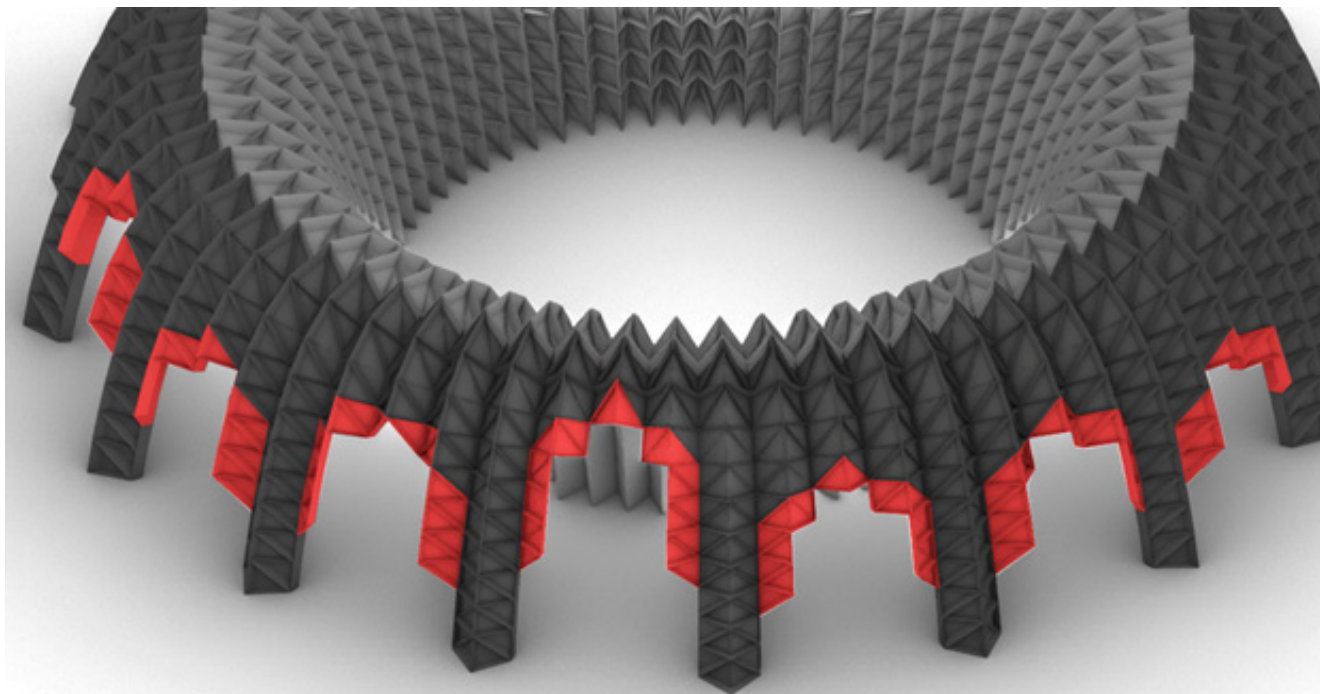


Fig. 176 Módulos (en rojo) que conforman las aperturas y que carecen de soporte directo hacia el suelo, elaboración propia.

De acuerdo con los requerimientos, se necesita una unión capaz de permitir el ensamble y desensamble de los módulos, esta unión deberá contar con el menor número de piezas necesarias para su funcionamiento. Además, la unión a elegir debe restringir el movimiento por deslizamiento de los módulos, y especialmente deberá ser capaz de sostener a los vecinos laterales e inferiores de los módulos sin soporte inferior, es decir, aquellos que trabajan a

tracción. Por último, el tipo de unión no deberá generar intersecciones obstructivas durante el movimiento de ensamble.

3.5.1.1 Tipos de uniones snap-fit para plásticos

Las uniones snap-fit son una forma barata de unir dos piezas plásticas distintas, en general no requieren de piezas adicionales para completar la unión, ya que pueden ser conformadas como

un único componente en conjunto con la pieza a unir.

Estas uniones utilizan la flexibilidad del material a su favor, flexionando por breves momentos durante el ensamble a las partes protuberantes de la unión snap-fit, para luego volver a un estado de equilibrio.

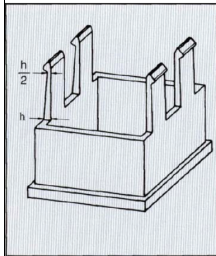
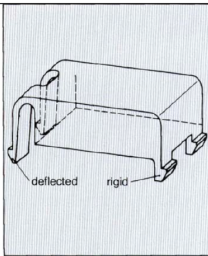
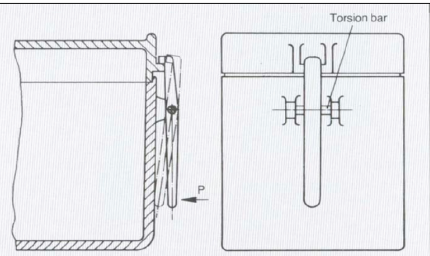
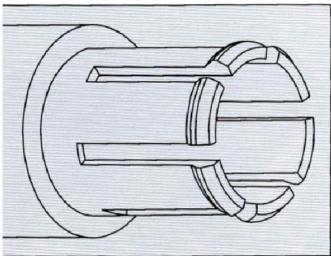
Snap joint tipo voladizo	Snap joint torsional	Snap joint anular
 		
Este tipo de unión es de las más comunes entre las piezas plásticas; consiste en una agarradera que puede ser flexionada o no durante la operación de ensamble. El ángulo de fricción del gancho determinará si el ensamble es permanente o semi-permanente.	La unión por torsión es poco frecuente en el diseño de piezas plásticas, su correcta funcionalidad depende de la barra de torsión que permite el movimiento del brazo agarradera. El sistema de barra y brazo puede ser moldeado en una sola inyección junto con la parte baja del contenedor.	La unión snap tipo anular puede ser continua o segmentada y funciona bajo la misma lógica que la unión tipo voladizo, con un brazo con gancho que puede ser flexionado hacia el exterior o interior dependiendo del componente hembra.

Tabla 9 Tipos de unión snap-joint [102]

En base a lo anterior, se decide utilizar una combinación de unión snap-fit voladizo rígido de tipo anular continuo en sentido vertical de los módulos, sumado a una unión friccional lateral de cada módulo.

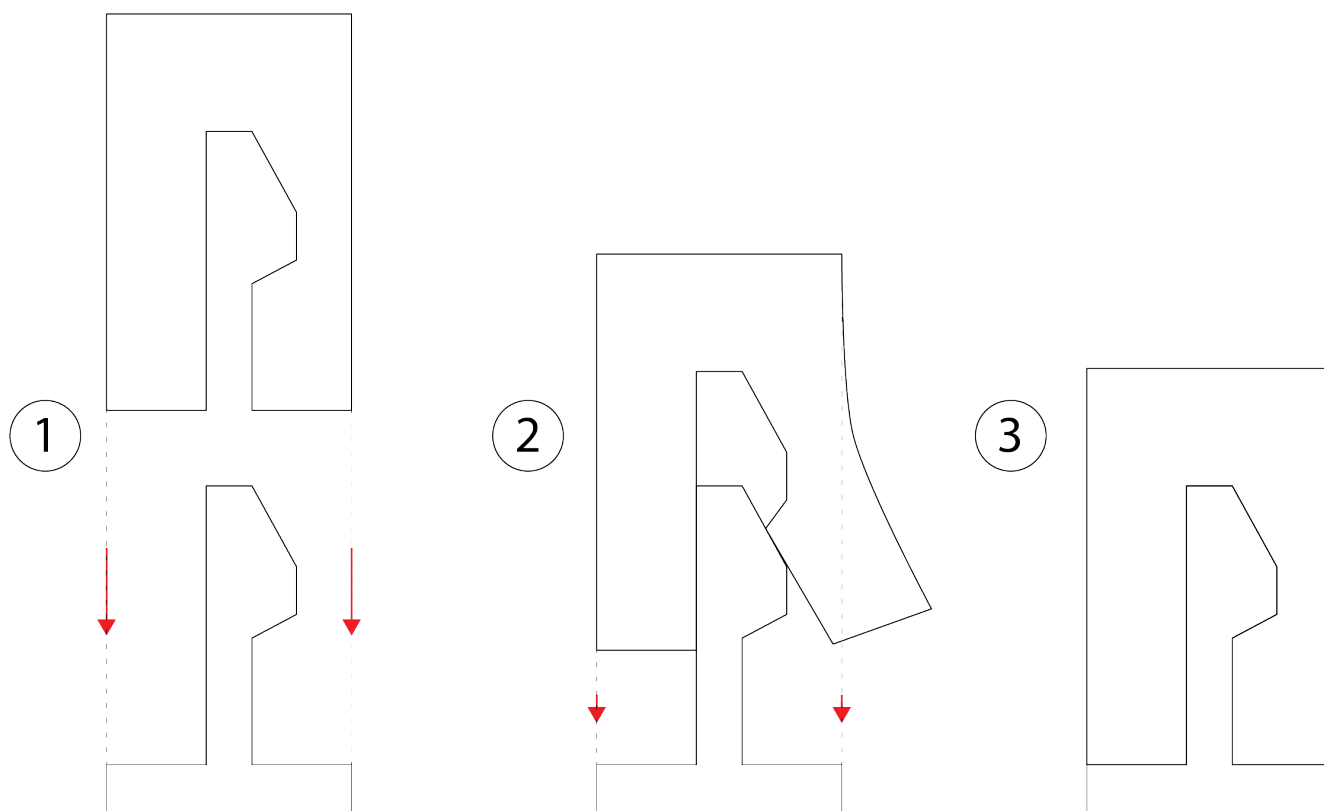


Fig. 177 Esquema de unión Snap Fit, (1) la sección hembra es insertada de manera lineal con la sección macho. (2) La sección hembra es deformada por diseño durante el proceso de ensamble por breves momentos. (3) La sección hembra en su posición final. Elaboración propia.

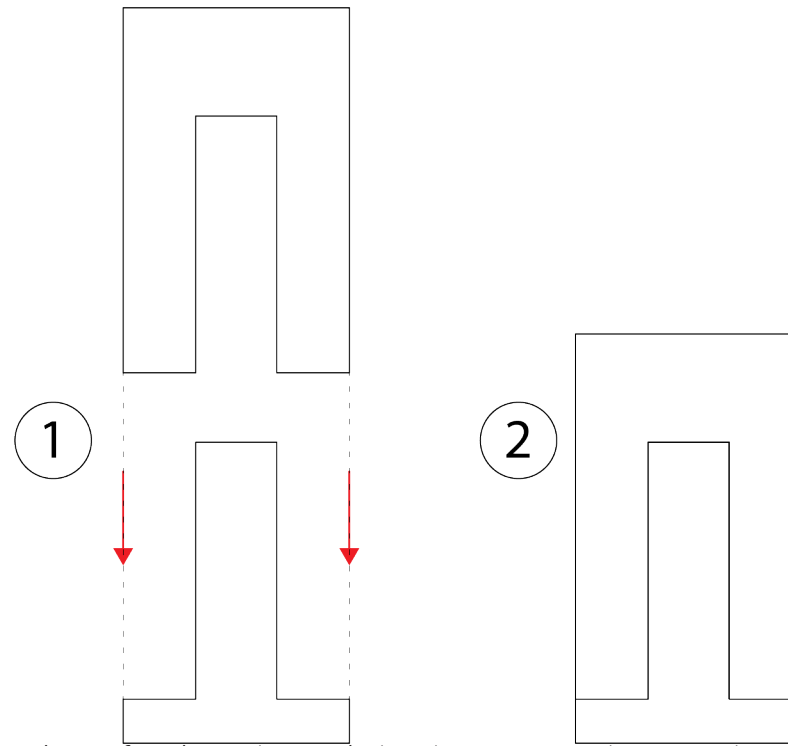


Fig. 178 Esquema de unión por fricción, (1) la sección hembra se inserta de manera lineal con la sección macho. Esta sección es levemente más grande que la sección hembra a fin de generar fricción. Es conveniente además que los contactos de ambas secciones tengan textura porosa para aumentar la fricción. (2) Posición final de la pieza hembra.

3.5.1.2 Proceso de uniones

El proceso de diseño de uniones snap-fit para el ensamble de módulos consta de 6 pasos; cada característica como tipo de perfil, riel y posición de este se encuentran parametrizados en la plataforma Grasshopper.

3.5.1.2.1 Paso 1; Módulo inicial

Antes de realizar cualquier operación se debe tener en cuenta la posible existencia de superficies de doble curvatura. En cuyo caso éstas deben ser identificadas y divididas en partes triangulares.

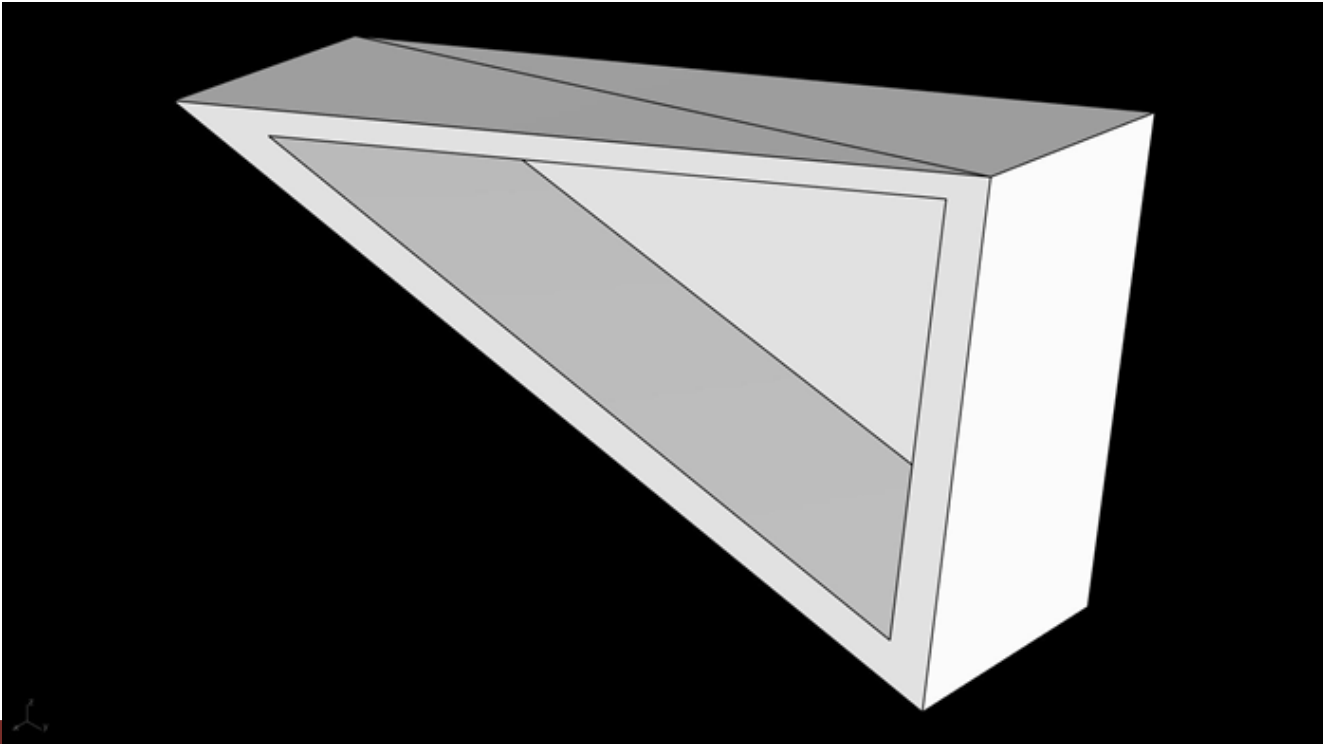


Fig. 179 Módulo inicial tipo, elaboración propia

3.5.1.2.2 Paso 2; Offset de caras externas

Se deben retranquear las aristas de las caras externas del módulo hacia su interior para dar forma a los rieles que sostendrán los perfiles de unión snap-fit. Este parámetro se encuentra integrado en la programación.

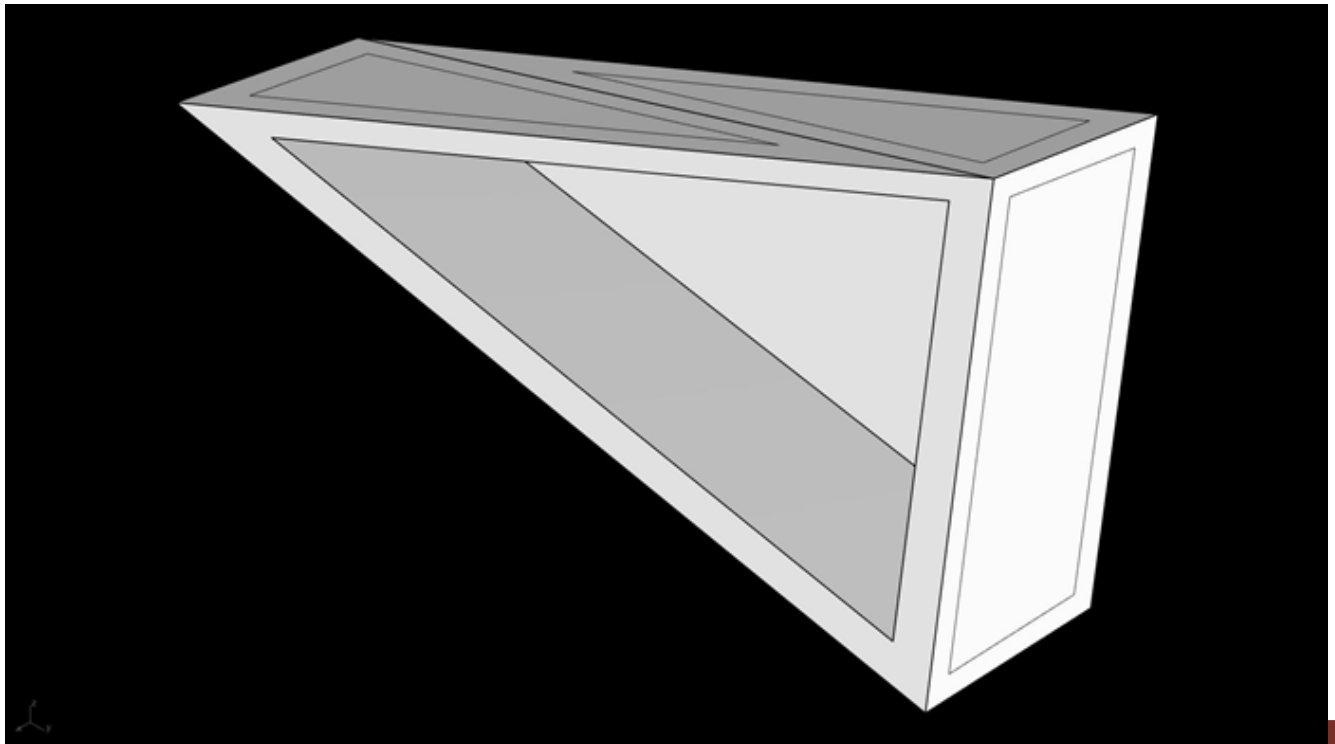


Fig. 18o Operación de offset de caras externas, elaboración propia

3.5.1.2.3 Paso 3; Redondeo de curvas

La operación de redondeo es de importancia para el correcto desempeño de la pieza ya construida. En el caso de las uniones plásticas es recomendable la omisión de ángulos rectos en donde se pueden concentrar esfuerzos y deteriorar a la pieza. Este parámetro se encuentra integrado en la programación.

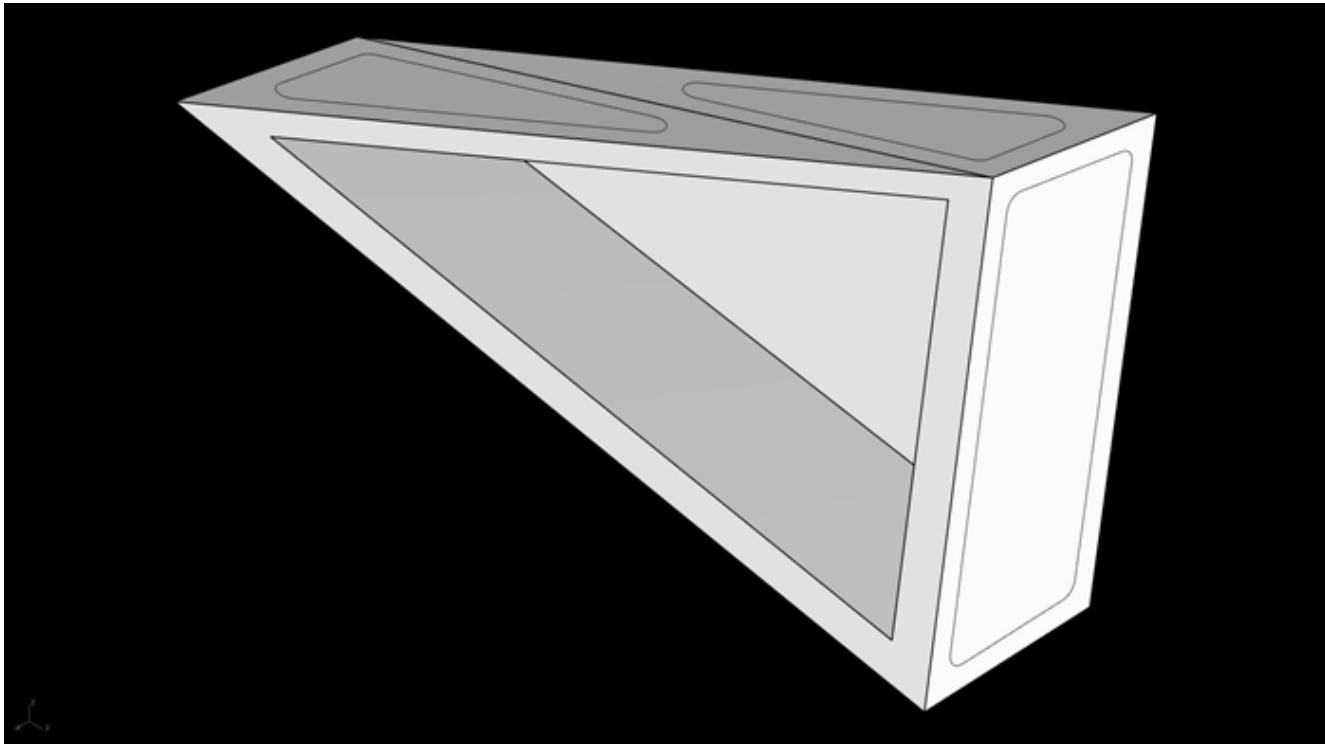


Fig. 181 Redondeo de curvas, elaboración propia.

3.5.1.2.4 Paso 4; Posicionamiento de perfiles

En este paso deben ser posicionados de manera correcta los perfiles a utilizar, en la figura 177 se utiliza un perfil rectangular regular en el riel lateral, y 2 perfiles tipo snap-fit en los rieles superiores. Todos los perfiles deben encontrarse de manera perpendicular al riel. Cada perfil es referenciado en la programación.

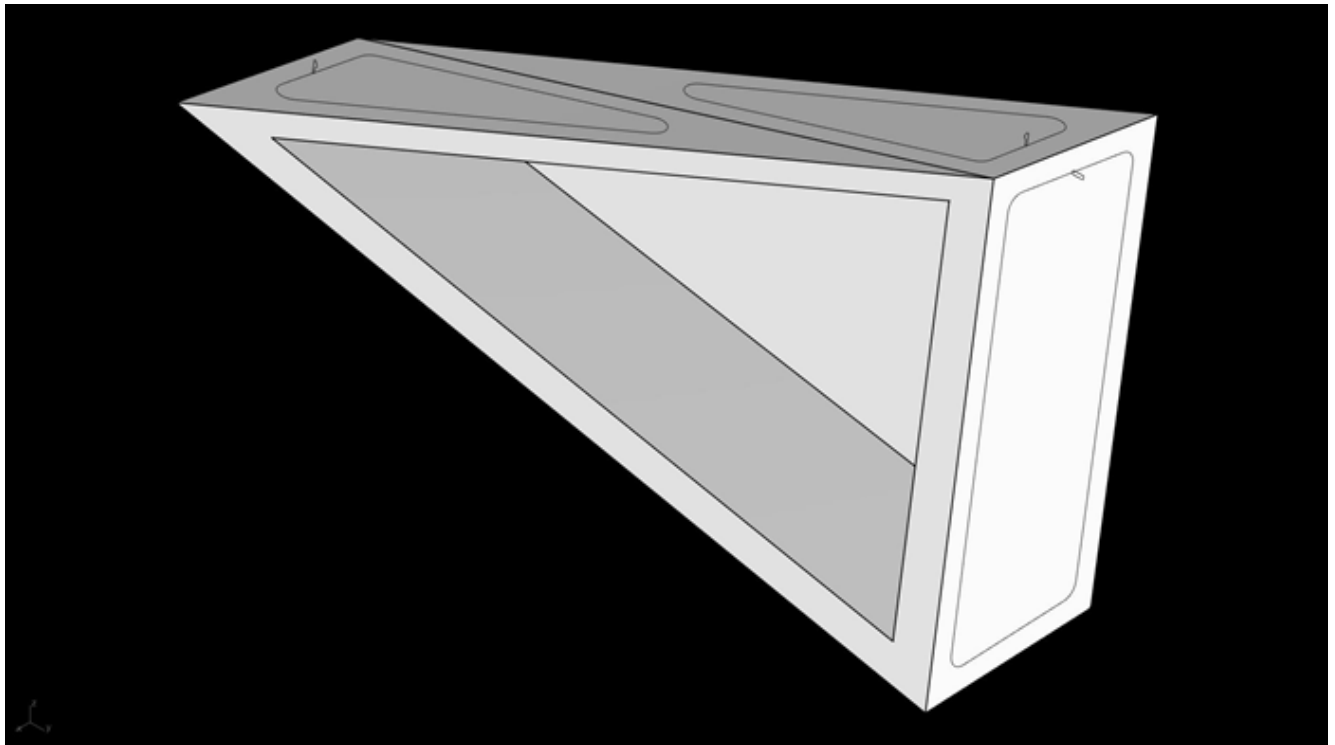


Fig. 182 Posicionamiento de perfiles, elaboración propia.

3.5.1.2.5 Paso 5; Extrusión de perfiles

En este paso las uniones son extruidas a lo largo del riel base, dando forma final a la unión plástica, conformándose como una pieza en conjunto con el módulo inicial.

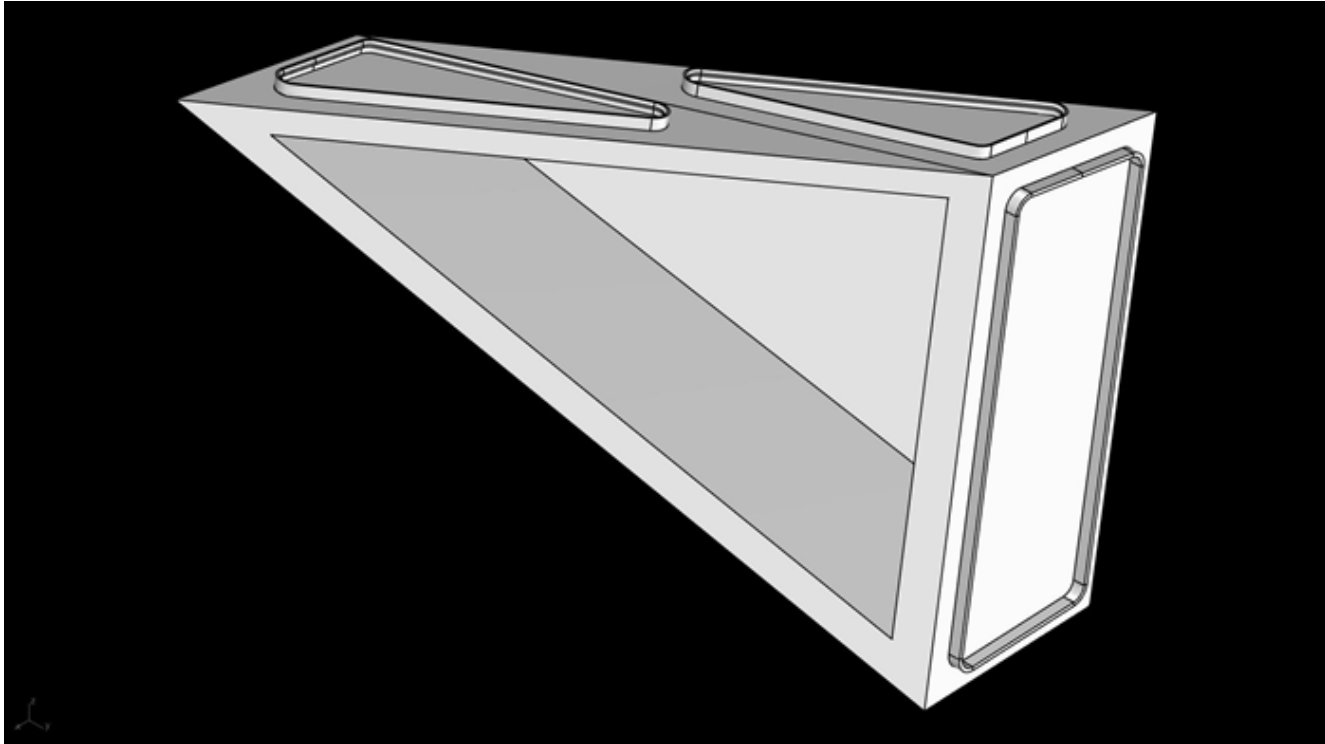


Fig. 183 Módulo tipo final con uniones extruidas, elaboración propia.

3.5.1.2.6 Paso 6; Creación de perfil hembra

La sección hembra se genera a partir de la diferencia de sólidos entre módulos, en caso de fabricar la pieza final, debería existir una leve tolerancia entre el módulo hembra y el macho con el fin de facilitar el ensamble.

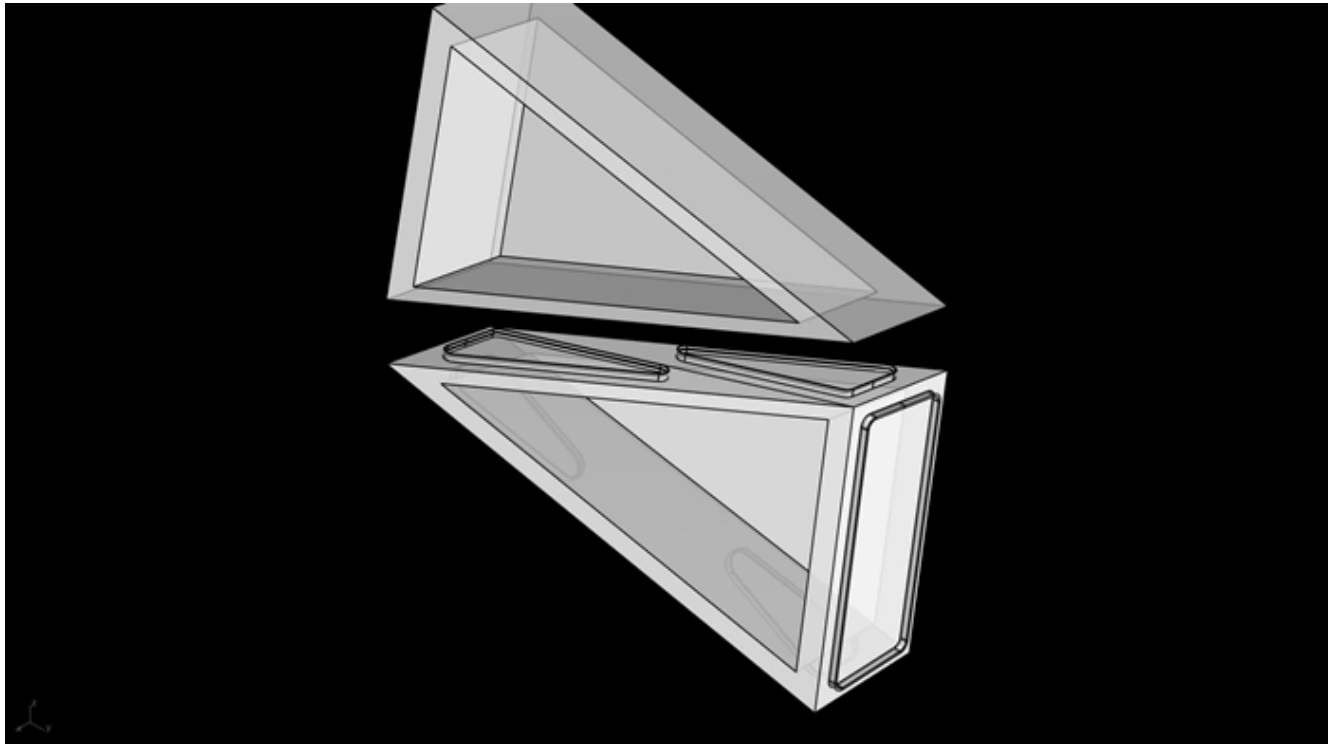


Fig. 184 Módulo superior (a sustraer) y módulo inferior macho, elaboración propia.

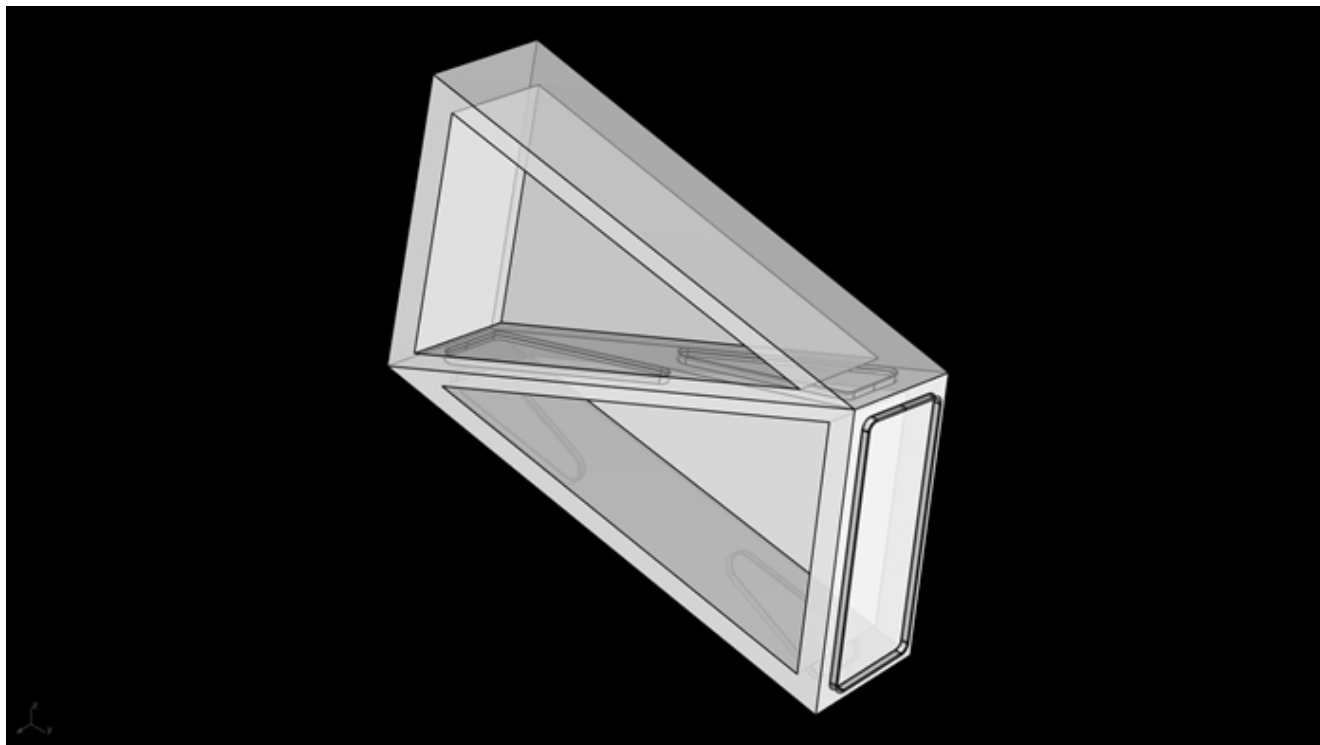


Fig. 185 Empalme de módulos y sustracción de volumen de unión macho a módulo hembra, elaboración propia.

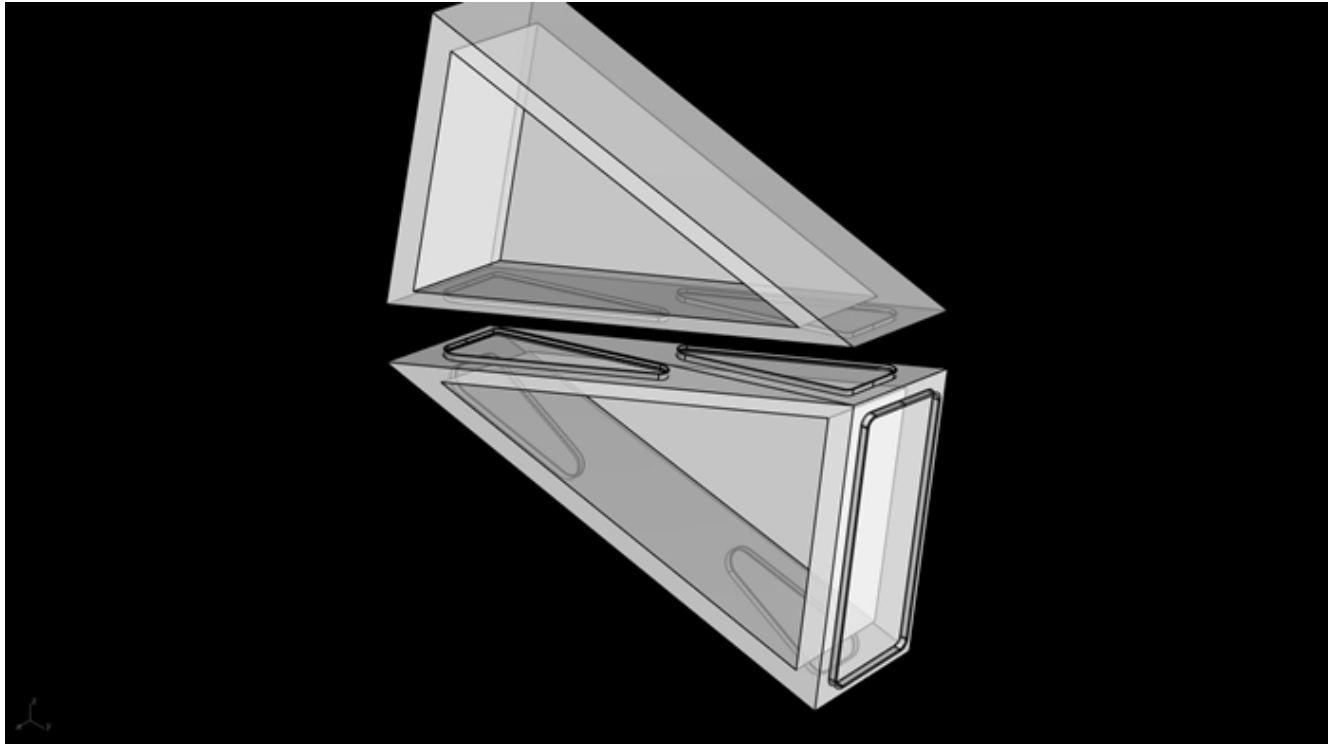


Fig. 186 Módulo hembra con unión ya sustraída, elaboración propia.

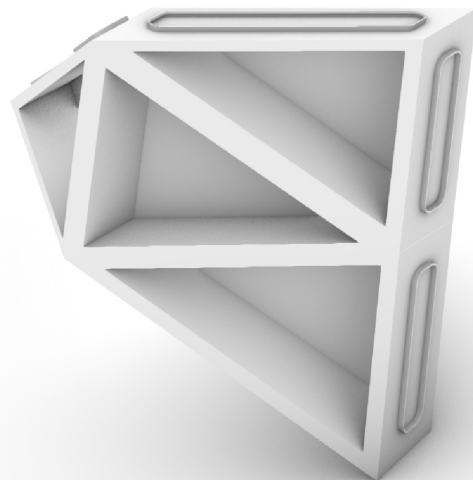
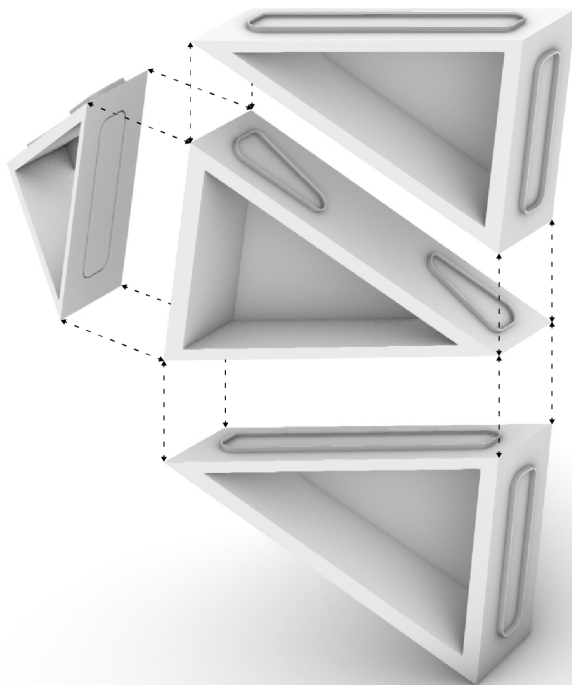


Fig. 187 Vista paralela explotada de unión de módulos mediante unión snap-fit en sentido vertical y unión por fricción en sentido horizontal (izquierda), módulos ensamblados en posición final (derecha), elaboración propia.

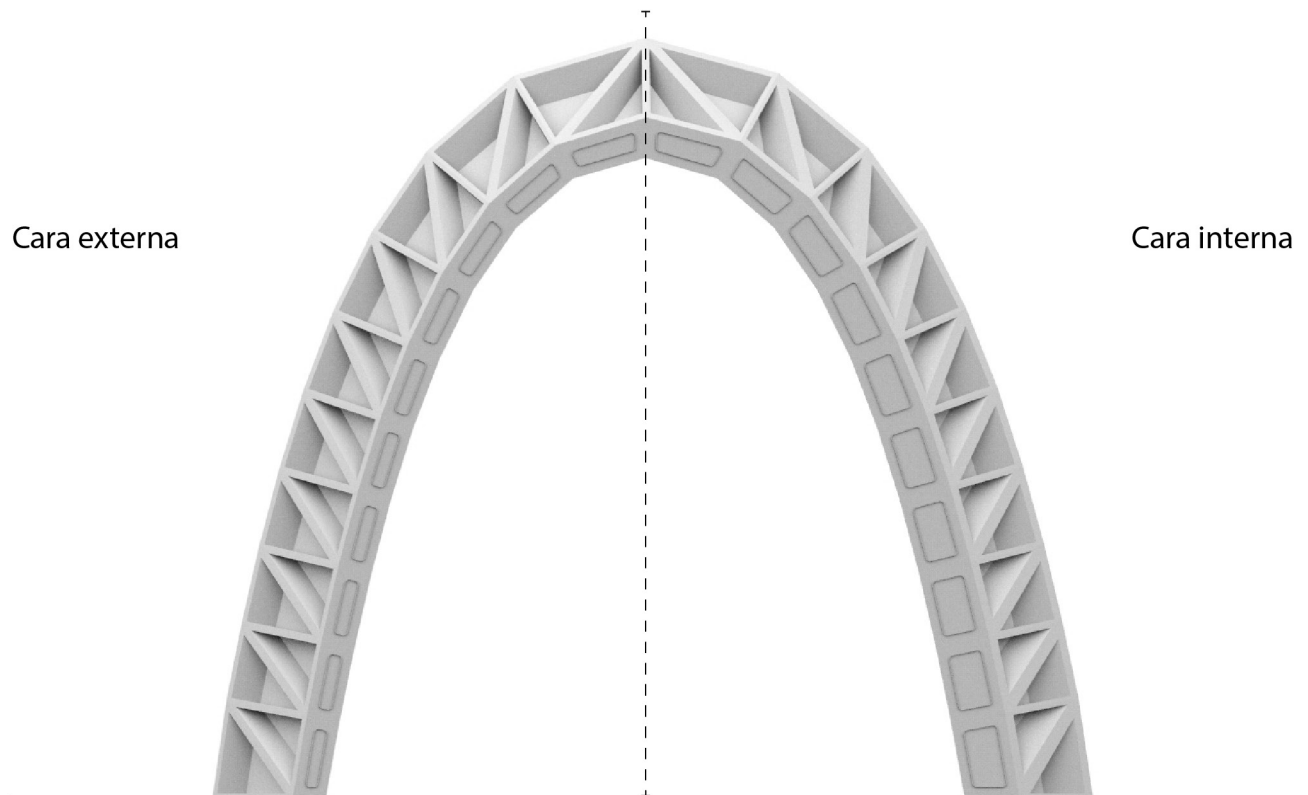


Fig. 188 Uniones laterales a fricción, externas e internas, elaboración propia.

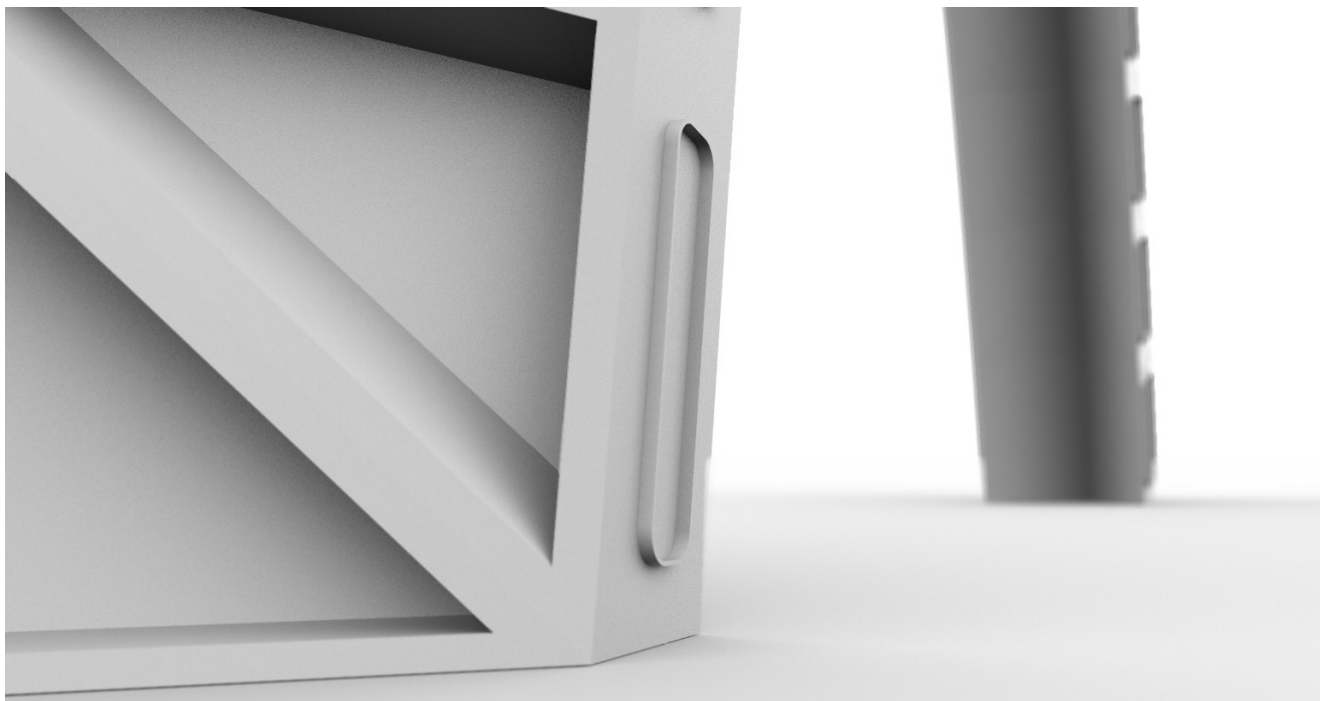


Fig. 189 Unión lateral de fricción, sección macho, elaboración propia.

3.5.1.3 Impresión 3d

En base al archivo de pieza final .3dm, se extrae la unión snap-fit en escala real para testear su efectividad en un material plástico flexible (TPU) y un material plástico rígido (PLA), y en una combinación de éstos. Se utilizó una impresora Creality Ender 3 como herramienta de producción.

En el caso de la unión de las piezas macho y hembra de PLA (negro) fue imposible de unir, ya que como era de esperarse, se requiere de un

grado de flexibilidad del componente hembra, el cual no ofrecía el material PLA.

En el caso de la unión de las piezas macho y hembra de TPU (verde) no hubo problemas al ensamblar. La utilización de la pieza macho en TPU no es de mayor aporte al ensamble, ya que no existe necesidad real para su flexibilidad, incluso podría ser inconveniente para el caso real ya que los esfuerzos del cascarón podrían hacer alcanzar el límite elástico con mayor rapidez a los contenedores de HDPE al utilizar una variante más flexible.

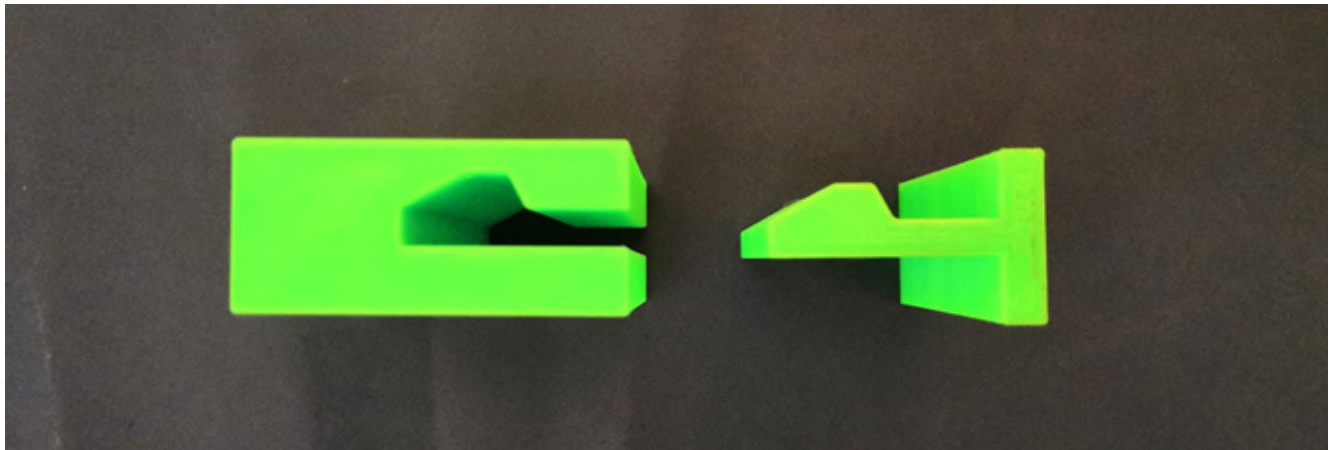


Fig. 190 Piezas snap-fit, material TPU flexible, posición inicial, elaboración propia.

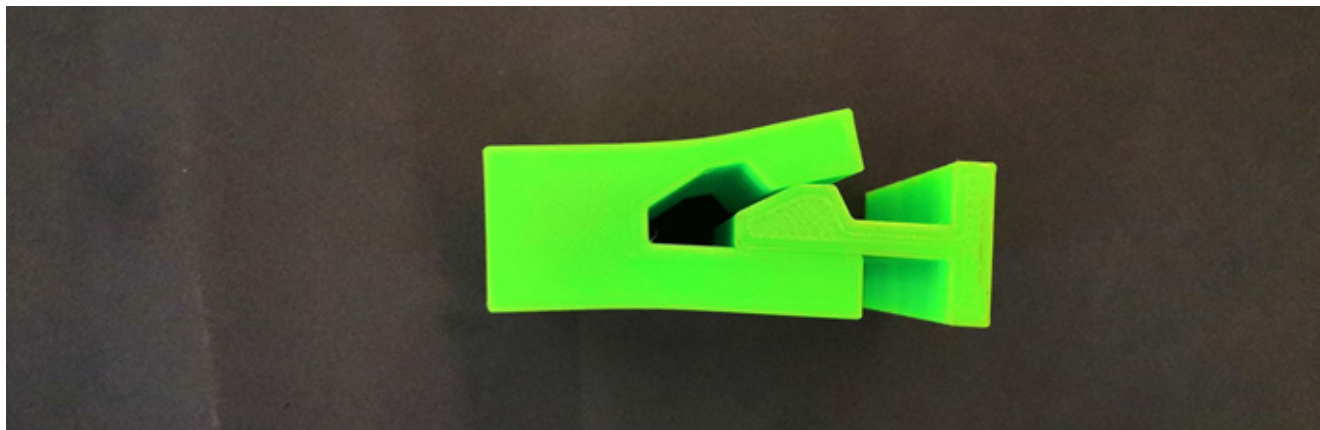


Fig. 191 Piezas snap-fit, material TPU, posición intermedia, elaboración propia.



Fig. 192 Piezas snap-fit, material TPU, posición final, elaboración propia.

Se decide probar una combinación material entre piezas; la utilización de una pieza hembra TPU y una pieza macho PLA resultó ser la más efectiva. Esto resalta la importancia de la capacidad de flexibilidad del módulo hembra en un escenario real. Sin embargo, se debe tener en cuenta que la misma capacidad de flexibilidad del módulo hembra puede resultar en una capacidad más baja del mismo de retener al módulo macho en su interior, sobre todo en el caso de aquellos módulos que conforman las aperturas del cascarrón final y que no cuentan con soporte inferior.

Se estima que para el caso real se deberán

emplear prensas robotizadas para el ensamble de módulos debido a la fuerza necesaria para lograr el ensamble. El uso de fuerza humana no sería suficiente; si bien el ángulo de entrada del perfil snap fit es más obtuso que el ángulo de salida (más fácil de ensamblar que de desensamblar), la configuración tipo riel de la unión snap fit sumado al tamaño de las piezas que se ensamblan y a la rigidez del material HDPE utilizarían en una gran cantidad de fuerza necesaria para su ensamble, y aún mayor para su desensamble.

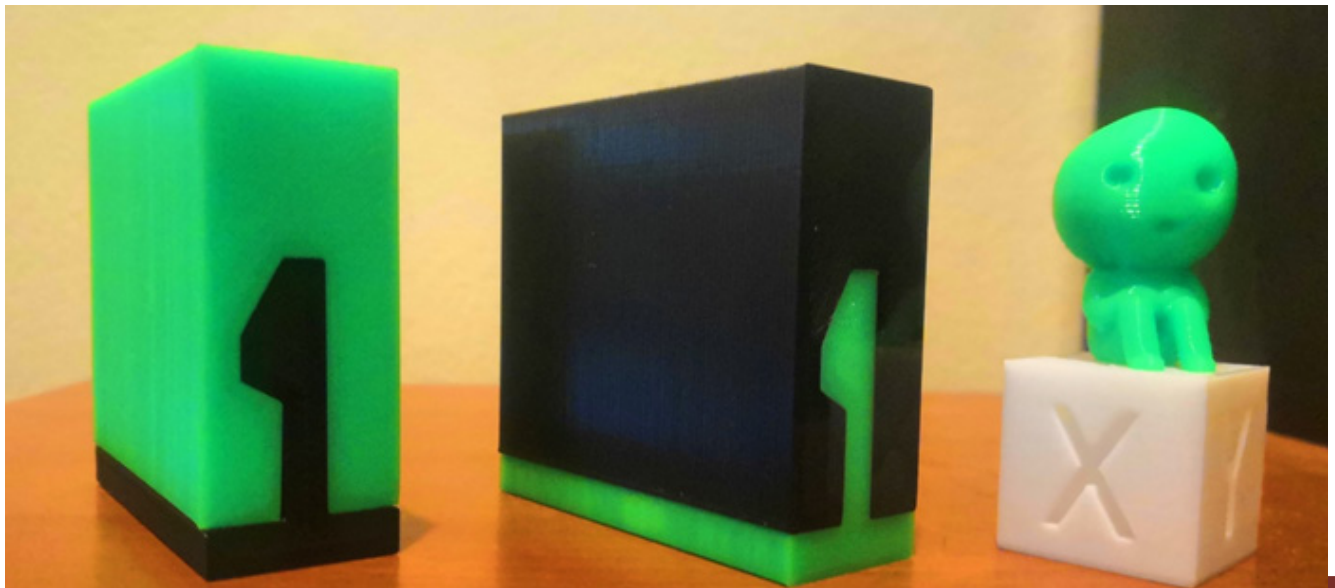


Fig. 193 Combinación material de uniones snap-fit, pieza hembra (TPU) con pieza macho (PLA) (izquierda), pieza hembra (PLA) con macho (TPU) (centro), elaboración propia.

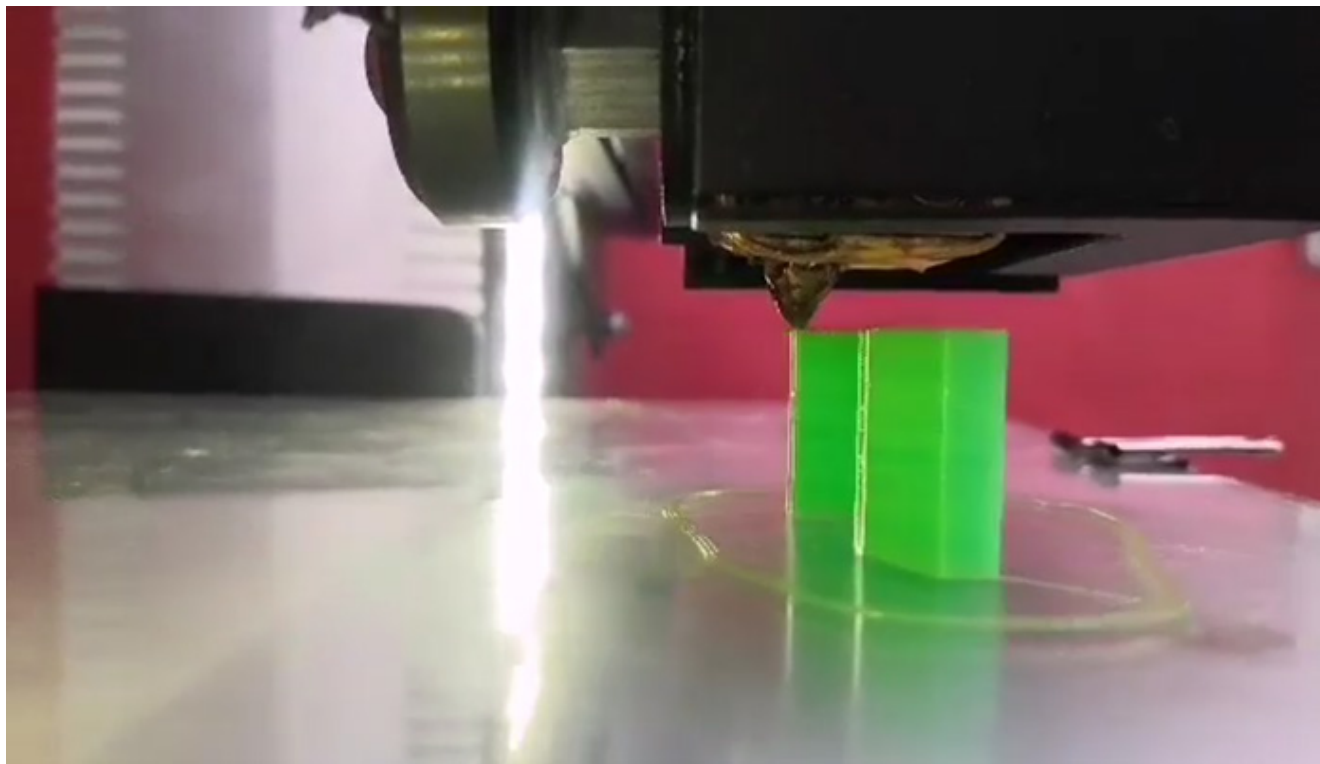


Fig. 194 Impresión de pieza macho en material TPU, la impresión se ejecuta con la pieza acostada de modo de utilizar los filamentos de manera correcta al aplicar las fuerzas propias de la unión snap-fit, elaboración propia.

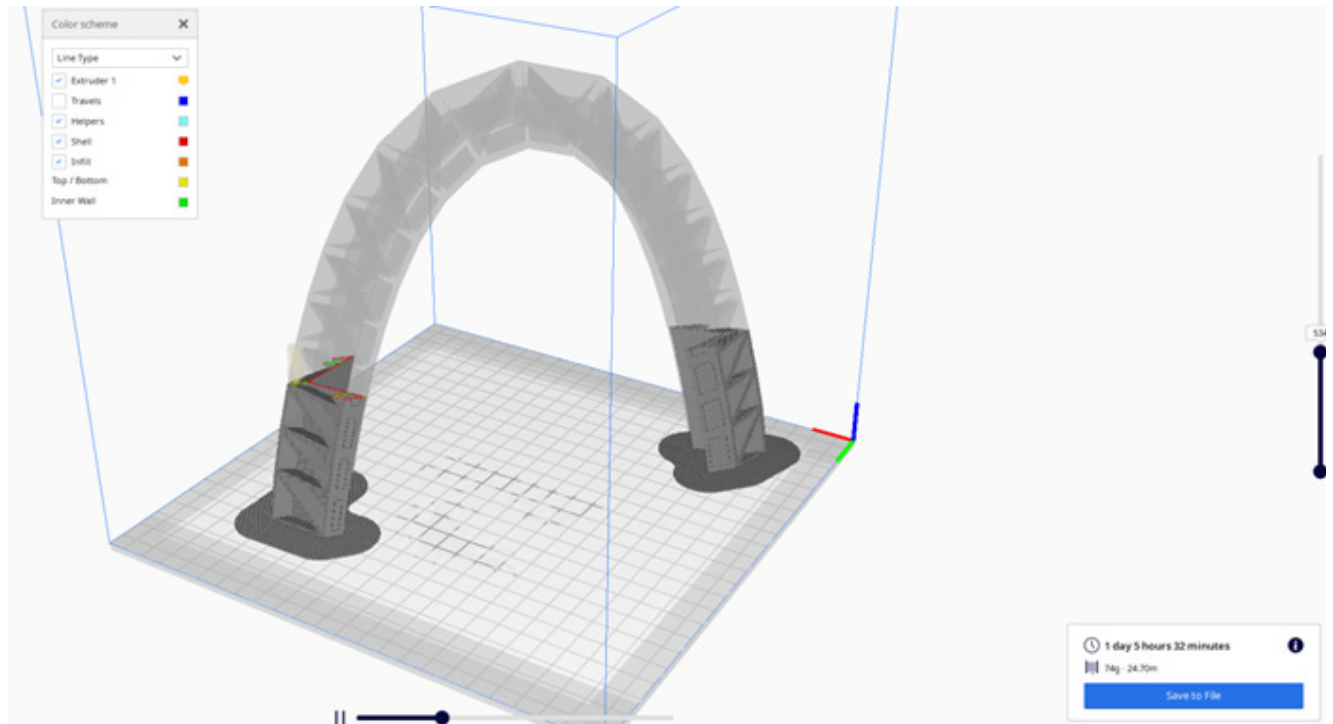


Fig. 195 Software Creality Ender 3, impresión de arco completo con uniones laterales modificadas, elaboración propia.



Fig. 196 Impresión 3d de arco completo, elaboración propia.

3.5.2 Actividad 2: Análisis de elemento finito de la uniones en pos de un esfuerzo estructural viable

El análisis de elemento finito se realizó con 8 módulos en distintas posiciones del cascarón con una carga simulada de regolito. Como ya se comprobó de forma preliminar con el análisis de Karamba 3d, el cascarón totalmente cargado de Ferrock tiene un desplazamiento de 1.2 cm, por lo que este análisis se enfoca en comprender el comportamiento que experimentan las uniones diseñadas.

3.5.2.1 Módulos en base ancha

El análisis de elemento finito fue elaborado considerando una unión empotrada de las caras inferiores de los módulos triangulares a nivel de suelo. Además, se calculó el volumen y peso “marciano” correspondiente a cada relleno de regolito. En base a esto, los resultados obtenidos en el análisis de Von Mises sugieren que los esfuerzos experimentados por el conjunto de módulos son bajos, concentrándose en las uniones verticales tipo snap-fit.

La representación de desplazamiento sugiere que existen fuerzas que podrían separar horizontalmente a los módulos, sin embargo, al

ser una exageración visual y al no ser las uniones por fricción representadas con un coeficiente de fricción en la simulación, se desestima la deformación horizontal.

El mayor desplazamiento informado ocurre en las caras internas de los módulos, el cual llega a ser 0.16 mm en su punto máximo, dicha cifra puede ser incluso menor en la realidad, ya que el material de relleno podría contribuir a reducir la flexión del plástico en caso de ser un material tipo concreto.

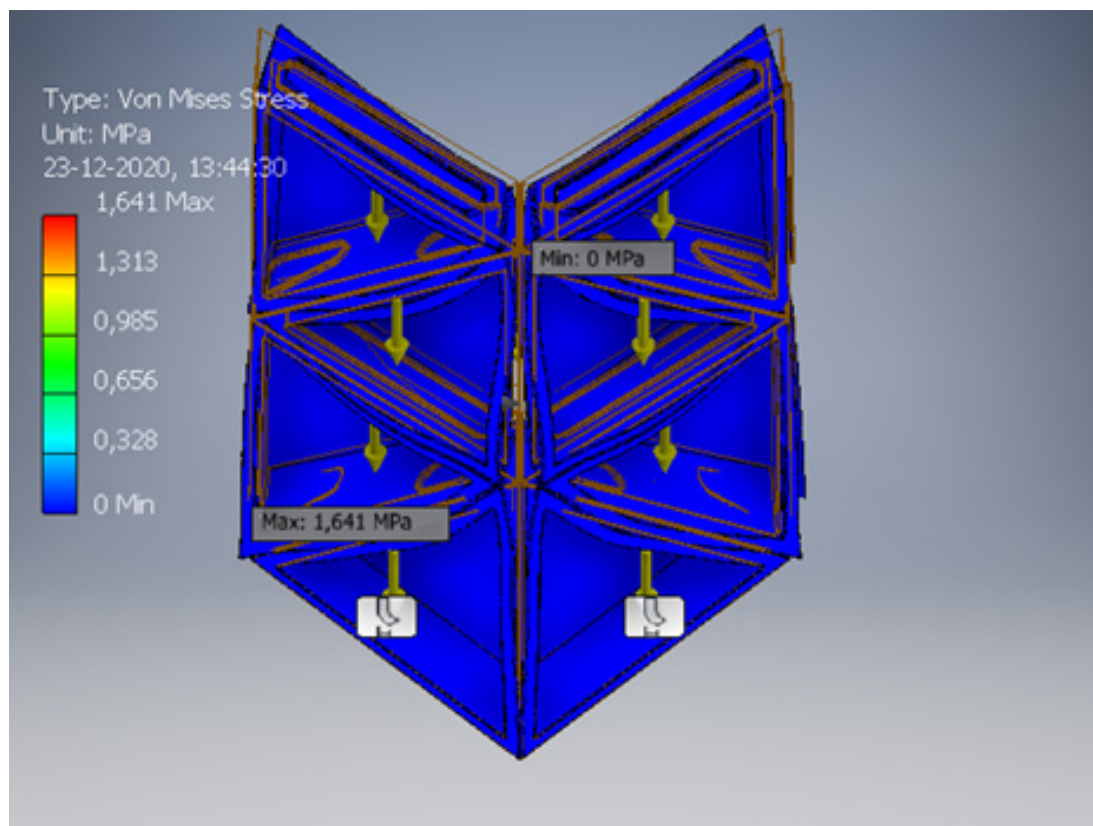


Fig. 197 Tensión de Von Mises en base ancha, elaboración propia.

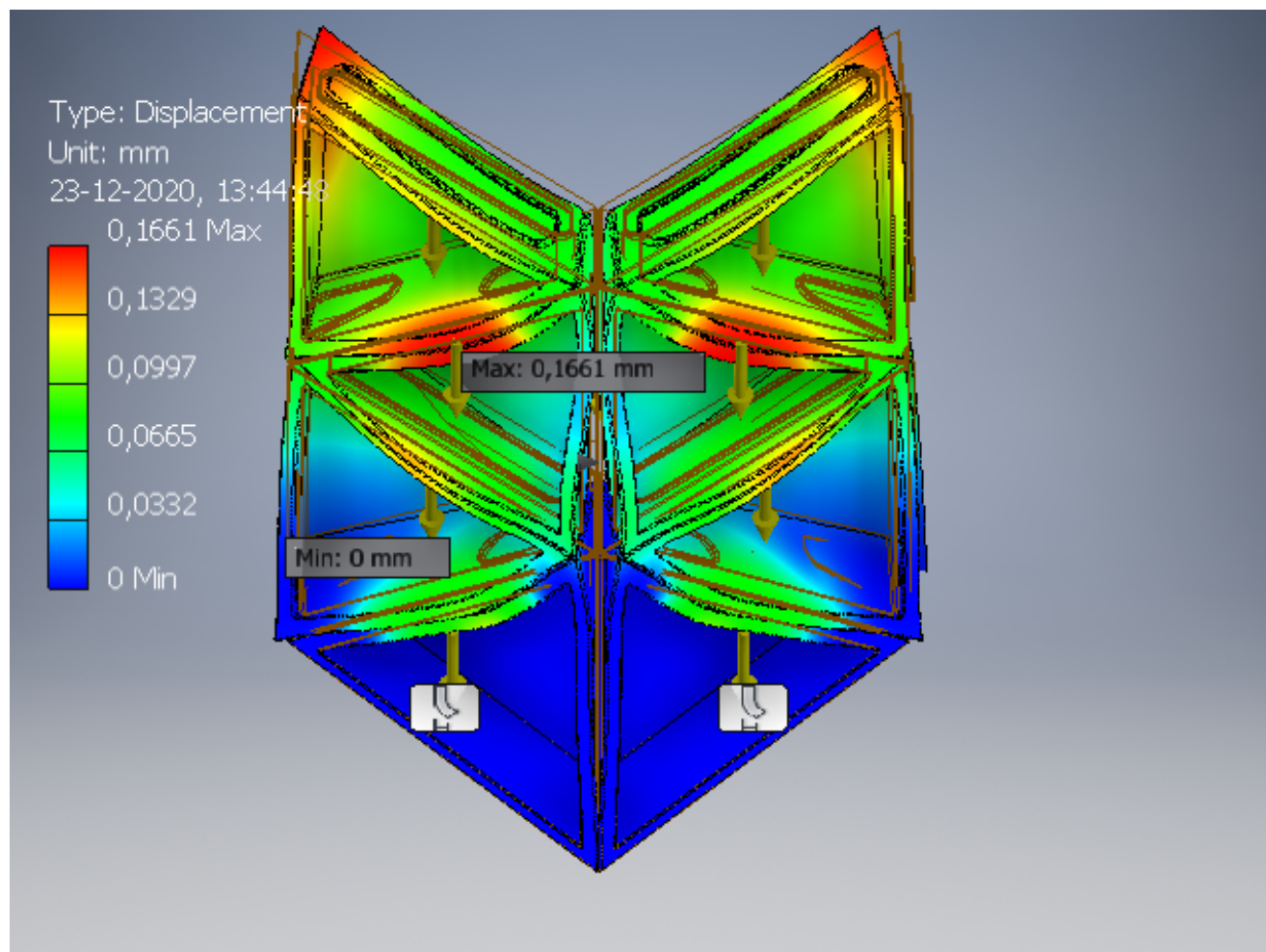


Fig. 198 Desplazamiento total de módulos en base ancha, elaboración propia

3.5.2.2 Módulos en base angosta

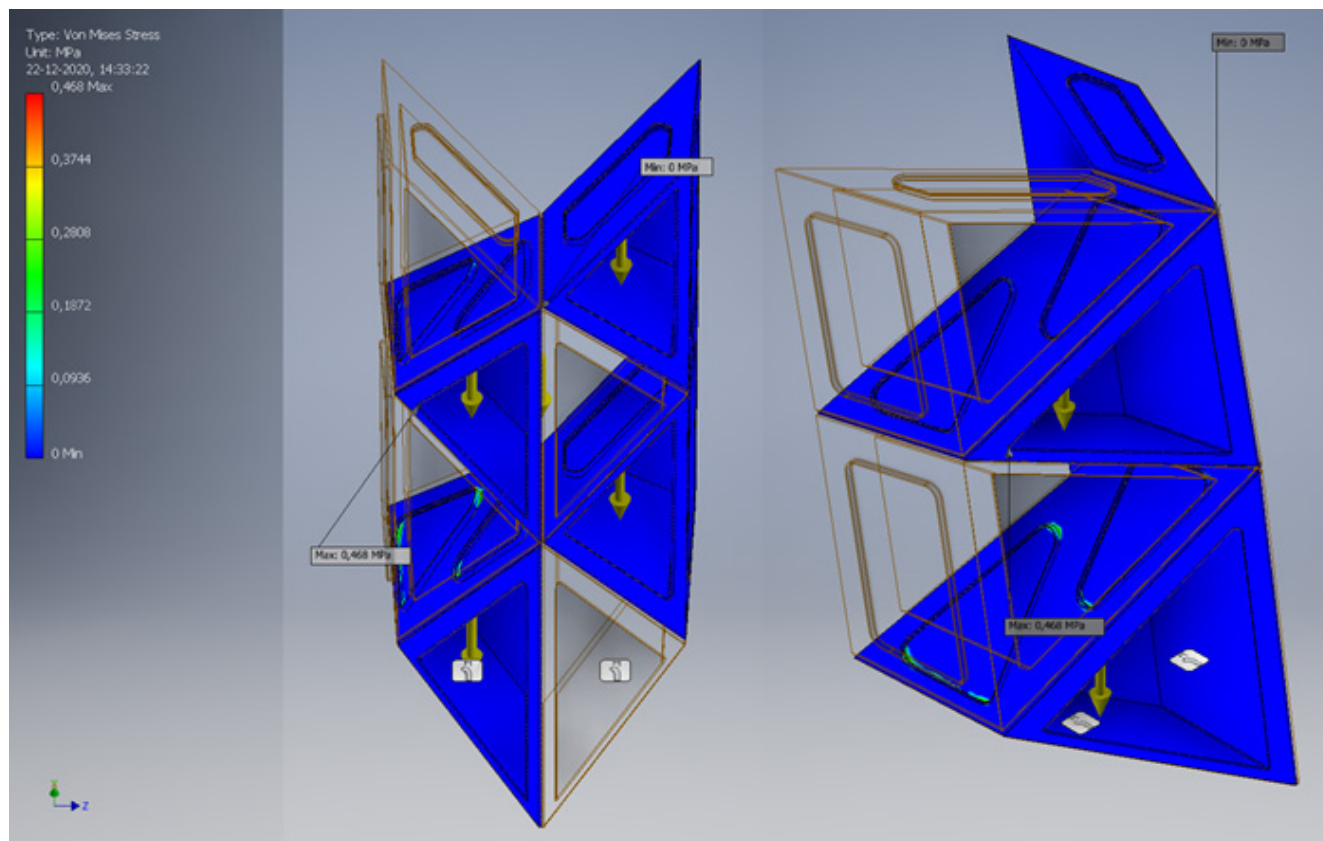


Fig. 199 Von Mises Stress en módulos de base angosta, elaboración propia.

Como era de esperar en base al diseño de uniones, las concentraciones de esfuerzo ocurren en los contactos de las uniones snap-fit en magnitudes bastante leves.

módulos a nivel de suelo y simulando la carga de regolito en cada espacio de relleno.

Los 8 módulos de base angosta fueron simulados de manera similar a los módulos de base ancha, empotrando los contactos de los

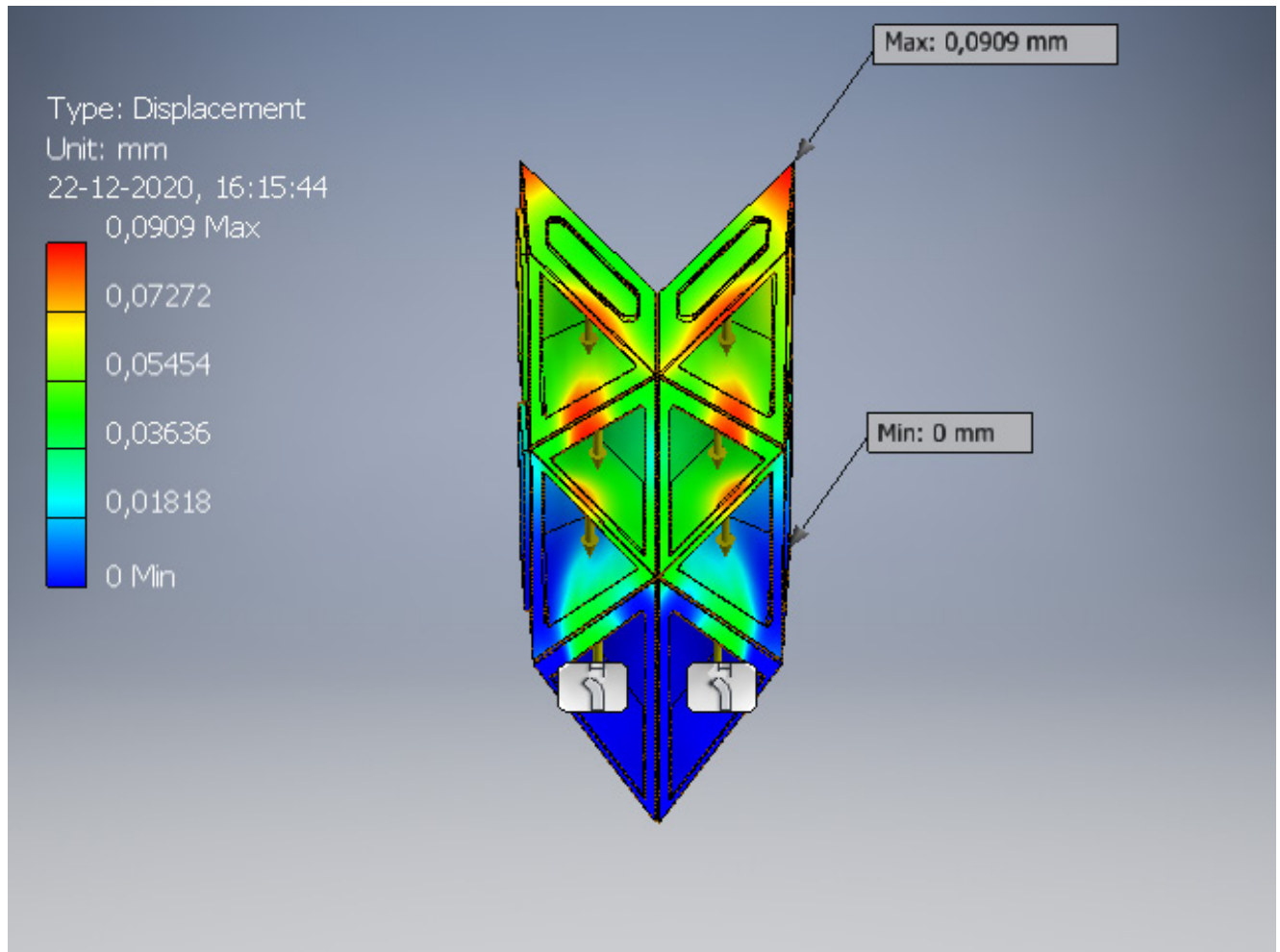


Fig. 200 Desplazamiento en módulos de base angosta, elaboración propia.

En general, la geometría y diseño de uniones de los módulos contribuye a que ocurran desplazamientos muy leves, en este caso los módulos superiores se desplazan 0.09 mm.

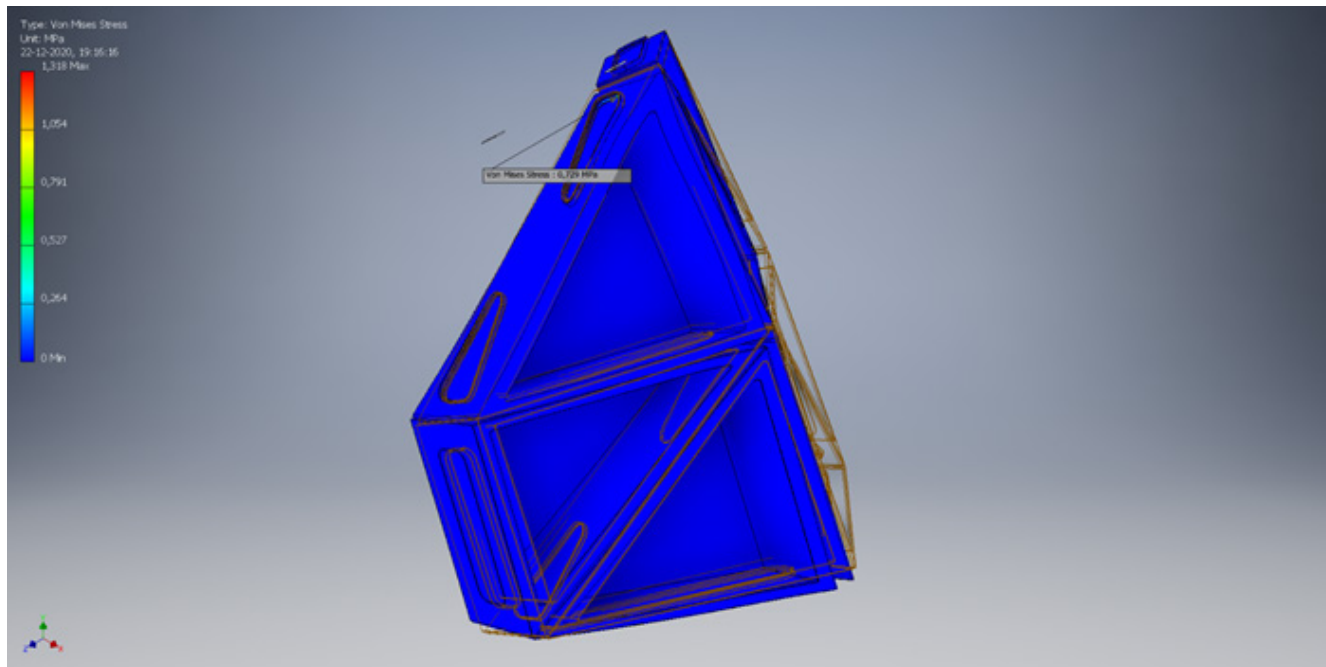


Fig. 201 Von Mises Stress, vista en diagonal con módulo superior oculto con fin de revelar comportamiento de unión snap-fit, elaboración propia.

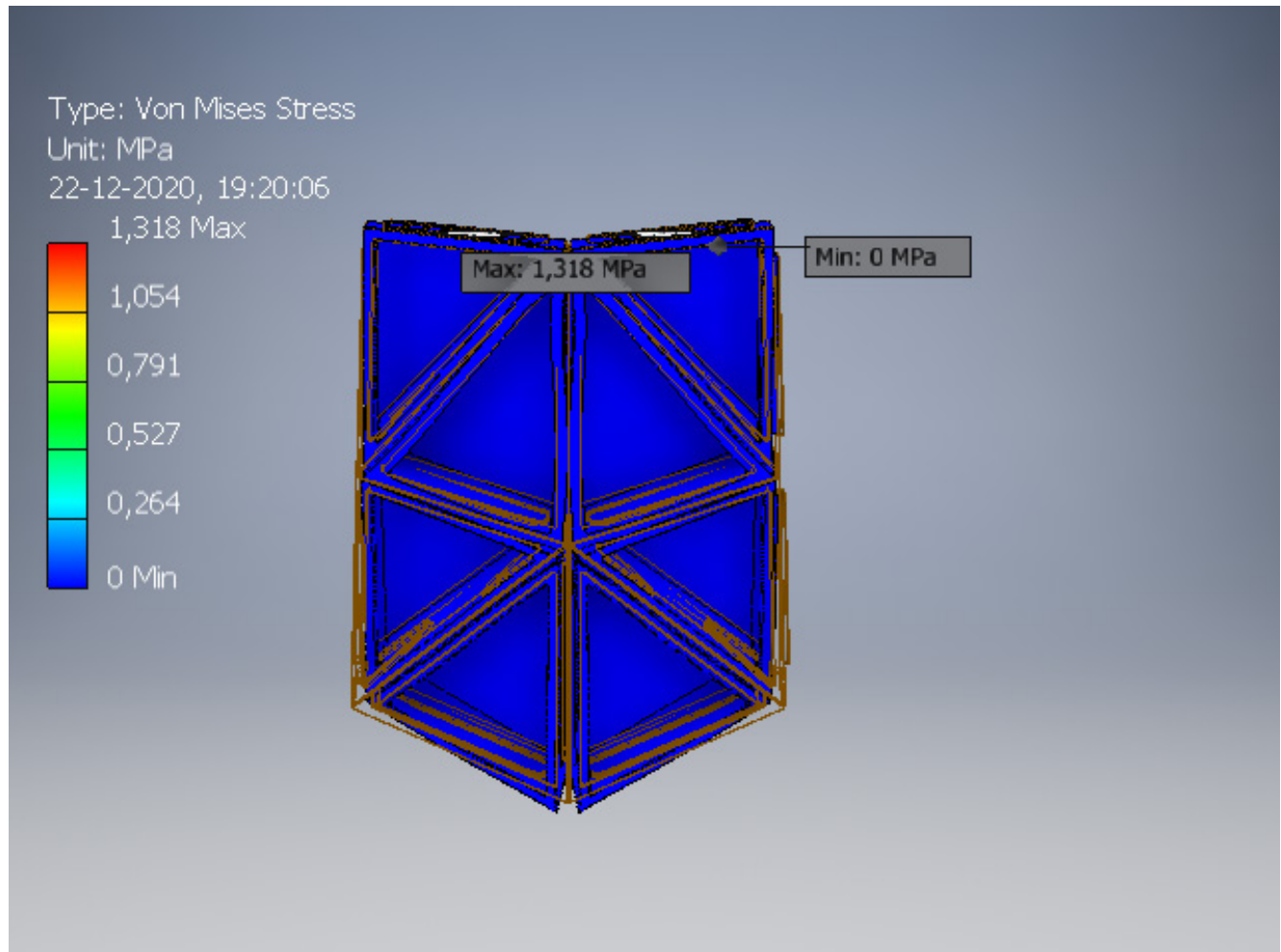


Fig. 202 Vista frontal de Stress de Von Mises de módulos en tracción, elaboración propia.

Con fin de simplificar el proceso de simulación, se consideraron 8 módulos a media altura de la cara externa del cascarón, sin considerar carga, ya que el desempeño en ese caso es altamente dependiente de todos los módulos que conforman las aperturas en el cascarón. Dicho

escenario es altamente exigente en términos computacionales, por lo que se simplificó para evaluar el comportamiento gravitacional de las uniones.

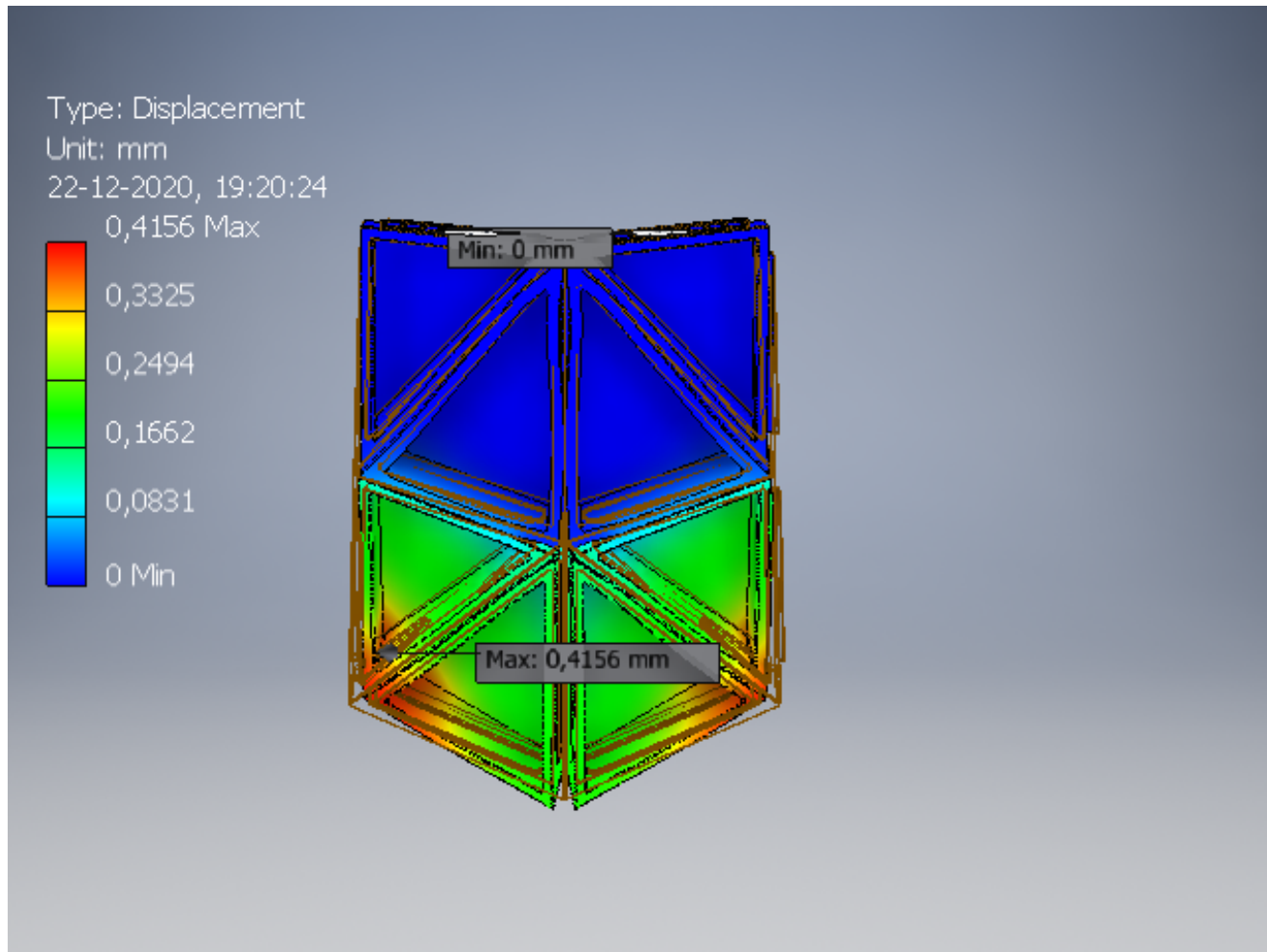


Fig. 203 Desplazamiento total de módulos en tracción, elaboración propia.

Se consideró a los módulos superiores como empotrados; de esta forma sosteniendo a los módulos inferiores de manera exclusiva mediante las uniones snap-fit. Esta simulación arrojó un desplazamiento máximo de 0.4 mm.

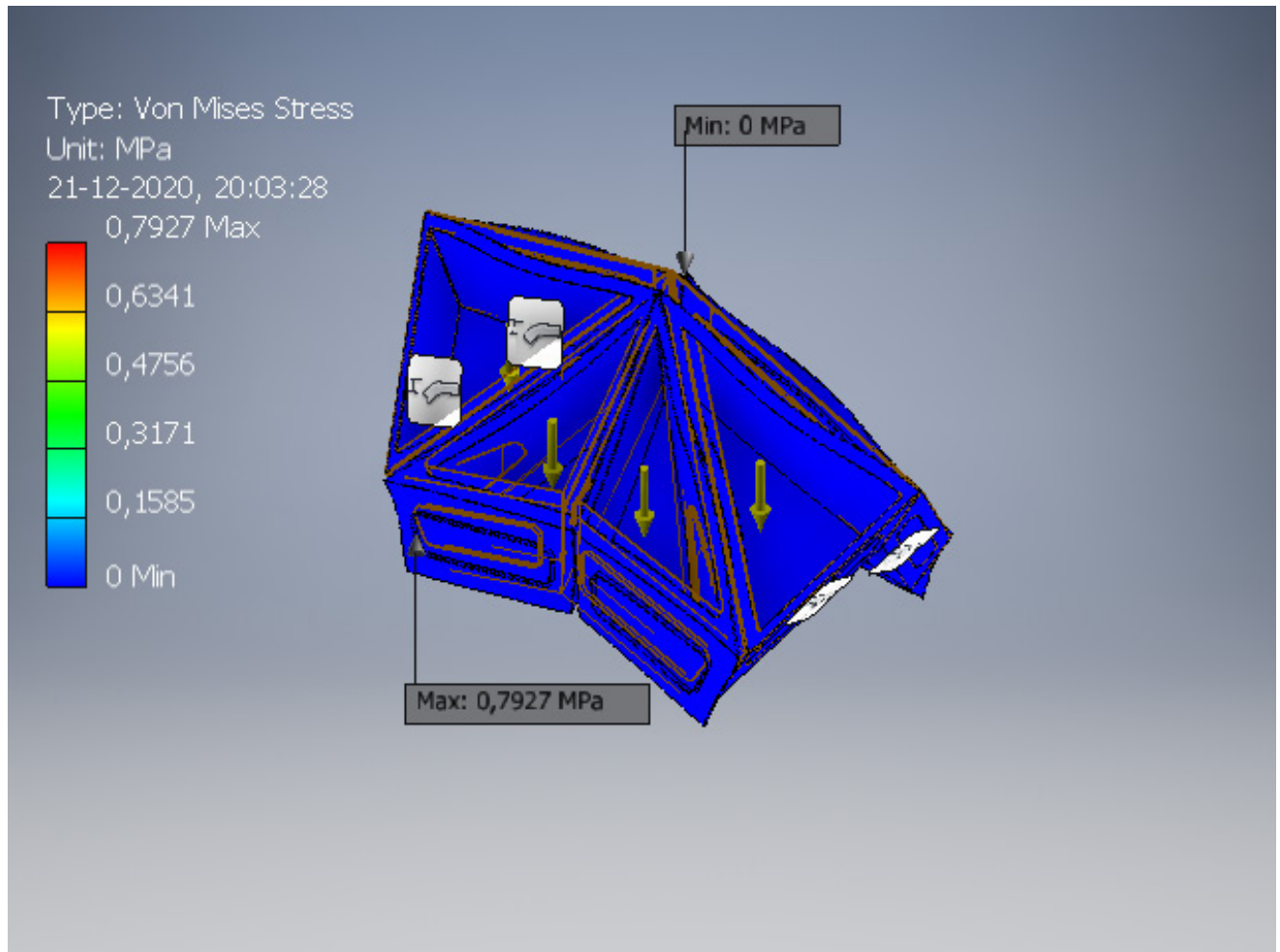


Fig. 204 Von Mises Stress de módulos en cúspide, elaboración propia.

En el caso de la cúspide del arco se consideraron 8 módulos para evaluar el encuentro entre ambos medios arcos, simulando el peso de regolito de relleno. Según resultados, el mayor esfuerzo experimentado por los módulos fue de carácter bajo.

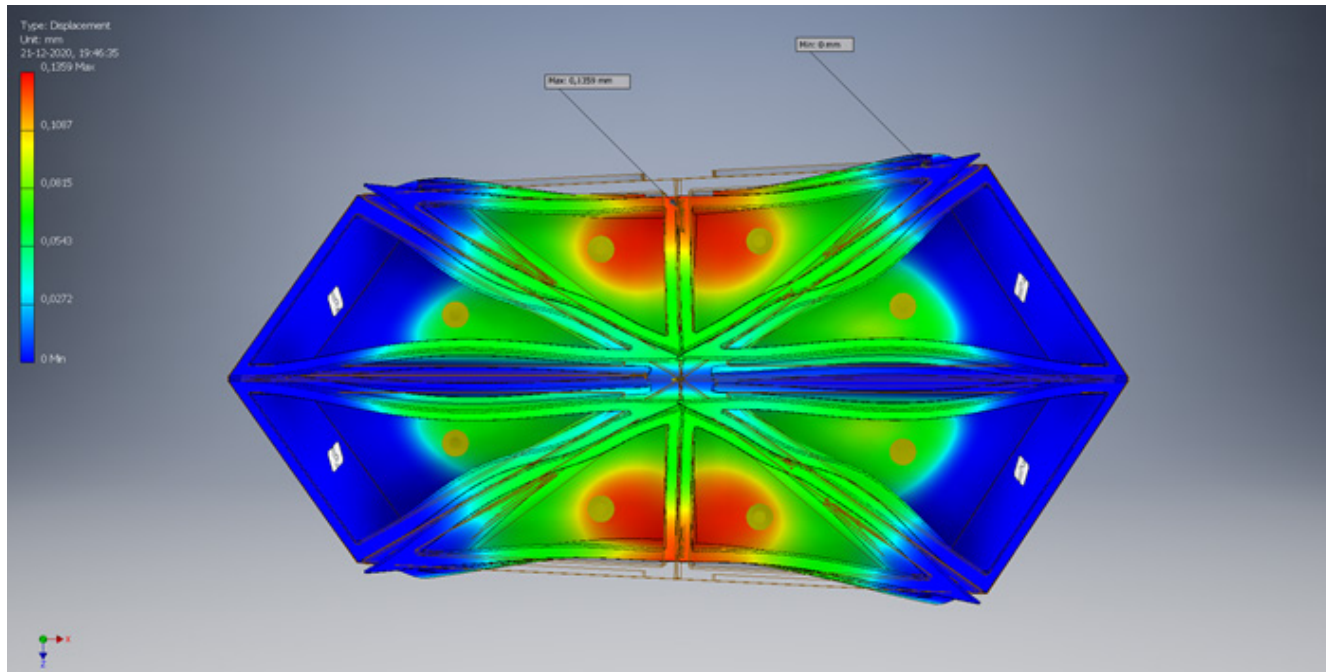


Fig. 205 Vista superior de módulos en cúspide, desplazamiento total, elaboración propia.

Similar al caso de módulos en base ancha, los módulos en cúspide parecen ser separados entre sí en el sentido horizontal. Esto se debe a la exageración visual que ofrece el software Autodesk Inventor, sin embargo, dicho desplazamiento debería ser menor en la realidad, considerando el efecto de las uniones a fricción.

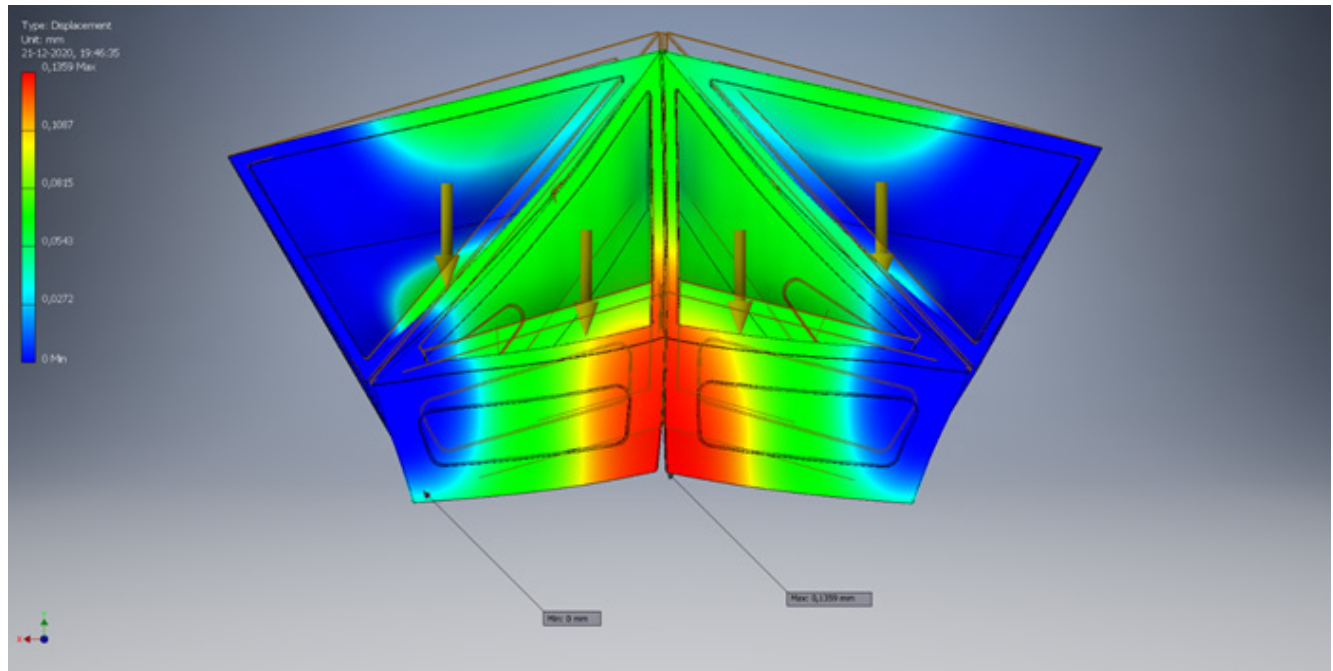


Fig. 206 Vista lateral de desplazamiento de módulos en cúspide, elaboración propia.

El mayor desplazamiento ocurre en el eje Z en la parte inferior de los módulos del centro, sin embargo, aun así, es una cantidad pequeña de 0.13 mm. Esta simulación demuestra que las uniones snap-fit son capaces de mantener la integridad estructural de la estructura plástica, incluso sometida a carga externa de regolito.

3.6

Objetivo Específico 5

Definir la secuencia de producción y construcción de la envoltura, para potencialmente prescindir de elementos constructivos auxiliares como soportes temporales.

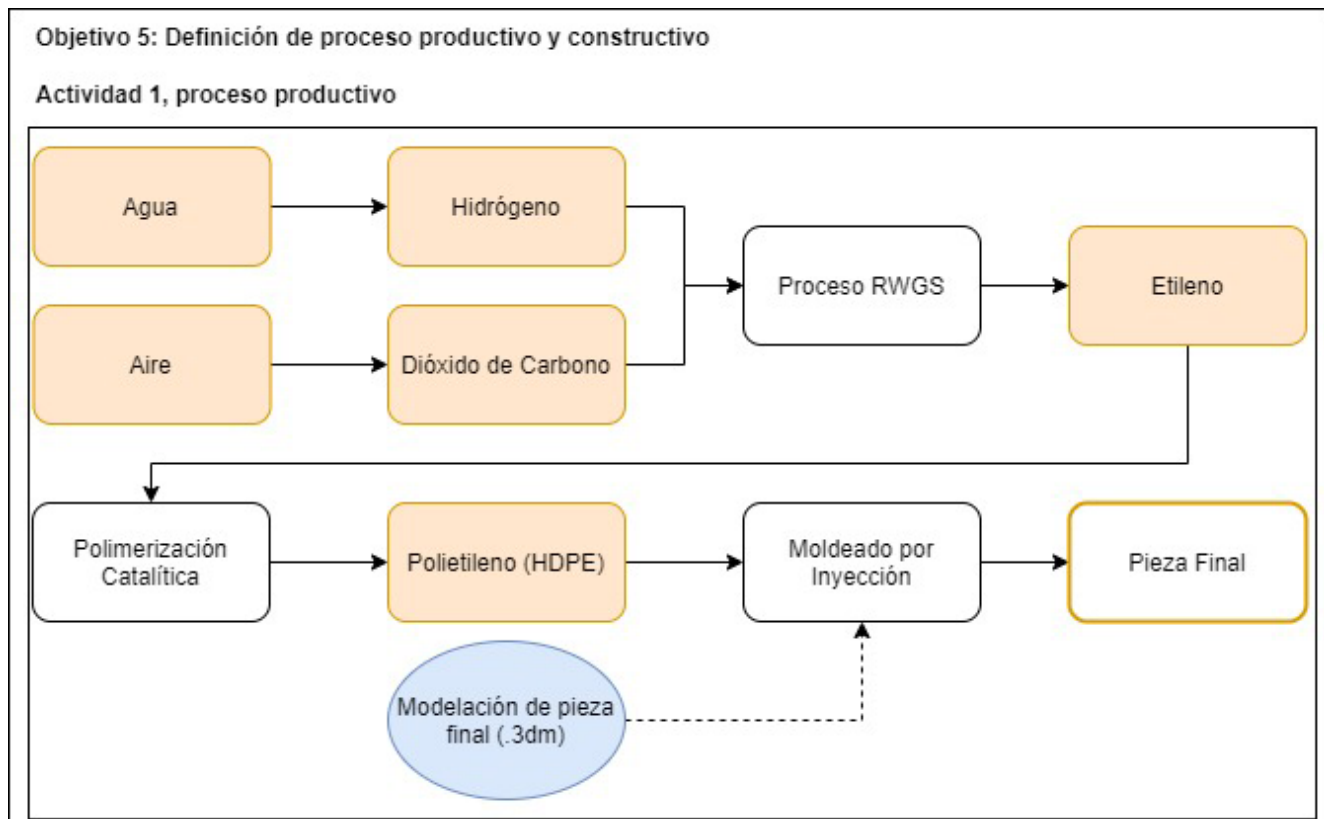


Fig. 207 Metodología Objetivo 5, parte 1, elaboración propia.

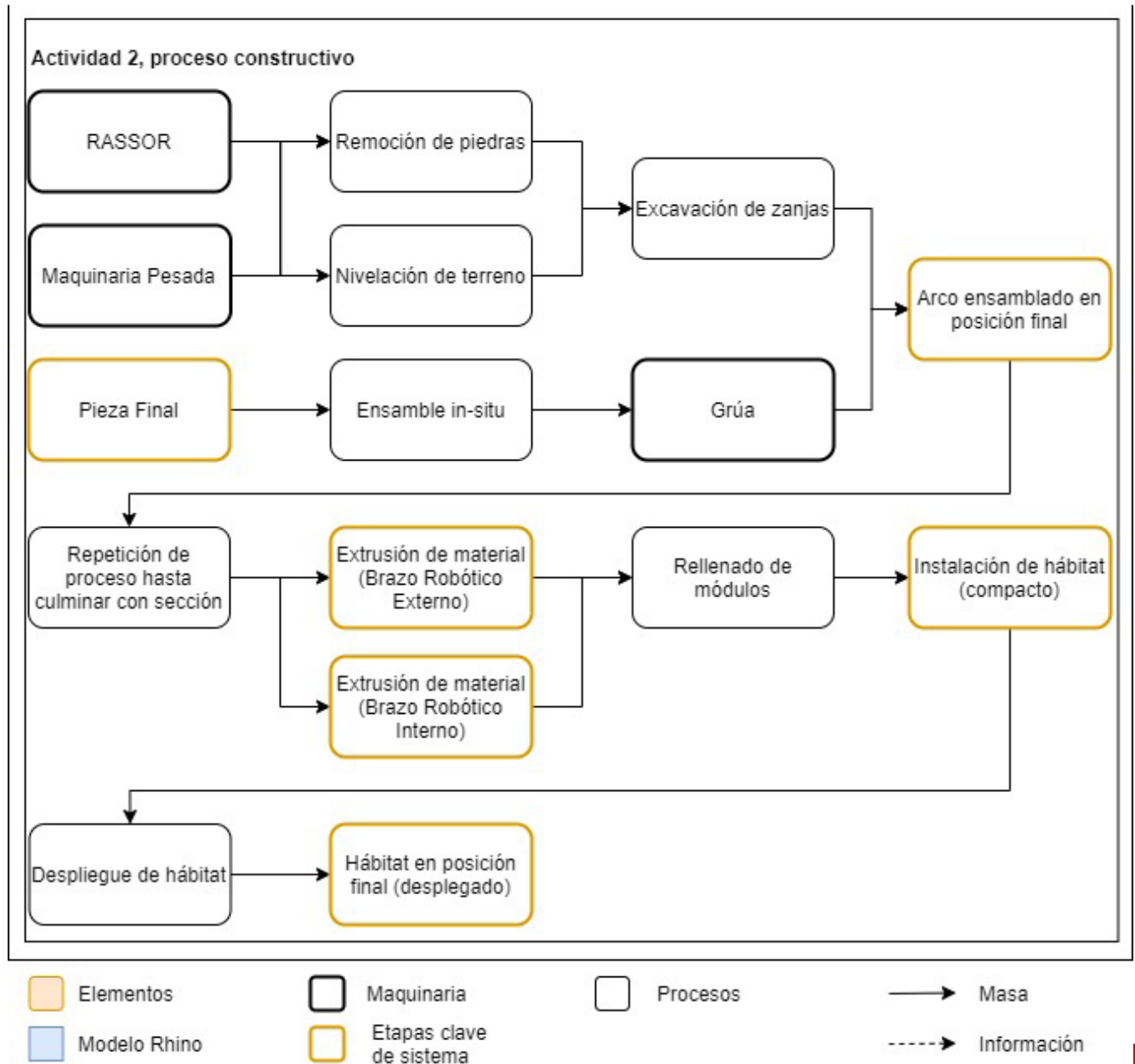


Fig. 208 Metodología Objetivo 5, parte 2, elaboración propia.

3.6.1 Actividad 1: Definición de la secuencia productiva de módulos de HDPE

Dada la posibilidad de expansión del cascarón, se postula que el método idóneo de producción de módulos de HDPE corresponda al moldeo por inyección. Este proceso se hace viable cuando hay más de 1000 piezas a reproducir, en el caso en cuestión existen 80 módulos con dimensiones diferentes, por lo que se necesitarían 80 moldes distintos. La figura 207 describe un diagrama general sobre la producción de piezas plásticas.

3.6.2 Actividad 2: Definición de la secuencia constructiva de la envolvente

3.6.2.1 Preparación del terreno

Dependiendo de la naturaleza de la superficie, se deberá hacer un trabajo de remoción de piedras en el área de contacto del hábitat y cascarón, para posteriormente hacer un trabajo de nivelado de terreno mediante retroexcavadoras o robots tipo RASSOR.

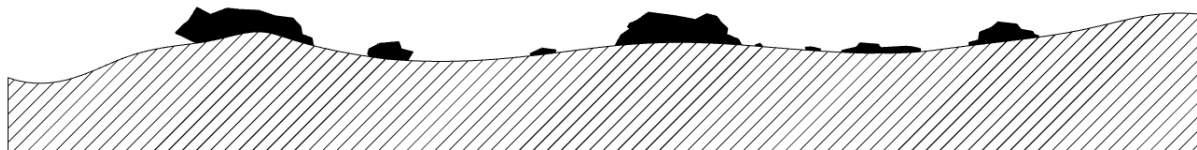


Fig. 209 Esquema terreno virgen, elaboración propia.



Fig. 210 Esquema terreno nivelado, elaboración propia.

3.6.2.1.1 Excavación de zanja

Se deberá excavar una zanja correspondiente al apoyo perimetral interno del cascarón, así como al externo. Además, se deberá excavar una zanja central donde se posará el hábitat.

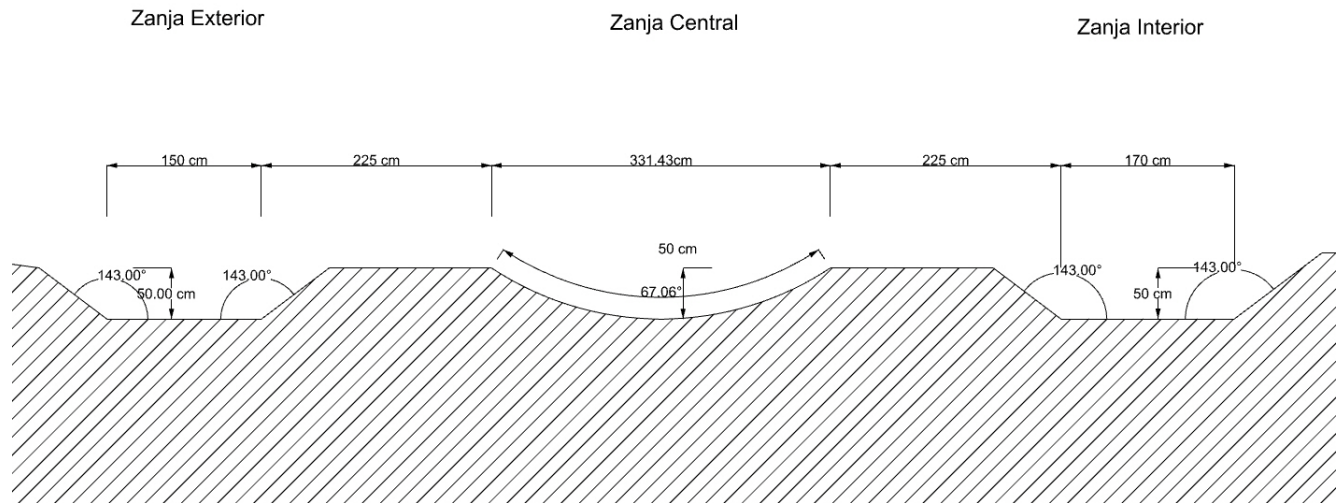


Fig. 211 Esquema terreno excavado, elaboración propia.

3.6.2.2 Ensamble de arco

En caso de no contar con un ambiente controlado de ensamble, el arco puede ser ensamblado en posición horizontal en la intemperie marciana, el material HDPE es altamente resistente a impactos, por lo que no sería perjudicial para los módulos el posarse sobre el suelo natural.

El equivalente marciano al peso de los módulos no supera los 35 kg, por lo que en teoría un par de personas (en el peor de los casos) podrían ensamblar un arco de forma manual, sin embargo, es recomendable que el transporte

y manipulación de módulos sea asistido por brazos robóticos o grúas.

Una vez ensamblado, el arco puede ser levantado con una grúa y ubicado en su posición final, calzando sus extremos con las zanjas previamente excavadas. Los arcos sucesivos se deberán someter al mismo proceso de ensamble horizontal y ubicación final, pero deberán ser unidos al arco previo mediante las juntas laterales previamente señaladas.

Este proceso se repetirá hasta finalizar con el largo de la sección de hábitat inflable disponible.

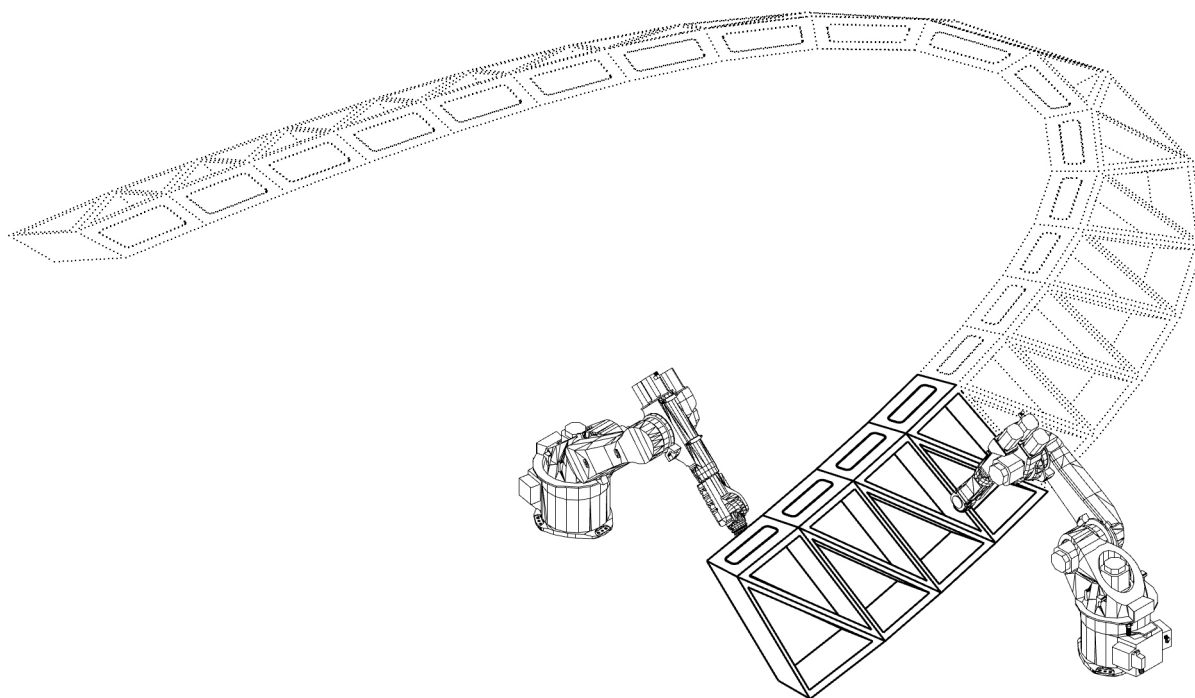


Fig. 212 Vista isométrica de medio "gajo" siendo ensamblado en forma horizontal in-situ, elaboración propia

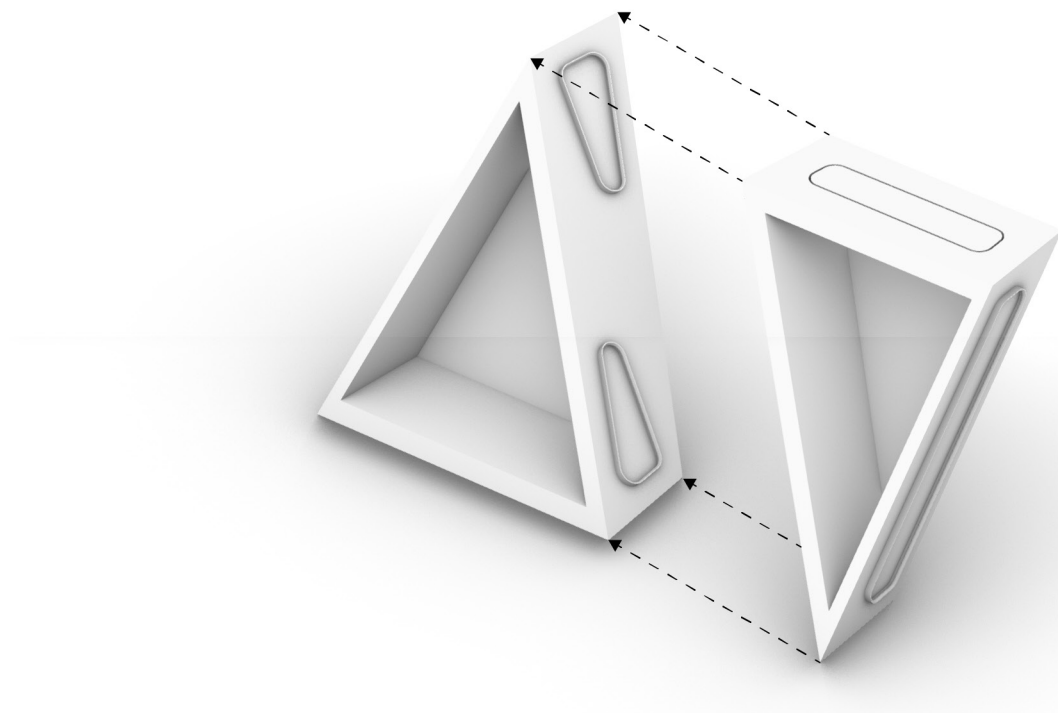


Fig. 213 Primer ensamble, empalme de módulos snap-fit, elaboración propia.

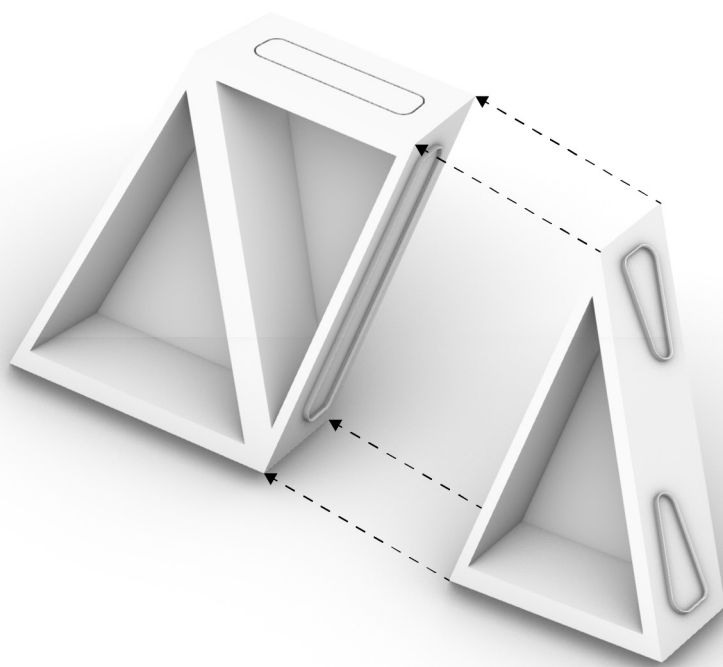


Fig. 214 Segundo ensamble, empalme de módulos snap-fit, elaboración propia.

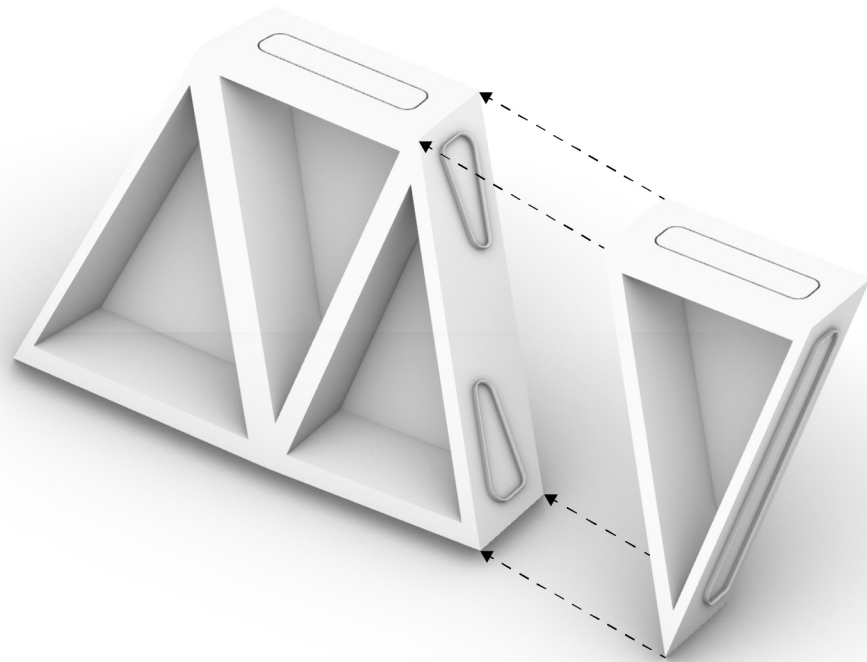


Fig. 215 Tercer ensamble, empalme de módulos snap-fit, elaboración propia.

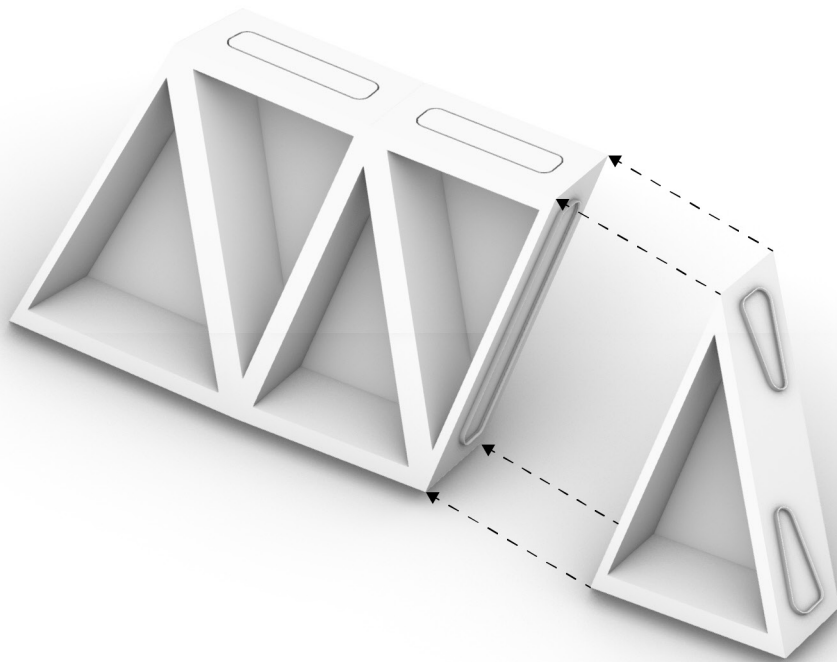


Fig. 216 Cuarto ensamble, empalme de módulos snap-fit, elaboración propia.

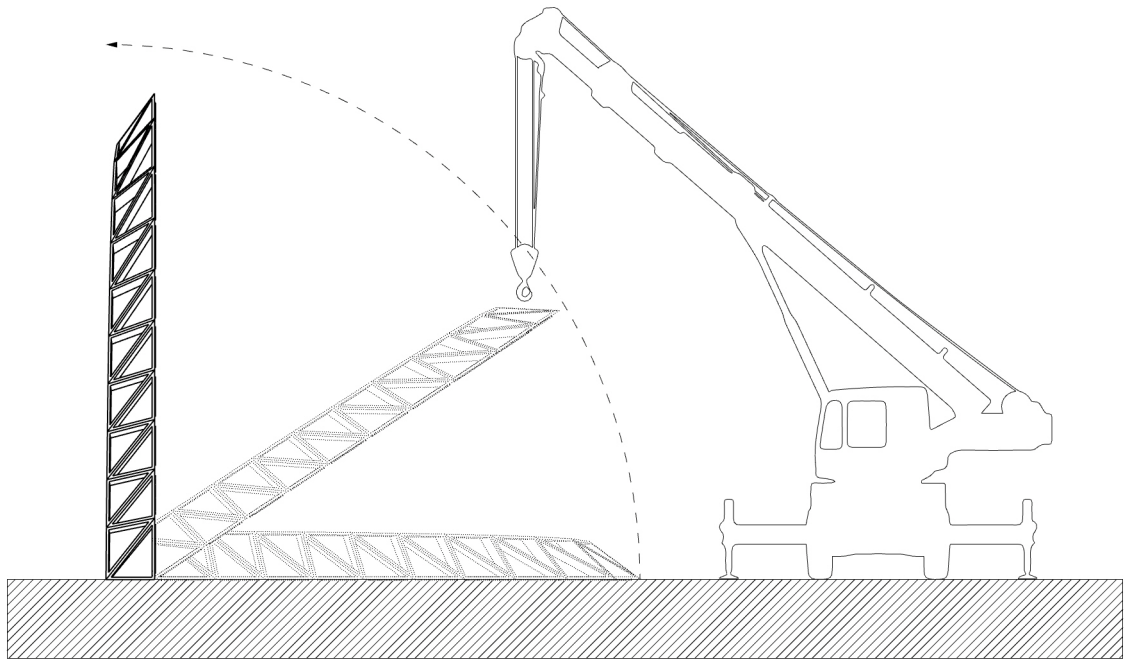


Fig. 217 Esquema de levantamiento de arco, primera parte, elaboración propia.

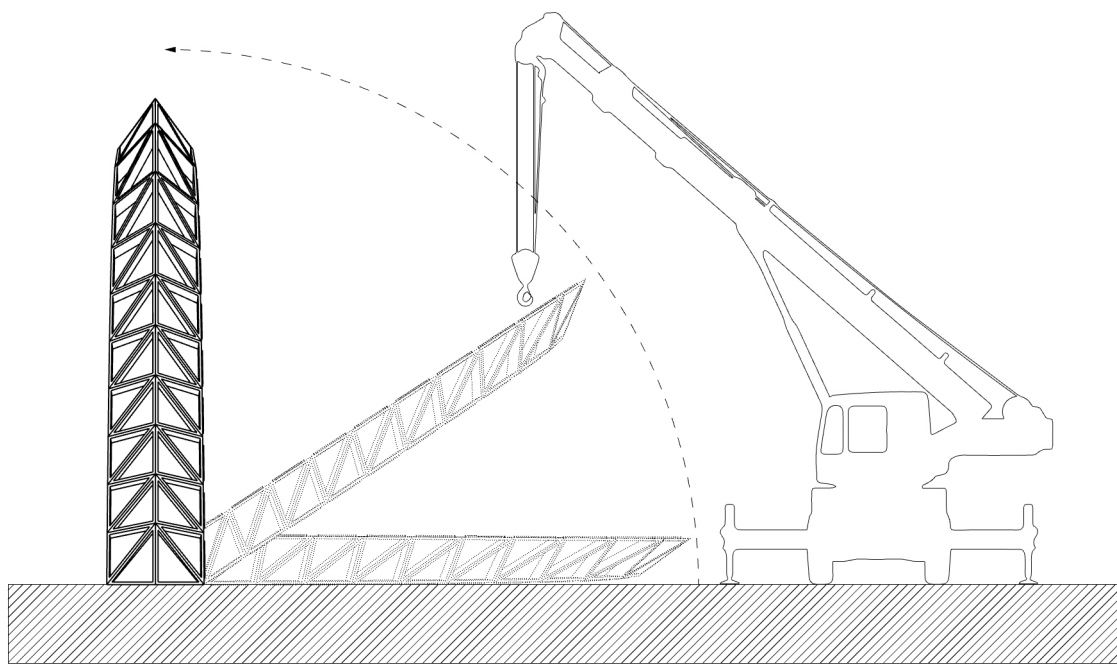


Fig. 218 Esquema de levantamiento de arco, segunda parte, elaboración propia.

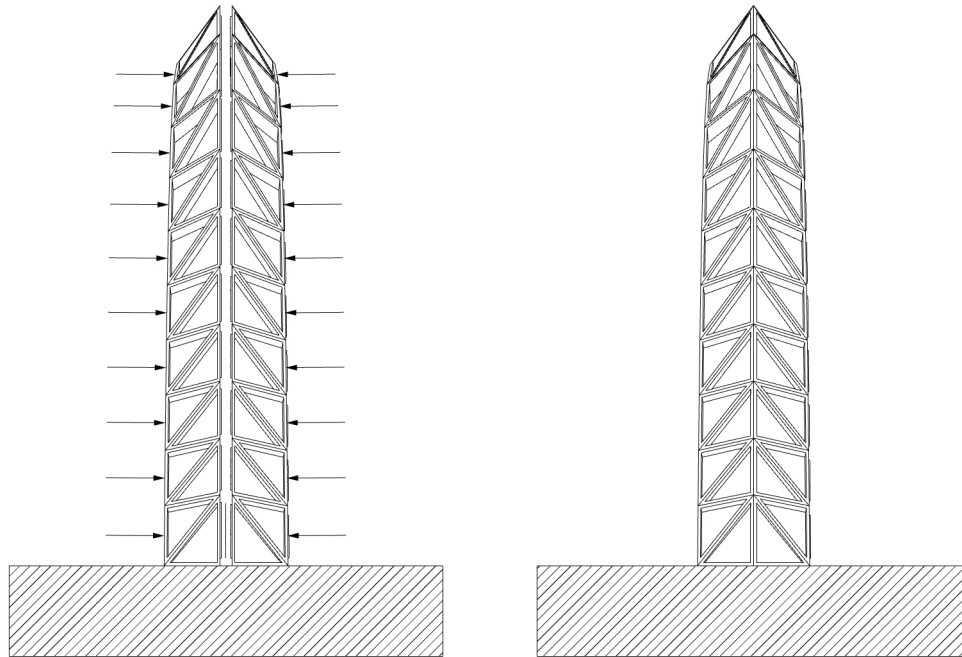


Fig. 219 Ensamble horizontal para unir ambas partes del gajo mediante unión por fricción, elaboración propia

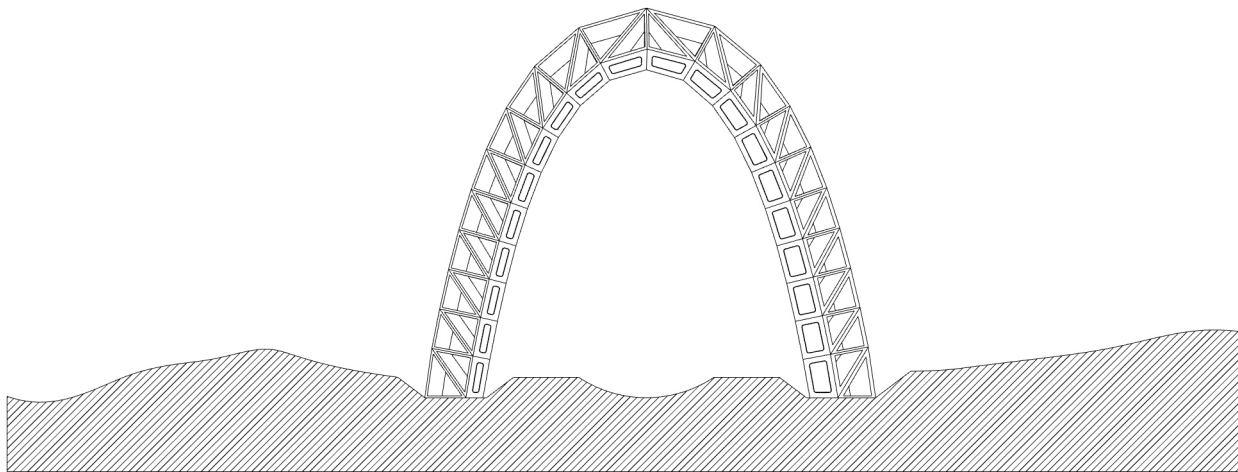


Fig. 220 Elevación lateral post levantamiento de arco completo, elaboración propia.

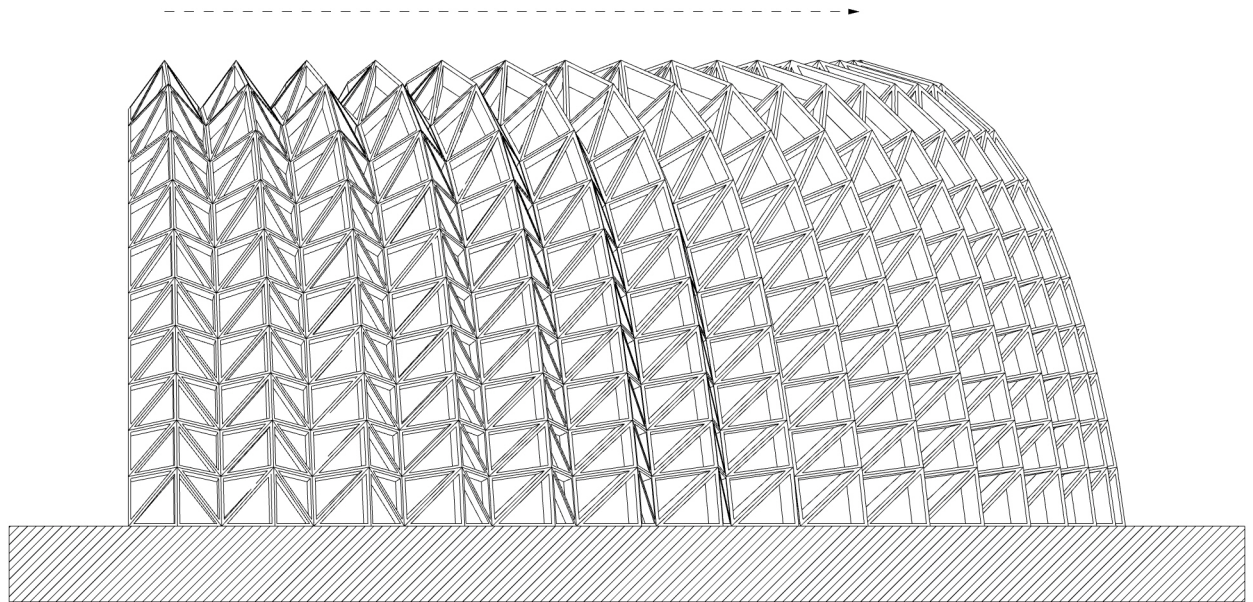


Fig. 221 Sección 1/4 de toroide, elaboración propia.

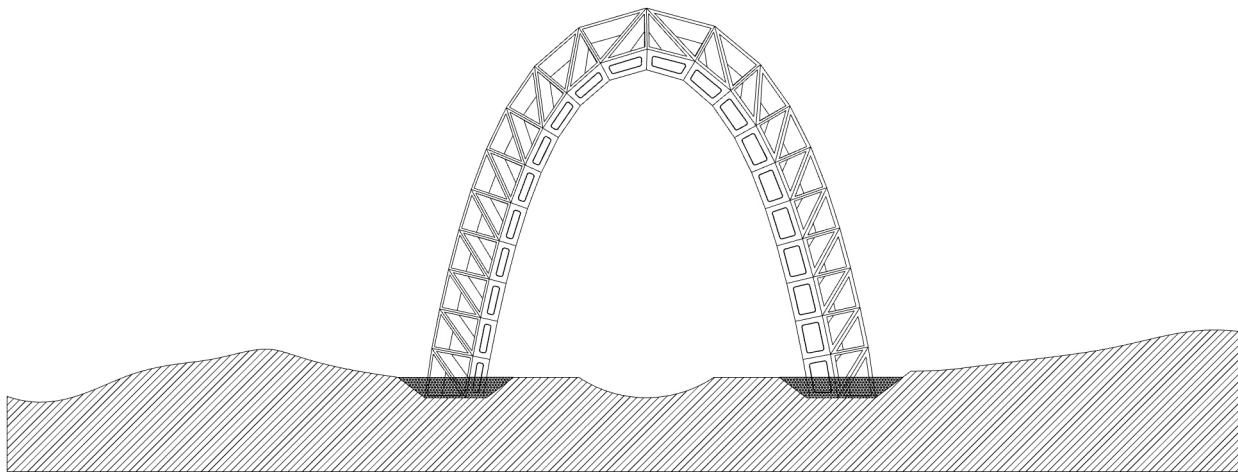


Fig. 222 Rellenado de zanjas perimetrales con regolito, elaboración propia.

3.6.2.3 Extrusión de relleno

En caso de utilizar Ferrock a base de regolito u otro compuesto como material de relleno, se recomienda el uso de un brazo robótico extrusor capaz de alcanzar la altura máxima del cascarón, lo cual es posible utilizando una base móvil ATHLETE que cargue una grúa con un brazo robótico extrusor en el extremo de su

mástil [103]. Es recomendable que este proceso sea llevado a cabo por dos robots de manera simultánea para no estresar a la estructura con cargas no distribuidas equitativamente.

Se deberá ubicar un robot que opere la cara interna del toroide y otro la cara externa, ambos extruyendo al mismo ritmo desde la base hasta la cúspide. Este proceso se repetirá con cada arco.

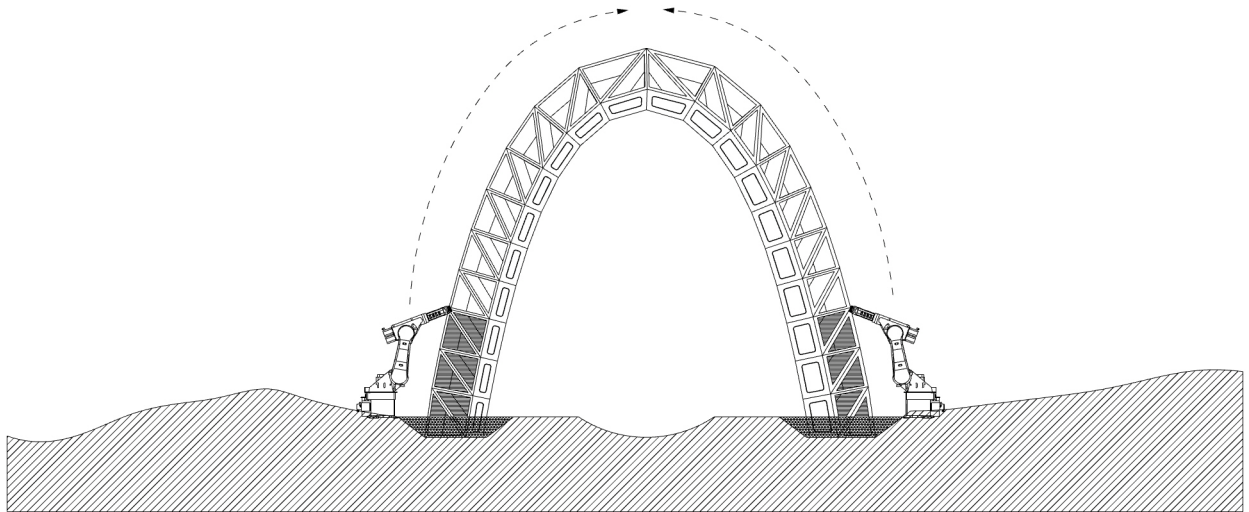


Fig. 223 Extrusión paralela de relleno, elaboración propia.

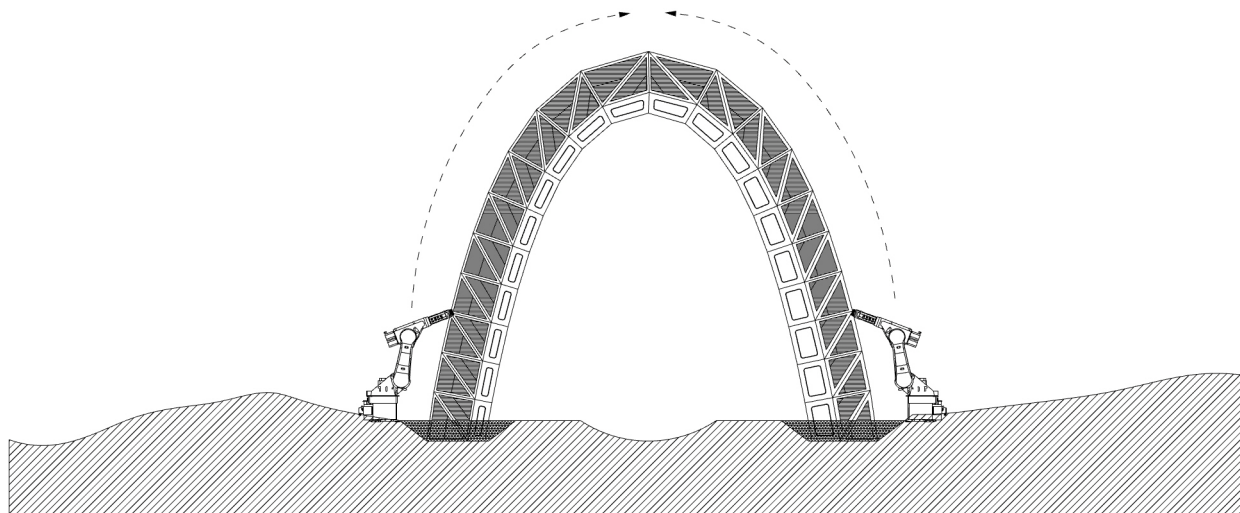


Fig. 224 Extrusión finalizada, elaboración propia.

3.6.2.4 Despliegue de Hábitat

Los hábitats inflables por utilizar serán transportados en su posición compacta, para luego ser desplegados en el interior del cascarón construido. De acuerdo con la geometría general

del cascarón y a las dimensiones del hábitat de estudio, éste debería tener un margen de error de aproximadamente 40 cm, en pos de minimizar las chances de contacto del hábitat con la cara interior del cascarón.

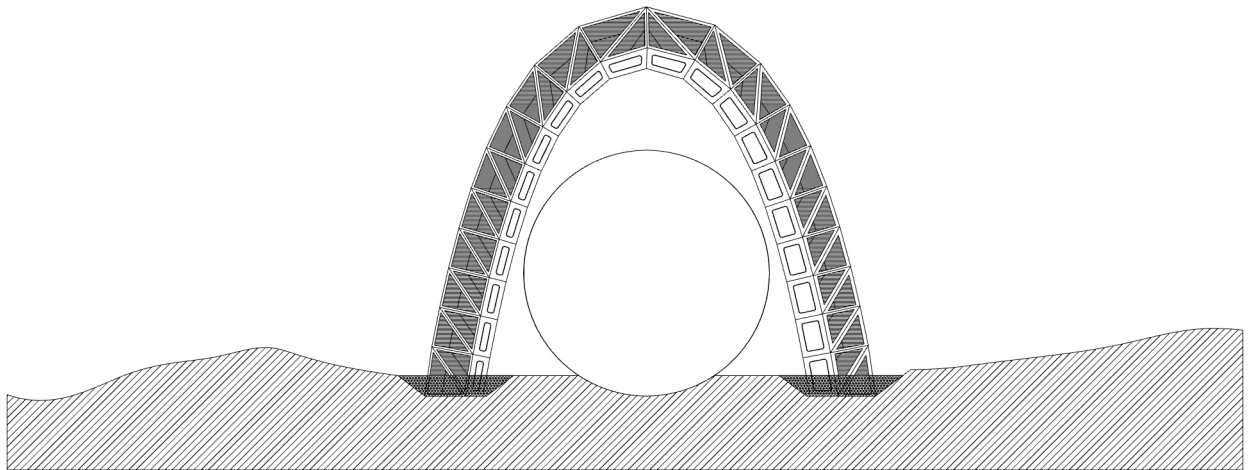


Fig. 225 Instalación de hábitat desplegable, elaboración propia

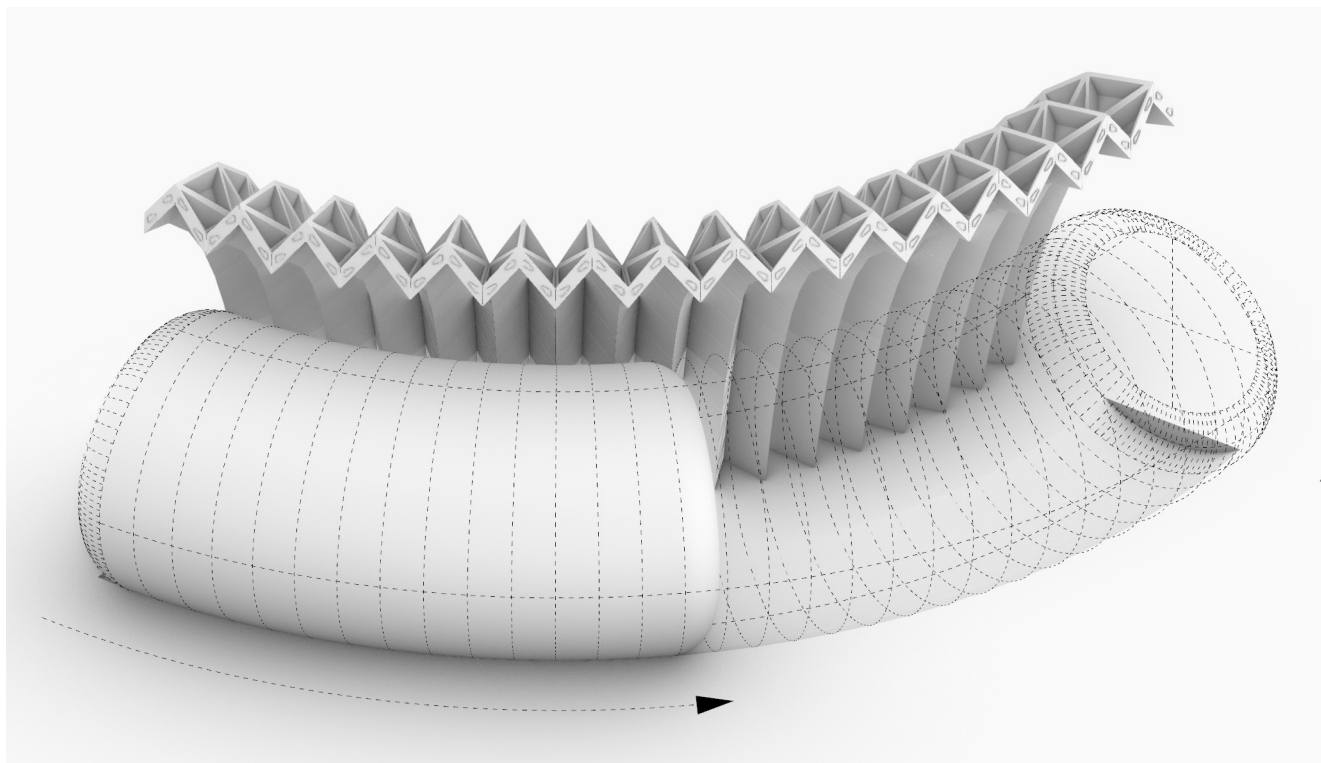


Fig. 226 Despliegue de hábitat inflable, elaboración propia

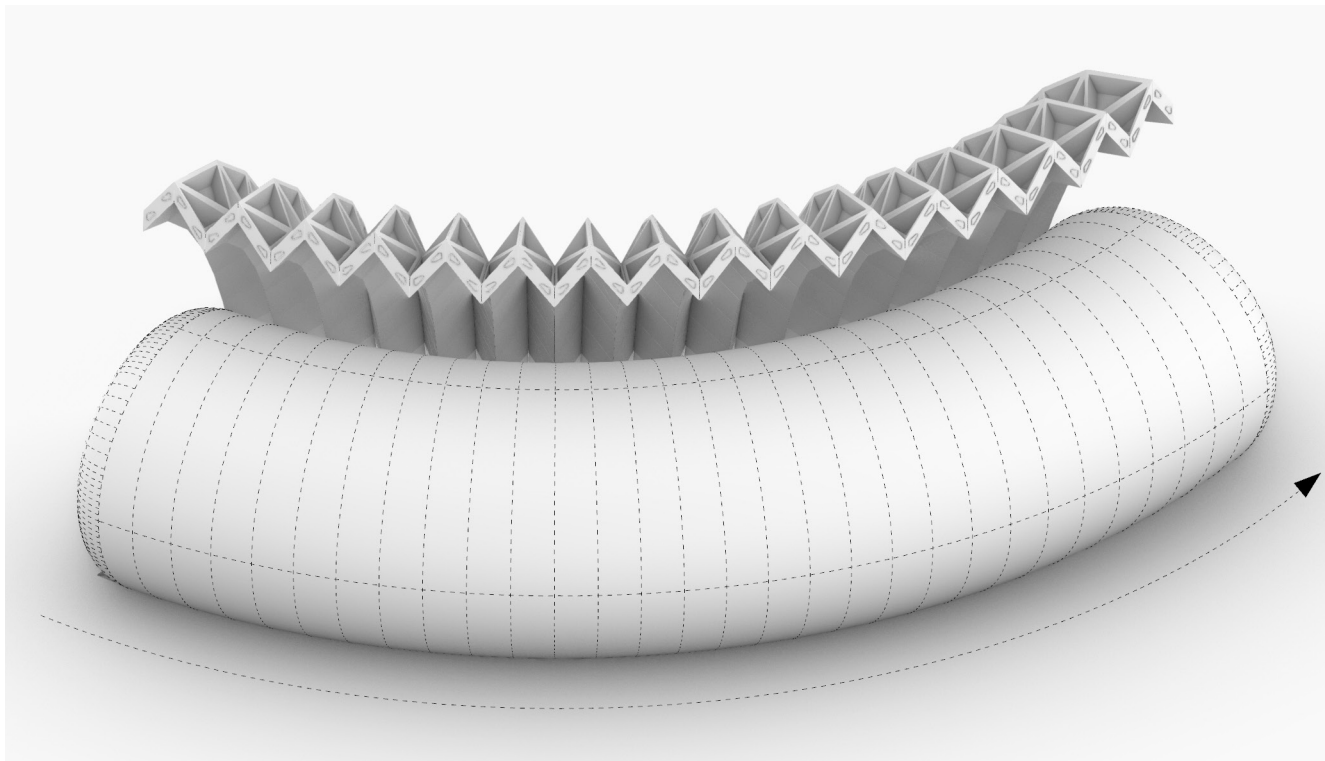


Fig. 227 Despliegue de hábitat inflable, elaboración propia

3.6.2.5 Configuración final de cascarón y hábitat

A continuación, se muestra un posible tipo de configuración de cascarón y hábitats inflables, propios de la zona 4d de Acheron Fossae. Nótese que el relleno de material sea ferrock o regolito, no debe necesariamente llenar todos los vacíos de los módulos plásticos, ya que como se describió en el ítem 3.3.2, todo aquel módulo que se encuentre bajo la línea de protección del “horizonte topográfico” se encuentra totalmente protegido de la radiación

ionizante, volviéndose innecesario rellenar los módulos que califiquen bajo esta condición. Esto significa que la principal función de dichos módulos es de tipo estructural.

Aquellos módulos que se encuentren sobre la línea de protección del horizonte topográfico deben necesariamente ser rellenados para proveer protección contra la radiación ionizante. Estos módulos cumplen funciones estructurales como también protectoras.

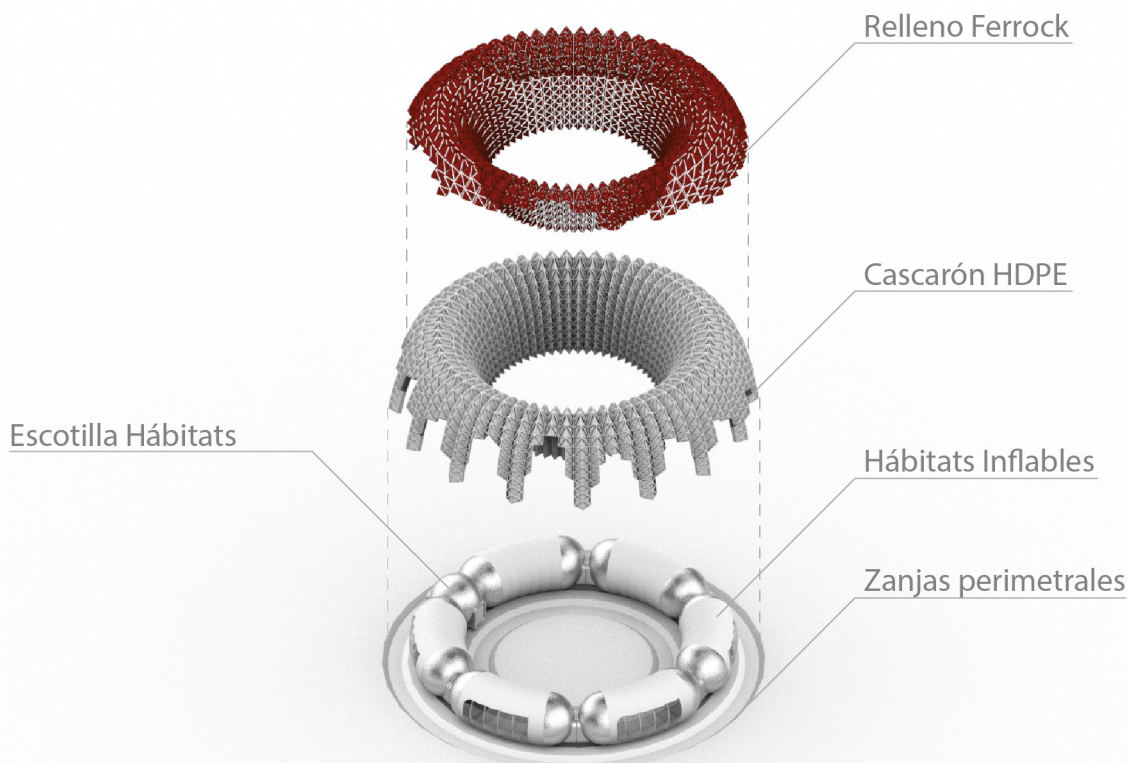


Fig. 228 Vista explotada del sistema de cascarón, elaboración propia.

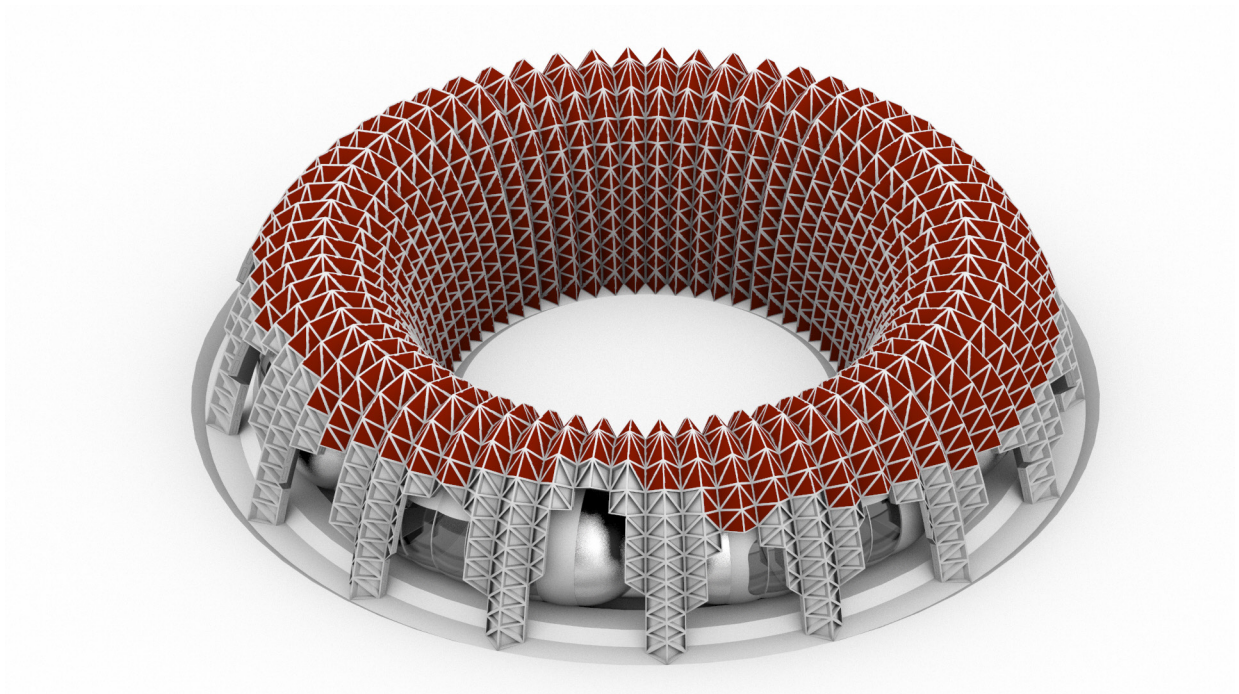


Fig. 229 Configuración final de cascarón en zona 4d Acheron Fossae

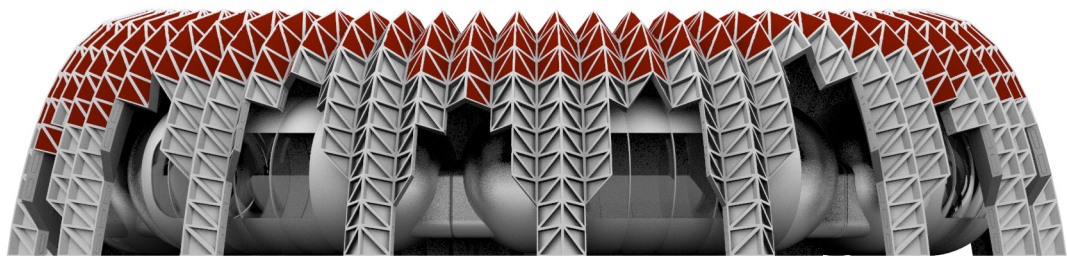


Fig. 230 Configuración final de cascarón en zona 4d Acheron Fossae, elevación paralela

IV. Conclusiones

La combinación material HDPE y Regolito resultó ser satisfactoria en las configuraciones experimentales. En base a los estudios iniciales producidos por GaTech [1], se puede concluir que la aplicación de un contenedor de HDPE de al menos 5 cm de espesor en conjunto con un elemento Regolito de 25 cm de espesor que conformen un cascarón toroidal complementario a un hábitat en la superficie de Marte son suficientes para proveer una reducción de 37.8% de la radiación al interior del hábitat.

La sub-hipótesis de optimización de la geometría del cascarón en base a un repliegue de su superficie fue comprobada; se pudo concluir que las tres amplitudes de repliegue contribuyeron a la reducción adicional de la radiación al interior del hábitat. Sumado al efecto mitigador del terreno, se obtuvieron resultados que sugieren una estadía de hasta en 53 años en el interior del cascarón antes de alcanzar el límite de dosis de radiación, sin siquiera contar el efecto mitigador adicional de equipamiento y materialidad del hábitat inflable.

Se demostró de manera cuantitativa el efecto de la inclusión de la mitigación pasiva de radiación gracias a la metodología de selección de terreno desarrollada. Esta metodología puede ser aplicada para cualquier tipo de hábitat, vehículo y/o equipamiento situado en la superficie marciana.

En base a los análisis de elemento finito

desarrollados es posible concluir que la estructura general de HDPE del cascarón es capaz de resistir su peso marciano y el de la carga adicional de FerroRock, y por consiguiente de Regolito. Adicionalmente, los resultados obtenidos por el análisis de elemento finito de arcos compuestos por módulos de HDPE cargados con masa sugieren que las deformaciones y desplazamientos producidos por los módulos son aceptables y que podrían ser usados en un escenario real en Marte.

Adicionalmente, las uniones snap fit diseñadas arrojaron buenos resultados en los experimentos de análisis de elemento finito. Si bien se estima que la fuerza necesaria para ensamblar los módulos de HDPE que poseen estas uniones excede a la fuerza humana, no se considera como un inconveniente mayor dado que la instalación del cascarón se llevaría a cabo mediante trabajo robótico tele operado, en cualquier caso.

El diseño de las uniones snap fit posibilita el ensamble y desensamble de los módulos, en ambos casos mediante trabajo robótico. Este diseño permite la posibilidad de desmontar módulos defectuosos o dañados por emergencias humanas o medioambientales, e inclusive desmontar todo o parte del cascarón para una posible reubicación planeada o de emergencia, respectivamente.

Sería posible decir que el presente trabajo de investigación y desarrollo calificaría como TRL

nivel 3; existe un prototipo a escala impreso en 3d respaldado por toda la investigación y experimentación analítica previa. Sin embargo, el siguiente paso sería la creación a escala real de módulos de HDPE funcionales, idealmente manufacturados mediante proceso de inyección (TRL 4). Posteriormente y una vez validados estos módulos, se debería proceder a la creación de una nueva iteración de ellos, pero fabricados mediante plástico derivado de una atmósfera simulada marciana (TRL 5). Una vez validados los módulos fabricados con métodos marcianos y evaluados de manera satisfactoria en un ambiente marciano simulado, el TRL es elevado a nivel 6. Posteriormente, el proceso productivo y de manufactura debería ser probado en un ambiente relevante, como la Luna o Marte para alcanzar el máximo nivel de madurez tecnológica (TRL 7 -> TRL 9)[104].

V. Referencias

- [1] A. She, A. Mungroo, D. Thomson, y GaTech, «STOCHASTIC PROTON TRANSPORT AND SHIELDING CHARACTERIZATION OF MARTIAN IN-SITU DERIVED CONCRETE USING SIMPLE WATER PHANTOMS», p. 25.
- [2] R. Zubrin, R. Wagner, y A. C. Clarke, The Case for Mars: The Plan to Settle the Red Planet and Why We Must, Revised edition. New York: Free Press, 2011.
- [3] GaTech, «Development and Exploration of a Potential Concrete Building Material for Mars Habitation from a Carbonate-Based Composition». .
- [4] M. A. Rucker, S. J. Hoffman, A. Andrews, y K. D. Watts, «Advantages of a Modular Mars Surface Habitat Approach», presentado en 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition, Orlando, FL, sep. 2018, doi: 10.2514/6.2018-5102.
- [5] V. Badescu, Ed., Mars: prospective energy and material resources. Berlin: Springer, 2009.
- [6] GaTech, «Manufacturing and Design Parameters for a Shelter in a Defined Emergency Scenario». .
- [7] M. R. Shavers et al., «Implementation of ALARA radiation protection on the ISS through polyethylene shielding augmentation of the Service Module Crew Quarters», Adv. Space Res., vol. 34, n.o 6, pp. 1333-1337, ene. 2004, doi: 10.1016/j.asr.2003.10.051.
- [8] M. Flynn y S. D. Rosenberg, «In Situ Production of High Density Polyethylene and Other Useful Materials on Mars», jul. 2005, pp. 2005-01-2776, doi: 10.4271/2005-01-2776.
- [9] L. Mohon, «NASA's Centennial Challenges: 3-D Printed Habitat Challenge», NASA, may 15, 2015. http://www.nasa.gov/directorates/spacetech/centennial_challenges/3DPHab/index.html (accedido feb. 17, 2020).
- [10] NASA, «NASA's Journey to Mars 2015». 2015.
- [11] B. Khoshnevis, «Automated construction by contour crafting—related robotics and information technologies», Autom. Constr., vol. 13, n.o 1, pp. 5-19, ene. 2004, doi: 10.1016/j.autcon.2003.08.012.
- [12] B. Khoshnevis, D. Hwang, K. T. Yao, y Z. Yeh, «Mega-scale fabrication by Contour Crafting», Int. J. Ind. Syst. Eng., vol. 1, n.o 3, p. 301, 2006, doi: 10.1504/IJISE.2006.009791.
- [13] F. Bos, R. Wolfs, Z. Ahmed, y T. Salet, «Additive manufacturing of concrete in construction: potentials and challenges of 3D concrete printing», Virtual Phys. Prototyp., vol. 11, n.o 3, pp. 209-225, jul. 2016, doi: 10.1080/17452759.2016.1209867.
- [14] N. US Department of Commerce, «The Planet Mars». <https://www.weather.gov/fsd/mars> (accedido feb. 17, 2020).
- [15] D. Cadbury, Space race : the epic battle between America and the Soviet Union for dominion of space. New York : HarperCollins, 2006.
- [16] NASA, «MODIFIED LAUNCH VEHICLE (MLV) SATURN V IMPROVEMENT STUDY COMPOSITE SUMMARY REPORT». jul. 02,

- 1965, Accedido: jun. 12, 2020. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19650020081.pdf>.
- [17] R. Zubrin, D. Baker, y O. Gwynne, «Mars direct - A simple, robust, and cost effective architecture for the Space Exploration Initiative», presentado en 29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, U.S.A., ene. 1991, doi: 10.2514/6.1991-329.
- [18] B. G. Drake, «Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0 Addendum», p. 406, 2009.
- [19] J. F. Connolly, «Constellation Program Overview», p. 22, 2006.
- [20] «NASA: Artemis», NASA. <https://www.nasa.gov/specials/artemis/index.html> (accedido jun. 12, 2020).
- [21] L. Mohon, «Space Launch System (SLS) Overview», NASA, mar. 16, 2015. <http://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/overview.html> (accedido jun. 12, 2020).
- [22] «SpaceX - Starship». <https://www.spacex.com/vehicles/starship/> (accedido jun. 12, 2020).
- [23] «MARSHA by AI SpaceFactory». <https://www.aispacefactory.com/marsha> (accedido abr. 02, 2020).
- [24] J. Jensen, «Starship Users Guide», p. 6.
- [25] F. + P. / www.fosterandpartners.com, «Mars Habitat | Foster + Partners». <https://www.fosterandpartners.com/projects/mars-habitat/> (accedido feb. 21, 2020).
- [26] C. Digital, «HASSEL + EOC Mars Hab», Hassell. <https://www.hassellstudio.com/project/nasa-3d-printed-habitat-challenge> (accedido feb. 21, 2020).
- [27] C. Handmer, How To Industrialize Mars: A Strategy For Self-Sufficiency: How To Settle A Lethal Vacuum In 400 Easy Steps. .
- [28] D. A. Craig, P. Troutman, y N. Herrmann, «Pioneering Space Through the Evolvable Mars Campaign», presentado en AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition, Pasadena, California, ago. 2015, doi: 10.2514/6.2015-4409.
- [29] H. Price, J. Baker, y F. Naderi, «A Minimal Architecture for Human Journeys to Mars», New Space, vol. 3, n.o 2, pp. 73-81, jun. 2015, doi: 10.1089/space.2015.0018.
- [30] S. J. Hoffman y L. Touns, «Evolvable Mars Campaign Development», p. 77.
- [31] R. Potter, S. Saikia, y J. Longuski, «Resilient architecture pathways to establish and operate a pioneering base on Mars», en 2018 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, mar. 2018, pp. 1-18, doi: 10.1109/AERO.2018.8396506.
- [32] «Mars Global Surveyor Magnetic Field Investigation». <https://mgs-mager.gsfc.nasa.gov/> (accedido jun. 12, 2020).
- [33] «ARES | Orbital Debris Program Office». <https://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/> (accedido jul. 02, 2020).
- [34] G. J. M. Flynn, «Meteorites on Mars», ene. 1988, Accedido: jun. 12, 2020. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19890008944>.
- [35] J. Kozicki y J. Kozicka, «Human friendly architectural design for a small Martian base»,

Adv. Space Res., vol. 48, n.o 12, pp. 1997-2004, dic. 2011, doi: 10.1016/j.asr.2011.08.032.

[36] S. Sen, S. Carranza, y S. Pillay, «Multifunctional Martian habitat composite material synthesized from in situ resources», Adv. Space Res., vol. 46, n.o 5, pp. 582-592, sep. 2010, doi: 10.1016/j.asr.2010.04.009.

[37] W. Belvin, J. Watson, y S. Singhal, «Structural Concepts and Materials for Lunar Exploration Habitats», presentado en Space 2006, San Jose, California, sep. 2006, doi: 10.2514/6.2006-7338.

[38] A. S. Howe et al., «Modular Additive Construction Using Native Materials», en Earth and Space 2014, St. Louis, Missouri, jun. 2015, pp. 301-312, doi: 10.1061/9780784479179.034.

[39] «Met Office: The Beaufort scale», abr. 09, 2006. <https://web.archive.org/web/20060409071345/http://www.met-office.gov.uk/education/secondary/students/beaufort.html> (accedido jun. 15, 2020).

[40] D. M. Hassler et al., «Mars' Surface Radiation Environment Measured with the Mars Science Laboratory's Curiosity Rover», Science, vol. 343, n.o 6169, pp. 1244797-1244797, ene. 2014, doi: 10.1126/science.1244797.

[41] S. Guetersloh et al., «Polyethylene as a radiation shielding standard in simulated cosmic-ray environments», Nucl. Instrum. Methods Phys. Res. Sect. B Beam Interact. Mater. At., vol. 252, n.o 2, pp. 319-332, nov. 2006, doi: 10.1016/j.nimb.2006.08.019.

[42] «NASA», NASA. <http://www.nasa.gov/>

index.html (accedido jul. 02, 2020).

[43] «The Electromagnetic Spectrum Video Series & Companion Book | Science Mission Directorate». <https://science.nasa.gov/ems> (accedido jul. 02, 2020).

[44] C. E. Hellweg y C. Baumstark-Khan, «Getting ready for the manned mission to Mars: the astronauts' risk from space radiation», Naturwissenschaften, vol. 94, n.o 7, pp. 517-526, jun. 2007, doi: 10.1007/s00114-006-0204-0.

[45] R. F. Wimmer-Schweingruber et al., «On determining the zenith angle dependence of the Martian radiation environment at Gale Crater altitudes: MARTIAN RADIATION ENVIRONMENT», Geophys. Res. Lett., vol. 42, n.o 24, p. 10,557-10,564, dic. 2015, doi: 10.1002/2015GL066664.

[46] T. C. Slaba, C. J. Mertens, y S. R. Blattnig, «Radiation Shielding Optimization on Mars», p. 17.

[47] T. B. Dubbink, «Har Decher: Architecture for a Settlement on Mars», jul. 2002, pp. 2002-01-2426, doi: 10.4271/2002-01-2426.

[48] F. + P. / www.fosterandpartners.com, «Lunar Habitation | Foster + Partners». <https://www.fosterandpartners.com/projects/lunar-habitation/> (accedido abr. 07, 2020).

[49] «Mars Incubator», Mars Incubator. <https://www.marsincubator.com/> (accedido ene. 03, 2020).

[50] M. Arnhof, «Design of a Human Settlement on Mars Using In-Situ Resources»,

Vienna, jul. 2016, p. 15.

[51] C. Chan, «Ares Infinite: Creating a 3D Printed Vernacular for an Evolving Research Station on Mars», 2018.

[52] M. Peroni, «Martian Modular Base», presentado en 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition, Orlando, FL, sep. 2018, doi: 10.2514/6.2018-5312.

[53] Purdue University, «Project Destiny AAE 450». .

[54] K. E. Goodliff, P. Troutman, D. A. Craig, J. Caram, y N. Herrmann, «Evolvable Mars Campaign 2016 - A Campaign Perspective», presentado en AIAA SPACE 2016, Long Beach, California, sep. 2016, doi: 10.2514/6.2016-5456.

[55] «SpaceX 2017.pdf». .

[56] S. J. Hoffman, «The Mars Surface Reference Mission: A Description of Human and Robotic Surface Activities», p. 114, 2001.

[57] A. Whitmire et al., «Minimum Acceptable Net Habitable Volume for Long-Duration Exploration Missions», p. 20, 2015.

[58] S. Häuplik-Meusburger, K. Binsted, T. Bassingthwaite, y G. Petrov, «Habitability Studies and Full Scale Simulation Research: Preliminary themes following HISEAS mission IV», jul. 2017, p. 18.

[59] NASA, Human Integration Design handbook (HIDH). 2010.

[60] S. Häuplik-Meusburger y O. Bannova, Space Architecture Education for Engineers and Architects: Designing and Planning Beyond Earth. Cham: Springer International Publishing, 2016.

[61] T. Dubbink, «Designing for Har Decher: ideas for Martian bases in the 20th century», p. 115, 2001.

[62] «Ferrock», Iron Shell Material Technologies. <https://www.ironshellmaterials.com/ferrock> (accedido jun. 22, 2020).

[63] «David STONE, et al. : Ferrock -- Articles & patents». <http://www.rexresearch.com/stoneferrock/ferrock.html> (accedido jun. 22, 2020).

[64] A. Lanuza, A. T. Achaiah, J. Bello, y T. Donovan, «FERROCK: A Life Cycle Comparison to Ordinary Portland Cement», p. 24.

[65] V. M. Patel y H. J. Solanki, «Development of Carbon Negative Concrete By Using Ferrock», vol. 4, p. 5.

[66] M. P. V, G. V, y S. M, «Investigation on Ferrock Based Mortar an Environment Friendly Concrete», SSRN Electron. J., 2019, doi: 10.2139/ssrn.3461209.

[67] kmoore66, «Designing the Next: AE Undergrads Produce Martian Concrete», Aerospace Engineering | Georgia Institute of Technology | Atlanta, GA, ago. 04, 2017. <https://ae.gatech.edu/news/2017/08/designing-next-ae-undergrads-produce-martian-concrete> (accedido dic. 20, 2019).

[68] «Production, Properties and Uses of Polyethylene Chemistry Tutorial». <http://www.ausetute.com.au/polythen.html> (accedido ene. 03, 2020).

[69] «Fabricación de Piezas Plásticas». <https://www.3dworks.cl/post/fabricación-de-piezas-plásticas> (accedido feb. 17, 2020).

- [70] PUCV, «Clase_3_construcción_1_náutica_2015_HDPE.pdf», 2015.
- [71] S. P. A. Ponce y P. A. González, «POLIETILENO DE ALTA Y BAJA DENSIDAD», p. 16.
- [72] Universitat de Barcelona, «Polietileno de alta densidad». /cmematerials/es/content/polietileno-de-alta-densidad (accedido dic. 20, 2019).
- [73] «Plásticos con buenas propiedades mecánicas | Ensinger». <https://www.ensingerplastics.com/es-es/semielaborados/seleccion-de-materiales-plasticos/propiedades-mecanicas> (accedido dic. 20, 2019).
- [74] «Plastics: Architects of modern and sustainable buildings». https://www.plasticseurope.org/application/files/2115/3897/8310/Final_BC_brochure_111212_web_version_UPD2018.pdf (accedido dic. 20, 2019).
- [75] R. Gaggino, «Ladrillos y placas prefabricadas con plásticos reciclados aptos para la autoconstrucción», Rev. INVI, vol. 23, n.o 63, 2008, doi: 10.4067/invi.v23i63.446.
- [76] K. Rojdev, «LONG TERM LUNAR RADIATION DEGRADATION OF POTENTIAL LUNAR HABITAT COMPOSITE MATERIALS», p. 173.
- [77] B. Kading y J. Straub, «Utilizing in-situ resources and 3D printing structures for a manned Mars mission», Acta Astronaut., vol. 107, pp. 317-326, feb. 2015, doi: 10.1016/j.actaastro.2014.11.036.
- [78] B. Khoshnevis, A. Carlson, y M. Thangavelu, «ISRU-BASED ROBOTIC CONSTRUCTION TECHNOLOGIES FOR LUNAR AND MARTIAN INFRASTRUCTURES», p. 136.
- [79] S. Moss, «Steelmaking on Mars», Mars Soc., p. 15, 2006.
- [80] «What is Additive Manufacturing? | Wohlers Associates». <http://wohlersassociates.com/additive-manufacturing.html> (accedido jun. 29, 2020).
- [81] «Additive manufacturing and industrial 3D printing», KUKA AG. <https://www.kuka.com/en-de/products/process-technologies/2018/12/3d-printing> (accedido jul. 02, 2020).
- [82] P. Urhal, A. Weightman, C. Diver, y P. Bartolo, «Robot assisted additive manufacturing: A review», Robot. Comput. - Integr. Manuf., vol. 59, pp. 335-345, oct. 2019, doi: 10.1016/j.rcim.2019.05.005.
- [83] «Moon Fact Sheet». <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/moonfact.html> (accedido jul. 01, 2020).
- [84] «Mars Fact Sheet». <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html> (accedido jul. 01, 2020).
- [85] «MARSHA, MARSHA, MARSHA: How We Helped AI SpaceFactory Win NASA's 3D-Printed Habitat Challenge», Autodesk News. <https://adsknews.autodesk.com/stories/how-we-helped-ai-spacefactory-win-nasas-3d-printed-habitat-challenge> (accedido jul. 17, 2020).
- [86] «On-Site habitat competition FAQ's», p.

24.

[87] «About the FMARS – FMARS». <http://fmars.marssociety.org/about-the-fmars/> (accedido ago. 18, 2020).

[88] O. Doule, «MDRS - Mars Analog Outpost Growth», presentado en AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, San Diego, CA, ago. 2014, doi: 10.2514/6.2014-4407.

[89] «Mars Desert Research Station», Mars Desert Research Station. <http://mdrs.marssociety.org/> (accedido ago. 19, 2020).

[90] H. Benaroya, Building habitats on the moon: engineering approaches to lunar settlements, 1st edition. New York, NY: Springer Science+Business Media, 2018.

[91] T. Greicius, «NASA's Treasure Map for Water Ice on Mars», NASA, dic. 10, 2019. <http://www.nasa.gov/feature/jpl/nasas-treasure-map-for-water-ice-on-mars> (accedido jul. 28, 2020).

[92] B. Bussey y R. Davis, «First Landing Site/Exploration Zone Workshop for Human Missions to the Surface of Mars». oct. 27, 2015, Accedido: ago. 25, 2020. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/mars-c-abstracts_in_order_of_presentation10242015_0.pdf.

[93] JMARS, «Exploration Zone 1 Arcadia Planitia along Phlegra Dorsa», 390N, 1720E.

[94] «Exploration Zone Rubric», Google Docs. https://docs.google.com/spreadsheets/d/1CgAIRwul-xH3ZFDA6Pm1om3eoFN8D2UMa4suWlxyFaQ/edit?usp=embed_facebook (accedido ago. 26, 2020).

[95] J. L. Heldmann et al., «Midlatitude Ice-

Rich Ground on Mars as a Target in the Search for Evidence of Life and for in situ Resource Utilization on Human Missions», *Astrobiology*, vol. 14, n.º 2, pp. 102-118, feb. 2014, doi: 10.1089/ast.2013.1103.

[96] JMARS, «Exploration Zone 2 Amazonis Planitia», 460N, 1880E.

[97] JMARS, «Exploration Zone 3 Erberus Montes», 39.0°N, 192.1°E.

[98] JMARS, «Exploration Zone 4 Acheron Fossae», 39.8°N, 220.6°E.

[99] JMARS, «Exploration Zone 5 Tempe Terra», 41.6°N, 271°E.

[100] «HDPE Quadrant Polymerland». https://www.polymerland.cl/pdf/plasticos_ingenieria/HDPE_MaterialData_20172.pdf (accedido oct. 28, 2020).

[101] O. Adole et al., «Basalt fibre-reinforced high density polyethylene composite development using the twin screw extrusion process», *Polym. Test.*, vol. 91, p. 106467, nov. 2020, doi: 10.1016/j.polymertesting.2020.106467.

[102] Bayer Material Science, «Snap-Fit Joints for Plastics». .

[103] Al SpaceFactory - MARSHA - Our Vertical Martian Future - Part One. .

[104] T. Mai, «Technology Readiness Level», NASA, may 06, 2015. http://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt_accordion1.html (accedido mar. 03, 2020).

[105] Modelos de Hábitats inflables (modificados) en renders, Nexus Aurora, 2020.

Anexos

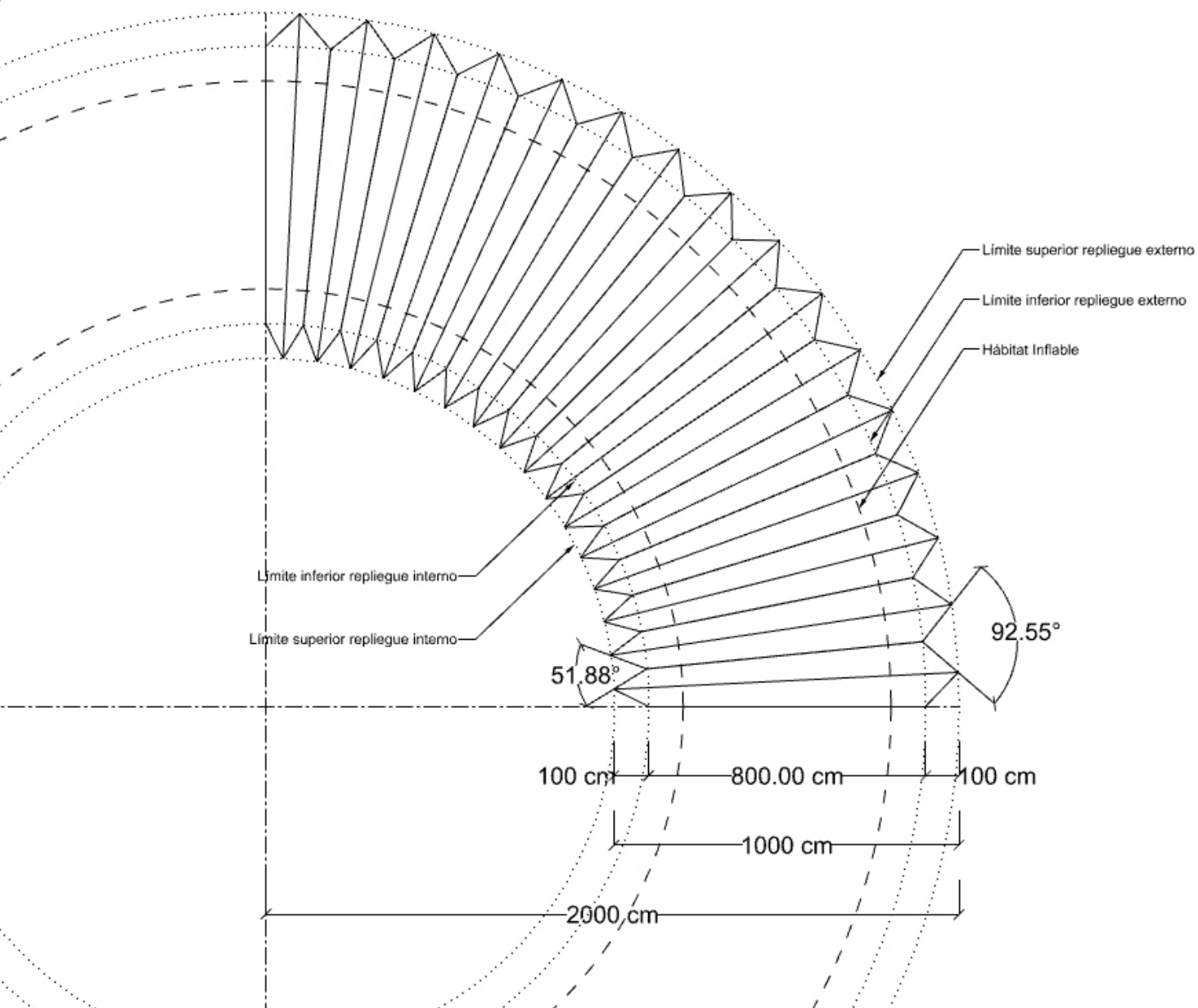


Fig. 231 Repliegue de amplitud 1 m, elaboración propia.

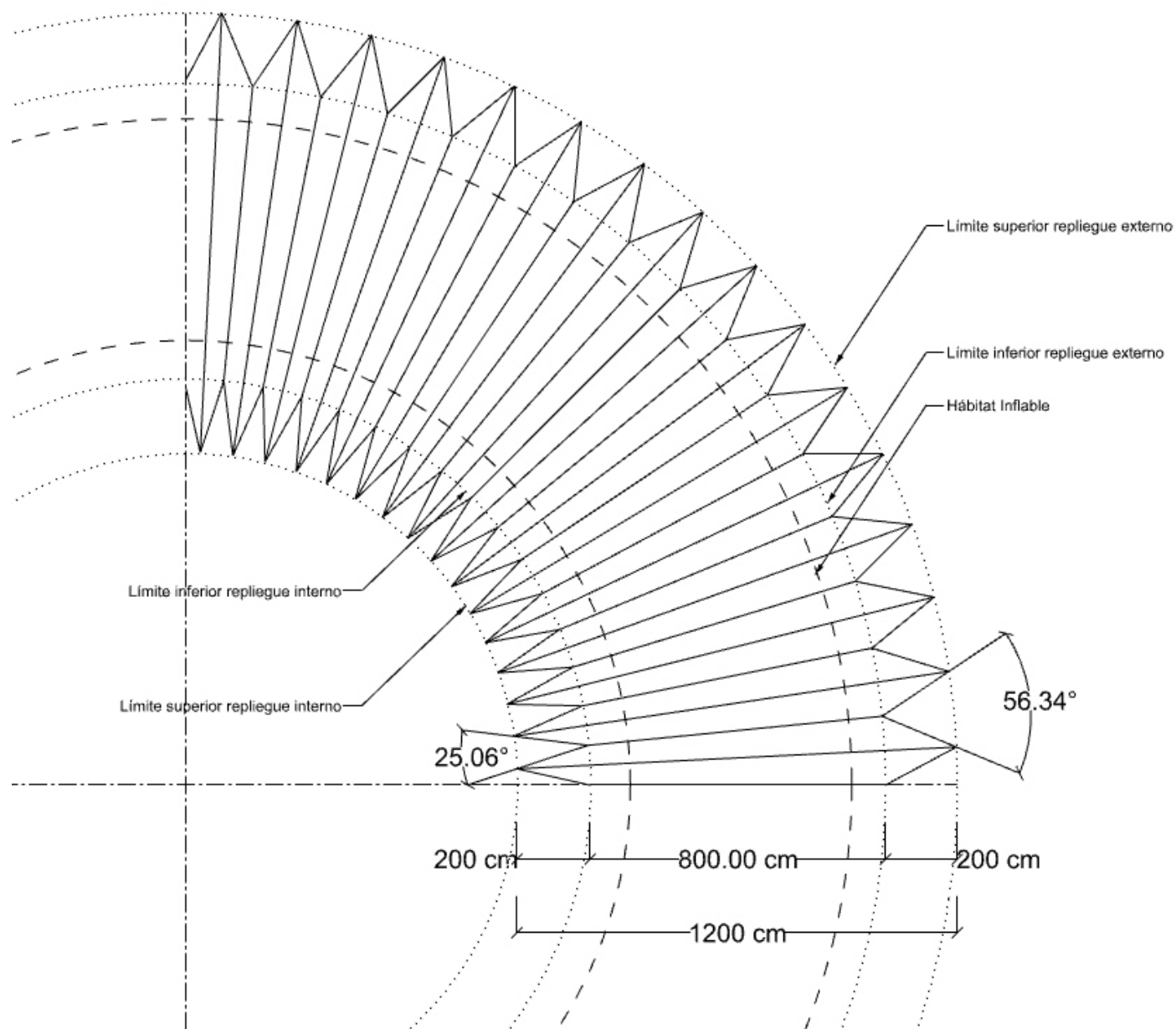


Fig. 232 Repliegue de amplitud 2 m, elaboración propia.

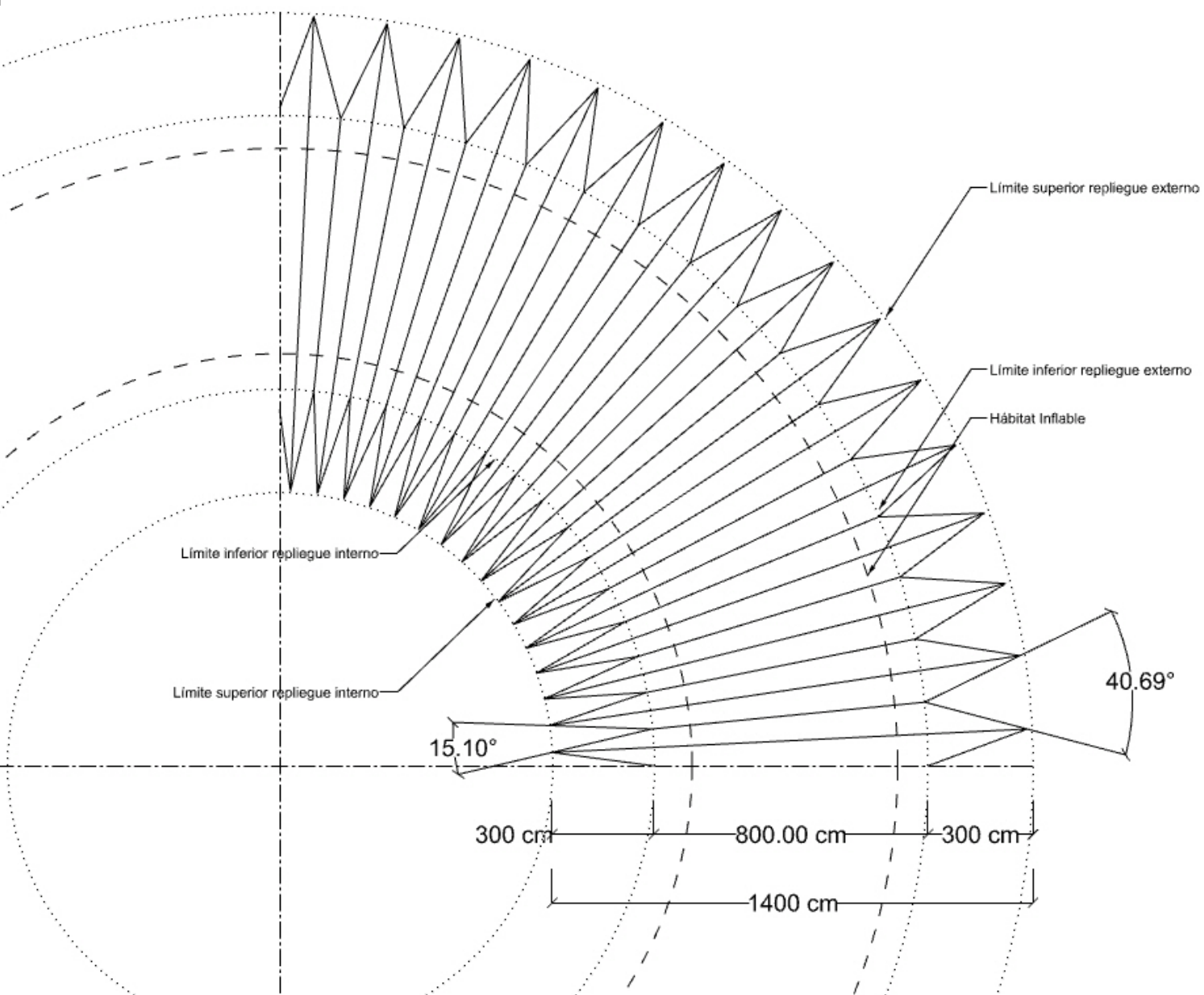
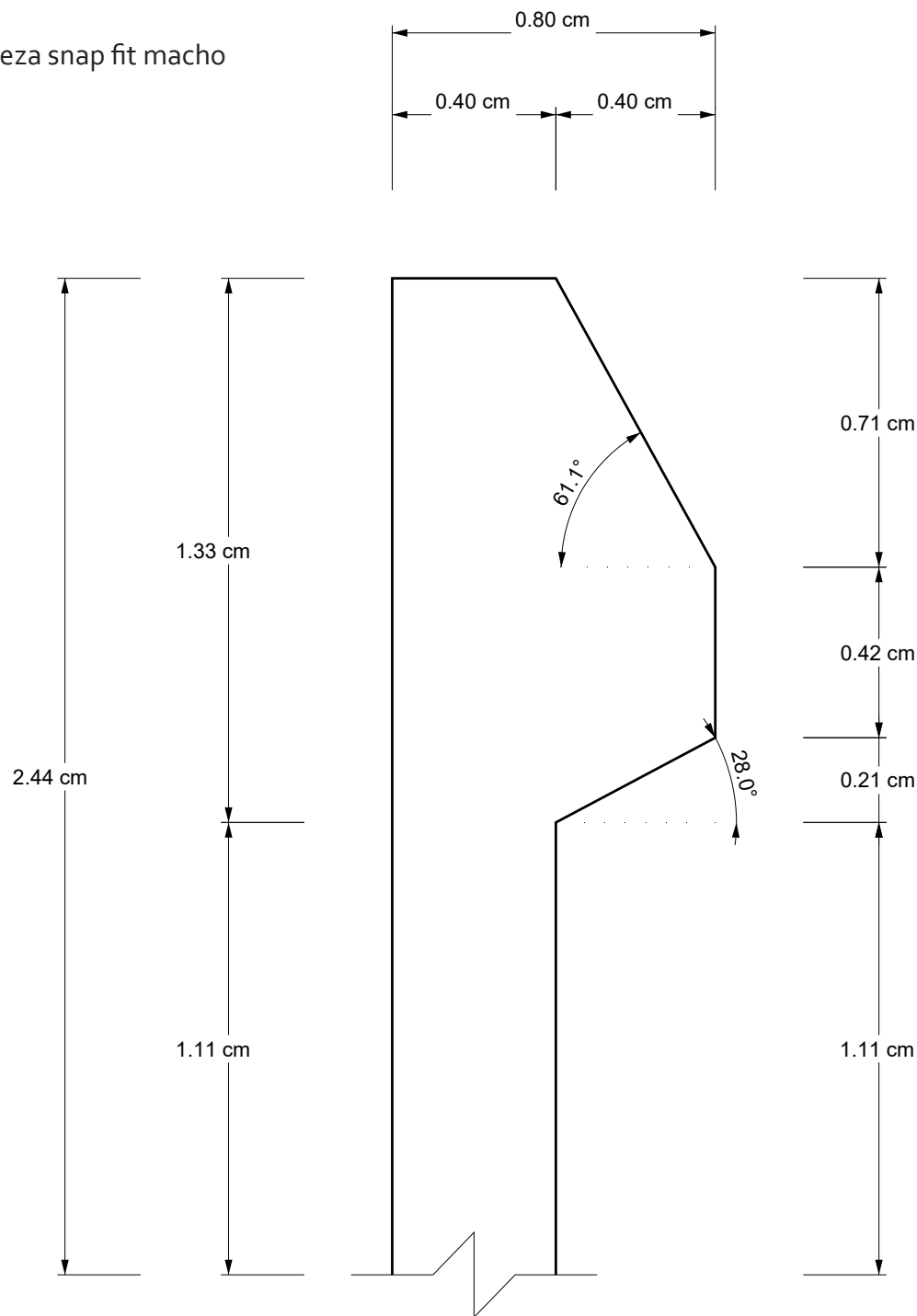
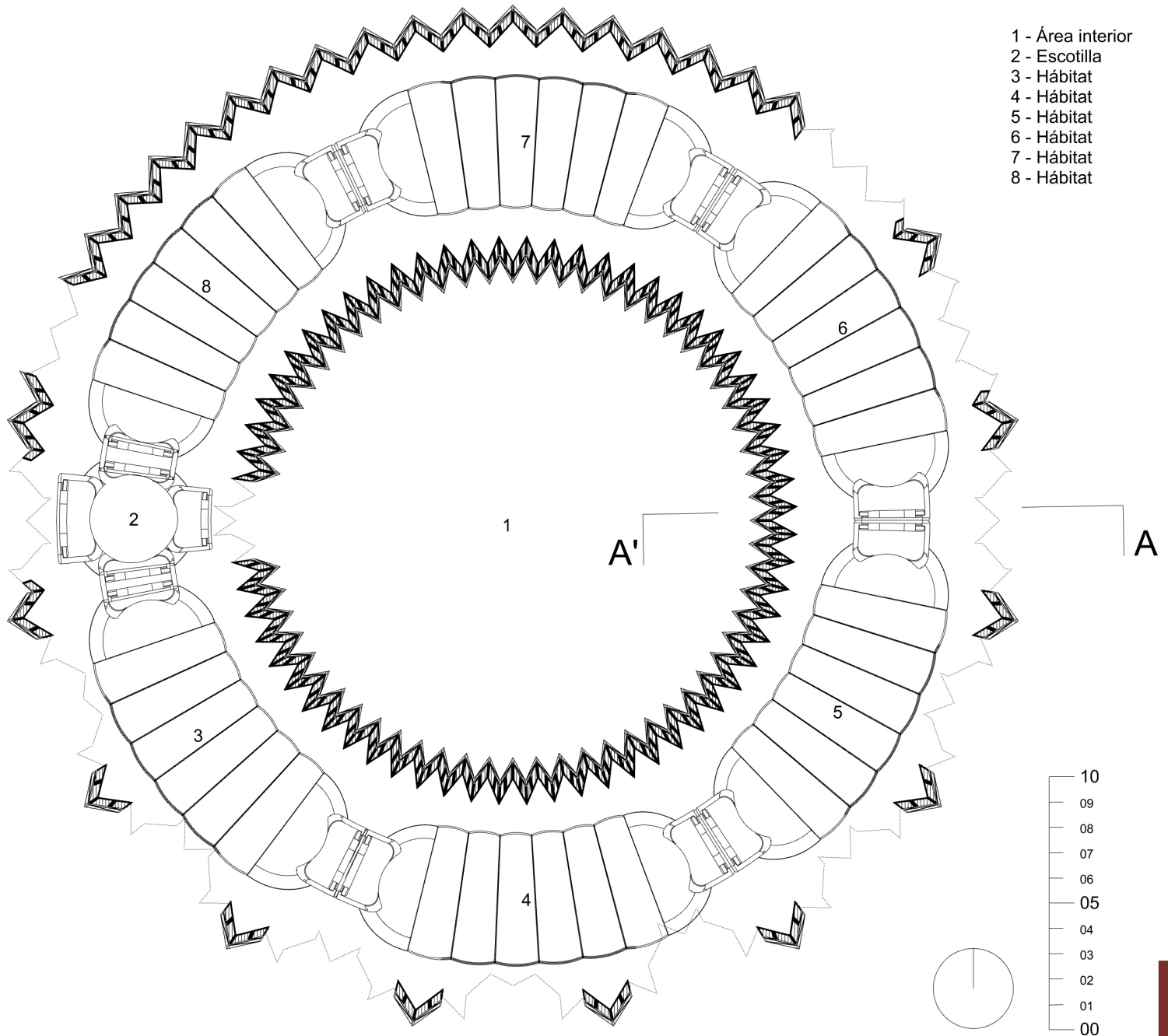


Fig. 233 Repliegue de amplitud 3 m, elaboración propia.

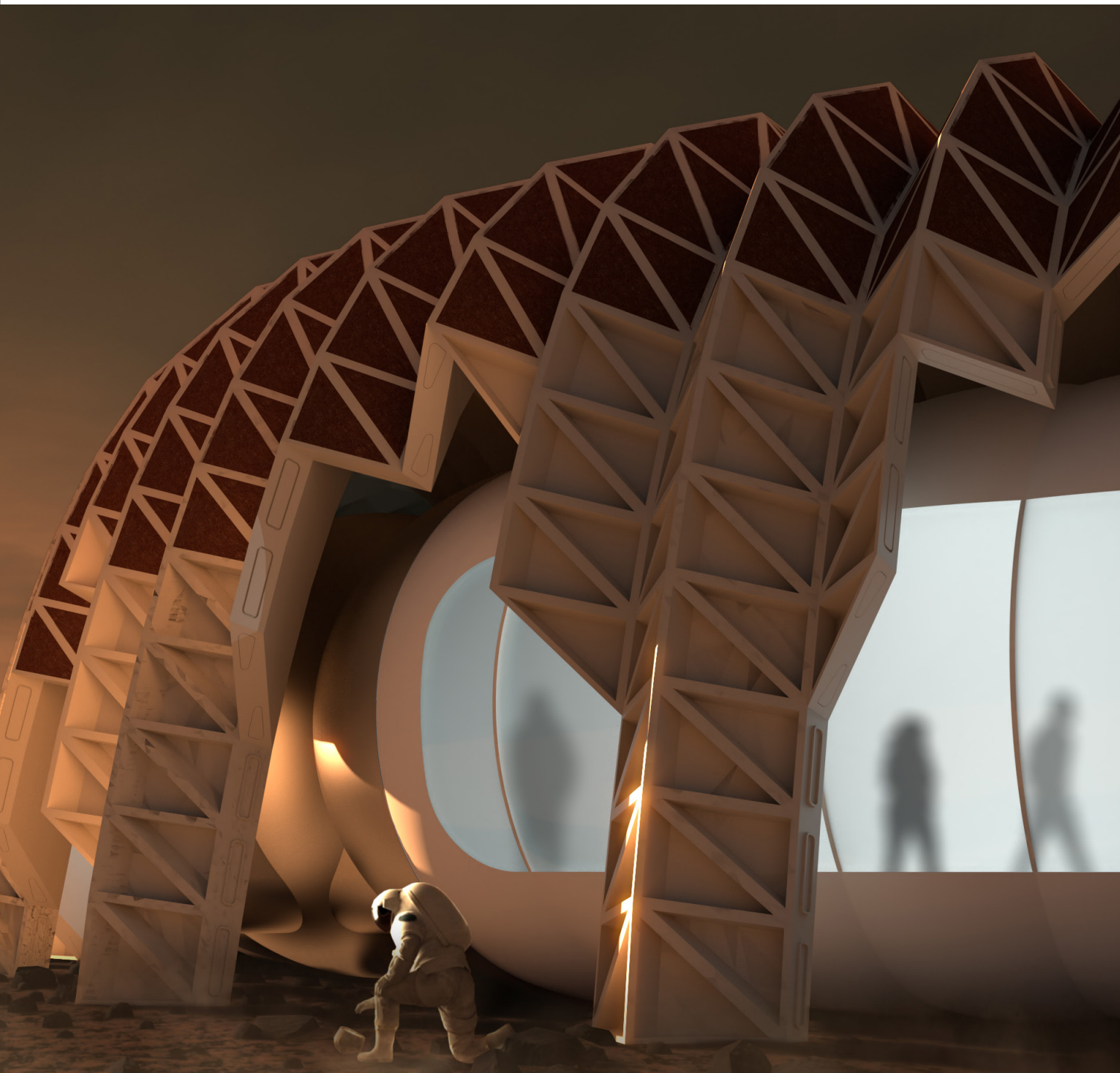
Detalle pieza snap fit macho

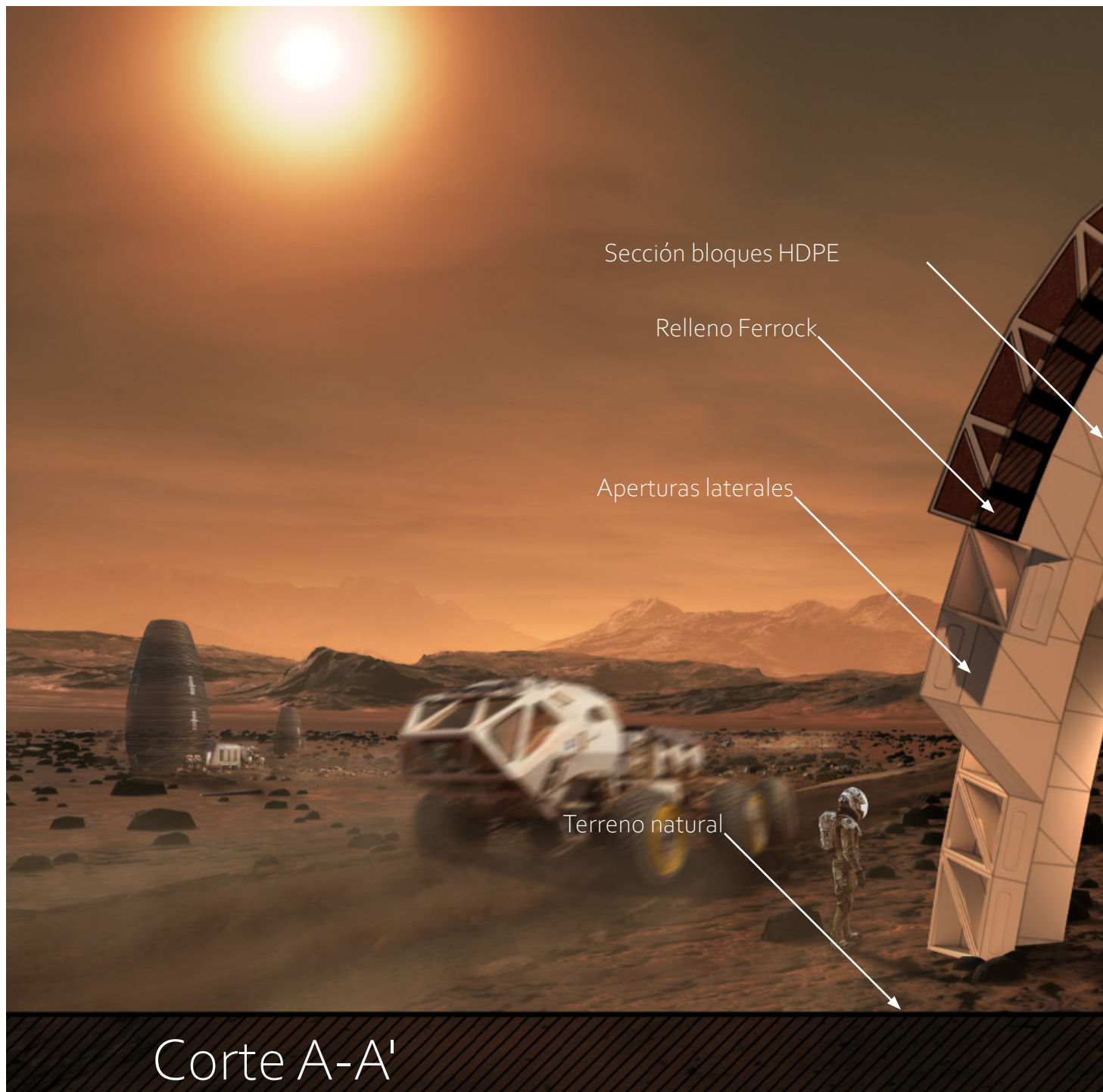


Planta cascarón configuración inicial









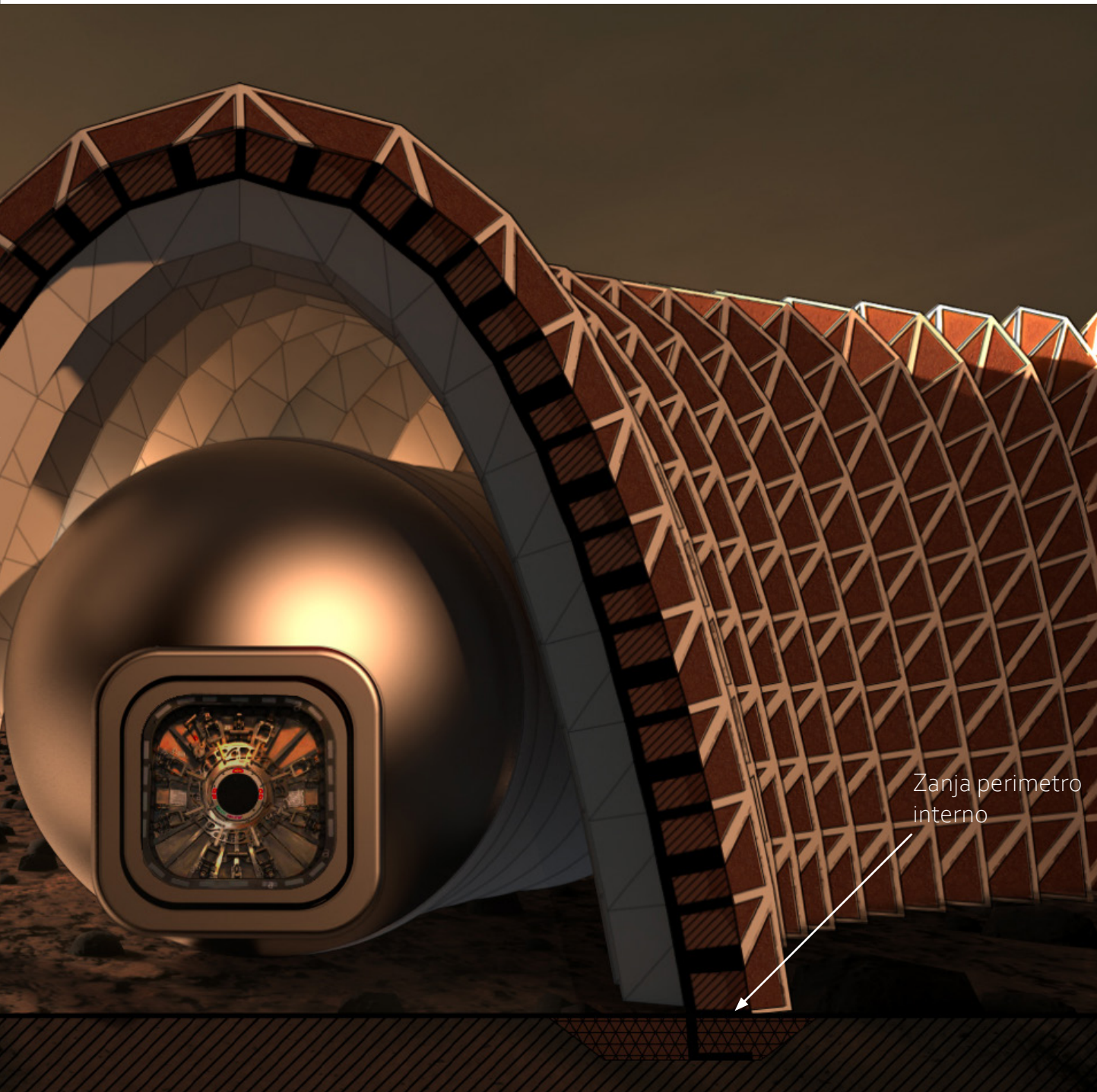
Sección bloques HDPE

Relleno Ferrock

Aperturas laterales

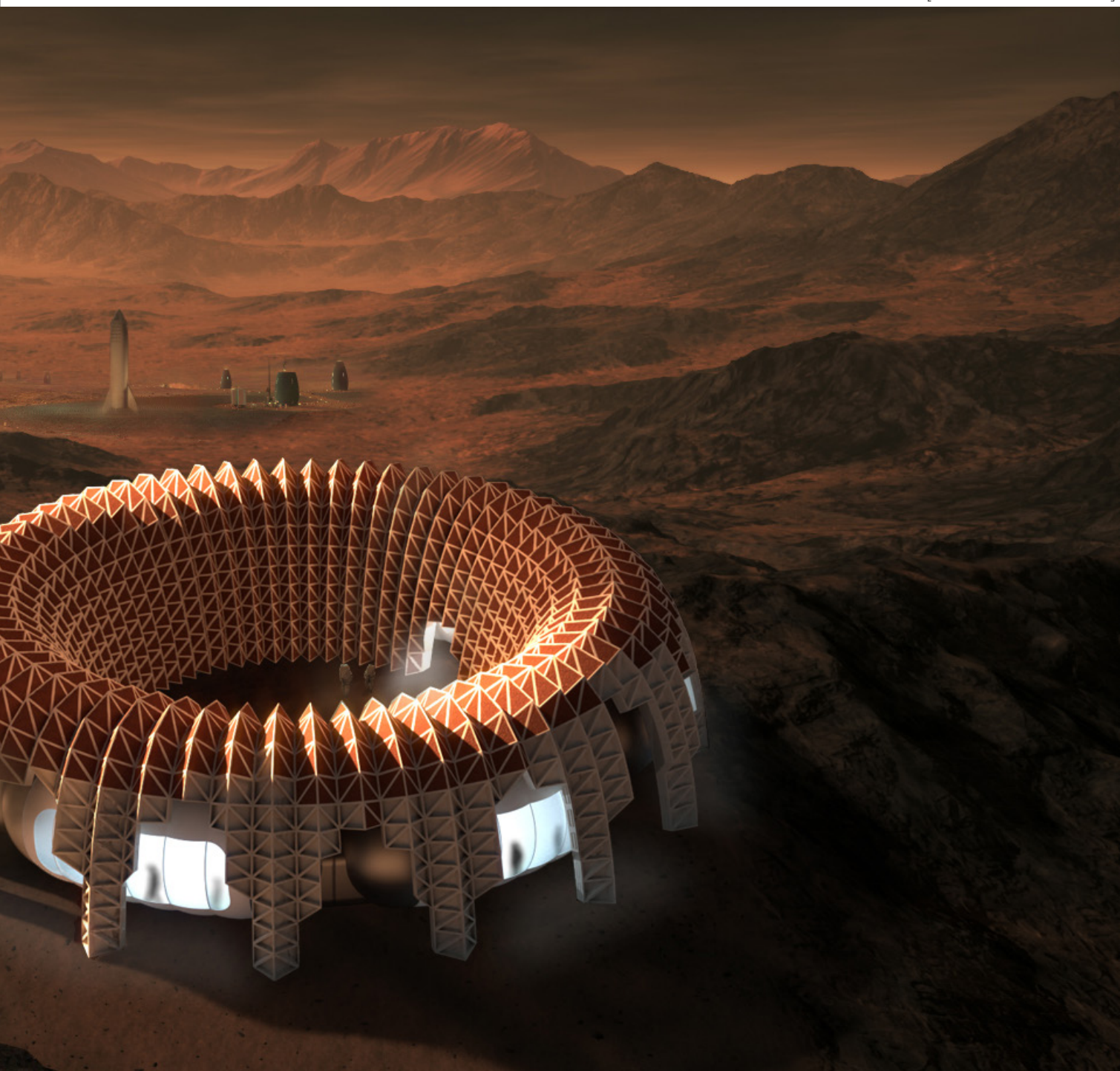
Terreno natural

Corte A-A'





Configuración inicial





Configuración extendida



Matriz de requerimientos

Req ID	Fecha	Nombre del Requerimiento (o sub-Requerimiento)	Descripcion del Requerimiento
Diseño			
1		Se deberá diseñar una envolvente marciana	-
1.1	04-05-20	La envolvente deberá acomodar un hábitat inflable en su interior	-
1.1.1	04-05-20	Se deberá considerar un hábitat inflable modular con subsistemas monolíticos o modulares	Ejemplo, torre de departamentos en cápsula (Nanking Tower)
1.1.2	04-05-20	Se deberá considerar el hábitat inflable como una parte de una base mayor	El hábitat inflable se determinará como una unidad habitacional menor que dependerá de energías y sistemas de soporte vital y ambiental provenientes de unidades previas de la base
1.2	04-05-20	La envolvente deberá proveer protección contra radiación ionizante	La envolvente deberá ofrecer un 50% adicional de protección contra radiación ionizante agregada a la protección provista por el hábitat en su interior
1.2.1	04-05-20	Se deberá utilizar HDPE como material mitigador	-
1.2.2	04-05-20	Se deberá utilizar Ferrorock como material mitigador	-

o	Tipo de Requerimiento	Prioridad 1-10	Potencial Especificacion	Potencial ecuacion de comprobacion	Derivado de
	Diseño	1	-	-	-
	Funcional	1	Correlación entre tiempo de misión y área/volumen habitable por cada miembro de la tripulación. En caso de que el módulo habitacional quede incomunicado del resto de la base se debe considerar un área/volumen habitable en función de los días totales de la misión	Area de superficie habitable por cada miembro de la tripulación: $2.27 \times \ln(\text{duración de misión en días}) - 1.83$	-
tos	Funcional	1	Utilización de hábitat propuesto por MANHV de NASA	-	-
a rgía,	Funcional	4	Utilización de hábitat propuesto por MANHV de NASA	-	-
un tra a la tat	Funcional	1	HVL de HDPE, HVL de Ferrock = % disminución de radiación percibida	Resultados provistos por OLTARIS	-
	Material	1	Derivado de estudio STOCHASTIC PROTON TRANSPORT AND SHIELDING CHARACTERIZATION OF MARTIAN IN-SITU DERIVED CONCRETE USING SIMPLE WATER PHANTOMS	-	-
	Material	3	Derivado de estudio STOCHASTIC PROTON TRANSPORT AND SHIELDING CHARACTERIZATION OF MARTIAN IN-SITU DERIVED CONCRETE USING SIMPLE WATER PHANTOMS	-	-

Req ID	Fecha	Nombre del Requerimiento (o sub-Requerimiento)	Descripcion del Requerimiento
1.2.3	04-05-20	La geometría de la envolvente deberá responder a la topografía de su entorno	Se deberá reconocer la contribución a la mitigación de radiación ionizante por parte de marcas geográficas cercanas
1.2.3.1	04-05-20	La geometría deberá reconocer topografía que se eleve por sobre el nivel de la envolvente	-
1.2.3.2	04-05-20	La geometría deberá reconocer topografía de planicies adyacentes	-
1.2.4	04-05-20	La geometría de la envolvente deberá responder a la radiación ionizante percibida por la estructura considerando la mitigación atmosférica	La radiación percibida en la superficie marciana varía dependiendo del ángulo con el que se considere la llegada de partículas ionizantes
1.2.4.1	04-05-20	Se deberán reconocer los ángulos con menor incidencia de radiación ionizante	-
1.2.4.2	04-05-20	Se deberán reconocer los ángulos con mayor incidencia de radiación ionizante	-
1.3	12-05-20	La envolvente deberá ser compuesta por elementos modulares	-
1.3.1	12-05-20	Elementos modulares de HDPE	-
1.3.1.1	04-04-20	Se deberá diseñar el tipo de unión que permita el ensamble y desensamble de los módulos de HDPE	-
1.3.1.1.1	04-04-20	El tipo de unión deberá contar con la menor cantidad posible de piezas	-
1.3.1.1.2	04-11-20	El tipo de unión deberá resistir esfuerzos por tracción	-
1.3.1.1.3	04-11-20	El tipo de unión deberá restringir movimiento por deslizamiento entre módulos	-
1.3.1.1.4	11-04-20	El tipo de unión deberá mantener a módulos sin soporte inferior sujetos a sus vecinos superiores	-
1.3.1.1.5	04-11-20	El tipo de unión no deberá generar intersecciones obstructivas durante el movimiento de ensamble	-

Co	Tipo de Requerimiento	Prioridad 1-10	Potencial Especificacion	Potencial ecuacion de comprobacion	Derivado de
e	Diseño/Funcional	2	Programación en grasshopper	-	-
	Diseño/Funcional	2	Programación en grasshopper	-	-
	Diseño/Funcional	3	Programación en grasshopper	-	-
l e las	Diseño/Funcional	2	Incidencia de la columna atmosférica en distintas inclinaciones	-	-
	Funcional	1	de 45° a 90° desde el cénit: >100 g/cm^2	-	-
	Funcional	2	45° desde el cénit: 20-30 g/cm^2	-	-
	Diseño/Funcional	2	El cascarón se compone de 80 módulos únicos, repetidos 64 veces para su configuración inicial, y n veces para su configuración extendida.	Configuración inicial: 5120 módulos - módulos correspondientes a aperturas en caso de existir	-
	Constructivo	1		-	-
	Funcional	2	Unión Snap Fit	-	-
	Funcional	2	Unión Snap Fit	-	-
	Funcional	2	Unión Snap Fit	-	-
	Funcional	2	Unión Snap Fit	-	-
	Funcional	2	Unión Snap Fit / Unión por fricción	-	-
	Funcional	2	Unión Snap Fit / Unión por fricción	-	-

Req ID	Fecha	Nombre del Requerimiento (o sub-Requerimiento)	Descripcion del Requerimiento
1.3.1.1.6	04-11-20	El tipo de union deberá mantener a módulos sin soporte inferior sujetos a sus vecinos laterales	-
1.3.2	12-05-20	Elementos de relleno de Ferrock	-
Construcción			
2	04-05-20	Se deberá construir la envolvente in situ	La construcción en base a ISF es fundamental para la factibilidad de la estructura
2.1	04-05-20	Se deberá escoger la ubicación de la estructura	-
2.1.1	04-05-20	Se deberá elegir un sitio cercano a depósitos de agua	El agua provee químicos necesarios para procesos de manufactura de plásticos y de soporte vital
2.1.2	04-05-20	Se deberá elegir un sitio cercano a puntos de interés científico	La ubicación del hábitat y por consiguiente del asentamiento deberá servir a favor de investigaciones científicas in situ
2.1.3	04-05-20	Se deberá elegir un sitio cercano a una marca geográfica de altura	Una marca geográfica de relativa altura puede contribuir a mitigar la radiación ionizante percibida
2.2	04-05-20	Se deberá preparar el sitio de construcción	
2.2.1	04-05-20	Se deberán retirar piedras	Es necesario remover piedras para evitar riesgos innecesarios al desplegar el hábitat inflable
2.2.2	04-05-20	Se deberá nivelar el terreno	Se deberá nivelar el terreno en los puntos de la estabilidad estructural del hábitat
2.2.3	04-05-20	Se deberá excavar en los puntos de apoyo de la estructura	Como medida de seguridad, se deberá empotrar los módulos en el regolito
2.3	04-05-20	Se deberán montar los módulos de HDPE	Se deberán montar los módulos en primera instancia, siendo encajados entre si

o	Tipo de Requerimiento	Prioridad 1-10	Potencial Especificacion	Potencial ecuacion de comprobacion	Derivado de
	Funcional	2	Unión Snap Fit / Unión por fricción	-	-
	Constructivo	1	-	-	-
					-
RU idad	Constructivo	2	-	-	-
	Funcional	1	Referencias cruzadas entre áreas de agua hielo, sitios de interés científico, y posteriormente selección de sub-zonas en base a características topográficas.	Algoritmo Gh	1.2
	Funcional	2	Water deposit locations	-	-
	Funcional	1	Exploration Zones cercanas a depósitos de agua-hielo extraíble	-	-
itu iva ar la	Funcional	1	Análisis topográfico en grasshopper	-	-
	Constructivo	2	-	-	1.1
os al	Constructivo	2	Rassor, ATHLETE	-	-
n al	Constructivo	2	Rassor, ATHLETE	-	-
e en el	Constructivo	3	Rassor	-	-
os	Constructivo	2	Brazo robótico manipulador (Plataforma ATHLETE, KUKA, etc.) con herramienta de prensa	-	1.2

Req ID	Fecha	Nombre del Requerimiento (o sub-Requerimiento)	Descripcion del Requerimiento
2.3.1	04-05-20	Se deberá desplegar una recámara inflable a modo de moldaje temporal	-
2.3.2	04-05-20	Se deberán utilizar brazos robóticos tele-operados para la instalación de módulos	-
2.3.3	04-05-20	Se deberán fabricar módulos de HDPE	La fabricación de módulos en Marte no distará en gran medida de la misma fabricación en la Tierra
2.3.3.1	04-05-20	Se deberá producir HDPE in-situ	-
2.3.3.1.1	04-05-20	Se deberá producir etileno in-situ	Proceso RWGS modificado para producir etileno desde el CO2
2.3.3.1.2	04-05-20	Se deberá polimerizar etileno	-
2.4	04-05-20	Se deberá aplicar Ferrock en los módulos	El Ferrock será aplicado en segunda instancia, de manera gradual para distribuir el peso de manera equitativa en el total de la estructura
2.4.1	04-05-20	Se deberán utilizar brazos robóticos tele-operados para la aplicación de Ferrock	-
2.4.2	04-05-20	Se deberá producir Ferrock in-situ	-
2.4.2.1	04-05-20	Se deberá extraer regolito	-
2.4.2.2	04-05-20	Se deberá extraer agregado	-

o	Tipo de Requerimiento	Prioridad 1-10	Potencial Especificacion	Potencial ecuacion de comprobacion	Derivado de
	Constructivo	2	Ejemplo GaTech	-	-
	Constructivo	1	Argumento pro teleoperación	-	-
da	Proceso	1	Detalles de procesos de fabricación análogos terrestres	-	-
	Proceso	1	Detalles de procesos experimentales de HDPE en Marte	-	-
uede	Proceso	1	Detalles RWGS	-	-
	Proceso	1	Polimerización de baja presión	-	-
de e la	Constructivo	3	Potencial programación de path de brazo kuka aplicador de material	-	1.2
	Constructivo	1	Argumento pro teleoperación	-	-
	Proceso	3	Detalles de producción	-	-
	Proceso	3	-	-	-
	Proceso	3	-	-	-

