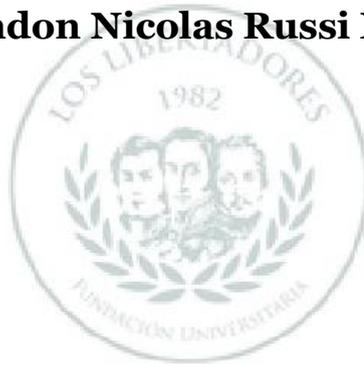

Comparación metodológica del diseño de un planeador en forma de ala volante.

Presentado por:

Duván Arturo Estupiñán Cocunubo

Brandon Nicolas Russi Moreno



LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2020

Página dejada en blanco intencionalmente

Comparación metodológica del diseño de un planeador en forma de ala volante.

Presentado por:

Duván Arturo Estupiñán Cocunubo

Brandon Nicolas Russi Moreno

En cumplimiento de los requerimientos para optar por el Título de
Ingeniero Aeronáutico

Dirigida por:

Jaime Enrique Orduy Rodríguez M.Sc.

Codirector

Iván Felipe Rodríguez Barón M.Sc.

Presentada a:

Fundación Universitaria Los Libertadores

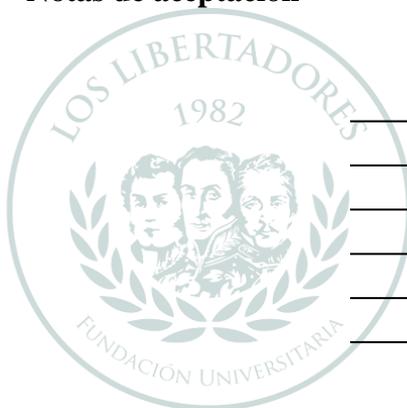
Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2020

Página dejada en blanco intencionalmente

Notas de aceptación



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá DC, 7 diciembre 2020.

Página dejada en blanco intencionalmente



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

Página dejada en blanco intencionalmente

Agradecimientos

Agradezco especialmente a Dios y a mi familia que fueron los que siempre estuvieron a mi lado dándome ánimo y fuerzas incondicionalmente, gracias a ellos que no me desampararon. Los profesores y el semillero de investigación AERSYS quienes siempre creyeron en mí y que fueron mis amigos en este hermoso momento donde pude contar con ellos en mi proceso académico de la Fundación Universitaria los libertadores.

Duván Arturo Estupiñán Cocunubo

Agradezco especialmente a Dios por darme las fuerzas suficientes para cumplir esta meta terrenal, mi pareja quien estuvo a mi lado compartiendo su tiempo y energía para lograr sacar adelante este proyecto. Mis amigos quienes me acompañaron en mis los primeros años de mi experiencia profesional brindándome bases sólidas en el desarrollo profesional de ingeniero aeronáutico. Por último los directores, codirectores, y maestros de la universidad que aportaron de su tiempo y apoyo para poder terminar todos mis proyectos de una manera satisfactoria y poder cumplir mi gran sueño de ser Ingeniero aeronáutico de la Fundación Universitaria los Libertadores.

Brandon Nicolas Russi Moreno

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Página dejada en blanco intencionalmente

Tabla de contenido

Índice de Figuras	13
Índice de Tablas.....	15
Resumen	19
Methodological comparison of the design of a flying wing glider.....	21
Abstract.....	21
Capítulo 1.....	23
Introducción	23
Capítulo 2	25
2.1 Planteamiento del problema.....	25
2.2 Objetivos	26
2.2.1. Objetivo General	26
2.2.2. Objetivos Específicos	26
2.3 Justificación	27
2.4 Metodología	29
2.4.1 Diseño metodológico	29
Capítulo 3	31
Marco Referencial	31
3.1 Marco Antecedentes	31
3.2 Marco Conceptual.....	32
3.2.1 Diseño de ingeniería	33
3.2.2 Ingeniería de Sistemas	33
3.2.3 Modelo en V	36
3.2.4 Enfoque de ingeniería de sistemas en Aeronaves	37
3.2.5 Diseño de aeronaves enfoque conceptual	39
3.2.6 Diseño de avión	39
3.3 Marco legal.....	40
3.3.1 Norma AS9100	40
3.3.2 ¿Qué proporciona la norma y a quién es aplicable?	41
3.3.3 NPR 7123.1 Procesos y requisitos de ingeniería de sistemas de la NASA	42
3.3.4 Los procesos técnicos que se utilizan en sistemas de ingeniería de forma iterativa y recursivamente	42
Capítulo 4	45
Ingeniería de Sistemas sobre el diseño de un planeador.	45
4.1 Análisis de Stakeholders de Misión.	47
4.1.1 Declaración de necesidades	47
4.1.2 Identificación de Stakeholders de misión	47

4.1.3	Elicitación de las Necesidades de <i>Stakeholders</i>	55
4.2	Análisis De Misión	56
4.2.1	Declaración de misión	56
4.2.2	Metas y objetivos de la misión	57
4.2.4	Análisis de Medidas de efectividad (MoEs)	58
4.2.5	Capacidades y restricciones	63
4.2.6	Escenarios Operacionales	64
4.2.7	Desarrollo de los escenarios	66
4.2.8	Interfaces de los elementos de misión.	68
4.2.9	Concepto operacional (ConOps)	69
4.3	Evaluación De Misión	69
4.3.1	Proceso del Ciclo de vida	70
4.3.2	Escenarios del Ciclo de vida	72
4.3.3	Identificación de los requisitos	74
4.3.4	Arquitectura del sistema	76
4.4	Definición de Requisitos.	79
4.4.1	Requisitos de <i>stakeholders</i> de misión	79
4.4.2	Requisitos Funcionales del sistema.	80
4.4.3	Requisitos No-Funcionales del sistema.	82
Capítulo 5	85
Descripción de la metodología tradicional	85
5.1	Análisis de la metodología tradicional.	85
5.2	Descripción proyecto de referencia.	87
5.3	Resultados del proyecto de referencia.	88
Capítulo 6	91
Análisis de resultados	91
6.1	Análisis comparativo de las metodologías estudiadas.	91
6.2	Análisis de resultados de metodologías estudiadas	94
6.3	Utilización de la SE en el campo académico.	96
6.4	Innovación en el proceso de desarrollo de la metodología SE.	97
Capítulo 7	99
Conclusiones	99
Capítulo 8	101
Recomendaciones	101

Índice de Figuras

Figura 1. Diagrama de bloques de diseño de ingeniería. Fuente: Adaptado [10]	33
Figura 2. Versión en miniatura del ciclo de vida del proyecto de la NASA en tamaño póster Flujo de proceso para sistemas de vuelo y tierra que acompañan a este manual. Fuente: Adaptado [11].....	34
Figura 3. Modelo en V. Fuente Adaptada [12]	37
Figura 4. Proceso de Diseño. Fuente:[13]	38
Figura 5. Enfoque de diseño por medio de un diagrama en V. Fuente: Autores	45
Figura 6. Flujograma de proceso de diseño. Fuente: Autor	46
Figura 7. Desarrollo de aeronaves por parte de la CIAC. Fuente:[21]	49
Figura 8. Modelo de análisis de las elicitaciones de requerimientos. Fuente: Adaptado [19].....	55
Figura 9. Lista de capacidades del sistema. Fuente Autores	63
Figura 10. Lista de restricciones del sistema. Fuente: Autores.	64
Figura 11. As Is, escenario operacional del S 2-33. Fuente: Autores.....	65
Figura 12. To be, escenario operacional del sistema. Fuente: Autores.	65
Figura 13. Desenvolvimiento del escenario operacional S 2-33. Fuente:[43].....	66
Figura 14. Desenvolvimiento del sistema. Fuente: Autores.....	67
Figura 15. Matriz N ² , interfaces entre función- función (intercambio de información, datos o energía), entradas y salidas. Fuente:[44]	68
Figura 16. Concepto Operacional (ConOps) del sistema. Fuente Autores.	69
Figura 17. Ciclo de vida. Fuente: Autores	70
Figura 18. Ciclo de vida (Prefase A, Fase A, Fase B, Fase C). Fuente: Autores.	72
Figura 19. Ciclo de vida (Fase D, Fase E, Fase F). Fuente: Autores	72
Figura 20. Diagrama de identificación de requisitos. Fuente: Adaptado [17].....	75
Figura 21. Arquitectura Funcional del sistema. Fuente: Autores.....	77
Figura 22. Arquitectura física del sistema. Fuente: Autores.....	78
Figura 23. Asignación funcional de la arquitectura física de misión. Fuente: Autores	79
Figura 24. Flujograma de metodológico del diseño planteado por Raymer. Fuente:[1]	86
Figura 25. Flujograma de metodológico del diseño planteado por Roskam. Fuente:[2].....	87

Página dejada en blanco intencionalmente

Índice de Tablas

<i>Tabla 1. Alineación de los 17 procesos SE a AS9100. Fuente: [11]</i>	43
<i>Tabla 2. Elección de stakeholders. Fuente: Autores.</i>	54
<i>Tabla 3. Necesidades de stakeholder. Fuente: Autores.</i>	55
<i>Tabla 4. Metas y objetivos del sistema. Fuente: Autores.</i>	57
<i>Tabla 5. Tabla de análisis de requerimientos. Fuente: Autores.</i>	58
<i>Tabla 6. Análisis MoEs (RQ01). Fuente: Autores.</i>	59
<i>Tabla 7. Análisis MoEs (RQ02). Fuente: Autores.</i>	59
<i>Tabla 8. Análisis MoEs (RQ03). Fuente: Autores.</i>	60
<i>Tabla 9. Análisis MoEs (RQ04). Fuente: Autores.</i>	60
<i>Tabla 10. Análisis MoEs (RQ05). Fuente: Autores.</i>	61
<i>Tabla 11. Análisis MoEs (RQ06). Fuente: Autores.</i>	61
<i>Tabla 12. Análisis MoEs (RQ07). Fuente: Autores.</i>	62
<i>Tabla 13. Análisis MoEs (RQ08). Fuente: Autores.</i>	62
<i>Tabla 14. Análisis MoEs (RQ09). Fuente: Autores.</i>	63
<i>Tabla 15. Matriz N² del sistema. Fuente: Autores.</i>	68
<i>Tabla 16. Requisitos de stakeholders de misión. Fuente: Autores.</i>	80
<i>Tabla 17. Descripción de requisitos funcionales. Fuente: Autores.</i>	81
<i>Tabla 18. Definición de requisitos No-funcionales. Fuente: Autores.</i>	83
<i>Tabla 19. Análisis metodológico bajo Raymer de los resultados del proyecto de referencia. Fuente: Autores.</i>	88
<i>Tabla 20. Análisis metodológico bajo Roskam de los resultados del proyecto de referencia. Fuente: Autores.</i>	89
<i>Tabla 21. Comparación conceptual de las metodologías de estudio. Fuente: Autores.</i>	91

Página dejada en blanco intencionalmente

Abreviaturas

CEA: Centro estudios aeronáuticos.

CIAC: Corporación de la industria aeronáutica colombiana.

ConOps: Concepto Operacional.

DoD: Departamento Defensa Estados Unidos.

EAD: Estándares de navegabilidad de la defensa.

EMAVI: Escuela Militar Aviación Marco Fidel Suarez.

FAA: Administración Federal de Aviación.

FAC: Fuerza Aérea Colombiana.

FAPESP: Fundación apoyo investigación del Estado Sao Paulo.

FULL: Fundación Universitaria Los Libertadores.

IAQG: Grupo Internacional de Calidad Aeroespacial.

IES: Institución de Educación Superior.

IEEE: Standard for application and management of the systems Engineering Process.

IS: Ingeniería Sistemas.

LSA: Aviones deportivos ligeros.

MoEs: Medida de efectividad

NASA: Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio.

NQA: Organismo certificación global.

OEM: Fabricante equipos originales.

RAC: Reglamento Aeronáutico Colombiano.

RAFAC: Reglamento de aeronavegabilidad de la defensa.

SE: Systems Engineering.

SECAD: Oficina certificación aeronáutica defensa.

SEP's: System Engineering Process.

SMAD: Space Mission Analysis and Design.

UAEAC: Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil.

UAVs: Vehículo aéreo no tripulado.

UPB: Universidad Pontifica Bolivariana.

Página dejada en blanco intencionalmente

Comparación metodológica del diseño de un planeador en forma de ala volante.

Resumen

El desarrollo de la industria aeronáutica se ha enmarcado con el continuo diseño y mejora de productos aeronáuticos, sin embargo, los métodos de diseño se han venido estandarizando a tal modo que los diseñadores principiantes o inexpertos tienden a encaminarse por los procesos metodológicos que presentan autores reconocidos como: Raymer y Roskam. No obstante, al orientarse por estos procesos metodológicos se pierden aspectos importantes del diseño como la innovación y el constante contacto con los clientes o las partes interesadas (denominados *stakeholders*) en el desarrollo del producto, por ende, es preciso indagar el uso de una metodología que una la necesidad del cliente con el desarrollo del diseño, en donde se pueda verificar y realizar una trazabilidad coherente entre variables y componentes. Por tal motivo se analiza la metodología que presenta la Ingeniería de Sistemas (SE) ya que acopla la interacción con los clientes con el surgimiento de ideas innovadoras. Este documento pretende realizar una comparación entre las metodologías tradicionales con la metodología presentada por la Ingeniería de Sistemas (SE). Dicha comparación se basa en el desarrollo conceptual de un planeador, a partir de un proyecto de referencia, el cual hace uso de la metodología de los autores ya mencionados y su contraparte diseñada a través de la Ingeniería de Sistemas (SE). Se presenta el desarrollo y el respectivo análisis y la comparación, permitiendo reconocer o concertar, las ventajas y diferencias del uso de esta metodología en el diseño de componentes aeronáuticos.

Palabras claves: Ingeniería de sistemas, planeador, *Stakeholders*, comparación metodológica.

Página dejada en blanco intencionalmente

Methodological comparison of the design of a flying wing glider

Abstract

The development of the aeronautical industry has been framed with the continuous design and improvement of aeronautical products, however, design methods have been standardized in such a way that beginner or inexperienced designers tend to be guided by the methodological processes presented by recognized authors like Raymer and Roskam. However, when guided by these methodological processes, important aspects of design such as innovation and constant contact with customers (stakeholders) in product development are lost, therefore, it is necessary include in the research the use of a methodology that unifies the customer's need with the development of the design, where consistent traceability between variables and components can be verified and carried out. For this reason, the methodology presented by Systems Engineering (SE) is analyzed as it couples interaction with customers with the emergence of innovative ideas. This document aims to make a comparison between traditional methodologies with the methodology presented by the Systems Engineering (SE). This comparison is based on the conceptual development of a planner, from a reference project, which makes use of the methodology of the aforementioned authors and its counterpart designed through Systems Engineering (SE). The development and the respective analysis and comparison are presented, allowing to recognize or agree on the advantages and differences of the use of this methodology in the design of aeronautical components.

Keywords: Systems Engineering, Glider, Stakeholder, Methodological comparison,

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 1

Introducción

El desarrollo temprano de cualquier sistema de ingeniería nace a partir de un grupo de necesidades o problemáticas generadas desde la industria o la academia, por esta razón, se han fundamentado una serie de metodologías para abordar ese tipo de problemas, no obstante, en el ámbito de la Ingeniería Aeronáutica se han preestablecido bases sólidas, para dar respuesta rápida e inicial a dichas necesidades, como son las que se postulan en libros de diseño elaborados por los ingenieros Roskam o Raymer [1], [2]. Dichos libros integran una variedad de proyecciones que, en su mayoría, se basan en un estudio del mercado de sistemas o modelos similares, haciendo un análisis sistemático de sus características, para así generar un consenso estadístico, como base de diseño. Este tipo de metodologías aporta una visión de diseño oportuna para diseñadores principiantes o inexpertos, sin embargo, se pierden características tan importantes como la innovación y se complican tareas tan necesarias como lo es el mantenimiento y planificación de la vida útil del sistema.

El mayor desafío de las metodologías de diseño aeronáutico preestablecidas se debe al conjunto de problemáticas actuales, como lo es el desarrollo de la aviación en materia de mitigación del cambio climático, que se traduce en la necesidad de generar diseños novedosos que reduzcan la aparición de agentes contaminantes, o que conduzcan a un menor uso de combustibles, o del uso de tecnologías que sean accesibles y del uso de energías renovables; aspectos que se toman como limitaciones al momento de diseñar una aeronave, lo que dificulta la búsqueda de soluciones [3]. A pesar de estas variables es posible incorporarlas en el proceso de diseño conceptual, pero a costa de demoras y sobre costos.

Por tal motivo es necesario analizar una metodología que facilite de forma sistémica, y que integre el desarrollo de nuevos sistemas, teniendo en cuenta la necesidad de nuevos clientes o inversores, como se estructura en la denominada: “Ingeniería de Sistemas” (SE), cuyo fin es otorgar una gran organización y manejo

conceptual de las necesidades y requisitos. Este principio de incorporación es aplicable a una gran gama de disciplinas permitiendo que la síntesis del diseño se convierta, en una parte integral de la metodología SE, en lugar de dar una función de sustento, dado que al incluir una gama más amplia de análisis a las áreas del diseño proporcionan más alternativas y mejores soluciones [4].

Este proyecto integra la aplicación de la metodología de ingeniería de sistemas “SE” y genera una discusión con relación al uso de las metodologías usadas por Raymer y Roskam definidas en otro proyecto de desarrollo¹ que se tendrá como base conceptual para hacer la comparación [5], con el fin de definir diferencias y ventajas, del uso de cada metodología del diseño.

¹ Diseño Preliminar de un Planeador en Configuración Ala Volante Con Capacidad Para Una Persona

Capítulo 2

2.1 Planteamiento del problema

En el desarrollo de la industria aeronáutica, se ha visto el continuo uso de metodologías estándar de diseño, en las cuales se dota al diseñador de pautas preestablecidas o por ponderaciones que nacen de una investigación o de una línea comparativa de aeronaves de similar clase a la que se desea diseñar. Este es un método ciertamente efectivo frente a diseñadores primerizos, sin embargo, frente al desafío de introducir tecnologías innovadoras y de integrar procesos que sean eficaces y eficientes es necesario aplicar otro tipo de metodología.

La SE es una orientación holística de una metodología que comprende varios escenarios como las necesidades del cliente, el diseño conceptual, análisis de riesgos, análisis funcional y arquitectura, entre otras características, que conforman una interacción constante entre disciplinas tradicionales con la industria aeroespacial.[4] Por tal motivo el propósito del proyecto de grado planteado se basa en introducir la metodología de ingeniería de sistemas al desarrollar un sistema (en este caso un planeador), para luego, generar una discusión entre la metodología tradicional de diseño versus la aplicación de SE. Para generar estos resultados se tomará en cuenta el desarrollo de un planeador realizado en la Universidad Pontificia Bolivariana, el cual basa su diseño únicamente en Roskam y Raymer. Por lo que se origina la siguiente pregunta de investigación:

¿Con base a qué características se puede determinar la escogencia de la metodología para realizar el diseño de una aeronave tipo planeador?

2.2 Objetivos

2.2.1. Objetivo General

- Realizar la comparación metodológica tradicional del diseño preliminar de un planeador frente a la aplicación de la Ingeniería de Sistemas (SE).

2.2.2. Objetivos Específicos

- Determinar el análisis de *stakeholder* en el desarrollo de un planeador en forma de ala volante dentro de la metodología de ingeniería de sistemas (SE).
- Generar el diseño conceptual de una aeronave tipo planeador en forma de ala volante por medio de la metodología de ingeniería de sistemas (SE).
- Realizar la discusión del uso de la metodología tradicional del diseño conceptual de un planeador en frente al uso de la ingeniería de sistemas (SE).

2.3 Justificación

La comparación de modelos de diseño, es una pieza versátil a la hora de analizar los modelos tradicionales, dado a que sirven de apoyo a la hora de determinar qué proceso muestra un alto grado de obsolescencia, quedado retrasado con respecto a la dinámica del mercado y de la participación del consumidor u operador, en especial al considerar la toma de necesidades del cliente o usuario, ya que son estos los que definen la toma de decisiones, en torno al éxito o fracaso de nuevos diseños [6]. Asimismo, se pretende demostrar la eficiencia y la organización de la filosofía de ingeniería de sistemas versus el diseño tradicional que no abarca generalmente la proyección detallada de los subsistemas, que en el caso práctico disminuiría el tiempo de comprensión de las tareas necesarias para realizar un mantenimiento o bien sea el entendimiento del comportamiento de los componentes o subsistemas. Igualmente, este proyecto se enfoca en diversos niveles:

- ❖ A nivel institucional este proyecto brinda los conocimientos y experiencias para abordar proyectos de ingeniería de cualquier índole con la aplicación detallada de lo que representa la ingeniería de sistemas, dando una perspectiva más objetiva, para el diseñador inexperto al momento de planear un diseño.
- ❖ A nivel social este proyecto pretende aportar una base argumental para generar más proyectos de esta índole, para que futuras investigaciones se basen en una integración total de las necesidades del cliente.
- ❖ A nivel económico este proyecto contribuye con una apreciación de la búsqueda de clientes y de entidades interesadas de proyectos de esta índole.

Página dejada en blanco intencionalmente

2.4 Metodología

2.4.1 Diseño metodológico

El proceso metodológico usado en este proyecto se enfoca en la metodología comparativa dada por Baena [7], la cual define a la metodología comparativa como “la confrontación de fenómenos análogos, comparados desde puntos de vista diferentes, donde las semejanzas están en el hecho observado y las diferencias en los procedimientos a relacionar de un mismo fenómeno”. Adicionalmente en el entorno de la aplicación de la ingeniería de sistemas, se caracteriza por el uso de la descripción como medio para detallar y precisar las necesidades del diseño del sistema [8]. Por ende, este proyecto se conformó con las siguientes fases:

- ❖ Fase I: Consulta en bases de datos especializadas en metodologías de diseño, para su estudio y conceptualización.
- ❖ Fase II: Aplicación de la Ingeniería de sistemas (SE), en un sistema aeronáutico hasta un nivel de diseño conceptual.
- ❖ Fase III: Estudio argumental de proyectos relacionados con la metodología tradicional de diseño aeronáutico.
- ❖ Fase IV: Comparación distintiva de las metodologías aplicadas y estudiadas.

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 3

Marco Referencial

En este capítulo se presentan los conceptos básicos de ingeniería de sistemas (SE), la pertinente normatividad legal y los antecedentes que corresponde a la revisión de trabajos previos sobre el tema de estudio.

3.1 Marco Antecedentes

En los últimos años la ingeniería de sistemas aplicada en aeronaves ha sido un factor importante al momento de diseñar nuevos productos, aunque aún no se aplique este tipo de metodología a nivel local debido a su poco reconocimiento en (2004) fue presentado en el 24 ° congreso internacional de ciencias aeronáuticas, el artículo científico **Desarrollo de ingeniería concurrente y prácticas para el diseño de aviones en Airbus** [9], como investigación para la reducción de costos y tiempo en los ciclos de vida de las aeronaves.

Dicha investigación se centra en la reducción de ciclos (tiempo de desarrollo, tiempo de entrega de la serie) y costos a lo largo del ciclo de vida de la aeronave. Por medio de la ingeniería concurrente se puede permitir esta reducción, reuniendo de manera multidisciplinaria todas las habilidades relevantes que contribuyen a la realización del producto o diseño. Un avión comercial requiere mucho trabajo y costos, en la muestra de realización de pruebas y prototipos, por eso varios ingenieros se involucran en la fabricación del producto y además en los requisitos que se originan de clientes exigentes, la seguridad, el rendimiento de la aeronave, características operativas, costos de adquisición, operación y mantenimiento, ambientales, entre otros. Un ejemplo de esto es la arquitectura de la aeronave A380, de la casa fabricante Airbus, que comprende varios sistemas principales, lo que quiere decir que son alineados varios equipos entre sí, para garantizar la trazabilidad completa de la definición de una aeronave con los requisitos del cliente y de operación. [9]

El estudio mencionado, orienta la investigación al enfoque de la ingeniería concurrente, la cual es una mejora de la aplicación de la ingeniería de sistemas que además gestiona la complejidad del producto convirtiéndolo accesible a cada equipo, y por ende a cada individuo. Esto lleva a descomponer el producto en varias secciones (geométrico, funcional) y permiten maximizar el trabajo en paralelo, también permite la sincronización de todo el equipo para asegurar el resultado. La ingeniería multidisciplinar va a permitir que los equipos de diseño cooperen realmente en el contexto del producto, que objetos de negocio utilizan, como compartirlos, y entender cómo evolucionan o que cambio produce en el diseño del producto. Otro factor importante es pensar tanto como sea posible en términos de integración de procesos, para agilizar el flujo de trabajo y para maximizar calidad del proceso. [9]

La ingeniería concurrente permite optimizar el trabajo en equipo y reducir los costos de producción y de tiempo al momento de la fabricación, con relación a la ingeniería de sistemas que también tiene varias etapas de planificación y desarrollo de cada fase se diferencian que la ingeniería concurrente es multidisciplinar , esto quiere decir, todos sus participantes cooperan más en las primeras etapas de producción y esto conduce a una reducción de costos y una reducción significativa del plazo de entrega. Por otra parte, la casa fabricante Airbus ha ido desarrollando e implementando políticas de desarrollo y despliegue de ingeniería concurrente mediante capacidades, conocimientos y la experiencia operativa de todos sus programas de aeronaves. Además, ha estado invirtiendo ampliamente en un proyecto conocido como ACE (*Airbus Concurrent Engineering*) como una herramienta la cual le permita facilitar procesos de fabricación en temas de costos y tiempos de entrega de las aeronaves.

3.2 Marco Conceptual

En este ítem se encuentran los conceptos básicos para la realización de la investigación.

3.2.1 Diseño de ingeniería

El diseño de aeronaves es esencialmente una rama del diseño de ingeniería. El diseño es la culminación de todas las actividades de ingeniería, incorporando operaciones de análisis como herramientas para lograr los objetivos del diseño. Los fundamentos del diseño de ingeniería son comunes a todas las disciplinas de ingeniería: aeronáutica, mecánica, eléctrica, civil e informática.

El diseño es un enfoque metódico para tratar con una clase particular de grandes y complejos proyectos. El diseño es la actividad central de la profesión de la ingeniería y se preocupa con enfoques y gestión, así como técnicas y herramientas de diseño. Entre los elementos fundamentales del proceso de diseño se encuentran el establecimiento de objetivos y criterios, síntesis, análisis, construcción, ensayo y evaluación. Un diagrama de bloques muy básico del proceso de diseño se muestra en la Figura 1 que representa el camino desde la necesidad del cliente hasta el diseño de la salida, incluida la retroalimentación.[10]

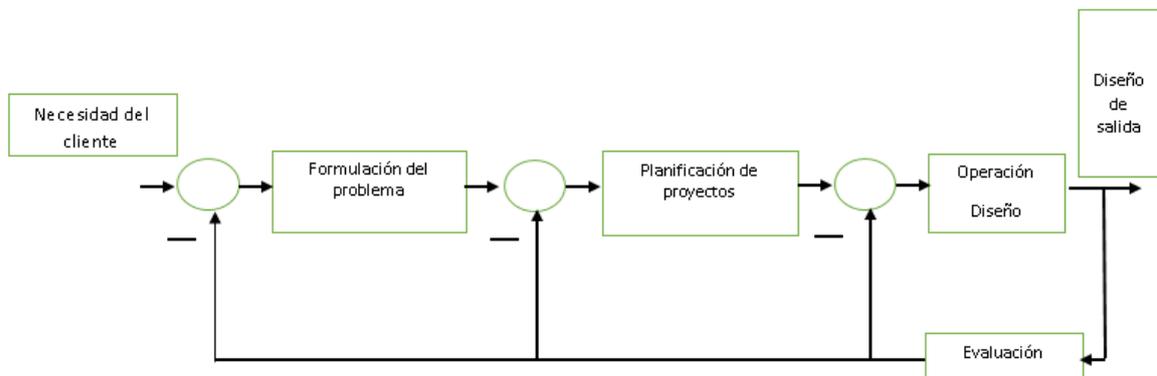


Figura 1. Diagrama de bloques de diseño de ingeniería. Fuente: Adaptado [10]

3.2.2 Ingeniería de Sistemas

En la NASA, la "ingeniería de sistemas" se define como un enfoque metódico y multidisciplinario para el diseño, realización, gestión técnica, operaciones, y retiro de un sistema. Un "sistema" es la combinación de elementos que funcionan juntos para producir la capacidad requerida para satisfacer una necesidad. Los elementos incluyen todo el *hardware*, *software*, equipo, instalaciones, personal, procesos y procedimientos necesarios para este propósito; es decir, todas las cosas necesarias para producir resultados a nivel de sistema. Los resultados

incluyen sistema cualidades de nivel, propiedades, características, funciones, comportamiento y desempeño. Es una metodología que apoya la contención del costo del ciclo de vida de un sistema. En otras palabras, la ingeniería de sistemas es una forma lógica de pensar. [11]

El ingeniero de sistemas suele desempeñar un papel clave en liderar el desarrollo del concepto de operaciones (ConOps) y la arquitectura del sistema resultante, además de definir límites, definir y asignar requisitos, evaluar *tradeoffs* de diseño, equilibrar riesgos técnico entre sistemas, evaluar interfaces y supervisar la verificación y actividades de validación, así como muchas otras tareas. El ingeniero de sistemas normalmente dirige el esfuerzo de planificación técnica y tiene la responsabilidad principal en la documentación de muchos de los planes técnicos, requisitos y documentos de especificaciones, documentos de validación y verificación, paquetes de certificación, y otra documentación técnica. [11]

3.2.2.1 Descripción general de la SE.

En la Figura 2. se ilustra conceptualmente cómo se utiliza SE durante cada fase de un proyecto desde la perspectiva de la NASA (desde la fase previa a la fase F).

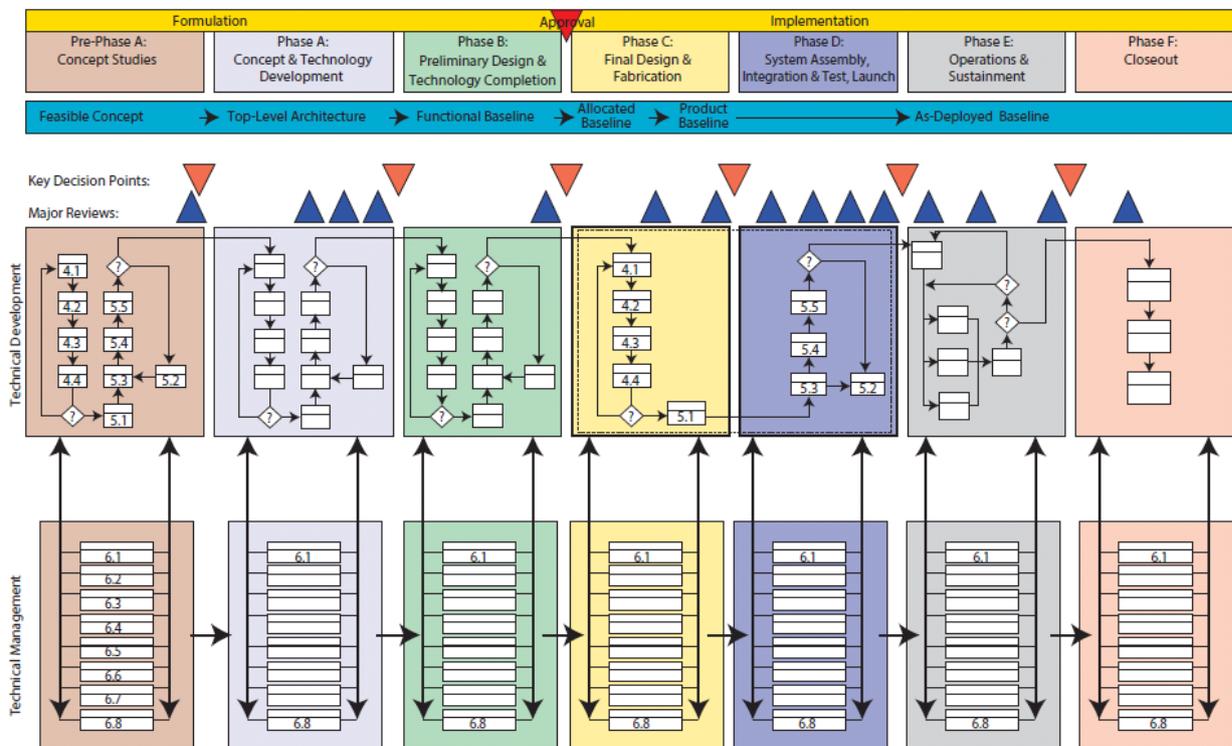


Figura 2. Versión en miniatura del ciclo de vida del proyecto de la NASA en tamaño póster Flujo de proceso para sistemas de vuelo y tierra que acompañan a este manual. Fuente: Adaptado [11]

❖ **Pre formulación**

Prefase A

Estudios de conceptos

Producir un amplio espectro de ideas y alternativas para misiones entre las que se puedan seleccionar nuevos programas / proyectos. Determinar la viabilidad del sistema deseado, desarrollar conceptos de misión, redactar requisitos a nivel del sistema, evaluar el rendimiento, el costo y la viabilidad del cronograma; identificar las necesidades tecnológicas potenciales y el alcance.[11]

❖ **Formulación**

Fase A

Desarrollo de concepto y tecnología

Determinar la viabilidad y conveniencia de un nuevo sistema sugerido y establecer una compatibilidad de referencia inicial con los planes estratégicos de la NASA. Desarrollar el concepto final de la misión, los requisitos a nivel del sistema, los desarrollos de tecnología del sistema necesarios y los planes de gestión técnica del programa / proyecto.[11]

Fase B

Finalización del diseño preliminar y la tecnología

Definir el proyecto con suficiente detalle para establecer una línea de base inicial capaz de satisfacer las necesidades de la misión. Desarrollar los requisitos del producto final de la estructura del sistema (y del producto habilitante) y generar un diseño preliminar para cada producto final de la estructura del sistema.[11]

❖ **Implementación**

Fase C

Diseño final y fabricación

Para completar el diseño detallado del sistema (y sus subsistemas asociados, incluidos sus sistemas de operaciones), fabricar hardware y codificar software. Generar diseños finales para cada producto final de la estructura del sistema. [11]

Fase D

Montaje, integración y prueba del sistema, lanzamiento

Para ensamblar e integrar el sistema (hardware, software y humanos), mientras tanto, desarrolla la confianza de que es capaz de cumplir con los requisitos del sistema. Lanzamiento y preparación para operaciones. Realice la implementación, el ensamblaje, la integración y la prueba del producto final del sistema, y la transición al uso.[11]

Fase E

Operaciones y sostenimiento

Llevar a cabo la misión y satisfacer la necesidad inicialmente identificada y mantener el apoyo para esa necesidad. Implementar el plan de operaciones de la misión.[11]

Fase F

Cerrar

Implementar el plan de desmantelamiento / eliminación de sistemas desarrollado en la Fase E y realizar análisis de los datos y las muestras devueltos.[11]

3.2.3 Modelo en V

El modelo en “V” ilustra la forma en la que se asocian las acciones de verificación y validación con las primeras acciones de ingeniería. Una variante de la representación del modelo de la cascada se denomina modelo en “V”. En la Figura 3, se ilustra el modelo en V, donde se aprecia la relación entre las acciones para el aseguramiento de la calidad y aquellas asociadas con la comunicación, modelado y construcción temprana. A medida que el equipo de *software* avanza hacia abajo desde el lado izquierdo de la “V”, los requisitos básicos del problema mejoran hacia representaciones técnicas cada vez más detalladas del problema y de su solución. Una vez que se ha generado el código, el equipo sube por el lado derecho de la “V”, y en esencia ejecuta una serie de pruebas (acciones para asegurar la calidad) que validan cada uno de los modelos creados cuando el equipo fue hacia abajo por el lado izquierdo. En realidad, no hay diferencias fundamentales entre el ciclo de vida clásico y el modelo en “V”. Este último proporciona una forma de visualizar el modo de aplicación de las acciones de

verificación y validación al trabajo de ingeniería inicial.[12]

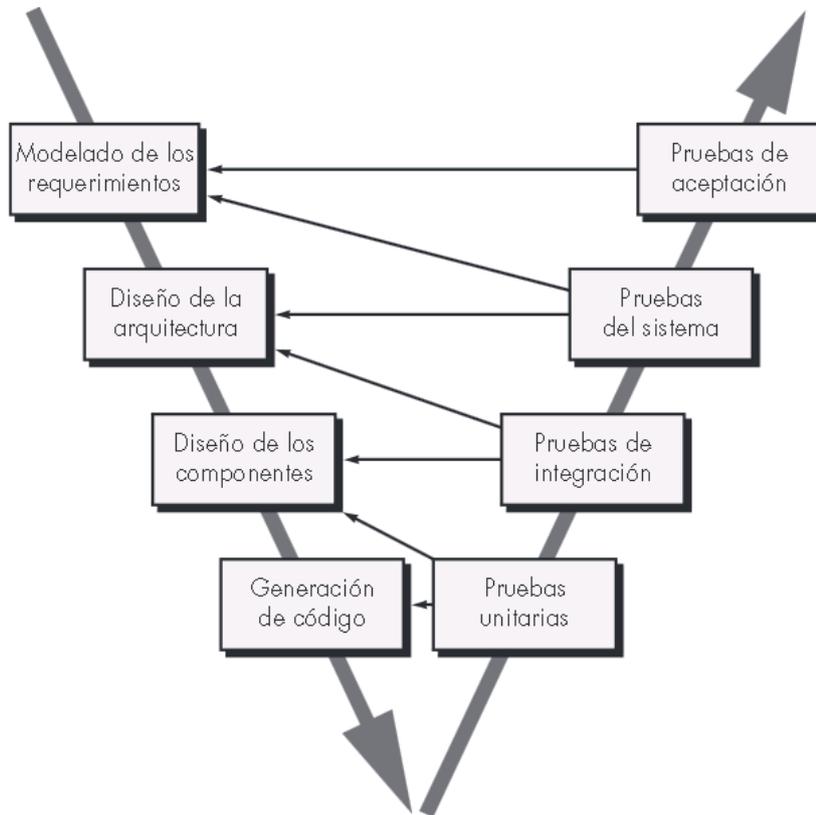


Figura 3. Modelo en V. Fuente Adaptada [12]

3.2.4 Enfoque de ingeniería de sistemas en Aeronaves

Una aeronave es un sistema compuesto por un conjunto de componentes interrelacionados que trabajan juntos hacia algún objetivo o propósito aéreo común. Los objetivos principales incluyen un vuelo seguro logrado a bajo costo. Los aviones son productos extremadamente complejos compuestos por muchos subsistemas, componentes y partes. Los sistemas de aeronaves, debido al alto costo y los riesgos asociados con su desarrollo, son un usuario importante de las metodologías de ingeniería de sistemas. [13]

El proceso de diseño se divide en tres fases principales:

1. Fase de diseño conceptual
2. Fase de diseño preliminar
3. Fase de diseño de detalle.

Estas son categorías artificiales que, junto con la prueba y la evaluación, constituyen las cuatro fases básicas del diseño del sistema. Después de cada ronda de diseño, se realiza una prueba y una evaluación para comparar las características del sistema diseñado con los requisitos del diseño. En la *figura 4*

se puede ilustrar la Fase de diseño conceptual, diseño preliminar, diseño de detalle , test y evaluación del proceso de diseño.[13]

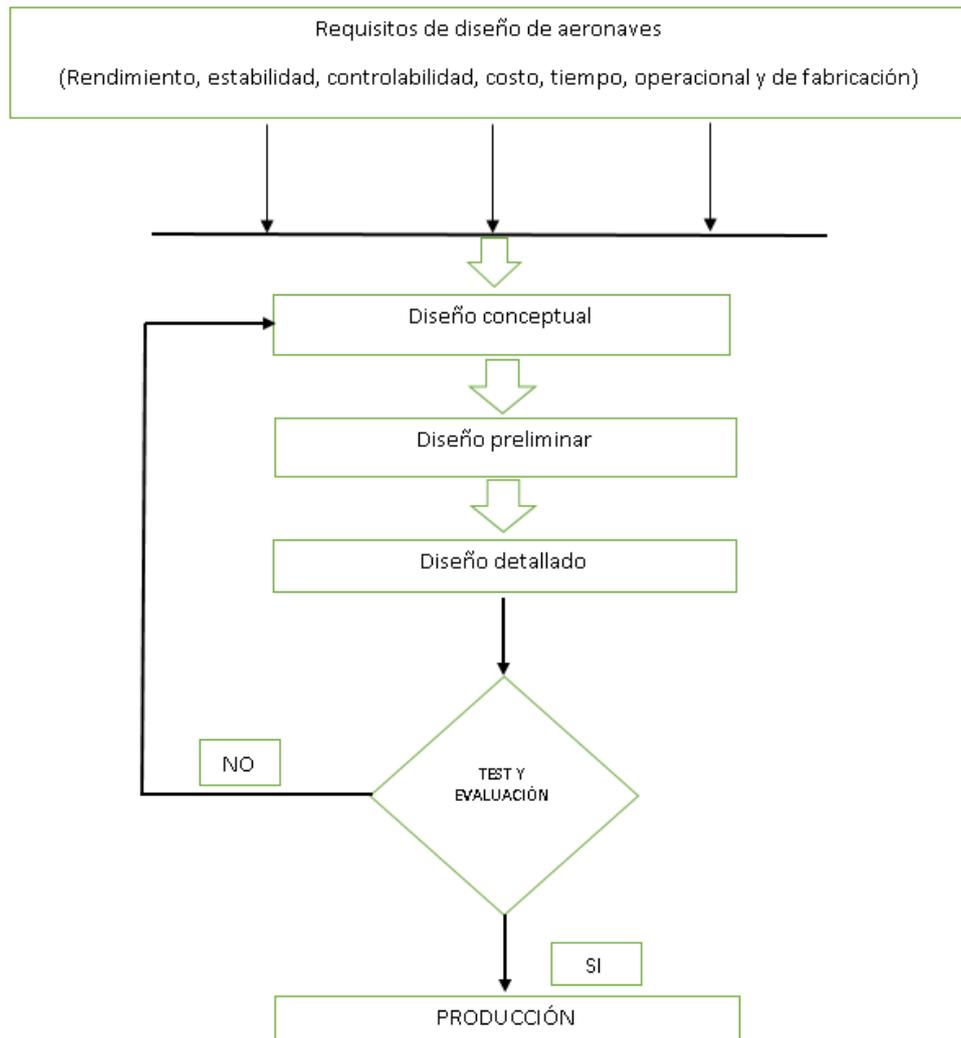


Figura 4. Proceso de Diseño. Fuente:[13]

Desde la perspectiva de la ingeniería de sistemas, el diseño de aeronaves no solo debe transformar una necesidad en un vehículo aéreo, sino que también debe garantizar la compatibilidad de la aeronave con los requisitos físicos y funcionales relacionados. Por lo tanto, debe considerar los resultados operativos expresados como seguridad, producibilidad, asequibilidad, confiabilidad, mantenibilidad, usabilidad, compatibilidad, capacidad de servicio, detectabilidad, disponibilidad, así como los requisitos de rendimiento, estabilidad, control y efectividad.[13]

La aplicación de la ingeniería de sistemas a la disciplina del diseño de aeronaves requiere un estudio de múltiples aspectos que relacione los requisitos y funciones de diseño de aeronaves con los principios de ingeniería de sistemas. Un análisis

funcional encontrará el camino para determinar los vínculos entre las funciones de los componentes de la aeronave y los requisitos generales de diseño. El diseño centrado en el ciclo de vida responde simultáneamente a las necesidades del cliente y a los resultados del ciclo de vida. El diseño no debe solo transformar una necesidad en una configuración de sistema, sino debe garantizar la compatibilidad de la aeronave con los requisitos físicos y funcionales relacionados. [13]

3.2.5 Diseño de aeronaves enfoque conceptual

Este libro de texto ofrece a los diseñadores de aviones, gerentes de diseño una perspectiva de la industria sobre el proceso de desarrollo del nuevo concepto de aeronave, que básicamente consta de dos actividades principales: diseño de diseño y análisis de diseño. Todo el proceso se describe de una manera muy completa, diseñada para servir como un libro de texto de diseño universitario. Sin embargo, solo se requiere un conocimiento elemental de matemáticas para hacer un uso completo del texto, ya que el libro se enfoca en la práctica del diseño industrial más que en definiciones teóricas. Se presenta un conjunto simplificado pero completo de métodos analíticos de primer orden. El texto cubre todas las fases del diseño conceptual: diseño de configuración, consideraciones de carga útil, aerodinámica, propulsión, estructura y cargas, pesos, estabilidad y control, cualidades de manejo, rendimiento, análisis de costos, análisis de compensaciones y muchos otros temas. [1] Este tipo de metodología es bastante utilizada en el ámbito académico por diseñadores inexpertos, estudiantes, docentes u otro tipo de persona interesada en el tema de diseño, además esta metodología se considera “Tradicional” debido a su campo de enseñanza en el diseño universitario y contribuye a las primeras nociones de cómo empezar un diseño e ir desarrollando cada fase, se comienza con necesidades del cliente, luego con bosquejos del diseño y posteriormente se realizan los cálculos y estimaciones para cada sistema del avión, dando de esa manera un diseño final.

3.2.6 Diseño de avión

El propósito de esta serie de libros sobre diseño de aviones es familiarizar a los estudiantes de ingeniería aeroespacial con la metodología y la toma de decisiones involucradas en el proceso de diseño de aviones. Para diseñar un avión, es

necesario que se disponga de unas especificaciones de misión para el avión. Las especificaciones de misión del avión vienen de diferentes formas, dependiendo del tipo de avión y, a veces, según el cliente.[2] Esta metodología busca procesos numéricos y reiterativos, por medio de cálculos y estimaciones en cada fase de diseño de la aeronave, además se apoyan en tablas según el tipo de avión a diseñar y parámetros ya estipulados en el libro, lo que hace esta metodología es buscar el tipo de aeronave según su categoría y luego clasificarlas en las tablas del libro, luego comenzar hacer los respectivos cálculos y de esa manera cumplir con las especificaciones de misión.

3.3 Marco legal

En este apartado se encuentra la normatividad, certificación, documentación y requisitos técnicos creados por la NASA.

3.3.1 Norma AS9100

La industria aeroespacial tiene requisitos únicos para la gestión de la calidad, por ello muchas organizaciones que proporcionan servicios y productos a la industria de la aviación, espacio y defensa requieren de la certificación AS9100. Esta norma establece los requisitos del sistema de gestión de calidad, teniendo en cuenta consideraciones específicas de la industria aeroespacial. La NQA (Organismo de certificación global) es el 3er organismo de certificación con mayor número de certificados a nivel global en la industria aeroespacial.[14]

La EN9100:2018, también conocida como AS9100D o AS9100, es la norma más reciente para organizaciones que diseñan, desarrollan o proporcionan productos o servicios para la industria de la aviación, espacio o defensa, incluyendo piezas, componentes y conjuntos. La norma fue desarrollada por el Grupo Internacional de Calidad Aeroespacial (IAQG por sus siglas en inglés) con la ayuda de representantes de empresas de la industria de la aviación, espacio y defensa de América, Asia/Pacífico y Europa. Como en versiones anteriores de la AS9100, la EN9100:2018 estandariza los requisitos de los sistemas de gestión de calidad para organizaciones relacionadas con la industria aeroespacial y la cadena de suministro. La norma se basa en la ISO 9001, añadiendo requisitos y directrices

específicos para el desarrollo, producción y distribución segura de piezas y productos aeroespaciales.[14]

La certificación AS 9100 puede conseguirse por empresas de todos los niveles de la cadena de suministro aeroespacial del mundo, con el objetivo de mejorar la calidad, costes y rendimiento. Esto se consigue a través de la reducción o eliminación de requisitos únicos de organizaciones, la implantación efectiva del sistema de gestión de calidad y una aplicación más amplia de las buenas prácticas de negocio. [14]

Además de la AS9100, que es una norma genérica para la industria aeroespacial, la IAQG también ha creado otras dos normas específicas para la gestión aeroespacial: AS9110 y AS9120, La NQA puede evaluar el cumplimiento de la AS9100, AS9110 y AS9120. Dado que la certificación AS9100 ayuda a las organizaciones asegurar que disponen de un sistema de gestión de calidad implantado, muchos fabricantes y proveedores de la industria aeroespacial se limitan a trabajar con proveedores certificados. Como resultado, la certificación AS9100 es muy interesante para empresas relacionadas con la industria aeroespacial.[14]

3.3.2 ¿Qué proporciona la norma y a quién es aplicable?

Dado que la AS9100 es un sistema de gestión de calidad específico para una industria, se utiliza principalmente por organizaciones que proporcionan productos y servicios a la industria de defensa, espacio y aviación. La norma AS9100D es aplicable a cualquier organización que trabaje en la industria aeroespacial o que tenga socios en dicha industria, incluyendo:[14]

- Fabricantes de componentes y materiales aeronáuticos
- Diseñadores de piezas aeroespaciales
- Organizaciones de gestión de calidad que trabajen con fabricantes de la industria aeroespacial
- Otras organizaciones que trabajen con la industria aeroespacial, de forma regular o irregular.

A pesar de que no es requerida por ley, la certificación AS9100 es a menudo solicitada para la participación efectiva en negocios de aviación, espacio y defensa. La certificación bajo normas AS9100 puede proporcionarles acceso a ofertas fabricantes de equipos originales (OEMs por sus siglas en inglés) y a otras partes de la cadena de suministro.[14]

3.3.3 NPR 7123.1 Procesos y requisitos de ingeniería de sistemas de la NASA

Este documento establece los procesos técnicos comunes para la implementación de productos y sistemas de la NASA, según lo indicado por NPD 7120.4, Política de Ingeniería y Gestión de Programas / Proyectos de la NASA. Además, esta NPR establece el modelo técnico de ingeniería de sistemas común de la NASA. Este documento complementa la administración, gestión y revisión de todos los programas y proyectos.[15]

3.3.4 Los procesos técnicos que se utilizan en sistemas de ingeniería de forma iterativa y recursivamente

Como se define en NPR 7123.1, "Iterativo" es la "aplicación de un proceso al mismo producto o conjunto de productos para corregir un descubrimiento discrepancia u otra variación de los requisitos " mientras que "recursivo" se define como agregar valor al sistema mediante la aplicación repetida de procesos a diseñar los siguientes productos del sistema de capa inferior o realizar productos finales de la siguiente capa superior dentro de la estructura del sistema. [11]

Entonces los procesos se aplican de forma recursiva e iterativa a AS9100, ya que esta es una calidad estandarizada y ampliamente adoptada como sistema de gestión desarrollado para el comercio industria aeroespacial. Algunos centros de la NASA tienen elegido para certificar el sistema de calidad AS9100 y puede requerir que sus contratistas sigan NPR 7123.1. [11] La *Tabla 1* muestra cómo los 17 procesos de NASA SE alineado con AS9100.

Tabla 1. Alineación de los 17 procesos SE a AS9100. Fuente: [11]

Proceso SE	Requisito AS9100
Expectativas de las partes interesadas	Requerimientos del cliente
Requerimientos técnicos Definición	Planificación de la realización del producto
Descomposición lógica	Entrada de diseño y desarrollo
Definición de solución de diseño	Entrada de diseño y desarrollo
Implementación de producto	Control de producción
Integración de productos	Control de producción
Verificación de producto	Verificación
Validación de producto	Validación
Transición de producto	Control de Transferencias Laborales; Soporte posterior a la entrega, conservación del producto
Planificación técnica	Planificación de la realización del producto; Revisión de requisitos; Medición, análisis y mejora
Gestión de requerimientos	Planificación del diseño y desarrollo; Adquisitivo
Gestión de interfaz	Gestión de la configuración
Gestión de riesgos técnicos	Gestión de riesgos
Gestión de la configuración	Gestión de la configuración; Identificación y trazabilidad; Control de producto no conforme
Gestión de datos técnicos	Control de documentos; Control de registros; Control de cambios de diseño y desarrollo
Evaluación técnica	Revisión de diseño y desarrollo
Análisis de decisión	Medición, Análisis y Mejora; Análisis de los datos

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 4

Ingeniería de Sistemas sobre el diseño de un planeador.

El diseño de cualquier sistema aeroespacial según lo plantea Wertz, se inicia bajo la concepción de metas, objetivos y restricciones, que posteriormente se someten a un preciso análisis reiterativo de factibilidad. Por lo que evoca a la concepción de un proceso metodológico llamado SMAD[8], procedimiento del cual se analizará y se complementará con el procedimiento adoptado por los estándares para la aplicación y gestión del proceso de ingeniería de sistemas (SEP's) de la IEEE [16]. A partir de ello esta fase del proyecto se enfoca en el diseño de un sistema, que inicialmente se delimita solo hasta un diseño conceptual como se muestra en la Figura 5, que destaca las retroalimentaciones que se pueden presentar a lo largo del proyecto.

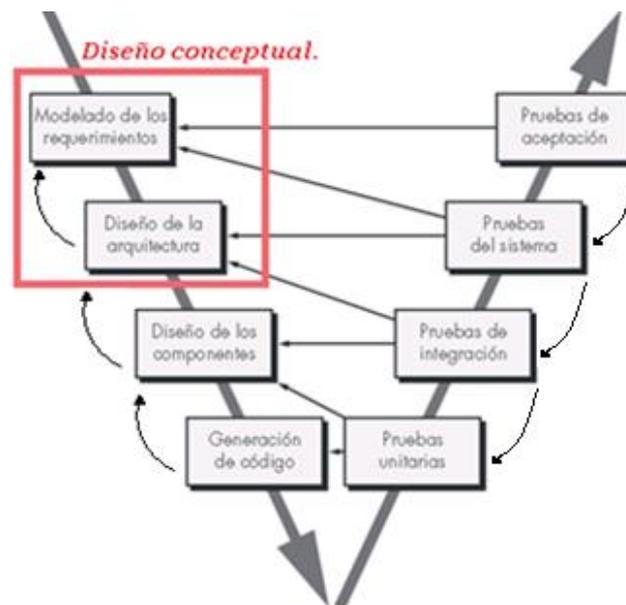


Figura 5. Enfoque de diseño por medio de un diagrama en V. Fuente: Autores

Definidas estas bases argumentales el diseño conceptual del sistema a modelar se regirá bajo la acción de un flujograma, que se complementa con las disposiciones de la Metodología SMAD y SEP's. Cómo se observa en la Figura 6, el flujograma describe el sistema a modelar, partiendo de la selección de los *stakeholders*, pasando por la definición, análisis y evaluación de la misión, para concluir en la descripción de los requisitos del diseño conceptual.

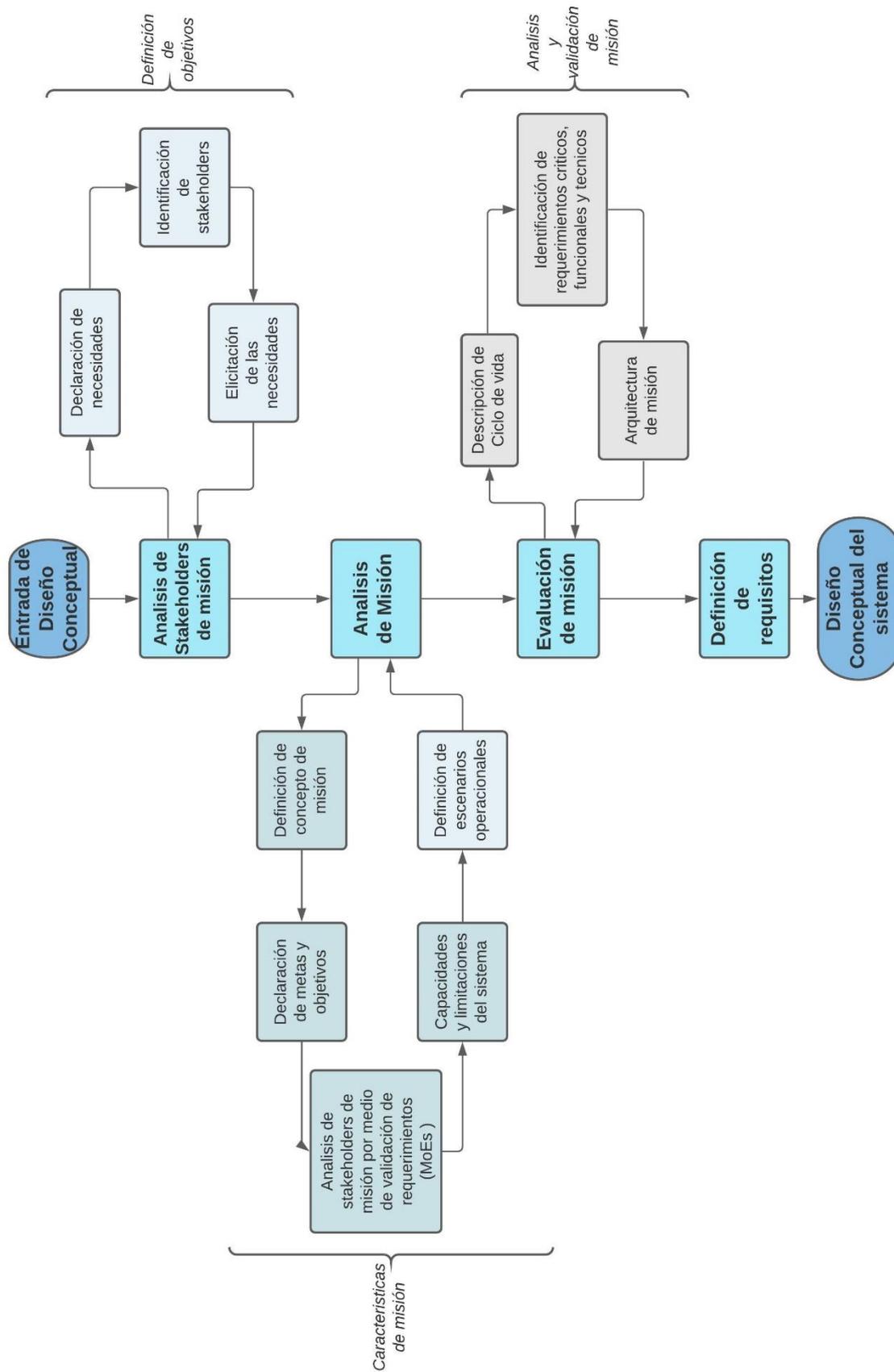


Figura 6. Flujo de proceso de diseño. Fuente: Autor

4.1 Análisis de Stakeholders de Misión.

En este apartado se presenta el análisis de los *stakeholders* o clientes, la cual es una de las fases más importantes e iniciales del proyecto dado a que conforman la base para cualquier proyecto sea de diseño o no, por tal motivo se realiza un análisis que parte de la necesidad o problema, continúa con la elección de *stakeholders* y se consolida con la apreciación de los requisitos de estos mismos.

4.1.1 Declaración de necesidades

La declaración de necesidad es la concepción de una necesidad de realizar algo según lo establece Loureiro [17], en donde define que el *stakeholders* instauro la declaración con base en:

- ❖ Una discapacidad funcional actual.
- ❖ Una deficiencia operativa existente.
- ❖ El deseo de aprovechar los nuevos avances tecnológicos para aumentar la capacidad de misión o posicionamiento en el mercado.
- ❖ Una amenaza o competencia en evolución.
- ❖ La necesidad de mejorar la capacidad en función del comportamiento de los sistemas actuales de operadores.

Especificado esto nace la siguiente declaración de necesidad para la concepción de un sistema propio determinado como planeador.

“Se requiere el diseño de un sistema que sea capaz volar, que transporte dos personas en un despegue asistido sobre una superficie elevada y que pueda aterrizar por sus propios medios; además, que cuente con instrumentos básicos de control, navegación y comunicaciones.”

4.1.2 Identificación de Stakeholders de misión

Se define como *stakeholders* a las entidades, personas u organizaciones interesadas en el desarrollo de un sistema o producto, y que tienen derecho a participar en él [18]. Y según Halligan se dividen en [19]:

A. Stakeholders primarios (S1): Entidades, personas u organizaciones vinculados con el ejercicio de la ingeniería definidos como:

- Diseñadores de planeadores
- Agentes gubernamentales de Certificación aeronáutica
- Grupos de Investigadores y científicos

B. Stakeholders secundarios (S2): Entidades, individuos u organizaciones cuyos intereses afectan los intereses de los principales grupos de interés, que pueden influir en la toma de decisiones y definidos por:

- Entidades financiadoras

C. Stakeholders terciarios (S3): Entidades, individuos u organizaciones con interés en productos de ingeniería, pero cuyos intereses son irrelevantes para los principales grupos de interés y definidos por:

- Operadores Comerciales

Dada esta definición de tipos de *stakeholders*, ahora se definen los *stakeholders* que virtualmente participarían en el diseño del sistema, en donde se limita la búsqueda en las entidades de la industria aeronáutica colombiana, que posean presencia activa en el medio del diseño.

A. Stakeholders primarios S (1):

❖ ***Diseñadores y ensambladores de planeadores.***

CIAC: Esta compañía se dedica a la reparación y mantenimiento de aeronaves para la Fuerza Aérea Colombiana y la producción de aviones militares donde incorporan de una planta de aviones, fabricación y ensamblaje aviones y UAVs, esta institución tiene trayectoria desarrollando aeronaves y planeadores para uso formativo de la FAC y la EMAVI, como es el desarrollo del URUBÚ S-17 [20].



Figura 7. Desarrollo de aeronaves por parte de la CIAC. Fuente:[20]

AeroAndina: Compañía que se especializa en el diseño y fabricación de aviones ultraligeros y aviones deportivos ligeros, la empresa no desarrolla y no tiene referencia de desarrollo de planeadores, ni deseos públicos de diseño de estos [21].

IBIS Aircraft: Es una Empresa Colombiana, productora de aviones livianos de la categoría LSA (*Light Sport Aircraft*) de dos (2) asientos; y Experimental de cuatro (4) asientos, la cual no desarrolla ni tiene proyectos en materia de planeadores [22].

Antares Aerospace & Defence: Empresa que diseña, desarrolla y fabrica productos para la industria aeroespacial y de defensa. Cuenta con más de 10 años de experiencia. La matriz está ubicada en Bogotá D.C., y recientemente abrió operaciones en el estado de Florida en los Estados Unidos. Su

principal cliente en Colombia es el Ministerio de Defensa y en los Estados Unidos empresas privadas que atienden al DoD, Esta empresa diseña partes enfocadas a la textilera y electrónica partes aeronáuticas, definiendo que en el catálogo de actividades no se encuentra el desarrollo de aeronaves [23].

❖ **Grupos de investigación y científicos**

GIDAD (FULL): El grupo GIDAD es un grupo multidisciplinario del entorno de la ingeniería, cuyo fin es desarrollar proyectos relacionados con el modelamiento, simulación y diseño de sistemas de ingeniería mecánica, aeronáutica e industrial. Este grupo ha desarrollado varios trabajos y diseños enfocados en aeronaves de diversas índoles, que al presente trata de definir metodologías SE para desarrollo de proyecto de investigación en el ámbito espacial y de diseño aeronáutico [24].

Además del grupo GIDAD dentro de la Facultad de Ingeniería y Ciencias básicas se encuentra el semillero de investigación AERSYS, cuyo objetivo es acercar la tecnología aeroespacial a los estudiantes de la Facultad, especialmente a los estudiantes de ingeniería aeronáutica. Uno de los propósitos de este semillero es el de inculcar el desarrollo de nuevos productos a través de la utilización de la metodología de ingeniería de sistemas.

Grupo de Investigación Aeronáutica GINA (CEA): Este grupo de investigación del CEA desarrolla investigación en materia de tecnologías y procesos para el fortalecimiento del sector transporte modo aéreo. Por lo cual se enfocan en la línea investigativa de la seguridad operacional en aviación, sin presentar en sus actividades el desarrollo y diseño de aeronaves [25].

Grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial (UPB): El grupo investigativo de la UPB, diseña, desarrolla y evalúa sistemas y estructuras aeronáuticas para la aplicación en diferentes ámbitos de la ingeniería, que procuren el uso eficiente de los recursos necesarios para su fabricación y operación como es en especial el desarrollo de un planeador en configuración de ala volante para una persona [26].

Grupo de Investigación en Estudios Aeroespaciales GIEA (EMAVI): El grupo investigativo de la EMAVI, desarrolla de proyectos de investigación de avance tecnológico en el campo aeroespacial y aeronáutico, de acuerdo con los intereses de la FAC. Como es el desarrollo de proyectos relacionados, tales como el diseño de un banco para el carreteo de los planeadores IS28- y L23 de uso por la FAC y demás proyectos que se enfocan en el diseño y operatividad de la flota de entrenamiento de la FAC [27].

Grupo de Investigación Aerotech (USB): El grupo Aerotech busca apropiarse de nuevos conocimientos, metodologías y procesos en estructuras aeroespaciales, ensayos no destructivos, aerodinámica aplicada y computacional, dinámica de vuelo, diseño y construcción de vehículos aeroespaciales que apoyen el desarrollo de nuevos productos en la industria colombiana, de los cuales se destaca en relación al proyecto la definición de diseños de su planeador atlas M2, y demás estudios enfocados en la aerodinámica y estabilidad de planeadores demostrando una alta experiencia en el diseño de estas aeronaves [28].

❖ **Agentes gubernamentales de Certificación aeronáutica.**

Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil (U.A.E.A.C): Es la responsable de controlar la actividad aeronáutica en Colombia y de constituir los lineamientos y criterios normativos para el desarrollo, mantenimiento, operación y certificación de los productos aeronáuticos propios y extranjeros [29].

OFICINA DE CERTIFICACIÓN AERONÁUTICA DE LA DEFENSA SECAD (JELOG-FAC): Dependencia en la cual se delega el apoyo técnico y legal de la FAC para cumplir su responsabilidad como AAAE en temas referentes a la certificación de productos y servicios para la aviación de estado [30].

B. Stakeholders secundarios S (2):

❖ Entidades financiadoras

Fundación Universitaria Los Libertadores (FULL): Según el plan de desarrollo de investigación presentado por la dirección de investigación de la Fundación Universitaria Los Libertadores, el proceso de aprobación de proyectos de investigación consta de seis fases para su respectiva aprobación, que van en concordancia de las políticas de investigación de la Universidad, con el fin de “incentivar la producción académica de los profesores y afianzar la categorización de los grupos como una expresión del trabajo en equipo” [31]. Este tipo de opciones puede fortalecer el ejercicio del diseño de cualquier tipo de aeronave, partiendo de un proyecto de investigación aprobado, cuyo valor agregado es la recepción de fondos para el desarrollo del proyecto junto con la inclusión de jóvenes investigadores que apoyen los procesos de los estudiantes y los docentes dentro de la institución.

Ministerio de Ciencias (MINCIENCIAS): Esta entidad gubernamental realiza constantes convocatorias de investigación abiertas al público, ya sea para el fomento de la PYMES o microempresas, o el desarrollo de proyectos e investigación como la convocatoria para “fortalecer las capacidades científicas, tecnológicas y de innovación en Instituciones de Educación Superior (IES) públicas a través de la conformación de un banco de proyectos elegibles cuyos resultados generen productos de nuevo conocimiento, desarrollo tecnológico, innovación y apropiación social del conocimiento que, a su vez, promuevan las competencias y habilidades en I+D+i de los estudiantes vinculados a los proyectos” entre diversas tipos de financiamiento que el ministerio aporte a la investigación [32]. Teniendo en cuenta esta información también debe tenerse en cuenta para la recepción de fondos que promuevan el diseño de un sistema que no solo beneficie una institución, sino que a su vez potencien el posible desarrollo industrial del país.

Fuerza Aérea Colombiana (F.A.C): con el propósito de desarrollar y de fortalecer la investigación para consolidar sus respectivos grupos y centros estratégicos conjuntamente con la de sus aliados en el sector aeronáutico y espacial [33], coloca recursos disponibles de hasta 3.000´000.000 de pesos, dirigidos a Centros y Grupos de investigación, desarrollo tecnológico o innovación adscritos a la Fuerza Aérea Colombiana, en alianza con al menos:

- Un grupo de I+D+i de la FAC que no tengan reconocimiento vigente por MINCIENCIAS a la fecha de cierre de la invitación.
- Un grupo de I+D+i de la FAC reconocido por MINCIENCIAS a la fecha de cierre de la invitación.
- Un actor del SNCTeI, reconocido por MINCIENCIAS.
- Una entidad nacional o internacional legalmente constituida afín al sector aeronáutico y espacial.

Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP): La fundación de apoyo a la investigación es una organización brasileña la cual fomenta y financia la investigación que en Colombia con asocio con el ministerio de ciencias conforman una alianza para el desarrollo del proyecto, dicha alianza debe ser liderada por alguno de estos grupos de investigación y que estén interesados en ser parte del listado de proyectos elegibles para desarrollo de proyectos en conjunto con el FAPESP, por valor de 800´000.000 de pesos [34].

C. Stakeholders terciarios S (3):

❖ Operadores Comerciales

Fuerza Aérea Colombiana (F.A.C) - ESCUELA MILITAR DE AVIACIÓN "MARCO FIDEL SUÁREZ (EMAVI): La escuela militar de aviación, para el entrenamiento primario de cadetes y pilotos de la Fuerza Aérea Colombiana ha necesitado el uso de planeadores con la intención de fortalecer cada vez más la ambientación al vuelo de los futuros pilotos militares [35].

Aeroclub de Colombia: Empresa comprometida con la formación e instrucción aérea, con disposición de una flota de 13 aeronaves entre ellas: PA18, PA28, Cessna 172XP y Cessna 172 SP. Sin uso aparente de planeadores para la formación [36].

Federación Colombiana de Deportes Aéreos: Entidad preocupada por velar por la promulgación y práctica de los deportes aéreos en el país, en donde sus preceptos están su lucha incansable por velar por los derechos de los deportistas y el cumplimiento de la práctica deportiva segura y confiable; así mismo fomentar, organizar, y reglamentar la práctica deportiva y recreativa de siete disciplinas. En las que se destaca el uso de aeronaves ultralivianas y para motores [37].

La selección de los posibles *stakeholders* del proyecto se realiza bajo los siguientes criterios: experiencia, recursos disponibles, interés y la aplicación de nuevas metodologías y procesos. Por tal motivo, la Tabla 2 presenta la identificación de la selección de los *stakeholders* del proyecto.

Tabla 2. Elección de stakeholders.

Stakeholders	Tipo	Organización	Localización
Diseñadores	Primario	CIAC	Bogotá D.C.
Grupo de Investigación	Primario	GIDAD - AERSYS	Bogotá D.C.
Grupo de Investigación	Primario	Aerotech	Bogotá D.C.
Grupo de Investigación	Primario	GIEA	Cali
Agentes gubernamentales	Primario	UAEAC	Bogotá
Agentes gubernamentales	Primario	SECAD (Jelog-FAC)	Madrid
Entidades financiadoras	Secundario	FULL	Bogotá D.C.
Entidades financiadoras	Secundario	FAC - Min Ciencias	Cali-Madrid
Operadores	Terciario	FAC (EMAVI)	Cali
Operadores	Terciario	Federación Colombiana de Deportes Aéreos	Bogotá D.C.

Fuente: Autores.

4.1.3 Elicitación de las Necesidades de *Stakeholders*

La elicitación es un proceso por el cual se recapitula o se interpretan las necesidades de los *stakeholders*, en donde según Halligan “se involucra el personal técnico que trabaja con los clientes, para conocer el dominio de la aplicación, y los servicios que el sistema debe proporcionar y las limitaciones o restricciones del sistema” [19]. Igualmente, también se plantea un proceso de análisis para la elicitación como se observa en la Figura 8.

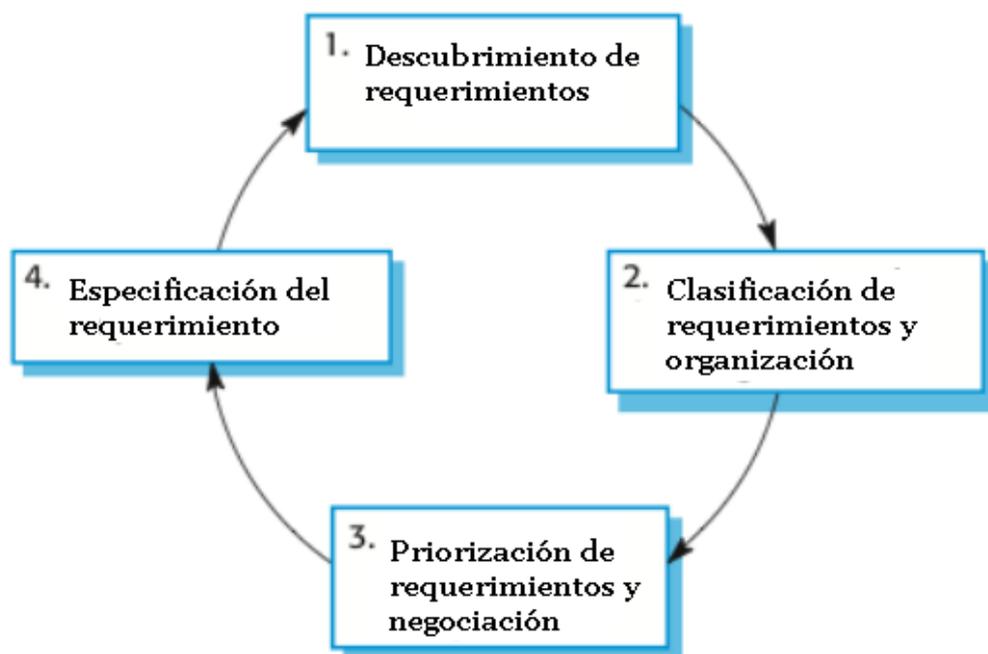


Figura 8. Modelo de análisis de las elicitaciones de requerimientos. Fuente: Adaptado [19]

Adicional al modelo presentado en la Figura 8. También se determina la elicitación con base a los deseos, preocupaciones, limitaciones y objetivos de acuerdo con el análisis presentado en la sección 4.1.2 y Tabla 2, como se observa en la Tabla 3 en donde se definen finalmente las necesidades.

Tabla 3. Necesidades de stakeholder. Fuente: Autores.

ID	Tipo	STK	Tipo	Necesidad	Restricciones	Req
NE01	S (1)	UAEAC, SECAD	Restringido	Se necesita que el diseño del sistema esté bajo los parámetros operacionales y funcionales	Regidos por, RAC 26, RAC 21, EAD 21.	RQ01

NE02	S (1)	GIDAD	Funcional	Se necesita que el diseño del sistema sea desarrollado en forma de ala volante	X	RQ02
NE03	S (1)	GIEA	Funcional	Se necesita que el diseño del diseño posea la ergonomía adecuada para dos personas	X	RQ03
NE04	S (1)	Aerotech	Funcional	Se necesita que el sistema deberá tener un despegue asistido desde la orilla de alguna montaña o superficie elevada.	X	RQ04
NE05	S (1)	GIDAD	Operacional	El sistema debe ser aeronavegable que cuente con instrumentos básicos de control y navegación	X	RQ05
NE06	S (1)	Aerotech	Funcional	El sistema debe contar con un diseño que permita generar una máxima sustentación a partir de su estructura	Teoría de Prandt.	RQ06
NE07	S (1)	CIAC	Operacional	El diseño del sistema deberá ser modular.	X	RQ07
NE08	S (2)	FULL	Económico	La FULL necesita un sistema que este bajo el concepto de bajo costo.	Costos de 35'000.000 ²	RQ08
NE09	S (2)	FAC	Económico	La FAC necesita un sistema que posea una alta seguridad durante el vuelo.	Regulado por el FAC-4.101 RAFAC	RQ09

4.2 Análisis De Misión

El análisis de la misión según lo define Lopes, “consiste en un análisis funcional de alto nivel de la misión, de su despliegue y de la exploración de alternativas al concepto operacional de la misión”[38]. Por ende, se define:

4.2.1 Declaración de misión

La declaración de la misión se basa en lo postulado en la sección 4.1.1, donde se despliega como el inicio del sistema y se concreta para obtener declaración de misión:

² Se escoge dicho presupuesto dado a la disponibilidad que existe con el *stakeholder*.

“La Fundación Universitaria Los Libertadores, en el marco de los proyectos relacionados con el programa de ingeniería Aeronáutica, requiere el diseño de un sistema capaz volar, para el transporte dos personas, que pueda realizar un despegue asistido sobre una superficie elevada y aterrizar por sus propios medios; además, que cuente con instrumentos básicos de control, navegación y comunicaciones”.

4.2.2 Metas y objetivos de la misión

La definición de metas y objetivos según lo define Rodríguez[18] , las metas y objetivos se derivan de la declaración de misión precisando:

Tabla 4. Metas y objetivos del sistema. Fuente: Autores

Metas	Objetivos
1. Proveer una estructura que sea capaz de elevarse en vuelo de forma segura	1.1 Transportar 2 personas de forma segura en vuelo
2. Proveer una estructura que sea capaz de aterrizar por sus propios medios de forma segura	2.1 Realizar un sistema aeronavegable.
3. Proveer una estructura que sea capaz de transportarse sin propulsión propia, sino únicamente por la de su impulso inicial	3.1 Realizar un diseño que pueda volar sin propulsión propia, solo por el impulso inicial

Fuente: Autores.

4.2.3 Niveles de éxito de la misión

Los niveles de éxito se definen de acuerdo a los propósitos y metas de los cuales se dispone el sistema a cumplir:

❖ **Cumplimiento total.**

- ✓ Alto performance durante vuelo, cumpliendo con una alta relación de planeo bajo reducidas termale, corrientes ascendentes y ondulación de las corrientes de aire.
- ✓ Respuesta rápida de las superficies de control.
- ✓ Ángulos de visión y respuesta de piloto efectiva.

❖ **Cumplimiento parcial.**

- ✓ Cumplir con una alta relación de planeo.
- ✓ Respuesta rápida de superficies de control

❖ **Cumplimiento mínimo.**

- ✓ Cumplir con una relación de planeo reducida, la cual permita el vuelo eficiente y controlado.

4.2.4 Análisis de Medidas de efectividad (MoEs)

“MoEs” es una medida del cumplimiento de una tarea operativa mediante el uso de un sistema. Indican el grado en el que esa capacidad o característica se desempeña según el requisito en condiciones específicas, es decir, el "grado en el que" un sistema se desempeña es una de una cantidad de posibles medidas de "qué tan bien" se logra un sistema.[39]

Las medidas de efectividad expresan los atributos por los cuales los *stakeholder* evalúan el sistema y que comunican información relevante sobre calidad, proceso, tecnología, productos y / o recursos. [40]

En el caso de este proyecto el análisis MoEs se utilizará la guía del documento “Proceso de referencia para el desarrollo de la arquitectura de una estación terrestre para pico y nano satélites” [18], el cual muestra por medio de una tabla las medidas de efectividad (MoEs) que se tuvieron en cuenta al momento de su realización, tabla de la cual se aplicó y se tuvieron las siguientes consideraciones explicadas en la tabla 5:

Tabla 5. Tabla de análisis de requerimientos.

Medida de Efectividad (MoEs)	Cumplimiento de la tarea operativa del sistema
Stakeholder de origen.	Organismo e identidad interesado en el proyecto
Cumplimiento	Nivel de obediencia, según la importancia del <i>stakeholder</i> .
Tipo de requisito	Acción que se va realizar bajo la normatividad legal
Base lógica	Relacionado a los objetivos del proyecto.
Criterio de Aceptación	Nivel cumplimiento legal, parámetro de diseño y técnicos.
Estrategia de Verificación	Análisis de la misión del proyecto y sus respectivos test operacionales.

Fuente: Autores.

Según el estilo de evaluación de la Tabla 5 se hará un análisis a cada requisito aportado por los *stakeholders*:

- ❖ **RQ01:** Se necesita que el diseño del sistema esté bajo los parámetros operacionales y funcionales, regidos por, RAC 26, RAC 21, EAD 21 (Ver Tabla 6).

Tabla 6. Análisis MoEs (RQ01).

Medida de Efectividad (MoEs)	Sistema diseñado bajo las siguientes normas: RAC 26, RAC21, EAD21, RAC 141, RAC 90C
Stakeholder de origen.	UAEAC, SECAD
Cumplimiento	Obligatorio
Tipo de requisito	Restringido
Base lógica	Este requisito está relacionado con el cumplimiento de toda la normatividad legal vigente del reglamento aeronáutico Civil Colombiano.
Criterio de Aceptación	Cumplimiento de las normas legales
Estrategia de Verificación	Análisis de la misión bajo los parámetros legales

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ02:** El diseño del sistema debe tener una configuración de ala volante (Ver Tabla 7).

Tabla 7. Análisis MoEs (RQ02).

Medida de Efectividad (MoEs)	Sistema diseñado con la configuración de ala volante
Stakeholder de origen.	GIDAD
Cumplimiento	Obligatorio
Tipo de requisito	Funcional
Base lógica	Este requisito está relacionado con el objetivo principal de la misión, el sistema podrá ser usado por empresas colombianas de planeadores.
Criterio de Aceptación	Verificación estándares de diseño.
Estrategia de Verificación	Análisis de la misión.

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ03:** El sistema debe tener espacio ergonómico para poder transportar dos personas (Ver Tabla 8).

Tabla 8. Análisis MoEs (RQ03).

Medida de Efectividad (MoEs)	Sistema diseñado con capacidad de transporte ergonómico de dos personas
Stakeholder de origen.	GIEA
Cumplimiento	Deseable
Tipo de requisito	Funcional
Base lógica	Este requisito está relacionado con elaborar un diseño de forma segura.
Criterio de Aceptación	Que cumpla con los requerimientos de diseño y sus medidas.
Estrategia de Verificación	Análisis del diseño

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ04:** El sistema deberá tener un despegue asistido desde la orilla de alguna montaña o superficie elevada (Ver Tabla 9).

Tabla 9. Análisis MoEs (RQ04).

Medida de Efectividad (MoEs)	El sistema no puede contar con propulsión propia
Stakeholder de origen.	Aerotech
Cumplimiento	Obligatorio
Tipo de requisito	Funcional
Base lógica	Este requisito está relacionado con los objetivos donde se establece que el sistema no podrá tener propulsión, y que su elevación debe ser asistida.
Criterio de Aceptación	Capacidad de despegar de cualquier superficie alta y de manera manual.
Estrategia de Verificación	Test operacionales y análisis del diseño.

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ05:** El sistema debe ser aeronavegable que cuente con instrumentos básicos de control y navegación. (Ver Tabla 10).

Tabla 10. Análisis MoEs (RQ05).

Medida de Efectividad (MoEs)	El sistema tendrá que ser aeronavegable.
Stakeholder de origen.	GIDAD
Cumplimiento	Obligatorio
Tipo de requisito	Operacional
Base lógica	Este requisito está relacionado con el objetivo principal de la misión.
Criterio de Aceptación	El sistema debe tener los siguientes instrumentos de control: Anemómetro Brújula Altímetro Variómetro GPS Radio Cuerda guiñada
Estrategia de Verificación	Análisis del diseño y test operacionales.

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ06:** El sistema debe contar con un diseño que permita generar una máxima sustentación a partir de su estructura (Ver Tabla 11).

Tabla 11. Análisis MoEs (RQ06).

Medida de Efectividad (MoEs)	El diseño del sistema debe permitir una máxima sustentación a partir de su estructura.
Stakeholder de origen.	Aerotech
Cumplimiento	Deseable
Tipo de requisito	Funcional
Base lógica	Ese requisito está relacionado que el sistema tenga poca resistencia inducida al momento de su fase de vuelo.
Criterio de Aceptación	Verificación del diseño.
Estrategia de Verificación	Análisis del diseño y test operacionales

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ07:** El diseño del sistema deberá ser modular (Ver Tabla 12).

Tabla 12. Análisis MoEs (RQ07).

Medida de Efectividad (MoEs)	El sistema debe ser modular para garantizar velocidad en el ensamble y organización en sus partes.
Stakeholder de origen.	CIAC
Cumplimiento	Obligatorio
Tipo de requisito	Operacional
Base lógica	Este requisito está relacionado con la construcción y ensamblaje del sistema.
Criterio de Aceptación	Verificación del diseño
Estrategia de Verificación	Análisis del diseño y test operacionales.

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ08:** La FULL necesita un sistema que este bajo el concepto de bajo costo (Ver Tabla 13).

Tabla 13. Análisis MoEs (RQ08).

Medida de Efectividad (MoEs)	El costo debe ser igual o menor a 35.000.000 COP.
Stakeholder de origen.	FULL
Cumplimiento	Obligatorio
Tipo de requisito	Restringido
Base lógica	Este requisito está relacionado con el bajo costo de construcción y ensamblaje del sistema.
Criterio de Aceptación	El sistema debe diseñarse a bajo costo debido a la mano de obra y materiales disponibles para la construcción.
Estrategia de Verificación	Verificación de costos

Fuente: Autores.

- ❖ **RQ09:** La FAC necesita un sistema que posea una alta seguridad durante el vuelo (Ver Tabla 14).

Tabla 14. Análisis MoEs (RQ09).

Medida de Efectividad (MoEs)	El sistema deberá ser diseñado con los parámetros suficientes de diseño para poseer una seguridad de vuelo Regulado por el FAC-4.101 RAFAC.
Stakeholder de origen.	FAC
Cumplimiento	Obligatorio
Tipo de requisito	Económico
Base lógica	Este requisito está relacionado con la operación de aeronaves dentro del territorio colombiano.
Criterio de Aceptación	Verificar el bajo costo económico y medidas de seguridad según el diseño.
Estrategia de Verificación	Análisis del diseño

Fuente: Autores.

4.2.5 Capacidades y restricciones

Para desarrollar un producto utilizando ingeniería de sistemas es necesario describir una serie de ítems dónde se observe lo que el sistema puede realizar en su proceso de desarrollo. Cómo se muestra en la Figura 9.

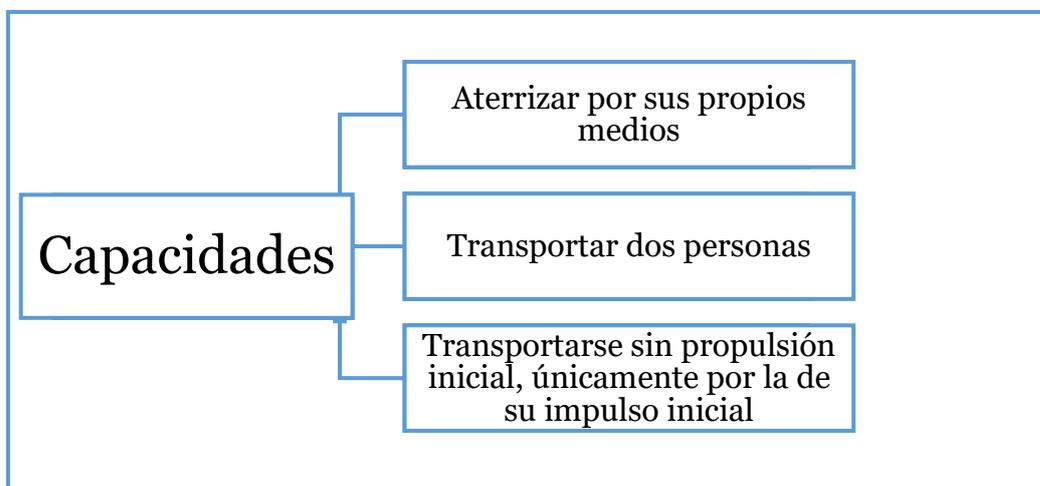


Figura 9. Lista de capacidades del sistema. Fuente Autores

Al momento de desarrollar un producto enfocado en la ingeniería de sistemas se hace necesario detallar limitaciones de diseño y desarrollo del producto. Cómo se observa en la Figura 10.

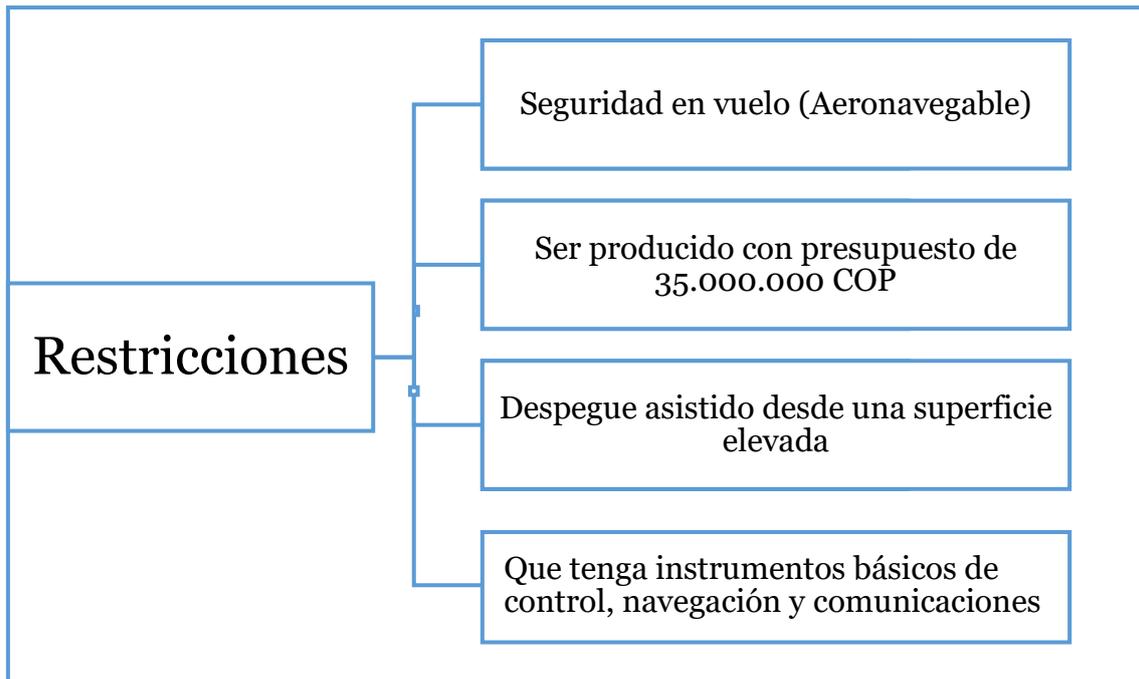


Figura 10. Lista de restricciones del sistema. Fuente: Autores.

4.2.6 Escenarios Operacionales

Después de realizar los análisis de efectividad MoEs, se define ahora el entorno operativo, lo que constituiría la base del sistema, por esta razón y enfocado a obtener un solución óptima o aproximada, se toma como referencia un sistema parecido encauzado a la meta, con el motivo de obtener soluciones precisas, y esto se realiza con un análisis *As Is* y *To Be*, el cual se representa como el desarrollo de operaciones de un sistema parecido al que se desea en la actualidad (*As Is*) y de cómo se debería comportar en el futuro (*To Be*), por tal motivo se estableció este análisis con el uso de la herramienta IDEFO, definida como un método de modelado usado para organizar decisiones, acciones y actividades de una organización o sistema [41]:

- *As is (Como está) sistemas actuales:* Se estipula de acuerdo a la operación que tiene, el prototipo de uso actual o base, es el caso del Schweizer 2-33 [42]. Como se observa en la Figura 11.

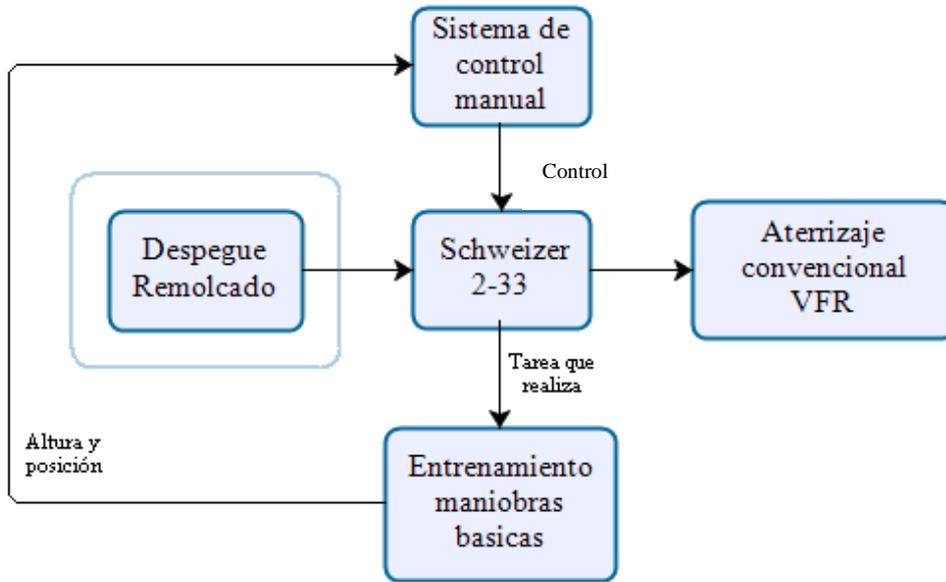


Figura 11. As Is, escenario operacional del S 2-33. Fuente: Autores.

- *To be (Como debería ser) sistema que se desea:* En este apartado se muestra el escenario operacional en el cual operará el sistema, en el cual se adiciona una mejoría o adaptación operativa, como se observa en la Figura 12.

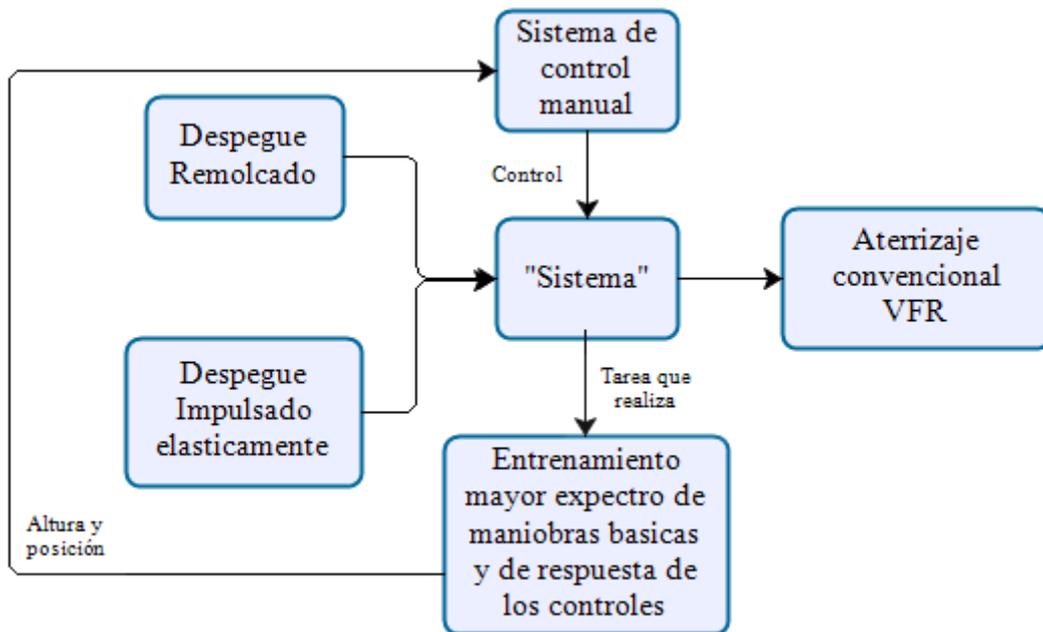


Figura 12. To be, escenario operacional del sistema. Fuente: Autores.

4.2.7 Desarrollo de los escenarios.

De igual forma, de cómo se determinó el concepto de operaciones, ahora se especifican las actividades que se desarrollan dentro de estos escenarios en donde se analiza, a su vez, el perfil de misión que desempeñaría el sistema.

- *As is, planeador Schweizer 2-33.*

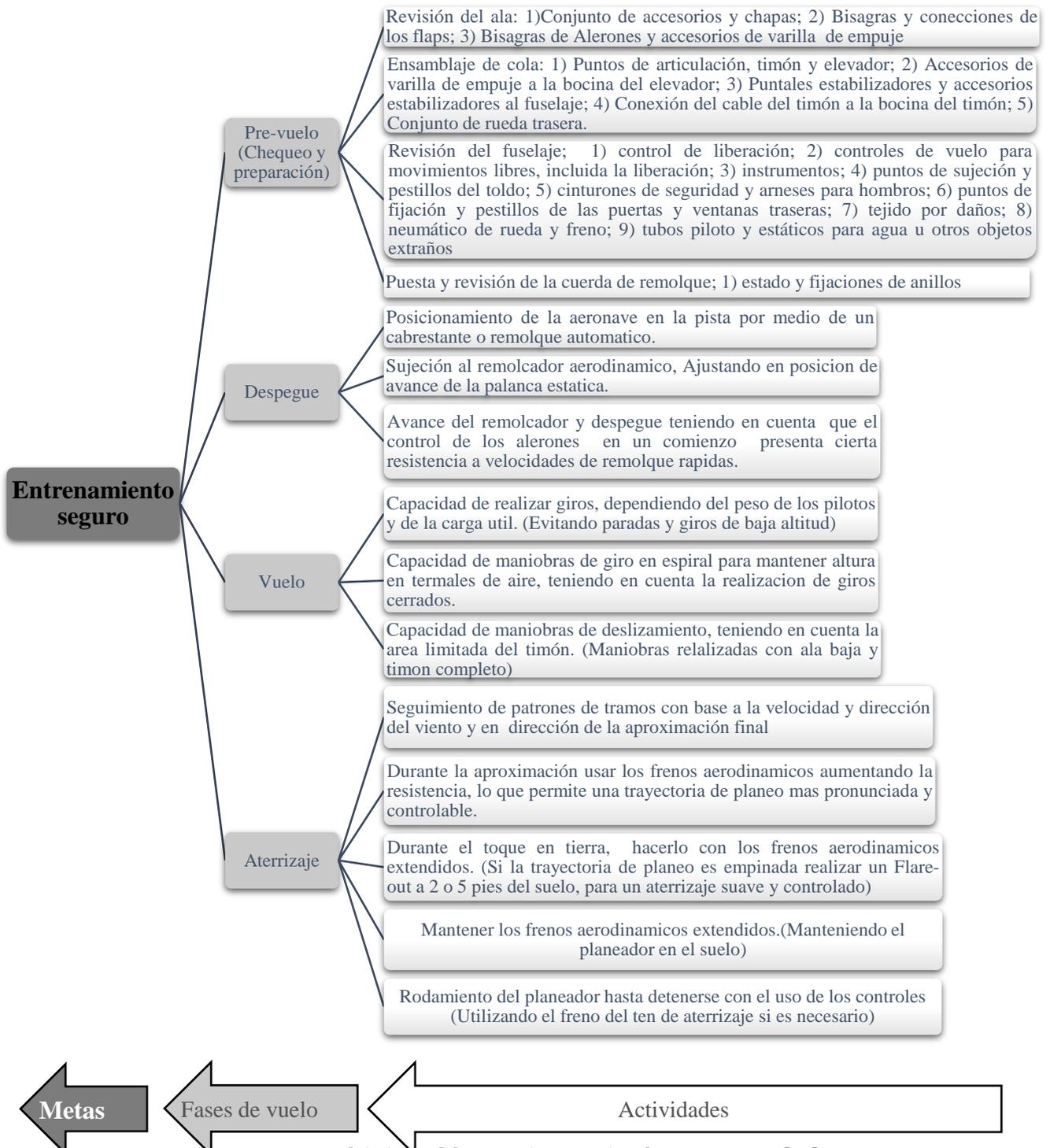


Figura 13. Desarrollo del escenario operacional S 2-33. Fuente:[42]

- *To be*, desenvolvimiento del sistema.

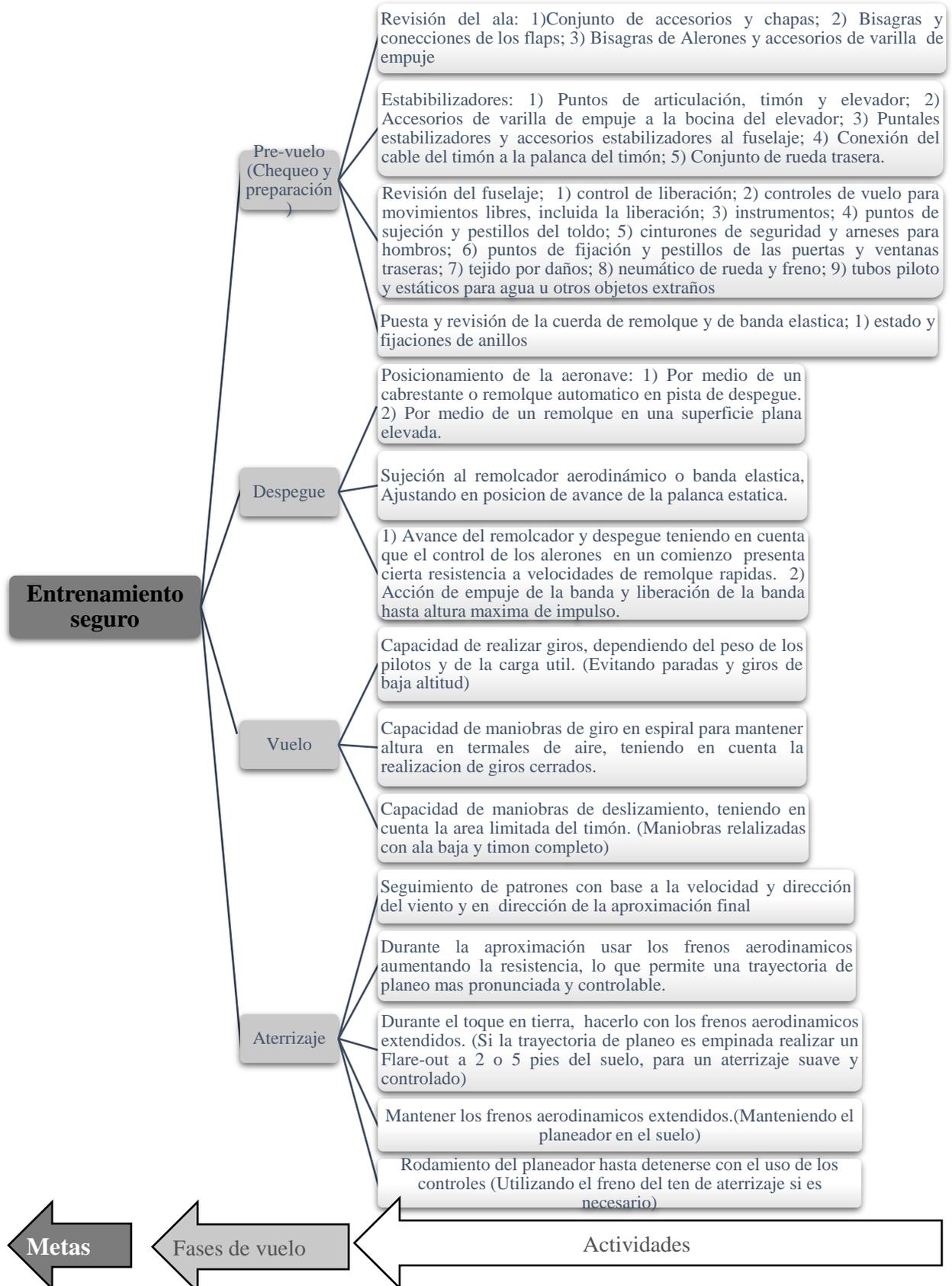


Figura 14. Desenvolvimiento del sistema. Fuente: Autores.

4.2.8 Interfaces de los elementos de misión.

A partir de la declaración de misión, se debe interpretar como estos escenarios operacionales interactúan, por ende, es necesario utilizar una herramienta que integre la conexión funcional de la operación y esta herramienta es la denominada N^2 , la cual es: “una matriz visual que representa las interfaces funcionales o físicas entre elementos que componen un sistema”[43], como se observa en la Figura 15, que explica el funcionamiento de la matriz.

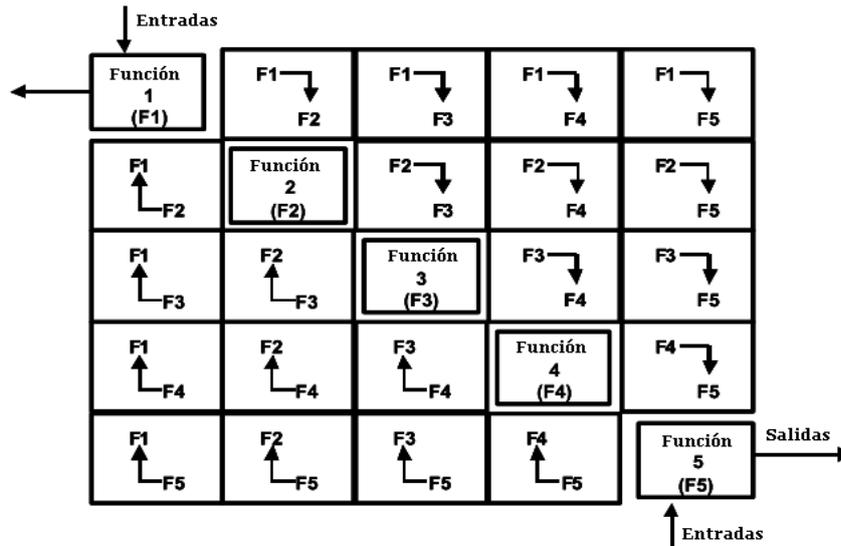


Figura 15. Matriz N^2 , interfaces entre función- función (intercambio de información, datos o energía), entradas y salidas. Fuente:[43]

Con este sentido y tomando los elementos operacionales de la Figura 12. Se prosigue a encontrar las interfaces del sistema en la Tabla 15.

Tabla 15. Matriz N^2 del sistema. Fuente: Autores.

Despegue remolcado	Lanzamiento a condiciones de vuelo	-	Comando de liberación de impulso inicial
Despegue impulsado elásticamente	Estructura	Información de Navegación	Comandos de maniobras
-	Reposo en tierra	Navegación	Comando de maniobras de aterrizaje
Respuesta mecánica	Respuesta mecánica	Respuesta mecánica	Control

4.2.9 Concepto operacional (ConOps)

Ya definido el escenario operacional como se observa en la Figura 12 y el desarrollo de los escenarios en la Figura 14, y sumando lo visto en la sección 4.2.5 y la elaboración de la matriz N², se propone el siguiente concepto operacional, como línea base de la arquitectura del sistema que se ilustra en la Figura 16.

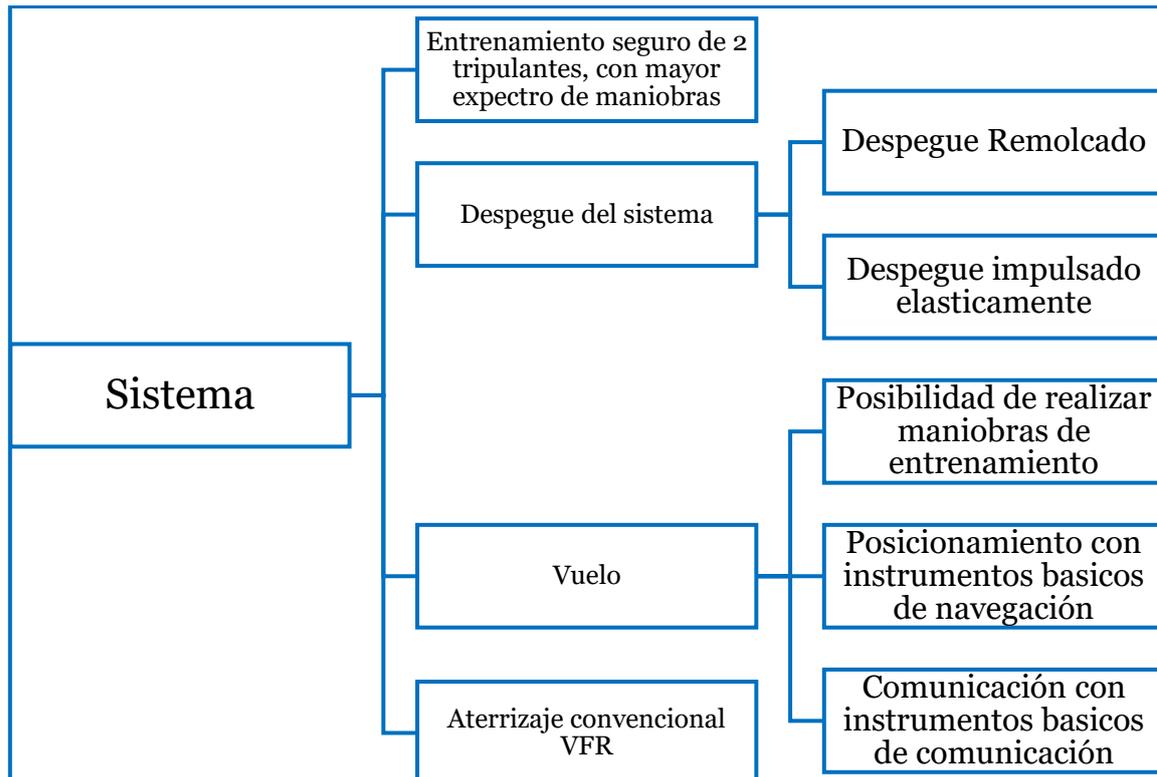


Figura 16. Concepto Operacional (ConOps) del sistema. Fuente Autores.

4.3 Evaluación De Misión

La evaluación de la misión es la etapa donde se consolida el análisis de la misión dado a que presenta una perspectiva del futuro funcionamiento del sistema, que a su vez interrelaciona los MoEs (Sección 4.2.5) y *stakeholders*, con lo que constituiría el ciclo de vida, la identificación de la arquitectura y los requisitos del sistema.

4.3.1 Proceso del Ciclo de vida

En el desarrollo del producto se tienen conceptos fundamentales utilizados por la NASA para la gestión de sus programas en el ciclo de vida del proyecto, que divide todas las fases del proyecto para hacer un programa adecuado y de esta manera poder tener un resultado más óptimo [11]. Cada fase del ciclo de vida tiene una tarea asignada y definen de qué modo proporcionan si el proyecto es viable y si va cumpliendo todos los parámetros. Todos los sistemas comienzan con identificar una necesidad y respectivamente proceder a dar una solución por medio de las etapas de desarrollo del ciclo de vida.

Las primeras etapas de desarrollo del ciclo de vida (Prefase A, Fase A y Fase B) se asocian al diseño conceptual, ya que en estas primeras fases se toman decisiones que afectan los costos, conceptos y los requisitos por parte del cliente. El ciclo de vida del sistema debe brindar una vista general al progreso del producto y una gestión correcta de todos los recursos disponibles. Como podemos observar en la Figura 17.

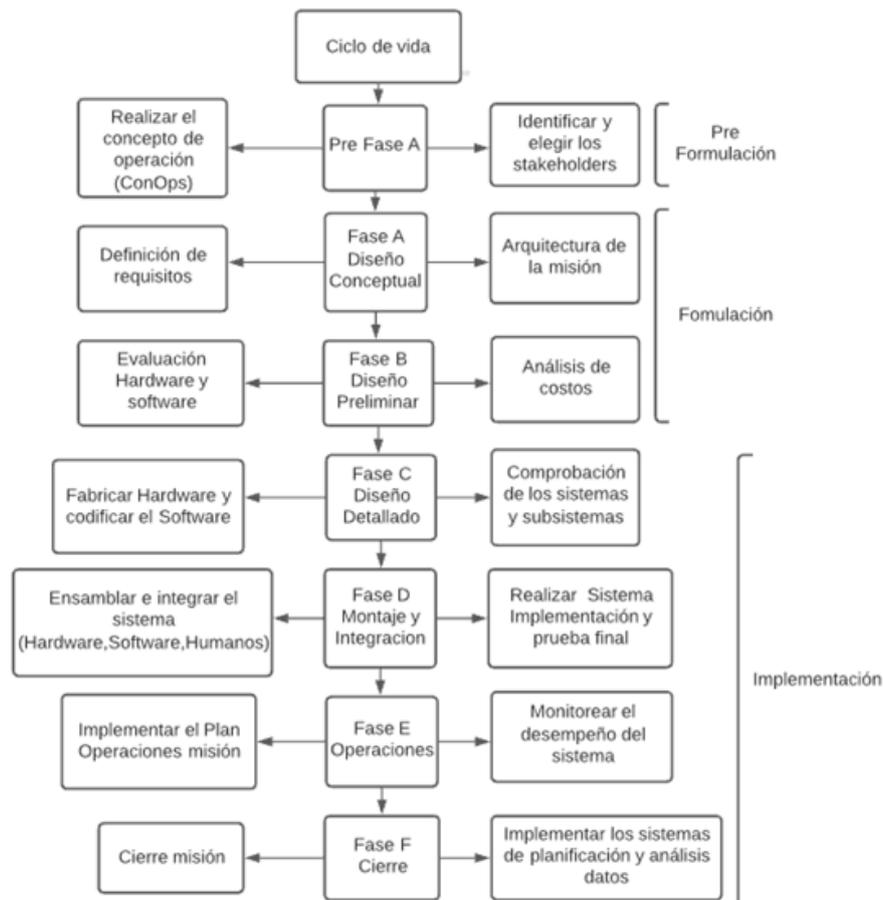


Figura 17. Ciclo de vida. Fuente: Autores

Tomando como referencia la Figura 17 se procede a definir los conceptos en cada diseño del proceso de ciclo de vida:

Prefase A: Define los conceptos iniciales de la misión. En esta fase se identifican y eligen los *stakeholders* para garantizar que los objetivos de la misión se cumplan. Al realizar el concepto de operación (ConOps) se tienen en cuenta los *stakeholders* y su interacción en el desarrollo funcional del producto y de qué manera se va a desarrollar la operación.

Fase A: Diseño Conceptual. Conceptos y requisitos que se desarrollan en la misión, es decir lo que la misión debe hacer para que se logre cumplir, tomando en cuenta todos los factores de operatividad del sistema, también se realiza la arquitectura del sistema donde se definen las partes y las relaciones entre sí del sistema, además debe representar lo que el cliente tiene en mente.

Fase B: Diseño Preliminar. Se evalúan diseños operativos *Hardware* y *Software* de todo el sistema que cumplan con todos los programas establecidos y que brinden el enfoque específico para la misión, también define la viabilidad de la misión y el análisis de costos.

Fase C: Diseño Detallado. Se fabrica el *Hardware* y *Software* que se va utilizar en el sistema durante la misión, se realiza respectivamente una comprobación de los sistemas y subsistemas del producto.

Fase D: Montaje e integración. Ensamblar e integrar el sistema (*Hardware*, *Software*, Humanos) se une la parte operativa del sistema y la parte de ingeniería, además se realizan las pruebas finales del producto.

Fase E: Operaciones. Proceso de gestión técnica donde se tenga todos los documentos necesarios para colocar en marcha la misión, monitorear el desempeño del sistema y la configuración de control y toma decisiones asociadas a operaciones.

Fase F: Cierre misión. Implementar los sistemas de planificación de todo el sistema y el análisis de datos, es decir, si existen datos que se regresen durante la misión y las novedades se van archivando y guardando respectivamente.

4.3.2 Escenarios del Ciclo de vida.

Los escenarios del ciclo de vida permiten definir la operatividad en cada fase del proceso del ciclo de vida, por ende, justifica cada paso y operación que se avanza con respecto al producto y su beneficio. Cada fase explica brevemente la función del producto y su relación con las demás fases como se puede observar más detalladamente en las Figuras 18 y 19.

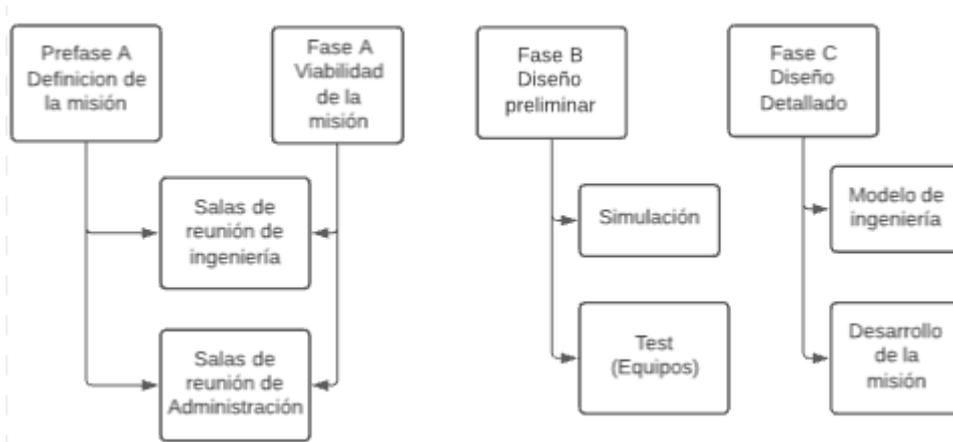


Figura 18. Ciclo de vida (Prefase A, Fase A, Fase B, Fase C). Fuente: Autores.

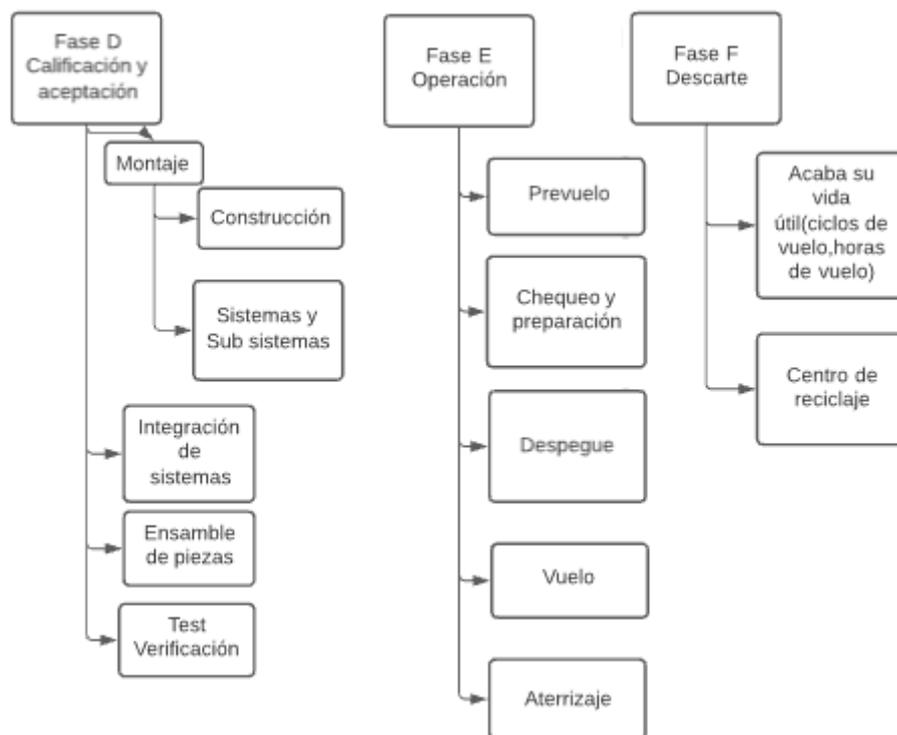


Figura 19. Ciclo de vida (Fase D, Fase E, Fase F). Fuente: Autores

❖ **Prefase A y Fase A**

Definición de la misión y viabilidad de la misión

Se requiere definir los conceptos de la misión y sus funciones (sección 4.2.9), de tal manera se necesita salas de reunión de ingeniería las cuales brinden el conocimiento necesario y las herramientas para el diseño y construcción del producto, además se requiere de una sala de reunión de administración para manejar todo el tema de costos del producto y beneficio, por ende, esta fase del ciclo de vida se ve representada en el transcurso del capítulo 4 de este proyecto.

❖ **Fase B**

Diseño preliminar

El sistema resultante del diseño conceptual originario de las prefase A y fase A, se analizará mediante la concepción de un modelo CAD, que se le aplicará simulaciones por medio de *softwares* CAM o *software* requeridos para la preparación del producto. Para así reconocer simulaciones en condiciones reales lo que va a evitar errores al momento de la fabricación, también se requiere unos test sobre los equipos, los cuales brindan información más avanzada sobre el producto y posibles fallos.

❖ **Fase C**

Diseño detallado

El modelo de ingeniería resultante del análisis preliminar, se adentraría en la fabricación del sistema, esto usando herramientas organizacionales (Diagrama de hilo; Diagrama de PERT [44]), dado que esta manera brinda un conocimiento sólido para la creación del producto y ayudando al desarrollo de la misión en que los sistemas y subsistemas sean compatibles entre sí.

❖ **Fase D**

Calificación y aceptación

Para comenzar el ensamble del producto, que se basa en el montaje de los sistemas y subsistemas, el cual permite empezar la producción de manera eficiente, luego implementando la integración de sistemas, acople de piezas y

por último el test de verificación, esto nos va permitir que el producto en esta fase ya se encuentre fabricado y listo para las pruebas finales.

❖ Fase E

Operación

Se basa en las fases de la operación de la misión:

- Pre-vuelo (chequeo y preparación): Donde se revisa el ala, se ensambla la cola y se acopla el fuselaje respectivamente, también es puesta y revisada la cuerda de remolque.
- Despegue: Posicionamiento de la aeronave en pista, sujeción al remolcador aerodinámico y por último avancé del remolcador y despegue.
- Aterrizaje: Usar los frenos aerodinámicos para aumentar la resistencia, estando en tierra mantener extendidos los frenos aerodinámicos.

❖ Fase F

Descarte

El producto acaba su vida útil (ciclos de vuelo, horas de vuelo) y comienza un proceso de reciclaje de sus componentes.

Vale la pena resaltar que esta etapa indica cómo se generará el producto, en este caso el planeador, y se recalca que la comparación metodológica de este proyecto de grado solo tiene en cuenta la Prefase A y la fase A, es decir, el diseño conceptual únicamente.

4.3.3 Identificación de los requisitos

Los requisitos son el resultado de la comunicación de los *stakeholders* y los ingenieros, por ende, recopilando las necesidades se puede identificar capacidades físicas, funcionales, de desempeño o de calidad. Adicionalmente “Los requisitos de la misión del sistema son acompañados de algunos atributos, que la completen en cuanto a su identificación, trazabilidad, configuración y verificación” según lo define Lopes [38]. Por lo tanto, en la Figura 20, se define un diagrama que clasifica los requisitos de acuerdo a su

procedencia como los tomados a partir de la interacción con el *stakeholder* y los tomados por las definiciones de Lopes.

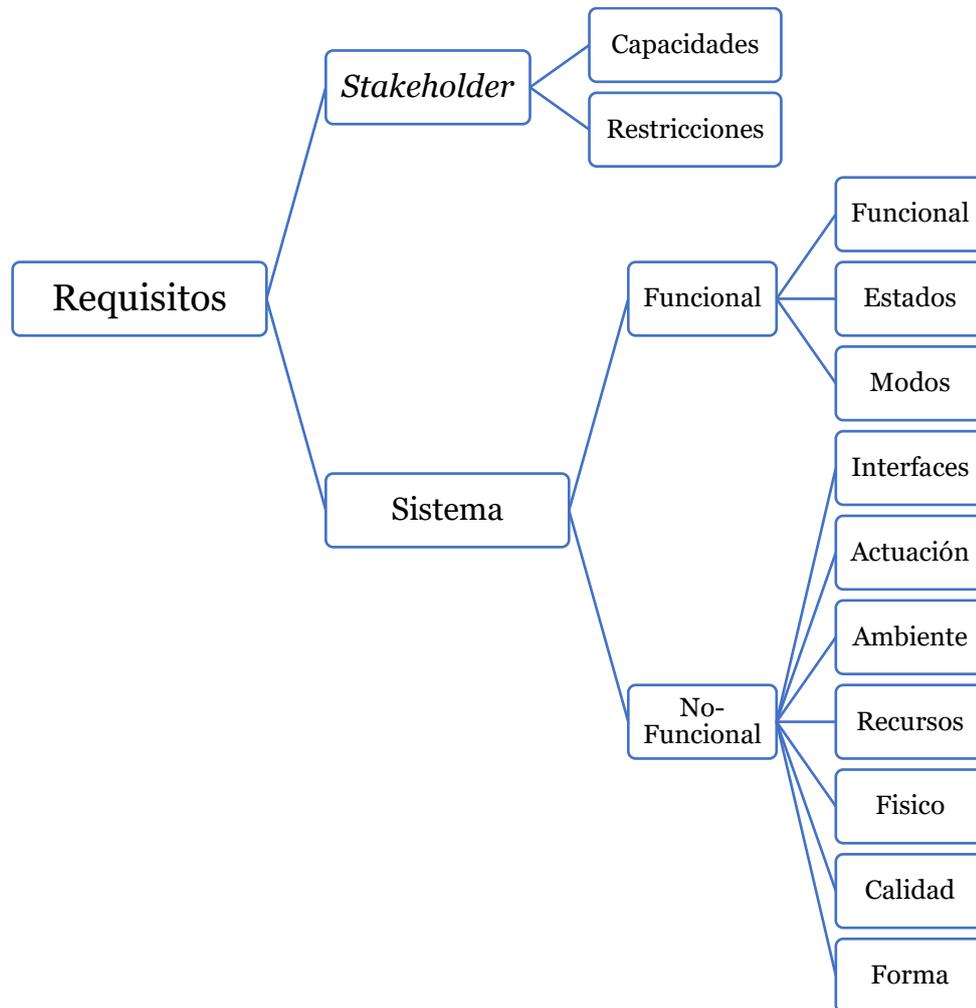


Figura 20. Diagrama de identificación de requisitos. Fuente: Adaptado [17]

El diagrama de árbol en la Figura 20 se puede interpretar de igual forma con las definiciones proporcionadas por la NASA [11], que encuadra el desglose de los requisitos en los llamados requisitos funcionales cuyo papel se traduce en las funciones que deben realizarse; los requisitos de rendimiento que se constan de “qué tan bien” deben realizarse estas funciones y los requisitos de interfaz, los cuales, conducen a la interacción de producto a producto. También de manera semejante a Loureiro, la NASA define los requisitos transversales, que incluyen factores ambientales, de seguridad, humanos y de aquellos que se originan en las “actividades” y en los plasmados en los estándares de Diseño y construcción.

4.3.4 Arquitectura del sistema

La arquitectura del sistema nace del análisis del ConOps, dado a que este análisis adjudica la necesidad de un elemento de diseño (puede ser existentes o que sea desarrollados recientemente), para que este cumpla con un propósito operativo. De igual forma la IEEE [16], cataloga los siguientes ítems a considerar:

- ❖ Las funciones y subfunciones de la arquitectura funcional deben agruparse en elementos lógicos funcionales de manera que permitan su asignación a los elementos de diseño;
- ❖ El elemento funcional requiere descomposición para permitir su asignación, la descomposición funcional debe realizarse para dividir el elemento funcional lo suficiente como para permitir que se divida entre hardware, software y recursos humanos;
- ❖ Se establece y documenta la trazabilidad de los requisitos para garantizar que todas las funciones se asignen a los elementos del sistema;
- ❖ Cada elemento del sistema realiza al menos una función.

4.3.4.1 Elementos de misión y funciones.

Los elementos que constituyen la misión, son presentados como los subsistemas que tendrá el sistema de diseño, no obstante, es preciso detallar una partición funcional derivada de la misión y del concepto operacional ConOps (Sección 4.2.9), con el fin de buscar una arquitectura funcional aplicable [18]. Dado esto en la figura 21, se observa la arquitectura funcional del sistema.

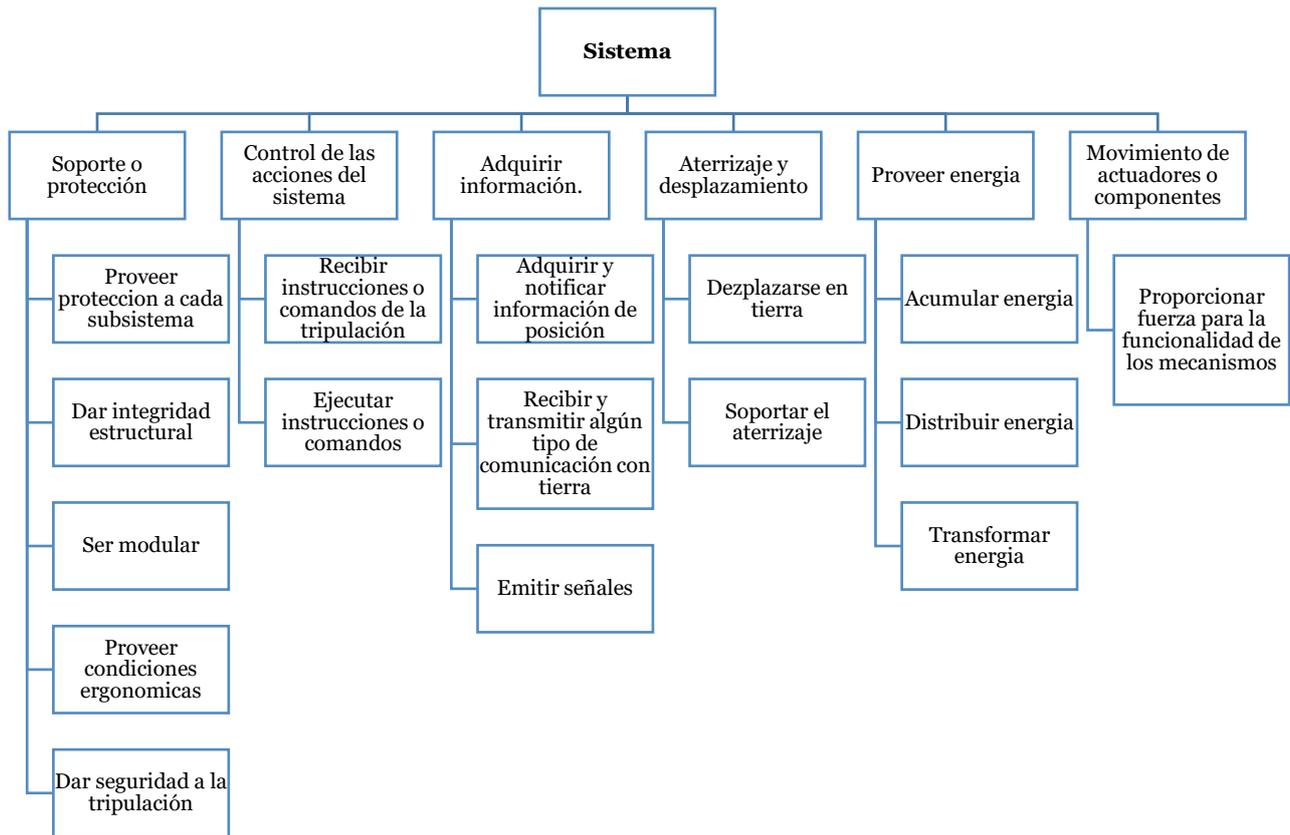


Figura 21.Arquitectura Funcional del sistema. Fuente: Autores

Por ende, partiendo de la definición de la arquitectura funcional se describen los siguientes subsistemas [45]:

- ❖ Subsistema Estructural: Su misión se define en proveer soporte a las piezas que compondrán el sistema.
- ❖ Subsistema de control de vuelo: Su misión es modificar las acciones derivadas de los efectos aerodinámicos del avión, para guiar y controlar las trayectorias de vuelo y navegar.
- ❖ Subsistema de aviónica: Su misión es adquirir información (ya sea desde avión, desde entorno externo, desde otras entidades y desde la telemetría). Cuyo fin es entregarlo a la tripulación, al avión, a otras entidades mediante telemetría.
- ❖ Subsistema de tren de aterrizaje: Su misión es la de permitir que el sistema se mueva en tierra. A su vez de, soportar el impacto en el *touchdown*.

- ❖ Subsistema eléctrico: Su misión es almacenar la energía eléctrica necesaria a bordo de la aeronave. O bien sea transformar parte de ella en diferentes formas de corriente eléctrica según se solicite.
- ❖ Subsistema hidráulico: Su misión es generar presión en los fluidos necesaria a bordo de la aeronave para alimentar correctamente a los actuadores y los frenos de disco.

Definidos estos elementos, se concretan como la arquitectura física de la misión del sistema. Como también se puede observar en la figura 22.

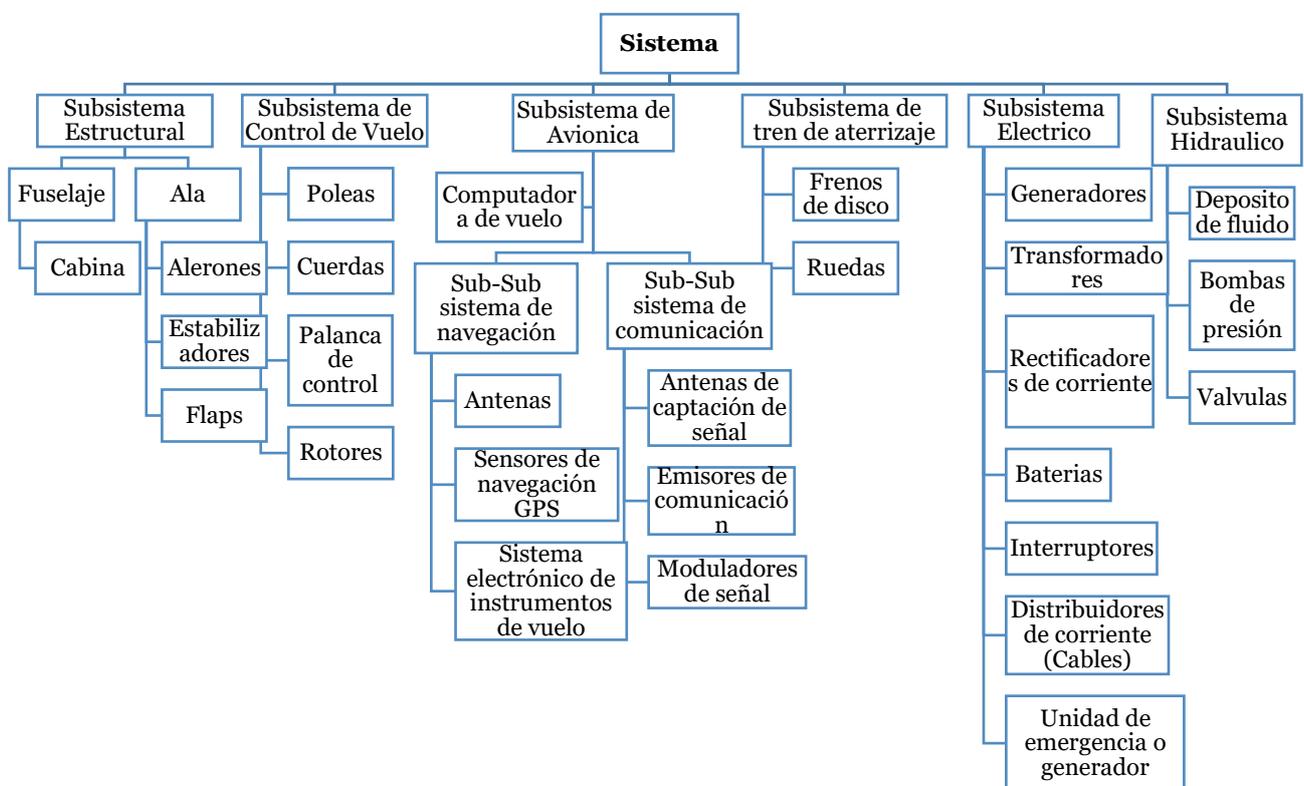


Figura 22. Arquitectura física del sistema. Fuente: Autores

4.3.4.2 Asignación funcional

La asignación funcional se formaliza [38], mediante la interrelación que existe entre el ConOps del sistema (Sección 4.2.9) , como se observa en la Figura 23, la cual relaciona la operatividad con la arquitectura física del sistema, definiendo en que concepto operacional, los subsistemas desarrollan su misión.

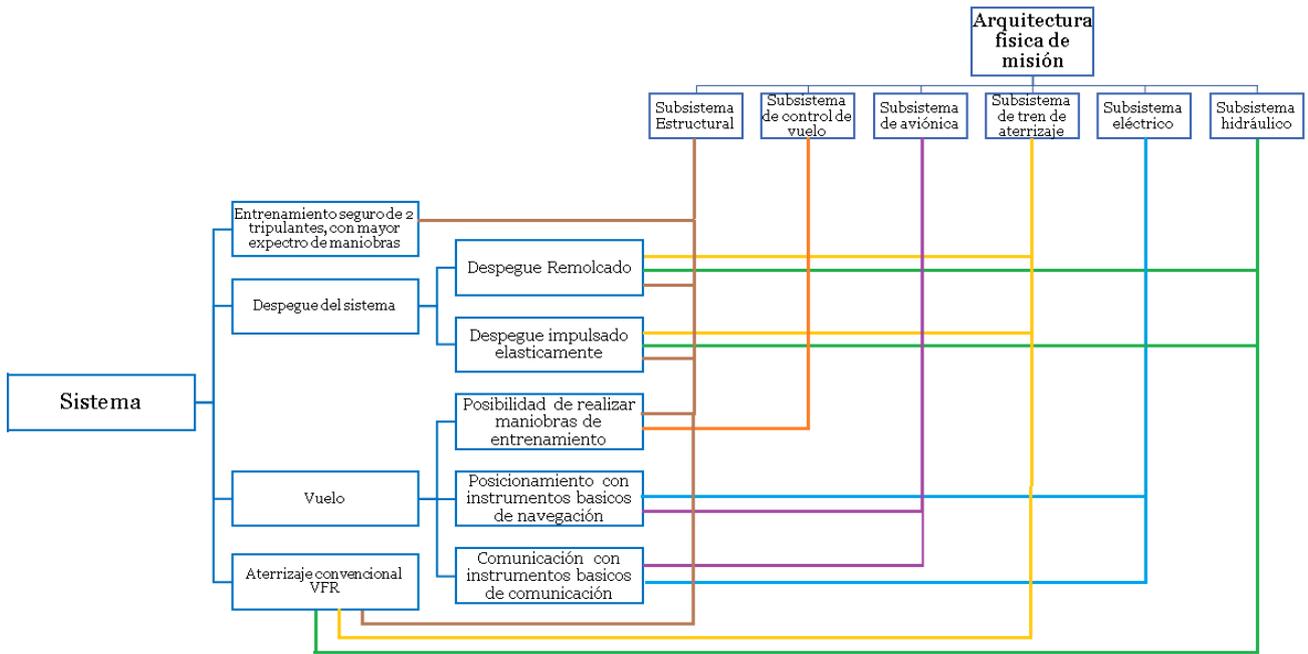


Figura 23. Asignación funcional de la arquitectura física de misión. Fuente: Autores

4.4 Definición de Requisitos.

En esta parte se realiza la definición de los requisitos de la misión de acuerdo a lo especificado por Lopes [38], para así concretar el proceso de diseño conceptual del sistema que se ha ido concibiendo, que en forma definitiva según el enunciado de La Administración Federal de Aviación (FAA) define el sistema como: “una aeronave más pesada que el aire que se sostiene en vuelo por la reacción dinámica del aire contra sus superficies de elevación, y cuyo vuelo libre no depende de un motor” [46], por lo tanto el sistema que se concebirá es: un planeador. A partir de ello se estipulan los siguientes apartados:

4.4.1 Requisitos de *stakeholders* de misión

Para constituir el proceso de los requisitos de los *stakeholders*, las necesidades deben estar vinculadas directamente a los requerimientos de los *stakeholders* ya mencionados en la sección 4.1.3. Por lo tanto, la Tabla 16 presenta los requisitos resultantes de este apartado, esto de acuerdo a las capacidades y restricciones, donde se indentifica; ID (Identificación del requisito); origen (Necesidad *stakeholder*); Tipo (Tipo de requisito) y Requisito del sistema (Producto u organización).

Tabla 16. Requisitos de stakeholders de misión.

ID	Origen	T	Requisito del sistema (Restricción)
PT.01.001	RQ09	E	La organización de desarrollo debe proporcionar que el planeador posea una alta seguridad en vuelo FAC 4.1010 RAFAC.
PT.01.002	RQ01	R	La organización de desarrollo debe proporcionar un planeador que esté de acuerdo a las normas internacionales y nacionales de navegación aérea RAC 26, RAC 21, EAD 21.
PT.01.003	RQ08	E	El costo total de desarrollo del planeador es de 35.000.000 COP.
ID	Origen	T	Requisito (Capacidad de la misión)
PT.02.001	RQ05	O	La organización de desarrollo debe proporcionar que el planeador tenga instrumentos básicos de control y navegación.
PT.02.002	RQ07	O	La organización de desarrollo debe proporcionar un sistema modular para el planeador
PT.02.003	RQ03	F	La organización de desarrollo debe habilitar el espacio para una capacidad de dos tripulantes
ID	Origen	T	Requisito (Características de la misión)
PT.03.001	RQ04	F	La organización de desarrollo debe proporcionar un sistema de despegue asistido desde una superficie elevada cuerda remolque asistido.
PT.03.002	RQ04	F	La organización de desarrollo debe proporcionar un sistema de despegue asistido desde un remolque.
PT.03.003	RQ02	F	La organización del desarrollo debe proporcionar que el planeador sea diseñado en forma de ala volante.
PT.03.004	RQ02	F	La organización del desarrollo debe disponer un sistema de rápida respuesta.

Fuente: Autores.

4.4.2 Requisitos Funcionales del sistema.

La generación de una lista de requisitos funcionales representa, la conclusión del análisis de la misión del sistema, donde, la información adquirida

conforman las acciones que el sistema propuesto debe cumplir para así lograr las metas y objetivos. Generando la Tabla 17.

Tabla 17. Descripción de requisitos funcionales.

ID	Origen	Nec	Requisito del sistema (Funcionales)
D.01.001	PT.02.001	RQ05	El planeador debe contar con sistema de posicionamiento.
D.01.002	PT.02.001	RQ05	El planeador debe contar con sistema que almacene y transforme la energía.
D.01.003	PT.02.001	RQ05	El planeador debe poseer un sistema de indicadores de altura, elevación, altitud.
D.01.004	PT.02.001	RQ05	El planeador debe poseer un sistema de indicadores de velocidad vertical y horizontal.
D.01.005	PT.02.001	RQ05	El planeador debe poseer un sistema de indicadores de orientación y de dirección del viento.
D.01.006	PT.03.003	RQ02	El planeador debe poseer superficies de control.
D.01.007	PT.02.002	RQ07	El planeador debe planificarse de modo que la estructura se desmonte en módulos.
D.01.008	PT.02.001, PT.02.002	RQ07	El planeador debe poseer un sistema de navegación modular.
D.01.009	PT.02.001, PT.02.002	RQ07	El planeador debe poseer un sistema de comunicación modular.
D.01.010	PT.02.003	RQ03	El planeador debe proporcionar espacio suficiente para la interacción de dos tripulantes.
D.01.011	PT.03.003	RQ02	El planeador debe poseer lastres aerodinámicos con el fin de optimizar la distribución de peso y balance.

D.01.012	PT.03.003	RQ02	El planeador debe contar con planos, que asuman la forma de un perfil aerodinámico para proveer una gran sustentación.
D.01.013	PT.03.003	RQ02	El planeador debe tener una estructura que no induzca demasiada resistencia al avance.
D.01.014	PT.03.004	RQ02	El planeador debe tener un sistema de control que proporcione una interacción rápida entre la tripulación y la estabilidad de la aeronave.
D.01.015	PT.03.003	RQ02	El planeador debe contar con planos que posean una alta relación de planeo.
D.01.016	PT.03.002, PT.03.001	RQ04	El planeador debe poseer un sistema de aterrizaje capaz de soportar el impacto producido en el aterrizaje
D.01.017	PT.03.002, PT.03.001	RQ04	El planeador debe tener un sistema de aterrizaje fijo a la estructura de la aeronave.
D.01.018	PT.02.003	RQ03	El planeador debe contar con una cabina que proporcione un ángulo de visión gran angular.
ID	Origen	Nec	Requisito (Operacionales)
D.01.020	PT.01.001	RQ09	El planeador debe proporcionar un sistema seguro, para los tripulantes.
D.01.021	-	-	El planeador debe tener suficiente ergonomía para su pilotaje.
D.01.022	-	-	El planeador debe desempeñar maniobras de giro cerrado.
D.01.023	-	-	El planeador debe incorporar maniobras de deslizamiento.

Fuente: Autores.

4.4.3 Requisitos No-Funcionales del sistema.

Los requisitos no funcionales no representan ningún papel sobre el sistema, ya que caracterizan las operaciones que ayudan en el desarrollo o la comprensión del sistema según Medeiros [18]. De igual forma se analizan de forma similar como lo podemos observar en la tabla 17.

Tabla 18. Definición de requisitos No-funcionales.

ID	Origen	Nec	Requisito del sistema – Apoyo logístico (Producto)
D.02.001	PT.02.001	RQ05	El planeador debe ser montado, integrado y testeado en territorio nacional.
D.02.002	PT.01.003	RQ08	El planeador debe ser diseñado con un presupuesto de 35.000.000 COP.
			Requisito del sistema-Diseño (Producto)
D.02.003	PT.01.001	RQ01	El planeador debe emplear todos los parámetros de diseño por el RAC 26.
D.02.004	PT.01.001	RQ01	El planeador debe emplear todos los parámetros de diseño por el RAC 21.
D.02.005	PT.01.001	RQ01	El planeador debe emplear todos los parámetros de diseño por el EAD 21.
D.02.006	PT.03.002	RQ03	El planeador debe tener la ergonomía adecuada para el transporte de dos personas.
			Requisito del sistema – Garantía del producto (Producto)
D.02.007	PT.01.001	RQ09	El planeador debe satisfacer el FAC4.101 RAFAC, documento de diseño para obtener una alta seguridad durante el vuelo.
			Requisito del sistema – Ambiental (Producto)
D.02.008	-	RQ06	El planeador debe soportar las termales de aire y los vientos que se desencadenen.
			Requisito del sistema – Configuración (Producto)
D.02.009	PT.02.002	RQ07	El planeador debe ser proyectado como filosofía modular.

Fuente: Autores.

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 5

Descripción de la metodología tradicional

A lo largo del proceso de diseño de aeronaves, los diseñadores iniciales siempre tienen de referencia los conceptos metodológicos de autores reconocidos como Raymer y Roskam, por ende, este capítulo mostrará las metodologías que estos autores referencian y luego se analizarán con el proyecto de referencia [5].

5.1 Análisis de la metodología tradicional.

Esta sección analiza las metodologías que aplican Raymer y Roskam, y se reducirán en la interpretación de una serie de flujogramas. Los cuales describen la metodología que desarrollan para llegar a un diseño conceptual de una aeronave. Como se observa en la figura 24, de la cual se puede observar como Raymer, desarrolla su metodología, en donde en un primer escenario el autor, introduce los requerimientos de los clientes que desean aplicar, adicionalmente lo contrasta con la incorporación de nuevas ideas o conceptos de diseño y como estas nuevas ideas se pueden ajustar entre sí, posterior a ello se trata de realizar una revisión de la tecnología disponible, en el sector, con el propósito de delimitar los componentes alcanzables y de los que se necesita un desarrollo. Definido esto Raymer define que se debe proyectar un bosquejo que ilustre como posiblemente se observaría el sistema o aeronave, con esto se prosigue a estipular una línea base de diseño de aeronaves, que se reduce a una estimación estadística o aproximada de la categoría de aeronaves a diseñar, donde se determinan inicialmente por medio de las estadísticas y tablas, conceptos tales como son los pesos, características aerodinámicas, entre otros rasgos. Ahora determinadas estas características Raymer optimiza estos valores por medio de iteraciones donde se trata de alcanzar las condiciones planteadas en los requerimientos, donde posteriormente se conforman la incorporación de subsistemas necesarios para que se cumplan las características en mención donde en adición se define rendimiento y tiempo de vuelo que presentara la aeronave. Donde finalmente Raymer los optimiza por medio de ponderaciones y de la relación con los requerimientos del cliente concretando el diseño conceptual.

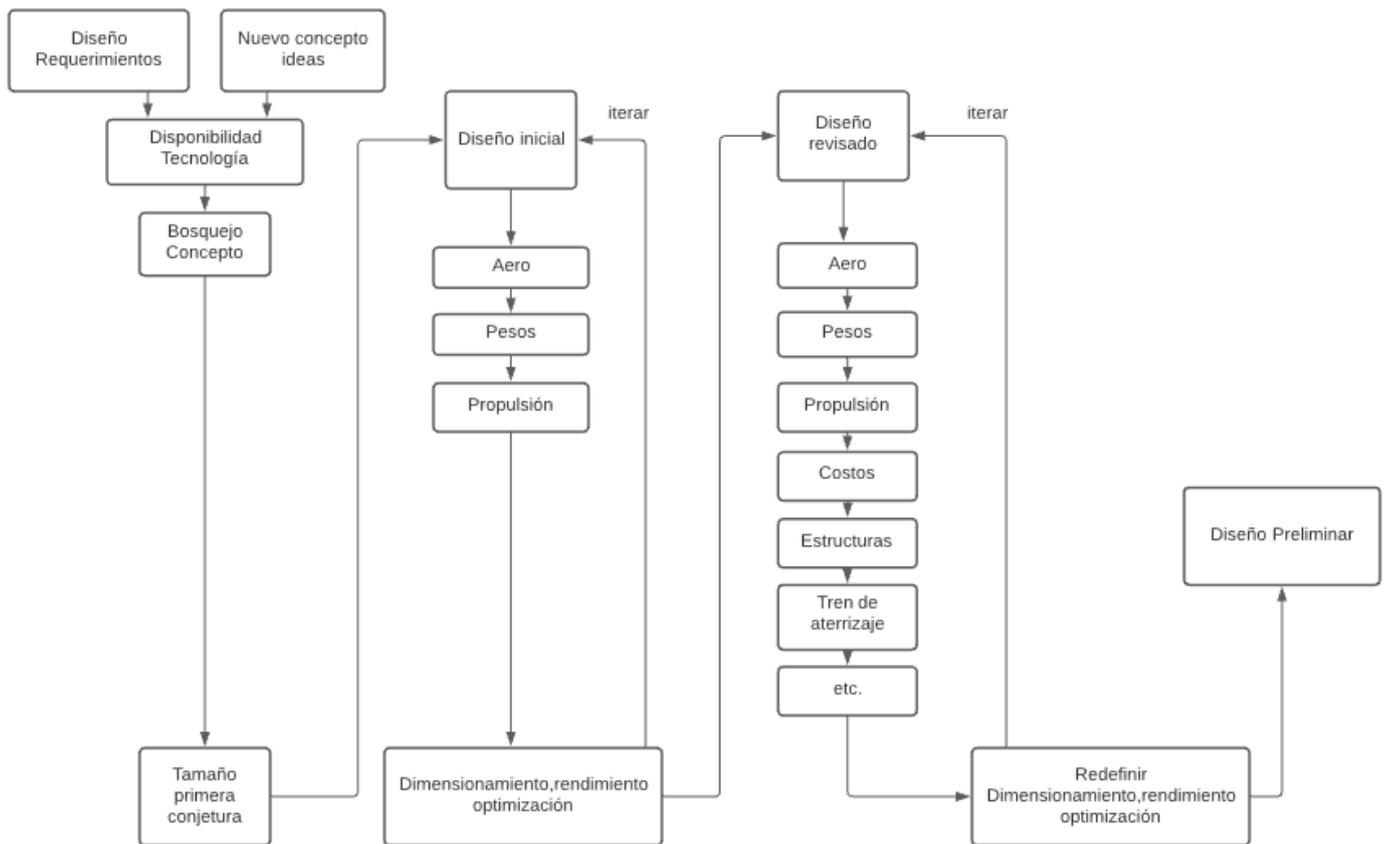


Figura 24. Flujograma de metodológico del diseño planteado por Raymer. Fuente:[1]

A la par, Roskam, desarrolla su metodología como se observa en la figura 25, donde, introduce previamente una especificación de misión, que es originaria de dos posibles orígenes uno ligado al sector militar y otro al comercial, (estos orígenes discuten necesidades, estudios comerciales, entre otros aspectos), posterior a ello Roskam divide el diseño conceptual en dos partes, donde la primera parte se caracteriza en la selección de una línea base de diseño que recopilan una serie de aeronaves o sistemas similares al del diseño deseado y realiza un promedio de sus características como lo son peso y coeficientes aerodinámicos, calculados estos valores el autor realiza un estudio de sensibilidad el cual, contrasta dichos valores con conceptos estandarizados de diseño de aeronaves y con las necesidades y restricciones. Luego de contrastar y refinar esos parámetros del diseño se consolida un boceto de diseño que alberga la configuración inicial de la aeronave, con lo que se define el inicio de la parte dos de la metodología que aplica Roskam, que continua con la selección de la configuración de la aeronave donde se destaca el dimensionamiento inicial del fuselaje y de aspectos tan importantes como son el peso y balance de la aeronave.

Esta fase se caracteriza por ser un proceso reiterativo de reconfiguración entre muchos candidatos de diseño del cual se deben acoplar a las características de la misión, finalmente el autor refina las características que se definen de la fase anterior y conforman un estudio más profundo de lo que son conceptos de sistemas, subsistemas, conformación del bosquejo estructural, rendimiento de la aeronave, entre otros aspectos de diseño, consumando el diseño conceptual.

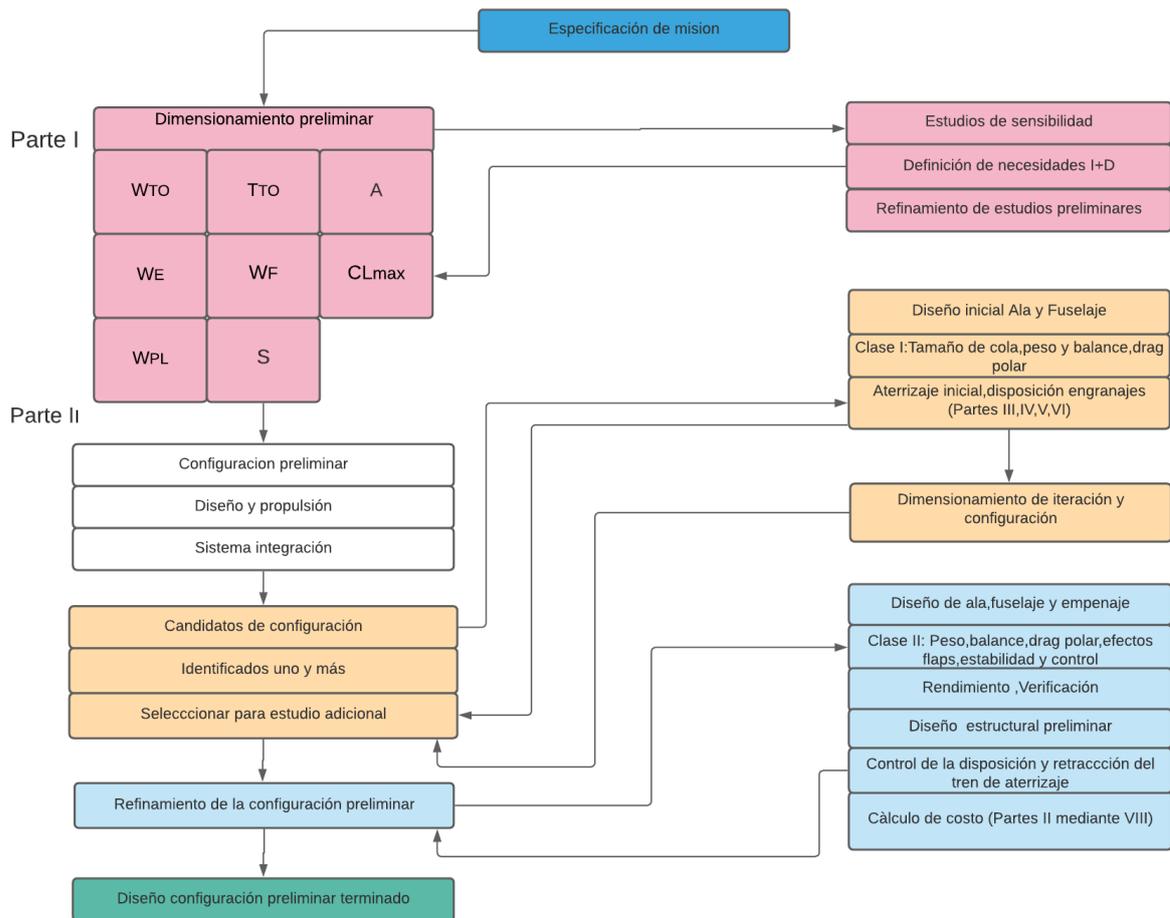


Figura 25. Flujograma de metodológico del diseño planteado por Roskam. Fuente: [2].

5.2 Descripción proyecto de referencia.

En esta sección se analizará el proyecto de referencia titulado: “Diseño preliminar de un planeador en configuración ala volante con capacidad para una persona” [5], dicho proyecto describe el diseño de un planeador en configuración de ala volante, en que se destaca un característica operativa de poder ser manejado por un tripulante y que a su vez pueda despegar manualmente sin necesidad de un sistema de propulsión. Entre otros aspectos este proyecto de diseño se basa en el uso de una metodología tradicional que se destaca en un diseño conceptual

basado en el establecimiento de una línea base de diseño y de diseño preliminar. Para este documento, se destaca la realización de un análisis aerodinámico y estructural, por medio de herramientas computacionales, y de un análisis de la estabilidad debido a la configuración de ala volante.

5.3 Resultados del proyecto de referencia.

Los resultados del proyecto de referencia se pueden interpretar a medida que el proyecto cumpla las etapas metodológicas, dadas por las Figuras 22 y 23, lo que delimita que solo se analiza el diseño conceptual que los autores definieron, dado a que los autores del proyecto evaluaron hasta un entorno de diseño preliminar. Consecuentemente a esta suposición la Tabla 19 describe las fases del diseño conceptual en las cuales los autores de referencia tomaron participación y presenta los resultados obtenidos al cumplir dichas fases según la metodología de Raymer.

Tabla 19. Análisis metodológico bajo Raymer de los resultados del proyecto de referencia. Fuente: Autores.

Diseño conceptual Raymer	Cumple			Resultado
	Si	NO	Parcialmente	
Diseño de requerimientos			X	Los autores enuncian parcialmente sus necesidades y requerimientos de diseño.
Nuevo concepto de ideas	X			Los autores definen un diseño novedoso en forma de ala volante.
Disponibilidad de la tecnología		X		Los autores no exhiben la disponibilidad tecnológica claramente.
Bosquejo conceptual	X			Los autores desarrollan un boceto de diseño.
Primera conjetura		X		Los autores no demuestran un entorno hipotético precedente elaborado por ellos.
Diseño Inicial (Aerodinámica, pesos)	X			Los autores desarrollan una línea base de diseño, con aeronaves de similares características, y realizan estadísticas con líneas de tendencia, para así promediar valores clave de peso y coeficientes aerodinámicos.
Dimensionamiento, rendimiento,	X			Los autores toman los valores alcanzados por las ponderaciones del diseño inicial, y calculan parámetros de rendimiento y los optimizan por

Optimización				medio de iteraciones.
Diseño revisado (Aerodinámica, pesos, estructuras, tren de aterrizaje)	X			Los autores toman los valores, claves calculados de la fase de diseño inicial de los cuales ya han aplicado su posterior optimización, y con estos modelan la aeronave, con el uso de programas (XFLR 5) y pautas de modelamiento, para así definir dimensiones, pesos, estructuras entre otros sistemas.
Diseño revisado (Costos)		X		Los autores no exhiben un presupuesto o alguna base de capital que sea derivado del diseño.
Redefinir, rendimiento, Optimización			X	Los autores demuestran las iteraciones parcialmente de los sistemas integrados en la aeronave, sin embargo, calculan parámetros de desempeño de la aeronave.

De igual forma se analizan los resultados de los autores de referencia con la metodología de Roskam en la que cabe destacar que el autor de la metodología toma como sobrenombre el diseño conceptual como diseño preliminar, por lo cual se analiza en la Tabla 20.

Tabla 20. Análisis metodológico bajo Roskam de los resultados del proyecto de referencia. Fuente: Autores.

Diseño conceptual Roskam	Cumple			Resultado
	Si	NO	Parcialmente	
Especificación de la misión	X			Los autores enuncian el desarrollo del planeador con fines académicos.
Parte I				
Dimensionamiento preliminar	X			Los autores integran una línea base de diseño, con aeronaves de similares características, donde se realizan líneas de tendencia y promedios, para así promediar valores clave de peso y de coeficientes aerodinámicos.
Definición de necesidades			X	Los autores muestran parcialmente la definición de necesidades dado a que no existe una trazabilidad del proyecto.
Refinamiento de dimensionamiento	X			Los autores incorporan iteraciones con respecto a valores ponderados de la línea base, integrando definiciones de otros autores.
Parte II				

Configuración preliminar (diseño y sistema de integración)	X			Los autores definen el dimensionamiento de la aeronave, dependiendo de estandarizaciones propias de la metodología.
Candidatos de configuración (Identificación de alas, fuselaje, peso y balance, coeficientes aerodinámicos)	X			Los autores desarrollan un proceso reiterativo del diseño, consiguiendo definir sistemas estructurales, más la adecuación de valores de rendimiento. Sin embargo, aunque los autores definan el uso de más de cinco modelos, no se evidencia el proceso iterativo.
Refinamiento de la configuración preliminar	X			Los autores concretan el diseño de los sistemas, con la aplicación de ponderaciones y optimizaciones, donde se evidencia también la definición del rendimiento de la aeronave.
Diseño revisado (Costos)		X		Los autores no muestran un presupuesto o alguna base de capital que sea derivado del diseño.

Capítulo 6

Análisis de resultados

A lo largo de este capítulo se presenta la comparación de las metodologías de Raymer, Roskam frente al uso de la Ingeniería de Sistemas (SE), previamente nombradas en la sección 5.1, adicionalmente, se establece una comparación entre los resultados del capítulo 4, con los analizados en la sección 5.2.

6.1 Análisis comparativo de las metodologías estudiadas.

En esta sección se comparará las metodologías expuestas en la sección 5.1, con la metodología aplicada en el capítulo 4. Dicha comparación toma en cuenta inicialmente las definiciones conceptuales de cada metodología y con sus fases de desarrollo, como se observa en la tabla 21.

Tabla 21. Comparación conceptual de las metodologías de estudio. Fuente: Autores.

Fase	Metodología Diseño Raymer	Metodología Diseño Jan Roskam	Metodología Diseño Ingeniería Sistemas (SE)
1	Se comienza con seleccionar los requisitos del diseño y el concepto de ideas a diseñar, incluyen parámetros como el alcance y la carga útil de la aeronave, maniobrabilidad y velocidad.	Inicia especificando el tipo de misión, el tipo de aeronave y según las especificaciones del cliente.	Se comienza desde más atrás del diseño, con la declaración de las necesidades y la selección e identificación de los <i>stakeholders</i> , es decir, las partes interesadas u organismos en el proyecto. Incluyendo más características que orientarán el diseño mismo del producto final.
2	Luego se toma en cuenta antes de iniciar el diseño, las tecnologías que se van a incorporar que estén actualmente disponibles, así como los motores y demás sistemas.	El dimensionamiento preliminar es el proceso que da como resultado la definición numérica de algunos parámetros del avión, cómo peso máximo al despegue y el peso del combustible en la misión del avión.	La elicitación de necesidades, el proceso por el cual se interpretan las necesidades de los <i>stakeholder</i> , de igual manera, se plantea un análisis para cada elicitación con base a los deseos, preocupaciones, limitaciones de los <i>stakeholders</i> . Es decir, se continúa con la obtención de características que formalizaran el diseño.

3	Posteriormente se comienza a realizar un bosquejo conceptual de la aeronave, donde se incluye una geometría aproximada del ala, cola, fuselaje y la ubicación interna de la aeronave.	Luego se definen las necesidades, junto con estudios de sensibilidad, los cuales permiten conocer si el diseño puede ser viable en todos los aspectos.	Se realiza el análisis de misión, etapa que establece la declaración de misión cuyo objetivo es el de conocer el inicio del sistema y se concreta para obtener un análisis funcional de la misión del sistema. Esto teniendo en cuenta los requisitos previamente establecidos.
4	Al realizar el bosquejo conceptual, se van conociendo estimaciones del peso total requerido y el peso del combustible para realizar la misión.	El diseño de la configuración equivale a seleccionar, la forma de cada sección de la aeronave en el diseño inicial de alas, fuselaje, sistema de propulsión y la integración de los demás sistemas.	Se establece la definición de las metas y objetivos de la misión y sus niveles parciales de cumplimiento, lo que garantiza la adecuada escogencia de la tecnología a ser utilizada en el diseño final, pese a que esto es visto en las primeras fases de Raymer, aquí se genera un análisis más profundo. En esta fase, además se realiza un análisis (MoEs), que indica el grado de capacidad que el requisito de diseño puede realizar en condiciones específicas.
6	Se realiza un primer diseño inicial, en el cual se va a analizar la aerodinámica real, los pesos y las características de propulsión, además se utilizan técnicas de optimización para encontrar el costo más bajo y las estimaciones correctas de peso y combustible para la misión.	Posteriormente el objetivo de llegar a una decisión sobre la viabilidad de una configuración es realizar la cantidad mínima de trabajo de ingeniería, empleando una metodología.	Se genera una lista de capacidades y limitaciones del sistema enfocado en ingeniería de sistemas que permite saber que puede realizar y que limitaciones tiene el sistema en su proceso de diseño y desarrollo, también se realiza la definición de los escenarios operacionales donde se define el entorno operativo del cual el sistema funcionaría, teniendo en cuenta casi todas las fases de Raymer y roscan en una, y con más detalle.
7	El diseño es revisado,	Luego el	Es en esta fase donde se realiza una

	después de varias iteraciones en el proceso, es examinado en detalle por un grupo de expertos, donde cada uno mide la calidad de cada sistema y su correcto funcionamiento.	dimensionamiento de la configuración del diseño y la iteración del proceso permite estimar el rendimiento del diseño, peso, balance, estabilidad y control, drag polar.	evaluación de la misión, al describir el ciclo de vida del producto, las fases de desarrollo y, además identifica los requerimientos técnicos, críticos y funcionales del sistema, también se define la arquitectura de misión.
8	El producto final será el diseño de una aeronave con todas las indicaciones previas de diseño, dando como resultado el diseño conceptual de la aeronave y apta para la siguiente fase de diseño preliminar.	Para concluir se realiza el refinamiento de la configuración preliminar, es decir, una revisión más detallada de cada sistema y su respectiva verificación, de esta manera completando el diseño conceptual de la aeronave.	Finalmente se definen los requisitos del sistema a partir de las necesidades de los <i>stakeholders</i> generando un diseño a mayor escala, con más componentes y más detalle.

A partir de la Tabla 21, se puede deducir que las metodologías de Raymer y Roskam se pueden agrupar en metodologías tradicionales de diseño, ya que sus procesos de desarrollo son semejantes entre sí, en cambio la metodología de ingeniería de sistemas (SE) tiene distintas maneras de desarrollo en cada fase de su diseño conceptual, siempre teniendo en cuenta que el diseño surge de las necesidades de las partes interesadas y lleva una secuencia lógica que hace el diseño conceptual del sistema mucho más organizado y posiblemente garantiza un mayor éxito, ya que todos los requisitos llevan una trazabilidad.

La metodología tradicional comienza con requisitos de la misión y del cliente respectivamente, también con la tecnología disponible para lograr realizar el diseño, además incorporan un bosquejo inicial del diseño con el uso de líneas base, las cuales se basan en agrupar aeronaves que sean compatibles en cuanto a su operación y misión. A partir de ellas se realizan cálculos (promedios) sobre estimaciones de peso y demás características medibles, por lo que se sugiere que para obtener resultados confiables se deben comparar una gran cantidad de aeronaves en la línea base, sin embargo, lo que hace esta metodología compleja,

al momento de su realización, es encontrar las medidas correctas de dichas aeronaves, lo que hacen que las estimaciones de peso sean nulas o invalidas aumentado el tiempo de diseño, igualmente, también causa retrasos dado a que el encontrar la información específica de una aeronave puede ser extenuante y en ocasiones imposible. Además de que estas metodologías se basan en ponderaciones de mediado de los años 80 y 90, lo que hace que estas métricas se basen en un proceso tecnológico ya desactualizado, con respecto a muestra década. Por otro lado, la metodología de ingeniería de sistemas (SE) se enfoca principalmente en la declaración de las necesidades y la identificación de los *stakeholders* (organismos e identidades) interesadas en un proyecto, lo que esto permite que antes de comenzar a realizar un diseño ya se tenga claro quiénes o que identidades van a intervenir pensando en satisfacer las necesidades de cada uno en el diseño, adicionalmente se realiza un análisis de misión y un concepto operacional para determinar el ámbito de operación de la misión, esto permite que tipo de operación va realizar la aeronave y de qué manera va desarrollar cada proceso, brindando la posibilidad de sobresalir de los parámetros misionales usuales, por ultimo define los ciclos de vida del sistema, es decir, las fases de desarrollo en cada proceso del diseño y define lo que se debe cumplir y hacer en la misión por medio de los requisitos, dando a entender que esta metodología es más clara y concisa al momento de realizar un diseño conceptual aportando un enfoque más operativo para los *stakeholders* y un análisis más completo a la declaración de misión de la aeronave.

6.2 Análisis de resultados de metodologías estudiadas.

De acuerdo con los resultados que se presenta en el proyecto de referencia y comparándolos con los resultados obtenidos en el capítulo 4 se pueden destacar a continuación en una lista de diferencias y semejanzas:

❖ Semejanzas

- En ambos proyectos se define un perfil de la misión.
- En ambos proyectos se define un conjunto de sistemas que ayudan a resolver la misión principal.
- En ambos proyectos se definen parámetros operacionales.
- En ambos proyectos se define restricciones.

❖ Diferencias

- El proyecto de referencia (Sección 5.2) no genera su diseño de acuerdo con las necesidades y requerimientos iniciales, sino con relación a procesos previamente establecidos.
- El proyecto de referencia (Sección 5.2) no define un ciclo de vida de la aeronave.
- El proyecto de referencia (Sección 5.2) no prioriza en realizar un análisis exhaustivo de sus necesidades.
- El proyecto de referencia (Sección 5.2) define su diseño con promedios tomados de una línea base de diseño.
- El proyecto de referencia (Sección 5.2) define sus sistemas por medio de la recurrencia de ellos en otras aeronaves.
- El proyecto de referencia (Sección 5.2) no tiene en cuenta la normativa de diseño y certificación del país de origen.
- El proyecto presentado (Sección 4) no se basa en ponderaciones de otras aeronaves.
- El proyecto presentado (Sección 4) evalúa directamente como los *stakeholders*, evaluarán el cumplimiento de sus necesidades.
- El proyecto presentado (Sección 4) define objetivos y metas de cumplimiento.
- El proyecto presentado (Sección 4) estipula parámetros de desarrollo de la operación.
- El proyecto presentado (Sección 4) posee una trazabilidad entre las necesidades de los *stakeholders* con los requisitos del sistema planteado.
- El proyecto presentado (Sección 4) define sus componentes de sistema por medio de un análisis de la operación que cumplirían.
- El proyecto presentado (Sección 4) define sus componentes de acuerdo a los requisitos estipulados.
- El proyecto presentado (Sección 4) hasta la Prefase A y fase A no hace uso de procedimientos numéricamente reiterativos.

De acuerdo a lo anterior, se puede observar que el uso de la metodología tradicional representada por las obras de Raymer y Roskam en el proyecto de referencia, es igual de válida en el proceso de diseño de una aeronave dado a que

integra los parámetros más importantes de acuerdo a la mentalidad del diseñador y fabricante, sin embargo, es una metodología que depende de ponderaciones y estimaciones, que en poco grado responden a lo que de verdad los *stakeholder* desean, dado que en muchas ocasiones el *stakeholders* se le es difícil dar sus necesidades concretas para que estas se adapten a parámetros medibles por el diseñador.

Además, se destaca que el análisis de misión es un parámetro de contraste dado a que, en el proyecto de referencia (Sección 5,2), no resalta en su plenitud solo se tiene en cuenta, a la hora de dar un fundamento, sin contar que la desestimación que ocurre en el momento de definir el ciclo de vida en el cual no se tiene claro más allá de lo presentado de una fase B. Estos factores hacen que el uso de la metodología SE, sea una excelente pauta de partida para el diseño industrial de aeronaves.

6.3 Utilización de la SE en el campo académico.

La metodología de ingeniería de sistemas (SE) podría enseñarse de manera pedagógica en el ámbito aeronáutico más específicamente en programas de ingeniería aeronáutica y materias relacionadas al diseño general de sistemas, teniendo en cuenta profesores y personas capacitadas en el tema para su efectivo aprendizaje. Esto se debe a que desde este punto de vista, SE, se puede observar el desempeño que puede lograr en una organización fabricante de aeronaves, lo que conlleva al conocimiento completo del proceso de desarrollo de un producto, avión, planeador, helicóptero, sin dejar atrás el proceso de desarrollo que las organizaciones deben tener para cumplir con las necesidades de un cliente.

Finalmente, otra manera de abordar la ingeniería de sistemas (SE) es dar un enfoque a la proyección del futuro, dado que las metodologías tradicionales se guían aun por libros y contextos antiguos que los de la década actual, es por esta razón, que la metodología de ingeniería de sistemas se convierte una innovación para el diseño en futuros proyectos con todas sus fases de desarrollo y lineamientos para la creación de diseños. Esto se debe a que se debe proyectar al futuro ingeniero desde la normativa que las organizaciones de diseño utilizan,

más no de libros de diseño, que en principio sirven para abordar el tema, pero que no profundizan en las necesidades vigentes del desarrollo de cualquier producto.

6.4 Innovación en el proceso de desarrollo de la metodología SE.

Desde 1999, Airbus ha aplicado con éxito la ingeniería concurrente al diseño de todos los aviones: A380, C295, A400M y A350 con éxito. Pero la ganancia se ha obtenido principalmente en el área de diseño funcional[47]. La metodología de ingeniería de sistemas a través de los años busca nuevas formas de innovación tanto en su producto como en su proceso de desarrollo, en este caso se analizó el proceso de desarrollo del producto (Planeador), donde se evidencia la operación de desarrollo de todo el diseño conceptual y la manera que se fue creado a partir de necesidades de los stakeholders. Por otra parte, las principales ventajas es una reducción dada en el tiempo de entrega de la aeronave, además la validación en su proceso de fabricación y la conformación de un equipo único de diseñadores e ingenieros, dándonos como resultado una innovación en el proceso del desarrollo del producto.

Teniendo en cuenta las fases de la metodología tradicional se puede evidenciar que el proceso de desarrollo se enfoca sobre una línea de base donde se obtiene un análisis estadístico de iteración y ponderaciones dando como resultado que esta metodología no tiene en cuenta las fases de diseño que si se contempla en la metodología de ingeniería de sistemas como lo son el desarrollo de diseño que tiene presente las necesidades sobre las partes interesadas llevando a cabo un orden lógico sobre el diseño conceptual, de esta manera se determina que se puede realizar el diseño conceptual de una aeronave de una manera lógica generando trazabilidad en cada proceso.

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 7

Conclusiones

Este proyecto de grado presentó, en cumplimiento de su objetivo general, la realización de una comparación de la metodología tradicional hecha sobre el diseño preliminar de un planeador, con la aplicación de la metodología dada por la Ingeniería de Sistemas (SE). Convirtiendo este proyecto en un referente en el diseño de aeronaves en el futuro y aportando a la comunidad de la Fundación Universitaria Los Libertadores y en general, un apoyo académico para la interpretación de las metodologías usadas en el mundo de la aviación.

El objetivo general enfocado en la realización de la comparación metodológica entre la tradicional y la SE, se consiguió en el Capítulo 6.

Se determinó positivamente el análisis de los *stakeholder* en el desarrollo de un planeador en forma de ala volante dentro de la metodología de Ingeniería de Sistemas (SE) esto demostrado en la sección 4.1 del Capítulo 4 denominado: “Ingeniería de Sistemas sobre el diseño de un planeador”.

Se generó un diseño conceptual de una aeronave tipo planeador en forma de ala volante realizada por medio de la metodología de Ingeniería de Sistemas (SE), demostrada a lo largo del Capítulo 4 (Secciones 4,1 hasta 4,4,2) denominado: “Ingeniería de Sistemas sobre el diseño de un planeador”.

Se realizó una discusión del uso de la metodología tradicional del “diseño preliminar de un planeador” en frente al uso de la Ingeniería de Sistemas (SE) en el diseño generado, esto evidenciado en el Capítulo 5 llamado “Descripción de la metodología tradicional” y Capítulo 6 llamado “Análisis de resultados”.

Página dejada en blanco intencionalmente

Capítulo 8

Recomendaciones

- ❖ Se recomienda un estudio más profundo que continúe con las siguientes fases de diseño, sin embargo ya no con el objetivo de la comparación metodológica, sino para contemplar todo el desarrollo del planeador.
- ❖ Se recomienda para el semillero AERSYS la postulación para 2021 -2022 de un proyecto institucional que surja desde una iniciativa estudiantil, acompañada con profesores enfocada al diseño de una aeronave ligera desde la perspectiva de la ingeniería de sistemas (SE).

Página dejada en blanco intencionalmente

Referencias

- [1] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Segunda. Washington,DC, 1992.
- [2] J. Roskam, *Airplane Design*, Roskam Avi. Lawrence, Kansas, 1985.
- [3] G. B. Design, “Annual Report 2018-2019,” 2019.
- [4] M. Price, S. Raghunathan, and R. Curran, “An integrated systems engineering approach to aircraft design,” *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 42, no. 4, pp. 331–376, 2006, doi: 10.1016/j.paerosci.2006.11.002.
- [5] A. A. L. RÍOS and A. M. GIRALDO, “DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR EN CONFIGURACIÓN ALA VOLANTE CON CAPACIDAD PARA UNA PERSONA,” *Univ. Pontif. Boliv.*, vol. 8, no. 33, p. 44, 2014.
- [6] M. Guerrero Valenzuela, B. Hernandis Ortuño, and B. Agudo Vicente, “Estudio comparativo de las acciones a considerar en el proceso de diseño conceptual desde la ingeniería y el diseño de productos,” *Ingeniare*, vol. 22, no. 3, pp. 398–411, 2014, doi: 10.4067/S0718-330520140003000010.
- [7] G. M. E. Baena Paz, *Metodología de la Investigación.*, no. 2017. 2017.
- [8] J. R. Wertz *et al.*, *Space mission analysis and design*, Tercera ed., vol. 29, no. 09. London,Boston, Dordrecht, 2005.
- [9] T. Pardessus, “Concurrent Engineering Development and Practices for Aircraft Design At Airbus,” *Ebm 2004 Int. Conf. Eng. Bus. Manag. Vols 1-8*, pp. 1608–1611, 2004.
- [10] M. Sadraey, *Aircraft Design*, vol. 36, no. 1. USA, 1924.
- [11] Steven R.Hirshorn, *NASA System Engineering Handbook Revision 2*. Washington,DC, 2016.
- [12] R. Pressman, *Ingeniería del Software. Un enfoque práctico*. 2002.
- [13] M. Sadraey and N. B. Bertozzi, “Systems engineering approach in aircraft design education; Techniques and challenges,” *ASEE Annu. Conf. Expo. Conf. Proc.*, vol. 122nd ASEE, no. 122nd ASEE Annual Conference and Exposition: Making Value for Society, 2015, doi: 10.18260/p.24790.
- [14] “Normas de certificación | NQA.” <https://www.nqa.com/es-co/certification/standards> (accessed Nov. 22, 2020).
- [15] National Aeronautics and Space Administration, “NASA Systems Engineering Processes and Requirements,” *Npr 7123.1B*, 2013.
- [16] S. Committee, *IEEE Standard for Application and Management of the Systems*

Engineering Process, vol. 1998, no. September. 1998.

- [17] G. LOUREIRO, “A SYSTEMS ENGINEERING AND CONCURRENT ENGINEERING FRAMEWORK FOR THE INTEGRATED DEVELOPMENT OF COMPLEX PRODUCTS,” Loughborough University, 1999.
- [18] J. E. Orduy Rodriguez, “UMA ABORDAGEM ORIENTADA A MODELOS EQUIPAMENTOS EMBARCADOS EM SATÉLITES Dissertação Curso de Mestrado do em Pós-Graduação de Engenharia e Tecnologia Espaciais / Gerenciamento Sistemas Espaciais , orientada pelos Drs . Walter Abrahão dos Santos , e Fabian,” Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2014.
- [19] R. HALLIGAN, “Systems engineering five days course: Chapter 4: Requirements Engineering,” in *Project Performance International*, 2014, p. 816, [Online]. Available:
http://www.inf.ufpr.br/lmpres/2017_2/ci090/aula3/ES_ER_Requirements_Engineering_Chapter4summary.pdf.
- [20] C. S.A, “Acerca de nosotros,” 2019. .
- [21] AeroAndiana, “Acerca de AeroAndina S.A.,” 2004. .
- [22] IbisAircraft, “Nuestra Compañía,” 2011. .
- [23] Antares, “About us,” 2016. .
- [24] Ministerio de Ciencias, “GRUPO DE INVESTIGACIÓN EN DISEÑO, ANÁLISIS Y DESARROLLO DE SISTEMAS DE INGENIERÍA,” 2016. .
- [25] Ministerio de Ciencias, “Grupo de Investigación Aeronáutica,” 2017. .
- [26] Ministerio de Ciencias, “Grupo de Investigacion en Ingenieria Aeroespacial,” 2017. .
- [27] Seccion de Investigación, *Estatuto de Investigación Institucional para la Escuela Militar de Aviación*, Tercera Ed. Cali, 2012.
- [28] Ministerio de Ciencias, “AeroTech,” 2018. .
- [29] Congreso, *DISPOSICIONES GENERALES PARA LOS MODOS DE TRANSPORTE*, vol. 1. Colombia, 1996.
- [30] Fuerza Aerea Colombiana, “Oficina Certificación Aeronáutica de la Defensa,” 2020, [Online]. Available:
https://d2r89ls1uje5rg.cloudfront.net/sites/default/files/presentacion_2020_1.pdf.
- [31] Fundación Universitaria Los Libertadores, “Política institucional de Investigación , creación artística y cultural,” 2017.
- [32] Ministerio de Ciencias, “Sobre Minciencias,” 2020. <https://minciencias.gov.co/ministerio/sobre-minciencias>.

- [33] E. Rojas, “Invitación a presentar propuestas para la ejecución de proyectos de I+D+i orientados,” vol. 1, 2020, [Online]. Available: https://minciencias.gov.co/sites/default/files/upload/convocatoria/terminos_invitacion_proyectos_fac_2020_firmado_erp.pdf.
- [34] E. Rojas, “CONVOCATORIA PROYECTOS DE INVESTIGACIÓN CONJUNTA CON GRUPOS DE INVESTIGACIÓN DEL ESTADO DE SÃO PAULO (FAPESP),” vol. 1, 2020.
- [35] Emavi, “Conózcenos Emavi,” 2020. <https://www.fac.mil.co/emavi/conozcanos-emavi>.
- [36] Aeroclub de Colombia, “Quienes Somos,” 2020. <https://www.aeroclubdecolombia.com/quienes-somos>.
- [37] Federación de deportes aereos, “Nosotros,” 2020. <http://fedeaereos.org/>.
- [38] L. Lopes Costa, “PROCESSO DE REFERÊNCIA PARA O DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DE SISTEMAS DE PICO E NANOSATÉLITES,” INPE, 2015.
- [39] F. C. Gentner, P. S. Best, and P. H. Cunningham, “Sources of Measures of Effectiveness (MOEs) for Assessing Human Performance in Aeronautical Systems Approved for Public Release i J ^ « ^ i « TM i (\ TXT ~ Q q - Qfl- X ^ TD,” 2014.
- [40] G. L. Balistreri, Alexandre, D. Alessander Nono, I. P. Rodrigues, J . E. Orduy Rodriguez, R. S. Soler Chisabas, “Concepts of System Engineering applied to a Space Mission for Space Transportation,” 2014.
- [41] IDEF, “Familia de Métodos IDEF,” 2020. <https://www.idef.com/>.
- [42] K & L Soaring, “The SGS 2-33 Sailplane (Flight-Erection-Maintenace).” Cayuta, pp. 1–36, 2014.
- [43] NASA, *NAS SYSTEM ENGINEERING MANUAL SECTION*, 3.1 Editio. 2006.
- [44] J. López García, “LA ORGANIZACIÓN DEL TRABAJO,” pp. 1–63, 2010.
- [45] S. Chiesa, M. Fioriti, and N. Viol, “Methodology for an Integrated Definition of a System and Its Subsystems: The Case-Study of an Airplane and Its Subsystems”,” *Syst. Eng. - Pract. Theory*, 2012, doi: 10.5772/34453.
- [46] Federal Aviation Administration, *Glider Flying Handbook*. 2003.
- [47] F. Mas, J. L. Menéndez, M. Oliva, and J. Ríos, “Collaborative engineering: An airbus case study,” *Procedia Eng.*, vol. 63, pp. 336–345, 2013, doi: 10.1016/j.proeng.2013.08.180.