



Desarrollo de la arquitectura de un sistema de defensa antiaérea naval mediante Ingeniería de Sistemas

Marco Antonio González López

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

Profesor guía:
Dr.- Ing. Alejandro López Telgie.

Julio 2026
Concepción, Chile

©Marco Antonio González López

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

Agradecimientos

Quiero agradecer al profesor Alejandro López, al profesor Saulo Gómez y al profesor Hugo Fuentealba por su apoyo constante al desarrollo de esta memoria

Esta memoria está dedicada

A mi familia, por ser el pilar fundamental e incondicional durante todo este camino universitario.

A los amigos que hice en estos años, por su apoyo constante y por hacer de este proceso una etapa inolvidable.

Resumen

Este trabajo desarrolla el diseño preliminar del Segmento Aéreo del NAAM (*Naval Anti-Air Missile*), un sistema conceptual de misil superficie-aire para Buques de Combate de Superficie, aplicando los procesos técnicos de Ingeniería de Sistemas definidos en el *INCOSE Systems Engineering Handbook*, Rev. 5, mediante un enfoque de Ingeniería de Sistemas Basada en Modelos (MBSE) implementado en el software VioletLabs. El proyecto se enmarca en el convenio de colaboración entre la Universidad de Concepción y la Armada de Chile, y aborda cinco objetivos específicos, la definición de los requisitos de alto nivel, la elaboración del Concepto de Operaciones, la generación de una arquitectura alocada trazable, la implementación de un modelo computacional de diseño preliminar y la cuantificación de la estructura de costos del sistema.

La arquitectura se construye bajo un enfoque de Sistema de Sistemas cuyo nodo raíz es la Armada de Chile, decisión que permite reutilizar el árbol superior en futuros proyectos institucionales y hacer visibles los impactos cruzados de las decisiones de diseño entre segmentos. Sobre esa arquitectura se cargan 115 requisitos con trazabilidad padre-hijo hasta el nivel de componente. El modelo computacional se estructura en siete módulos de cálculo encadenados, geometría y balance de masas, aerodinámica, propulsión, trayectoria, carga de guerra, fiabilidad y costos, implementados en VioletLabs, siguiendo la metodología de Fleeman (*Tactical Missile Design*) para el dimensionamiento preliminar, Sutton y Biblarz para la propulsión de propelente sólido, y Edberg y Costa para la simulación de trayectoria. La línea base adoptada es el misil CAMM. El trabajo entrega, en consecuencia, un marco metodológico documentado y reutilizable para el diseño conceptual de sistemas aeroespaciales en un entorno MBSE.

Palabras clave: Ingeniería de Sistemas, MBSE, INCOSE, VioletLabs, misil superficie-aire, diseño preliminar.

Abstract

This work develops the preliminary design of the Air Segment of the NAAM (Naval Anti-Air Missile), a conceptual surface-to-air missile system for Surface Combat Ships, applying the Systems Engineering technical processes defined in the INCOSE *Systems Engineering Handbook*, Rev. 5, through a Model-Based Systems Engineering (MBSE) approach implemented in the VioletLabs software. The project is carried out within the collaboration agreement between the Universidad de Concepción and the Chilean Navy, and addresses five specific objectives: defining the high-level requirements, developing the Concept of Operations, generating a traceable allocated architecture, implementing a preliminary-design computational model, and quantifying the system's cost structure.

The architecture is built under a System of Systems approach whose root node is the Chilean Navy, a decision that allows the upper tree to be reused in future institutional projects and makes the cross-segment impacts of design decisions visible. A total of 115 requirements are loaded onto that architecture with parent-child traceability down to component level. The computational model is structured into seven chained calculation modules, geometry and mass budget, aerodynamics, propulsion, trajectory, warhead, reliability, and cost, implemented in VioletLabs, following Fleeman's methodology (*Tactical Missile Design*) for preliminary sizing, Sutton and Biblarz for solid-propellant propulsion, and Edberg and Costa for trajectory simulation. The CAMM missile is adopted as the design baseline. The work therefore delivers a documented and reusable methodological framework for the conceptual design of aerospace systems in an MBSE environment

Keywords: Systems Engineering, MBSE, INCOSE, VioletLabs, surface-to-air missile, preliminary design.

Contenidos

Lista de Figuras	x
Lista de Tablas.....	xii
Nomenclatura	xiii
1 Introducción	1
1.1 Contexto	1
1.1.1 Aporte social, ético y académico del proyecto	2
1.2 Condiciones de diseño	3
1.3 Objetivos	3
1.3.1 Objetivo general.....	3
1.3.2 Objetivos específicos	3
1.4 Metodología.....	4
1.5 Carta Gantt.....	5
2 Estado del arte	6
2.1 Arquitectura de un sistema cohete sonda para mediciones experimentales en la mesosfera (Kharla Soffia Haase Santana, 2025).....	6
2.2 Systems Engineering for Naval Ship Design Evolution (Bottero & Gualeni, 2024)	6
2.3 Ship Self-Defense System Architecture (Norcutt, 2001).....	6
2.4 Tactical Missile Design, 2ª edición (E. Fleeman, 2006)	7
2.5 Rocket Propulsion Elements, 9ª edición (George P. Sutton, 2017).....	7
3 Marco Teórico	8
3.1 Systems Engineering	8
3.1.1 Definición y Alcance.....	8
3.1.2 Ciclo de vida de un sistema	8
3.1.3 Modelo de Procesos.....	9
3.2 El Concepto de arquitecturas	11
3.2.1 Requerimientos	11
3.2.2 Concepto de operaciones (<i>ConOps</i>)	12
3.2.3 Arquitectura Funcional.....	12
3.2.4 Arquitectura Física	13
3.2.5 Arquitectura Asignada	13
3.2.6 Design Structure Matrix (DSM)	14
3.3 Procesos de Verificación y Validación (V&V)	15
3.3.1 Verificación	15
3.3.2 Validación	15

3.3.3	Aceptación	15
4	Definición del sistema.	16
4.1	Definición de necesidades y requisitos de las partes interesadas.....	16
4.1.1	Misión	16
4.1.2	Stakeholders	16
4.1.3	Necesidades	17
4.1.4	Requisitos de nivel superior	17
4.2	Línea Base	18
4.2.1	Estratificación de amenazas por costo/efectividad.....	18
4.2.2	Selección del misil de referencia.....	19
5	Arquitectura.....	21
5.1	Concepto de Operaciones	21
5.1.1	Diagrama de contexto	21
5.1.2	Entorno Operacional y Actores.....	21
5.1.3	Fases del ciclo de vida.....	22
5.1.4	Escenario operacional.....	23
5.2	Descomposición Funcional.....	23
5.3	Descomposición de productos (<i>Product Breakdown Structure</i>)	24
5.3.1	Primera iteración.....	24
5.3.2	Segunda iteración	25
5.3.3	Iteración Final.....	25
5.4	Implementacion en VioletLabs y trazabilidad	26
5.4.1	Concepto de modelo digital.....	26
5.4.2	Carga de la arquitectura	26
5.4.3	Requisitos y trazabilidad.....	27
5.4.4	Parámetros y scripts de cálculo	27
6	Modelo computacional de diseño preliminar.....	29
6.1	Análisis de geometría y balance de masas	29
6.1.1	Geometría exterior	29
6.1.2	Geometría de las aletas.....	29
6.1.3	Balance de masas.....	30
6.1.4	Distribución longitudinal de secciones	31
6.1.5	Densidades por sección	32
6.1.6	Masa por sección.....	32
6.1.7	Centro de gravedad para condición cargada y quemado total	32
6.1.8	Variables de salida del modulo	33
6.1.9	Criterio de márgenes de masas.....	33
6.2	Análisis aerodinámico	34
6.2.1	Modelo atmosférico	35
6.2.2	Modelo de arrastre	36

6.2.3	Fuerza normal y estabilidad estática	37
6.2.4	Variables de salida del análisis aerodinámico	38
6.3	Análisis de la propulsión.....	38
6.3.1	Parámetros termodinámicos base	38
6.3.2	Flujo másico	39
6.3.3	Diseño de la tobera	39
6.3.4	Geometría del grano propelente.....	40
6.4	Análisis de la trayectoria	43
6.4.1	Condiciones iniciales	43
6.4.2	Ecuaciones de movimiento.....	44
6.4.3	Criterios de verificación.....	45
6.4.4	Variables de salida del módulo de trayectoria	45
6.5	Análisis de la carga de guerra	46
6.5.1	Amenaza de diseño	46
6.5.2	Selección del explosivo	47
6.5.3	Masas y geometría de la ojiva.....	47
6.5.4	Velocidad inicial de fragmentos	47
6.5.5	Energía cinética total.....	48
6.5.6	Probabilidad de neutralización al objetivo.....	48
6.6	Análisis de Fiabilidad	50
6.7	Análisis de costos	51
6.7.1	Costo unitario de la primera unidad	51
6.7.2	Curva de aprendizaje	52
6.7.3	Desglose de costos por subsistema	52
6.8	Cumplimiento de los requisitos de nivel superior (KPP).....	54
7	Conclusiones.....	55
7.1	Trabajos futuros	55
8	Bibliografía.....	57
Anexo A: Carta Gantt		59
Anexo B: Contexto operacional. (Elaboración propia)		60
Anexo C: Arquitectura Funcional		61
Anexo D: Product Breakdown Structure, Iteración 1.....		63
Anexo E: Product Breakdown Structure, Iteración 2.....		64
Anexo F: Product Breakdown Structure, Iteración final, Sistema de interés.		65
Anexo E: Arquitectura en VioletLabs		66
Anexo F: Requisitos exportados de VioletLabs		67

Lista de Figuras

Figura 1. Compromiso de costos e incursión en el ciclo de vida del sistema (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).....	2
Figura 2. Fases del ciclo de vida de un sistema (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).	5
Figura 3. Jerarquía de un sistema (Alejandro López Telgie, 2025).....	5
Figura 4. Desarrollo de la arquitectura en la ingeniería de un sistema (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).	5
Figura 5. Definiciones de ciclos de vida según diversos organismos (INCOSE, 2023).....	9
Figura 6. Modelo en Cascada (Boehm, 1976).....	10
Figura 7. Modelo en espiral. (B. W. Boehm, 1988).....	10
Figura 8. Modelo en V. (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024)	11
Figura 9. Jerarquías de los requisitos. (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).....	12
Figura 10. Arquitectura física genérica de un F-22. (Reed, 1993)	13
Figura 11. Asignación de las funciones a los componentes (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).	14
Figura 12. Arquitectura de producto DSM. (Steven D. Eppinger & Tyson R. Browning, 2016)	14
Figura 13. Verificación, validación y aceptación. (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024)	15
Figura 14. Concepto de Operaciones (Elaboración propia).....	23
Figura 15. Descomposición Funcional del NAAM (Elaboración propia).....	24
Figura 16. Product Breakdown Structure, descomposición final, sistema de interés (Elaboración propia).....	26
Figura 17. Implementación y asignación jerárquica de requisitos en VioletLabs.	27
Figura 18. Vinculo padre-hijo entre los requisitos.....	27
Figura 19. Parámetros definidos en VioletLabs siguiendo la arquitectura del NAAM.....	28
Figura 20. Regresión estadística para misiles. (E. Fleeman, 2006).....	31
Figura 21. Densidad de referencia de las secciones de un misil. (E. Fleeman, 2006).....	31
Figura 22. Márgenes de Masas según grado de madures.	34
Figura 23. Gráfico desglose de masas por subsistema. (Elaboración propia)	34
Figura 24. Configuraciones de grano para un período de dos a tres fases. (George P. Sutton, 2017)	41
Figura 25. Volumen total del grano (E. Fleeman, 2006)	42
Figura 26. La modificación de la trayectoria de vuelo proporciona un mayor alcance en vuelo.(E. Fleeman, 2006).....	44
Figura 27. Velocidad del fragmento en relación carga-metal. (E. Fleeman, 2006).....	48
Figura 28. Probabilidad de destrucción en base al número de impactos. (E. Fleeman, 2006)	49
Figura 29. System reliability for a missile. (E. Fleeman, 2006)	50
Figura 30. Costo de producción de misiles por componentes. (E. Fleeman, 2006)	51
Figura 31. Curva de aprendizaje para el costo unitario. (E. Fleeman, 2006)	52

Figura 32. Porcentaje de costos en base a los subsistemas. (Elaboración propia)	53
Figura 33. Curva de aprendizaje en base al costo por unidad. (Elaboración propia).....	53
Figura 34. Análisis de mercado (Grand View Research, 2026)	54

Lista de Tablas

Tabla 1. Requisitos de nivel superior del Segmento Aéreo.....	18
Tabla 2. Amenazas antibuque nivel 1.....	19
Tabla 3. Amenazas de nivel 2	19
Tabla 4. Misiles de referencia.....	20
Tabla 5. Actores	22
Tabla 6. Ciclo de vida del sistema.	22
Tabla 7. Parámetros iniciales de la geometría exterior.	29
Tabla 8. Distribución longitudinal de secciones.	32
Tabla 9. Variables de salida del módulo de geometría	33
Tabla 10. Constantes atmosféricas	35
Tabla 11. Variables de salida del análisis aerodinámico.	38
Tabla 12. Variables de entrada, propulsión.	38
Tabla 13. Variables de salida del módulo de propulsión	43
Tabla 14. Variables de salida del módulo de trayectoria	46
Tabla 15. Valores obtenidos para la carga.	49
Tabla 16. Variables de salida del módulo de Fiabilidad	51
Tabla 17. Cumplimiento de los requisitos de nivel superior	54

Nomenclatura

AAW	: Anti-Air Warfare
ASuW	: Anti-Surface Warfare
ASW	: Anti-Submarine Warfare
CAMM	: <i>Common Anti-Air Modular Missile</i>
CFD	: Computational Fluid Dynamics
ConOps	: Concepto de Operación
CI	: <i>Configuration Item</i>
GNC	: <i>Guidance, Navigation and Control</i>
ICBM	: <i>Intercontinental Ballistic Missile</i>
IMU	: <i>Inertial Measurement Unit</i>
IM	: Insensitive Munitions
INCOSE	: <i>International Council in Systems Engineering</i>
ISA	: International Standard Atmosphere
KDP	: <i>Key Decision Point</i>
KPP	: Key Performance Parameter
MAC	: Mean Aerodynamic Chord
MBSE	: <i>Model-Based Systems Engineering</i>
NAAM	: <i>Naval Anti-Air Missile</i>
NASA	: <i>National Aeronautics and Space Administration</i>
SE	: <i>Systems Engineering</i>
SSDS	: <i>Ship Self-Defense System</i>
UdeC	: Universidad de Concepción
Vee	: <i>Vee Model</i>
VLS	: Vertical Launch System
V&V	: <i>Verification and Validation</i>

Simbolos (letras latinas)

Símbolo	Definición	Unidad
A	Área	[m ²]
AR	Aspect ratio	[—]
b	Envergadura	[mm]
C	Masa de explosivo	[kg]
C_D0	Coeficiente de arrastre	[/rad]
C_Nα	Pendiente del coeficiente de fuerza normal	[m/s]
d	Diámetro	[mm]
E	Número esperado de impactos	[—]
E_k	Energía cinética por fragmento	[J]
e	Espesor	[mm]
FS	Factor de seguridad	[—]
g	Aceleración de la gravedad	[m/s ²]
h	Altitud	[m]
I_sp	Impulso específico	[s]
L	Longitud	[mm]
M	Número de Mach	[—]
m	Masa	[kg]
ṁ	Flujo másico	[kg/s]
N	Número (conteo) de fragmentos	[—]
n	Exponente de la ley de quemado	[—]
n(R)	Densidad superficial de fragmentos	[frag/m ²]
P_imp	Probabilidad de impacto	[—]
p	Presión	[Pa]
R	Distancia o radio	[m]
r	Tasa de regresión superficial del propelente	[m/s]

Símbolo	Definición	Unidad
S	Área aerodinámica de referencia	[m ²]
SM	Margen estático	[calibres]
T	Empuje	[N]
t	Tiempo	[s]
V	Volumen	[m ³]
v	Velocidad	[m/s]
W	Masa total	[kg]
x	Posición longitudinal o alcance horizontal	[m]
$\sqrt{2}E$	Velocidad Gurney del explosivo	[m/s]

Simbolos (letras griegas)

Símbolo	Definición	Unidad
β	Razón explosivo-metal (C/M)	[—]
γ	Ángulo de trayectoria respecto a la horizontal	[rad]
Δ	Variación	[—]
ε	Razón de expansión de la tobera (A_e/A_t)	[—]
λ	Razón de estrechamiento de la aleta (c_t/c_r)	[—]
ρ	Densidad	[kg/m ³]

Subíndice Significado

0	Inicial, al nivel del mar o al lanzamiento
a	Ambiente
aleta	Aleta individual
avg	Promedio
b	Quemado (burning) del propelente
base	Base del misil
burnout	Fin de la fase de combustión

Subíndice Significado

c	Cámara de combustión
cargado	Misil con propelente
chamber	Cámara
CA	Centro aerodinámico
CG	Centro de gravedad
cuerpo	Cuerpo del misil
d	Descarga
e	Salida de la tobera
E	Terrestre (<i>Earth</i>)
eff	Efectivo
envuelta	Envuelta de fragmentos
f	Final, fragmento o fracción
fric	Fricción
g	Gases de combustión
grano	Grano propelente
i	Interno o índice
ideal	Sin pérdidas
imp	Impacto
loss	Pérdidas
MAC	Cuerda media aerodinámica
max	Valor máximo
min	Valor mínimo
motor	Motor cohete
N	Nariz
p	Propelente
pitch	Pitch over

Subíndice Significado

r	Raíz (de aleta)
ref	Referencia
sección	Sección del misil
semi	Semi (envergadura)
SRM	<i>Solid Rocket Motor</i>
t	Garganta (throat), punta (tip) y tiempo
target	Objetivo

1 Introducción

1.1 Contexto

El Laboratorio de Técnicas Aeroespaciales de la Universidad de Concepción desarrolla proyectos en los sectores aeronáutico y aeroespacial, varios de ellos en el marco del convenio de colaboración con la Armada de Chile (Kharla Soffia Haase Santana, 2025) (Ignacio Elías Rocha Torres, 2021). La gestión técnica de proyectos de esta naturaleza, en los cuales concurren múltiples disciplinas y un número elevado de interfaces, requiere un marco metodológico que permita mantener la coherencia del diseño a lo largo de todo el ciclo de vida. La práctica habitual, basada en documentos independientes que deben sincronizarse manualmente, no garantiza esa coherencia, una decisión de diseño adoptada en un subsistema no propaga automáticamente su efecto sobre los presupuestos técnicos del sistema completo ni sobre los requisitos que ese sistema debe satisfacer.

La Ingeniería de Sistemas es la disciplina que aborda este problema. Definida como un enfoque transdisciplinario para la creación, la puesta en marcha y el retiro exitoso de sistemas complejos (INCOSE, 2023), se consolida durante el programa ICBM Atlas en la década de 1950, cuando se demuestra que la gestión de interfaces y la vigilancia del diseño general constituyen funciones críticas de la organización y no actividades subordinadas (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024). Su relevancia para el diseño preliminar reside en la estructura de compromiso de costos del ciclo de vida, como muestra la Figura 1, la mayor parte del costo total de un sistema queda comprometida durante las fases conceptual y preliminar, cuando el gasto incurrido es todavía marginal. Un error en esta etapa temprana provoca fallas operativas y costos altísimos en el futuro.

La Ingeniería de Sistemas Basada en Modelos (*MBSE*) responde a esa necesidad sustituyendo el documento por el modelo como repositorio autoritativo de la información del sistema. Trabajos previos desarrollados en el Laboratorio han abordado la aplicación de esta metodología a la definición de arquitecturas y a los procesos de ensamblado, integración y prueba (Ignacio Elías Rocha Torres, 2021). Subsiste, no obstante, una brecha: la cadena que va desde las necesidades de las partes interesadas hasta el dimensionamiento preliminar cuantitativo del sistema, en la cual los parámetros de diseño calculados verifican de manera trazable los requisitos que originaron la arquitectura, no ha sido implementada en una herramienta de MBSE. El presente trabajo aborda esa brecha. La demostración de una metodología requiere un caso de estudio. El sistema seleccionado es un misil interceptor superficie-aire de defensa de punto embarcado, designado *NAAM* (*Naval Anti-Air Missile*), y la elección responde a tres razones metodológicas. En primer lugar, se trata de un sistema completo en el sentido de la Ingeniería de Sistemas, integrando los subsistemas clásicos de un vehículo aeroespacial. En segundo lugar, al ser el sistema de interés cohete/misil dispone de diversas metodologías de dimensionamiento preliminar establecidas (E. Fleeman, 2006) (Don Edberg, 2022). En tercer lugar, el convenio con la Armada de Chile provee un contexto operacional institucional y un cliente identificable, lo

que permite que la definición de necesidades y requisitos de las partes interesadas se realice sobre un caso real y no sobre un escenario hipotético.

El resultado del trabajo es, por una parte, una arquitectura funcional, física y asignada del sistema de interés, implementada en la herramienta de MBSE VioletLabs con trazabilidad completa entre requisitos y componentes. Por otra, un modelo computacional de dimensionamiento preliminar estructurado en módulos encadenados, que verifica parámetros de desempeño contra los requisitos de nivel superior y que constituye, junto con la arquitectura, el marco metodológico reutilizable que motiva este trabajo.

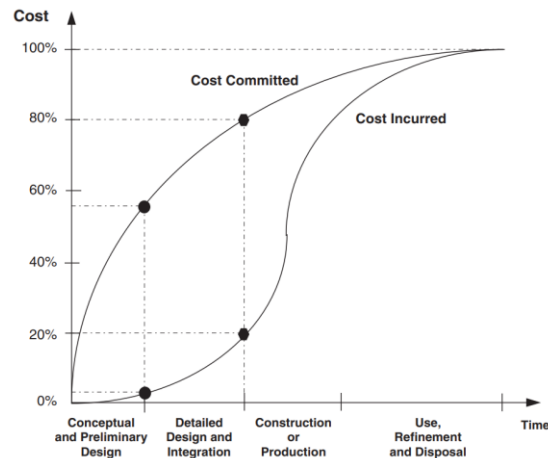


Figura 1. Compromiso de costos e incursión en el ciclo de vida del sistema (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).

1.1.1 Aporte social, ético y académico del proyecto

Aporte académico. El proyecto constituye una contribución metodológica para la Universidad de Concepción al demostrar la aplicación de los procesos técnicos del INCOSE Systems Engineering Handbook Rev. 5 en un entorno de Ingeniería de Sistemas Basada en Modelos (MBSE). Más allá del diseño particular del interceptor, la arquitectura del Sistema de Sistemas, la estructura de descomposición de requisitos y la organización del modelo computacional quedan documentadas como una base abierta y reutilizable para futuros trabajos.

Aporte social. La formación de capacidades locales de diseño de sistemas complejos constituye el aporte social del trabajo. La disponibilidad de un marco metodológico documentado reduce el costo de entrada de futuros estudiantes a proyectos de esta naturaleza, y contribuye a que la institución pueda participar en el desarrollo de sistemas aeroespaciales con criterio técnico propio.

Aporte ético. El caso de estudio corresponde a un sistema de defensa antiaérea cuya función es estrictamente defensiva, la protección de la plataforma naval y su dotación frente a amenazas entrantes. El diseño se limita a las fases conceptual y preliminar, basándose exclusivamente en literatura técnica abierta y fuentes de acceso público, garantizando el pleno respeto a la normativa de confidencialidad e información clasificada.

1.2 Condiciones de diseño

C1. El desarrollo del proyecto debe seguir las directrices de ingeniería de sistemas establecidas por INCOSE Systems Engineering Handbook rev 5.

C2. El modelo del sistema, comprendiendo la arquitectura, los requisitos y los parámetros de diseño, debe implementarse en la herramienta de MBSE VioletLabs.

C3. El proyecto se evalúa en las primeras fases del ciclo de vida del sistema, un diseño preliminar y su respectiva arquitectura.

C4. El desarrollo del proyecto y la construcción de la arquitectura se basa en información de libre acceso público, garantizando un marco de trabajo estrictamente académico.

C5. El diseño debe priorizar la seguridad del personal y de las instalaciones en las fases posteriores del ciclo de vida.

C6. El diseño del sistema estará sujeto a límites de peso y dimensiones para asegurar su compatibilidad con las plataformas de lanzamiento y transporte existentes.

C7. El diseño debe contemplar criterios de mantenibilidad y soporte que permitan una vida útil prolongada.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo general

Implementar mediante un enfoque de Ingeniería de Sistemas Basada en Modelos, la arquitectura de un sistema de defensa antiaérea naval, aplicando los procesos técnicos definidos en INCOSE Systems Engineering Handbook Rev. 5

1.3.2 Objetivos específicos

OE1. Transformar las necesidades de los stakeholders en un mínimo de 10 requisitos técnicos de alto nivel, documentados en el software Violetlabs, al finalizar la fase de definición del sistema.

OE2. Elaborar el ConOps identificando al menos un escenario operacional, con fronteras del sistema de interés e interfaces con el sistema explícitamente definidas, durante la etapa de análisis de misión.

OE 3. Generar la arquitectura asignada mediante el mapeo de todos los requisitos a sus elementos físicos correspondientes, verificando la trazabilidad de los requisitos e implementada en Violetlabs, al concluir el diseño preliminar.

OE 4. Implementar un modelo computacional de diseño preliminar del segmento aéreo estructurado en siete módulos de cálculo, verificando que los parámetros de salida satisfacen los requisitos de alto nivel, mediante simulación en Python, antes de concluir la fase de diseño preliminar.

OE 5. Cuantificar la estructura de costos del sistema, determinando un costo unitario de producción estimado inferior a 500,000 USD al finalizar el diseño preliminar.

1.4 Metodología

La ejecución de este proyecto se estructura siguiendo el ciclo de vida genérico de la Ingeniería de Sistemas (Figura 2), vinculando cada actividad con los objetivos específicos.

OE1. Análisis de Contexto y Definición de Requisitos: Esta fase consiste en la captura y transformación de las necesidades de los clientes en requisitos de alto nivel para el sistema y la misión. El trabajo comienza con un análisis del estado del arte y la caracterización de los stakeholders de mayor importancia, aplicando técnicas para identificar las metas y restricciones operativas que tendrá el sistema de interés.

OE2. Describir el contexto y el Concepto de Operaciones: Para delimitar la responsabilidad del sistema, se construye el Diagrama de Contexto, definiendo las fronteras físicas y lógicas con el metasistema. Paralelamente, se desarrolla el Concepto de Operaciones (ConOps) a través de la definición de escenarios de misión desde el lanzamiento del vuelo, la mantención, y eventos desastrosos, lo que permitirá derivar requisitos del sistema de interés. Este proceso finaliza con una validación cruzada para asegurar que los requisitos sean completos y consistentes, estableciendo así el punto de partida para la arquitectura del sistema.

OE3. Generación de la Arquitectura Alocada y Verificación de la Trazabilidad: La fase final del diseño arquitectónico consiste en la síntesis de los modelos Funcional y Físico, mediante la creación de la Arquitectura Alocada. Esta actividad técnica implica realizar el mapeo directo de cada función definida hacia los recursos físicos establecidos (Figura 4), asegurando que no existan funciones sin soporte físico huérfanas ni componentes sin propósito.

OE4. Implementación del Modelo Computacional de Diseño Preliminar: Esta fase consiste en la implementación de un modelo cuantitativo de diseño preliminar del NAAM, estructurado en siete módulos de cálculo encadenados que parten desde la geometría externa heredada de la línea base y culminan en la verificación de los parámetros de performance contra los requisitos de alto nivel. Los siete módulos comprenden, análisis de la carga de guerra, geometría y distribución de masas, aerodinámica y estabilidad estática, propulsión, trayectoria, fiabilidad y costos. La implementación se realiza en el software Violetlabs. Cada módulo se modela como una caja con entradas y salidas explícitamente definidas, lo que permite sustituir su implementación interna por modelos de mayor fidelidad en iteraciones futuras sin alterar el resto del sistema (E. Fleeman, 2006).

OE5. Cuantificación de la Estructura de Costos del Sistema: La fase final del trabajo complementa la viabilidad técnica con la viabilidad económica del sistema. Para ello se construye una *Cost Breakdown Structure*, asignando costos a cada nodo conforme a su naturaleza, costos no recurrentes asociados al desarrollo y calificación, y costos recurrentes asociados a la producción en serie, operación y mantenimiento (INCOSE, 2023). El producto de esta fase es un costo unitario de producción en serie contrastado contra el umbral fijado de USD 500000. Este resultado cierra el ciclo del diseño preliminar al verificar

que la solución técnica propuesta es además económicamente sostenible a lo largo del ciclo de vida.

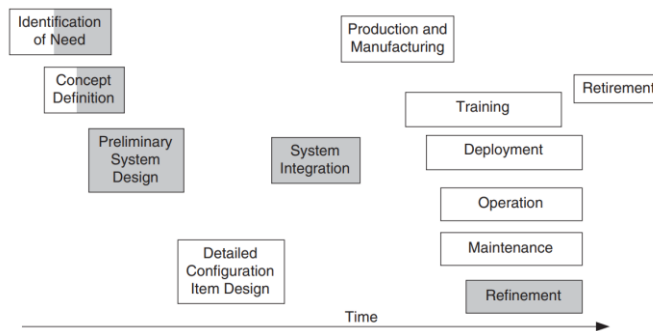


Figura 2. Fases del ciclo de vida de un sistema (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).

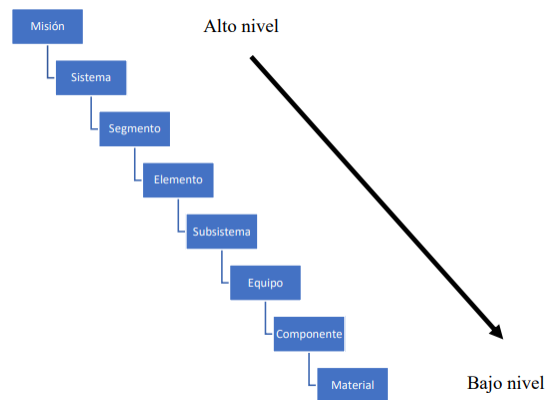


Figura 3. Jerarquía de un sistema (Alejandro López Telgie, 2025)

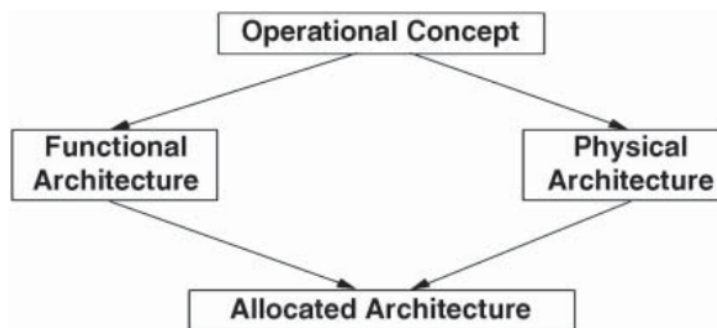


Figura 4. Desarrollo de la arquitectura en la ingeniería de un sistema (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).

1.5 Carta Gantt

Para garantizar la ejecución del proyecto, se ha elaborado una Carta Gantt que establece la planificación y los hitos. Dicho documento se presenta en el Anexo A.

2 Estado del arte

En este capítulo se revisará la literatura e investigaciones relacionadas con los sistemas de defensa y vehículos de lanzamiento. Esta literatura justifica las decisiones arquitectónicas adoptadas en los capítulos posteriores.

2.1 Arquitectura de un sistema cohete sonda para mediciones experimentales en la mesosfera (Kharla Soffia Haase Santana, 2025)

Este trabajo, desarrollado en el marco del convenio UdeC Armada de Chile, aplica la metodología MBSE para diseñar la arquitectura de un sistema cohete sonda destinado a mediciones experimentales en la mesosfera. La autora sigue los procesos técnicos de INCOSE Systems Engineering Handbook rev 5 para definir los requisitos del sistema, establecer el *Product Breakdown Structure*, y verificar la trazabilidad de los requisitos en herramientas de modelado.

2.2 Systems Engineering for Naval Ship Design Evolution (Bottero & Gualeni, 2024)

Este artículo aborda la integración de la Ingeniería de Sistemas con el método tradicional de diseño naval conocido como *Design Spiral*. Los autores identifican las limitaciones del enfoque clásico, la ausencia de un proceso formal de definición de requisitos, falta de visión de ciclo de vida e incapacidad para capturar interacciones no lineales y proponen una metodología basada en capacidades que articula el Modelo en V con la espiral de diseño mediante matrices de relación entre niveles jerárquicos. La descomposición propuesta parte de las capacidades estratégicas de defensa, atraviesa las capacidades militares, operacionales y de buque, y culmina en las capacidades elementales, donde se conectan los dominios de plataforma y carga útil del buque.

Para el presente proyecto, el aporte central del trabajo es la taxonomía de capacidades del buque naval de combate, que separa el dominio de la plataforma del dominio de la carga útil. Dentro de la capacidad de combate, se desagregan los cuatro tipos de guerra, *Anti-Air Warfare (AAW)*, *Anti-Surface Warfare (ASuW)*, *Anti-Submarine Warfare (ASW)* y *Electronic Warfare (EW)* con sus respectivos niveles de satisfacción. Esta descomposición proporciona el sustento directo de la rama *Surface Combat Ships* del árbol arquitectónico desarrollado en el Capítulo 5, así como la justificación de la concentración del trabajo en la rama AAW.

2.3 Ship Self-Defense System Architecture (Norcutt, 2001)

Este artículo describe la arquitectura del *Ship Self-Defense System (SSDS)*. El autor expone el concepto central de la cadena *detect, control, engage*, que estructura la secuencia operacional en tres fases distintas, la detección y rastreo de contactos aéreos por sensores embarcados, el control y clasificación de amenazas por el sistema de mando y control, con decisión de empeño por el Oficial de Acción Táctica, y el empeño mediante el cálculo de la solución de intercepción, lanzamiento del arma, guiado en vuelo y

evaluación de daño en combate. El artículo describe además el patrón arquitectónico de *Information, Oriented, Design*, en el cual los procesos del sistema se comunican mediante el intercambio de información estructurada en un bus común de datos, permitiendo la incorporación modular de sensores y armas.

El aporte de este trabajo al proyecto reside en la distinción funcional entre las tres fases de la cadena AAW, que tiene una consecuencia arquitectónica directa sobre la asignación de funciones entre el buque y el interceptor. El cálculo de la solución de intercepción y la decisión de empeño residen en el sistema de mando y control del buque, no en el misil, el interceptor recibe los parámetros del blanco antes del lanzamiento y sus actualizaciones de medio curso a través del enlace de datos bidireccional, sin requerir capacidad autónoma de detección ni de clasificación de amenazas, hasta llegar a la fase terminal que es donde actúa el buscador.

2.4 Tactical Missile Design, 2ª edición (E. Fleeman, 2006)

Este texto, establece la metodología de referencia para el dimensionamiento preliminar de misiles tácticos. El autor estructura el proceso de diseño en etapas iterativas, definir los requisitos de misión, establecer una línea base de referencia, realizar el análisis aerodinámico, dimensionar la propulsión, calcular el peso, simular la trayectoria y verificar las medidas de mérito y restricciones. El método atribuye un papel fundamental a la línea base, en lugar de partir desde primeros principios, el diseñador adopta un misil existente cuyas características de misión sean comparables y utiliza sus dimensiones, masas y geometría como punto de partida, ajustando los parámetros hasta satisfacer los requisitos específicos del proyecto.

2.5 Rocket Propulsion Elements, 9ª edición (George P. Sutton, 2017)

La novena edición de este texto expone la teoría fundamental de la propulsión y sus aplicaciones prácticas. Los autores cubren desde las ecuaciones de funcionamiento del motor cohete hasta el diseño de motores de propelente sólido y la geometría de los granos propelentes, pasando por la propulsión líquida, los sistemas de control térmico y las consideraciones de integración. El texto incluye tablas de propiedades de propelentes, correlaciones empíricas validadas y datos históricos de motores reales.

Para el proyecto, el aporte del texto se concentra en el Módulo 3 del modelo cuantitativo, las ecuaciones de la ecuación del cohete, el impulso específico del propelente candidato, el cálculo del tiempo de combustión a partir de la geometría del grano radial y la verificación de que el perfil de empuje satisface el requisito de velocidad terminal. El texto es también la fuente para los criterios de almacenabilidad y degradación del propelente sólido.

3 Marco Teórico

Este capítulo tiene como propósito establecer los fundamentos conceptuales que sustentan el desarrollo de la arquitectura del sistema de defensa nacional. Para ello, se definen los principios de la Ingeniería de Sistemas bajo un pilar, la metodología seguida por INCOSE Systems Engineering Handbook rev 5.

3.1 *Systems Engineering*

3.1.1 Definición y Alcance

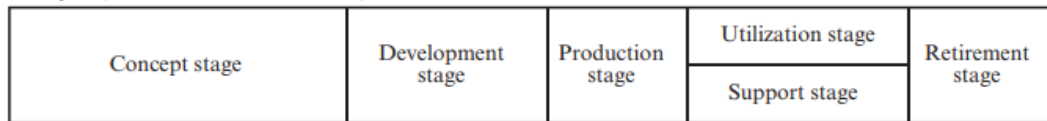
Según Buede y Miller, "La ingeniería de sistemas (SE) es una disciplina de ingeniería cuya responsabilidad es crear y ejecutar un proceso interdisciplinario para garantizar que las necesidades del cliente y de todas las demás partes interesadas se satisfagan de manera eficiente, confiable, rentable y dentro de los plazos establecidos a lo largo de todo el ciclo de vida del sistema." (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024). Complementando la idea, INCOSE nos dice lo siguiente: "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). En 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, 2016). Wiley Larson, líder en desarrollo espacial y coautor de textos fundamentales sobre ingeniería en sistemas (Larson, n.d.), define la ingeniería en sistemas como, "El arte y la ciencia de desarrollar un sistema operativo que cumpla con los requisitos dentro de las limitaciones impuestas.", también nos dice que esta "Puede compararse a una orquesta y su capacidad de interpretar una sinfonía, esta orquesta está compuesta por un director y diversos músicos, tales como, cuerdas, percusiones, vientos, etc., los cuales se han perfeccionado en cada uno de sus instrumentos." (Ryschkewitsch et al., 2009)

3.1.2 Ciclo de vida de un sistema

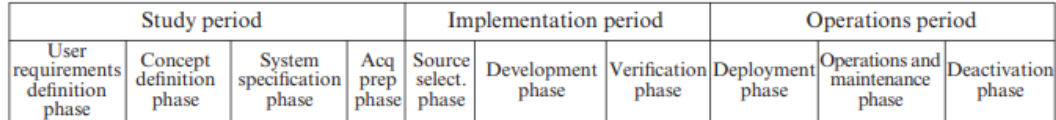
NASA define el ciclo de vida de un sistema como un concepto de gestión que organiza todo lo que debe hacerse para llevar a cabo un programa o proyecto en una serie de fases distintas, separadas por Puntos Clave de Decisión (KDP), en los que la autoridad de decisión evalúa si el programa o proyecto está listo para pasar a la siguiente fase. Estas fases se diseñan para ofrecer momentos naturales de decisión, go o no go sobre la continuación del proyecto. (NASA, 2016).

Según INCOSE, existen otras definiciones de ciclos de vida utilizadas en diversos proyectos, algunos de ellos son mostrados en la Figura 5. Como se menciona anteriormente en la descripción del trabajo, el ciclo de vida que se usará en este proyecto es el ciclo de vida genérico llamado "Generic life cycle (ISO/IEC/IEEE 15288:2023), en el que se debe asegurar que todas las necesidades se satisfagan a lo largo del ciclo de vida completo del sistema, desde donde se identifica la necesidad, hasta su retiro, ignorar cualquier parte del ciclo de vida conlleva al fracaso del sistema. (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024)

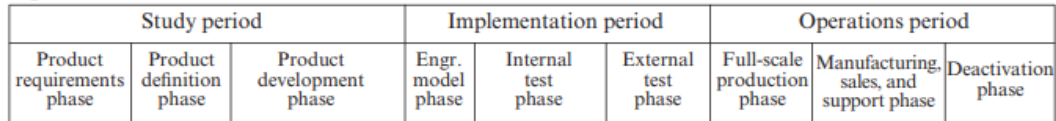
Generic life cycle (ISO/IEC/IEEE 15288:2023)



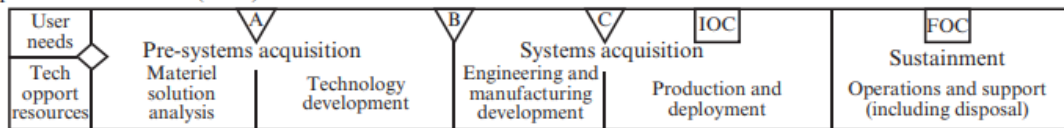
Typical high-tech commercial systems integrator



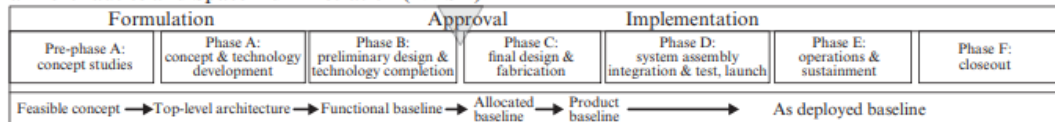
Typical high-tech commercial manufacturer



US Department of Defense (DoD)



National Aeronautics and Space Administration (NASA)



US Department of Energy (DoE)

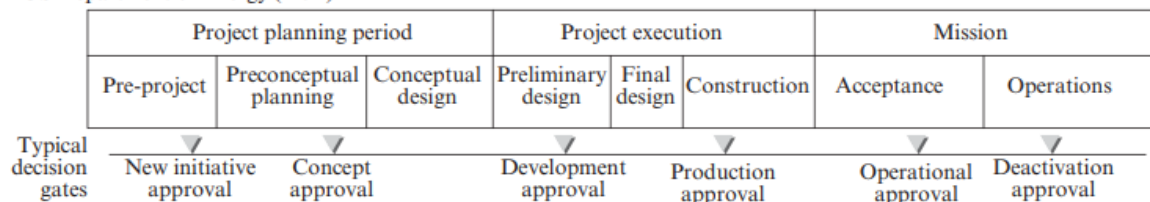


Figura 5. Definiciones de ciclos de vida según diversos organismos (INCOSE, 2023).

3.1.3 Modelo de Procesos

Los modelos de proceso constituyen el marco estratégico y la estructura que define la secuencia de actividades y flujos de información para gestionar el desarrollo de un sistema a lo largo de su ciclo de vida. Su propósito es proporcionar un camino que permita transformar las necesidades de los interesados en una solución técnica operable. Para ello existen diversos modelos que se utilizan de manera cotidiana en estos proyectos.

3.1.3.1 Modelo en Cascada

El modelo en Cascada o “Waterfall” (Figura 6) propone un desarrollo lineal y secuencial, en donde el avance hacia una nueva etapa depende de la aprobación de la fase anterior. El principal problema radica en la falta de flexibilidad del modelo ante errores descubiertos en fases tardías. (Boehm, 1976)

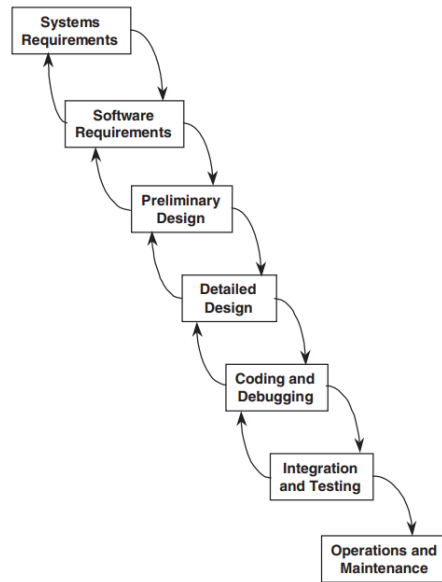


Figura 6. Modelo en Cascada (Boehm, 1976)

3.1.3.2 Modelo en espiral

El modelo en espiral es una aproximación orientada a la reducción de la incertidumbre a través de diversos ciclos iterativos de desarrollo y análisis de riesgos. La Figura 7 muestra que el diseño evoluciona a medida que el equipo de ingeniería completa vueltas en espiral, en las que se desarrollan prototipos y se realizan evaluaciones de riesgo antes de avanzar. Es una metodología útil en proyectos de investigación y desarrollo o cuando la tecnología involucrada posee un alto grado de novedad, permitiendo que la arquitectura del sistema se refine de manera continua frente a lo desconocido. (B. W. Boehm, 1988)

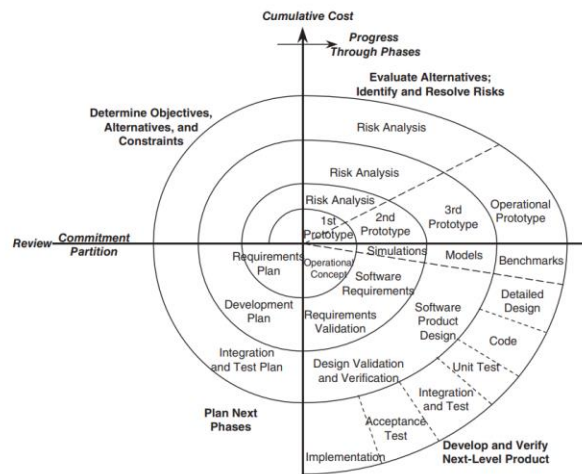


Figura 7. Modelo en espiral. (B. W. Boehm, 1988)

3.1.3.3 Modelo Top – Down

El modelo Top – Down, o modelo en V, es la metodología más tradicional y predominante en la ingeniería de sistemas debido al énfasis que hace en la descomposición jerárquica y en su trazabilidad. De la Figura 8, el proceso del modelo en V, inicia en la rama descendente con la descomposición y definición, fase en la que las necesidades de los interesados se transforman en requisitos de rendimiento y arquitecturas funcional y física, culminando en la especificación detallada de los Elementos de Configuración. Por otro lado, la rama ascendente aborda la integración y calificación, donde se reconstruye el sistema para asegurar su integridad técnica a través de la verificación, que comprueba el cumplimiento de las especificaciones de diseño, y la validación, que confirma si el producto satisface la misión y los objetivos originales del cliente. Una limitación del modelo V, es que implica que los requisitos están completos en la etapa conceptual. Esto no corresponde a la realidad en la mayoría de los casos de desarrollo de productos. (Tim Weilkiens, 2008).

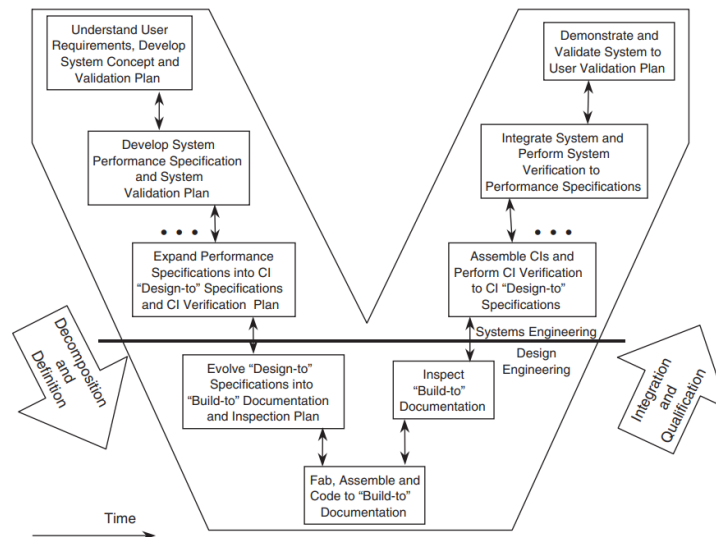


Figura 8. Modelo en V. (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024)

3.2 El Concepto de arquitecturas

3.2.1 Requerimientos

En la ingeniería de sistemas, los requisitos no aparecen simplemente en el escritorio del ingeniero de sistemas. Obtener requisitos adecuados es fundamental para el éxito de un sistema (Blum, 1992). Los requerimientos constituyen el cimiento sobre el cual se construye toda la arquitectura, definiéndose formalmente como el medio principal para comunicar las necesidades de los interesados a los ingenieros que diseñarán y construirán el sistema. El desarrollo de requerimientos es un proceso de descubrimiento, no solo de documentación, lo que implica una evolución constante a medida que se profundiza en el diseño. La jerarquía de estos requerimientos, como se muestra en la Figura 9, comienza con los requerimientos de los interesados que capturan las necesidades y restricciones del usuario

final, estos se transforman posteriormente en requerimientos del sistema, los cuales se clasifican en cuatro categorías técnicas esenciales, funcionales que define las funciones que el sistema realiza en la misión, operacionales que ven el desempeño en el comportamiento del sistema, de seguridad que se encargan de asegurar la protección de las personas e instalaciones en todo el ciclo de vida del sistema, y finalmente los de restricción que van desde límites normativos, físicos, o de tiempo delimitando el diseño del sistema. Finalmente, mediante el proceso de arquitectura alocada, estos se derivan en requerimientos de componentes, asegurando una trazabilidad en donde cada elemento físico del sistema responde a una exigencia específica de nivel superior.

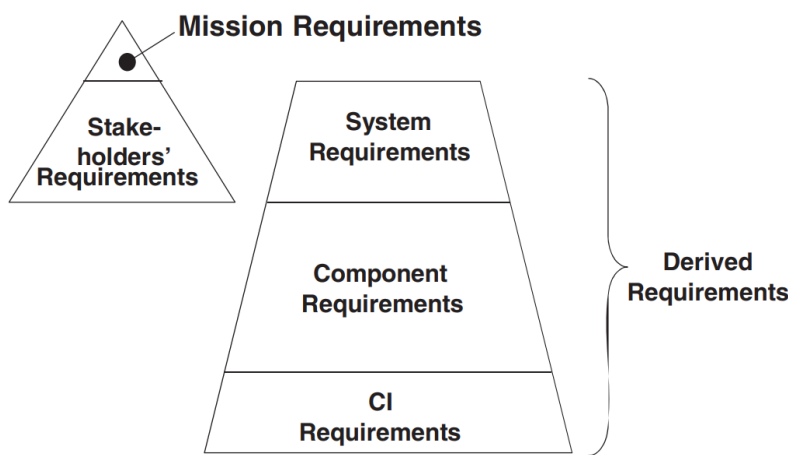


Figura 9. Jerarquías de los requisitos. (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024)

3.2.2 Concepto de operaciones (*ConOps*)

El Concepto Operacional es una visión de lo que es el sistema, en términos generales, una declaración de los requisitos de la misión y una descripción de cómo se utilizará el sistema. (R. I. Lano & R. H. Thayer and M. Dorfman (eds.), 1990). Buede y Miller la definen como “el vehículo principal para identificar la misión del sistema y los escenarios operativos” (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024). En la jerarquía del diseño, el ConOps no se limita solo a la operación nominal, sino que debe poseer una descripción de los escenarios de misión, entornos operativos, mantenimiento y apoyo, además de considerar eventos desastrosos.

3.2.3 Arquitectura Funcional

La arquitectura funcional se define como la descripción lógica y jerárquica de las funciones que el sistema debe ejecutar para cumplir con los objetivos de la misión, centrándose exclusivamente en qué debe hacer el sistema antes de determinar cómo se implementará físicamente. Esta arquitectura es fundamental porque define la estructura de las tareas que el sistema debe realizar y las interacciones entre esas tareas (INCOSE, 2023).

3.2.4 Arquitectura Física

La arquitectura física de un sistema es una descripción jerárquica de los recursos que lo componen. Dado que cada fase del ciclo de vida se aborda en los requisitos y se contempla en las arquitecturas funcionales, debe existir una arquitectura física para cada sistema asociado a su ciclo de vida (INCOSE, 2023). Según Buede, Miller e INCOSE, este dominio se logra al integrar las cinco clases de recursos, el hardware, el software, las instalaciones, las personas y los procedimientos, logrando que el diseño sea una solución operable y mantenible en su entorno. El proceso de diseño físico empieza con una arquitectura física genérica, que particiona los recursos en categorías abstractas sin decisiones de rendimiento finales (un ejemplo es la Figura 10, donde se muestra una arquitectura de un F-22). Para transitar hacia una arquitectura física instanciada, se emplea la caja morfológica, una herramienta que permite explorar el espacio de diseño mediante la identificación de diversas alternativas tecnológicas para cada componente genérico (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024). Finalmente, a través del modelado de rendimiento y el análisis de trade-offs, se seleccionan los componentes específicos que mejor satisfacen los requisitos de la misión.

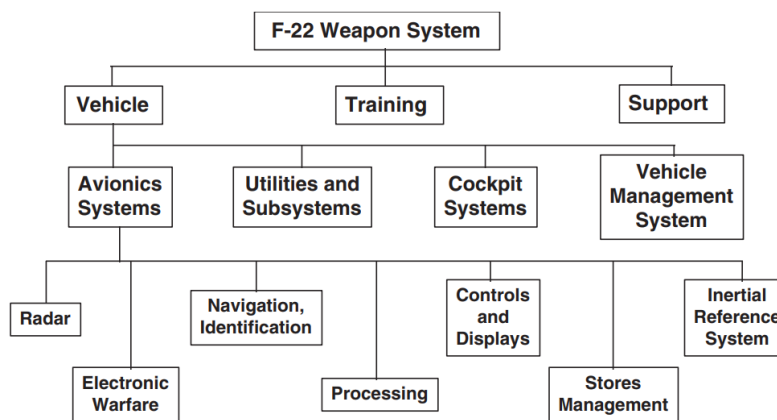


Figura 10. Arquitectura física genérica de un F-22. (Reed, 1993)

3.2.5 Arquitectura Asignada

La arquitectura asignada es la asignación de funciones del sistema a componentes físicos y recursos de forma adecuada para la simulación de eventos discretos de las funciones del sistema (Figura 11). La arquitectura asignada integra la descomposición de requisitos con las arquitecturas funcional y física Figura 4. El desarrollo de esta arquitectura se realiza de manera iterativa, profundizando progresivamente en el nivel de detalle hasta obtener las especificaciones finales necesarias para la construcción o adquisición de los elementos del sistema.

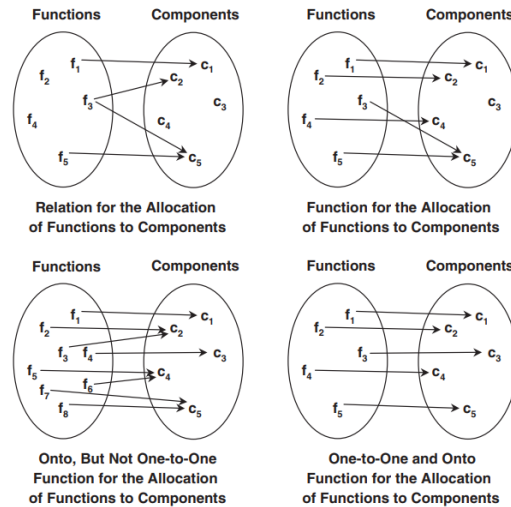


Figura 11. Asignación de las funciones a los componentes (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).

3.2.6 Design Structure Matrix (DSM)

El DSM es una herramienta de modelado de redes utilizada para representar los elementos que componen un sistema y sus interacciones, resaltando así la arquitectura del sistema, este se representa como una matriz cuadrada de $N \times N$ mapeando las interacciones entre el conjunto de N elementos del sistema (Steven D. Eppinger & Tyson R. Browning, 2016)

Más allá de simplemente unir piezas, esta herramienta se enfoca en revelar cómo el tejido de conexiones laterales da vida a comportamientos complejos del sistema, equilibrando el análisis de interacciones al mismo nivel (horizontales) con la visión jerárquica del conjunto (verticales). Al condensar información, permite detectar rápidamente grupos con dependencias críticas, facilitando así la optimización de la estructura mediante el agrupamiento estratégico de sus componentes. La Figura 12, muestra cómo se relacionan componentes con componentes y se ve como estos poseen interacciones entre sí.

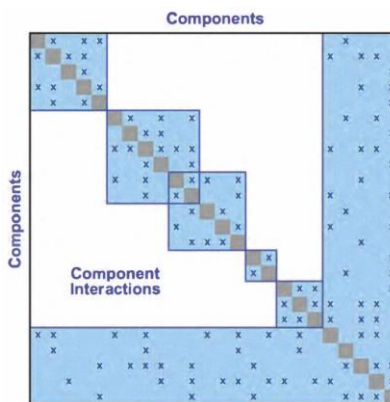


Figura 12. Arquitectura de producto DSM. (Steven D. Eppinger & Tyson R. Browning, 2016)

3.3 Procesos de Verificación y Validación (V&V)

3.3.1 Verificación

La verificación es el proceso que nos dice si el sistema se ha construido de acuerdo con las especificaciones técnicas, respondiendo a la pregunta "¿Construimos el sistema correctamente?" (Grady, 1997) Esta actividad se enfoca en la cadena de bajo nivel (Figura 13), donde el equipo de ingeniería de sistemas garantiza que el diseño detallado y los componentes fabricados satisfacen los requisitos derivados y las especificaciones de rendimiento establecidas durante la fase de descomposición.

3.3.2 Validación

La validación se centra en determinar si el sistema final satisface las necesidades de los interesados en su entorno operativo, abordando la pregunta "¿Construimos el sistema correcto?" (Grady, 1997). En contraste con la verificación, la validación se sitúa en la cadena de alto nivel (Figura 13), estableciendo la correspondencia entre las necesidades de los interesados y el sistema entregado, asegurando que la misión pueda cumplirse efectivamente bajo las condiciones del metasistema.

3.3.3 Aceptación

La aceptación representa el final, en donde los interesados confirman si el sistema cumple con sus expectativas y está listo para su despliegue. Se afirma que, si tanto la validez conceptual como la operativa son sólidas, entonces la aceptación de los interesados debería estar casi garantizada (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024).

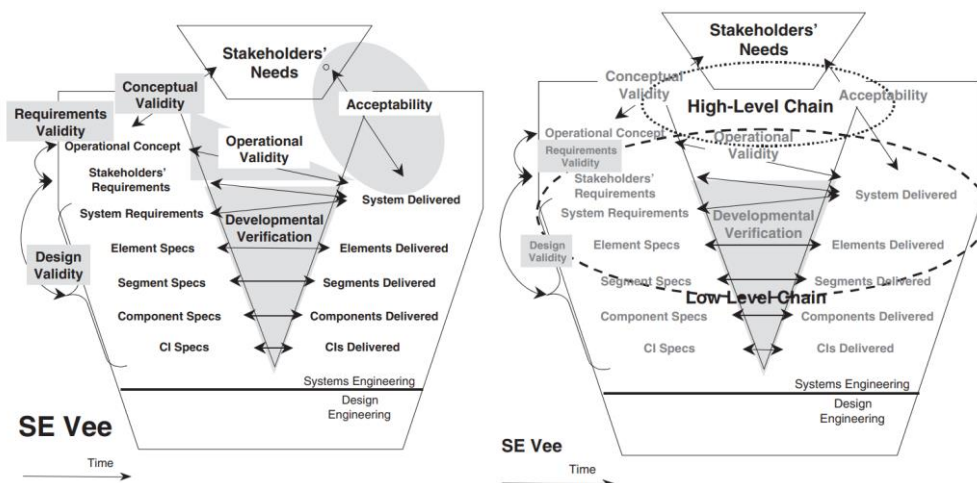


Figura 13. Verificación, validación y aceptación. (Dennis M. Buede & William D. Miller, 2024)

4 Definición del sistema.

4.1 Definición de necesidades y requisitos de las partes interesadas

4.1.1 Misión

La Armada de Chile mantiene como propósito institucional, conforme a su declaración oficial, "Proveer al Estado de Chile de un poder naval y un servicio marítimo con el propósito de contribuir a resguardar la soberanía e integridad territorial, mantener la seguridad de la nación, impulsar el desarrollo nacional y respaldar los intereses nacionales donde sea requerido" (Armada de Chile, 2023). Esta misión institucional opera como contexto de nivel superior para todos los segmentos de la institución, y se traduce hacia los niveles inferiores de la arquitectura mediante sucesivas particularizaciones que la conectan con las capacidades operacionales requeridas en cada segmento del árbol de Sistema de Sistemas.

Dentro del segmento de superficie de la Armada, los Buques de Combate de Superficie deben ejecutar las cuatro categorías clásicas de operaciones de combate marítimo, guerra antiaérea, guerra antisuperficie, guerra antisubmarina y guerra electrónica (Bottero & Gualeni, 2024). El sistema de interés del proyecto se presenta en la primera de estas categorías. Este se designa como *Naval Anti Air Missile* (NAAM), y tiene como misión la de "Proveer una capacidad de interceptación táctica para asegurar la protección de activos ante incursiones aéreas no autorizadas dentro de un radio mayor a 25 km".

4.1.2 Stakeholders

INCOSE distingue dos categorías de partes interesadas para un proyecto de ingeniería de sistemas, las partes interesadas del proyecto y las partes interesadas del sistema en operación (INCOSE, 2023).

La definición de la misión del sistema, el alcance del trabajo y las restricciones institucionales provienen del oficial de la Armada de Chile Hugo Fuentealba Quiroz. La supervisión técnica al diseño preliminar del Segmento Aéreo, incluyendo la validación de las ecuaciones de propulsión y la coherencia de las decisiones aerodinámicas, recae en el profesor experto en cohetería y propulsión Saulo Gómez Salcedo. La supervisión metodológica a la aplicación de los procesos técnicos de INCOSE, la construcción del árbol de Sistema de Sistemas y la validación de la arquitectura final recae en el profesor experto en Ingeniería de Sistemas, Alejandro López Telgie.

4.1.3 Necesidades

Las necesidades constituyen la expresión, en lenguaje no técnico y desde la perspectiva de las partes interesadas, de aquello que el sistema debe lograr para resultar útil y aceptable. Conforme a INCOSE Rev 5, las necesidades preceden a los requisitos y constituyen su justificación, un requisito sin necesidad asociada carece de fundamento, y una necesidad no atendida en algún requisito implica una omisión en la especificación del sistema (INCOSE, 2023). De las interacciones con las partes interesadas del proyecto y del análisis del contexto operacional institucional, se identifican 5 necesidades principales que el Segmento Aéreo debe satisfacer:

- Neutralizar amenazas aéreas a una distancia tal que la amenaza no alcance su distancia letal sobre la unidad protegida.
- El sistema debe operar con la infraestructura existente de la Armada, particularmente con los lanzadores verticales (VLS) de los Buques de Combate de Superficie.
- El sistema debe poder ser mantenido por las instalaciones existentes.
- El sistema debe permanecer en condiciones de almacenamiento prolongado sin degradación significativa.
- El sistema debe presentar un costo unitario asequible que permita su producción.

4.1.4 Requisitos de nivel superior

Los requisitos de stakeholders constituyen la formalización de las necesidades en declaraciones evaluables, expresadas todavía desde la perspectiva del cliente y no del diseñador. Su propósito es servir de entrada al siguiente proceso técnico, *System Requirements Definition*, en el cual estos requisitos se traducirán a especificaciones técnicas del sistema y posteriormente se descompondrán a requisitos de subsistemas y componentes (INCOSE, 2023). Para este proyecto se clasifican los requisitos en tres categorías, funcionales, que representan una función específica que el sistema debe cumplir, operacionales, que definen las condiciones bajo las cuales el sistema opera y se sostiene a lo largo de su ciclo de vida, y restricciones, que limitan o acotan el espacio de soluciones admisibles. La Tabla 1 presenta los requisitos de nivel superior proyecto, con el fin de ser acorde con el lenguaje del software *VioletLabs*, los requisitos fueron escritos en inglés técnico para asegurar la consistencia de la terminología.

Tabla 1. Requisitos de nivel superior del Segmento Aéreo.

ID	Name	Text
FUN-001	Intercept Range	The NAAM shall be able to operate within a radius of at least 25 [km] from the launch point.
FUN-002	Probability of Impact	The NAAM shall defeat the design threat with a single-shot probability of kill $P_k \geq 0.95$.
FUN-003	Mach Speed	The NAAM missile shall reach a maximum speed of Mach 3 at the end of combustion.
FUN-004	Altitude Range	The NAAM system shall have a altitude range of at least 5000 m.
OPE-003	Storage Life	The NAAM shall be storable for a minimum of 10 years.
RST-001	Cost per unit	The NAAM shall cost under 500k USD
RST-002	Launcher Compatibility	The NAAM shall be compatible with the Vertical Launch System installed aboard Chilean Navy Surface Combat Ships
RST-003	Total Mass	The NAAM total launch mass shall not exceed 100 kg.
RST-004	Maximum Total Length	The total length of the NAAM shall not exceed 3.2 m.
RST-005	Maximum Body Diameter	The NAAM body diameter shall not exceed 166 mm.
RST-006	Reliability	The NAAM system shall achieve an operational reliability of over 80%.

4.2 Línea Base

Lo primero que se debe hacer es identificar las amenazas que el sistema aéreo debe ser capaz de neutralizar, para esto se aplica el principio de costo/efectividad asimétrica de la defensa moderna, una defensa es económicamente sostenible únicamente cuando el costo del interceptor es inferior al costo de la amenaza interceptada.

4.2.1 Estratificación de amenazas por costo/efectividad

Las amenazas se organizan en tres niveles, definidos por el costo unitario y la viabilidad económica del intercepto. Para el primer nivel se consideran los Misiles Antibuque, esta es la amenaza primaria por neutralizar, acá se presentan costos unitarios que van entre los 500k y 4M [USD], generando razones de intercambio favorables, en la Tabla 2 se presentan diversos de estos sistemas.

Tabla 2. Amenazas antibuque nivel 1.

Sistema	Velocidad [Mach]	Alcance [km]	Costo unitario [USD]	Referencias
Harpoon AGM-84	0.85	315	1.2 M	(Global Military, 2025)
Exocet MM40 Block 3	0.93	180	1.5 M	(Poblete, n.d.)
Kh-35 Uran	0.8	260	0.5 M	(Machtres, 2026)
C-802	0.9	120	4.0 M	(Nations Dawn of an Era, n.d.)
P-800 Oniks	2.5	300	1.3 M	(Global Military, 2025)

Dentro de este nivel se selecciona el Exocet MM40 Block 3 como amenaza dimensionante. La justificación es operacional y geopolítica, ya que las marinas regionales operan sistemas con capacidades equivalentes o superiores en su clase.

Para el segundo nivel mostrado en la Tabla 3, se consideran aeronaves de ataque, estas son plataformas con un costo unitario que van entre los 11 y 285 M [USD].

Tabla 3. Amenazas de nivel 2

Aeronave	Costo unitario [USD]	Referencias
F-16 MLU	177 M	(Ala 162, 2025)
Mirage 2000P	23 M	(Defensa.PE, n.d.)
MiG-29SM-P	29 M	(Defense Industry Daily, 2026)
Sukhoi Su-25	11 M	(EcuRed, 2025)
F-16 Block 70	285 M	(Defence Security Asia, 2025)

Para el tercer nivel se consideran los drones y municiones merodeadoras, con un costo unitario de entre 0.02 – 0.2 M USD. La razón $C_{NAAM}/C_{amenaza}$ va de 2.5:1 hasta 100:1 a favor del atacante, conforme a los análisis de costo asimétrico. (The TWZ Newsletter, 2026). El sistema aéreo no se diseña contra este nivel, estas amenazas se asignan a sistemas más económicos.

4.2.2 Selección del misil de referencia

Para ello primero se debe seleccionar un misil de referencia conforme al método de Fleeman (E. Fleeman, 2006) y basándonos en los requerimientos vemos cual se asemeja más a lo que buscamos, los misiles de referencia se muestran en la Tabla 4.

Tabla 4. Misiles de referencia

Sistema	Masa [Kg]	Alcance [Km]	Compatibilidad lanzadores
VL-MICA	113	20	Si
CAMM	99	25	Si
CAMM-ER	120	45	Si
ESSM Blk II	281	50	Si
Aster-15	310	30	Si

Analizando la Tabla 4, se ve que el misil CAMM es el sistema que cumple con todos los requerimientos planteados.

5 Arquitectura

5.1 Concepto de Operaciones

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). En esta etapa inicial, el ConOps se crea basándose en la misión y los objetivos del proyecto ya establecidos. Este ConOps describe cómo el Sistema de aéreo es operado, mantenido y retirado a lo largo de su vida de servicio. Provee el contexto operacional necesario para validar la arquitectura del sistema y para derivar los requerimientos.

5.1.1 Diagrama de contexto

En la iteración inicial del diseño, se tuvo que generar un diagrama de contexto para poder entender como el sistema interactuaba con su entorno y entidades externas, este se muestra en el Anexo B, y permitió poder realizar una siguiente iteración del sistema que englobara la Armada de Chile como sistema.

La justificación de ese cambio fue debido a 2 principales motivos:

- Si en el futuro otro proyecto quiere desarrollar otro sistema perteneciente a la armada, debe poder reutilizar las ramas superiores del árbol y bajar por la suya sin reconstruir todo desde cero.
- Las decisiones de diseño en niveles bajos generan requisitos en otros segmentos.

5.1.2 Entorno Operacional y Actores

El entorno operacional del sistema corresponde al dominio marítimo, tanto costero como de aguas abiertas. Su alcance geográfico cubre las aguas chilenas o aguas internacionales según la asignación de misión, en las condiciones ambientales propias del Océano Pacífico. Este sistema se desenvuelve en un ambiente operativo sujeto a regulaciones estrictas y procedimientos de control definidos para asegurar la seguridad del personal. La Tabla 5 presenta a los actores que interactúan con el sistema directa e indirectamente.

Tabla 5. Actores

Actor	Rol	Interés primario
Alto mando	Autoridad de la armada	Efectividad de la misión
Tripulación del buque	Operadores del sistema embarcado	Capacidad AAW efectiva, facilidad de uso
Oficial de Acción Táctica	Autoridad de decisión táctica	Decisión de empeño
ASMAR	Soporte de plataforma	Mantenibilidad del buque, capacidad de instalaciones
Arsenal Naval	Soporte de sistema de armas	Seguridad del sistema aéreo, capacidad de ensayo, almacenamiento
FAMAE	Fabricante nacional	Producibilidad del motor cohete y la carga de guerra.
ENAER	Fabricante nacional	Producibilidad de la estructura del misil
Proveedor extranjero	Suministro de electrónica	Cumplimiento de especificaciones técnicas.

5.1.3 Fases del ciclo de vida

El ciclo de vida del sistema aéreo, desde la adquisición hasta el retiro se enmarca en la vida de servicio aproximada de 20 años del buque que lo embarca. La Tabla 6 resume las 6 fases del ciclo, su ubicación y las actividades clave.

Tabla 6. Ciclo de vida del sistema.

Fase	Ubicación	Actividades clave
Adquisición	Industria	Necesidades, decisiones <i>make-or-buy</i> , calificación
Almacenamiento	Arsenal Naval	Almacenamiento con temperatura y humedad controladas, inspección periódica
Operación	Mar	Patrulla, vigilancia y empeño AAW
Mantenimiento programado	ASMAR (plataforma), Arsenal (NAAM)	Cada [TBD] años, revisión completa del buque y recertificación del sistema aéreo
Mantenimiento contingente	ASMAR (plataforma), Arsenal (NAAM)	Mantenimiento correctivo, reemplazo de componentes según necesidad
Retiro	ASMAR (plataforma), Arsenal (NAAM)	Fin de vida útil o falla de inspección, desmilitarización

5.1.4 Escenario operacional

La secuencia se inicia en el instante cuando el radar del buque detecta un contacto aéreo. Posteriormente, el sistema C2 (Comando y Control) inicia la clasificación. El contacto aéreo traza queda catalogado como HOSTIL y se genera la alerta en la consola. Se autoriza el empeño mediante una decisión manual dentro de un tiempo máximo de 8 [s]. Autorizado el empeño, el C2 calcula la geometría de intercepción a partir del estado del blanco y lo enlaza al GNC del misil vía el bus de datos. Se emite el comando de LANZAMIENTO y el *Vertical Launch System* ejecuta la secuencia de cold launch. En la fase de *boost* se enciende el motor y el misil acelera hasta Mach 3, luego permanece en la fase de *sustain*. En medio curso, el GNC actualiza la trayectoria de intercepción y corrige las desviaciones mediante la deflexión de las aletas. En la fase terminal, el seeker adquiere el blanco y el GNC ejecuta la maniobra final para minimizar la distancia de fallo. Se produce la intercepción, la espoleta ordena la detonación al standoff óptimo, y la onda expansiva junto con los fragmentos preformados destruyen al blanco. El radar y el data-link confirman el resultado mediante evaluación de daño en combate. Este escenario operacional se ilustra de mejor manera en la Figura 14.

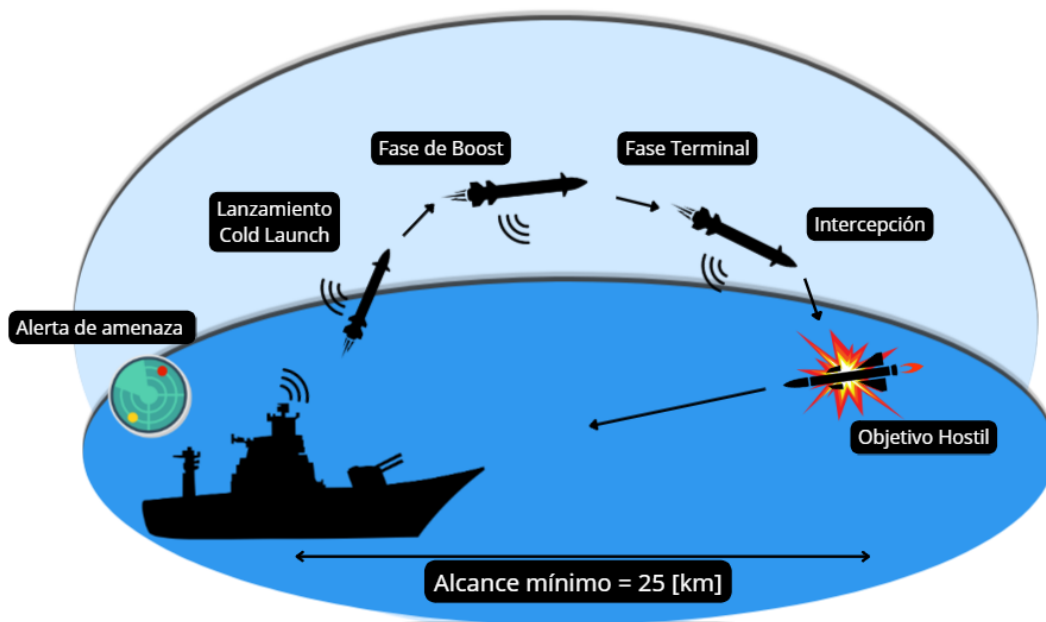


Figura 14. Concepto de Operaciones (Elaboración propia)

5.2 Descomposición Funcional

La arquitectura funcional constituye la descripción lógica y jerárquica de las funciones que el sistema debe ejecutar para cumplir con los objetivos de la misión, centrándose exclusivamente en el qué debe hacer el sistema. Junto con la arquitectura física, representa una de las dos ramas paralelas fundamentales en el diseño conceptual, ambas estructuras convergen posteriormente en la arquitectura asignada para establecer la trazabilidad del diseño. La Figura 15 representa las funciones que debe cumplir el sistema NAAM, en el Anexo C se presenta la arquitectura funcional mas detallada.

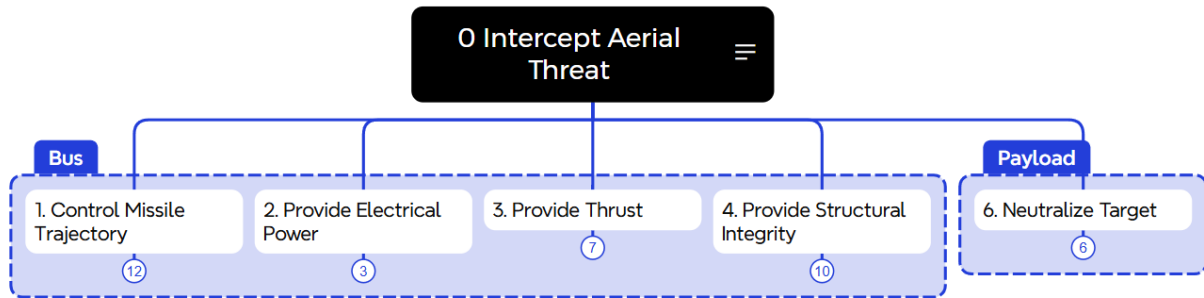


Figura 15. Descomposición Funcional del NAAM (Elaboración propia)

5.3 Descomposición de productos (*Product Breakdown Structure*)

La descomposición de productos, conocida en la literatura por su sigla en inglés *Product Breakdown Structure* (PBS), constituye una representación jerárquica de los elementos físicos que componen un sistema, organizados en niveles sucesivos desde el sistema raíz hasta los componentes terminales. El PBS cumple tres funciones principales en el proceso de diseño, provee la base sobre la cual se alocan las funciones del sistema a sus elementos físicos, establece el marco de referencia para la definición de interfaces internas y externas, y constituye la línea base de configuración sobre la cual se gestionan posteriormente las decisiones de diseño, las versiones y los cambios.

5.3.1 Primera iteración

La primera iteración adoptó un enfoque descendente (*top-down*), definiendo el sistema aéreo como elemento raíz y desglosándolo según el patrón clásico de sistemas de defensa, este es presentado en el Anexo D. Bajo este esquema, el sistema se dividió en cuatro segmentos principales:

- Segmento Terrestre: Incluye las instalaciones de soporte, control, procesamiento de información y mantenimiento en tierra.
- Segmento Aéreo: Corresponde al misil propiamente dicho, abarcando sus subsistemas de estructura, propulsión, navegación, guiado y carga útil.
- Segmento Lanzador: Agrupa la interfaz con el Sistema de Lanzamiento Vertical (VLS), el contenedor y los sistemas mecánicos de desacople y comunicación.
- Segmento Usuario: Representa al personal operativo y los procedimientos asociados.

Esta primera arquitectura permitió una primera identificación de los subsistemas internos del misil y la definición de un conjunto inicial de requisitos verificables a nivel componente. Sin embargo, durante las reuniones se identificaron dos limitaciones significativas que cambio el rediseño del árbol arquitectónico. En primer lugar, el árbol resultante no era reutilizable para futuros proyectos navales de la Armada, dado que el contexto institucional superior, la flota, la institución, los sistemas adyacentes no quedaba representado y debía reconstruirse cada vez. En segundo lugar, y de mayor consecuencia metodológica, la

arquitectura impedía visibilizar los impactos cruzados de las decisiones de diseño del misil sobre otros segmentos institucionales.

5.3.2 Segunda iteración

La segunda iteración sigue con el enfoque descendente top-down basado en el marco de Sistema de Sistemas, elevando el sistema raíz desde el misil hasta la Armada de Chile como institución. Bajo este enfoque, el árbol arquitectónico se descompone en seis segmentos de primer nivel, conforme a la organización funcional de la institución, Segmento Espacial, Segmento Terrestre, Segmento Aéreo, Segmento de Superficie, Segmento de Soporte y Segmento Submarino. La descomposición continúa hacia los niveles inferiores únicamente en aquellos segmentos relevantes para el sistema de interés del proyecto. El Segmento de Superficie se descompone sucesivamente en Buques de Combate de Superficie, en sus dominios de Plataforma y Carga Útil conforme a la taxonomía de (Bottero & Gualeni, 2024) en sus cinco capacidades de carga útil, Navegación, Mando y Control, Comunicaciones Externas, Vigilancia y Combate, en los cuatro tipos de guerra de la capacidad de Combate, AAW, ASuW, ASW y EW, y finalmente en la rama AAW donde reside el sistema de interés bajo la denominación de Sistema aéreo. El Segmento de Soporte, por su parte, se descompone en cuatro elementos correspondientes a las organizaciones institucionales que proveen sostenimiento al sistema, ASMAR, encargado del mantenimiento de plataforma, Arsenales Navales encargado del soporte de armamento, Dirección General de Material encargada de la logística material y la Dirección General del Personal encargada de la logística de personal. En el Anexo E se muestra esta descomposición realizada en Xmind para mayor entendimiento.

La arquitectura resultante de la segunda iteración resuelve las dos limitaciones identificadas en la primera iteración. El árbol superior, comprendido entre la Armada de Chile como sistema raíz y los Buques de Combate de Superficie en el cuarto nivel, queda disponible como infraestructura reutilizable para futuros proyectos institucionales. Adicionalmente, la incorporación explícita del Segmento de Soporte como rama paralela al Segmento de Superficie permite establecer trazabilidad cruzada entre decisiones de diseño del misil y requisitos de infraestructura institucional.

Se tiene previsto hacer una tercera y última iteración que descomponga aún más el sistema aéreo y represente los componentes físicos que este lleva junto con sus requerimientos

5.3.3 Iteración Final

La iteración final consolidó la descomposición física detallada del sistema de interés, el *Naval Anti-Air Missile (NAAM)*, descendiendo desde la rama del sistema aéreo definida en la fase de Sistema de Sistemas hasta el nivel de elementos. Esta estructura jerárquica, implementada en el software Violet Labs, desglosa al misil en sus cinco subsistemas físicos. La descomposición final se presenta a continuación en la Figura 16, la descomposición final detallada se presenta en el Anexo F.

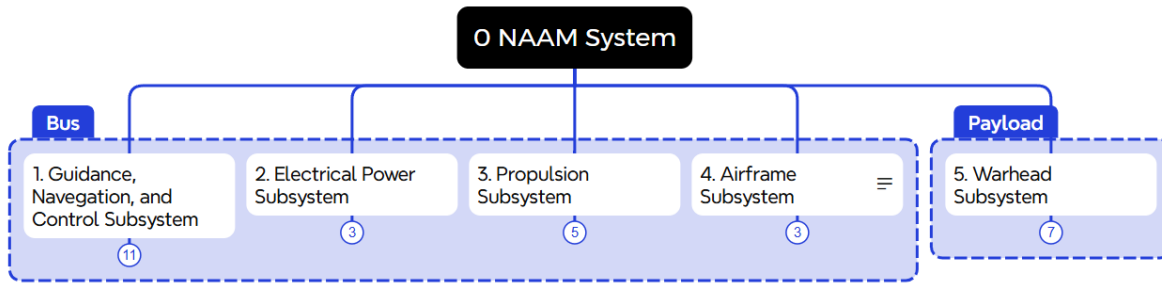


Figura 16. Product Breakdown Structure, descomposición final, sistema de interés (Elaboración propia).

5.4 Implementación en VioletLabs y trazabilidad

5.4.1 Concepto de modelo digital

La Ingeniería de Sistemas Basada en Modelos sustituye el documento por el modelo como repositorio autoritativo de la información del sistema. El objetivo de esta práctica es disponer de una representación digital única del sistema de interés en la cual la arquitectura, los requisitos y los parámetros de diseño residan en un mismo repositorio, de modo que la modificación de un parámetro haga efecto sobre el resto del modelo sin requerir transcripción manual. El valor de esta propiedad es directo en el diseño preliminar, ya que permite evaluar el impacto de una decisión de diseño sobre los presupuestos técnicos del sistema completo en lugar de sobre el componente aislado.

Conforme a las buenas prácticas de MBSE, un modelo digital se define por tres elementos, la herramienta, la metodología y el lenguaje. La metodología adoptada en este trabajo corresponde a los procesos técnicos del INCOSE Systems Engineering Handbook Rev. 5, descritos en el Capítulo 3. La herramienta seleccionada es VioletLabs, plataforma de modelado y reporte de sistemas que integra en un mismo entorno la jerarquía de productos, el conjunto de requisitos, los parámetros de diseño y la ejecución de scripts de cálculo, con trazabilidad explícita entre todos ellos.

5.4.2 Carga de la arquitectura

VioletLabs organiza el trabajo en programas, entidades que delimitan la membresía, la autoría y la arquitectura de un sistema. La arquitectura del presente trabajo se cargó como un programa único que reproduce el árbol completo desarrollado en las secciones anteriores, desde la Armada de Chile como sistema raíz hasta el sistema de interés que es el NAAM.

Sobre ese árbol se implementó la convención de nomenclatura jerárquica de la descomposición de productos, en la cual cada nodo hereda el identificador numérico de su nodo padre y agrega su propio índice. Así, el nodo raíz corresponde al identificador 0, los subsistemas del NAAM a los identificadores 1 a 5, y los componentes terminales a identificadores del tipo 1.1, 1.1.1 y sucesivos. Esta convención cumple tres funciones. Ordena la jerarquía dentro de la plataforma, cuya lista de parámetros no admite anidamiento arbitrario. Hace que el identificador de todo parámetro declare su posición en la arquitectura sin necesidad de consultar el árbol. Y establece la correspondencia directa entre el nombre

de una variable en el código de cálculo y el nodo físico al que pertenece, de modo que una variable denominada 3_3_Propellant_Grain_Mass es reconocible como la masa del grano propelente, componente 3.3 de la descomposición. Para más información de la arquitectura, se puede acceder a la misma por el enlace del Anexo E.

5.4.3 Requisitos y trazabilidad

Sobre la arquitectura cargada se realizó la descomposición descendente de requisitos, de manera que todo nodo quedara asociado a un conjunto de afirmaciones verificables. La implementación posee 115 requisitos considerados solo para el sistema de interés. La Figura 17 presenta los requisitos de nivel superior, expresados en el lenguaje del cliente, estos se vinculan a los requisitos técnicos del sistema, los cuales se descomponen a su vez hacia los requisitos de los cinco subsistemas físicos y de sus componentes.

El vínculo padre-hijo entre requisitos y su asignación a nodos de la arquitectura permiten verificar dos condiciones del diseño, que no exista ninguna función sin soporte físico y que no exista ningún componente sin un requisito que justifique su presencia. La Figura 18 presenta una vista parcial de esta asignación. La lista de requisitos se presenta en el Anexo F.

☐ Name ↑	Statement	Requirement Status	Systems
☐ > 1 Mach speed	The NAAM system shall reach a maximum speed of Mach 3 at the end of combustion.	Approved	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 2 Storage Life	The NAAM system shall be storable for a minimum of 10 years	Approved	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 3 Total Mass	The NAAM system's total launch mass shall not exceed 100 kg	Approved	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 4 Cost per unit	The NAAM system shall cost under 500k USD	Approved	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 5 Launcher Compatibility	The NAAM system shall be compatible with the Vertical Launch System (VLS) installed aboard Chilean Navy Surface Combat Ships	Approved	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 6 Intercept Range	The NAAM system shall have a range of at least 25000 [m]	Approved	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 7 Reliability	The NAAM system shall achieve an operational reliability of over 80%.	Approved	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 8 Probability of Impact	The NAAM system shall defeat the design threat with a single shot probability of kill $P_k \geq 0.95$.	Draft	0 Naval Anti Air Missile System
☐ > 9 Altitude Range	The NAAM system shall have an altitude range of at least 5000 [m]	Draft	0 Naval Anti Air Missile System

Figura 17. Implementación y asignación jerárquica de requisitos en VioletLabs.

☐ > 4 Cost per unit	The NAAM system shall cost under 500k USD
☐ > 4.1 GNC Subsystem Cost	The GNC subsystem shall cost no more than 48% of the unit cost.
☐ > 4.1.1 Seeker Cost	The Seeker shall cost no more than 25% of the unit cost.

Figura 18. Vínculo padre-hijo entre los requisitos.

5.4.4 Parámetros y scripts de cálculo

Los parámetros constituyen las propiedades cuantitativas de cada nodo de la arquitectura. Cada parámetro posee un valor y una unidad de medida, y queda asociado al nodo cuya propiedad representa. Las propiedades rastreadas en el modelo son la masa, el costo y la fiabilidad de cada componente, además de los parámetros geométricos, termodinámicos y aerodinámicos que alimentan los módulos de cálculo. Los parámetros asociados al modelo de este sistema están guardados en la carpeta “2026 MT-MGL”, en la Figura 19 se muestra una parte del sistema y de cómo los parámetros están organizados según la arquitectura definida anteriormente.

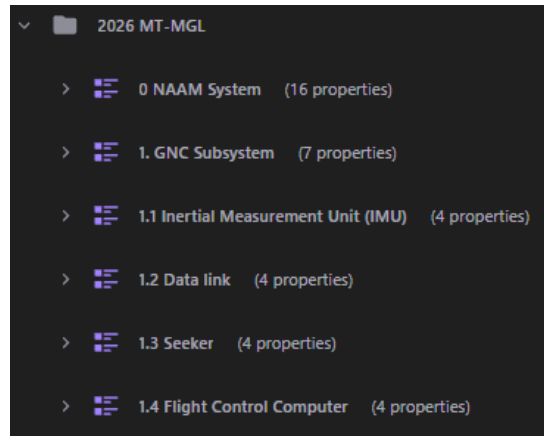


Figura 19. Parámetros definidos en VioletLabs siguiendo la arquitectura del NAAM.

La plataforma permite operar sobre esos parámetros mediante scripts en Python, ejecutados a través de una integración con celdas de cálculo. Un script importa un parámetro de la arquitectura mediante la sintaxis `Violet["nombre_del_parámetro"]`, lo que obliga a vincular explícitamente cada entrada del cálculo con el nodo del que proviene. La salida de cada celda puede vincularse a su vez como un parámetro de salida del modelo, con la restricción de que solo un parámetro puede vincularse por celda, dado que la plataforma interpreta la salida completa de la celda como el valor de ese parámetro. Esta restricción determina la organización del código de los siete módulos de cálculo descritos en el Capítulo 6, en los que cada variable de salida se reporta en una celda propia. La consecuencia relevante es que la modificación del valor de un parámetro propaga su efecto hasta el nivel de sistema sin intervención manual, y que la verificación de un requisito de nivel superior se actualiza automáticamente al modificarse cualquiera de los parámetros que lo alimentan.

El resultado de esta implementación es que la arquitectura, los requisitos, los parámetros de diseño y los cálculos de verificación residen en un modelo único y trazable, en el cual toda cifra reportada en el Capítulo 6 puede rastrearse hasta el nodo de la arquitectura y el requisito que la originan. La estructura completa del modelo, incluyendo la totalidad de los requisitos y sus enlaces de trazabilidad, puede consultarse en el Anexo E.

6 Modelo computacional de diseño preliminar

El modelo computacional de diseño preliminar del segmento aéreo se estructura en siete módulos de cálculo encadenados, implementados como celdas de cálculo en VioletLabs conforme a lo descrito en la Sección 5.4. Cada módulo se modela como una caja con entradas y salidas explícitamente definidas, lo que permite sustituir su implementación interna por modelos de mayor fidelidad en iteraciones posteriores sin alterar el resto del modelo. El propósito del conjunto es doble, dimensionar el vehículo a partir de la geometría heredada de la línea base, y verificar que los parámetros de desempeño resultantes satisfacen los requisitos de nivel superior. Los códigos de los módulos se presentan en el programa de trabajo de VioletLabs en el link de acceso del Anexo D.

6.1 Análisis de geometría y balance de masas

6.1.1 Geometría exterior

Como se menciona en el *Baseline*, se tomaba de referencia las especificaciones del misil CAMM, ya que es el que cumple con las necesidades y los requerimientos de alto nivel, estos parámetros se presentan en la Tabla 7.

Tabla 7. Parámetros iniciales de la geometría exterior.

Parámetros	Símbolo	Valor
Diámetro exterior	d	166 [mm]
Longitud total	L	3200 [mm]
Razón longitud diámetro	L/d	19.3 [-]
Longitud del Radomo	L_{nariz}	332 [mm]
Longitud del cuerpo	L_{cuerpo}	2868 [mm]
Envergadura de aletas	b_{aleta}	450 [mm]
Cuerda raíz	c_r	220 [mm]
Cuerda punta	c_t	60 [mm]

El área de referencia aerodinámica corresponde a la sección transversal del cuerpo, mostrado en la ecuación (1),

$$S_{ref} = \frac{\pi \cdot d^2}{4} \quad (1)$$

La nariz es del tipo ojival tangente con razón $l_n/d = 2$, configuración estándar para misiles tácticos por su bajo coeficiente de arrastre de onda (E. Fleeman, 2006 Cap. 2, p. 25).

6.1.2 Geometría de las aletas

El área plana de una aleta trapezoidal se calcula mediante la ecuación (2),

$$S_{aleta} = \frac{1}{2} \cdot (c_r + c_t) \cdot b_{semi,aleta} \quad (2)$$

La semi envergadura de cada aleta, medida desde el fuselaje hasta el tip, definida según la ecuación (3),

$$b_{semi,aleta} = \frac{b_{aleta} - d}{2} \quad (3)$$

A partir de estos valores se obtienen el aspect ratio y el taper ratio de la aleta con la ecuación (4) y (5) respectivamente,

$$AR_{aleta} = \frac{b_{semi,aleta}^2}{S_{aleta}} \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (5)$$

La cuerda media aerodinámica (MAC) de la aleta trapezoidal, necesaria para localizar su centro aerodinámico en el módulo de aerodinámica, esta se obtiene de la ecuación (6),

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (6)$$

6.1.3 Balance de masas

El balance de masas cumple dos funciones dentro del modelo, y ambas determinan el nivel adoptado en esta sección. La primera es la verificación del requisito de masa total de lanzamiento. Para esta función bastaría con la agregación de las masas de los cinco subsistemas físicos. La segunda función es la que exige la distribución longitudinal detallada, la localización del centro de gravedad del vehículo. El centro de gravedad no se obtiene de la suma de las masas sino del centroide ponderado por masa de las secciones, y por tanto requiere conocer no solo cuánta masa hay sino dónde está situada. Su posición determina el margen estático calculado en la Sección 6.2.3 y, con ello, la estabilidad estática del vehículo. La implementación de esta descomposición en la plataforma, con cada sección y componente asociado a un parámetro de masa y de posición, permite que una modificación en cualquier elemento propague su efecto de manera automática sobre la masa total, sobre el centro de gravedad y, a través de este, sobre el margen estático y la verificación de estabilidad.

Antes de desagregar la masa en subsistemas, se verifica que el par longitud, diámetro sea consistente con la masa total de diseño mediante la regresión estadística de representado en la Figura 20 y por la ecuación (7) (E. Fleeman, 2006),

$$W = 0.04 \cdot L \cdot d^2 = 97.7 [kg] \quad (7)$$

la regresión estadística de Fleeman se encuentra formulada en el sistema imperial, conforme se indica en la Figura 20, por lo que se deben transformar las unidades antes del

cálculo. La masa predicha por la regresión difiere de la masa de diseño de 100 [kg] en un 2,3 [%], esto se encuentra dentro del margen de aceptable para el diseño conceptual. La regresión confirma así que las dimensiones del NAAM son coherentes estadísticamente con el inventario histórico de misiles tácticos de la base de datos de Fleeman.

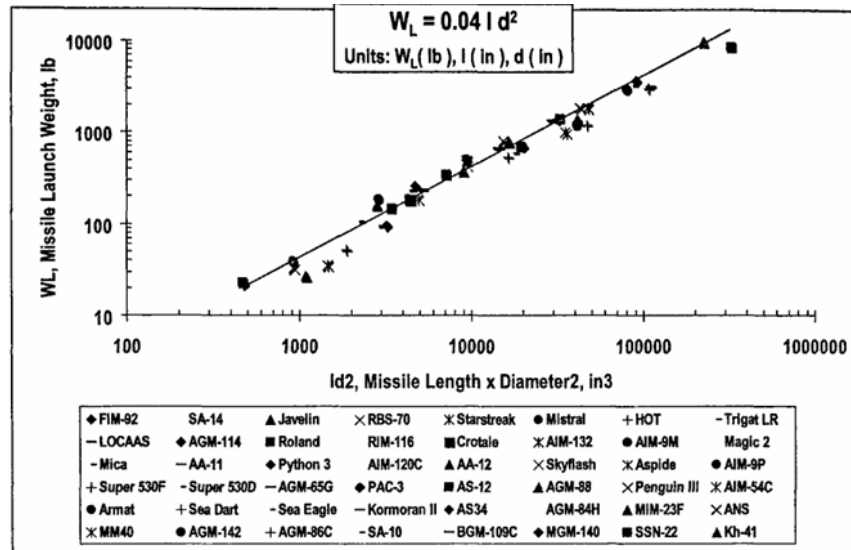


Figura 20. Regresión estadística para misiles. (E. Fleeman, 2006)

6.1.4 Distribución longitudinal de secciones

La longitud total del misil se distribuye entre 5 secciones funcionales siguiendo el esquema de la Figura 21.

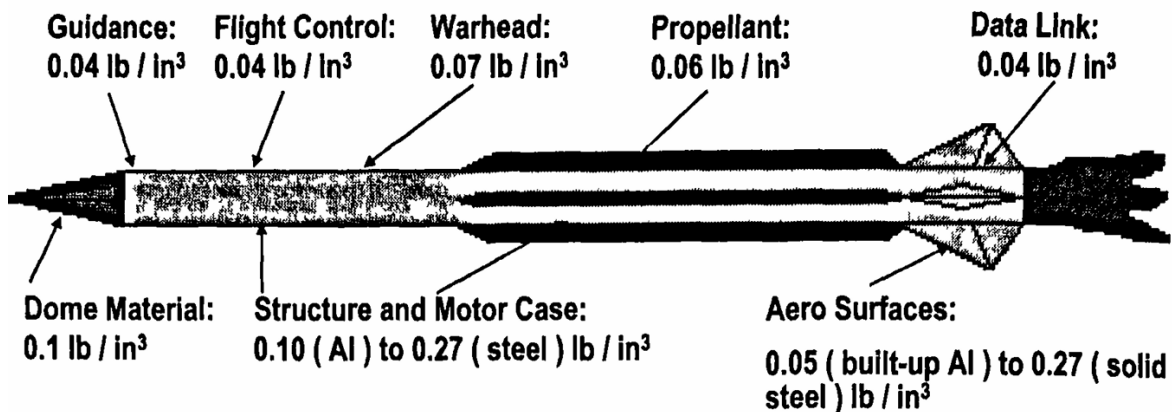


Figura 21. Densidad de referencia de las secciones de un misil. (E. Fleeman, 2006)

La distribución de la longitud se realiza en base a la longitud total del misil, esta división se presenta en la Tabla 8.

Tabla 8. Distribución longitudinal de secciones.

Sección	Longitud [mm]	Contenido
Radomo	332	Cubierta de la nariz
Subsistema GNC	600	Electrónica de guiado terminal, recepción de señal, navegación, procesamiento y control
Subsistema energía eléctrica	150	Baterías, convertidores DC/DC y unidad de distribución de potencia
Subsistema cabeza de guerra	250	Carga explosiva, fragmentos preformados, y espoleta
Subsistema propulsión	1868	Grano propelente, carcasa y tobera
Total	3200	

6.1.5 Densidades por sección

Cada sección se modela como un cilindro sólido con una densidad equivalente representativa del subsistema que aloja. El método corresponde al modelo de densidad de la Figura 22 que asigna a cada compartimento la densidad volumétrica típica de los componentes que lo llenan, expresada originalmente en lb/in³ y convertida al sistema internacional.

6.1.6 Masa por sección

El volumen de cada sección se calcula como el producto del área transversal por su longitud. Así conociendo el volumen y la densidad, se calcula la masa con la ecuación (8),

$$m = \rho_{sección} \cdot V_{sección} \quad (8)$$

Exceptuando la masa de las aletas que se calcula a partir de su geometría trapezoidal con un espesor de perfil de 5 [mm], se representa por la ecuación (9),

$$m_{aletas} = n_{aletas} \cdot S_{fin} \cdot e_{perfil} \cdot \rho_{aletas} \quad (9)$$

6.1.7 Centro de gravedad para condición cargada y quemado total

El centro de gravedad del misil se calcula como el centroide ponderado por masa de todas las secciones. Para la condición de misil cargado, esto se representa con la ecuación (10),

$$x_{CG} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} \quad (10)$$

donde x_i [mm] es la posición del centroide de cada sección, medida desde la punta de la nariz.

Para la condición de burnout, la masa del motor se reduce, desplazando el centro de gravedad hacia la nariz, por lo tanto, habría que restarle la pasa de propelente a la ecuación (10).

6.1.8 Variables de salida del modulo

La Tabla 9 muestra las variables de salida del módulo, indicando símbolo y unidades.

Tabla 9. Variables de salida del módulo de geometría

Variable	Símbolo	Valor
Área de referencia	S_{ref}	0.02 m ²
Aspect ratio de la aleta	AR_{fin}	1.01 [-]
Área total de aletas	S_{aletas}	0.08 m ²
Cuerda de aleta	c_{MAC}	0.15 m
CG cargado	$x_{CG,cargado}$	1.81 m
CG burnout	$x_{CG,burnout}$	1.41 m

6.1.9 Criterio de márgenes de masas

El presupuesto de masa se gestiona mediante dos magnitudes distintas. La masa estimada actual que corresponde a la mejor estimación disponible para cada ítem con la información de diseño existente. La masa esperada máxima, que se obtiene aplicando a cada ítem un factor de crecimiento que representa la incertidumbre asociada a la madurez de su estimación.

Los factores de crecimiento se adoptan de la clasificación por madurez de la estimación propuesta por Pisacane (Figura 22), que asigna un factor creciente según el grado de información de diseño que respalda cada valor. Los valores adoptados se presentan en la Figura 23.

Maturity	Recommended Growth Factor
Off the shelf or measured	1,05
Minor modifications of an existing device	1,07
Modifications of an existing device	1,10
New design, mass calculated	1,15
New design, thoughtful mass estimate	1,20
New design, uncertainty in mass estimate	1,30

Figura 22. Márgenes de Masas según grado de madures.

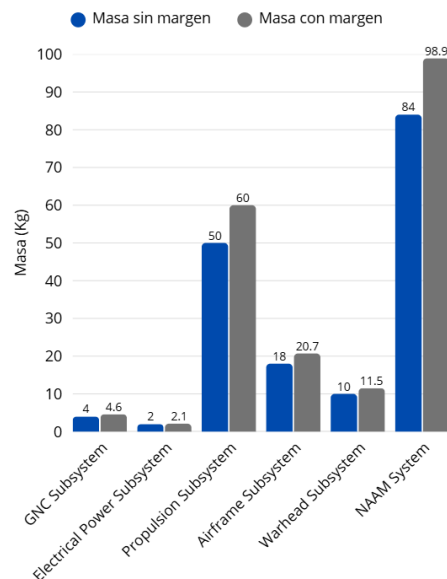


Figura 23. Gráfico desglose de masas por subsistema. (Elaboración propia)

6.2 Análisis aerodinámico

El módulo de aerodinámica recibe la geometría junto con las condiciones de vuelo de Mach y altitud, y entrega como salidas el coeficiente de arrastre, la pendiente del coeficiente de fuerza normal, la posición del centro aerodinámico y los márgenes estáticos en las condiciones de misil cargado y de fin de combustión.

El módulo de aerodinámica tiene dos propósitos en el diseño preliminar del NAAM. En primer lugar, determinar la resistencia aerodinámica C_{D0} del misil en función del número de Mach y la altitud. En segundo lugar, verificar que el misil es estáticamente estable en toda la envolvente de vuelo, condición que se expresa mediante un margen estático positivo. El rango de Mach cubierto va de 0.3 a 3, abarcando los regímenes subsónicos, transónico y

supersónico que atraviesa el misil desde el lanzamiento hasta el burnout en Mach 3. Las variables de entrada del análisis de geometría y masas, y permanecen fijas para todo el análisis.

6.2.1 Modelo atmosférico

Las propiedades del aire se obtienen del modelo de Atmósfera Estándar Internacional. La Tabla 10 presenta las constantes utilizadas.

Tabla 10. Constantes atmosféricas

Constantes	Símbolo	Valor
Temperatura a nivel del mar	T_0	288.15 [K]
Presión a nivel del mar	P_0	101325 [Pa]
Gradiente térmico estándar	L	0.0065 [K/m]
Constante de aire seco	R	287.05 [J/kgK]
Razón de calores específicos	γ	1.4 [-]
Aceleración de gravedad	g_0	9.8 [m/s ²]
Radio de la Tierra	R_E	6378000 [m]

La temperatura constituye la variable primaria y decrece linealmente con la altitud en la troposfera según el gradiente térmico estándar, esto se representa por la ecuación (11),

$$T(h) = \begin{cases} T_0 - L \cdot h, & h < 11000 \text{ [m]} \\ 216.65 \text{ [K]}, & h \geq 11000 \text{ [m]} \end{cases} \quad (11)$$

La ecuación (12) corresponde a la presión en base a la temperatura,

$$P(h) = P_0 \cdot \left(\frac{T(h)}{T_0} \right)^{\frac{g_0}{L \cdot R}} \quad (12)$$

La ecuación (13) corresponde a la densidad en base a la altura,

$$\rho(h) = \frac{P(h)}{R \cdot T(h)} \quad (13)$$

La ecuación (14) corresponde a la velocidad del sonido,

$$a(h) = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T(h)} \quad (14)$$

La ecuación (15) corresponde a la gravedad en base a la altura,

$$g(h) = g_0 \cdot \left(\frac{R_E}{R_E + h}\right)^2 \quad (15)$$

6.2.2 Modelo de arrastre

El coeficiente de arrastre total a ángulo de ataque nulo, mostrado en la ecuación (16), se descompone en tres términos independientes. (E. Fleeman, 2006),

$$C_{D0} = (C_{D0})_{wave} + (C_D)_{base} + (C_{D0})_{fric} \quad (16)$$

6.2.2.1 Arrastre de onda

El $(C_{D0})_{wave}$ es el arrastre generado por la onda de choque en la nariz en régimen supersónico. Cuando $M > 1$ su expresión corresponde a la ecuación (17) (E. Fleeman, 2006),

$$(C_{D0})_{wave} = \left(1.59 + \frac{1.83}{M^2}\right) \cdot \left(TAN^{-1}\left(\frac{0.5}{l_N/d}\right)\right)^{1.69} \quad (17)$$

en donde l_N/d es la razón longitud / diámetro de la nariz. En régimen subsónico $M < 1$, no existe onda de choque y se considera que $(C_{D0})_{wave} = 0$.

6.2.2.2 Arrastre de base

El arrastre de base es el arrastre de presión en la zona posterior del cuerpo. Su magnitud depende de si el motor está encendido como la ecuación (18) o apagado, ecuación (19), porque el chorro de gases calientes llena parcialmente la región de baja presión en la base (E. Fleeman, 2006),

Fase con motor encendido (*powered*)

$$(C_D)_{base} = \begin{cases} \left(1 - A_e/S_{ref}\right) \cdot 0.25/M, & M > 1 \\ \left(1 - A_e/S_{ref}\right) \cdot (0.12 + 0.13 \cdot M^2), & M \leq 1 \end{cases} \quad (18)$$

Fase con motor apagado (*coast*)

$$(C_D)_{base} = \begin{cases} 0.25/M, & M > 1 \\ (0.12 + 0.13 \cdot M^2), & M \leq 1 \end{cases} \quad (19)$$

donde A_e/S_{ref} , es la razón entre el área de salida de la tobera, y el área de referencia del misil.

6.2.2.3 Arrastre de fricción

El arrastre de fricción turbulenta sobre la superficie del cuerpo se calcula con la ecuación (20),

$$(C_{D0})_{fric} = 0.053 \cdot \left(l/d \right) \cdot \left(M / (q_{\infty} \cdot l) \right)^{0.2} \quad (20)$$

donde $\left(l/d \right)$ es la razón longitud / diámetro del misil, y q_{∞} es la presión dinámica, esta se calcula con la ecuación (21),

$$q_{\infty} = \left(\frac{1}{2} \right) \cdot \rho(h) \cdot v^2 \quad (21)$$

Cabe notar que la correlación de arrastre de fricción de la ecuación 30 se encuentra calibrada en unidades imperiales, por lo que su evaluación requiere convertir previamente la presión dinámica a libras-fuerza por pie cuadrado mediante $q_{\infty} [psf] = q_{\infty} [Pa] / 47.88$.

En donde v , representa la velocidad a la que va el misil, esta se representa con la ecuación (22),

$$v = M \cdot a(h) \quad (22)$$

6.2.3 Fuerza normal y estabilidad estática

6.2.3.1 Coeficiente de fuerza normal total

La fuerza normal total que es perpendicular al eje del misil, por unidad de ángulo de ataque se obtiene sumando las contribuciones del cuerpo y de las aletas como muestra la ecuación (23),

$$(C_{N\alpha})_{total} = (C_{N\alpha})_{cuerpo} + (C_{N\alpha})_{aletas} \quad (23)$$

6.2.3.2 Centro aerodinámico

El centro aerodinámico total es la resultante de las contribuciones del cuerpo y las aletas dada por la ecuación (24),

$$x_{CA,total} = [(C_{N\alpha})_{cuerpo} \cdot x_{CA,cuerpo} + (C_{N\alpha})_{aletas} \cdot x_{CA,aletas}] / (C_{N\alpha})_{total} \quad (24)$$

6.2.3.3 Margen estático

El margen estático es la distancia entre el centro aerodinámico y el centro de gravedad del misil, este varía a lo largo del vuelo debido al desplazamiento del centro de gravedad. Un valor positivo indica estabilidad estática, se evalúan los casos donde el misil esta con y sin propelente, la ecuación (25) representa como obtenerla,

$$SM = (x_{CA,total} - X_{CG})/d \quad (25)$$

6.2.4 Variables de salida del análisis aerodinámico

La Tabla 11 consolida todas las variables de salida del módulo de aerodinámica, con su símbolo y unidades.

Tabla 11. Variables de salida del análisis aerodinámico.

Variable	Símbolo	Valor
Coeficiente de arrastre total, motor encendido	$C_{D0,powered}$	0.35 [-]
Coeficiente de arrastre total, motor apagado	$C_{D0,coast}$	0.38 [-]
Coeficiente fuerza normal total	$C_{N\alpha}$	7.2 /rad
Centro aerodinámico total	$x_{CA,total}$	1.9 [m]
Margen estático cargado	$SM_{cargado}$	1.09
Margen estático vacío	$SM_{vacío}$	3.5

6.3 Análisis de la propulsión

6.3.1 Parámetros termodinámicos base

El propelente seleccionado es HTPB/AP/Al, formulación estándar para SRM de misiles tácticos. Sus propiedades de diseño se resumen en la Tabla 12 y provienen de (George P. Sutton, 2017) y (Billig)

Tabla 12. Variables de entrada, propulsión.

Parámetro	Símbolo	Valor
Densidad del propelente	ρ_b	1854 [kg/m^3]
Impulso específico	I_{sp}	260 [s]
Velocidad característica	c	1585 [m/s]
Exponente de la ley de quemado	n	0.4 [-]
Eficiencia volumétrica de la cámara	η_f	0.85 [-]
Presión de la cámara	P_c	10 [MPa]
Duración de la fase boost	t_{boost}	3.5 [s]
Duración de la fase sustain	$t_{sustain}$	8 [s]
Fracción de empuje	f_{Empuje}	0.20 [-]

6.3.2 Flujo másico

Dado que el impulso específico es el mismo en ambas fases, al ser el mismo propelente y la misma tobera, el empuje será directamente proporcional al gasto másico, por lo tanto, el gasto del flujo masico en la fase de sustain es una fracción fija del gasto en la fase del boost, esto se presenta en la ecuación (26),

$$\dot{m}_{sustain} = \dot{m}_{boost} \cdot f_{Empuje} \quad (26)$$

La masa final del misil al burnout corresponde a la diferencia entre la masa de lanzamiento m_0 y la masa de propelente consumida, ecuación (27),

$$m_f = m_0 - m_p \quad (27)$$

En donde la masa del propelente se reparte entre las dos fases de vuelo según sus duraciones como muestra la ecuación (28),

$$m_p = \dot{m}_{boost} \cdot t_{boost} + \dot{m}_{sustain} \cdot t_{sustain} \quad (28)$$

6.3.3 Diseño de la tobera

6.3.3.1 Área de garganta

El área de la garganta de la tobera se dimensiona para la fase de boost, por ser la de mayor gasto másico y mayor presión de cámara. De la definición de velocidad característica (George P. Sutton, 2017) se presenta la ecuación (29),

$$A_t = \frac{\dot{m}_{boost} \cdot c}{P_c} \quad (29)$$

6.3.3.2 Razón de expansión y presión de salida de la tobera

La razón de expansión de la tobera se fija en la relación de la ecuación (30), valor de diseño compatible con el diámetro del misil,

$$\varepsilon = A_e/A_t = 6 \quad (30)$$

6.3.3.3 Empuje y razón de empuje peso

El empuje del motor resulta de combinar el flujo másico de cada fase con el impulso específico de diseño (Billig F), este se representa por la ecuación (31),

$$T = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g \quad (31)$$

El empuje a nivel del mar incorpora la corrección de la presión atmosférica, evaluada para el caso de máxima presión ambiente (George P. Sutton, 2017), se presenta en la ecuación (32),

$$T(h) = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g - P(h) \cdot A_e \quad (32)$$

Las razones empuje / peso al inicio del vuelo y al burnout se calculan para verificar que el misil puede vencer la gravedad y alcanzar la aceleración requerida como muestra la ecuación (33),

$$\left(\frac{T}{W}\right) = \frac{T(h)}{m_0 \cdot g} \quad (33)$$

6.3.3.4 Ley de quemado del propelente

La tasa de regresión superficial del propelente HTPB/AP/Al sigue la ley de quemado de (George P. Sutton, 2017)

$$r = a \cdot p_c^n \quad (34)$$

donde r [m/s] es la tasa de quemado superficial, a es el coeficiente de quemado y n es el exponente de presión correspondiente al propelente HTPB/AP/Al. El coeficiente de quemado se obtiene despejando de la tasa de referencia a 1000 psia (George P. Sutton, 2017)

6.3.3.5 Área de quemado y coeficiente de motor

El área de quemado requerida para producir el flujo másico de diseño se obtiene de la conservación de masa en la cámara de la ecuación (35),

$$A_b = \frac{\dot{m}}{\rho_b \cdot r} \quad (35)$$

6.3.4 Geometría del grano propelente

Un perfil de empuje decreciente con el tiempo de combustión resulta beneficioso en aplicaciones tácticas, un empuje inicial alto permite alcanzar rápidamente la velocidad de vuelo, mientras que un empuje reducido en la fase posterior limita la aceleración máxima sobre el vehículo, reduce las pérdidas por arrastre y permite una trayectoria de vuelo más eficiente (George P. Sutton, 2017). Esta es la justificación de origen para adoptar la arquitectura boost sustain en el grano de propelente, en donde la Figura 24 presenta cuatro configuraciones de grano que producen dos niveles de empuje discretos dentro de un mismo evento de combustión, en donde la tercera opción es la que se modela.

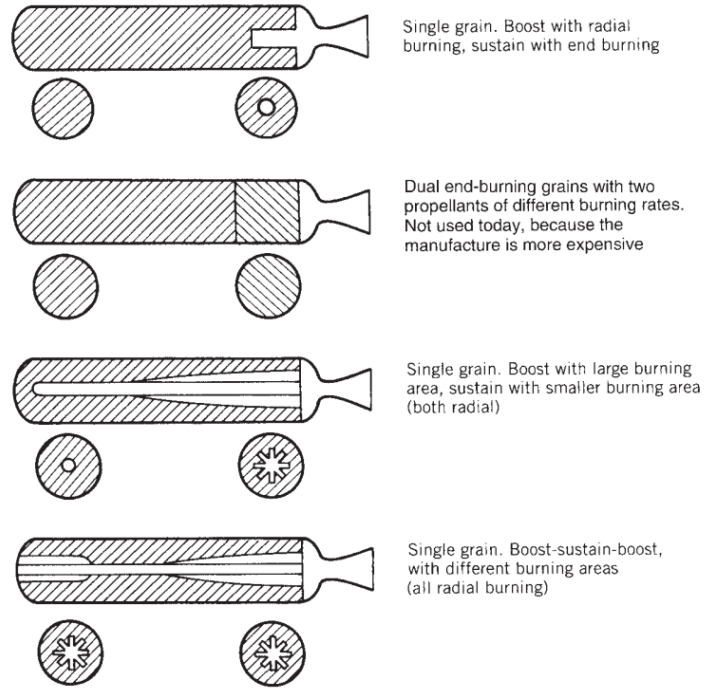


Figura 24. Configuraciones de grano para un período de dos a tres fases. (George P. Sutton, 2017)

6.3.4.1 Volumen de la cámara

El volumen de propelente se obtiene de su masa y densidad como se ve en la ecuación (36),

$$V_p = \frac{m_p}{\rho_b} \quad (36)$$

Según la Figura 25, el volumen total de la cámara de combustión considera que el grano no ocupa la totalidad de la cámara la fracción de llenado volumétrico es $\eta_f = 85 \%$ (E. Fleeman, 2006)

$$V_{cámara} = \frac{V_p}{\eta_f} \quad (37)$$

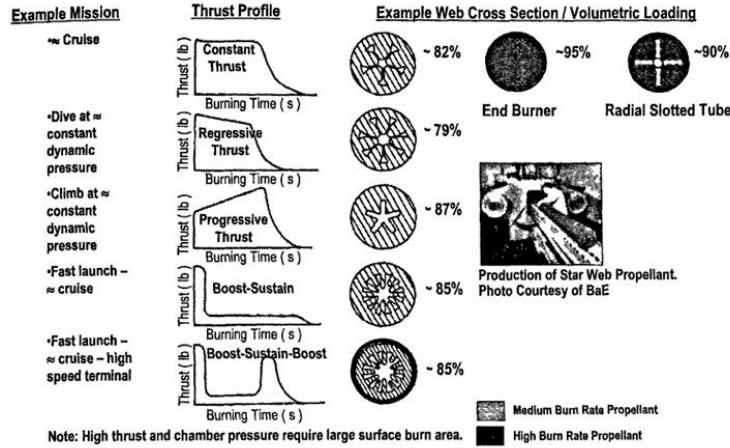


Figura 25. Volumen total del grano (E. Fleeman, 2006)

6.3.4.2 Radios del grano y longitud

El radio externo del grano se fija a partir del diámetro exterior del NAAM, descontando el espesor total de la capa de insulación térmica, 5 [mm],

$$R_0 = \frac{d - 2 \cdot 0.005}{2} \quad (38)$$

La longitud del grano se obtiene haciendo que el volumen de la cámara coincida con el de un cilindro de radio R_0 ,

$$L_{grano} = \frac{V_{cámara}}{\pi \cdot R_0^2} \quad (39)$$

6.3.4.3 Velocidad incremental ideal, ecuación de Tsiolkovsky

El incremento de velocidad ideal que el motor es capaz de imprimir al misil en ausencia de gravedad y arrastre se calcula mediante la ecuación del cohete de Tsiolkovsky (George P. Sutton, 2017),

$$\Delta u_{ideal} = c_{eff} \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (40)$$

donde $c_{eff} = I_{sp} \cdot g$ es la velocidad efectiva de escape. Este valor es informativo, el Δu real será menor por las pérdidas gravitacionales y de arrastre, que se toman en cuenta en el módulo de trayectoria. La comparación entre Δu_{ideal} y la velocidad requerida en *burnout* sirve como verificación rápida de consistencia del diseño.

6.3.4.4 Variables de salida del análisis de la propulsión

La Tabla 13 presentan las variables de salida del módulo de propulsión, con su símbolo y unidades.

Tabla 13. Variables de salida del módulo de propulsión

Variable	Símbolo	Valor
Flujo másico fase boost	$\dot{m}_{boost}$	9.1 kg/s
Flujo másico fase sustain	$\dot{m}_{sustain}$	1.8 kg/s
Area de salida de la tobera	A_e	0.0086 m ²
Empuje en fase boost	T_{boost}	23185 N
Empuje en fase sustain	$T_{sustain}$	4637 N
Empuje en lanzamiento	T(h)	22309 N
Razon empuje peso	$\frac{T}{W}$	23.2 -
Velocidad ideal	Δu_{ideal}	1612 m/s
Longitud del grano	L_{grano}	1.53 m

6.4 Análisis de la trayectoria

El módulo de trayectoria se implementa como una simulación de dos grados de libertad de punto material en el plano vertical, con masa variable. Un modelo de dos grados de libertad incorpora la fuerza normal, la fuerza axial, el empuje y el peso. El misil genera fuerza normal mediante ángulo de ataque, lo que le permite sostener y modificar su trayectoria.

6.4.1 Condiciones iniciales

El lanzamiento es vertical desde VLS. El misil sale del tubo con velocidad inicial $v_0 = 35$ [m/s] a una altitud $h_0 = 30$ [m]. En el instante $t = 0$ [s] el ángulo de trayectoria es $\gamma_0 = 90^\circ$.

Durante los primeros segundos el misil ejecuta la maniobra de pitch over, en donde el ángulo de trayectoria gira forzosamente desde $\gamma = 90^\circ$ hasta el ángulo objetivo de ascenso γ_{boost} , que define la dirección del boost.

La trayectoria se estructura en tres fases.

Fase de volteo, en donde la velocidad angular de giro durante esta maniobra se presenta en la ecuación (41):

$$\gamma_{pitch\ over} = \frac{\dot{\gamma}_{boost} - \pi/2}{t_{maniobra}} \quad (41)$$

La fase de ascenso, desde el fin del volteo hasta el fin de la combustión, el vehículo sostiene el ángulo de ascenso mediante fuerza normal como presenta la Figura 26. El ascenso durante la fase propulsada reduce las pérdidas por arrastre al alejar al vehículo de las capas atmosféricas densas. El efecto es cuantificable, una ley de guiado alternativa que apunte al blanco desde el inicio del vuelo reduce el número de Mach y el alcance, esto debido a la

alta densidad del aire en menor. Es por eso que en la etapa de “Climb” el misil tiende a subir antes de dirigirse al objetivo.

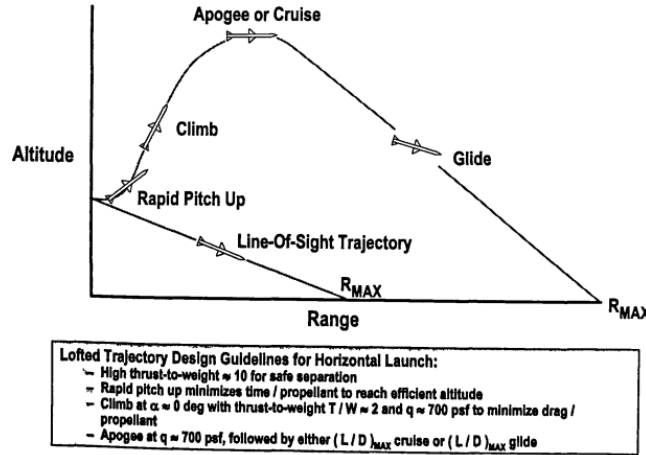


Figura 26. La modificación de la trayectoria de vuelo proporciona un mayor alcance en vuelo. (E. Fleeman, 2006)

Por último, la fase de guiado, en donde una vez agotado el propelente, el guiado orienta el vector velocidad hacia el punto de intercepto previsto y corrige la desviación a cada paso de integración. No obstante, debido al alcance de las herramientas de modelado en VioletLabs, la simulación no implementa un lazo cerrado de guiado proporcional dinámico en tiempo real. En su lugar, el modelo evalúa la trayectoria cinemática bajo un perfil de vuelo balístico y de planeo inercial (*coast flight*), lo cual es suficiente para verificar el alcance y altura máximo y la velocidad terminal.

6.4.2 Ecuaciones de movimiento

El estado del misil en cada instante queda definido por el vector,

$$y(t) = [v, \gamma, h, x, m] \quad (42)$$

donde v [m/s] es la velocidad escalar, γ [rad] el ángulo de trayectoria respecto a la horizontal, h [m] la altitud, x [m] el alcance horizontal y m [kg] la masa instantánea del misil. El sistema de cinco EDOs se obtiene aplicando la segunda ley de Newton en las direcciones tangencial y normal a la trayectoria, complementada con las relaciones cinemáticas (Don Edberg, 2022).

La ecuación de movimiento a lo largo de la trayectoria es,

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T - D}{m} - g(h) \cdot \sin \gamma \quad (43)$$

La rotación del vector velocidad incorpora la fuerza normal generada por el vehículo, la componente de la gravedad perpendicular a la trayectoria y la corrección centrífuga por curvatura terrestre,

$$\frac{d_\gamma}{d_t} = \frac{N}{m \cdot v} - \left(\frac{g(h)}{v} - \frac{v}{R_E + h} \right) \cdot \cos \gamma \quad (44)$$

La variación de altura respecto al tiempo se representa por la ecuación 45,

$$\frac{d_h}{d_t} = v \cdot \sin \gamma \quad (45)$$

El alcance horizontal respecto al tiempo se da por la ecuación 46,

$$\frac{d_x}{d_t} = v \cdot \cos \gamma \cdot \frac{R_E}{R_E + h} \quad (46)$$

Y finalmente el consumo de masa sigue el perfil de dos fases del motor boost – sustain en base al tiempo de cada fase,

$$\frac{d_m}{d_t} = -\dot{m}(t) \quad (47)$$

6.4.3 Criterios de verificación

Los resultados del módulo de trayectoria verifican el cumplimiento de dos requisitos de nivel superior del sistema aéreo. La verificación de alcance de planeo, la altura y la verificación de la velocidad alcanzada. Si los ángulos no superan ambas verificaciones, se actualizan los parámetros y se ejecuta el ciclo completo otra vez.

6.4.4 Variables de salida del módulo de trayectoria

La Tabla 14 presentan las variables de salida del módulo de trayectoria, el valor obtenido del módulo. El módulo integra las ecuaciones de movimiento desde la salida del canister hasta el impacto, cubriendo el volteo inicial impuesto y el vuelo posterior, propulsado y no propulsado, en el cual el ángulo de trayectoria evoluciona únicamente por acción de la gravedad. El vehículo no genera fuerza normal, de modo que la fase terminal de guiado hacia el punto de intercepto queda explícitamente fuera del alcance del modelo: su representación exige un modelo de seis grados de libertad. Las magnitudes reportadas deben interpretarse en consecuencia como cotas superiores del desempeño, obtenidas en ausencia de demanda de maniobra, el alcance calculado corresponde al alcance máximo de planeo del vehículo y no a su alcance efectivo de intercepción. La altitud al fin de la combustión se reporta de forma separada de la altitud máxima por corresponder al último instante en que el perfil de vuelo se encuentra determinado por el comando de ascenso.

Tabla 14. Variables de salida del módulo de trayectoria

Angulo de ascenso [°]	Mach alcanzado [-]	Altura de burnout [m]	Altura máxima [m]	Alcance máximo [m]
10	2.73	583	586	16741
20	2.87	2162	3097	24920
30	3.00	3723	6832	30927
40	3.13	5203	11892	37544
50	3.25	6536	18741	47824
60	3.34	7655	27346	55169
70	3.4	8502	36159	49905
80	3.45	9030	42759	29651

El alcance de planeo, por su parte, crece hasta un máximo situado en torno a los 60° y decrece a partir de allí hasta anularse en el lanzamiento vertical. Este comportamiento responde al efecto de conformación de trayectoria descrito por Fleeman, en donde un ángulo mayor sitúa el fin de la combustión a mayor altitud y con mayor velocidad, de modo que el vuelo no propulsado transcurre en aire de menor densidad y con menores pérdidas por arrastre, efecto que compensa la penalización geométrica de una trayectoria más empinada hasta que esta última se vuelve dominante.

6.5 Análisis de la carga de guerra

El presente capítulo determina la configuración de la ojiva del NAAM a partir del análisis de amenazas. Se sigue la metodología de Fleeman en una secuencia de cinco pasos, la selección del tipo de ojiva, la selección del explosivo, cálculo de la velocidad inicial de los fragmentos, cálculo del número de fragmentos e impactos, cálculo de la probabilidad de neutralización. El resultado satisface el requerimiento de neutralización de la amenaza con una probabilidad de impacto $P_k \geq 0.95$ a menos de 5 [m].

6.5.1 Amenaza de diseño

La amenaza dimensionante del NAAM es el misil antibuque Exocet MM40 Block 3, seleccionado como caso representativo del escenario de operación. Para efectos del dimensionamiento de la ojiva, el blanco se caracteriza por una longitud de 4.70 [m], un diámetro de 0.348 [m], lo que produce un área presentada lateral de aproximadamente 1.64 [m²]. Se trata, por tanto, de un blanco aéreo pequeño, liviano, no blindado y de vuelo razante, que en la taxonomía de Fleeman corresponde a un blanco de clase frágil, contra esta amenaza se selecciona la ojiva de tipo *blast-fragmentation* (E. Fleeman, 2006).

6.5.2 Selección del explosivo

La selección del relleno explosivo se realiza en base a tres criterios, la eficiencia letal contra el objetivo, el cumplimiento de los requisitos de munición insensible *IM* y la seguridad durante un almacenamiento prolongado superior a diez años. La eficiencia de una ojiva de fragmentación depende de la velocidad inicial a la que el explosivo expulsa a los fragmentos, es decir, de la energía liberada dentro de la zona de reacción de la detonación, mientras que la seguridad de almacenamiento depende de la estabilidad química y de los ingredientes energéticos frente al envejecimiento. En consecuencia, se selecciona como explosivo el PBXN-110, compuesto por HMX / ligante HTPB, una composición brisante ligada a polímero. Esta elección cumple con los tres criterios ya mencionados.

6.5.3 Masas y geometría de la ojiva

Para maximizar la energía a los fragmentos con relación carga/metal mostrado en la ecuación 48,

$$M_c/M_m \approx 1 \quad (48)$$

Se parte de la masa total para la carga de guerra asignada por la selección del misil de referencia con una masa total de 10 [kg]. En donde se asigna para la carga explosiva $M_c = 4$ [kg] y del metal fragmentable $M_m = 4$ [kg], dejando 2 [kg] para la estructura el cierre y la espoleta. Con una densidad del PBXN-110 de 1680 [kg/m³], la carga ocupa un volumen del orden de 2380 [cm³].

6.5.4 Velocidad inicial de fragmentos

Para una ojiva cilíndrica, la velocidad inicial de los fragmentos se determina mediante la ecuación (49) de Gurney,

$$v_0 = \sqrt{2E} \cdot \sqrt{\frac{M_c/M_m}{1 + \frac{1}{2} \cdot (M_c/M_m)}} \quad (49)$$

La Figura 27, basada en la ecuación de Gurney para una ojiva cilíndrica, muestra la velocidad inicial del fragmento en relación con la carga metal, y comparándolo con el TNT.

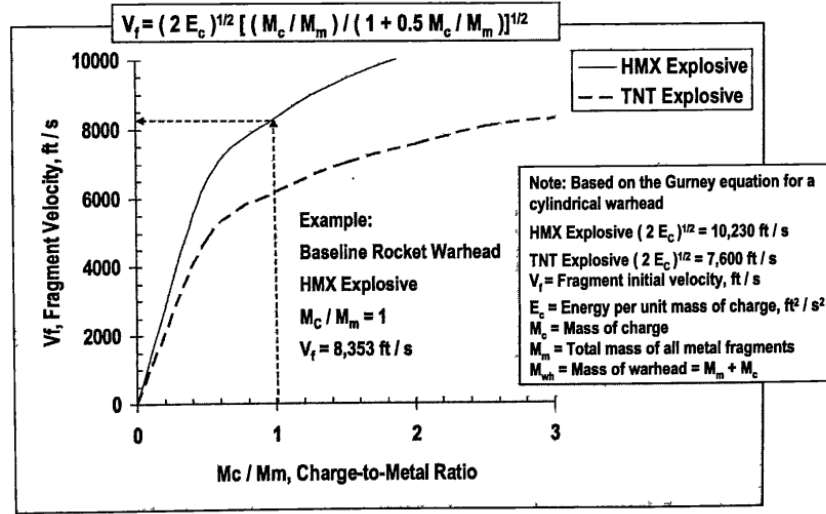


Figura 27. Velocidad del fragmento en relación carga-metal. (E. Fleeman, 2006)

6.5.5 Energía cinética total

La energía cinética total de los fragmentos está dada por la ecuación (50),

$$E_k = \frac{1}{2} \cdot M_m \cdot v_0^2 = \frac{E \cdot M_c}{1 + \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{M_c}{M_m} \right)} \quad (50)$$

6.5.6 Probabilidad de neutralización al objetivo

Para la destrucción del objetivo, la probabilidad P_k es una función del número de impactos en el objetivo y del área fraccional del objetivo que es vulnerable. Para un determinado número de impactos, la probabilidad de destrucción es el área fraccional del objetivo que es vulnerable se da por la ecuación (51),

$$P_k = 1 - \left(1 - \frac{A_v}{A_{tp}} \right)^{n_{hits}} \quad (51)$$

en donde $\frac{A_v}{A_{tp}}$ representa la fracción de área vulnerable del objetivo a neutralizar, que se considera como 0.5. La Figura 28, muestra que a un mayor número de impactos aumenta la probabilidad de destruir el objetivo.

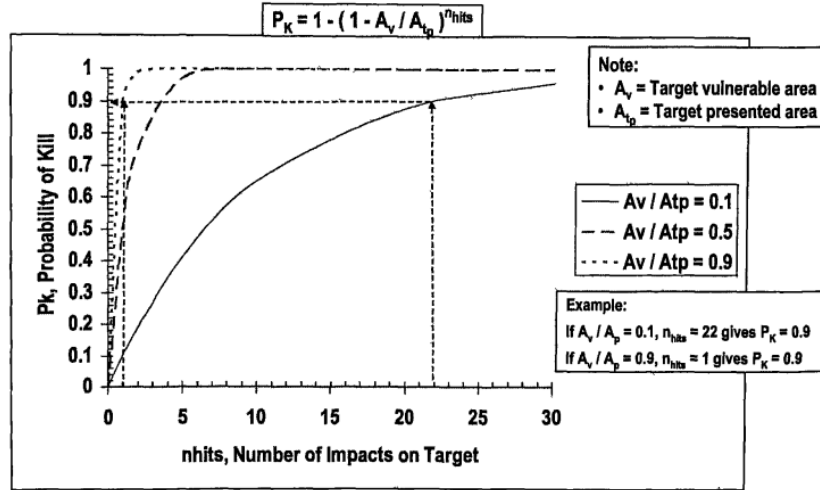


Figura 28. Probabilidad de destrucción en base al número de impactos. (E. Fleeman, 2006)

El número de fragmentos que impactan efectivamente sobre el área del blanco se determina mediante la ecuación (52),

$$n_{hits} = n_{frag} \cdot \left[\frac{A_{tp}}{4\pi\sigma^2} \right] \quad (52)$$

en donde n_{frag} representa el número de fragmentos, A_{tp} el área del blanco a impactar y σ la distancia de detonación, para este caso se considera una distancia de 5 [m], en base al requisito inicial.

Asumiendo una masa media de fragmento igual a 50 granos que equivale a 3.2 gramos (E. Fleeman, 2006), en base a la ecuación (53) se obtiene el total de fragmentos,

$$n_{frag} = \frac{M_m}{m_{frag}} \quad (53)$$

finalmente, la Tabla 15 muestra todos los valores obtenidos para la carga de guerra.

Tabla 15. Valores obtenidos para la carga.

Requisitos	Símbolo	Valor
Velocidad inicial de fragmento	v_0	2545 [m/s]
Energía cinética total	E_k	12962 [KJ]
Numero de fragmentos	n_{frag}	1250 [-]
Probabilidad de neutralización a 5 [m]	P_k	0.98 [-]

6.6 Análisis de Fiabilidad

El módulo de fiabilidad estima la fiabilidad del sistema completo a partir de las fiabilidades de sus subsistemas y componentes, mediante un modelo en serie.

6.6.1.1 Modelo en serie

Un misil es un sistema en serie desde el punto de vista de la fiabilidad, la falla de cualquier subsistema crítico compromete la misión. Por tanto, la fiabilidad del sistema es el producto de las fiabilidades de sus subsistemas como muestra la Figura 29 (E. Fleeman, 2006).

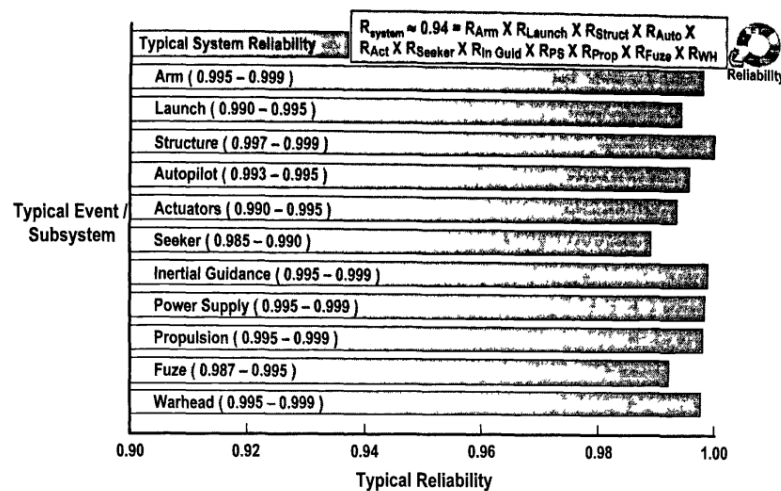


Figura 29. System reliability for a missile. (E. Fleeman, 2006)

Los valores de fiabilidad por subsistema se anclan a los rangos típicos por subsistema, en los que cada subsistema de un misil táctico presenta fiabilidades individuales del orden de 0.985 a 0.999. La fiabilidad típica de sistema que resulta de esos rangos es del orden de 0.9 a 0.99 aproximadamente.

6.6.1.2 Umbral de fiabilidad adaptado

El requisito de fiabilidad del sistema se fija en 0.8, por debajo del valor típico que sugiere la Figura 29. Esta decisión responde a una restricción económica, alcanzar fiabilidades del orden de 0.94 - 0.99 exige el uso de componentes *legacy* con años de servicio comprobado y programas de calificación extensos, haciendo que el costo aumente considerablemente.

6.6.1.3 Variables de salida del módulo de fiabilidad

Del módulo de fiabilidad se obtienen la fiabilidad de cada subsistema, obteniendo una fiabilidad para el sistema, estos parámetros se presentan en la Tabla 16.

Tabla 16. Variables de salida del módulo de Fiabilidad

Parámetro	Símbolo	Valor
Fiabilidad del sistema <i>NAAM</i>	R_{NAAM}	0.9
Fiabilidad del subsistema GNC	R_{GNC}	0.952
Fiabilidad del subsistema energía eléctrica	$R_{Energia\ electrica}$	0.986
Fiabilidad del subsistema propulsión	$R_{Propulsión}$	0.98
Fiabilidad del subsistema estructura	$R_{Estructura}$	0.993
Fiabilidad del subsistema cabeza de guerra	$R_{Cabeza\ de\ guerra}$	0.985

6.7 Análisis de costos

El módulo de costos estima el costo unitario del *NAAM* mediante la regresión estadística de (E. Fleeman, 2006), calibrada sobre una base de datos histórica de misiles tácticos, y proyecta el efecto de la curva de aprendizaje sobre el costo unitario según el tamaño de la flota de producción.

6.7.1 Costo unitario de la primera unidad

Como se ve en la Figura 30, el costo de producción se distribuye entre los componentes y subsistemas según su fracción típica del costo total, donde los sensores, la electrónica y la propulsión concentran la mayor parte, la propulsión y el conjunto guiado, electrónica superan cada uno el 25% del costo de producción, mientras el ensamblaje y ensayo del sistema representan aproximadamente un 10% adicional del costo de producción.

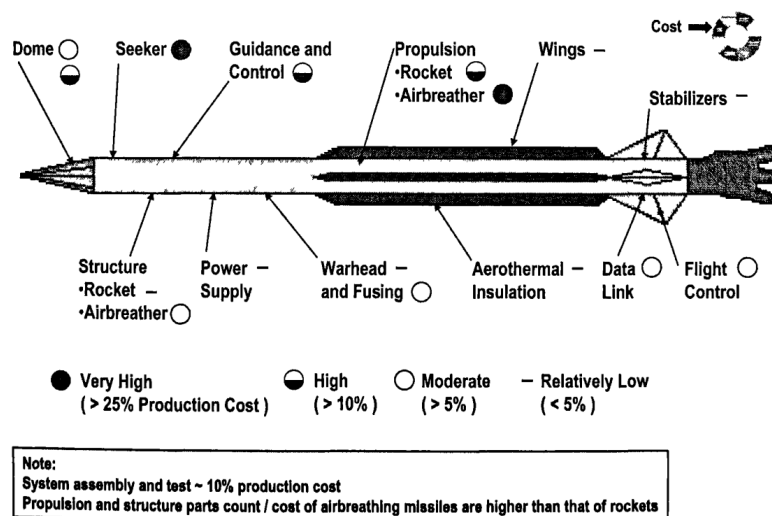


Figura 30. Costo de producción de misiles por componentes. (E. Fleeman, 2006)

6.7.2 Curva de aprendizaje

Como muestra la Figura 31, el costo unitario disminuye a medida que aumenta el número de unidades producidas, según la curva de aprendizaje.

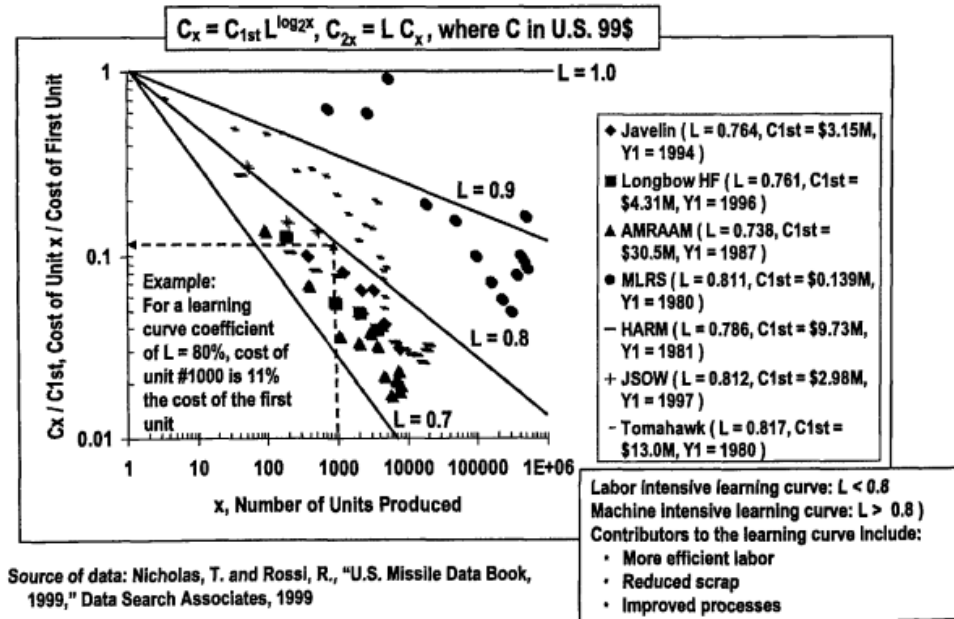


Figura 31. Curva de aprendizaje para el costo unitario. (E. Fleeman, 2006)

En donde se presenta la ecuación 54,

$$C_x = C_1 \cdot L^{\log_2 x} \quad (54)$$

en donde C_x representa el costo de la unidad x , C_1 es el costo de la primera unidad, L es el coeficiente de aprendizaje, que, a mayor complejidad del sistema este valor tiende a ser más bajo.

6.7.3 Desglose de costos por subsistema

El desglose porcentual de costos por subsistema de la Figura 32 muestra que GNC concentra la mayor fracción del costo unitario (46%), seguido de Propulsión (24%), Ensamblaje y Pruebas (10%), Airframe (10%), Warhead (7%) y Energía Eléctrica (3%).

La Figura 33 presenta la curva de aprendizaje presentada en la ecuación 54 con un coeficiente de aprendizaje de $L = 0.9$, la figura muestra como el costo se reduce a más unidades de fabricación aproximadamente USD 344,945 a 10 unidades, continuando la caída característica hacia las 50, 100 y 200 unidades producidas.

Este resultado se contrasta favorablemente con el panorama de mercado. Según Grand View Research y como muestra la Figura 34 el mercado global de misiles se valoró en USD 55.70 mil millones en 2023 y se proyecta que alcance USD 93.56 mil millones en 2030,

creciendo a una tasa anual compuesta (CAGR) de 7.4%. Según el uso final, el segmento aéreo lideró el mercado con la mayor cuota de ingresos, un 42,3 % en 2023. Los misiles lanzados desde el aire, como los aire-aire y aire-tierra, son cada vez más demandados debido a su flexibilidad estratégica y eficacia en la guerra moderna (Grand View Research, 2026), que incluye los sistemas como el NAAM, se proyecta con un crecimiento significativo, impulsado por la proliferación de sistemas de defensa antimisiles y la modernización de arsenales navales y terrestres

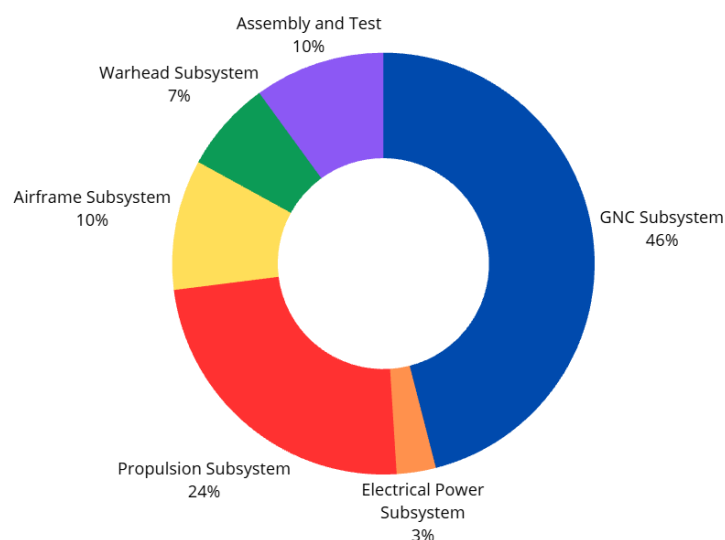


Figura 32. Porcentaje de costos en base a los subsistemas. (Elaboración propia)

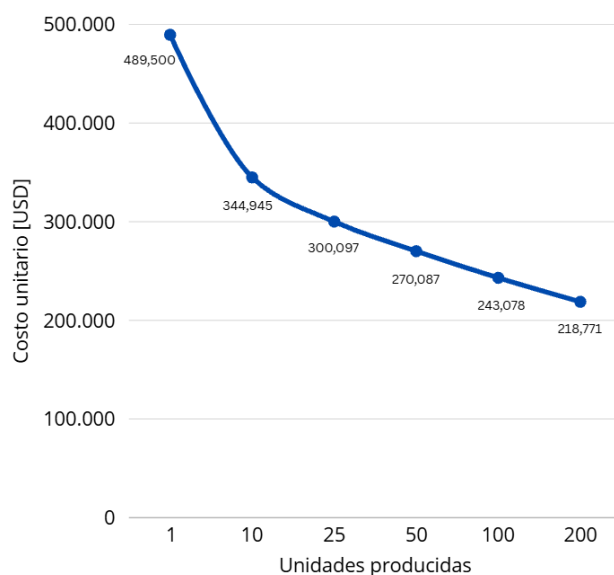


Figura 33. Curva de aprendizaje en base al costo por unidad. (Elaboración propia)

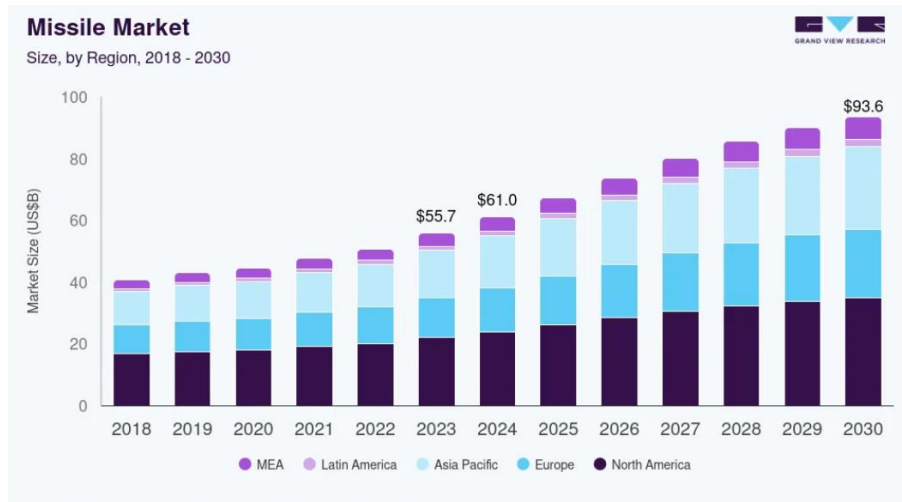


Figura 34. Análisis de mercado (Grand View Research, 2026)

6.8 Cumplimiento de los requisitos de nivel superior (KPP)

Para realizar la evaluación de la arquitectura se debe verificar el cumplimiento de los requisitos de nivel superior, para esto en la Tabla 17 se verifican respecto a los resultados obtenidos en el software VioletLabs.

Tabla 17. Cumplimiento de los requisitos de nivel superior

Requisito	Umbral	Resultado	Estado
Range	$\geq 25,000 \text{ m}$	30,927 m	Se cumple el requisito
Probability of Impact	$P_k \geq 0.95$	0.98	Se cumple el requisito
Mach Speed	≥ 3	3	Se cumple el requisito
Altitude Range	$\geq 5000 \text{ m}$	6832 m	Se cumple el requisito
Cost per unit	$\leq 500,000 \text{ USD}$	489,500 USD	Se cumple el requisito
Total Mass	$\leq 100 \text{ kg}$	98.9 kg	Se cumple el requisito
Maximum Total Length	$\leq 3.2 \text{ m}$	3.2 m	Se cumple el requisito
Maximum Body Diameter	$\leq 166 \text{ mm}$	166 mm	Se cumple el requisito
Reliability	$> 80 \%$	90 %	Se cumple el requisito

7 Conclusiones

Este trabajo implementó la cadena metodológica que va desde la definición de necesidades de las partes interesadas hasta el dimensionamiento preliminar cuantitativo de un sistema aeroespacial, aplicando los procesos técnicos del INCOSE Systems Engineering Handbook Rev. 5 mediante un enfoque MBSE en VioletLabs, sobre el caso de estudio del Segmento Aéreo del NAAM. Los cinco objetivos específicos se abordaron en su totalidad.

El OE1 se cumplió mediante la formalización de las necesidades de las partes interesadas en once requisitos de nivel superior, y su descomposición descendente en un conjunto de 115 requisitos documentados en VioletLabs, cada uno asignado a un nodo de la arquitectura. El OE2 se cumplió con la elaboración del Concepto de Operaciones, que definió el diagrama de contexto, el entorno operacional, los actores, las seis fases del ciclo de vida y un escenario operacional completo de empeño antiaéreo. El OE3 se cumplió mediante la generación de la arquitectura alocada, en la que cada función de la descomposición funcional quedó asignada a un componente físico de la Product Breakdown Structure, verificándose que no existieran funciones sin soporte físico ni componentes sin requisito que justificara su presencia. El OE4 se cumplió con la implementación de un modelo computacional de siete módulos encadenados, cuyas variables de entrada y salida quedaron vinculadas a parámetros de la arquitectura, de modo que la modificación de un parámetro propaga su efecto hasta el nivel de sistema sin transcripción manual. El OE5 se cumplió con la construcción de la estructura de costos y la aplicación de la curva de aprendizaje sobre la regresión estadística de Fleeman.

Más allá del cumplimiento formal de los objetivos, el trabajo deja dos aportes de mayor alcance. El primero es metodológico y de infraestructura, el árbol de Sistema de Sistemas construido entre la Armada de Chile como nodo raíz y los Buques de Combate de Superficie queda disponible como base reutilizable para futuros proyectos institucionales, de modo que un trabajo posterior sobre otro segmento no necesita reconstruir el contexto superior. El segundo es de transparencia técnica, el modelo hace explícitos los márgenes, los supuestos y las cotas de validez de cada resultado, y documentándolo junto a los requisitos.

El resultado global es que la solución conceptual propuesta es técnica y económicamente viable dentro de las cotas del modelo empleado, y que la arquitectura MBSE construida constituye una herramienta efectiva para documentar y trazar ese razonamiento de diseño.

7.1 Trabajos futuros

Dado el carácter iterativo del diseño de arquitecturas, la propuesta de esta memoria debe entenderse como una primera versión susceptible de ser refinada, dentro de la cual se proponen los siguientes puntos:

Simulación de interceptación de seis grados de libertad. Es la continuación de mayor valor. Implementar, fuera de VioletLabs, un modelo de seis grados de libertad con dinámica de actuadores, retardos de sensor y una ley de guiado de navegación proporcional evaluada contra un perfil de blanco maniobrando. Ese modelo permitiría convertir el alcance máximo de planeo aquí reportado en un alcance efectivo de interceptación, obtener la

distancia de fallo y, con ella, una probabilidad de neutralización a nivel de sistema en lugar de a nivel de ojiva.

Validación aerodinámica. Verificar los coeficientes obtenidos por correlación mediante simulación CFD, actualmente VioletLabs no incorpora esta conexión, pero a un futuro llegara.

Profundización de la arquitectura. Descender la Product Breakdown Structure hasta el nivel de Configuration Item, incorporando documentos de control de interfaces que formalicen las interfaces internas y externas.

8 Bibliografía

- Ala 162. (2025). *F-16 Fighting Falcon*.
- Alejandro López Telgie. (2025). *Playbook Fundamentos de Ingeniería de Sistemas Espaciales*.
- Armada de Chile. (2023, January 27). *Misión y Visión*.
- B. W. Boehm. (1988). *A spiral model of software development and enhancement*. 61–72.
- Billig, F. S. (n.d.). *Tactical Missile Design Concepts*.
- Blum, B. I. (1992). *Software Engineering: A Holistic View*.
- Boehm, B. W. (1976). *Software engineering*. *IEEE Trans. Comput.* 1226–1241.
- Bottero, M., & Gualeni, P. (2024). Systems Engineering for Naval Ship Design Evolution. *Journal of Marine Science and Engineering*, 12(2). <https://doi.org/10.3390/jmse12020210>
- Defence Security Asia. (2025). *El acuerdo de Perú para la adquisición de los F-16 Block 70 desata la indignación: el precio de 285 millones de dólares por avión sorprende a los analistas de defensa*. [Broadcast].
- Defensa.PE. (n.d.). *Mirage 2000 P/DP FAP*.
- Defense Industry Daily. (2026). *More MiG-29s for Myanmar*.
- Dennis M. Buede, & William D. Miller. (2024). *The Engineering Design of Systems*.
- Don Edberg. (2022). *Design of Rockets and Space Launch Vehicles Second Edition*.
- E. Fleeman. (2006). *Tactical Missile Design, Second Edition*.
- EcuRed. (2025). *Sukhoi Su-25*.
- George P. Sutton. (2017). *Rocket Propulsion Elements Ninth Edition*.
- Global Military. (2025). *AGM-84 / RGM-84 Harpoon vs P-800 Oniks*.
- Grady, J. O. (1997). *System Validation and Verification*.
- Grand View Research. (2026). *Missile Market (2024 - 2030)*.
- Ignacio Elías Rocha Torres. (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*.
- INCOSE. (2023). *SYSTEMS ENGINEERING HANDBOOK*.
- Kharla Soffia Haase Santana. (2025). *Arquitectura de un sistema cohete sonda para mediciones experimentales en la mesosfera (50 a 70 km)*.
- Larson, W. (n.d.). *The Institute of Communication Networks and Satellite Communication invites you to the Guest Lecture "Using AI to Support Space Systems Development and Operations"*. Retrieved <http://spacetechnology.tugraz.at/>

Machtres. (2026). *KH-35*.

NASA. (2016). *Systems Engineering Handbook*.
<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20170001761>

Nations Dawn of an Era. (n.d.). *SHORED BASED ANTI-SHIP MISSILE SYSTEMS*.

Norcutt, L. S. (2001). Ship Self-Defense System Architecture. In *JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST* (Vol. 22, Number 4).

Poblete, P. M. (n.d.). *EL MISIL EXOCET MM-40 BLOCK 3*. Retrieved
<http://www.infodefensa.com/latam/2012/12/10/>

R. I. Lano, & R. H. Thayer and M. Dorfman (eds.). (1990). *A structured approach for operational concept formulation*. 48–59.

Reed, M. A. (1993). *Requirements traceability on the F-22 program*.

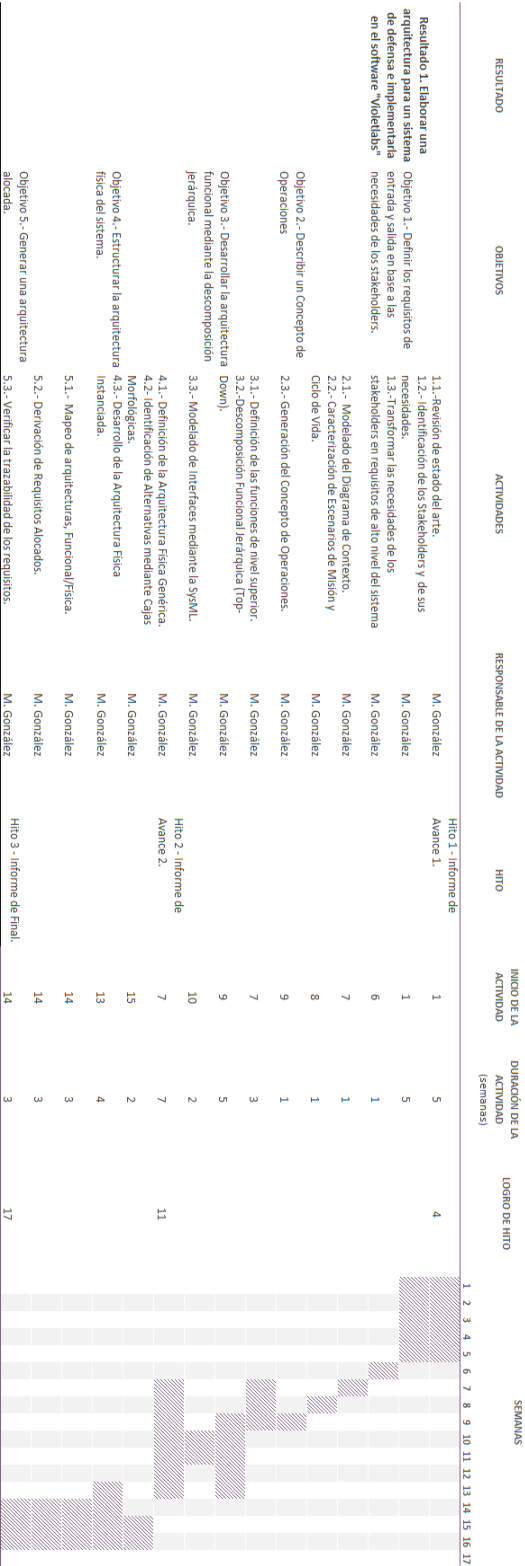
Ryschkewitsch, M., Schaible, D., & Larson, W. (2009). The Art And Science Of Systems Engineering. In *Systems Research Forum* (Vol. 3, Number 2). www.worldscientific.com

Steven D. Eppinger, & Tyson R. Browning. (2016). *Design structure matrix methods and applications*. Massachusetts Institute of Technology.

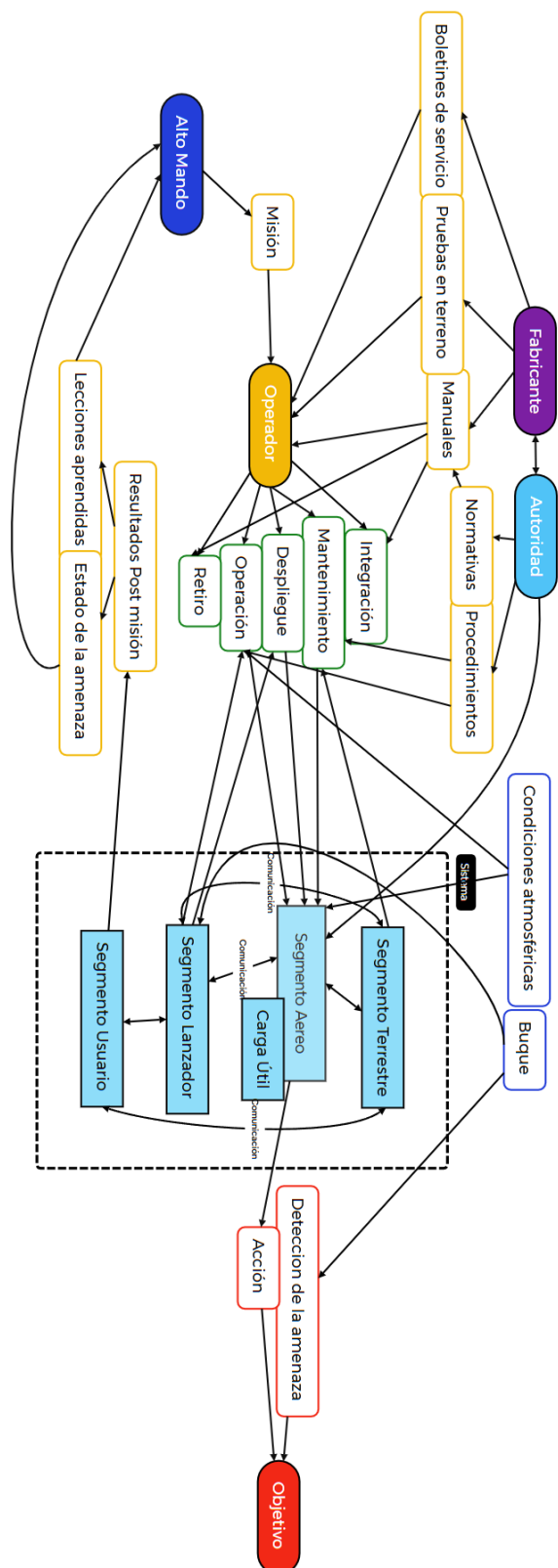
The TWZ Newsletter. (2026). *What Does A Shahed-136 Really Cost?*

Tim Weilkiens. (2008). *Systems Engineering with SysML/UML*.

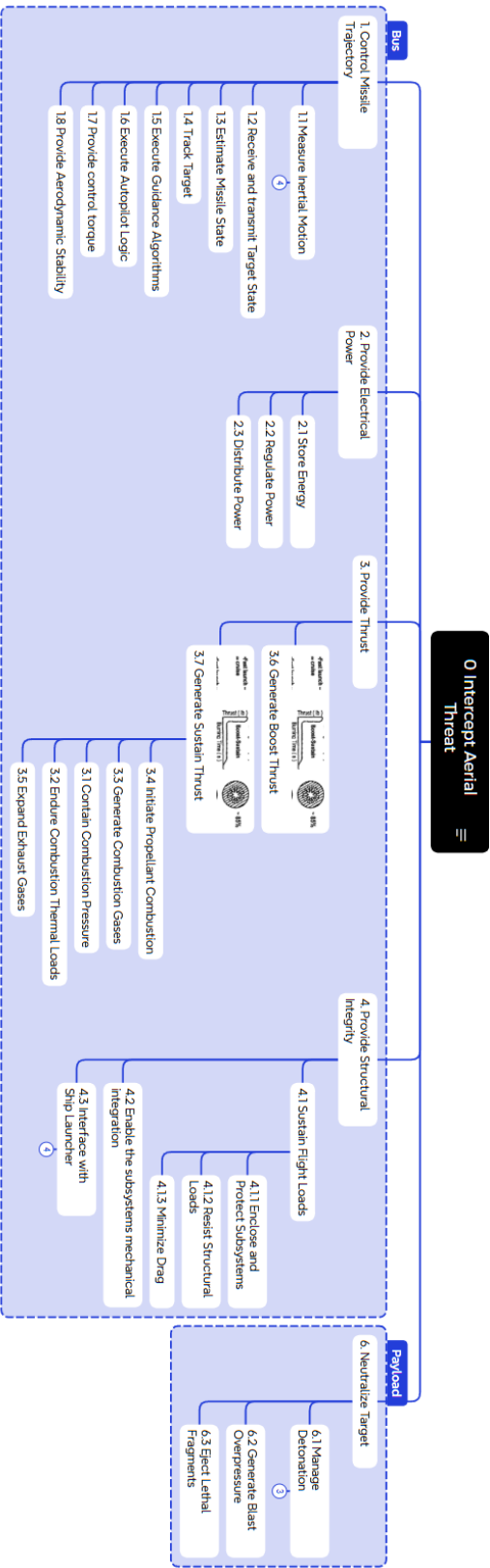
Anexo A: Carta Gantt



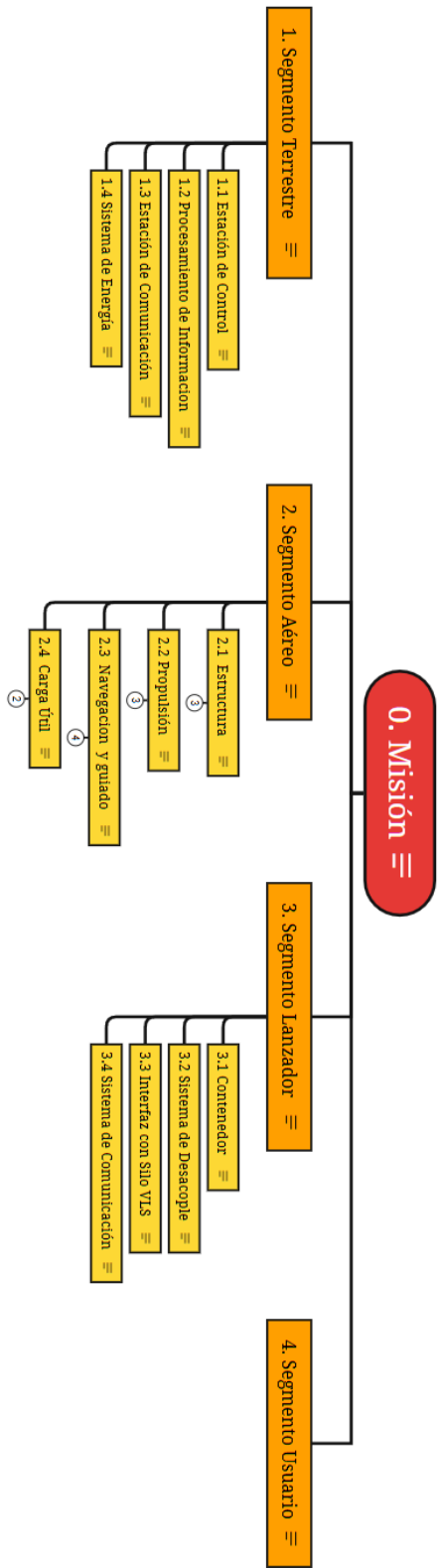
Anexo B: Contexto operacional. (Elaboración propia)



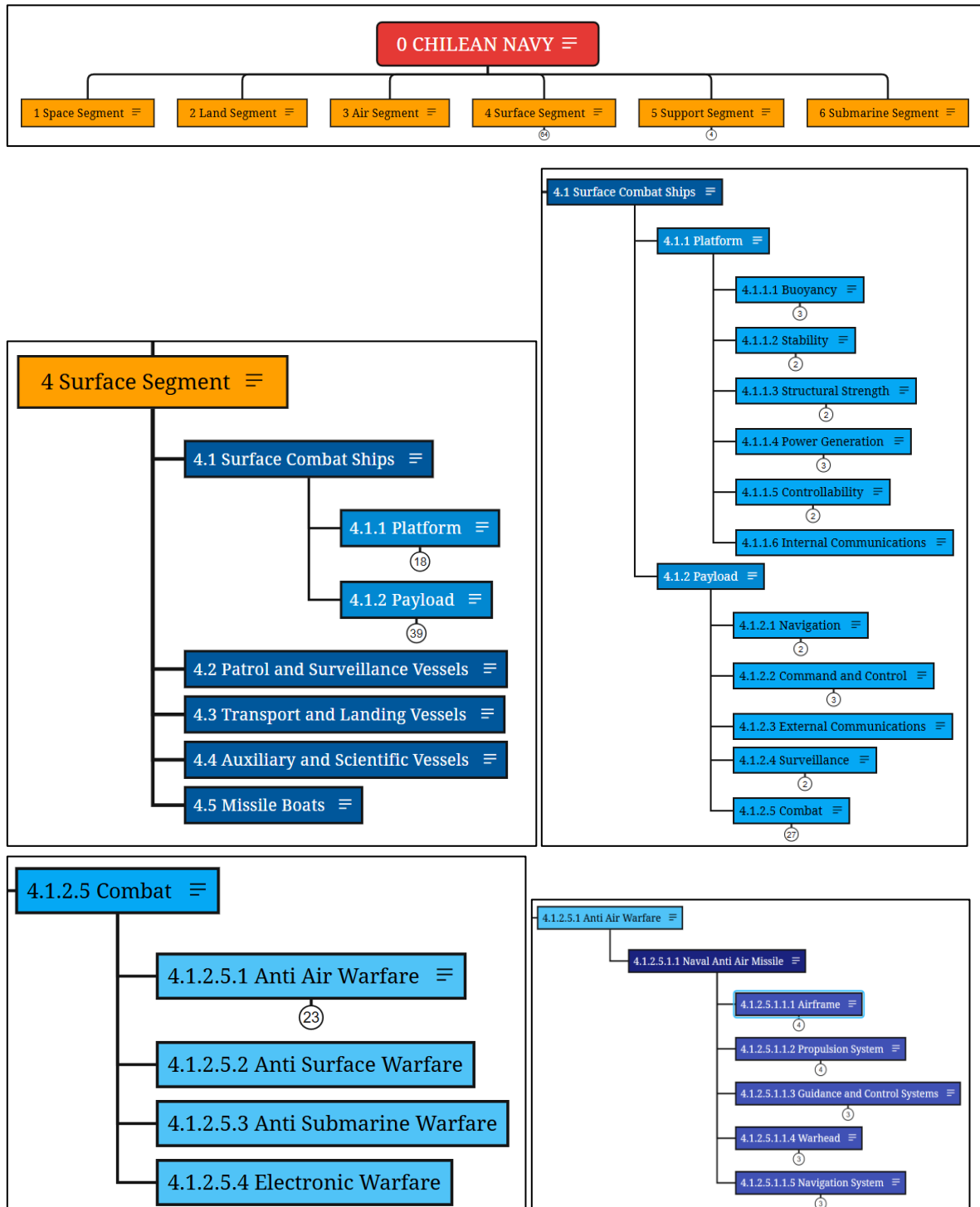
Anexo C: Arquitectura Funcional



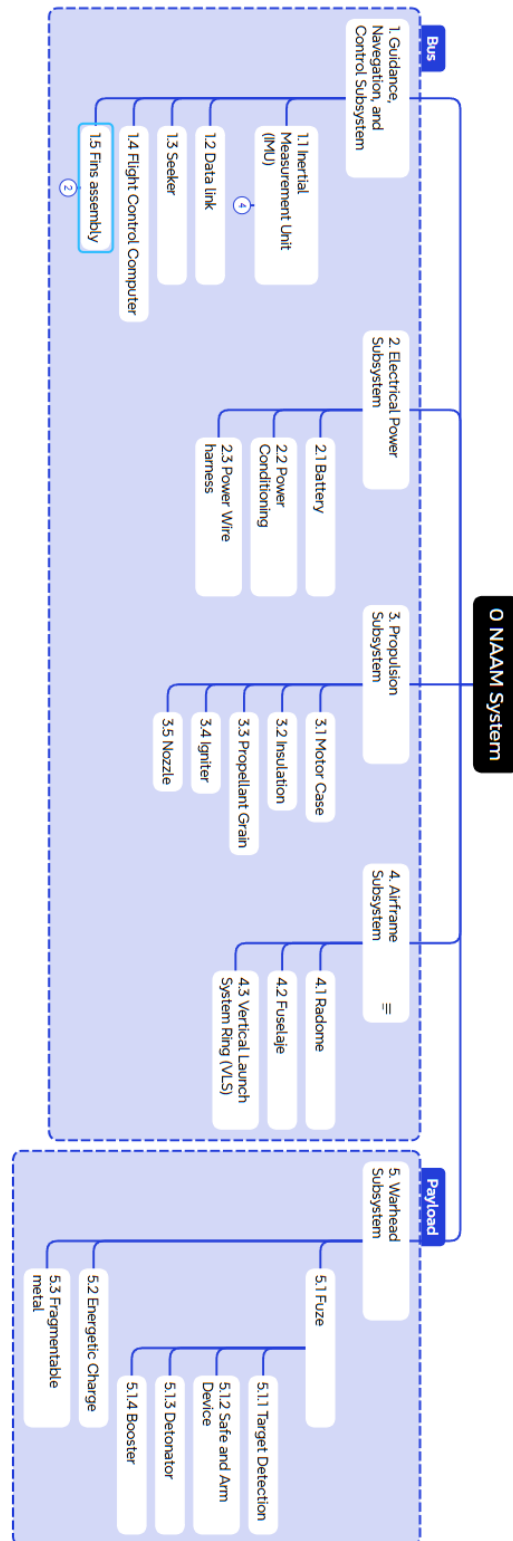
Anexo D: Product Breakdown Structure, Iteración 1



Anexo E: *Product Breakdown Structure*, Iteración 2



Anexo F: Product Breakdown Structure, Iteración final, Sistema de interés.



Anexo E: Arquitectura en *VioletLabs*

Enlace: <https://udec.violetlabs.com/requirements/?program=162af2e5-530b-47a3-8119-79fc6489a49a>

☐ ▾ 0 CHILEAN NAVY			
☐ 1 National naval power and maritime service	Proveer al Estado de Chile de un poder naval y un servicio marítimo co...	Draft	0 CHILEAN NAVY
☐ > 1 Space Segment			
☐ > 2 Land Segment			
☐ > 3 Air Segment			
☐ ▾ 4 Surface Segment			
☐ 1.4 Surface operations	The Surface Segment shall provide maritime surface combat capability ...	Draft	4 Surface Segment
☐ 1.5 Coastal and Open Ocean Operating Envi	The Surface Segment shall operate in coastal and open ocean environ...	Draft	4 Surface Segment
☐ ▾ 4.1 Surface Combat Ships			
☐ 1.4.1 Integrated Fighting Unit	The Surface Combat Ship shall integrate platform and payload systems...	Draft	4.1 Surface Combat Ships
☐ 1.4.2 Operational Endurance	The Surface Combat Ship shall maintain operational readiness at sea fo...	Draft	4.1 Surface Combat Ships
☐ 1.4.3 Operability and Maintainability	The Surface Combat Ship shall be operable and maintainable by the Su...	Draft	4.1 Surface Combat Ships
☐ > 4.1.1 Platform			
☐ > 4.1.2 Payload			
☐ 4.2 Patrol and Surveillance Vessels			
☐ 4.3 Transport and Landing Vessels			
☐ 4.4 Auxiliary and Scientific Vessels			
☐ 4.5 Missile Boats			
☐ > 5 Support Segment			
☐ > 6 Submarine Segment			

Anexo F: Requisitos exportados de VioletLabs

N°	Título	Sistema	Descripción
1	Mach speed	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM missile shall reach a maximum speed of Mach 3 at the end of combustion.
1.1	Thrust weight ratio	3 Propulsion Subsystem	The propulsion subsystem shall provide a thrust that exceeds the thrustweight ratio $T/W \geq 5$ at launch.
1.1.1	Pressure Resistance	3.1 Motor Case	The motor case shall withstand a maximum operating pressure of 10 MPa.
1.1.2	Thermal Protection	3.2 Insulation	The internal insulation shall withstand temperatures exceeding 3000 °C.
1.1.3	Motor Case Safety Factor	3.1 Motor Case	The motor case shall have a safety factor between 1.1 and 1.5.
1.1.4	Nozzle Safety Factor	3.5 Nozzle	The nozzle shall have a safety factor between 1.1 and 1.5.
1.1.5	Insulation Safety Factor	3.2 Insulation	The insulation shall have a safety factor between 1.1 and 1.5.
1.1.6	Specific Impulse	3.3 Propellant Grain	The propellant must provide a specific impulse of at least 260 s
1.1.7	Ignition Delay	3.4 Igniter	The igniter shall pressurize the chamber to 90 % nominal thrust within 100 ms of receiving voltage.
1.2	Combustion time	3 Propulsion Subsystem	The propulsion subsystem shall have a combustion time that exceeds 10 s
1.3	Thrust Profile	3 Propulsion Subsystem	The Propulsion Subsystem shall generate a dual phase Boost Sustain thrust profile
1.3.1	Boost Sustain Propellant Geometry	3.3 Propellant Grain	The grain internal geometry shall produce a dual phase burning area profile.
1.3.2	Volumetric Efficiency	3.3 Propellant Grain	The propellant grain shall have a volumetric efficiency of 85%.
2	Storage Life	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system shall be storable for a minimum of 10 years

N°	Título	Sistema	Descripción
2.1	Degradation Free Storage	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	GNC Subsystem sensors shall retain calibration and nominal operation after 10 years of static storage.
2.1.1	Calibration Persistence	1.1 Inertial Measurement Unit (IMU)	The IMU shall retain calibration within nominal tolerances for 10 years
2.3	Insensitive Munitions	5 Warhead Subsystem	The warhead assembly shall comply with Insensitive Munitions (IM) standards.
2.3.1	Safe / Arm Logic	5.1 Fuze	The Safe / Arm device shall keep the detonator out of line with the booster until it senses a sustained launch acceleration.
2.3.2	Chemical Stability	5.2 Energetic Charge	The Energetic Charge shall not crystallize, exude, or increase shock/friction sensitivity after 10 years at naval storage temperatures.
2.4	Propulsion Type	3 Propulsion Subsystem	The propulsion system shall use solid propellant rocket motor technology.
2.4.1	Grain Bonding	3.2 Insulation	The internal insulation shall maintain uninterrupted adhesion with the grain, tolerating thermal shear stresses for at least 10 years of service life.
2.4.2	Propellant Grain Chemical Stability	3.3 Propellant Grain	The propellant grain shall not crack, exude, or migrate plasticizer after 10 years
2.4.3	Temperature Propellant Grain	3.3 Propellant Grain	The grain shall be stored within a temperature range of -20 to +60 °C.
3	Total Mass	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system's total launch mass shall not exceed 100 kg
3.1	GNC Mass Allocation	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The GNC Subsystem total mass shall not exceed 5 kg of the system mass
3.1.1	Flight Control Computer Mass Allocation	1.4 Flight Control Computer	The Flight Control Computer assembly mass shall not exceed 1 kg
3.1.2	Fins Actuators Mass Allocation	1.5.2 Fins Actuators	The Fins Actuators mass shall not exceed 1 kg

N°	Título	Sistema	Descripción
3.1.3	Inertial Measurement Unit Mass Allocation	1.1 Inertial Measurement Unit (IMU)	The Inertial Measurement Unit assembly mass shall not exceed 1 kg.
3.1.4	Data link Mass Allocation	1.2 Data Link	The Data link assembly mass shall not exceed 1 kg.
3.1.5	Seeker Mass Allocation	1.3 Seeker	The Seeker assembly mass shall not exceed 1 kg.
3.3	Propulsion Mass Allocation	3 Propulsion Subsystem	The Propulsion Subsystem total mass shall not exceed 60 kg
3.3.1	Mass Propellant Grain	3.3 Propellant Grain	The propellant mass shall be approximately 72% of the engine mass.
3.3.2	Motor Case Mass Allocation	3.1 Motor Case	The Motor Case total mass shall not exceed 9 kg
3.3.3	Insulation Mass Allocation	3.2 Insulation	The Insulation total mass shall not exceed 0.5 kg
3.3.4	Propellant Grain Mass Allocation	3.3 Propellant Grain	The Propellant Grain total mass shall not exceed 40 kg
3.3.5	Igniter Mass Allocation	3.4 Igniter	The Igniter total mass shall not exceed 1 kg
3.3.6	Nozzle Mass Allocation	3.5 Nozzle	The Nozzle total mass shall not exceed 5 kg
3.4	Electrical Power Mass Allocation	2 Electrical Power Subsystem	The Electrical Power Subsystem total mass shall not exceed 5 kg
3.4.1	Battery Mass Allocation	2.1 Battery	The Battery total mass shall not exceed 2 kg
3.4.2	Power Conditioning Unit Mass Allocation	2.2 Power Conditioning Unit	Power Conditioning Unit total mass shall not exceed 2 kg
3.4.3	Power Wire Harness Mass Allocation	2.3 Power Wire Harness	The Power Wire Harness total mass shall not exceed 1 kg
3.5	Airframe Mass Allocation	4 Airframe Subsystem	The Airframe subsystem total mass shall not exceed 20 kg.
3.5.1	Radome Mass Allocation	4.1 Radome	The Radome total mass shall not exceed 2 kg
3.5.2	Fuselage Mass Allocation	4.2 Fuselage	The Fuselage total mass shall not exceed 16 kg

N°	Título	Sistema	Descripción
3.5.3	Vertical Launch System Ring Mass Allocation	4.3 Vertical Launch System Ring	The Vertical Launch System Ring total mass shall not exceed 2 kg
3.6	Warhead Mass Allocation	5 Warhead Subsystem	The Warhead Subsystem mass shall not exceed 10 kg
3.6.1	Fuze Mass Allocation	5.1 Fuze	The Fuze mass shall not exceed 2 kg
3.6.3	Fragmentable Metal Mass Allocation	5.3 Fragmentable Metal	The Fragmentable Metal mass shall not exceed 4 kg
3.6.4	Energetic Charge Mass Allocation	5.2 Energetic Charge	The Energetic Charge mass shall not exceed 4 kg
4	Cost per unit	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system shall cost under 500k USD
4.1	GNC Subsystem Cost	1 Guidance, Navegation, and Control Subsystem	The GNC subsystem shall cost no more than 48% of the unit cost.
4.1.1	Seeker Cost	1.3 Seeker	The Seeker shall cost no more than 25% of the unit cost.
4.1.2	Inertial Measurement Unit Cost	1.1 Inertial Measurement Unit (IMU)	The Inertial Measurement Unit shall cost no more than 5% of the unit cost.
4.1.3	Data Link Cost	1.2 Data Link	The Data Link shall cost no more than 5% of the unit cost.
4.1.4	Flight Control Computer Cost	1.4 Flight Control Computer	The Flight Control Computer shall cost no more than 12% of the unit cost.
4.1.5	Fins Assembly Cost	1.5.2 Fins Actuators	The Fins Assembly shall cost no more than 1% of the unit cost.
4.6	Warhead Subsystem Cost	5 Warhead Subsystem	The Warhead subsystem shall cost no more than 10% of the unit cost.
4.7	Electrical Power Subsystem Cost	2 Electrical Power Subsystem	The Electrical Power Subsystem shall cost no more than 3% of the unit cost.
4.8	Propulsion Subsystem Cost	3 Propulsion Subsystem	The Propulsion subsystem shall cost no more than 22% of the unit cost.
4.9	Airframe Subsystem Cost	4 Airframe Subsystem	The Airframe subsystem shall cost no more than 12% of the unit cost.

N°	Título	Sistema	Descripción
5	Launcher Compatibility	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system shall be compatible with the Vertical Launch System (VLS) installed aboard Chilean Navy Surface Combat Ships
5.1	Maximum Total Length	0 Naval Anti Air Missile System	The total length of the NAAM missile system shall not exceed 3.2 m (Interface requirement).
5.1.1	Airframe Fineness Ratio	4 Airframe Subsystem	The Airframe Subsystem shall have a fineness ratio greater than 5 and less than 25.
5.2	Maximum Body Diameter	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM System body diameter shall not exceed 166 mm.
5.2.1	Envelope Constraint	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	All Navigation Subsystem components shall integrate within the 166 [mm] body
5.2.1.1	Conformal Antenna	1.2 Data Link	The Data Link antennas shall be flush/conformal with the body shell, not exceeding 166 [mm] diameter nor increasing the design drag.
5.2.2	Integrate propulsion subsystem	3 Propulsion Subsystem	All Propulsion Subsystem components shall integrate within the 166 [mm] body
5.2.3	Airframe Fineness Ratio	4 Airframe Subsystem	The Airframe Subsystem shall have a fineness ratio greater than 5 and less than 25.
5.3	Pre launch transfer alignment	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The navigation subsystem shall complete the transfer alignment from the ship's inertial reference while inside the VLS container, prior to launch.
5.3.1	Transfer Alignment Time	1.1 Inertial Measurement Unit (IMU)	The IMU shall complete transfer alignment within 5 s after the launch order.
5.4	Launch Ejection Shock Load	4 Airframe Subsystem	The airframe and internal components shall withstand an axial shock load of [TBC] g during VLS cold launch ejection without functional degradation
6	Intercept Range	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system shall have a range of at least 25000 [m]

N°	Título	Sistema	Descripción
6.1	Energy Capacity	2 Electrical Power Subsystem	The Electrical Power Subsystem shall supply uninterrupted power to all subsystems for the full flight time of 60 s.
6.2	Continuous Power	2 Electrical Power Subsystem	The EPS shall deliver a continuous power of 3000 W at regulated bus voltage.
6.2	Drag Minimization	4 Airframe Subsystem	The airframe subsystem shall maintain the aerodynamic drag coefficient below 0.4.
7	Reliability	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system shall achieve an operational reliability of over 80%.
7.1	GNC Subsystem reliability	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The GNC subsystem shall achieve an operational reliability greater than 90%.
7.1.1	Data link Reliability	1.2 Data Link	The Data link shall achieve an operational reliability greater than 99%.
7.1.2	Seeker Reliability	1.3 Seeker	The seeker shall achieve an operational reliability greater than 97.5%.
7.1.3	Inertial Measurement Unit Reliability	1.1 Inertial Measurement Unit (IMU)	The Inertial Measurement Unit shall achieve an operational reliability greater than 99%
7.1.4	Flight Control Computer Reliability	1.4 Flight Control Computer	The Flight Control Computer shall achieve an operational reliability greater than 99%.
7.1.5	Fins Assembly Reliability	1.5.2 Fins Actuators	The Fins Assembly shall achieve an operational reliability greater than 99.9%.
7.4	Electrical Power Subsystem reliability	2 Electrical Power Subsystem	The Electrical Power Subsystem shall achieve an operational reliability greater than 98%
7.5	Propulsion Subsystem reliability	3 Propulsion Subsystem	The Propulsion subsystem shall achieve an operational reliability greater than 98%.
7.5	Warhead Subsystem reliability	5 Warhead Subsystem	The Warhead Subsystem shall achieve an operational reliability greater than 98.5%
7.5.1	Fuze reliability	5.1 Fuze	The Fuze shall achieve an operational reliability greater than 98.7%

N°	Título	Sistema	Descripción
7.5.2	Energetic Charge reliability	5.2 Energetic Charge	The Energetic Charge shall achieve an operational reliability greater than 99.9%
7.5.3	Fragmentable Metal reliability	5.3 Fragmentable Metal	Fragmentable Metal shall achieve an operational reliability greater than 99.9%
7.8	Airframe Subsystem reliability	4 Airframe Subsystem	The Airframe Subsystem shall achieve an operational reliability greater than 99%
7.8.1	Radome reliability	4.1 Radome	The Radome shall achieve an operational reliability greater than 99.5%
7.8.2	Fuselage reliability	4.2 Fuselage	The Fuselage shall achieve an operational reliability greater than 99.9%
7.8.3	VLS Ring reliability	4.3 Vertical Launch System Ring	The VLS Ring shall achieve an operational reliability greater than 99.9%
8	Probability of Impact	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system shall defeat the design threat with a single shot probability of kill $P_k \geq 0.95$.
8.2	State Update Rate	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The GNC Subsystem shall update the missile and target state vector to the Guidance and Control Subsystem at a minimum rate of 100 [hz].
8.2.1	Update Latency	1.2 Data Link	The Data Link shall deliver updated target coordinates to the Flight Control Computer with an internal latency no greater than 50 [ms].
8.3	Target status provision	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The GNC subsystem shall continuously provide the target position and velocity vector to the flight control computer at a minimum rate of 100 Hz during the terminal phase.
8.3.1	Stable bidirectional link	1.2 Data Link	The data link must maintain a stable bidirectional link with the ship's radar.
8.3.2	Data Link Security	1.2 Data Link	The data link shall provide authentication and resistance to jamming and spoofing per [TBC]
8.4	Lateral Acceleration	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The GNC Subsystem shall command a lateral acceleration of at least 30 g in any transverse plane during the terminal phase.

N°	Título	Sistema	Descripción
8.4.1	Guidance Law	1.4 Flight Control Computer	The FCC shall compute acceleration commands using a proportional navigation law with effective navigation ratio N between 3 and 5.
8.4.2	Hinge Moment Torque	1.5.2 Fins Actuators	Fins Actuators shall provide a continuous torque of at least TBC Nm to overcome the aerodynamic hinge moment at Mach 3
8.5	Autopilot Loop Rate	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The GNC subsystem shall execute the status reading, calculation, and deviation loop at a minimum rate of 100 Hz.
8.5.1	Processing Latency	1.4 Flight Control Computer	The Flight Control Computer shall output actuator commands within 100 ms per cycle.
8.5.2	Fin Deflection Rate	1.5.2 Fins Actuators	The fin actuators shall slew the fins at a minimum rate of 360 °/s under maximum load.
8.6	Ultimate Structural Load	4 Airframe Subsystem	The Airframe shall withstand the combined aerodynamic loads of 30 g maneuvers without plastic deformation
8.6.1	Radome Length/Diameter Ratio	4.1 Radome	The Radome shall have an Ln/d ratio of 2.
8.6.2	Radome Safety Factor	4.1 Radome	The Radome shall have a safety factor between 1.1 and 1.5.
8.6.3	Bending Moment Stiffness	4.2 Fuselage	The fuselage shall maintain a maximum tip deflection of [TBC] m.
8.7	Lethal Radius	5 Warhead Subsystem	The warhead shall achieve a probability of kill $P_k \geq 0.95$ at a distance of no more than 5 m from the target.
8.7.1	Target Proximity Sensing	5.1 Fuze	The Fuze shall emit the firing signal such that detonation occurs at a standoff distance of no more than 5 m from the target
8.7.2	Detonation Velocity	5.2 Energetic Charge	The Energetic Charge shall achieve a detonation velocity of at least 3000 m/s.

N°	Título	Sistema	Descripción
8.8	Estimation Accuracy	1 Guidance, Navigation, and Control Subsystem	The GNC Subsystem shall estimate missile position and attitude with an error that keeps the target within the seeker acquisition basket at handover.
8.8.1	Gyroscope Bias Instability	1.1.2 Gyroscope	The gyroscope shall exhibit a bias stability of $\leq 10^\circ/\text{h}$
8.8.2	Accelerometer Bias Limit	1.1.1 Accelerometer	The accelerometer shall exhibit a bias of no more than 1 mg
8.9	Fatigue Life	4 Airframe Subsystem	The Airframe shall withstand TBC cycles of combined aerodynamic loads of 30 g maneuvers without fatigue failure.
9	Altitude Range	0 Naval Anti Air Missile System	The NAAM system shall have a altitude range of at least 5000 [m]
9.1	Drag Minimization	4 Airframe Subsystem	The airframe subsystem shall maintain the aerodynamic drag coefficient below 0.4.