



Carrera
Ingeniería Civil Aeroespacial
Universidad de Concepción

UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO INGENIERÍA MECÁNICA

**ARQUITECTURA DE UN SISTEMA COHETE SONDA PARA MEDICIONES
EXPERIMENTALES EN LA MESOSFERA (50 a 70 km)**

POR

Kharla Soffia Haase Santana

Memoria de Título presentada a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción para
optar al título profesional de Ingeniera Civil Aeroespacial

Profesor Guía:
PhD Alejandro López Telgie

Enero 2025
Concepción (Chile)

© 2024 Kharla Soffia Haase Santana

© 2024 Kharla Soffia Haase Santana

Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento, incluyendo la cita bibliográfica del documento

Agradecimientos

*A la Agencia Nacional de Investigación y Desarrollo por sus aportes a través del proyecto
13220074.*

*También quisiera agradecer por su apoyo durante el desarrollo de esta memoria al profesor
Alejandro López y a Nicolás Sepúlveda.*

Esta memoria está dedicada principalmente a mi mamá, quién ha sido siempre mi apoyo fundamental durante mi vida y que gracias a ella he logrado cumplir mis metas.

Al apoyo de mis hermanos Ignacia y Nicolás, y de toda mi familia, a los momentos con mis amigos, a todas las oportunidades que me dio ser parte de la comunidad UdeC y al amor de Mateo.

De la misma forma le dedico esto a todos los que fueron parte de mi camino universitario, por cada aporte y enseñanza que dejaron en mí.

Resumen

En la presente memoria de título se aborda el diseño conceptual de un sistema cohete sonda capaz de transportar una carga útil experimental a la mesosfera (50-70 km). En el marco del convenio entre la Armada de Chile y la Universidad de Concepción, y respaldado por el proyecto ANID 13220074, se plantea como objetivo principal evaluar arquitecturas conceptuales utilizando los procesos técnicos definidos por INCOSE. Este enfoque busca contribuir al desarrollo aeroespacial de Chile mediante una propuesta que integre las necesidades del país con estándares internacionales en diseño de sistemas complejos.

Para cumplir con este objetivo, se definieron cuatro metas específicas: desarrollar un modelo conceptual para un sistema cohete sonda, describir el estado actual de los sistemas de este tipo en Sudamérica, diseñar y aplicar dos arquitecturas en Valispace y, finalmente, comparar las propuestas respecto a los requisitos de misión. La metodología utilizada se basa en los procesos técnicos de INCOSE, definición de necesidades de los stakeholders, transformación de estas en requisitos y diseño de arquitecturas funcionales. Se empleó Valispace como herramienta clave para centralizar datos, realizar cálculos y optimizar recursos.

Los principales aportes de este trabajo incluyen la generación de un modelo conceptual robusto que permite calcular parámetros de desempeño como el sistema propulsivo, la trayectoria, las dimensiones del sistema y las áreas de seguridad. Asimismo, se compararon las arquitecturas propuestas en este trabajo con la desarrollada previamente por Ignacio Rocha, identificando fortalezas y oportunidades de mejora en cada diseño. Además, se realizó un análisis del estado del arte de los sistemas cohete sonda en Sudamérica, posicionando esta iniciativa como un paso relevante para fortalecer la capacidad aeroespacial nacional.

Se concluye que las arquitecturas propuestas cumplen con los requisitos y restricciones definidos, demostrando su viabilidad para cumplir con la misión planteada. Este proyecto no solo establece una base metodológica sólida para futuros desarrollos en cohetes, sino que también destaca el impacto positivo que esta tecnología puede tener en el avance científico y tecnológico de Chile.

Palabras clave: Cohete, Ingeniería en Sistemas, Arquitectura, Valispace

Abstract

This thesis addresses the conceptual design of a sounding rocket system capable of transporting an experimental payload to the mesosphere (50-70 km). Within the framework of the agreement between the Chilean Navy and the University of Concepción, and supported by the ANID 13220074 project, the main objective is to evaluate conceptual architectures using the technical processes defined by INCOSE. This approach seeks to contribute to the aerospace development of Chile through a proposal that integrates the country's needs with international standards in the design of complex systems.

To meet this objective, four specific goals were defined: to develop a conceptual model for a sounding rocket system, to describe the current state of systems of this type in South America, to design and apply two architectures in Valispace and, finally, to compare the proposals with respect to mission requirements. The methodology used is based on the INCOSE technical processes, definition of stakeholder needs, transformation of these into requirements and design of functional architectures. Valispace was used as a key tool to centralize data, perform calculations and optimize resources.

The main contributions of this work include the generation of a robust conceptual model that allows calculating performance parameters such as the propulsion system, trajectory, system dimensions and safety areas. Likewise, the architecture proposed in this work were compared with the one previously developed by Ignacio Rocha, identifying strengths and opportunities for improvement in each design. In addition, an analysis of the state of the art of sounding rocket systems in South America was carried out, positioning this initiative as a relevant step to strengthen national aerospace capacity.

It is concluded that the proposed architecture meets the defined requirements and restrictions, demonstrating their viability to fulfill the proposed mission. This project not only establishes a solid methodological basis for future developments in rocketry, but also highlights the positive impact that this technology can have on the scientific and technological advancement of Chile.

Keywords: Rocket, Systems engineering, architecture, Valispace

Tabla de Contenidos

Tabla de Contenidos.....	iii
Lista de Tablas	v
Lista de Figuras	vi
Glosario	viii
1 CAPÍTULO 1: Introducción.....	1
1.1 Contexto.....	1
1.2 Planteamiento del problema	2
1.3 Objetivos.....	2
1.4 Consideraciones de diseño.....	2
1.5 Metodología.....	3
2 CAPÍTULO 2: Marco Teórico	5
2.1 Conceptos Clave	5
2.2 Cohete Sonda	11
2.3 Cálculos preliminares	12
3 CAPÍTULO 3: Estado del Arte	23
3.1 Sistemas Cohete Sonda.....	23
3.2 Ingeniería de sistemas aplicada en sistemas aeroespaciales	24
3.3 Contexto Sudamericano.....	25
3.4 Discusión	27
4 CAPÍTULO 4: Contexto Sudamericano	28
4.1 Brasil.....	28
4.2 Argentina	30
4.3 Perú.....	32
4.4 Chile.....	34
4.5 Comparación contexto sudamericano.....	35
5 CAPÍTULO 5: Análisis de la Misión Sistema Cohete Sonda.....	38
5.1 Misión.....	38
5.2 Stakeholders.....	38
5.3 Necesidades	38
5.4 Requisitos	39
6 CAPÍTULO 6: Arquitectura.....	41
6.1 Propuesta de arquitectura actual	41

6.2 Arquitectura de Ignacio Rocha	47
6.3 Comparación de arquitecturas	51
6.4 Resultados.....	53
7 CAPÍTULO 7: Conclusiones	55
Trabajos Futuros	56
Referencias	57

Lista de Tablas

Tabla 2-1: Valores aplicados a Tsiolkovsky	14
Tabla 2-2: Resultados obtenidos de Tsiolkovsky.....	15
Tabla 2-3: Radios de seguridad (UN, 2024)	16
Tabla 2-4: Características Tubo motor (Otero, 2024)	19
Tabla 2-5: Datos KNSB	19
Tabla 4-1: Cohetes Sondas Brasileños (AEB, 2024b; Krebs, 2024).....	28
Tabla 4-2: Cohetes Sonda Argentinos de CNIE (Navesnik, 2008; Parczewski, 2005)	30
Tabla 4-3: Cohetes de la Familia Paulet (CONIDA, 2007; infoespacial, 2013; Perú, 2021)	33
Tabla 4-4: Escalera de la tecnología espacial propuesto por Dallamuta (Dallamuta et al., 2022).....	36
Tabla 5-1: Requisitos	39
Tabla 6-1: Ventajas y desventajas de las arquitecturas	52
Tabla 6-2: Requisitos aplicados a las arquitecturas	53

Lista de Figuras

Figura 1: Diagrama en V de etapas de SE (Rocha, 2021).....	3
Figura 2: Diagrama IPO de la metodología utilizada (Selección aplicada a la memoria de título)	4
Figura 3: Jerarquía de un sistema. Desde el "alto" nivel (misión) al "bajo" nivel (material) (López, 2024).....	7
Figura 4: Diagrama IPO de <i>Stakeholders Needs and Requirements Definition Process</i> . Adaptado de <i>Systems Engineering Handbook</i> (INCOSE, 2023, p. 108).....	9
Figura 5: Diagrama IPO de <i>System Requirements Definition Process</i> . Adaptado de <i>Systems Engineering Handbook</i> (INCOSE, 2023, p. 113)	10
Figura 6: Diagrama IPO de <i>System Architecture Definition Process</i> . Adaptado de <i>Systems Engineering Handbook</i> (INCOSE, 2023, p. 119)	11
Figura 7: Estructura general de un cohete sonda (Manu & Saha, 2020).....	12
Figura 8: Trayectoria del Cohete Sonda.....	13
Figura 9: Cálculo de la relación de masas a partir de la ecuación de Tsiolkovsky, aplicada en Valispace	15
Figura 10: Cálculo de masa inicial en Valispace	15
Figura 11: Cálculo masa de propelente en Valispace	15
Figura 12: Radios de seguridad con zona de lanzamiento la Base Naval de Talcahuano (UN, 2024)	17
Figura 13: Área de acción, con zona de lanzamiento la Base Naval de Talcahuano	18
Figura 14: Características del tubo motor en Valispace.....	19
Figura 15: Datos KNSB	20
Figura 16: Cálculo del radio exterior del grano en Valispace	20
Figura 17: Cálculo del largo del tubo motor en Valispace.....	20
Figura 18: Vista isométrica y superior del tubo motor con grano de propelente	21
Figura 19: Vista en corte y variables Tubo Motor	21
Figura 20: Cálculo del costo de propelente KNSB	22
Figura 21: Cálculo del costo del tubo motor	22
Figura 22: Aplicación del modelo modificado de Wood y Weigel (Dallamuta et al., 2022)	26
Figura 23: Cohete VS-30 (Kelly, 2024a)	29
Figura 24: Familia de Lanzadores Tronador II (Mazzini, 2023).....	31
Figura 25: Cohete Tronador III (CONAE, 2021).....	32
Figura 26: FASat Delta (FACH, 2024a)	35
Figura 27: Actualización del modelo de Dallamuta.....	37
Figura 28: Requisitos de Restricciones aplicados en Valispace	40
Figura 29: Concepto de Operaciones Arquitectura Actual	42
Figura 30: Descomposición Funcional.....	43
Figura 31: Alocación de funciones a productos, a nivel segmento	44
Figura 32: <i>Product Breakdown Structure</i>	45
Figura 33: Implementación de los productos y funciones en Valispace.	46

Figura 34: Requisitos aplicados a productos del sistema.....	46
Figura 35: Concepto de operaciones Ignacio Rocha (Rocha, 2021)	47
Figura 36: <i>Product Breakdown Structure</i> (Rocha, 2021)	49
Figura 37: <i>Work Breakdown Structure</i> (Rocha, 2021).....	50
Figura 38: Implementación en Valispace de PBS de Ignacio Rocha.	51

Glosario

AEB	:	Agencia Espacial Brasileña
ANID	:	Agencia Nacional de Investigación y Desarrollo
CLBI	:	Centro de Lanzamiento de <i>Barreira do Inferno</i>
CNIE	:	Comisión Nacional de Investigaciones Espaciales
CONAE	:	Comisión Nacional de Actividades Espaciales
CONIDA	:	Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial
ConOps	:	Concepto de Operación
EOL	:	<i>End of Life</i> (Fin de la vida)
ESA	:	<i>European Space Agency</i> (Agencia Espacial Europea)
FACH	:	Fuerza Aérea de Chile
FAMAE	:	Fábricas y Maestranzas del Ejército
GEO	:	<i>Geosynchronous orbit</i> (Órbita Geosíncronica)
INCOSE	:	<i>International Council in Systems Engineering</i> (Organización Internacional en Ingeniería de Sistemas)
IPO	:	<i>Input, Process, Outputs</i> (Entradas, Procesos, Salidas)
KDP	:	<i>Key Decision Point</i> (Punto de Decisión Clave)
KDPs	:	<i>Key Decision Points</i> (Puntos de Decisión Clave)
LEO	:	<i>Low Earth Orbit</i> (Órbita Terrestre baja)
NASA	:	<i>National Aeronautics and Space Administration</i> (Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio)
OBC	:	<i>On Board Computer</i> (Computador a bordo)
PBS	:	<i>Product Breakdown Structure</i> (Descomposición de los productos)
SE	:	<i>Systems Engineering</i> (Ingeniería en Sistemas)
SNSat	:	Sistema Nacional Satelital
SR	:	<i>Sounding Rocket</i> (Cohete Sonda)
SSN	:	Sistema Sonda Nacional
TBC	:	<i>To Be Confirmed</i> (Por ser confirmado)
TBD	:	<i>To Be Determined</i> (Por ser determinado)
UdeC	:	Universidad de Concepción
UNODA	:	Oficina de Asuntos de Desarme de las Naciones Unidas
V&V	:	<i>Verification and Validation</i> (Verificación y Validación)

Símbolos

I_{sp}	:	Impulso específico [s]
g_0	:	Aceleración de gravedad [m/s^2]
m	:	Masa [kg]
t	:	Tiempo [s]
v	:	Velocidad [m/s]
Δv	:	Variación de velocidad [m/s]
x	:	Distancia [m]
y	:	Altura [m]
θ	:	Ángulo de lanzamiento [$^\circ$]

Subíndices

0	:	Inicial
max	:	Máximo

CAPÍTULO 1: Introducción

1.1 Contexto

En marco del convenio Armada de Chile y Universidad de Concepción (UdeC), con respaldo de la Agencia Nacional de Investigación y Desarrollo (ANID) a través del proyecto 13220074, se están realizando estudios de coherencia, que busca ser un aporte en los avances tecnológicos de esta área y que proyecta contribuir en proyectos de meteorología, contaminación de la troposfera y la estratosfera, agricultura, telecomunicaciones, monitoreo marítimo y terrestre, entre otro. De esto nace la necesidad de tener una arquitectura capaz de gestionar un sistema complejo, como lo es un sistema cohete sonda.

Teniendo en cuenta lo anterior, se debe entender como arquitectura, en este caso de un sistema, como: “Los conceptos o propiedades fundamentales de una entidad en su entorno y los principios rectores para la realización y evolución de esta entidad y sus procesos de ciclo de vida relacionados.” (INCOSE, 2023, p. 314).

Para la realización de una arquitectura de un sistema es fundamental aplicar Ingeniería de Sistemas (de aquí en adelante en inglés *Systems Engineering* (SE)), para evitar las confusiones con el área de ciencias de la computación) ya que es un enfoque integrador que ayuda a los equipos a colaborar para comprender y gestionar los sistemas y su complejidad y ofrecer sistemas exitosos (INCOSE, 2023). También hay que considerar que aquellos proyectos que poseen una capacidad alta de SE, aumenta la probabilidad de que el proyecto sea de alto desempeño (Elm & Goldenson, 2012).

Una de las estrategias propuestas por SE para gestionar la complejidad técnica de los sistemas es implementar jerarquías y descomponer el sistema en niveles inferiores, con el objetivo de delimitar los aspectos críticos del diseño y la implementación. Esta estructuración jerárquica permite gestionar de manera más efectiva los recursos, tanto humanos como materiales, al asignar responsabilidades claras y establecer límites bien definidos entre los distintos módulos y componentes del sistema. Además, facilita la identificación temprana de posibles puntos de fallo y la implementación de estrategias de mitigación adecuadas, asegurando que cada nivel inferior contribuya de manera coherente y optimizada al funcionamiento global del sistema (Haase, 2024).

Actualmente existe una propuesta de arquitectura realizada por Ignacio Rocha para su memoria de título (Rocha, 2021), el cual también utiliza un sistema cohete sonda pero adaptado al funcionamiento de Cohete Rayo, un proyecto llevado a cabo por Fábricas y Maestranzas del Ejército (FAMAE) que fue inaugurado el año 1991, pero que fue dado por concluido el año 2003 (FAMAE, 2009). Sin embargo, a pesar de que la misión, requisitos y restricciones, poseen similitudes a lo que se va a realizar en esta memoria de título, no son exactamente los mismos, por este motivo se va a comparar la arquitectura de Rocha con una arquitectura diseñada para la misión nueva, con el fin de establecer la mejor opción.

1.2 Planteamiento del problema

En la presente memoria de título se busca abarcar el problema planteado en el proyecto ANID 13220074, cuya misión es “capacidad de caracterizar la mesosfera (50 a 70 km) a través de mediciones experimentales” y fundamentar una posible forma de operación de los Sistemas Cohete Sonda en Chile. Para eso se busca desarrollar una arquitectura conceptual que responda a la misión propuesta, y compararla con la planteada por Ignacio Rocha, desarrollada en 2021 y basada en el Cohete Rayo (Rocha, 2021).

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo general

Evaluar arquitecturas conceptuales de un sistema sonda capaz de llevar una carga útil experimental entre 50 y 70 km, a través de los procesos técnicos de INCOSE. Hasta nivel de subsistema para el elemento cohete y elemento para los otros segmentos.

1.3.2 Objetivos específicos

- I. Desarrollar un modelo conceptual de un cohete sonda, aplicando principios de ingeniería de sistemas para definir su arquitectura y realizar el dimensionamiento inicial.
- II. Comprender y describir las características principales de los sistemas sondas activos en Sudamérica.
- III. Desarrollar dos arquitecturas para la misión propuesta en Valispace.
- IV. Comparar las arquitecturas respecto a los requisitos de la misión.

1.4 Consideraciones de diseño

Para la realización de esta memoria se considera lo siguiente:

- Existe el financiamiento para el desarrollo de la misión debido al convenio Armada – UdeC.
- El marco de estudio del proyecto se basa en el Capítulo 2 de del Manual de Ingeniería de Sistemas de INCOSE, Quinta Edición.
- Hay acceso a las instalaciones necesarias para el desarrollo de la misión.
- No se consideran las restricciones geopolíticas, por ende, se pueden utilizar diferentes equipos, componentes, y materiales indiferentes del país de origen.
- Para el cohete se debe considerar el uso de un motor sólido.

- El Sistema Cohete Sonda se considera un sistema pasivo, es decir prelanzamiento se ajustan los parámetros de la trayectoria para obtener un vuelo balístico.

1.5 Metodología

En primera instancia se realizarán los cálculos preliminares necesarios para el dimensionamiento inicial, donde se obtendrán parámetros de desempeño del sistema propulsivo, alcance y masa, y las distintas áreas de seguridad, y el radio de acción.

Luego se revisará el trabajo realizado por Ignacio Rocha en su memoria de título, el cual ya realiza una arquitectura para un sistema sonda para una misión similar. Para luego desarrollar una arquitectura propia.

La realización de la arquitectura del sistema se basará en lo que se propone en el Capítulo 2 del Manual de Ingeniería de Sistemas de INCOSE, Quinta Edición, donde se describe los procesos claves para llevar a cabo un proyecto de Ingeniería de Sistemas. De los procesos descritos, el enfoque se encontrará en *Stakeholders Needs and Requirements*, *System Requirements Definition Process* y *System Architecture Process*.

Es necesario identificar a los stakeholders y definir sus necesidades, para luego transformar estas en requisitos, es decir, declaraciones que pueden ser verificadas y validadas, donde puede existir más de un requisito para cada necesidad. Para así, con esta información, construir una arquitectura que se adapte a los requisitos obtenidos y a las restricciones del sistema. Todo esto se enmarca en la Pre-Fase A de las etapas de SE, que se pueden apreciar en su totalidad en la Figura 1.

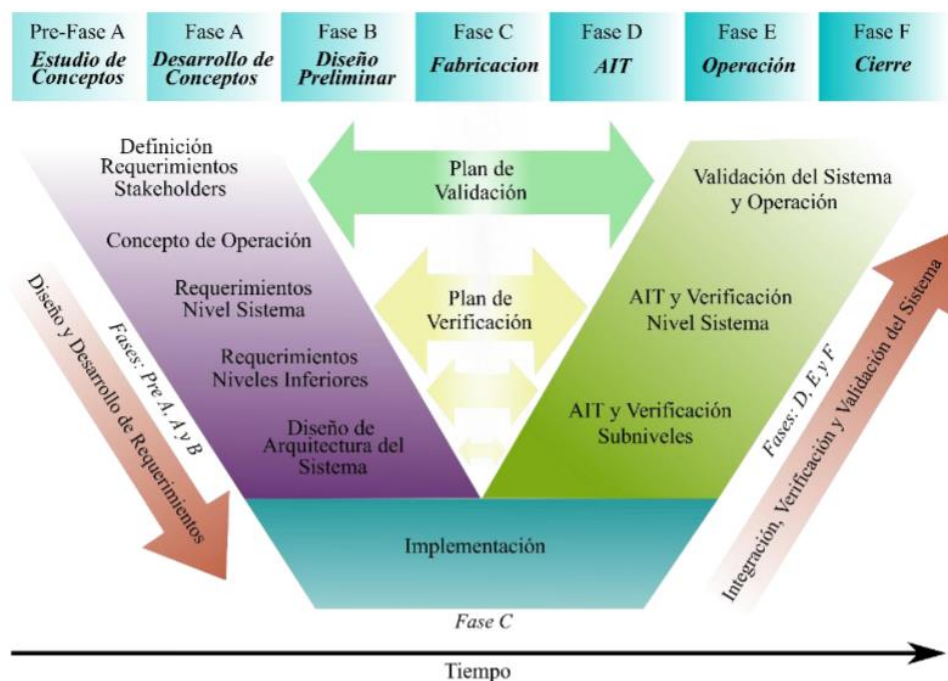


Figura 1: Diagrama en V de etapas de SE (Rocha, 2021)

Se aplicarán ambas arquitecturas en el software Valispace, ya que, al proporcionar gestión centralizada de datos de ingeniería, y facilitar la integración eficiente de subsistemas, se vuelve una herramienta útil para aplicar lo propuesto en la arquitectura. Además, optimizará los recursos del proyecto y ofrecerá herramientas para la simulación y validación de escenarios operativos.

Lo descrito anteriormente se puede ver resumido en la Figura 2, en un Diagrama IPO, estos diagramas resumen las actividades del proceso y sus entradas y salidas típicas desde/hacia otros procesos o actores externos (INCOSE, 2023, p. 313).

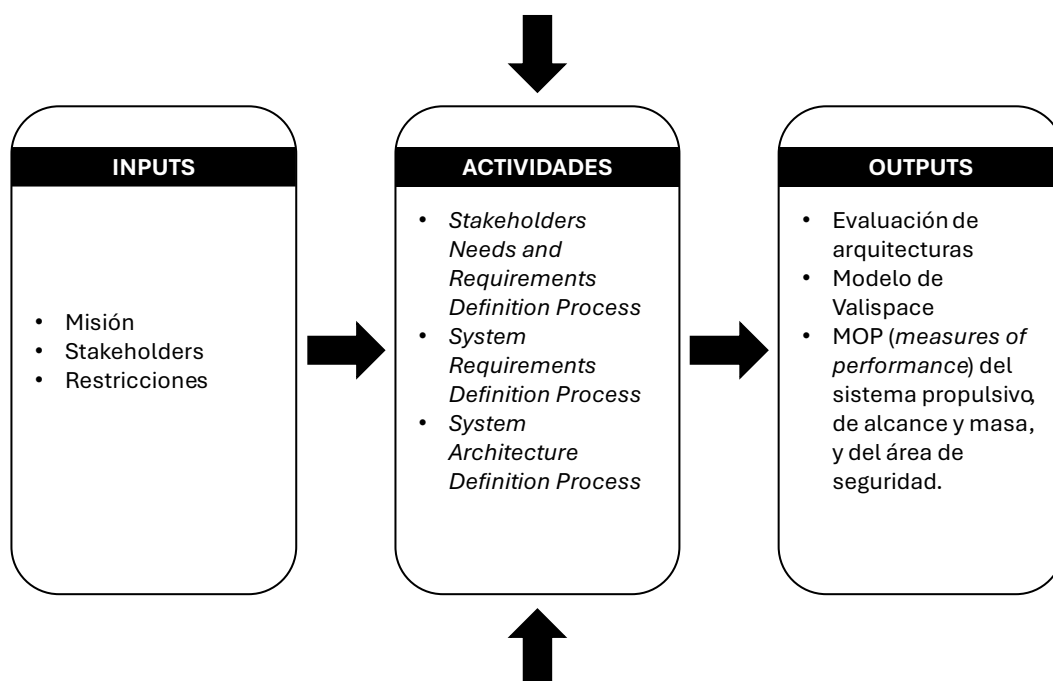


Figura 2: Diagrama IPO de la metodología utilizada (Selección aplicada a la memoria de título)

CAPÍTULO 2: Marco Teórico

En este capítulo se establecen las bases teóricas y definiciones críticas que son esenciales para comprender el proyecto, las siguientes interrogantes y puntos clave serán resueltos en esta sección:

1. ¿Cuáles son los conceptos que se deben comprender?
2. ¿Cuál es la jerarquía de un sistema?
3. ¿Cuáles son los procesos técnicos de INCOSE?
4. ¿Qué es un Cohete Sonda?

2.1 Conceptos Clave

Para comprender mejor lo contenido en esta memoria, se deben definir algunos conceptos importantes.

- ***System Engineering***

A partir de la perspectiva de distintos autores, se tienen las siguientes definiciones:

“La ingeniería de sistemas es un enfoque transdisciplinario e integrador que permite la realización, el uso y el retiro exitosos de sistemas de ingeniería, utilizando principios y conceptos de sistemas y métodos científicos, tecnológicos y de gestión.” (INCOSE, 2023, p. 1)

“La ingeniería de sistemas es el arte y la ciencia de desarrollar un sistema operable que cumpla con los requisitos dentro de las restricciones impuestas.” (Larson et al., 2009)

“La ingeniería de sistemas es un enfoque interdisciplinario y un medio para permitir la realización de sistemas exitosos. Se centra en definir las necesidades del cliente y la funcionalidad requerida al principio del ciclo de desarrollo, documentar los requisitos y luego proceder con la síntesis del diseño y la validación del sistema mientras se considera el problema completo: operaciones, costo y cronograma, rendimiento, capacitación y soporte, prueba, fabricación y eliminación. SE considera tanto las necesidades comerciales como las técnicas de todos los clientes con el objetivo de proporcionar un producto de calidad que satisfaga las necesidades del usuario.” (Haskins, 2010)

“En la NASA, la ingeniería de sistemas se define como un enfoque metódico y multidisciplinario para el diseño, la realización, la gestión técnica, la operación y el retiro de un sistema.” (NASA, 2017, p. 3)

- **Sistema**

“Un sistema es un conjunto de partes o elementos que juntos exhiben un comportamiento o significado que los componentes individuales no presentan.” (INCOSE, 2019, p. 8)

“Un conjunto de elementos diferentes conectados o relacionados de tal manera que realizan una función única que no puede ser realizada por los elementos solos.” (Rechtin, 2009, p. 425)

“Un “sistema” es la combinación de elementos que funcionan juntos para producir la capacidad requerida para satisfacer una necesidad. Los elementos incluyen todo el hardware, software, equipos, instalaciones, personal, procesos y procedimientos necesarios para este propósito; es decir, todo lo necesario para producir resultados a nivel de sistema. Los resultados incluyen cualidades, propiedades, características, funciones, comportamiento y rendimiento a nivel de sistema. El valor agregado por el sistema en su conjunto, más allá del que aportan independientemente las partes, se crea principalmente por la relación entre las partes; es decir, cómo están interconectadas.” (NASA, 2017, p. 3)

- **Sistema de interés**

“El sistema cuyo ciclo de vida se está considerando.” (INCOSE, 2023, p. 314)

- **Arquitectura del sistema**

“Los conceptos o propiedades fundamentales de una entidad en su entorno y los principios rectores para la realización y evolución de esta entidad y sus procesos de ciclo de vida relacionados.” (INCOSE, 2023, p. 314)

“La arquitectura se ocupa en gran parte de cuestiones mensurables y utiliza herramientas y directrices no cualitativas basadas en lecciones prácticas aprendidas, es decir, la arquitectura es un proceso inductivo.” (Rechtin, 2009)

“La estructura, en términos de componentes, conexiones y restricciones, de un producto, proceso o elemento.” (Rechtin, 2009, p. 415)

- **Estructura de descomposición Funcional**

“Es una descomposición de las funciones requeridas por el sistema de interés, siendo un desglose que va avanzando de forma sucesiva a los niveles inferiores de la arquitectura funcional.” (INCOSE, 2023, p. 74)

- **Mesosfera**

“La mesosfera es la capa intermedia de la atmósfera terrestre, situada entre la estratosfera y la termosfera. Se caracteriza por sus bajas temperaturas y es la región donde pueden formarse las nubes noctiluentes polares-mesosféricas.” (Schmitz, 2018)

- **Mediciones experimentales**

“Las mediciones se utilizan para comparar resultados de simulaciones numéricas y evaluar las capacidades predictivas de los modelos. (...) Además, se realizan mediciones para confirmar hipótesis y descubrir mecanismos físicos.” (Palies, 2020)

2.1.1 Jerarquía de un sistema

Para tener un entendimiento común al referirse a los diferentes niveles de la arquitectura, se utilizará lo que propone la cooperación europea para la estandarización espacial (ECSS, por sus siglas en inglés), a través de un glosario, los distintos niveles de jerarquía que puede poseer un sistema (ECSS, 2012), los cuales se describen a continuación, desde el nivel jerárquico más alto, hacia el más bajo. Ilustrado, de igual forma en la Figura 3.

Notar que esta jerarquía es diferente a la que propone INCOSE que usa *System of Systems* (SoS, Sistemas de Sistemas en español), Sistema, y así sucesivamente. Se selecciona la jerarquía de ECSS ya que es más enfocada a sistemas espaciales, a comparación a la jerarquía de INCOSE que es más general y "agnóstica en dominio".

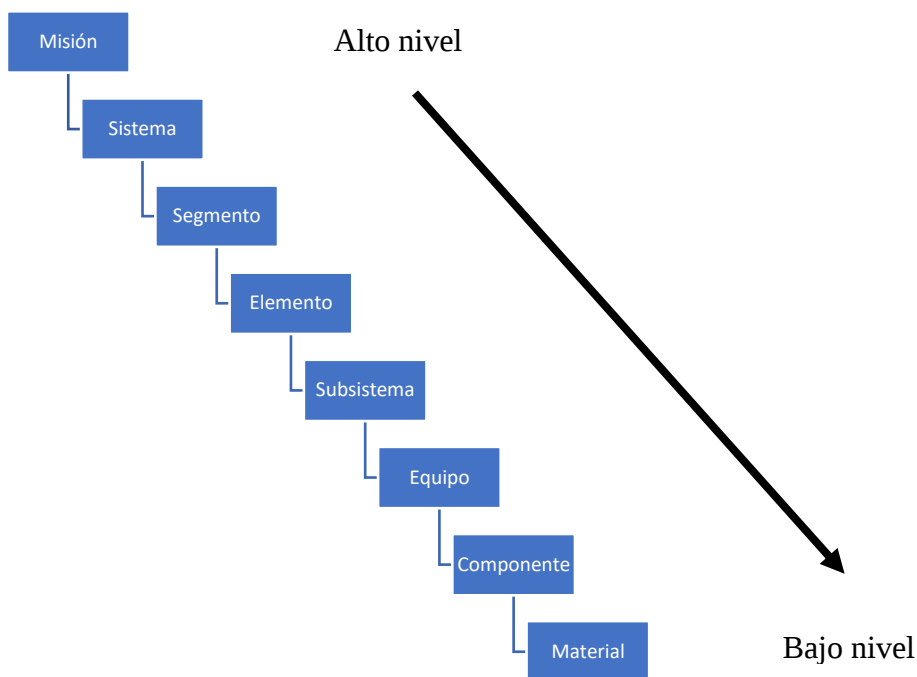


Figura 3: Jerarquía de un sistema. Desde el "alto" nivel (misión) al "bajo" nivel (material) (López, 2024)

- **Sistema** (*system*)
Conjunto de funciones interrelacionadas o interactuantes constituidas para lograr un objetivo específico.
- **Segmento** (*segment*)
Conjunto de elementos o combinación de sistemas que cumple un subconjunto principal y autónomo de los objetivos de la misión espacial.
- **Elemento** (*element*)
Combinación de equipos, componentes y piezas integrados. Un elemento cumple un mayor y autónomo conjunto de objetivos del segmento.
- **Subsistema** (*subsystem*)
Parte de un sistema que cumple una o más de sus funciones.
- **Equipo** (*equipment*)
Conjunto integrado de partes y componentes, que logra una función específica. Se utiliza unidad (*unit*) como sinónimo.
- **Componente** (*component*)
Conjunto de materiales, ensamblados según procesos definidos y controlados, que no se pueden desmontar sin destruir su capacidad y que realizan una función simple que se puede evaluar en relación con los requisitos de rendimiento esperados. Se utiliza parte (*part*) como sinónimo, preferentemente cuando se habla de dispositivos puramente mecánicos.
- **Material** (*material*)
Sustancia (gaseosa, líquida, sólida), semiacabada o terminada de características determinadas a partir de la cual se lleva a cabo el procesamiento para obtener un componente o una pieza.

2.1.2 Procesos técnicos de INCOSE

Dentro del objetivo general de la presente memoria de título se encuentra desarrollar arquitecturas a través de los procesos técnicos de INCOSE, los cuales se definen como sigue:

Los procesos técnicos se utilizan para definir los requisitos de un sistema, transformar los requisitos en un producto efectivo, permitir la reproducción consistente del producto cuando sea necesario, utilizar el producto, proporcionar los servicios requeridos, sostener la prestación de esos servicios y disponer del producto cuando se retira del servicio (INCOSE, 2023, p. 101)

Estos se usan de forma concurrentemente, iterativamente y recursivamente a lo largo del ciclo de vida del sistema (INCOSE, 2023). En el capítulo 2 del Manual de Ingeniería de Sistemas se proponen 14 diferentes procesos, siendo los siguientes:

- *Business or Mission Analysis Process*
- *Stakeholder Needs and Requirements Definition Process*
- *System Requirements Definition Process*
- *System Architecture Definition Process*
- *Design Definition Process*
- *System Analysis Process*
- *Implementation Process*
- *Integration Process*
- *Verification Process*
- *Transition Process*
- *Validation Process*
- *Operation Process*
- *Maintenance Process*
- *Disposal Process*

De los mencionados anteriormente, en la presente memoria de título se hará mayor énfasis en los siguientes procesos.

Stakeholder Needs and Requirements Definition Process

Define las necesidades y requerimientos del stakeholders para un sistema que pueda proporcionar las capacidades que necesitan los usuarios y otros stakeholders en un entorno definido (INCOSE, 2023, p. 107).



Figura 4: Diagrama IPO de Stakeholders Needs and Requirements Definition Process. Adaptado de Systems Engineering Handbook (INCOSE, 2023, p. 108)

De lo propuesto en *Systems Engineering Handbook* (INCOSE, 2023) para cada proceso, a través de los diagrama IPO, se adaptó el contenido a los puntos relevantes para la presente memoria de título y del trabajo realizado. En la Figura 4 se tacharon aquellos elementos menos esenciales, mientras que en la Figura 5 y en la Figura 6 se omitieron. Los diagramas originales se encuentran en el Anexo A: Diagramas IPO originales.

System Requirements Definition Process

Transforma la visión de las capacidades deseadas por parte de los stakeholders y orientada al usuario, en una visión técnica de una solución que satisfaga las necesidades operativas del usuario (INCOSE, 2023, p. 112).

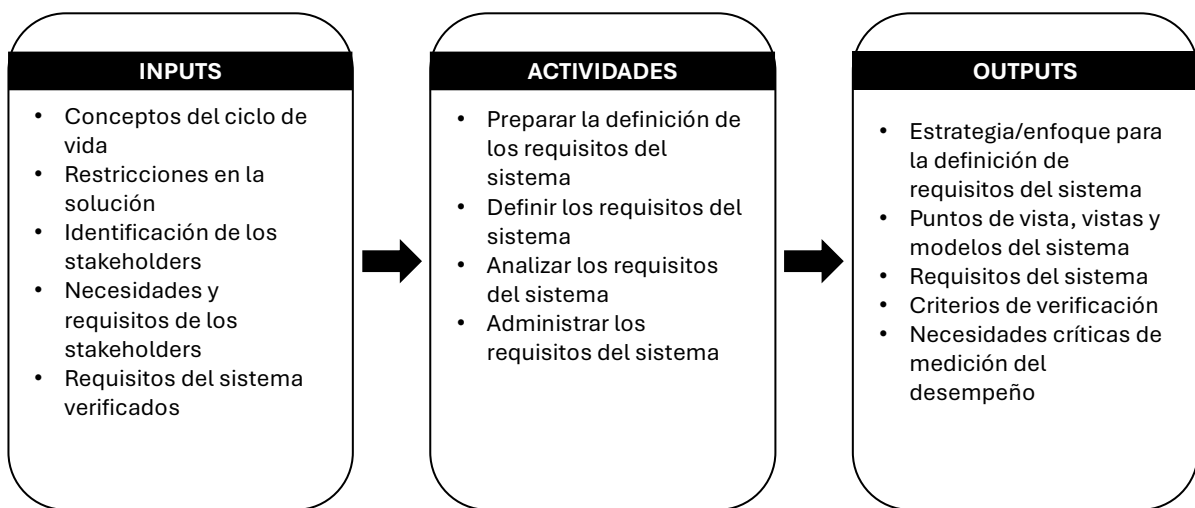


Figura 5: Diagrama IPO de System Requirements Definition Process. Adaptado de *Systems Engineering Handbook* (INCOSE, 2023, p. 113)

System Architecture Definition Process

El propósito de este proceso es generar alternativas de arquitectura del sistema, seleccionar una o más alternativas que aborden las preocupaciones de las partes interesadas y los requisitos del sistema, y expresar esto en vistas y modelos consistentes (INCOSE, 2023, p. 118).

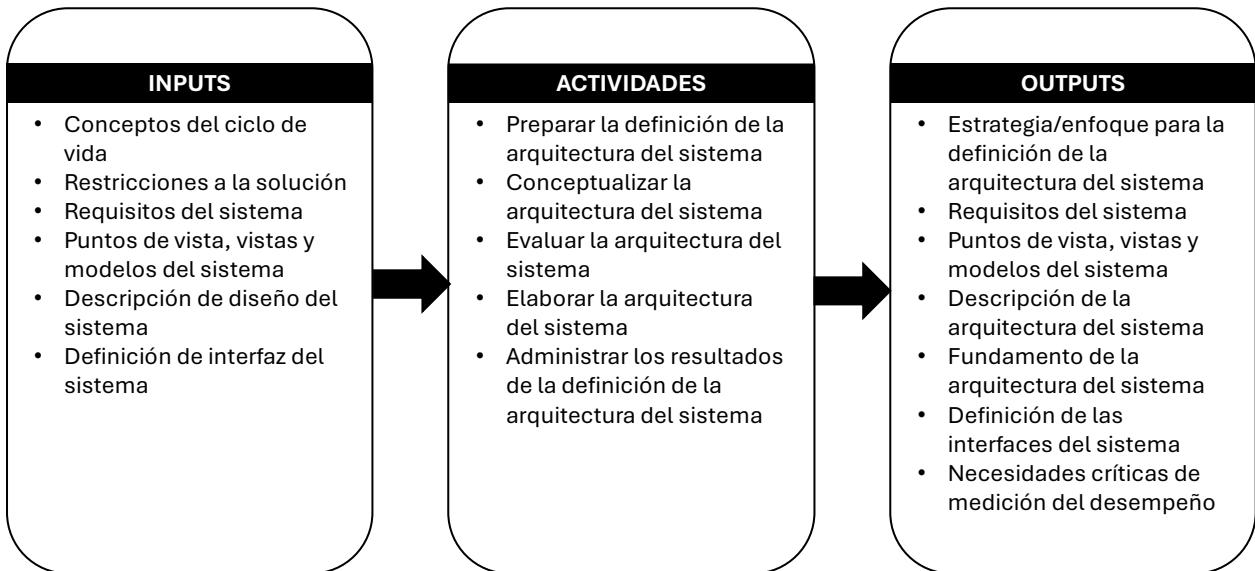


Figura 6: Diagrama IPO de System Architecture Definition Process. Adaptado de Systems Engineering Handbook (INCOSE, 2023, p. 119)

2.2 Cohete Sonda

Los cohetes sonda transportan instrumentos científicos al espacio siguiendo una trayectoria parabólica (NASA, 2023a). Estos poseen dos segmentos principales: el motor cohete y la carga útil, como se observa en la Figura 7, donde una vez lanzado el cohete sonda, ambos se separan. La carga útil durante el vuelo cumple su misión, y una vez finalizado vuela a Tierra, normalmente con la ayuda de un paracaídas u otro tipo de sistema, para recuperar la información obtenida. Por otro lado, el motor cohete puede ser recuperado o no, esto va a depender del objetivo de la misión.

La principal diferencia entre un cohete sonda y un cohete espacial es la velocidad alcanzada. De hecho, el primero no alcanza la velocidad necesaria para poder entrar a órbita, por ende, su trayectoria es parabólica. Considerando que el costo de un cohete sonda es bajo comparado a otros sistemas de la industria espacial, estos se vuelven esenciales para conducir experimentos para instrumentos de satélites u otras naves espaciales.

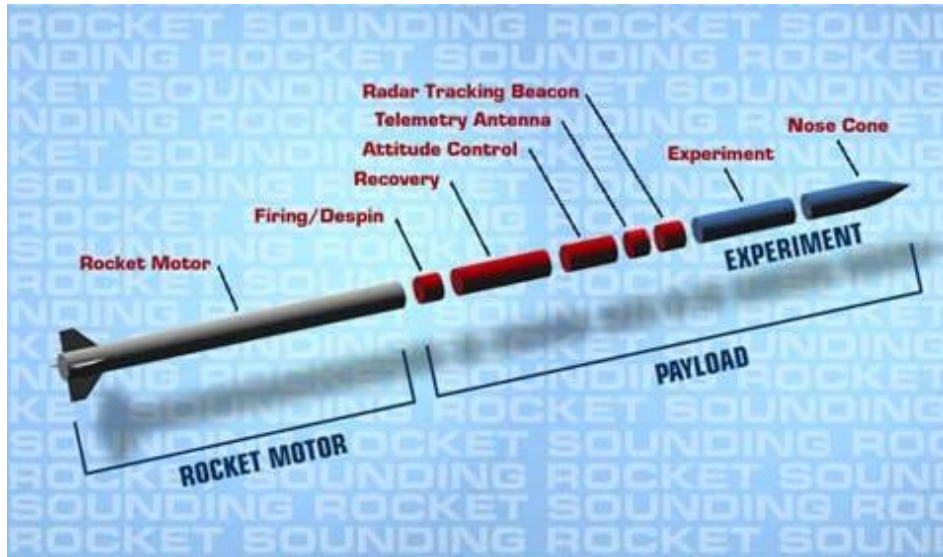


Figura 7: Estructura general de un cohete sonda (Manu & Saha, 2020)

2.3 Cálculos preliminares

Con el fin de comprender de mejor forma el sistema que se quiere lograr, es necesario realizar cálculos preliminares como los que se presentan a continuación.

2.3.1 Trayectoria del cohete sonda

Considerando un escenario ideal, donde no se consideren variables como las fases propulsivas, el roce con el viento, entre otras. Se puede predecir, como una primera aproximación, la velocidad inicial que necesita el cohete para alcanzar la altura deseada a través de las ecuaciones del movimiento, específicamente la ecuación 1. En que v_0 representa la velocidad inicial, g es la aceleración de gravedad, y_0 es la altura inicial, y_{max} es la altura máxima, y_{max} representa la altura máxima, y θ representa el ángulo de lanzamiento.

$$v_0 = \sqrt{\frac{2g(y_{max}-y_0)}{\sin^2(\theta)}} \text{ [m/s]} \quad \text{Ec. 1}$$

Se sabe que la altura máxima a alcanzar es 70 000 metros, y que la altura de lanzamiento es a nivel del mar (0 metros). Para la determinación de la velocidad inicial se debe ingresar el ángulo de lanzamiento del cohete sonda, por ende, para este caso se supone que corresponde a 85° . Obteniendo que se necesita una velocidad inicial de 1177 m/s.

Conociendo esas variables y suponiendo que va a caer a la misma altura en la que se lanzó, es decir, a nivel del mar, a través de las ecuaciones 2 y 3, se logra graficar su trayectoria. Siendo la mostrada en Figura 8. Donde también se puede obtener que la distancia a la que va a caer es de 24.52 km.

En las ecuaciones a continuación t_{max} representa el tiempo que se demora el cohete en alcanzar la distancia máxima, x_{max} corresponde a la distancia máxima a alcanzar, y x_0 es la distancia inicial.

$$t_{max} = \frac{v_0 \sin(\theta) + \sqrt{(v_0 \sin(\theta))^2 + 2gy_0}}{g} \quad [s] \quad \text{Ec. 2}$$

$$x_{max} = x_0 + v_0 \cos(\theta) t_{max} \quad [m] \quad \text{Ec. 3}$$

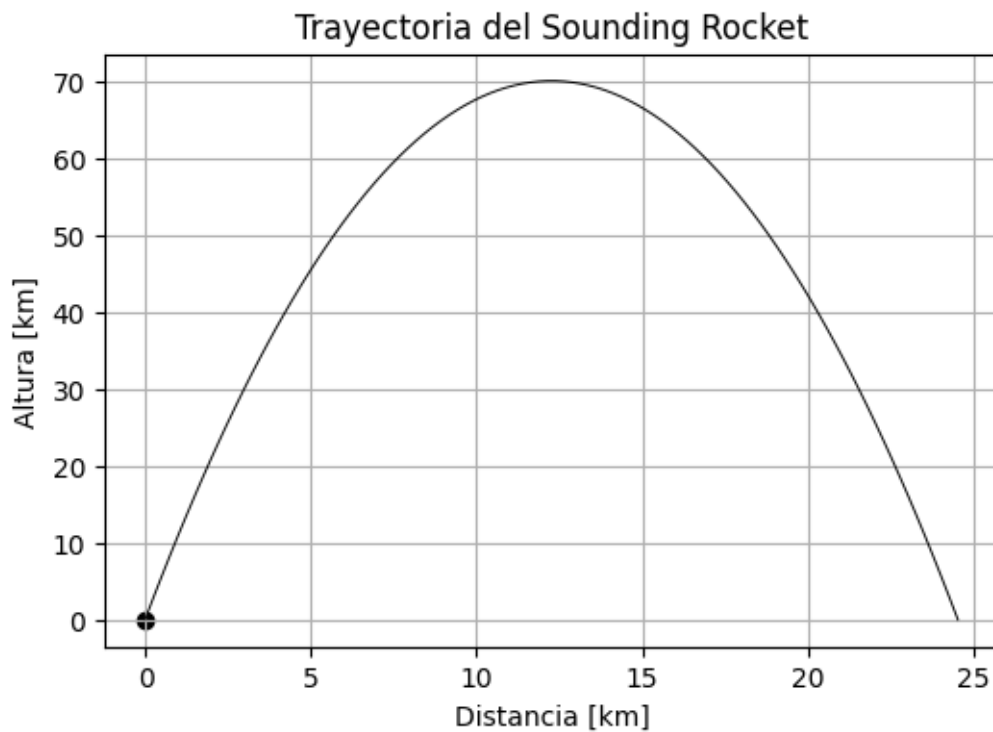


Figura 8: Trayectoria del Cohete Sonda

2.3.2 Cantidad de propelente

Para poder determinar la cantidad de propelente necesaria que necesitaría el cohete sonda para llegar a la mesosfera, se aplica la ecuación 4 que corresponde a la ecuación del cohete ideal de Tsiolkovsky (NASA, 2023b). En esta se relaciona el impulso específico (I_{sp}), la aceleración de gravedad (g), la variación de la velocidad (Δv) y las masas en el cohete.

$$\frac{\Delta m}{m} = 1 - e^{-\frac{\Delta v}{I_{sp}g_0}} [-] \quad \text{Ec. 4}$$

A partir de la masa de la carga útil, se estima la masa inicial representada como m_0 (como se observa en la Ec. 5) suponiendo que la masa final corresponde a la masa de la carga útil ($m_{payload}$), y a partir de la diferencia de ambas variables se obtiene la masa del propelente ($m_{propelente}$), como se aprecia en la ecuación 6.

$$m_0 = \frac{m_{payload}}{1 - \Delta m} [kg] \quad \text{Ec. 5}$$

$$m_{propelente} = m_0 - m_{payload} \quad \text{Ec. 6}$$

Para el caso del sistema cohete sonda, dentro de las consideraciones de diseño se define la utilización de un motor sólido, por lo que, para las variables relacionadas al propelente, se considerarán las propiedades correspondientes al propelente KNSB, el cuál es comúnmente utilizado en estos sistemas y a sido objeto de estudio por el Grupo de Interés de Propulsión de la Universidad de Concepción.

Los valores utilizados en la ecuación 4 se ven reflejados Tabla 2-1, y los resultados de las ecuaciones 4, 5 y 6 se exponen en la Tabla 2-2.

Tabla 2-1: Valores aplicados a Tsiolkovsky

Variable	Símbolo	Valor	Unidad	Fuente
Diferencia de velocidades	Δv	1177	m/s	Ec. 1
Impulso específico	I_{sp}	151.50	s	(Nakka, 2023)
Aceleración de gravedad	g_0	9.81	m/s^2	(Larson & Wertz, 1999)
Masa de carga útil	$m_{payload}$	10	kg	-

Tabla 2-2: Resultados obtenidos de Tsiolkovsky

Variable	Símbolo	Valor	Unidad	Fuente
Relación de masas	$\frac{\Delta m}{m}$	0.547	-	Ec. 4
Masa de propelente	$m_{propelente}$	12.08	kg	Ec. 6
Masa inicial	$m_{inicial}$	22.08	kg	Ec. 5

Los resultados de los cálculos realizados fueron obtenidos a través de Valispace, donde se determinó la relación de masas a partir de la ecuación de Tsiolkovsky (ecuación 4) y al designar una masa de carga útil, se logra obtener la masa inicial y la de propelente. Como se observa en las siguientes figuras: Figura 9, Figura 10 y Figura 11. Para ver el modelo en Valispace revisar Anexo B: Modelo en Valispace

The screenshot shows the Valispace interface with the following elements:

- Top navigation bar: 0_SistemaSonda / 3_SEGMENT_Rocket / 3_SEGMENT_Rocket.delta_m_m
- Left sidebar: i Info, History, Sensitivity Analysis, * Connections graph
- Main content area:

Formula

$$3_SEGMENT_Rocket.delta_m_m = 1 - e^{-\frac{\$3_SEGMENT_Rocket.delta_v}{\$Propellant_KNSB.I_sp \cdot \$Propellant_KNSB.g_0}} = 0.5458162$$

Figura 9: Cálculo de la relación de masas a partir de la ecuación de Tsiolkovsky, aplicada en Valispace

$$3_SEGMENT_Rocket.Mass = \frac{\$ELEMENT_Payload.Mass}{1 - \$3_SEGMENT_Rocket.delta_m_m} \text{ kg} = 22.017516 \text{ kg}$$

Figura 10: Cálculo de masa inicial en Valispace

$$\begin{aligned} \text{Propellant_KNSB.Mass} &= \$3_SEGMENT_Rocket.Mass - \$ELEMENT_Payload.Mass \\ &= 12.017516 \text{ kg} \end{aligned}$$

Figura 11: Cálculo masa de propelente en Valispace

2.3.3 Áreas de seguridad

La Oficina de Asuntos de Desarme de las Naciones Unidas (UNODA, por sus siglas en inglés), definió a través de Directrices Técnicas Internacionales sobre Municiones (IATG, por sus siglas en inglés) 3 radios principales de seguridad (IATG, 2021a).

- Distancia de construcción vulnerable (*vulnerable building distance*, VBD)
Distancia mínima permitida entre un potencial lugar de explosión y un edificio vulnerable. Considerando como edificios vulnerables: hospitales, colegios, iglesias, lugares de altas concentraciones de gente en general.
- Distancia del edificio habitado (*Inhabited building distance*, IBD)
Distancia mínima permitida entre un potencial lugar de explosión y un edificio habitado, que requiere un alto nivel de protección de una explosión.
- Distancia de ruta de tráfico público (*Public traffic route distance*, PTRD)
Distancia mínima permitida entre un potencial lugar de explosión y vías de tránsito público que es tal que la ignición o explosión de explosivos en el sitio de explosión no causará un peligro intolerable para los ocupantes de los vehículos en un lugar expuesto.

Estos valores dependen del equivalente de TNT para la cantidad de propelente utilizado, en este caso 12.02 kg de KNSB corresponden a 14.54 kg de TNT. Como también de la división de peligros que corresponda, en este caso el propelente sólido se encuentra en la división de peligros 1.3.1: “Munición que presenta peligro de incendio y un peligro menor de explosión o un peligro menor de proyección, o ambos, pero no peligro de explosión masiva.” (IATG, 2021b)

Tabla 2-3: Radios de seguridad (UN, 2024)

Zona de riesgo	Radio de seguridad [m]
VBD	60
IBD	60
PTRD	60

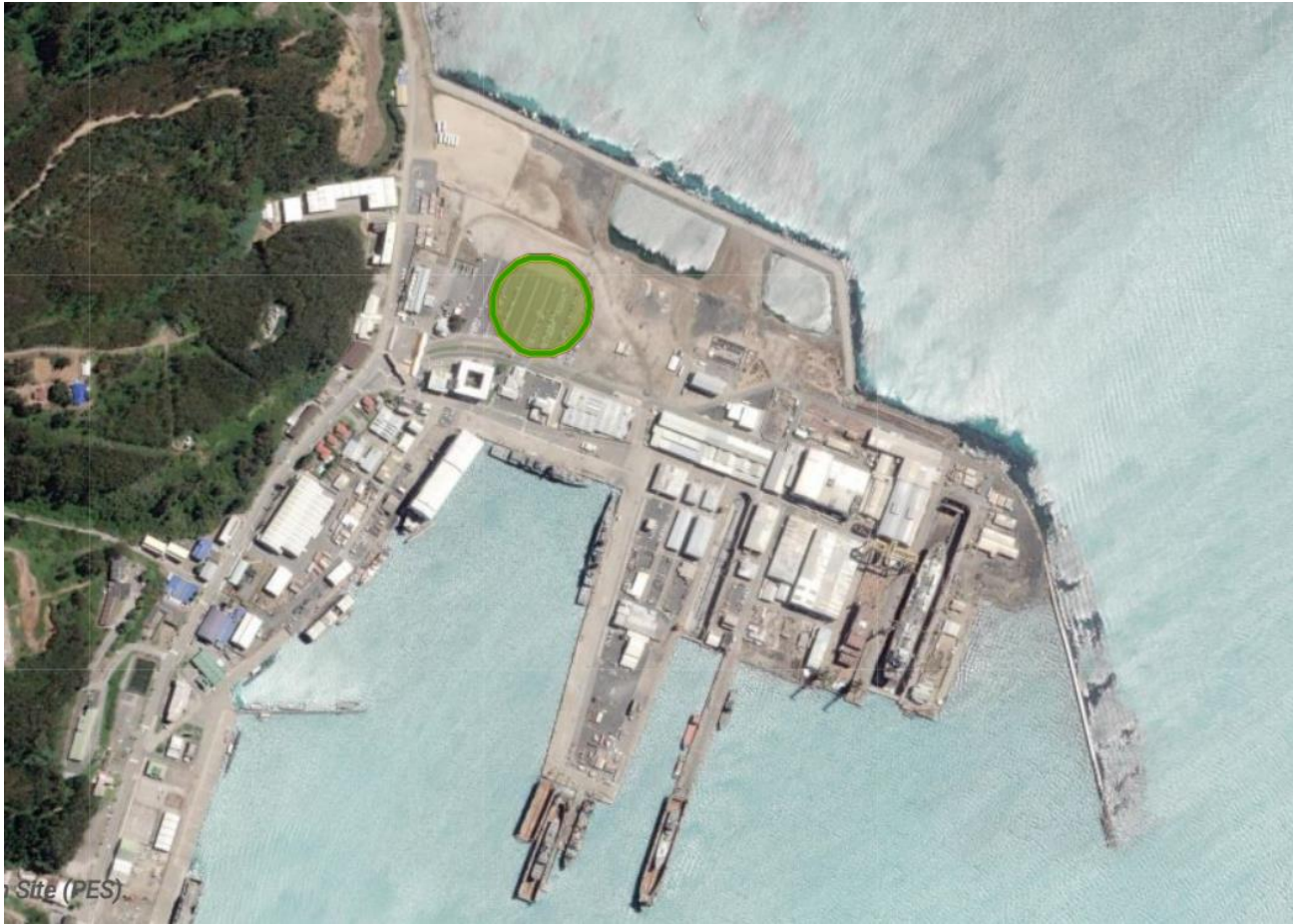


Figura 12: Radios de seguridad con zona de lanzamiento la Base Naval de Talcahuano (UN, 2024)

2.3.4 Radio de acción

Para el Sistema Cohete Sonda, el radio de acción es la distancia máxima que este puede alcanzar, considerado el peor escenario. Lo que correspondería a el caso cuando el cohete es lanzado a un ángulo de 45° . Siendo determinado, para un caso ideal, utilizando las ecuaciones 1, 2, y 3 se obtiene un radio de 35.06 km.

Si se considera que la zona de lanzamiento es la Base Naval de Talcahuano, el área de acción se puede ver reflejado en la Figura 13.

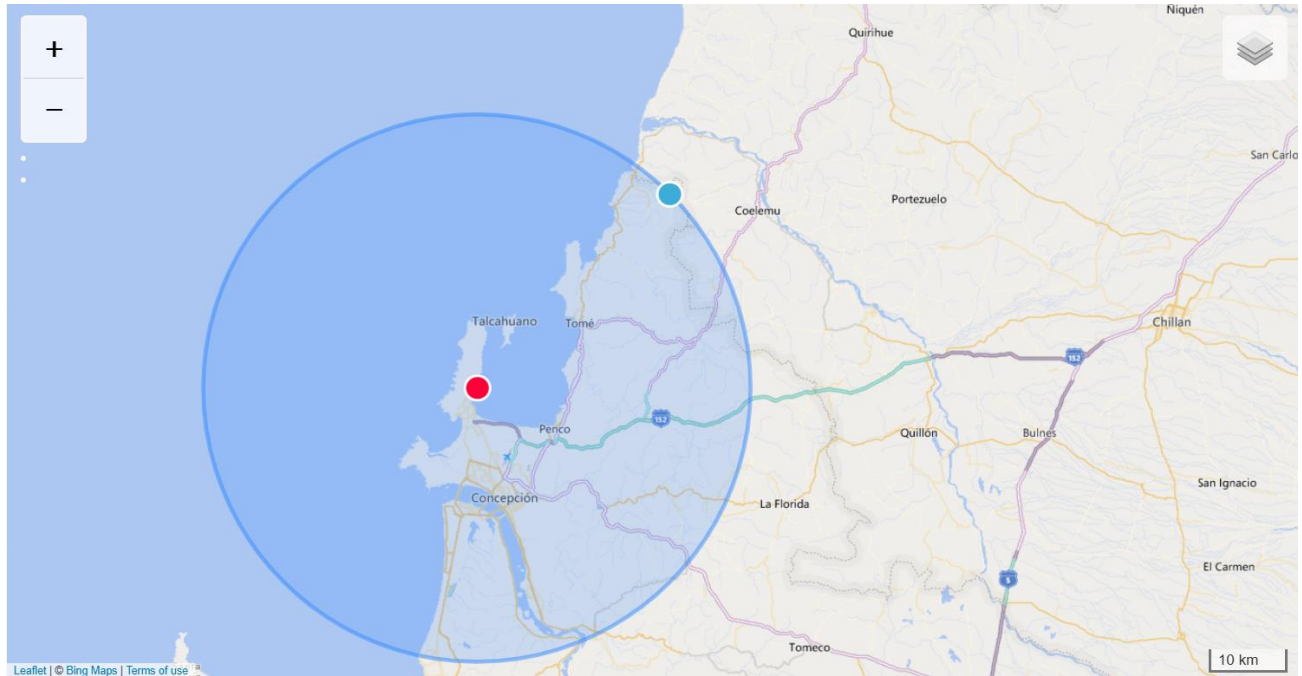


Figura 13: Área de acción, con zona de lanzamiento la Base Naval de Talcahuano

Debido a que existe una masa grande de población a las cercanías de la zona de lanzamiento, para la realización de un lanzamiento seguro, es necesario aplicar limitantes de acción, es decir, restringir la orientación y el ángulo de lanzamiento, de forma que el cohete sonda termine su trayectoria en el mar.

2.3.5 Dimensiones preliminares

Sabiendo que para el tubo motor se va a utilizar una cañería con las características descritas en la Tabla 2-4, se puede calcular el largo de este a través del volumen de KNSB que se necesita. Esto determinado en la Tabla 2-5 a través de la densidad del KNSB (Torres, 2020).

Tabla 2-4: Características Tubo motor (Otero, 2024)

Característica	Valor	Unidad
Material	Acero (Cañería ASTM A106)	-
Peso teórico	28.23	kg/m
Espesor	2	mm

Tabla 2-5: Datos KNSB

Variable	Símbolo	Valor	Unidad	Fuente
Masa de propelente	$m_{propelente}$	12.08	kg	Ec. 6
Densidad KNSB	ρ_{KNSB}	1879	kg/m^3	(Torres, 2020)
Volumen del grano	V_{KNSB}	0.0064	m^3	Cálculo

Para la obtención de los resultados, se utilizó el software Valispace, por ende, las propiedades mostradas en la Tabla 2-4 y Tabla 2-5, se ven reflejadas en el programa como se aprecia en la Figura 14 y en la Figura 15. En esta última se aprecia que el volumen es una función que se encuentra dependiente de la masa del propelente, lo que le permite al modelo actualizarse en caso de cambiar este valor.

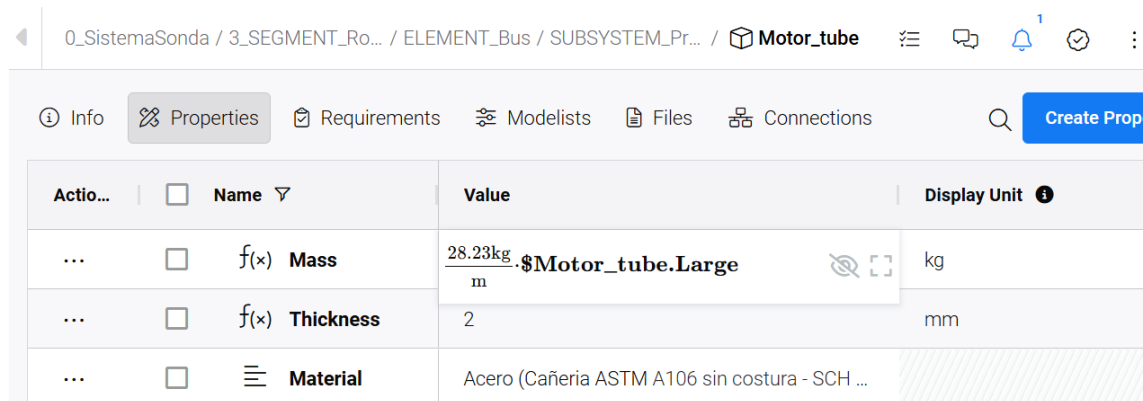
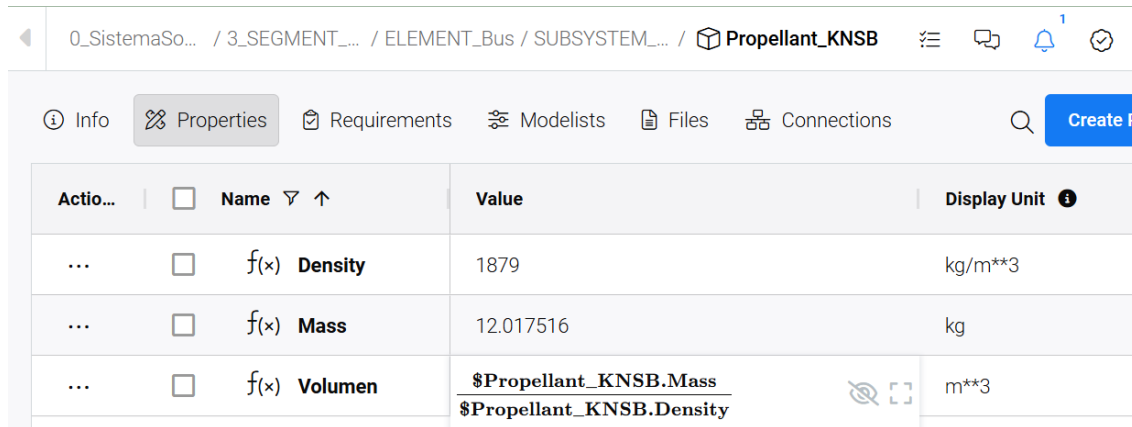


Figura 14: Características del tubo motor en Valispace



Actio...	☐	Name ▾ ↑	Value	Display Unit ⓘ
...	☐	f(x) Density	1879	kg/m**3
...	☐	f(x) Mass	12.017516	kg
...	☐	f(x) Volumen	$\frac{\$Propellant_KNSB.Mass}{\$Propellant_KNSB.Density}$	m**3

Figura 15: Datos KNSB

Para determinar el largo del tubo motor, se considera que el propelente va a ser un grano cilíndrico, como se muestra en la Figura 18 y en la Figura 19. Por ende, para determinar el largo del tubo motor se utiliza la ecuación 7, donde L representa el largo del tubo motor, V corresponde al volumen que debe contener el tubo motor, siendo en este caso el volumen del grano, $r_{ext,grano}$ representa el radio exterior del grano y $r_{int,grano}$ es el radio interior del grano.

De aquí se obtiene un largo del tubo motor de 0.32 metros.

$$L = \frac{V}{(r_{ext,grano}^2 - r_{int,grano}^2)\pi} [m] \quad \text{Ec. 7}$$

La ecuación 7 se aplicó en Valispace como se muestra en la Figura 17, donde el radio exterior del grano es dependiente del radio exterior del tubo motor y del espesor de las paredes de este último, como se observa en la Figura 16.

$$\begin{aligned} & \text{Propellant_KNSB.r_ext_grain} \\ & = \$\text{Motor_tube.r_ext_motortube} - (2 \cdot \$\text{Motor_tube.Thickness}) = 80.15 \text{ mm} \end{aligned}$$

Figura 16: Cálculo del radio exterior del grano en Valispace

$$\text{Motor_tube.Large} = \frac{\$Propellant_KNSB.Volumen}{(\$Propellant_KNSB.r_ext_grain^2 - \$Propellant_KNSB.r_int_grain^2)\pi} = 0.3235071 \text{ m}$$

Figura 17: Cálculo del largo del tubo motor en Valispace

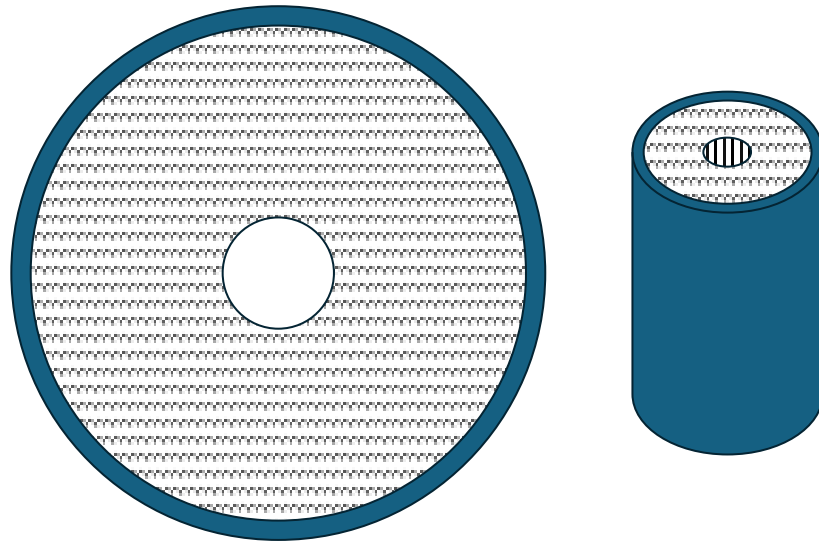


Figura 18: Vista isométrica y superior del tubo motor con grano de propelente

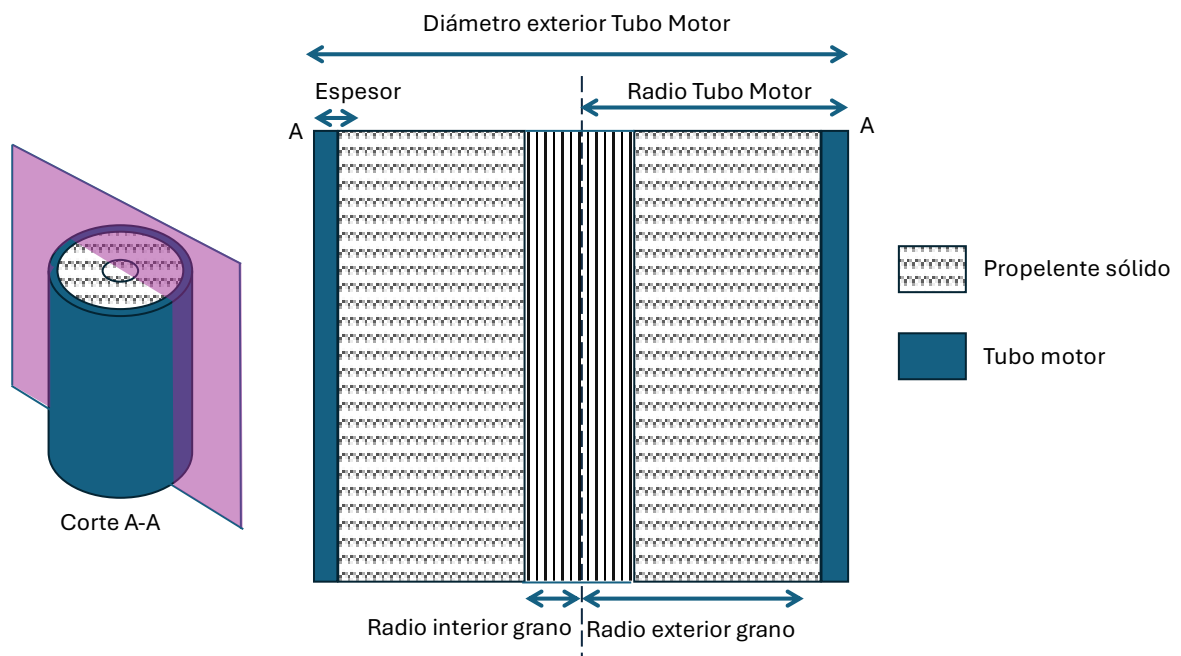


Figura 19: Vista en corte y variables Tubo Motor

2.3.6 Evaluación económica

De los cálculos preliminares realizados anteriormente, se puede realizar una estimación inicial de los costos asociados al cohete sonda.

Iniciando por el propelente a utilizar, donde por cada kilogramo de propelente KNSB se estima un costo de 100 USD, que se observa implementado en Valispace en la Figura 20. De la Tabla 2-2 se sabe que se necesitan 12.02 kg de KNSB, obteniendo un costo asociado igual a 1208 USD.

$$\text{Propellant_KNSB.Cost} = \frac{100\text{USD}}{\text{kg}} \cdot \$\text{Propellant_KNSB.Mass} = 1207.6854 \text{ USD}$$

Figura 20: Cálculo del costo de propelente KNSB

Luego, se puede determinar el costo del tubo motor, ya que el valor es dependiente del largo de la cañería, como se muestra en la Figura 21.

$$\text{Motor_tube.Cost} = \frac{496.83\text{USD}}{6\text{m}} \cdot \$\text{Motor_tube.Large} = 26.788002 \text{ USD}$$

Figura 21: Cálculo del costo del tubo motor

Sumando ambos costos se obtiene que el monto total es de aproximadamente 1235 USD.

CAPÍTULO 3: Estado del Arte

Las siguientes preguntas sirven como guía al lector para entender qué temas serán abordados en el capítulo y qué interrogantes serán resueltas:

1. ¿Cómo es el proceso de diseño de un cohete?
2. ¿Cuál es la relevancia de aplicar SE en sistemas aeroespaciales?
3. ¿Cuál es el contexto actual en temas espaciales?

3.1 Sistemas Cohete Sonda

3.1.1 *Sounding Rocket Preliminary Design* (Zosimovych, 2021)

En este artículo el autor propone un método para resolver los problemas que involucra las tareas de diseño directo en un sistema cohete sonda. A partir del rango máximo, la carga útil y restricciones de la construcción del cohete sonda, se obtiene una selección inicial de los parámetros de diseño y combustible, un análisis de la masa del cohete sonda y el diseño balístico de cohetes sonda. Esto logra a través de diversas fórmulas, ecuaciones, entregando al lector criterios de selección y de toma de decisiones, y gráficos.

El autor es explícito en mencionar que el método descrito es para realizar estudios experimentales previos a las etapas iniciales del diseño de Sistema Cohete Sonda.

3.1.2 Definición de requerimientos para el proceso AIT (Ensamblado, Integración y Prueba) de un sistema Cohete Sonda Nacional en el marco de estudio de conceptos (Pre-Fase A). (Rocha, 2021)

Debido a la idea de proyectar las capacidades nacionales de Chile hacia el acceso al espacio, en este trabajo el autor propone como primer paso desarrollar un cohete sonda en base a lo que ya existe en el país, para la creación de una estrategia de desarrollo incremental. Su objetivo principal es desarrollar una estrategia de ensamblado, integración y pruebas para un sistema cohete sonda. Para esto debe reconocer el ciclo de vida del sistema cohete sonda, diseñar una estrategia de AIT con una propuesta de verificación y validación, identificar funciones de alto nivel entre otros.

En una primera iteración define 42 requisitos para el sistema y un concepto de operaciones. Luego, a partir de recopilar prácticas de AIT en la literatura, caracterizar el contexto sudamericano y de Chile, utilizando el modelo de la Escalera de la tecnología Espacial, logra una segunda iteración, con un total de 119 requisitos y una reestructuración del sistema. Considerando un nivel de abstracción alto en el diseño de requisitos.

A partir del estudio de contexto de Brasil y Argentina, donde el inicio de sus carreras espaciales fue mediante la experimentación de cohetes sonda de capacidades propias, concluye que desarrollar un sistema sonda es beneficioso para el desarrollo espacial a mediano y corto plazo.

3.1.3 Estudio de la factibilidad del uso del motor sólido del sistema rayo para un sistema sonda (Gavilán, 2021)

En esta memoria de título, el autor evalúa la factibilidad de utilizar la capacidad disponible del Sistema Rayo desarrollado por FAMA E, esto debido al incremento de interés y desarrollo de las capacidades del sector espacial en Chile en ese entonces.

Para esto plantea la métrica de la altura con el fin de evaluar la efectividad de las posibles alternativas para el Sistema Cohete Sonda, el cual debe lograr una altura de 80 ± 10 km en un vuelo estable, llevando una carga útil de 10 kg. El autor realiza 3 modelos, donde en los primeros dos no cumple con los requisitos especificados, pero el último modelo realizado lo logra con una altura de 84 km con vuelo estable.

3.1.4 Definición de requerimientos de alto nivel para el segmento base de lanzamiento de un sistema sonda nacional en el marco de un estudio de conceptos (pre-fase A) (Saavedra, 2021)

Bajo el contexto de los inicios del Sistema Sonda Nacional, se realiza un estudio conceptual para la definición de los requisitos del sistema en base a las necesidades de los stakeholders y de parámetros importantes a partir de la descomposición de los productos.

En primera instancia realiza el análisis de requerimientos para el segmento de lanzamiento, considerando una campaña de lanzamientos en territorio nacional, seguido de un análisis de seguridad para esto mismo. Luego, realiza una estimación de cargas sobre la estructura de la torre de lanzamiento mediante un análisis de elemento finitos. Finalmente, efectúa la integración mecánica entre el cohete sonda y la plataforma de lanzamiento.

3.2 Ingeniería de sistemas aplicada en sistemas aeroespaciales

3.2.1 *Model-based systems engineering for a small-lift launch facility* (Taraila & Asundi, 2022)

En este artículo se aplica SE basado en modelos (abreviado MBSE, por sus siglas en inglés “*Model-based systems engineering*”) en una plataforma de lanzamiento para cohetes pequeños. Los autores mencionan que la utilización MBSE ofrece beneficios significativos al compararlo con la metodología clásica basada en documentos, entre ellos la reducción de la propagación de errores, mejora de la capacidad de mantenimiento del sistema de interés, reutilización, y una mayor comprensión.

Considerando que la identificación y reparación de problemas de forma tardía es más costoso que una identificación temprano, y que el diseño y mantención de una plataforma de lanzamiento es un problema complejo de ingeniería, la aplicación de herramientas como MBSE se vuelve esencial.

La metodología seguida en el artículo corresponde a la propuesta por *Object-Oriented Systems Engineering* (OOSEM, que en español corresponde a Método de SE orientado hacia el objeto) de INCOSE. La cuál es similar a Manual de SE de INCOSE, donde se comienza con la definición de los requisitos para luego seguir con lo que es el diseño de la arquitectura, implementación, integración, verificación y las etapas finales del proyecto.

3.2.2 Systems Engineering Handbook (INCOSE, 2023)

El objetivo de este libro es describir las actividades claves de los procesos de SE. Las descripciones muestran lo que implica cada actividad del proceso SE, en el contexto del diseño para el rendimiento requerido y las consideraciones del ciclo de vida.

Los procesos de la Ingeniería de Sistemas son esenciales para lograr un balance entre el riesgo de no alcanzar los objetivos técnicos y comerciales del proyecto, y, la parálisis del proceso.

3.2.3 Space Mission Analysis and Design (Larson & Wertz, 1999)

El objetivo de este libro es permitir iniciar con una hoja en blanco y diseñar una misión espacial con un mínimo de costo y riesgo. El lector debiera ser capaz de definir la misión con suficiente detalle para identificar las principales características de forma preliminar, considerando tamaño, costos y riesgo. Dentro del libro se puede encontrar ejemplos prácticos de distintas misiones espaciales tomando en consideración SE.

3.3 Contexto Sudamericano

3.3.1 Space missions in South America: Profile and evolutionary perspective of their development (Dallamuta et al., 2022)

Los autores estudiaron a 10 países de América del Sur, siendo Argentina, Brasil, Bolivia, Chile, Perú, Venezuela, Colombia, Ecuador, Paraguay, y Uruguay, ya que tenían desarrollo de actividades espaciales, involucrando misiones con distintos niveles de complejidad. Los mismos consideran que la metodología propuesta por Wood y Weigel, conocida como el modelo de la Escalera de la tecnología Espacial, tiene espacios de desarrollo y de diferenciación que no considera, como lo es la capacidad de operar *CubeSats* o la distinción entre un satélite fabricado y uno adquirido.

Es por esto por lo que crean una escala modificada, en primer nivel considera la creación de una agencia espacial, luego la integración de misiones pequeñas, en tercer nivel ser operador de satélite, siguiendo con la manufactura satelital, para finalizar con ultimo nivel ser un lanzador de satélite. Considerando lo anterior, obtienen la gráfica mostrada en la Figura 22, que muestra a los 10 países del estudio y en que etapa de las actividades del desarrollo espacial se encuentran actualmente.

En el primer ciclo se observan tres principales desarrollos: los esfuerzos de Brasil para establecer una red domestica de satélites de comunicaciones, el desarrollo de los primeros satélites de Brasil y Argentina, y la adquisición de Chile de 2 microsátélites. El segundo ciclo muestra como Brasil y Argentina desarrollaron nuevos programas satelitales, tanto como de comunicaciones y ópticos con teledetección por radar. El último grupo marcado lo denominan programas emergentes, donde se observa un desarrollo de actividades espaciales, en la compra de satélites, desarrollo nacional de *CubeSats* y la formación de agencias nacionales espaciales. Este último este compuesto por Chile, Colombia, Ecuador, Paraguay, Perú, Uruguay, y Venezuela.

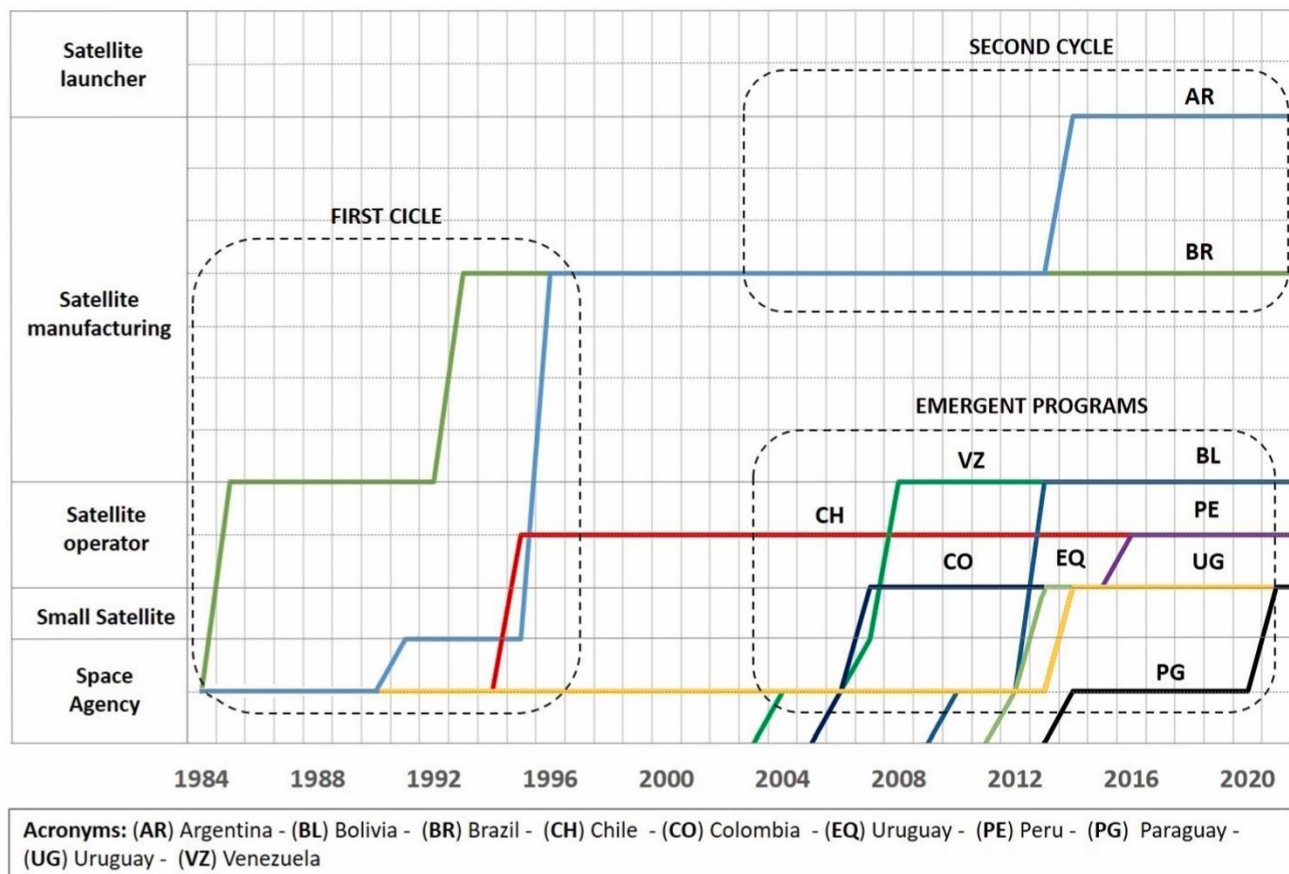


Figura 22: Aplicación del modelo modificado de Wood y Weigel (Dallamuta et al., 2022)

3.4 Discusión

A continuación, a partir de los trabajos revisados en este capítulo, se mencionará de qué forma contribuyeron en la presente memoria de título.

- **Sistemas Cohete Sonda**

Los trabajos revisados en esta sección están directamente relacionados a sistemas Cohete Sonda, por una parte, Zosimovych (2021) entregó una guía inicial de la definición de los parámetros de diseño, permitiendo orientar el trabajo a desarrollar en los cálculos preliminares.

Por otra parte, están los trabajos realizados por Rocha (2021), Gavilán (2021), y Saavedra (Saavedra) quienes trabajaron de forma paralela en torno al Cohete Rayo, con la intención de transformarlo en un Sistema Cohete Sonda, lo cual abarcaron desde diferentes perspectivas. Todo lo realizado por ellos fue utilizado como un precedente y en específico, la memoria de título de Ignacio Rocha realizó una arquitectura la cuál, se va a comparar con la arquitectura generada en la presente memoria de título.

- **Ingeniería de sistemas aplicada en sistemas aeroespaciales**

Taraila y Asundi (2022) refuerzan la idea de la utilización de la ingeniería de sistemas basadas en modelos, debido a que la propagación de errores es menor y entre otros motivos, lo que sustenta el uso del software Valispace para la aplicación de la arquitectura a desarrollar y la de Ignacio Rocha.

El desarrollo de la arquitectura a desarrollar se va a basar en la metodología propuesta por INCOSE en su Manual de Ingeniería de Sistemas (INCOSE, 2023), considerando de igual forma a Larson y Wertz (1999), ya que entregan una visión más espacial versus a INCOSE que propone una perspectiva más general, aplicable a más industrias.

- **Contexto Sudamericano**

El trabajo realizado por Dallamuta (2022) entrega una escala actualizada del modelo de Wood y Weigel, lo que es una herramienta para medir el avance de los países en el desarrollo de tecnologías espaciales. Este modelo actualizado permite ver de forma más clara el avance de cada país, ya que añade niveles a la escala inicial, por ende, se utilizará más adelante para estudiar el desarrollo de las tecnologías espaciales en Sudamérica en el contexto actual y proyectando hitos futuros publicados por los países estudiados.

CAPÍTULO 4: Contexto Sudamericano

En este capítulo se describen las principales características de los sistemas sondas de Brasil, Argentina, Perú y Chile. Como también el avance y desarrollo tecnológico que han logrado en el sector espacial, y en la implementación de políticas públicas y agencias gubernamentales dentro del mismo contexto. Finalizando con una comparación dentro del contexto sudamericano a través del modelo de la escalera de tecnología espacial propuesto por Dallamuta (2022).

4.1 Brasil

En 1961 es la creación del Grupo Organizador de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (GOCNAE), que hoy es llamado Consejo Nacional de Desarrollo Científico y Tecnológico (AEB, 2024a), y es el comienzo de la carrera espacial brasileña.

En 1965 se inaugura el primer Centro de Lanzamiento de *Barreira do Inferno* (CLBI), en Natal, dedicado a brindar servicios de seguimiento y lanzamiento de cohetes sonda nacionales y extranjeros. Para que en 1983 sea la inauguración del segundo, llamado Centro de Lanzamiento de *Alcântara* (CLA), ubicado en Maranhão. En este último se inician las operaciones con el lanzamiento del Cohete Sonda II en el año 1985 (AEB, 2024a).

Hasta el momento Brasil tiene 14 proyectos de cohetes, de los cuales 12 son cohetes sonda. En la Tabla 4-1 se pueden ver algunas de las principales características de aquellos cohetes, a excepción de los cohetes VS-43 y VS-50 que, hasta la fecha, no hay registro de vuelos.

Tabla 4-1: Cohetes Sondas Brasileños (AEB, 2024b; Krebs, 2024)

Nombre	Año	Etapas	Masa despegue [kg]	Masa carga útil [kg]
Sonda I	1967	2	59	4
Sonda II	1969	1	370	20-70
Sonda III	1976	2	1615	60
Sonda IV	1984	2	7270	500
VS-40	1993	2	6235	500
VS-30	1997	1	1460	260-330
VS-30/Orion	2000	2	1800	160
VSB-30	2004	2	2579	400
FTB	2009	1	68	5-30
FTI	2010	1	490	5-30

Actualmente una de las grandes ambiciones de Brasil es lograr un vehículo de lanzamiento de microsátélites denominado VLM-1, que busca llevar cargas útiles de hasta 30 kg, a una altitud de 300 kilómetros en 3 etapas, con aproximadamente 10 toneladas de propelente sólido. Para las dos primeras etapas de este cohete se utilizaría un motor S50 y en la tercera un motor S44 (AEB, 2024c).

El cohete sonda VS-50 nace con la intención de probar las capacidades del motor S50 y de diversos sistemas y tecnologías a ser usados en el VLM-1, de esta forma, aparte de cumplir con el rol de realizar misiones suborbitales permite testear el comportamiento de sistemas en ambiente de vuelo. El VS-50 fue diseñado en colaboración con *Mobile Rocket Base* (MORABA) del Centro Espacial Alemán (DLR, por sus siglas en alemán), con el que, en la actualidad, la agencia espacial brasileña (AEB) sigue trabajando en conjunto (AEB, 2024d).

El 29 de noviembre de 2024, Brasil realiza su más reciente lanzamiento de cohete sonda (a la fecha de este informe), el cual fue llevado a cabo en el Centro de Lanzamiento de *Barreira do Inferno*, concluyendo así la primera fase de la operación *Potiguar*. El cohete lanzando corresponde a un VS-30 V15 (Figura 23) siendo fabricado en su totalidad con tecnología brasileña (Kelly, 2024a, 2024b).



Figura 23: Cohete VS-30 (Kelly, 2024a)

La misión tenía como objetivo testear los sistemas de telemetría y de respuesta de radar, además de entrenar al personal perteneciente a CLBI, lo que fue logrado con éxito. En la segunda fase, agendada para el segundo semestre del 2025, se usará el mismo modelo de cohete, pero esta vez la misión se enfocará en probar el sistema de recuperación de la carga útil, conocida como la plataforma de microgravedad suborbital (Kelly, 2024a).

Con el fin de fortalecer el sector aeroespacial en Brasil es que se crea la Empresa de *Projetos Aeroespaciais do Brasil SA* (ALADA). A pesar de que la compañía se encuentra en evaluación en el Congreso Nacional brasileño, esta promete impulsar el desarrollo tecnológico, la autonomía estratégica y la competitividad de Brasil en el mercado aeroespacial global. ALADA jugará un papel clave en los servicios de lanzamiento espacial y en la gestión de proyectos de sistemas aeroespaciales, impulsando la innovación en el sector. Además, tendrá como misión recaudar recursos financieros para reinvertir en el programa espacial (Scarlet, 2024).

4.2 Argentina

En Argentina, la primera institución que se dedicó a realizar actividades espaciales fue la Comisión Nacional de Investigaciones Espaciales (CNIE) creada en 1960 y perteneciente a la Fuerza Aérea (CONAE, 2021). Durante su existencia se lanzaron 150 cohetes (López et al., 2018), entre ellos Alfa Centauro, Orion I y II, y otros que se ven reflejados en la Tabla 4-2.

Tabla 4-2: Cohetes Sonda Argentinos de CNIE (Navesnik, 2008; Parczewski, 2005)

Nombre	Año	Etapas	Masa despegue [kg]	Masa carga útil [kg]
Alfa Centauro	1961	1	28	3.3
Beta Centauro	1961	2	47.3	3.3
Gamma Centauro	1963	2	31.52	5
ORION I	1965	1	99	5
ORION II	1966	1	140	25
CANOPUS I	1966	1	276	40
CANOPUS II	1969	1	280	50

A comienzos de la década de los noventa, ante la cancelación del proyecto Cóndor II de la Fuerza Aérea, se disolvió la CNIE y se creó, en 1991, la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE). Esta se encuentra definida como: “un organismo descentralizado dependiente de la Presidencia de la Nación, con el objetivo de centralizar, organizar, administrar y ejecutar una política global de la actividad espacial en la Argentina” (CONAE, 2021).

En 1994 se aprueba el Plan Espacial Nacional y ya 1996, Argentina, logra tener su primer satélite en órbita. Esto logra marcar un precedente, ya que luego de esa fecha se lanzaron distintos satélites. En 2007 se retoman las actividades relacionadas a cohetería con el lanzamiento del Tronador I, logrando una iteración al año siguiente con el lanzamiento del Tronador IB. Se intenta la ejecución de una tercera iteración con el Tronador 4000 el año 2011 pero que fallo en una prueba de lanzamiento por una falla en el sistema pirotécnico de apertura de válvulas de presurización de combustible (CONAE, 2021).

En la actualidad, Argentina se encuentra trabajando en lograr los cohetes Tronador II (Figura 24) y III (Figura 25) con el fin de lograr la capacidad de poner en órbita cargas útiles de hasta 750 kilogramos, que se espera que esté listo para el año 2029 (Mazzini, 2023). Para esto, se han realizado ensayo con vehículos experimentales como VEx1A y VEx1B en el año 2014, y VEx5 en el año 2017. Este último poseía 2 etapas, esto con el fin de probar los motores para luego poder implementarlos en el Tronador II (CONAE, 2021).



Figura 24: Familia de Lanzadores Tronador II (Mazzini, 2023)

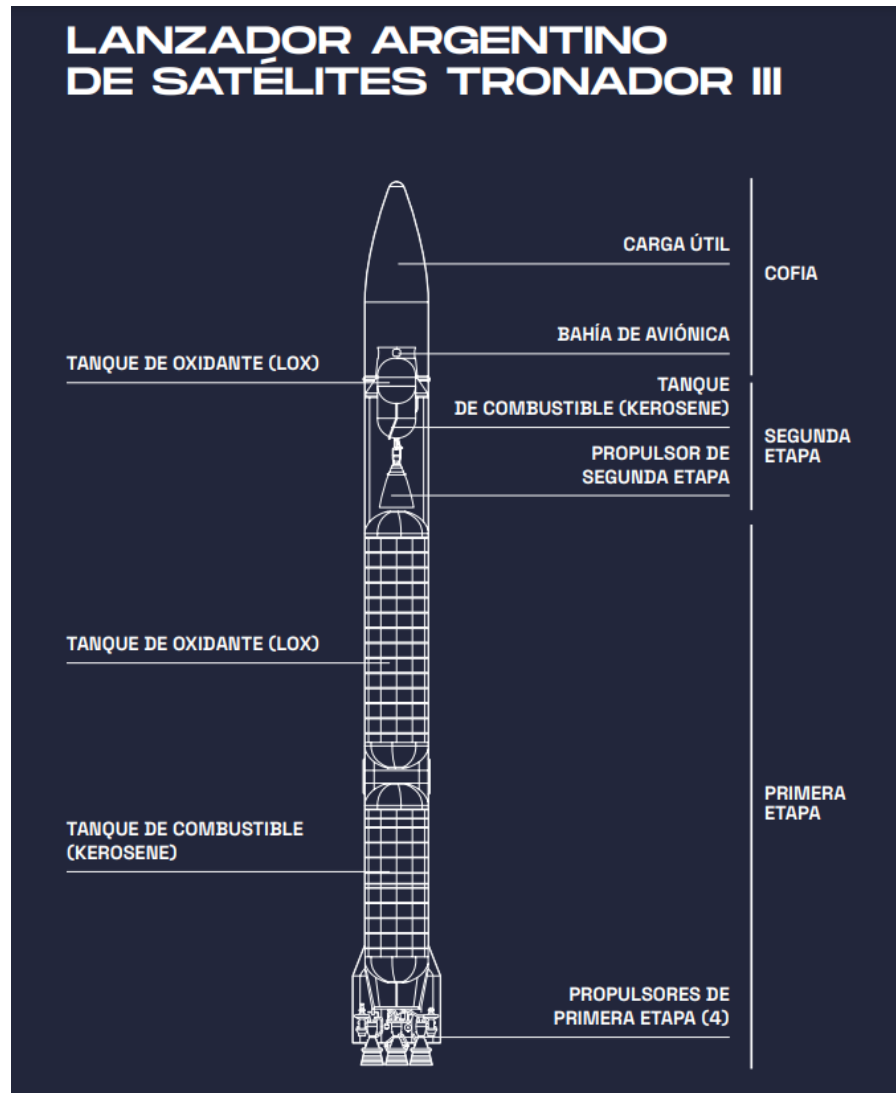


Figura 25: Cohete Tronador III (CONAE, 2021)

4.3 Perú

El 11 de junio de 1974 se fundó la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial del Perú (CONIDA) (Andina, 2024a), que actualmente es el órgano rector de las actividades Espaciales en el Perú y sede de la Agencia Espacial del Perú. Su misión es “Promover, investigar, desarrollar y difundir ciencia y tecnología espacial, generando productos y servicios que contribuyan al desarrollo socioeconómico y seguridad de la nación, que impulse el posicionamiento espacial en la región” (Perú, 2024).

Durante los años 1975 y 1983, en la base de lanzamiento de Punta de Lobos de CONIDA se llevaron a cabo campañas de cohetes sonda de NASA. Lo que sirvió de precedente para que el 14 de noviembre de 2024 firmaran un memorando de entendimiento acordando estudiar una potencial campaña de cohetes sonda (NASA, 2024).

Esto se suma a los hitos que ha logrado Perú en el desarrollo de cohetería, donde el año 2004 inicia con el programa Paulet, del cual se lanza su primer cohete Paulet 1 en el 2006. Desde ese entonces ya ha lanzado 2 versiones más de la misma familia de cohetes, donde algunas de sus principales características se encuentran descritas en la Tabla 4-3. Cabe destacar que el cohete Paulet 1C es el primero realizado 100% con tecnología peruana (Andina, 2024b).

Tabla 4-3: Cohetes de la Familia Paulet (CONIDA, 2007; infoespacial, 2013; Perú, 2021)

Nombre	Año	Etapas	Masa despegue [kg]	Masa carga útil [kg]	Altura [km]
Paulet 1	2006	1	99	5	60
Paulet 1B	2013	1	-	-	15
Paulet 1C	2021	1	83	8	10

Se espera que para el 2025 se realice el lanzamiento del Paulet 1D, que debe llegar a 40 km de altura. A sí mismo, para 2028 sería el lanzamiento del Paulet 1E que se espera supere los 80 km, finalizando las campañas con el cohete Paulet 1F que podría alcanzar 120 km para el 2030 (Andina, 2024b).

Dentro del desarrollo satelital peruano se encuentra el PeruSat-1, satélite óptico de observación terrestre submétrico lanzado el 15 de septiembre de 2016 desde la Guayana Francesa (Andina, 2018). Como también los dos nanosatélites desarrollados por la Pontificia Universidad Católica del Perú lanzados en 21 de noviembre de 2013 (PUCP, 2020).

4.4 Chile

Desde la década de 1950, Chile ha desempeñado un papel relevante como proveedor de soporte terrestre para la actividad espacial de otros países (Victorino et al., 2018). Sin embargo, no fue hasta 2018, con la promulgación de la Ley 21.105 que creó el Ministerio de Ciencia, Tecnología, Conocimiento e Innovación, que el país contó con una institución dotada de las atribuciones necesarias para impulsar el desarrollo espacial nacional. Esta secretaría de Estado se define como "la encargada de asesorar y colaborar con el Presidente o la Presidenta de la República en el diseño, formulación, coordinación, implementación y evaluación de las políticas, planes y programas destinados a fomentar y fortalecer la ciencia, la tecnología y la innovación derivada de la investigación científico-tecnológica." Entre las funciones establecidas en el artículo 4 de la Ley 21.105 se incluye explícitamente la de "velar por el desarrollo y promoción de la actividad espacial en el país (...)" ("Ley 21.105," 2018).

A pesar de esto, Chile ha realizado avances significativos en tecnología espacial, en 1995 lanza su primer satélite FASat-Alfa desde el cohete ruso Tsyklon-3. Este iba integrado al satélite ucraniano Sich-1, del cual no pudo separarse debido a la poca potencia de los elementos pirotécnicos que debían cortar los pernos de sujeción. Sin embargo, gracias a los aprendizajes de esta experiencia se lanzó FASat-Bravo en 1998, el cual estuvo en órbita hasta junio de 2021 (García & Bravo, 2020).

El Sistema Satelital de Observación Terrestres (SSOT), conocido como FASat-Charlie fue el siguiente, lanzado en noviembre de 2011 desde la Guayana Francesa. Siendo un sistema óptico de observación remota, posee un telescopio Korsch de tres espejos que le permite una órbita de 620 km (FACH, 2011) de altura que hasta la fecha (de esta memoria de título) sigue vigente, superando con creces los 5 años de vida útil esperados.

En el 2017, es lanzado el primer nanosatélite construido en Chile llamado Suchai I, esto gracias a 7 años de trabajo de académicos y estudiantes de la Universidad de Chile. Con 3 experimentos llevados a cabo a bordo, el 6 de octubre de 2023 se desintegro al reingresar a la Tierra (U de Chile, 2023). Tras el éxito de la misión, en 2022 fueron lanzados Suchai II, Suchai III y PlantSat, presentados como la Primera constelación/enjambre de satélites desarrollados en Chile. Estos son satélites de tipo 3U, que poseían 4 objetivos principales: aprender a coordinar un sistema de satélites, desarrollar mejores condiciones del ambiente espacial, mejorar la capacidad de comunicación con la Tierra y evaluar cómo se comporta este sistema de tecnología en ambiente hostil (U de Chile, 2022).

El último satélite lanzado por la Fuerza Aérea de Chile, FASat-Delta (Figura 26), nace dentro del contexto del Sistema Nacional Satelital (SNSat) proyecto que está dirigido a la observación de la Tierra, a través de micro y nanosatélites nacionales y además, de una constelación de satélites internacionales (FACH, 2024b). FASat-Delta fue lanzado en junio de 2023 en el vehículo de lanzamiento Falcon 9 de la empresa SpaceX.



Figura 26: FASat Delta (FACH, 2024a)

Por otro lado, Chile no ha generado muchos avances en el área de cohetes. Sin embargo, en 1962 fue lanzado desde el fundo Las Brisas en Santo Domingo, el cohete Epsilon I, diseñado y fabricado en Chile. De forma aficionada, un grupo de jóvenes santiaguinos influenciados por la carrera espacial entre Estados Unidos y la Unión Soviética, a través de sus propios medios y lograron la creación de un cohete de casi 4 metros de largo, con un diámetro de 13 centímetros (Palma, 2020).

Finalmente, es importante destacar, que en los últimos años Chile ha generado políticas públicas para impulsar el sector espacial en el país. Esto en el margen del Sistema Nacional Espacial que busca posicionar al país como un Polo de Servicios y Desarrollo Científico-Tecnológico, y que, a través de un acceso al espacio, permitirá el desarrollo de tecnologías, la prestación de servicios espaciales, entre otros (FACH, 2024a).

4.5 Comparación contexto sudamericano

De la información recopilada de la situación actual de los países mencionados anteriormente en este capítulo, y del trabajo realizado por Dallamuta en su artículo “*Space missions in South America: Profile and evolutionary perspective of their development*” se puede establecer una comparativa de los avances en el sector espacial desarrollados en Sudamérica.

A través del modelo llamado “escalera de la tecnología espacial” se establece una clasificación a partir de hitos puntuales, lo que permite ver el avance del desarrollo de las tecnologías espaciales de cada país de forma clara. Generando criterios de comparación, puntos en común y una estandarización del avance y desarrollo en el sector espacial.

El detalle de la clasificación de la escalera tecnológica se encuentra en la Tabla 4-4.

Tabla 4-4: Escalera de la tecnología espacial propuesto por Dallamuta (Dallamuta et al., 2022)

Nivel	Clasificación	Descripción
14	Capacidad de lanzamiento	Lanzamiento en GEO
13		Lanzamiento en LEO
12	Manufactura de satélites	Satelite GEO construido localmente
11		Satelite GEO construido gracias a la colaboración internacional mutua
10		Satelite GEO construido localmente con ayuda externa
9		Satelite LEO construido localmente
8		Satelite LEO construido gracias a la colaboración internacional mutua
7		Satelite LEO construido localmente con ayuda externa
6		Satélite LEO construido con apoyo de instalaciones asociadas
5	Operador de satélites	Satélite GEO adquirido con servicios de capacitación
4		Satélite LEO adquirido con servicios de capacitación
3	Integrador de satélites pequeños (<i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>)	Integrador de satélites tipo <i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>
2	Agencia Espacial	Agencia espacial internacional
1		Primera agencia gubernamental para actividades espaciales

A través de los datos obtenidos se pudo actualizar la curva presentada por Dallamuta en su artículo (Dallamuta et al., 2022). Donde en la Figura 27 se pueden observar que se han agregado eventos futuros hasta el año 2030.

En el Anexo E: Hitos considerados en el modelo, se encuentra disponible la información que se aplicó para generar una actualización del modelo.

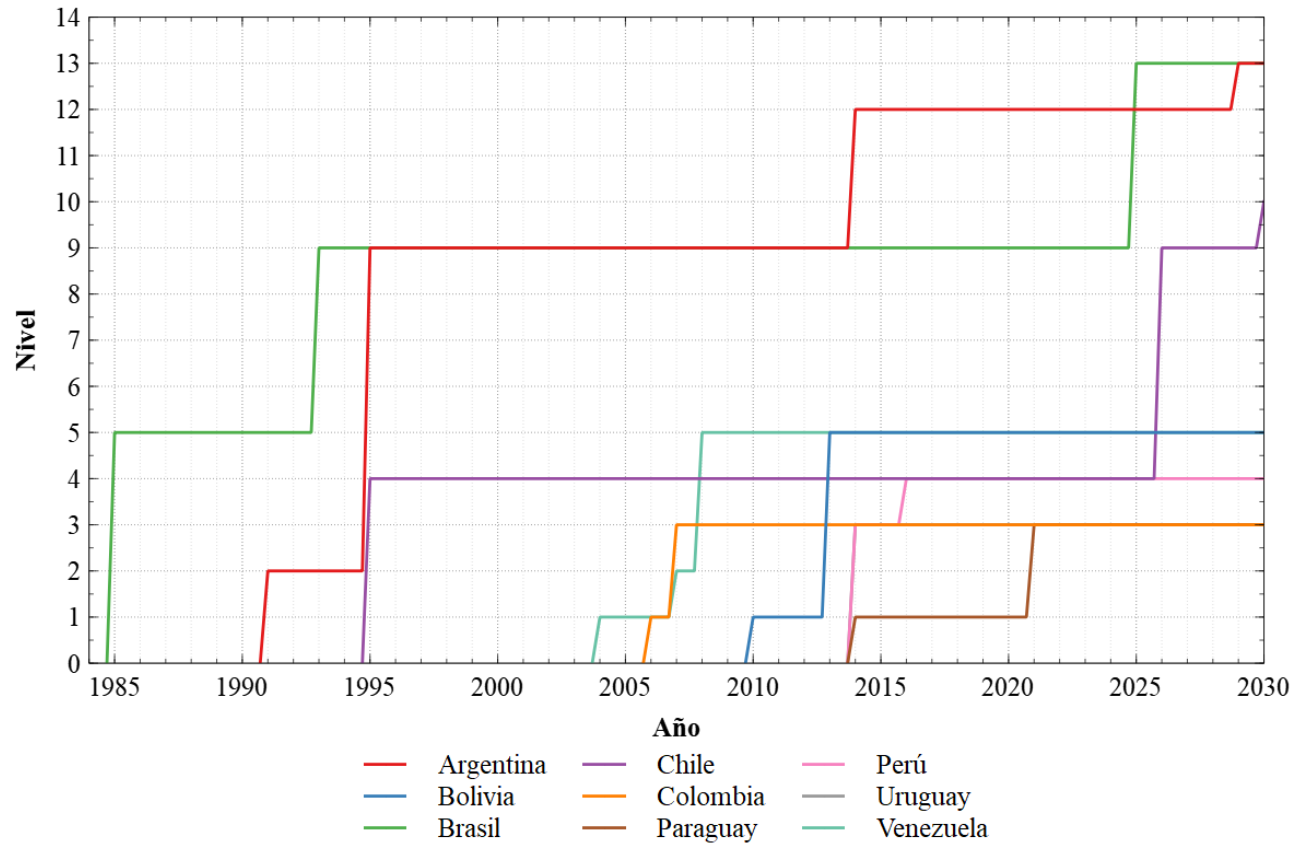


Figura 27: Actualización del modelo de Dallamuta

A partir de la Figura 27 se puede concluir que Argentina y Brasil son países que han logrado comprender la importancia del sector espacial y por ende han logrado subir rápidamente por la escalera Tecnológica gracias a sus avances en cohetaría. Donde el desarrollo de Sistemas de Cohetes Sonda les ha permitido probar distintos motores de cohetes que, en un futuro, les va a permitir poner cargas útiles en órbita. En el caso de Chile, se espera que prontamente empiece a avanzar en la escalera tecnológica, logrando ubicarse como uno de los principales exponentes de tecnología espacial dentro de la región.

CAPÍTULO 5: Análisis de la Misión Sistema Cohete Sonda

Dentro de este capítulo se hará una revisión completa de los aspectos relevantes de la misión con el fin de entender que es lo que se quiere lograr. Esto con ayuda de los procesos técnicos de INCOSE.

5.1 Misión

Capacidad de caracterizar la mesosfera (50 a 70 km) a través de mediciones experimentales.

5.2 Stakeholders

Un stakeholder es cualquier entidad (individual u organización) con un interés legítimo en el sistema (INCOSE, 2023). Dentro de la misión se pueden identificar a dos principales stakeholders, siendo los participantes en el convenio, la Armada de Chile y la Universidad de Concepción.

Sin embargo, esto no excluye que entidades como la Fuerza Aérea de Chile, el Ministerio de Ciencia y Tecnología, el Ministerio de Defensa, entre otras, muestren interés en las tecnologías que se pueden lograr desarrollar a partir del desarrollo de un Sistema Cohete Sonda.

Por otro lado, a partir de los datos que se pueden obtener de las diferentes cargas útiles que podría llevar el sistema cohete sonda, existen diversas instituciones, tanto públicas como privadas, que demostrarían interés en las capacidades del cohete. Como, por ejemplo, la dirección meteorológica, la academia, la industria agrícola, y el sector forestal.

5.3 Necesidades

Las necesidades corresponden a capacidades o cosas que se encuentran carentes en el sistema, pero que quieren o desean uno o más stakeholders (INCOSE, 2015). A partir de lo anterior, para el cumplimiento de la misión es necesario identificar lo solicitado por los stakeholders, que en este caso corresponde a:

- Realizar mediciones en la mesosfera entre 50 y 70 km de altura.
- Entregarle la información al stakeholder
- El sistema no debe superar un costo de instalación de 220000 USD.

5.4 Requisitos

Los requerimientos son declaraciones formales y estructuradas que pueden ser verificadas y validadas (INCOSE, 2015). Para la presente misión se han desarrollado los requisitos mostrados en la Tabla 5-1 y se clasificaron en tres categorías descritas a continuación.

- Funcionales: hacen referencia a alguna función específica que debe cumplir el sistema.
- Operacionales: definen algún aspecto de la operación del sistema.
- Restricciones: limitan en algún aspecto al sistema.

Con el fin de ser consistente con el idioma el cual utiliza el software Valispace, siendo el inglés, se ha decidido que la redacción de los requisitos se realizará en ese lenguaje. Para evitar alguna ambigüedad de la traducción se presentan de esa forma en la Tabla 5-1.

Tabla 5-1: Requisitos

ID	NAME	TEXT
FUN-00	<i>Functional</i>	
FUN-001		<i>The system shall deliver the measurements of the mesosphere (To Be Determined) to the stakeholders.</i>
FUN-001-1		<i>The payload shall include a recovery system capable of safely recovering the payload after descent.</i>
FUN-002	<i>Payload</i>	<i>The system shall be capable of deploying a payload weighing up to 10 kilograms at an altitude of 50 kilometers or higher.</i>
FUN-003		<i>The system shall be able to adjust the launching direction.</i>
OPE-00	<i>Operational</i>	
OPE-001	<i>Propellent</i>	<i>The sounding rocket shall be propelled with KNSB propellant.</i>
OPE-002	<i>Mass</i>	<i>The sounding rocket shall have a mass below 22.08 kg.</i>
OPE-003		<i>The sounding rocket shall reach an altitude of at least 50 km.</i>
OPE-004		<i>The rocket shall be capable of carrying and releasing the payload at the desired altitude.</i>
OPE-005		<i>The rocket shall be launched from a suitable launch pad with safety measures in place.</i>
OPE-005-1	<i>VDB</i>	<i>The launch shall have a vulnerable building distance (VBD) of at least 60 meters.</i>
OPE-005-2	<i>IBD</i>	<i>The launch shall have an inhabited building distance (IBD) of at least 60 meters.</i>
OPE-005-3	<i>PTRD</i>	<i>The launch shall have a public traffic route distance (PTRD) of at least 60 meters.</i>

CON-00	Constrains	
CON-001	Cost	<i>The mission shall cost no more than 220000 USD.</i>
CON-002	Schedule	<i>The mission shall be operational within 2029.</i>
CON-003	Launch Site	<i>The launch site shall be in To Be Determined.</i>
CON-004	Safety	<i>The sounding rocket shall be launched to a predefined safety location.</i>
CON-005		<i>The system shall be able to operate in the mesosphere environment.</i>

5.4.1 Implementación de los requisitos en Valispace

A partir de los requisitos desarrollados, estos se implementan en el software Valispace, ya que esta herramienta permita verificar y validar la arquitectura a través del uso de los requisitos. En la Figura 28, se puede ver la implementación de las restricciones en Valispace. Para revisar el modelo aplicado en Valispace ver Anexo B: Modelo en Valispace.

☐ Identifier ↑	Text
☐ > <u>CON-001</u> ⋮	The mission shall cost no more than 220000.00 USD
☐ <u>CON-002</u> ⋮	The mission shall be operational within 2029.
☐ <u>CON-003</u> ⋮	The launch site shall be in TBD.
☐ <u>CON-004</u> ⋮	The sounding rocket shall be launched to a predefined safety location.
☐ <u>CON-005</u> ⋮	The rocket shall be designed to withstand the conditions of the mesosphere.
☐ <u>CON-005-1</u> ⋮	The rocket shall withstand temperatures of -85.00 C

Figura 28: Requisitos de Restricciones aplicados en Valispace

CAPÍTULO 6: Arquitectura

Este capítulo tiene como finalidad explicar las arquitecturas soluciones desarrolladas, siendo estas la elaborada por Ignacio Rocha y la arquitectura desarrollada para al presente memoria de título. De igual forma, se mostrará la implementación de ambas en Valispace.

6.1 Propuesta de arquitectura actual

Considerando los requisitos que fueron identificados, se desarrolló la siguiente propuesta de arquitectura, desde un punto de vista conceptual y preliminar.

6.1.1 Concepto de Operaciones

Dentro de lo que corresponde al Proceso de Análisis de la Misión o Negocio (INCOSE, 2023), parte de la información de entrada que se debiera poseer es el Concepto de Operaciones (ConOps).

El ConOps describe las suposiciones o intenciones de la organización con respecto a una operación general o una serie de operaciones del negocio con el uso del sistema que se va a desarrollar, los sistemas existentes y los posibles sistemas futuros. El ConOps sirve como base para que la organización dirija las características generales del negocio y los sistemas futuros. (INCOSE, 2023, p. 106)

En la Figura 29 se propone un concepto de Operaciones para la arquitectura actual, donde se destacan seis puntos principales para el desarrollo de la misión.

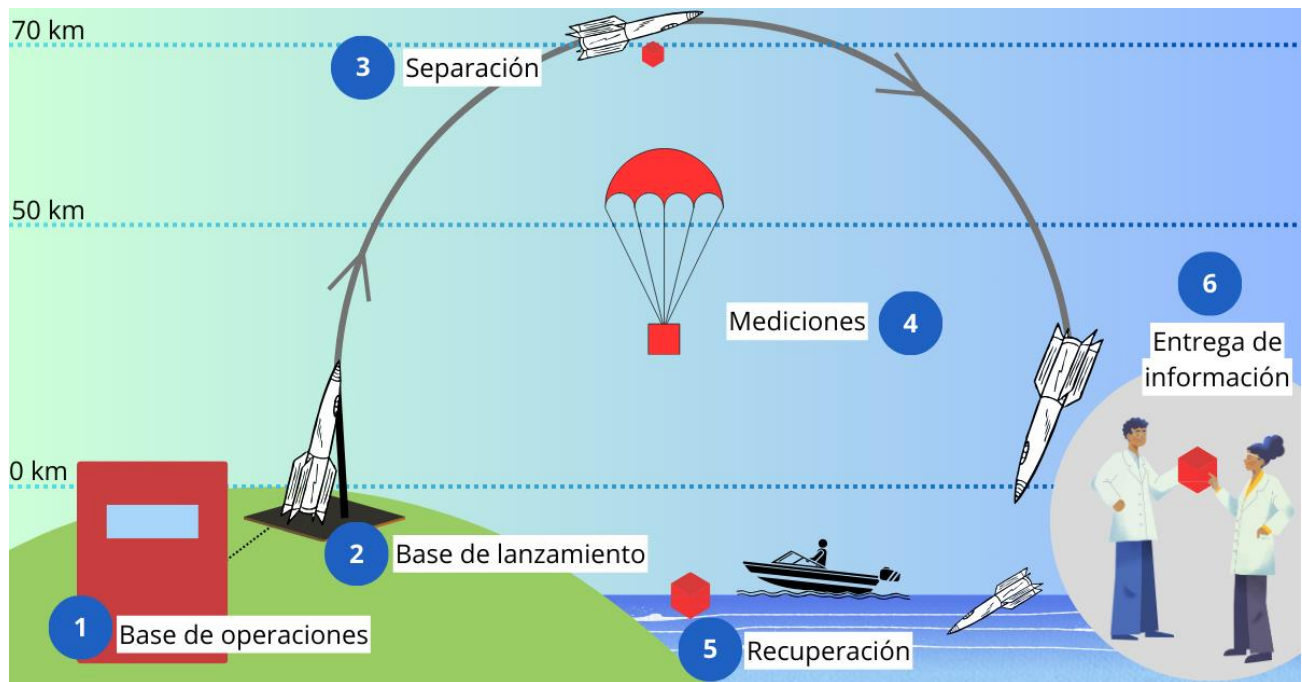


Figura 29: Concepto de Operaciones Arquitectura Actual

1. Base de Operaciones
Desde la Base de Operaciones se entregan los comandos necesarios para el lanzamiento del cohete sonda. Esta representa a alguna instalación de las Fuerzas Armadas de Chile, la cual se encuentra en un radio de seguridad y cumple la normativa de seguridad establecida.
2. Base de Lanzamiento
La dirección e inclinación del cohete va a estar determinada desde la base de lanzamiento. La cual va a estar con dirección al mar y con un ángulo menor o igual a 90° , y va a recibir las instrucciones para realizar el lanzamiento desde la Base de Operaciones.
3. Separación
En esta parte del proceso, una vez que el cohete alcance la altura deseada, la carga útil se va a separar de este.
4. Mediciones
Durante la caída de la carga útil, esta va a realizar las mediciones correspondientes a su misión.
5. Recuperación
Considerando que el lanzamiento tiene dirección hacia el mar, la recuperación de la carga útil y del cohete debe ser a través de la vía marítima, utilizando una embarcación capaz de soportar el volumen y la masa correspondiente al cohete y de la carga útil.
6. Entrega de Información
La información capturada a través de las mediciones de la carga útil, se entregan al equipo científico u otro, que se encuentre a cargo de su misión.

6.1.2 Descomposición funcional

Desde los requisitos desglosados en 5.4. Se generó una solución del sistema, partiendo por una descomposición de las funciones que debiera cumplir el sistema para satisfacer los requisitos planteados. Esto se encuentra en la Figura 30.

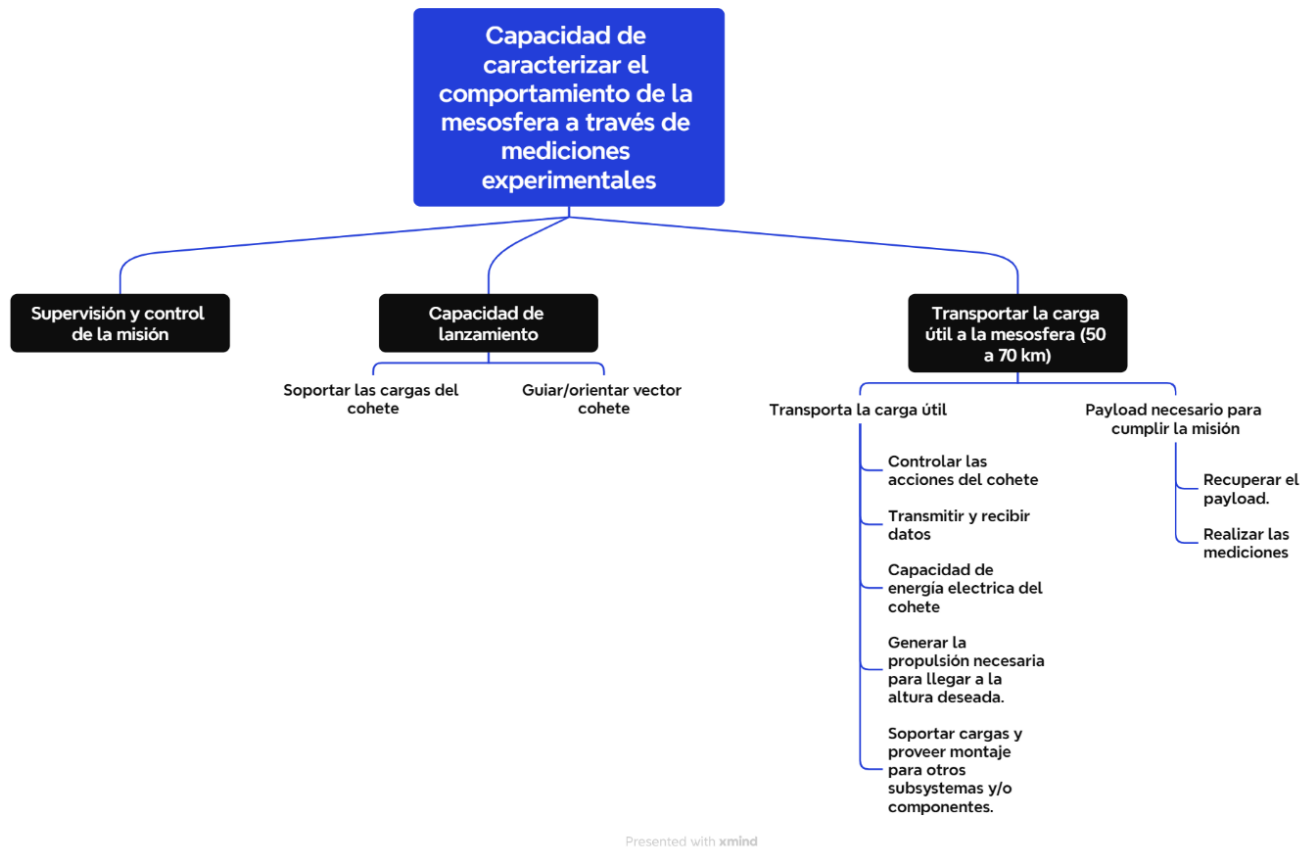


Figura 30: Descomposición Funcional

De lo expuesto en la Figura 30, se puede apreciar que se tiene en un alto nivel la misión y para poder cumplir con esta se definen tres funciones principales:

- Supervisión y control de la misión
- Capacidad de lanzamiento
- Transportar la carga útil a la mesosfera (50 a 70 km)

La primera hace referencia a la necesidad de un equipo capaz de poder llevar a cabo la misión, lo que conlleva también los materiales, herramientas y/u otros elementos necesarios para cumplir con éxito lo solicitado. Esto, de forma indirecta, incluye la infraestructura para que se puedan realizar las tareas involucradas al desarrollo de la misión, por ejemplo, como se menciona en el Concepto de Operaciones, la base de operaciones.

La Capacidad de Lanzamiento es la función que explicita que se debe lanzar “algo” (entiéndase como instrumentos científicos capaces de tomar mediciones) hacia la mesosfera para la realización de las mediciones experimentales, y que para esto se necesita tener las capacidades que permitan un lanzamiento exitoso.

Por último, la última función menciona que es la carga útil la cual necesita alcanzar la altura definida, más no impone que el sistema a transportarla debe llegar hasta ese punto.

Hasta el momento, por cómo se describen las funciones, nos permite poder elegir entre distintas opciones que es lo que se va a lanzar. Sin embargo, por restricciones de los stakeholders se sabe con anticipación que el instrumento a lanzar es un cohete sonda. Lo cual fue un punto a considerar al desarrollo de la descomposición de productos.

Luego se describen funciones que son de niveles más bajos, pero que ayudan a definir que atributos son necesarios para lograr cumplir aquellos de más alto nivel.

6.1.3 Descomposición de los productos (*Product Breakdown Structure, PBS*)

A partir de la descomposición funcional, se alocan las funciones identificadas a productos del sistema, como se ejemplifica en la Figura 31 hasta el nivel de segmento.

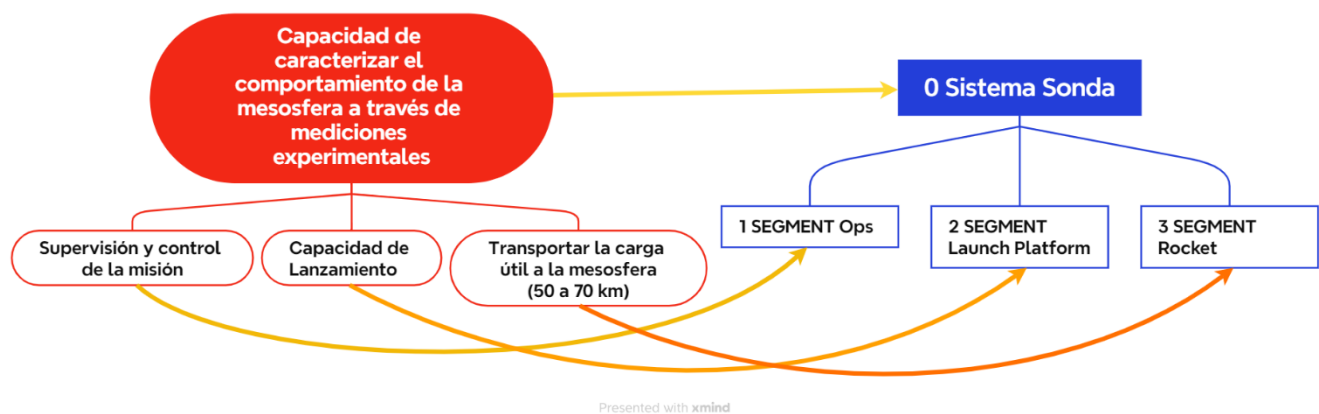


Figura 31: Alocación de funciones a productos, a nivel segmento

La descomposición de productos posee una jerarquía como se indica en el glosario de la ECSS, especificado en 2.1.1. Esta descomposición a nivel general del sistema se encuentra en la Figura 32.

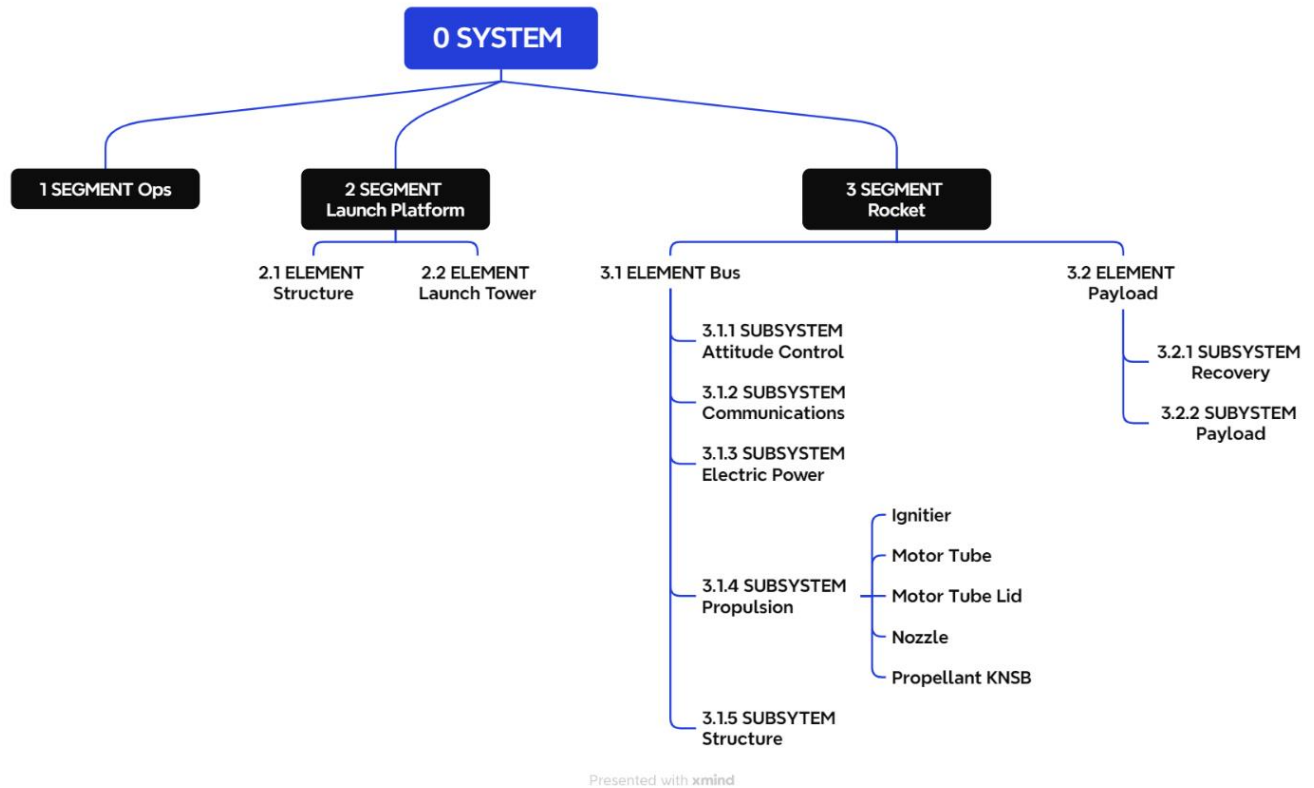


Figura 32: Product Breakdown Structure

La implementación de la descomposición de los productos fue realizada en Valispace. Como se observa en la Figura 33, se encuentra el sistema aplicado en el software, respetando los niveles jerárquicos y con cada función alocada a su producto correspondiente.

Actio...	☐	Name	Description
...	☐	 0_SistemaSonda	FUNCTION: Capacidad de caracterizar el comportamiento de la mesosfera a través de mediciones experimentales.
...	☐	 1_SEGMENT_Ops	FUNCTION: Supervisión y control de la misión.
...	☐	 2_SEGMENT_LaunchPlatform	FUNCTION: Capacidad de lanzamiento.
...	☐	 3_SEGMENT_Rocket	FUNCTION: Transportar la carga útil a la mesosfera (50 a 70 km).
...	☐	 2_1_ELEMENT_Structure	FUNCTION: Soportar las cargas del cohete.
...	☐	 2_1_1_SUBSYSTEM_LaunchTower	FUNCTION: Guiar/orientar vector cohete.
...	☐	 3_1_ELEMENT_Bus	FUNCTION: Transportar la carga útil y proporciona funciones de mantenimiento.
...	☐	 3_2_ELEMENT_Payload	FUNCTION: Payload necesario para cumplir la misión.

Rows: 21 View: No view

Figura 33: Implementación de los productos y funciones en Valispace.

Con los productos implementados en Valispace, se pueden asociar los requisitos a estos. Así se asegura que para cada requisito existe al menos una parte del sistema que debe cumplirlo.

Identifier ↑		Text	Applicable Component
> OPE-001	⋮	The sounding rocket shall be propelled with KNSB propellant.	3_1_4_SUBSYSTEM_Propulsion
> OPE-002	⋮	The sounding rocket shall weigh 22.02 kg .	3_SEGMENT_Rocket
OPE-003	⋮	The sounding rocket shall reach an altitude of at least 50.00 km .	3_SEGMENT_Rocket
OPE-004	⋮	The rocket shall be capable of carrying and releasing the payload at the desired altitude.	0_SistemaSonda 3_SEGMENT_Rocket
OPE-005	⋮	The rocket shall be launched from a suitable launch pad with safety measures in place.	2_SEGMENT_LaunchPlatform

Figura 34: Requisitos aplicados a productos del sistema

6.2 Arquitectura de Ignacio Rocha

Del trabajo que realizó Ignacio Rocha (2021) en su memoria de título, se extrajo la información que se presenta a continuación.

6.2.1 Concepto de Operaciones

Al igual que en la propuesta actual, Rocha propone un ConOps en su memoria de título. Esta se observa en la Figura 35.

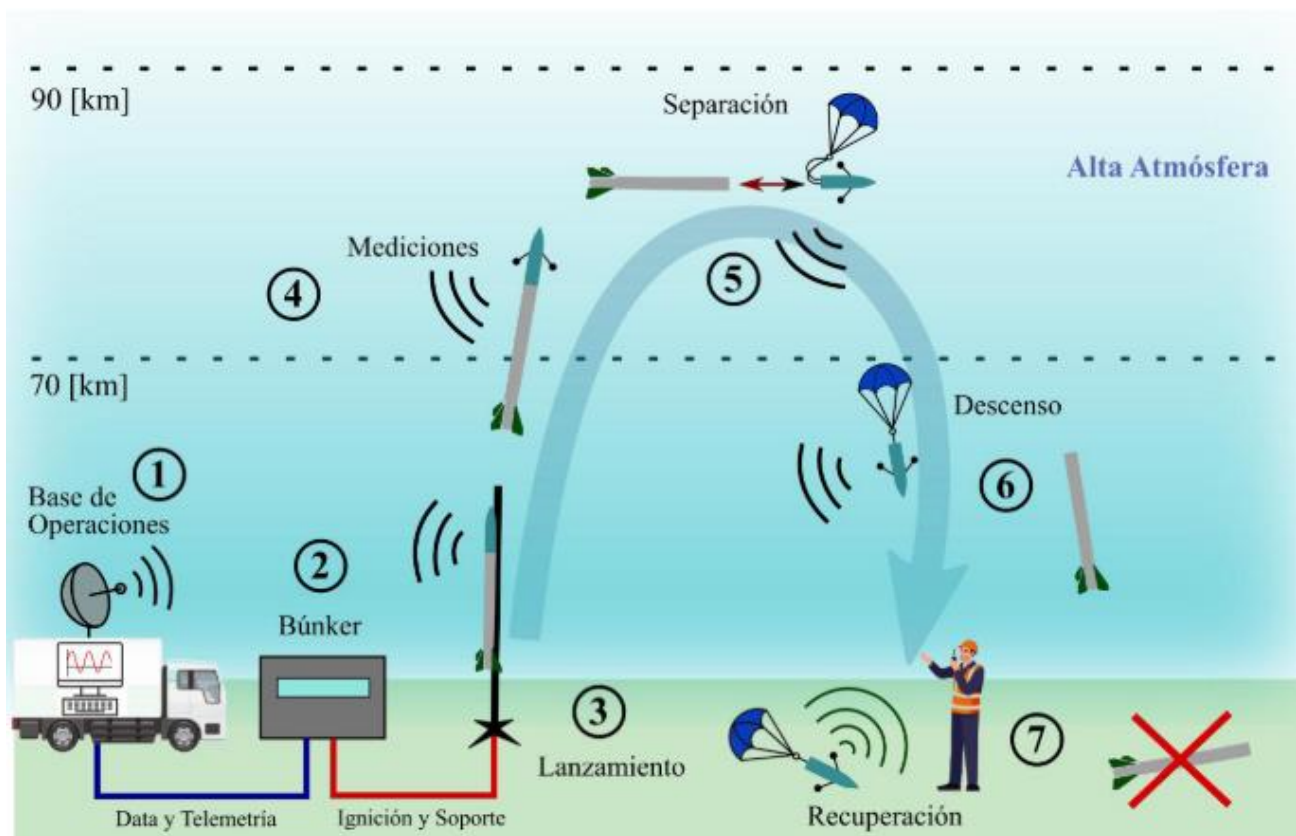


Figura 35: Concepto de operaciones Ignacio Rocha (Rocha, 2021)

1. Base de Operaciones

El sistema comprende una base de operaciones móvil que permite transportar todo el equipamiento de soporte y procesamiento de datos, esto con el fin de lograr lanzar en diversos escenarios, ya sea desde tierra a tierra, tierra a mar o buque a mar. Además, esto permite que todo el sistema pueda trasladarse en un camión simple de 2 ejes de bajo tonelaje, inferior a 8 [tn] con dimensiones de su compartimento de carga de aproximadamente 4.5x2.5x2.5 [m].

2. Búnker

Una vez desplegada la base de operaciones en el lugar de lanzamiento se posiciona el Búnker (2), el cual consiste en una estructura móvil y resistente a posibles metrallas del cohete cuyo propósito es proteger a los operarios manteniéndolos alejados del cohete a una distancia segura. Su función también incluye conectar el sistema de ignición del cohete con los operarios, brindar soporte en terreno al segmento lanzador y establecer comunicaciones con la Base de Operaciones.

3. Lanzamiento

Se posiciona la plataforma de lanzamiento con ángulo variable, que permite entregar al cohete la dirección inicial deseada. El lanzamiento del cohete es balístico por lo que no comprende control de dirección en vuelo, es decir, depende exclusivamente de la dirección inicial asignada a través de la plataforma. El cohete se posiciona en la plataforma de lanzamiento y se activa el sistema de ignición.

4. Mediciones

Una vez iniciado el cohete, este comienza su programa autónomo de vuelo, iniciando las mediciones desde los 70 [km] para las mediciones de plasma y durante todo el vuelo para los otros instrumentos, de igual forma para la transmisión de datos a la base de operaciones y a su almacenamiento interno.

5. Separación

Al alcanzar el apogeo, se inicia la separación entre la unidad propulsora y el bus, desplegándose el sistema de recuperación del bus, notar que la unidad propulsora en esta primera versión es desechada en un lugar previamente calculado tomando precauciones de seguridad.

6. Descenso

Se inicia el descenso del bus.

7. Recuperación

Mediante una baliza GPS, se procede la recuperación del bus. La recuperación puede ser tanto en mar como en tierra.

6.2.2 Descomposición de los productos

En el trabajo realizado por Ignacio Rocha para su memoria de título propone una arquitectura solución para el Sistema Sonda, para esta genero un *Product Breakdown Structure* mostrado en la Figura 36.

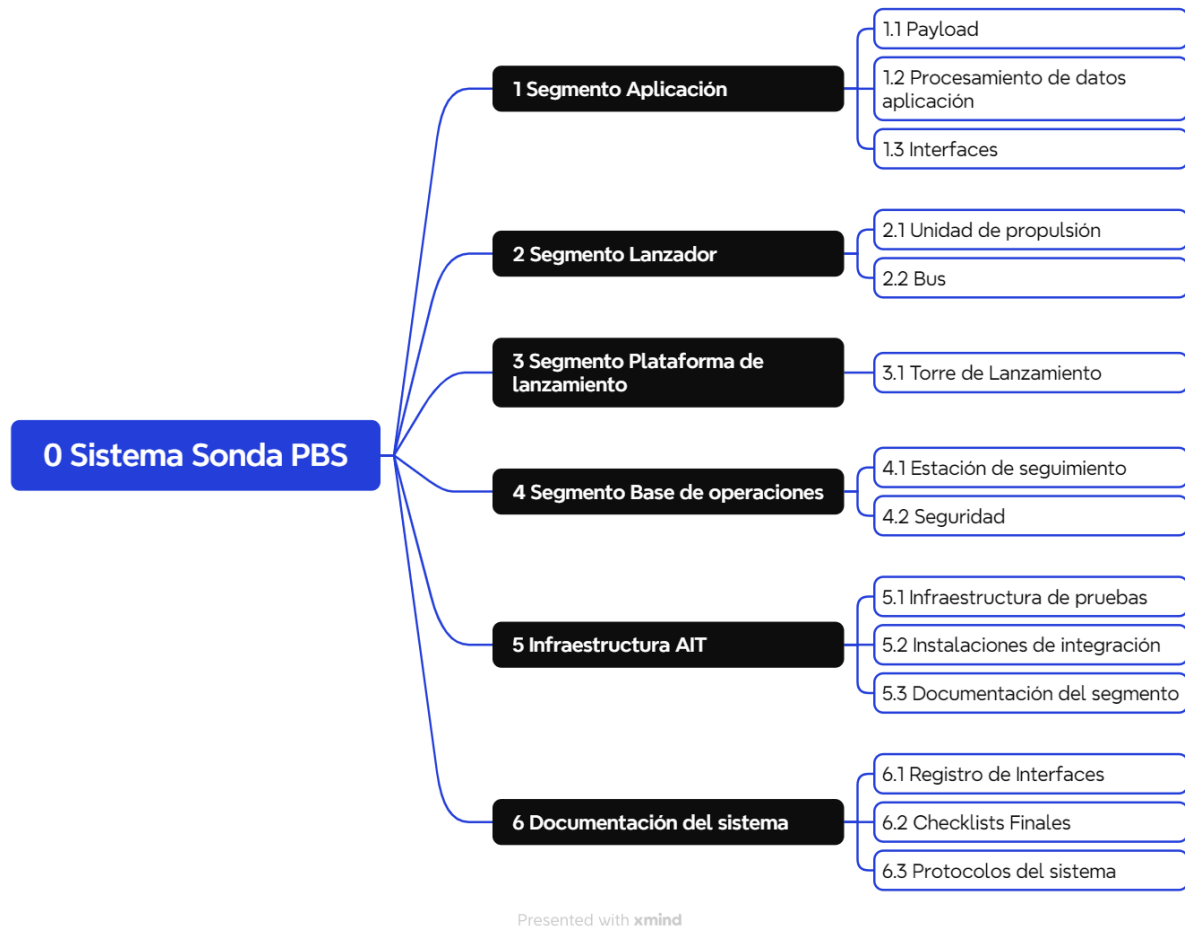


Figura 36: Product Breakdown Structure (Rocha, 2021)

6.2.3 Descomposición de los trabajos

Al igual que la descomposición de los Productos, Ignacio Rocha genera un *Work Breakdown Structure*, el que consiste en un desglose jerárquico del trabajo necesario para completar el proyecto. El cual se encuentra en la Figura 37.

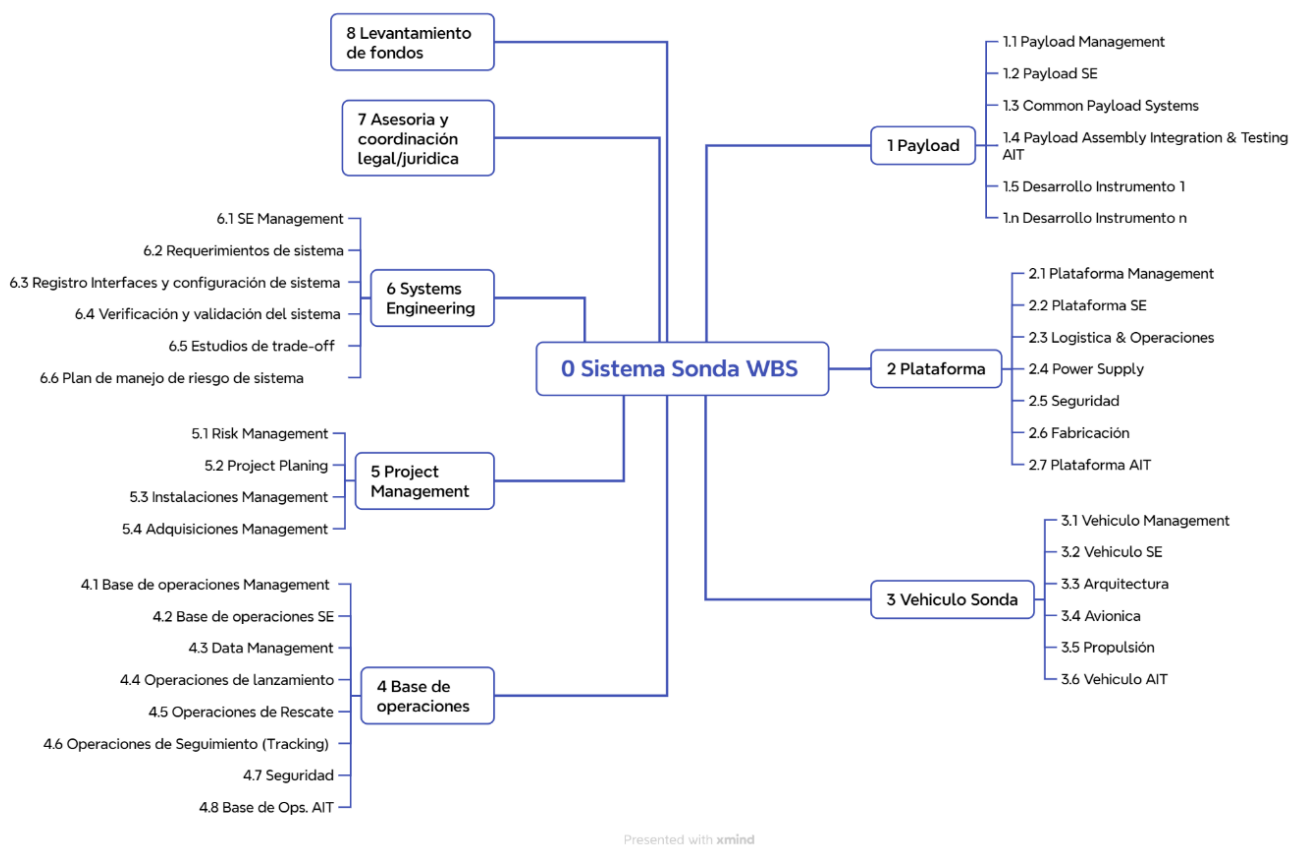


Figura 37: Work Breakdown Structure (Rocha, 2021)

6.2.4 Implementación en Valispace

Al igual que la arquitectura propuesta actual, la generada por Rocha se implementó en el software Valispace. El detalle se encuentra en la Figura 38 y se puede encontrar en el Anexo B: Modelo en Valispace.

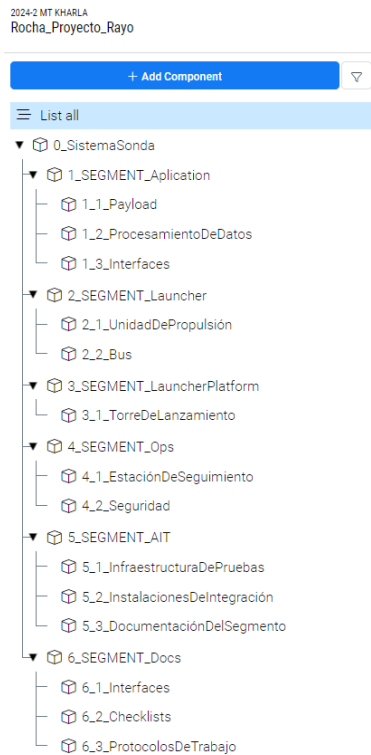


Figura 38: Implementación en Valispace de PBS de Ignacio Rocha.

6.3 Comparación de arquitecturas

Las principales diferencias que se presentan entre la arquitectura propuesta y la de Ignacio Rocha, es en primer lugar los diferentes requisitos para las que ambas fueron construidas. A pesar de que estos poseían tenían puntos en común, restringían al sistema de diferente forma.

Por otra parte, el trabajo de Rocha (2021) expone una metodología donde le otorga funciones de alto nivel a productos que normalmente se encuentran implícitos dentro de las arquitecturas, con el fin de explicitar que es necesario para que el sistema funcione. Si bien para la arquitectura propuesta para esta memoria fue creada teniendo en consideración esos elementos (interfaces, documentación, entre otros), no se incluyeron de forma evidente.

Finalmente, ambas arquitecturas proponen sistemas capaces de lograr el objetivo de la misión, siendo la capacidad de caracterizar el comportamiento de la mesosfera a través de mediciones experimentales. Sin embargo, ambas arquitecturas lo llevan a cabo de forma distinta, como se observa en los conceptos de operaciones. Donde lo propuesto por Rocha, utiliza el cohete Rayo e incluye una base de operaciones móvil y realizando el lanzamiento hacia un lugar determinado, mientras que en la propuesta actual se diseña un cohete pensado en la misión, la base de operaciones es fija y el lanzamiento es hacia el mar.

Todo lo mencionado anteriormente se encuentra resumido en la Tabla 6-1.

Tabla 6-1: Ventajas y desventajas de las arquitecturas

Arquitectura	Ignacio Rocha	Kharla Haase
Ventajas	• Capacidad de lanzamiento móvil. • Se explicita la necesidad de interfaces. • Utiliza equipos ya existentes, como el cohete.	• Lanzamiento con dirección al mar. • Se cumple con todos los requisitos.
Desventajas	• Dentro de la arquitectura, posiciona en niveles altos materiales como: checklists, informes de diseño, entre otros. • No se posee la información necesaria para verificar el cumplimiento de todos los requisitos.	• Se asume dentro de la arquitectura las interfaces necesarias.

6.4 Resultados

Para realizar la evaluación de ambas arquitecturas se debe verificar el cumplimiento de los requisitos, para esto en la Tabla 6-2 se contrastan ambas arquitecturas, en donde se tiene 3 opciones:

- **Se cumple el requisito.**
La arquitectura responde de forma satisfactoria el requisito.
- **No se posee la información.**
No es posible la verificación debido a la falta de información.
- **No se cumple el requisito en la primera aproximación.**
Dentro de la primera iteración de la arquitectura, el requisito no se verifica.

Tabla 6-2: Requisitos aplicados a las arquitecturas

ID	Descripción	Arquitecturas	
		Ignacio Rocha	Kharla Haase
FUN-001	<i>The system shall deliver the measurements of the mesosphere (To Be Determined) to the stakeholders.</i>	Se cumple el requisito.	Se cumple el requisito.
FUN-001-1	<i>The payload shall include a recovery system capable of safely recovering the payload after descent.</i>	Se cumple el requisito.	Se cumple el requisito.
FUN-002	<i>The system shall be capable of deploying a payload weighing up to 10 kilograms at an altitude of 50 kilometers or higher.</i>	No se posee la información.	Se cumple el requisito.
FUN-003	<i>The system shall be able to adjust the launching direction.</i>	Se cumple el requisito.	Se cumple el requisito.
OPE-001	<i>The sounding rocket shall be propelled with KNSB propellant.</i>	No se posee la información.	Se cumple el requisito.
OPE-002	<i>The sounding rocket shall have a mass below 22.08 kg.</i>	No se posee la información.	No se cumple el requisito en la primera aproximación.
OPE-003	<i>The sounding rocket shall reach an altitude of at least 50 km.</i>	Se cumple el requisito.	Se cumple el requisito.
OPE-004	<i>The rocket shall be capable of carrying and releasing the payload at the desired altitude.</i>	Se cumple el requisito.	Se cumple el requisito.

OPE-005	<i>The rocket shall be launched from a suitable launch pad with safety measures in place.</i>	Se cumple el requisito.	Se cumple el requisito.
OPE-005-1	<i>The launch shall have a vulnerable building distance (VBD) of at least 60 meters.</i>	No se posee la información.	Se cumple el requisito.
OPE-005-2	<i>The launch shall have an inhabited building distance (IBD) of at least 60 meters.</i>	No se posee la información.	Se cumple el requisito.
OPE-005-3	<i>The launch shall have a public traffic route distance (PTRD) of at least 60 meters.</i>	No se posee la información.	Se cumple el requisito.
CON-001	<i>The mission shall cost no more than 220000 USD.</i>	No se posee la información.	Se cumple el requisito.
CON-002	<i>The mission shall be operational within 2029.</i>	No se posee la información.	No se posee la información.
CON-003	<i>The launch site shall be in To Be Determined.</i>	No se posee la información.	No se posee la información.
CON-004	<i>The sounding rocket shall be launched to a predefined safety location.</i>	No se posee la información.	Se cumple el requisito.
CON-005	<i>The system shall be able to operate in the mesosphere environment.</i>	Se cumple el requisito.	Se cumple el requisito.

A partir de lo obtenido en la Tabla 6-2, se observa que la mayoría de los requisitos planteados no se logran verificar en la arquitectura de Ignacio Rocha debido principalmente a la falta de información. Esto sucede por el contexto en el que fue creada, ya que el principal objetivo del trabajo de Rocha era desarrollar una estrategia de AIT (ensamblado, integración y prueba) de un sistema sonda, lo que llevo a no considerar aspectos que cubren ciertos requisitos.

Por otra parte, se observa que la arquitectura propuesta en la presente memoria de título cumple gran parte de los requisitos, lo cual es un resultado directo de haber diseñado la arquitectura teniendo en cuenta esas condiciones. Finalmente, la arquitectura propuesta es la más indicada para realizar la misión.

CAPÍTULO 7: Conclusiones

Del trabajo realizado en la presente memoria de título, se logró evaluar arquitecturas conceptuales para un sistema cohete sonda capaz de llevar una carga útil experimental a la mesosfera (50-70 km), aplicando los procesos técnicos de la Ingeniería de Sistemas (INCOSE). Se lograron avances en el diseño y comparación de dos arquitecturas desarrolladas en Valispace, con base en los requisitos específicos de la misión y las restricciones del sistema.

A través de los procesos definidos por INCOSE, se construyó un modelo funcional que permitió realizar un dimensionamiento preliminar. Esto incluyó cálculos para las masas del sistema, trayectoria, radio de acción, diámetros de seguridad y dimensiones del cohete sonda, utilizando herramientas como Valispace para centralizar y automatizar los datos de diseño. Este modelo no solo es teórico, sino que se apoya en datos y prácticas existentes en el ámbito aeroespacial, lo que le otorga validez y aplicabilidad.

La arquitectura diseñada en esta memoria se contrastó con la propuesta por Ignacio Rocha, considerando los requisitos, restricciones y necesidades del sistema. Esto permitió identificar fortalezas y áreas de mejora en ambas propuestas, proporcionando una base para la toma de decisiones. Logrando la definición de la arquitectura más adecuada para la misión, siendo la propuesta actual.

Por otro lado, se aborda la situación actual en las actividades espaciales en Sudamérica, destacando la importancia de desarrollar capacidades locales. El desarrollo de Sistemas Cohete Sonda es un paso estratégico para fortalecer la infraestructura espacial de países como Chile, Argentina y Brasil, que destacan dentro de la región ya que han comenzado a explorar sus propias capacidades en este campo.

En conclusión, el trabajo no solo alcanzó los objetivos planteados, sino que también estableció una base metodológica para el desarrollo de futuros sistemas cohete sonda. Además, se resalta el potencial impacto de este proyecto en la consolidación de las capacidades aeroespaciales de Chile, contribuyendo al avance científico y tecnológico del país.

Trabajos Futuros

Se proponen los siguientes trabajos:

- Realizar iteraciones a la arquitectura y al modelo, integrando simulaciones más detalladas considerando condiciones reales de vuelo.
- Creación de un marco de verificación y validación para ambas arquitecturas abordadas en la presente memoria de título.
- Construir y testear prototipos a pequeña escala que permitan validar los modelos conceptuales desarrollados en este trabajo, incluyendo ensayos del sistema propulsivo y de recuperación de la carga útil.

Referencias

- AEB, A. e. b. (2020). *PNAE National program for Space Activities 2022-2031: Compact version*. Retrieved from <https://observatorio.aeb.gov.br/publicacoes-e-noticias/publicacoes/programa-nacional-de-atividades-espaciais-pnae#pnaeEng-geral>
- AEB, A. E. B. (2024a). *Linha do tempo das atividades espaciais no Brasil*. Retrieved 26 de noviembre de 2024 from <https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/linha-do-tempo>
- AEB, A. E. B. (2024b). *Transporte Espacial*. Retrieved 26 de noviembre de 2024 from <https://www.gov.br/aeb/pt-br/acoes-e-programas/aplicacoes-espaciais/transporte-espacial>
- AEB, A. E. B. (2024c, 17 de Octubre de 2023). *VLM-1*. Retrieved 27 de noviembre de 2024 from <https://www.gov.br/aeb/pt-br/acoes-e-programas/aplicacoes-espaciais/transporte-espacial/vlm-1>
- AEB, A. e. b. (2024d, 17 de octubre de 2023). *VS-50*. Retrieved 27 de noviembre de 2024 from <https://www.gov.br/aeb/pt-br/acoes-e-programas/aplicacoes-espaciais/transporte-espacial/vs-50>
- Andina, A. P. d. N. (2018). *El Perú en la era espacial PerúSAT-1*. Retrieved 2 de diciembre de 2024 from <https://portal.andina.pe/edpespeciales/2018/satelite/index.html>
- Andina, A. P. d. N. (2024a, 14 de junio de 2024). *Agencia Espacial del Perú cumple 50 años de investigación y promoción de la ciencia*. Retrieved 01 de diciembre de 2024 from <https://andina.pe/agencia/noticia-conoce-los-pasos-para-concretar-un-proyecto-tecnologico-el-peru-850311.aspx/noticia-agencia-espacial-del-peru-cumple-50-anos-investigacion-y-promocion-de-ciencia-984852.aspx>
- Andina, A. P. d. N. (2024b, 29 de noviembre de 2024). *¿Cohetes sonda hechos en el Perú? Agencia espacial prepara lanzamientos en 2025*. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://andina.pe/ingles/noticia-cohetes-sonda-hechos-el-peru-agencia-espacial-prepara-lanzamientos-2025-1009082.aspx>
- CONAE, C. N. d. A. E. (2021). *Mirar la Tierra desde el espacio: 30 años de la Agencia Espacial Argentina* (1st ed.).
- CONIDA. (2007, 29 de enero de 2007). *Estudio de Investigación del cohete sonda "PAULET I"*. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://web.archive.org/web/20070129194646/http://www.conida.gob.pe/acti/coheteria.html>
- Dallamuta, J., Perondi, L. F., & Oliveira, M. E. R. d. (2022). Space missions in South America: Profile and evolutionary perspective of their development. *Acta Astronautica*, 9. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.008>
- ECSS. (2012). *ECSS system Glossary of terms*. ESA Requirements and Standards Division.
- Elm, J. P., & Goldenson, D. R. (2012). The Business Case for Systems Engineering Study: Results of the Systems Engineering Effectiveness Survey. 173.
- FACH. (2011). 2011 Regreso al espacio. *Revista Fuerza Aérea de Chile*, 255(3 de diciembre de 2024), 5-11. <https://www.fach.mil.cl/images/revista/255.pdf>
- FACH. (2024a). *Sistema Nacional Espacial*. Retrieved 4 de diciembre de 2024 from <https://www.fach.mil.cl/snespacial/index.html>
- FACH. (2024b). *Sistema Nacional Satelital SNSat*. Retrieved 25 de Noviembre de 2024 from https://www.fach.mil.cl/snespacial/programa_espacial_snsat.html
- FAMAE. (2009). *La historia Bicentenario de FAMAE* (1era ed.).
- García, R., & Bravo, J. P. (2020). Las esperanzas y frustraciones tras el primer satélite chileno. *El Mercurio*. <https://infografias.elmercurio.com/20200830-VCT-sateliteFASatAlfa/>

- Gavilán, Z. (2021). *Estudio de la factibilidad del uso del motor sólido del sistema rayo para un sistema sonda* Universidad de Concepción].
- Haase, K. (2024). *Arquitectura de un sistema distribuido para monitoreo satelital en base cubesat* Universidad de Concepción].
- Haskins. (2010). *Systems engineering handbook*. 281. [https://doi.org/https://doi.org/10.1016/0016-0032\(66\)90450-9](https://doi.org/https://doi.org/10.1016/0016-0032(66)90450-9)
- IATG, I. A. T. G. (2021a). *Glossary of terms, definitions and abbreviations* (third ed.).
- IATG, I. A. T. G. (2021b). *UN explosive hazard classification system and codes* (3rd ed.). https://data.unsaferguard.org/iatg/en/V3_IATG-01.50_en.pdf
- INCOSE. (2015). *Systems Engineering Handbook* (fourth ed.).
- INCOSE. (2019). *Systems Engineering and System Definitions*. In.
- INCOSE. (2023). *Systems Engineering Handbook* (fifth ed.).
- infoespacial. (2013, 17 de junio de 2013). *La agencia aeroespacial del Perú lanza con éxito cohete sonda 'Paulet 1-B'*. Retrieved 3 de diciembre de 2024 from <https://www.infoespacial.com/texto-diario/mostrar/3570476/agencia-aeroespacial-peru-lanza-exito-cohete-sonda-039paulet-1-b-039>
- Kelly, T. (2024a). *FAB activates operation to launch rockets in Rio Grande do Norte*. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://www.defesanet.com.br/aviacao/fab-ativa-operacao-para-lancamento-de-foguetes-no-rio-grande-do-norte/>
- Kelly, T. (2024b). *FAB launches rocket and reactivates suborbital operation in RN*. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://www.defesanet.com.br/aviacao/fab-lanca-foguete-e-reativa-operacao-suborbital-no-rn/>
- Krebs, G. D. (2024). *Launch Vehicles - Brazil*. Retrieved 27 de noviembre de 2024 from https://space.skyrocket.de/directories/launcher_brazil.htm
- Larson, W. J., Kirkpatrick, D., Seller, J., Thomas, L., & Verma, D. (2009). *Applied Space Systems Engineering* (1st ed.).
- Larson, W. J., & Wertz, J. R. (1999). *Space Mission Analysis and Design (SMAD)*.
- Ley 21.105, Diario Oficial de la República de Chile (2018). <https://www.bcn.cl/leychile/navegar?idNorma=1121682>
- López, A. (2024). *Playbook Fundamentos de Ingeniería de Sistemas Espaciales*.
- López, A., Pascuini, P., & Ramos, A. (2018). Climbing the Space Technology Ladder in the South: the Case of Argentina. *Space Policy*, 46, 53-63. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2018.06.001>
- Manu, M. M. R., & Saha, R. (2020). *Remote environmental data analysis using Sounding Rocket*. Eastern University].
- Mazzini, L. (2023). *Hacia la soberanía espacial: el lanzador de satélites Tronador II estará listo en 2029*. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://agencia.unq.edu.ar/?p=12795>
- Nakka, R. (2023). *Richard Nakka's Experimental Rocketry*. Retrieved 24 de Octubre de 2024 from <https://www.nakka-rocketry.net/techsht-knsb.htm>
- NASA. (2017). *NASA SP-2016-6105 Systems Engineering Handbook Revision 2*.
- NASA. (2023a). *About Sounding Rockets*. <https://www.nasa.gov/soundingrockets/overview/>
- NASA. (2023b). *Ideal Rocket Equation*. Retrieved 21 de enero de 2025 from <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/ideal-rocket-equation/#>
- NASA. (2024, 14 de noviembre de 2024). *La NASA y Perú acuerdan estudiar una posible campaña de lanzamiento de cohetes sonda*. Jessica Taveau. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://www.nasa.gov/news-release/la-nasa-y-peru-acuerdan-estudiar-una-posible-campana-de-lanzamiento-de-cohetes-sonda/>

- Navesnik, J. (2008). *Historia de los cohetes argentinos*. Retrieved 29 de noviembre de 2024 from https://web.archive.org/web/20081208122800/http://www.grupoartax.com.ar/Cohetes_ar.html
- Otero, A. (2024). *Cañería ASTM A106 Sin Costura*. Retrieved 6 de Noviembre de 2024 from <https://oteroindustrial.cl/caneria-astm-a106-sin-costura-1.html>
- Palies, P. (2020). *Stabilization and Dynamic of Premixed Swirling Flames*. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/C2019-0-00497-9>
- Palma, N. (2020, 4 de diciembre de 2024). 2 COHETES CHILENOS FUERON NOTICIA EN 1962: UNO PENCO Y OTRO DE LA U. DE CH. *Blog PENCO CHILE*. <https://penco-chile.blogspot.com/2020/02/2-cohetes-chilenos-exitosos-fueron.html>
- Parczewski, J. (2005). *Cohetes Orion I y Orion II*. Retrieved 29 de noviembre de 2024 from
- Perú, G. d. (2021, 22 de diciembre de 2021). *Agencia Espacial del Perú – CONIDA lanza Cohete Sonda Paulet 1C con propelente desarrollado en la Planta de propelente de CONIDA*. Retrieved 2 de diciembre de 2024 from <https://www.gob.pe/institucion/conida/noticias/572229-agencia-espacial-del-peru-conida-lanza-cohete-sonda-paulet-1c-con-propelente-desarrollado-en-la-planta-de-propelente-de-conida>
- Perú, G. d. (2024). *CONIDA*. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://www.gob.pe/institucion/conida/institucional>
- PUCP, P. U. C. d. P. (2020). *Primeros satélites peruanos hechos en la PUCP cumplen siete años en el espacio*. <https://puntoedu.pucp.edu.pe/investigacion-y-publicaciones/investigacion/primeros-satelites-peruanos-hechos-en-la-pucp-cumplen-siete-anos-en-el-espacio/>
- Rechtin, M. W. M. E. (2009). *The art of systems architecting* (3rd ed.).
- Rocha, I. (2021). *Definición de requerimientos para el proceso AIT (ensamblado, integración y prueba) de un sistema cohete sonda nacional en el marco de estudio de conceptos (pre-fase A)*. Universidad de Concepción].
- Saavedra, E. (2021). *Definición de requerimientos de alto nivel para el segmento base de lanzamiento de un sistema sonda nacional en el marco de un estudio de conceptos (pre-fase A)* Universidad de Concepción].
- Scarlet, T. (2024). *ALADA: a strategic step towards the future of the Brazilian Space Program*. Retrieved 1 de diciembre de 2024 from <https://www.defesanet.com.br/aviacao/alada-um-passo-estrategico-para-o-futuro-do-programa-espacial-brasileiro/>
- Schmitz, K. S. (2018). *Physical Chemistry*. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/B978-0-12-800513-2.00003-6>
- Taraila, W. M., & Asundi, S. (2022). Model-based systems engineering for a small-lift launch facility. *Systems Engineering*. <https://doi.org/https://doi.org/10.1002/sys.21634>
- Torres, F. (2020). *Ánisis de sensibilidad para modelo CFD de tobera de motores balísticos de evaluación tipo BEM* Universidad de Concepción].
- U de Chile, C. D.-F. (2023, 6 de octubre de 2023). *Misión cumplida: Nanosatélite SUCHAI reingresó a nuestro planeta después de seis años en órbita*. Retrieved 3 de diciembre de 2024 from <https://uchile.cl/noticias/209833/mision-cumplida-suchai-reingreso-al-planeta-luego-de-6-anos-en-orbita>
- U de Chile, C. F. (2022, 20 de enero de 2022). *Primera constelación/enjambre de satélites desarrollados en Chile*. Retrieved 3 de diciembre de 2024 from <https://ingenieria.uchile.cl/noticias/183259/primera-constelacionenjambre-de-satelites-desarrollados-en-chile>

- UN, N. U. (2024). *UN SaferGuard Quantity-Distance Map*. Retrieved 4 de diciembre de 2024 from <https://unsafeguard.org/map/index.es.php>
- Victorino, B., Cabero, M., Lopez, A., Santos, J. d., Mesquita, B. D. R. d., Roman-Gonzalez, A., Ojeda, O., Vargas, N., & Aguilar, A. (2018). Review of Space Activities in South America. *Journal of Aeronautical History*, 8. <https://www.aerosociety.com/media/9320/review-of-space-activities-in-south-america.pdf>
- Zosimovych, N. (2021). Sounding Rocket Preliminary Design. *European Journal of Engineering and Technology Research*. <https://doi.org/10.24018/ejers.2021.6.2.2368>

Anexo A: Diagramas IPO originales

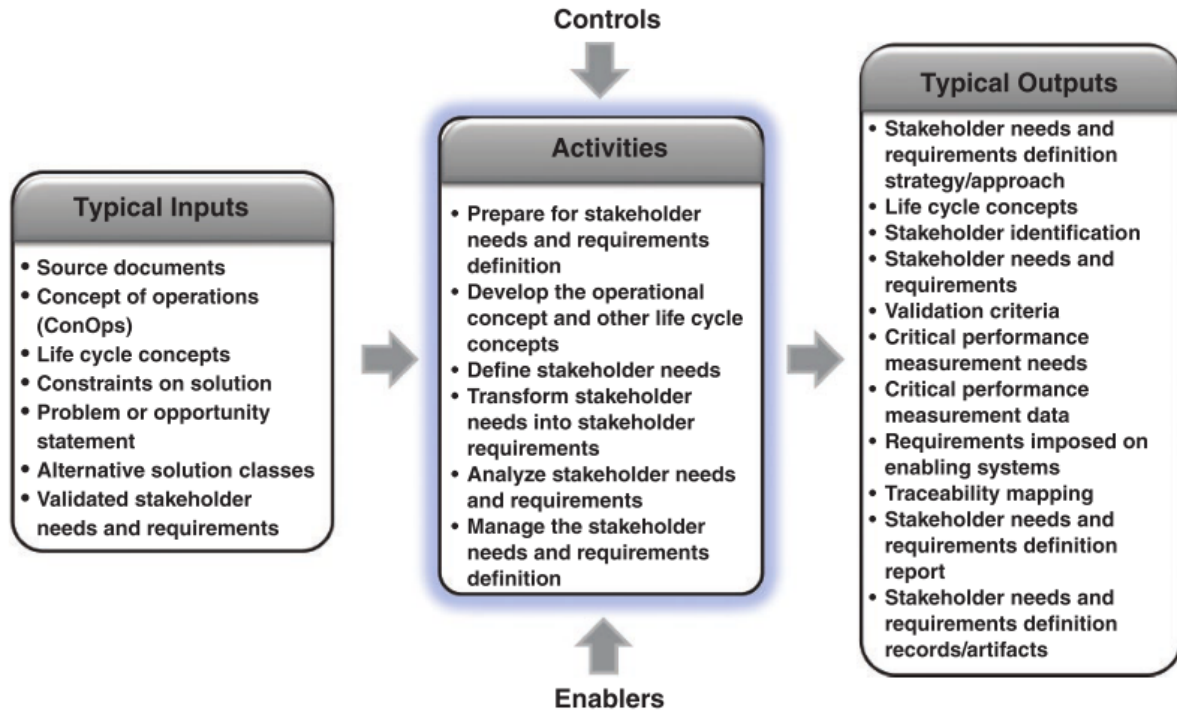


Figura A-1: Stakeholder Needs and Requirements Definition Process (INCOSE, 2023, p. 108)

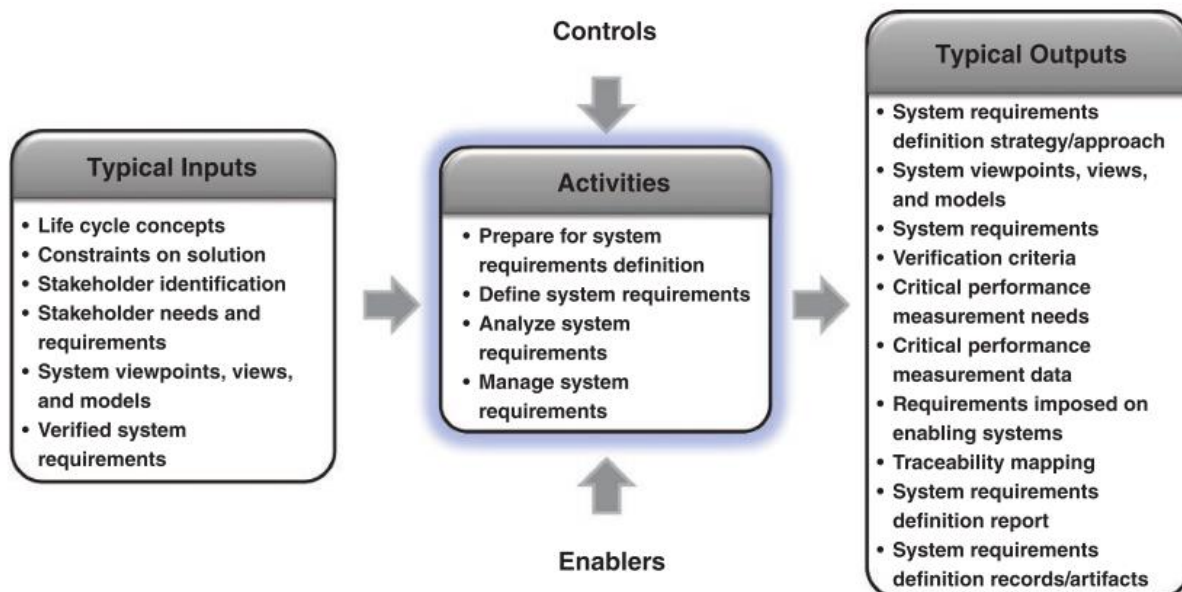


Figura A-2: System Requirements Definition Process (INCOSE, 2023, p. 113)

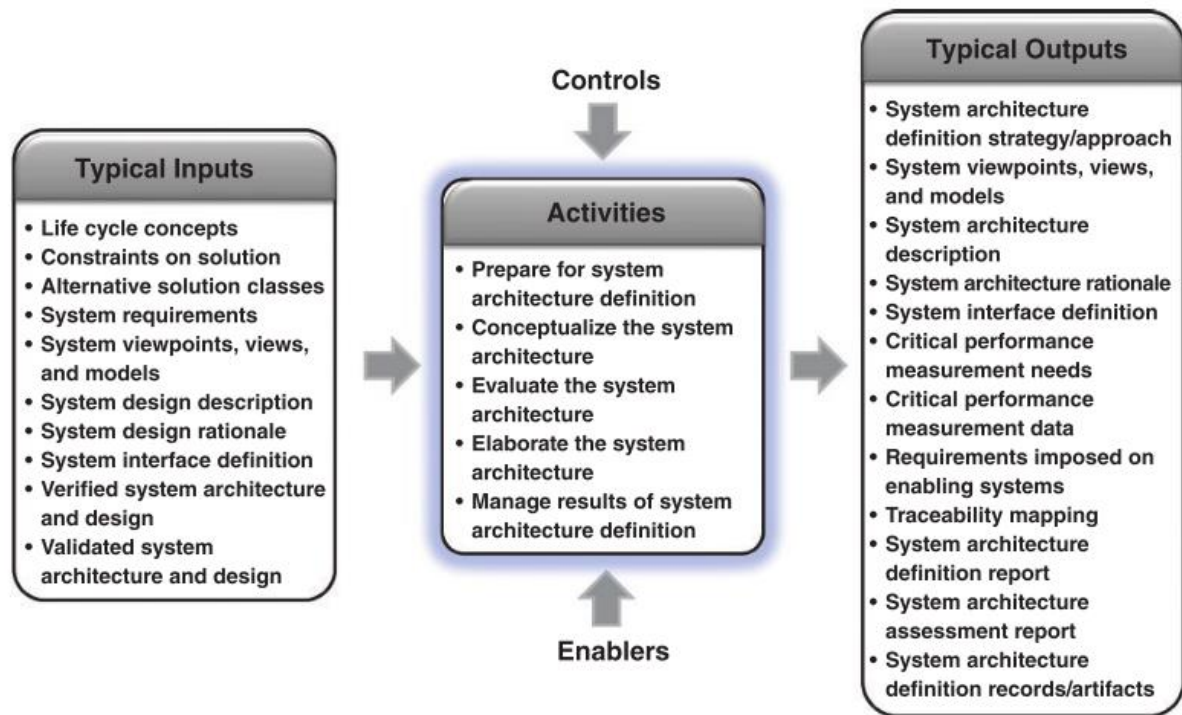


Figura A-3: *System Architecture Definition Process* (INCOSE, 2023, p. 119)

Anexo B: Modelo en Valispace

Valispace corresponde a un software de pago que permite la colaboración en tiempo real, y facilita la gestión de datos de ingeniería, asegurando que todos los componentes del sistema estén bien integrados y optimizados.

Para aquellos usuarios que posean la licencia del software pueden ver el modelo desarrollado desde: <https://udec-chile.valispace.com/project/175/dashboard/default>

Para quienes no poseen licencia, el software permite la creación de informes a través de su pestaña “Analyses”, que pueden ser compartidos de forma online independiente si se tiene la licencia del programa o no. Estos se actualizan ante cualquier cambio que exista en el modelo, evitando la propagación de errores en el traspaso de la información.

Para acceder al modelo siga el siguiente enlace: <https://udec-chile.valispace.com/public/analyses/34/tgwGnjUvAcbpYLjmtUcWMhEGZgLSGvGW3tDMzDMGFZJHjtV8u4QddsoHgXLuV3y5>

Anexo C: Código Python de la trayectoria del Cohete Sonda

```

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

#Condiciones iniciales
theta = 45 #[°] Angulo de lanzamiento
y_0 = 0 #[m] Posición inicial eje y
x_0 = 0 #[m] Posición inicial eje x
v_0 = 1173 #[m/s] Vel inicial (Parte desde el reposo) 100 o 150 m/s es un valor razonable
g = 9.81 #[m/s^2] Aceleración de gravedad

#Convertir grados a radianes
conv_grad = np.pi / 180
theta_rad = theta * conv_grad

#Gráfica
def grafica(x,y,x_0,y_0):
    plt.figure(figsize=(6,4))
    plt.plot(x, y, lw=0.7, color='black')
    plt.scatter([x_0],[y_0], color='black')
    plt.xlabel('Distancia [km]', fontsize=10)
    plt.ylabel('Altura [km]', fontsize=10)
    plt.title('Trayectoria del Sounding Rocket', fontsize=12)
    plt.grid(True)
    plt.show()

#Tiro vertical
if theta == 90:

```

```

t_ascenso = v_0 / g #Tiempo de ascenso
t_tot = 2 * t_ascenso #Tiempo de vuelo total
t = np.linspace(0,t_tot,100) #Tiempo de simulación

#Posiciones
x = np.zeros(100)
y = -0.5 * g * t**2 + v_0 * t + y_0

y_max = y_0 + v_0**2 / (2 * g) #Altura máxima

grafica(x,y,x_0,y_0)
print(f'La altura máxima es: {y_max:.2f} m')
print(f'El tiempo de ascenso es: {t_ascenso:.2f} s')
print(f'El tiempo total es: {t_tot:.2f} s')

#Caso general
elif -90 < theta < 90:
    #Tiempo para la distancia máxima (y=0)
    t_max = (v_0 * np.sin(theta_rad) + np.sqrt((v_0 * np.sin(theta_rad))**2 + 2 * g * y_0)) / g

    #Tiempo de simulación
    t = np.linspace(0,t_max,100)

    #Posiciones
    x = (v_0 * np.cos(theta_rad) * t + x_0) / 1000
    y = (v_0 * np.sin(theta_rad) * t - 0.5 * g * t**2 + y_0) / 1000

    #Distancia máxima

```

```
x_max_m = x_0 + v_0 * np.cos(theta_rad) * t_max
```

```
x_max = x_max_m / 1000
```

```
#Altura máxima
```

```
y_max_m = y_0 + (v_0**2 * np.sin(theta_rad)**2) / (2 * g)
```

```
y_max = y_max_m / 1000
```

```
#Velocidad final
```

```
v_f = np.sqrt(v_0**2 + 2 * g * (x_max - x_0))
```

```
grafica(x,y,x_0,y_0)
```

```
print(f'La distancia máxima es: {x_max:.2f} km')
```

```
print(f'La altura máxima es: {y_max:.2f} km')
```

```
print(f'La velocidad final es: {v_f:.2f} m/s')
```

```
else:
```

```
    print('Condiciones no válidas')
```

Anexo D: Hoja de especificación del Acero (Otero, 2024)

D.1 Cumple normas

API 5L PSL1 grado B / ASTM A53 grado B

D.2 Características

Cañerías sin costura grado B. Recubrimiento externo con laca anticorrosiva.

Tabla C-1: Propiedades mecánicas

Propiedad	Valor	Unidad
Esfuerzo Fluencia (mín.)	240	Mpa
Esfuerzo Tracción (mín.)	415	Mpa
Elongación (mín.)	30	%

Tabla C-2: Composición química

Elemento químico	Valor	Unidad
Ca	≤ 0.30	%
Mn	0.29-1.06	%
Si	$\geq 0,1$	%
P	$\leq 0,035$	%
S	$\leq 0,035$	%

Tabla C-3: Especificaciones

Diámetros		SCH 40			SCH 80		
Nominal (*)	Exterior	Espesor de la pared	Peso Teórico	Modulo Resistente	Espesor de la pared	Peso Teórico	Modulo Resistente
Pulgadas	<i>mm</i>	<i>mm</i>	<i>kg x m</i>	<i>cm³</i>	<i>mm</i>	<i>kg x m</i>	<i>cm³</i>
½"	21.3	2.77	1.27	0.66	3.73	1.62	0.78
¾"	26.7	2.87	1.68	1.16	3.91	2.19	1.40
1"	33.4	3.38	2.50	2.18	4.55	3.23	2.63
1 ¼"	42.2	3.56	3.38	3.85	4.85	4.47	4.78
1 ½"	48.3	3.68	4.05	5.35	5.08	5.40	6.76
2"	60.3	3.91	5.43	9.18	5.54	7.48	12.00
2 ½"	73.0	5.16	8.62	17.40	7.01	11.41	21.90
3"	88.9	5.49	11.28	28.30	7.62	15.27	36.50
3 ½"	106.6	5.74	13.56	39.20	8.08	18.63	42.60
4"	114.3	6.02	16.06	52.70	8.56	22.31	70.00
5"	141.3	6.55	21.76	89.30	9.52	30.92	122.00
6"	168.3	7.11	28.23	139.00	10.97	42.56	200.00
8"	219.1	8.18	42.49	276.00	12.70	64.63	402.00
10"	273.1	9.27	60.23	490.00	15.09	95.87	747.00
12"	323.9	10.30	79.70	771.00	17.50	131.71	1223.00
14"	355.6	11.13	94.20	1006.00	19.06	157.80	1609.00

Anexo E: Hitos considerados en el modelo

Tabla E-1: Eventos considerados en el modelo

ID	Evento	Año	Clasificación	Nivel	País	
A	Lanzamiento BrasilSat A1	1985	Satélite GEO adquirido con servicios de capacitación	5	Brasil	BR
B	Creación de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales	1991	Agencia espacial internacional	2	Argentina	AR
C	Lanzamiento SCD-1	1993	Satelite LEO construido localmente	9	Brasil	BR
D	Lanzamiento FASat-Alpha	1995	Satélite LEO adquirido con servicios de capacitación	4	Chile	CH
E	Lanzamiento SAC-B	1996	Satelite LEO construido localmente	9	Argentina	AR
F	Creación de la Comisión Interministerial sobre la Exploración del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos	2004	Primera agencia gubernamental para actividades espaciales	1	Venezuela	VZ
G	Creación de la Comisión Colombiana del Espacio	2006	Primera agencia gubernamental para actividades espaciales	1	Colombia	CO
H	Creación de la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales	2007	Agencia espacial internacional	2	Venezuela	VZ
I	Lanzamiento Libertad 1	2007	Integrador de satélites tipo <i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>	3	Colombia	CO
J	Lanzamiento Simón Bolívar	2008	Satélite GEO adquirido con servicios de capacitación	5	Venezuela	VZ
K	Creación de la Agencia Espacial Boliviana	2010	Primera agencia gubernamental para actividades espaciales	1	Bolivia	BL
L	Creación del Instituto Espacial Ecuatoriano	2012	Primera agencia gubernamental para actividades espaciales	1	Ecuador	EQ
M	Lanzamiento TKSAT-1	2013	Satélite GEO adquirido con servicios de capacitación	5	Bolivia	BL
N	Lanzamiento NEE-01 Pegaso	2013	Integrador de satélites tipo <i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>	3	Ecuador	EQ

O	Lanzamiento ARSAT-1	2014	Satelite GEO construido localmente	12	Argentina	AR
P	Creación de la Agencia Espacial de Paraguay	2014	Primera agencia gubernamental para actividades espaciales	1	Paraguay	PG
Q	Lanzamiento AntelSat	2014	Integrador de satélites tipo <i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>	3	Uruguay	UG
R	Lanzamiento Chasqui I	2014	Integrador de satélites tipo <i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>	3	Perú	PE
S	Lanzamiento PeruSat-1	2016	Satélite LEO adquirido con servicios de capacitación	4	Perú	PE
T	Guaranísat-1	2021	Integrador de satélites tipo <i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>	3	Paraguay	PG
Eventos considerados a futuro						
U	Cohete para microsátélites VLM-1 (AEB, 2020)	2025	Lanzamiento en LEO	13	Brasil	BR
V	Centro Espacial Nacional (Integración de satélites hasta 100 kg) (FACH, 2024b)	2026	Satelite LEO construido localmente	9	Chile	CH
W	Cohete Tronador II (Mazzini, 2023)	2029	Lanzamiento en LEO	13	Argentina	AR
X	Comunicaciones satelitales propias	2030	Satelite GEO construido localmente con ayuda externa	10	Chile	CH

Tabla E-2: Escalera de la tecnología espacial propuesto por Dallamuta (Dallamuta et al., 2022)

Nivel	Clasificación	Descripción
14	Capacidad de lanzamiento	Lanzamiento en GEO
13		Lanzamiento en LEO
12	Manufactura de satélites	Satelite GEO construido localmente
11		Satelite GEO construido gracias a la colaboración internacional mutua
10		Satelite GEO construido localmente con ayuda externa
9		Satelite LEO construido localmente
8		Satelite LEO construido gracias a la colaboración internacional mutua
7		Satelite LEO construido localmente con ayuda externa
6		Satélite LEO construido con apoyo de instalaciones asociadas
5	Operador de satélites	Satélite GEO adquirido con servicios de capacitación
4		Satélite LEO adquirido con servicios de capacitación
3	Integrador de satélites pequeños (<i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>)	Integrador de satélites tipo <i>NanoSat</i> y <i>CubeSat</i>
2	Agencia Espacial	Agencia espacial internacional
1		Primera agencia gubernamental para actividades espaciales