



**ESPE**  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y  
MECÁNICA**

**CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO  
DE INGENIERO MECATRÓNICO**

**“INTEGRACIÓN Y CONSTRUCCIÓN DE UN SIMULADOR DE  
DESORIENTACIÓN ESPACIAL DE 4GDL”**

**AUTORES:**

**PÉREZ BÁEZ ESTEBAN SANTIAGO**

**SERRANO MORÁN ESTEBAN XAVIER**

**DIRECTOR: ING. ESCOBAR CARVAJAL LUIS FERNANDO**

**SANGOLQUÍ, ECUADOR**

**2019**



# ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

## CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “ **INTEGRACIÓN Y CONTRUCCIÓN DE UN SIMULADOR DE DESORIENTACIÓN ESPACIAL DE 4 GDL**”, fue realizado por los señores **PÉREZ BÁEZ ESTEBAN SANTIAGO** y **SERRANO MORÁN ESTEBAN XAVIER**, el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustenten públicamente.

Sangolqui, 24 de enero de 2019

ING. LUIS FERNANDO ESCOBAR CARVAJAL

DIRECTOR



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**

**CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

### **AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Nosotros, **PÉREZ BÁEZ ESTEBAN SANTIAGO**, con cédula de identidad N° **1003317201** y **SERRANO MORÁN ESTEBAN XAVIER**, con cédula de identidad N° **1716111560**, declaramos que este trabajo de titulación **"INTEGRACIÓN Y CONTRUCCIÓN DE UN SIMULADOR DE DESORIENTACIÓN ESPACIAL DE 4 GDL"** es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Sangolquí, 24 de enero de 2019



**PEREZ BÁEZ ESTEBAN SANTIAGO**

Ci: 1003317201



**SERRANO MORÁN ESTEBAN XAVIER**

Ci: 1716111560



**ESPE**  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA**

**CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

### **AUTORIZACIÓN**

Nosotros, **PÉREZ BÁEZ ESTEBAN SANTIAGO**, con cédula de identidad N° **1003317201** y **SERRANO MORÁN ESTEBAN XAVIER**, con cédula de identidad N° **1716111560**, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la Institución el presente trabajo de titulación. ***"INTEGRACIÓN Y CONTRUCCIÓN DE UN SIMULADOR DE DESORIENTACIÓN ESPACIAL DE 4 GDL"*** cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra autoría y responsabilidad.

Sangolquí, 24 de enero de 2019

PEREZ BÁEZ ESTEBAN SANTIAGO

CI: 1003317201

SERRANO MORÁN ESTEBAN XAVIER

CI: 1716111560

## DEDICATORIA

A mis padres, quienes han sido mi motivación y guía en cada momento de mi vida. A mis hermanos, Andrés, de quien he tenido un modelo a seguir, Mateo y Martín, para quienes a su vez debo ser un buen ejemplo. A Ambar G., por quien he puesto mucho esfuerzo y dedicación en este proyecto. A mis amigos, compañeros y profesores que siempre han creído en mi. Les dedico este trabajo, el esfuerzo y sacrificio que en el he puesto durante el proyecto y durante el transcurso de la carrera y espero nunca defraudarlos, a ustedes a mi, mis sueños y metas.

*Esteban Pérez*

A mi abuelito, el cual me dio su apoyo incondicional desde el inicio de la carrera y ha sido mi modelo a seguir, ahora ve mis logros desde el cielo como un angel. A mis padres que siempre me motivaron a seguir mis sueños y a enfocarme en las metas que me propongo. A todos los futuros ingenieros mecatrónicos, que este trabajo sea inspiración para seguir haciendo que este país avance. Les dedico este trabajo que demuestra todo el esfuerzo que realice para cumplir uno de los escalones del sueño que estoy construyendo.

*Esteban Serrano*

## **AGRADECIMIENTO**

Quiero agradecer a Dios, por permitir que este trabajo y su exitosa culminación hayan sido parte de su voluntad. A mis padres por haberme enseñado el valor del conocimiento y la formación académica en una vida equilibrada, por inculcar en mi el pensamiento de que una persona íntegra tiene que ser tan bueno para estudiar como para divertirse y cuidar de si mismo y su salud, haberme apoyado en el camino de formación, en las decisiones que he tomado y en las responsabilidades que han representado cursar esta carrera. A mis hermanos, por ser la motivación y un gran factor de equilibrio durante la vida académica. A Ambar G., un apoyo incondicional y símbolo de amor, compañía, respeto, ejemplo y motivación durante el período universitario. Agradezco también a todos los integrantes del proyecto de investigación del CICTE y de manera especial al tutor del trabajo de titulación Ing. Luis Escobar, al Capitán, Ing. Santiago Chamorro y a mi compañero de Tesis Esteban Serrano por su apoyo y dedicación en el proyecto.

*Esteban Pérez*

Quiero agradecer a mis padres por todo el esfuerzo que realizaron para que yo pueda estudiar y seguir un camino en el que pueda cumplir todos mis sueños. A mi hermano, que me acompañó en todas las malas noches y me alentaba a seguir adelante con todos los problemas que me encontraba. A mis amigos los cuales me apoyaron en cada paso de este proceso y siempre supieron como darme animos para seguir adelante. A mi compañero de tesis, Esteban, que puso todo su empeño y dedicacion para que este proyecto se realice con éxito. A todas las personas que integraron el proyecto de investigación en el CICTE, en especial al capitán Ing. Santiago Chamorro y a nuestro director de trabajo de titulación Ing. Luis Escobar, los cuales fueron grandes mentores en todo este proceso.

*Esteban Serrano*

## ÍNDICE DE CONTENIDO

<b>CERTIFICACIÓN</b> .....	<b>i</b>
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD</b> .....	<b>ii</b>
<b>AUTORIZACIÓN</b> .....	<b>iii</b>
<b>DEDICATORIA</b> .....	<b>iv</b>
<b>AGRADECIMIENTO</b> .....	<b>v</b>
<b>ÍNDICE DE CONTENIDO</b> .....	<b>vii</b>
<b>ÍNDICE DE TABLAS</b> .....	<b>xi</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS</b> .....	<b>xii</b>
<b>RESUMEN</b> .....	<b>xiii</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>xiv</b>
<b>CAPÍTULO 1. GENERALIDADES</b> .....	<b>1</b>
1.1 Presentación.....	1
1.2 Definición del Problema.....	2
1.3 Justificación e Importancia .....	4
1.4 Área de Influencia.....	5
1.5 Objetivos.....	6
1.5.1 Objetivo General .....	6
1.5.2 Objetivos Específicos.....	6
1.6 Alcance del Proyecto .....	7
1.6.1 Componentes Mecánicos.....	7
1.6.2 Componentes Electrónicos/Eléctricos.....	7
1.6.3 Componentes del Sistema de control .....	8
1.6.4 Software para Implementación, análisis y simulación .....	9



1.7 Estructura del Documento .....	10
<b>CAPÍTULO 2. INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>12</b>
2.1 Ilusiones Requeridas para el Simulador .....	12
2.2 Simuladores de Desorientación Espacial .....	13
2.2.1 Patente US4710128 A .....	13
2.2.2 Patente US3436841 A .....	15
2.3 Mecanismos de Cadena Cerrada .....	18
2.3.1 Complejidad Cinemática .....	20
2.3.2 Cinemática Inversa .....	21
2.4 SISTEMAS DE CONTROL .....	22
2.4.1 Definición .....	22
2.4.2 Identificación de Sistemas .....	23
2.4.2.1 Identificación mediante respuesta ante entrada escalón.....	24
2.4.2.2 Identificación de Sistemas de Segundo Orden.....	24
2.4.3 Controladores PID.....	26
2.4.3 Sintonización de Controladores .....	28
2.4.4 Transformación de Control Continuo a Discreto .....	30
<b>CAPÍTULO 3. DISEÑO MECATRÓNICO .....</b>	<b>31</b>
3.1 Subsistema Mecánico.....	31
3.1.1 Explicación del Diseño .....	31
3.1.2 Cinemática Inversa del Mecanismo .....	33
3.2 Subsistema Informático .....	38
3.2.1 Explicación del Simulador de Vuelo Virtual.....	38
3.2.2 Adquisición de Datos .....	39

3.3 Integración de Subsistemas .....	40
3.3.1 Diseño de Software .....	40
<b>CAPÍTULO 4. PRUEBAS Y RESULTADOS .....</b>	<b>42</b>
4.1 Pruebas y Resultados de los Componentes Eléctricos .....	42
4.1.1 Prueba del Conector Rotatorio .....	42
4.1.2 Prueba del Motor Eléctrico con Carga .....	44
4.1.2.1 Voltaje en las Bobinas .....	44
4.1.2.2 Corriente por Fase en Operación .....	44
4.1.2.3 Variaciones de Temperatura .....	45
4.1.3 Prueba de Arranque y paro del Sistema Eléctrico.....	47
4.1.4 Prueba de Paros de Emergencia .....	47
4.2 Pruebas de Temperatura de Fluído Hidráulico .....	48
4.3 Pruebas y Resultados de los Componentes Electrónicos. ....	49
4.3.1 Pruebas de la Etapa de Electrónica de Potencia .....	49
4.3.1.1 Temperatura en Etapa de Potencia .....	50
4.3.1.2 Medición de Voltaje .....	50
4.3.2 Pruebas de Comunicación en la Red.....	51
4.3.3 Pruebas de Lectura de Señales de Sensores .....	52
4.3.3.1 Sensor de distancia .....	52
4.3.3.2 Sensor inductivo .....	54
4.3.4 Pruebas de Funcionamiento de las PCBs Construidas.....	54
4.3.4.1 Pruebas de Continuidad .....	55
4.3.4.2 Medición de Voltajes .....	55
4.3.4.3 Pruebas de funcionamiento en planta .....	56

4.4 Pruebas y Resultados de Controladores.....	57
4.4.1 Pruebas y Resultados Controlador Sistema de Desplazamiento Lineal ....	57
4.4.2 Pruebas y Resultados Controlador Sistema de Rotación .....	58
4.5 Pruebas y Resultados de Cinemática Inversa .....	59
4.6 Pruebas y Resultados de las Ilusiones Propuestas .....	60
4.7 Conclusiones y Recomendaciones.....	63
4.7.1 Conclusiones .....	63
4.7.2 Recomendaciones .....	64
<b>Bibliografía .....</b>	<b>65</b>

## ÍNDICE DE TABLAS

<b>Tabla 1.</b> <i>Tabla explicativa de las posibles ilusiones que siente un piloto al volar.</i>	12
<b>Tabla 2.</b> <i>Variación de la Temperatura del Anillo en el Tiempo</i>	43
<b>Tabla 3.</b> <i>Variación de la Corriente del Motor en el Tiempo</i>	45
<b>Tabla 4.</b> <i>Variación de Temperatura del Motor en el tiempo</i>	45
<b>Tabla 5.</b> <i>Estimación de Temperatura del Motor en el tiempo</i>	47
<b>Tabla 6.</b> <i>Variación de Temperatura del fluido hidráulico en el tiempo</i>	48
<b>Tabla 7.</b> <i>Valores de prueba de Etapa de Potencia</i>	50
<b>Tabla 8.</b> <i>Direcciones IP para elementos de la red local</i>	51
<b>Tabla 9.</b> <i>Lecturas de Voltaje y Errores, sensor de distancia No. 1</i>	53
<b>Tabla 10.</b> <i>Lecturas de Voltaje y Errores, sensor de distancia No. 2</i>	53
<b>Tabla 11.</b> <i>Lecturas de Voltaje y Errores, sensor de distancia No. 3</i>	54
<b>Tabla 12.</b> <i>Valores de distancias medidas en la plataforma.</i>	57
<b>Tabla 13.</b> <i>Valores velocidades motor hidráulico.</i>	58
<b>Tabla 14.</b> <i>Valores posición angular para modelo de cinemática inversa.</i>	59
<b>Tabla 15.</b> <i>Valores corregidos en programación para Pitch</i>	60
<b>Tabla 16.</b> <i>Parámetros requeridos para ilusiones</i>	61

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1.</b> Simulador Actual.....	3
<b>Figura 2.</b> Control actual de elementos hidráulicos .....	3
<b>Figura 3.</b> Diagrama de componentes mecánicos del proyecto .....	7
<b>Figura 4.</b> Diagrama de componentes eléctricos del proyecto .....	8
<b>Figura 5.</b> Diagrama de componentes de control del proyecto.....	9
<b>Figura 6.</b> Diagrama de componentes informáticos del proyecto .....	9
<b>Figura 7.</b> Apariencia física del simulador (arriba) y de la consola de control (abajo)	15
<b>Figura 8.</b> Ilustración conceptual del dispositivo en perspectiva .....	16
<b>Figura 9.</b> Mecanismo de 5 barras .....	18
<b>Figura 10.</b> Mecanismos de cadena cerrada (a) Cuatro barras (b) Mecanismo Manivela-Corredera .....	18
<b>Figura 11.</b> Mecanismos Paralelos.....	19
<b>Figura 12.</b> Representación de un sistema de control.....	23
<b>Figura 13.</b> Respuesta planta estándar de segundo orden .....	25
<b>Figura 14.</b> Representación de diagrama de bloques de un controlador PID .....	26
<b>Figura 15.</b> Diseño de la Estructura Mecánica del Prototipo .....	32
<b>Figura 16.</b> Diagrama esquemático del sistema correspondiente a la plataforma de Stewart Gough utilizada, con tres GDL .....	33
<b>Figura 17.</b> Diagrama esquemático independiente de plataformas inferior (izquierda) y superior (derecha) .....	34
<b>Figura 18.</b> Diagrama esquemático del sistema correspondiente a la plataforma de Stewart Gough utilizada con base rotacional sin límite. ....	38
<b>Figura 19.</b> Arquitectura de Transmisión de Información .....	39
<b>Figura 20.</b> Regresión lineal para los valores de variación de Temperatura del Anillo	44
<b>Figura 21.</b> Regresión lineal para los valores de variación de Temperatura del Motor	46
<b>Figura 22.</b> Prueba de conexión de red local vía ping .....	52
<b>Figura 23.</b> Voltajes en bornes de PCBs para pistones .....	56
<b>Figura 24.</b> Voltajes en bornes de PCBs para motor.....	56

## **RESUMEN**

Las reacciones de un piloto frente a situaciones de emergencia en las que la navegación depende de sus sentidos y orientación son extremadamente importantes y difíciles de entrenar. La desorientación espacial es la pérdida súbita de las capacidades de un piloto para percibir su posición lineal y angular en el espacio. El trabajo presente se enfoca en la implementación y construcción de un simulador de desorientación espacial, que es el siguiente avance para el entrenamiento controlado de vuelo en el cual pudieran aparecer las ilusiones antes mencionadas. Todo el proceso se basó en la norma para sistemas mecatrónicos VDI 2206, la cual habla sobre diseño concurrente. El trabajo realizado en este proyecto está compuesto por: la implementación del sistema hidráulico requerido para el movimiento de la plataforma, el diseño y programación de controladores para obtener un funcionamiento estable de los actuadores lineales y rotacionales, y finalmente la comunicación entre el software de simulación y los distintos componentes electrónicos del sistema. La evaluación de sistema se enfocó en comprobar los criterios de pilotos experimentados, confirmando así si las ilusiones implementadas son capaces de simular la desorientación espacial. Este es el primer prototipo de esta magnitud implementado en el país y tienen un campo de investigación amplio para continuar.

### **PALABRAS CLAVE:**

- **DESORIENTACIÓN ESPACIAL**
- **ILUSIONES**
- **SIMULACIÓN**
- **SISTEMA HIDRÁULICO**

## **ABSTRACT**

Pilot's reactions in emergency situations where navigation depends on their senses and spatial orientation, are extremely important and difficult to train. Spatial disorientation is the sudden loss of a pilot's abilities to perceive their linear and angular position in space. The present work focuses on the implementation and construction of a spatial disorientation simulator, which is the next advance for controlled flight training in which the illusions that involve disorientation could appear. The entire process was based on the VDI 2206 mechatronic system standard, which talks about concurrent design. The work carried out in this project is composed of: the implementation of the hydraulic system required for the movement of the platform, the design and programming of controllers to obtain a stable operation of the linear and rotational actuators, and finally the communication between the simulation software and the different electronic components of the system. The system evaluation focused on checking the criteria of experienced pilots, thus confirming whether the illusions implemented can simulate spatial disorientation. This is the first prototype of this magnitude implemented in the country and they have a wide research field to continue.

### **KEYWORDS:**

- **SPATIAL DISORIENTATION**
- **ILLUSIONS**
- **SIMULATION**
- **HYDRAULIC SYSTEM**

## **CAPÍTULO 1. GENERALIDADES**

### **1.1 Presentación**

Según la Sociedad Española de Medicina Aeroespacial (SEMA), la desorientación espacial es un fenómeno que ocurre como consecuencia de una incorrecta apreciación de la posición, movimiento u orientación con respecto a los tres planos del espacio. Como consecuencia puede llevar al piloto a una incapacidad para apreciar correctamente su posición y movimiento relativo con respecto al centro de la tierra (SEMA, 2009). Esta desorientación es un problema activo y muy peligroso al momento de encontrarse al mando de una aeronave que se encuentre en combate o en vuelo con condiciones desfavorables.

Los sistemas humanos más afectados por estos efectos son: sistema vestibular, sistema somato sensorial y el sistema visual. Siendo las principales causas de la generación de estos síntomas los efectos por gravedad (aceleración lineal) y los efectos por giro (aceleración angular). Estas aceleraciones hacen creer a los sistemas mencionados que se encuentran en condiciones ajenas a las que en realidad están sucediendo. (Vega, 2016)



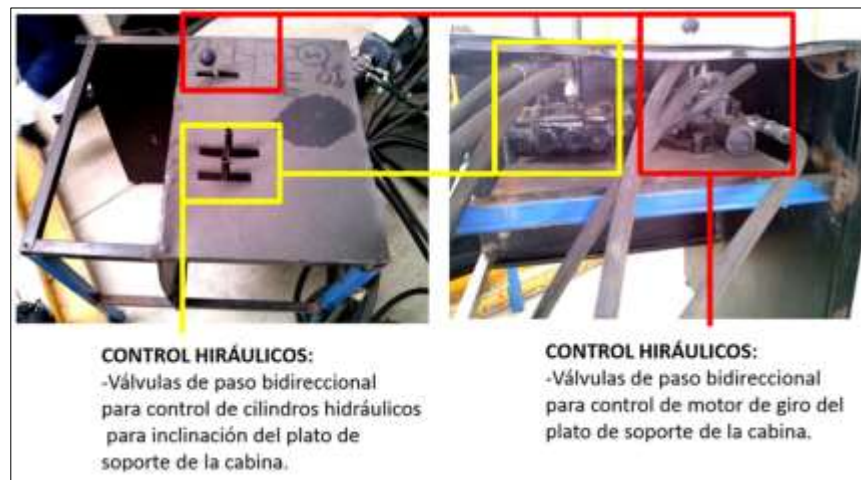
## 1.2 Definición del Problema

Actualmente existen entrenamientos destinados a pilotos en los cuales se les enseña a reaccionar de maneras específicas ante estos estímulos y se los prepara para distinguir cuando se encuentran en estas situaciones de peligro (SEMA, 2009). El problema de estos entrenamientos es que se requiere de máquinas complejas que permitan simular las aceleraciones que ocurren en una aeronave sin que esta se mueva. En Ecuador no existe ninguna máquina o empresa que ofrezca este servicio de entrenamiento y por lo tanto el ejército ecuatoriano se ve obligado a enviar a sus pilotos a entrenarse en el extranjero, lo cual implica un costo elevado al país para poder entrenar un número considerable de pilotos.

Hasta el momento la armada dispone de un simulador precario que no realiza control de las variables mencionadas para lograr los efectos de desorientación espacial, este cuenta con dos pistones hidráulicos que le brindan 2 inclinaciones (en aviación: roll y pitch) y un motor hidráulico para la rotación del sistema (yaw), además carece de un simulador virtual, no posee audio, video, comunicación, luces o control desde la cabina (Ver Figura 1); el control de los pistones es manual y se lo realiza con mandos manuales como se muestra en la Figura 2. Esto no es suficiente para lograr el efecto deseado de desorientación espacial ya que no permite tener un control específico de las ilusiones que se deben obtener con estos movimientos.



**Figura 1.** Simulador Actual



**Figura 2.** Control actual de elementos hidráulicos

### **1.3 Justificación e Importancia**

Las reacciones de un piloto frente a situaciones de emergencia en las que la navegación depende de sus sentidos y orientación son extremadamente importantes y difíciles de entrenar. Hasta el momento el Ecuador no cuenta con simuladores adecuados para lograr este objetivo, por lo que se ve obligado a enviar a sus pilotos a ser preparados fuera del país, lo cual limita abruptamente su capacidad formativa, como fue mencionado anteriormente.

La escuela de vuelo de la Marina invierte actualmente altas sumas de dinero por piloto para el entrenamiento en el exterior relacionado con la desorientación espacial, en simuladores especializados de vuelo.

De acuerdo con el estado actual de la máquina disponible, todo el proceso de simulación de desorientación espacial es realizado de manera puramente manual e hidráulica, sin lazos de control (sin retroalimentación). Se identificó la oportunidad de una investigación local destinada al diseño y construcción de un sistema mecatrónico simulador automatizado cuyos subsistemas sean desarrollados en el país y sobre los cuales se pueda trabajar en posteriores mejoras y adaptaciones de acuerdo con los requisitos de los profesionales entendidos en el tema (pilotos de aeronaves).

Uno de los aportes que esta investigación procura satisfacer es la utilización de la mayor cantidad posible de software y hardware abierto (libre) debido a que esto permitirá futuro desarrollo y expansión de esta plataforma en su diseño como primer prototipo.

El aporte científico que se plantea en este proyecto de investigación es el análisis de la plataforma de Stewart Gough considerando un grado de libertad adicional de rotación (yaw), aumentando así los grados de libertad a cuatro para la resolución del sistema.

La extensión del tema mencionado hace que sea indispensable separarlo en módulos por áreas específicas de conocimiento como se detalla más adelante en la descripción del proyecto. Para la conjugación de las distintas áreas y el alcance del objetivo principal del proyecto global es necesario la implementación de un sistema de control que dependa de una adecuada instrumentación y permita la correcta integración y funcionamiento conjunto.

#### **1.4 Área de Influencia**

El simulador de desorientación espacial impacta directamente a toda la comunidad de aviación del país, otorgando un mayor enfoque a la escuela de aviación de la marina. Debido al enfoque que concede el Centro de Investigación Científica y Tecnológica del Ejército (CICTE), se considera que un área que se ve afectada directamente es la seguridad del país y su capacidad de reaccionar ante posibles amenazas. De manera indirecta, es posible que en un futuro la escuela de vuelo de la Marina otorgue facilidades para que aerolíneas comerciales ecuatorianas puedan realizar este tipo de capacitación a sus pilotos.

## **1.5 Objetivos**

### ***1.5.1 Objetivo General***

Integrar y construir un simulador de desorientación espacial de cuatro grados de libertad

### ***1.5.2 Objetivos Específicos***

Implementar el sistema hidráulico controlado por actuadores utilizando los elementos disponibles, producto de trabajos preliminares, para obtener los movimientos deseados en la cabina.

Diseñar los controladores requeridos para obtener las posiciones deseadas de la cabina.

Instrumentar el sistema con el uso de sensores para obtener las mediciones de las variables relacionadas con los actuadores hidráulicos.

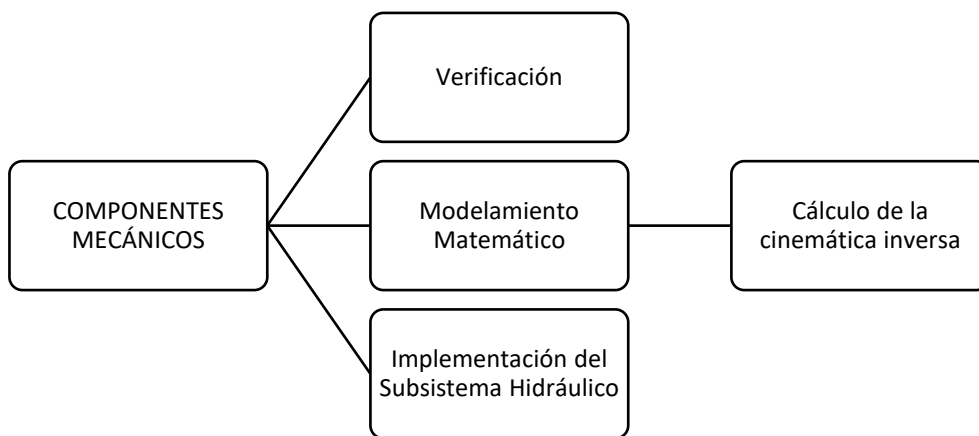
Implementar los controladores en los distintos actuadores, mediante circuitos integrados, para poder manipular las variables requeridas del simulador.

Comunicar el software de simulación con el módulo de control mediante protocolos de comunicación estándar para obtener la integración de los sistemas.

## 1.6 Alcance del Proyecto

### 1.6.1 Componentes Mecánicos

- Verificación del diseño mecánico elaborado por un especialista responsable de esa área en el proyecto CICTE.
- Modelamiento matemático.
- Cálculo de la cinemática inversa.
- Implementación del Subsistema Hidráulico

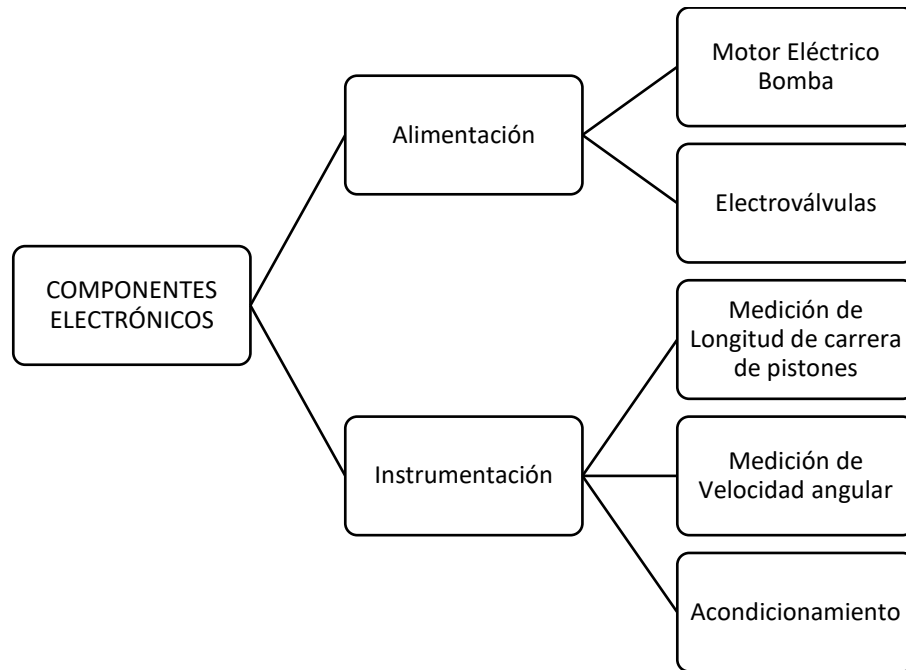


**Figura 3.** Diagrama de componentes mecánicos del proyecto

### 1.6.2 Componentes Electrónicos/Eléctricos

- Instrumentación para medición de longitud de pistones y velocidad angular de la cabina
- Acondicionamiento de Válvulas hidráulicas direccionales y proporcionales

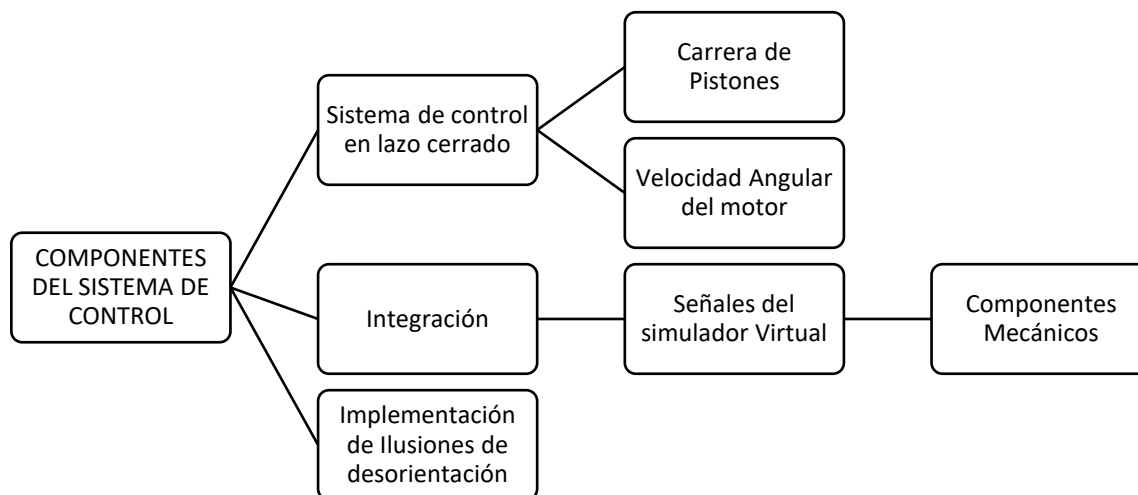
- Implementación de los controladores mediante circuitos que permitan el control de los distintos actuadores.



**Figura 4.** Diagrama de componentes eléctricos del proyecto

### **1.6.3 Componentes del Sistema de control**

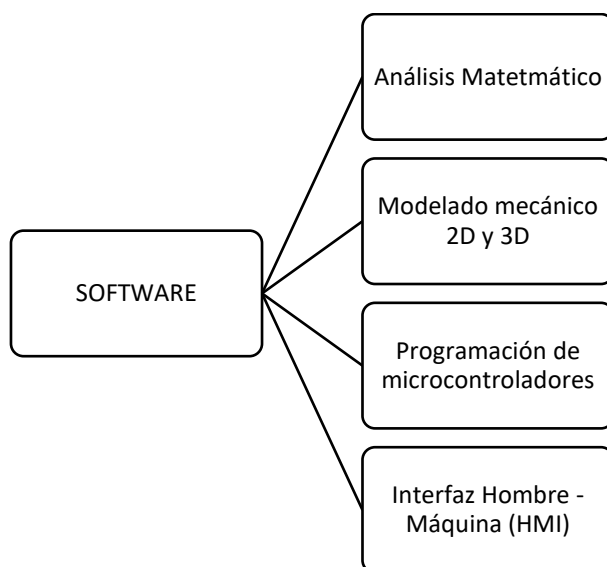
- Sistema de control en lazo cerrado de la carrera de pistones
- Sistema de control en lazo cerrado de la velocidad angular del motor
- Integración de señales del simulador con los distintos lazos de control
- Implementación de un conjunto de ilusiones requeridas para poder causar desorientación.



**Figura 5.** Diagrama de componentes de control del proyecto

#### **1.6.4 Software para Implementación, análisis y simulación**

- Software de análisis matemático
- Software para modelado mecánico en 2D y 3D
- Software para programación de microcontroladores



**Figura 6.** Diagrama de componentes informáticos del proyecto



## 1.7 Estructura del Documento

El presente documento está conformado de cinco capítulos que detallan todo el proceso realizado desde la investigación del tema, hasta la implementación y los resultados obtenidos del mismo. La estructura de la cual se conformó en base a la norma de diseño VDI 2206 la cual hace referencia al proceso de diseño mecatrónico para cualquier proyecto.

El capítulo 1, correspondiente a generalidades, se enfoca en explicar de manera clara todo el proyecto planteado, iniciando desde la definición del problema, continuando por su justificación y todas las áreas de ingeniería que se requieren para su implementación. Adicionalmente, este capítulo limita los resultados que se desean obtener después de lograr la integración del sistema y el alcance que este proyecto posee.

El capítulo 2, la introducción, especifica las ilusiones de desorientación que existen para el entrenamiento y limita cuales se van a poder realizar en el proyecto. La introducción también incluye la información necesaria de la investigación previa para poder realizar todos los objetivos específicos planteados en el capítulo 1.

El diseño mecatrónico se encuentra descrito en el capítulo 3, el cual separa el proyecto en tres subsistemas por dominios como lo recomienda la norma VDI 2206: subsistema mecánico, subsistema informático y subsistema de control; y concluyendo con la integración de los mismos. Dentro del subsistema mecánico se describe la explicación del diseño y la cinemática de la plataforma. El subsistema informático describe de manera breve el software diseñado para la simulación de vuelos y la adquisición de datos que se va a utilizar para implementar el sistema de control. El subsistema de control habla de

todo el modelamiento y cálculos requeridos para realizar el control de los actuadores del sistema. Finalmente, se habla del diseño de la estructura de software requerida para integrar todos estos sistemas de una forma correcta y segura.

Dentro del capítulo 4 se encuentra descrito con detalle el tanto el dimensionamiento de los componentes relacionados a este trabajo de investigación, como la implementación de todos los subsistemas mencionados anteriormente en el capítulo 3. También se puede observar una revisión de los trabajos preliminares desarrollados en este tema.

Para concluir todo el proceso, en el capítulo 5 se encuentran descritas las pruebas y resultados, para confirmar la funcionalidad del simulador y obtener las limitaciones de este; de donde se puede recalcar la participación de un piloto miembro de la Escuela de Aviación de la Marina en el proceso de pruebas de ilusiones y vuelo libre.

## CAPÍTULO 2. INTRODUCCIÓN

### 2.1 Ilusiones Requeridas para el Simulador

El simulador de desorientación espacial debe ser capaz de recrear ciertas condiciones, con el enfoque en obtener resultados de desorientación adecuados para el entrenamiento en pilotos. En la Tabla 1 se puede observar detalladamente las condiciones de vuelo necesarias para realizar las ilusiones de desorientación.

**Tabla 1.**

*Tabla explicativa de las posibles ilusiones que siente un piloto al volar.*

<b>Ilusión / Escenario</b>	<b>Inicio Aeronave</b>	<b>Inclinación</b>	<b>Velocidad</b>
Ladeo o Lean	Vuelo recto y nivelado	1° a 2.5° al lado izquierdo o derecho	De 100 a 105 nudos
Barrena o spin	En ascenso 20° o máximo 30°	Bajar la nariz a 20° máximo 30° con un giro a la izquierda o derecha de 15° a 20° de inclinación alar, dará cuatro vueltas completas de 360° (aprox 1.4 rad/s)	Inicial de 85 nudos bajando progresivamente hasta 35 nudos, la velocidad en las vueltas máxima 160 nudos
Efecto Coriolis	Vuelo recto y nivelado	Alar de 30° a 45° y después giro de 360° a 3°/s o 4.5°/s	De 100 a 105 nudos
Ilusiones Somatográficas	Posición de Despegue para vuelo nocturno	De 6° a 8° nariz arriba	Despegue de 60 nudos
Ilusiones de Pista	Descenso para aterrizaje	3° en descenso	70 nudos
Hoyo negro	Descenso para aterrizaje en la noche	Primero de una posición de 5° sigue a -3° en descenso	70 nudos
Falta de visión central	Vuelo recto y nivelado	No aplica	De 100 a 105 nudos
Ilusión por vección	Vuelo recto y nivelado	No aplica	De 100 a 105 nudos
Ilusión por horizonte falso	Vuelo recto y nivelado	No aplica	De 100 a 105 nudos

Dentro de la implementación del conjunto de ilusiones, se planea intentar simular el mayor número posible de escenarios los cuales se presentan en la Tabla 1.

## **2.2 Simuladores de Desorientación Espacial**

### **2.2.1 Patente US4710128 A**

En 1984 se presentó una patente con el título *Entrenador de desorientación espacial-simulador de vuelo*, que tiene información detallada sobre la mecánica y el control de la máquina. Esta patente habla sobre el control de una cabina de pilotaje en tres ejes de control independiente (roll, pitch y yaw) y un eje central planetario para controlar la rotación, todo controlado por un ordenador remoto.

La especificación de esta máquina es la siguiente:

- 2g's fuerza centrípeta máxima ejercida sobre el piloto
- Velocidad de rotación mínima de 0,5 °/seg.
- Velocidad máxima de 200 °/seg.
- 360 ° de libertad para la rotación de la cabina

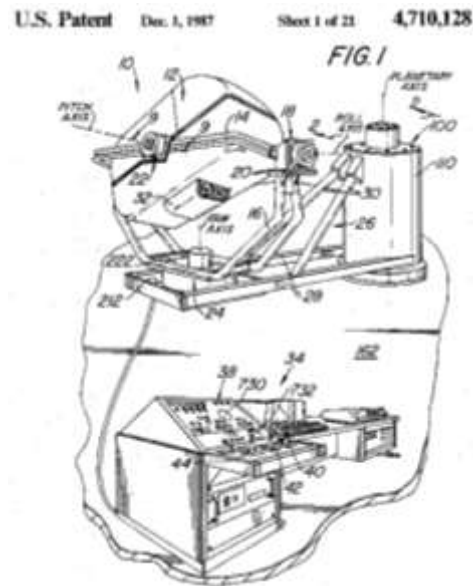
Estas especificaciones permiten la creación de múltiples efectos de desorientación que se producen en muchos aviones de alto rendimiento, tales como jets. Los efectos principales son: somatogyral (sensación falsa de la rotación) y somatogravica (sensación falsa de la inclinación debido a la aceleración lineal) ilusiones, y efectos Coriolis. Gracias a la libertad de rotación de 360°, las ilusiones somatogyral y somatogravica se pueden

sostener por un tiempo indefinido. (United States of America Patent No. US4710128 A, 1984)

Las principales reivindicaciones de esta patente son las siguientes:

- Habrá una cabina para el piloto o aprendiz
- Medio de montaje de dicha cabina al sistema de roll, pitch y yaw independiente.
- Medios mecánicos para mover los ejes del rodillo, del cabeceo, del desvío y de la rotación, con control de velocidad del umbral.
- Medios de controlar la máquina desde el interior de la cabina por un aprendiz
- Control independiente del operador de toda la máquina, con una consola para generar las diferentes ilusiones y velocidades.
- Simulación de los sensores dentro de la cabina para que el piloto Lea la información real del vuelo simulado, dichos sensores son controlados por la simulación de vuelo.
- Parada de emergencia.
- La capacidad de tener un factor aleatorio en cualquier eje o ilusión creada para simular turbulencias.
- El uso de un conjunto de anillo corredizo para la interconexión de la consola con la máquina giratoria. (United States of America Patent No. US4710128 A, 1984)

En la Figura 7 podemos ver una visión más detallada de la construcción física de la patente.



**Figura 7.** Apariencia física del simulador (arriba) y de la consola de control (abajo)

Fuente: (*United States of America Patent No. US4710128 A, 1984*)

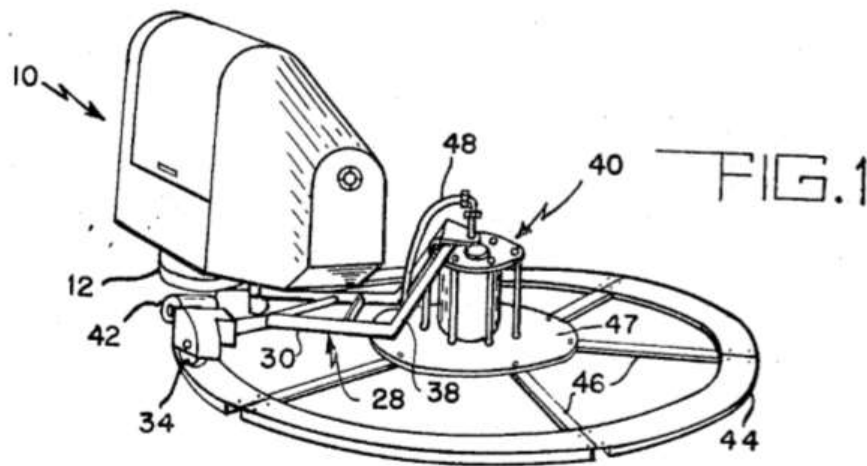
### **2.2.2 Patente US3436841 A**

En 1969 un grupo de científicos de la fuerza aérea presentó la patente 3436841 a la Oficina de Patentes de los Estados Unidos (US Patent Office) con el modelo de nombre “Disorientation Device” (Dispositivo de desorientación) en el cual es posible encontrar una descripción del objetivo de la invención.

De aquel documento es posible extraer las siguientes características del modelo:

- La invención tenía solo fines gubernamentales y no comerciales.
- Era un diseño de un dispositivo portátil para crear ilusiones de desorientación espacial con fines de entrenamiento.

- El objetivo era proporcionar una máquina simplificada en la que se pudieran reproducir todas las experiencias de aire.
- El dispositivo tenía que ser fácilmente desmontable y también fácil de montar en ubicaciones convenientes.



**Figura 8.** Ilustración conceptual del dispositivo en perspectiva

Fuente: ( San Rafael, Calif. Patent No. 3,436,841 , 1969)

Descripción del dispositivo ( San Rafael, Calif. Patent No. 3,436,841 , 1969):

- El simulador de desorientación espacial combina los principios de la silla Barany y una centrífuga de bajo rendimiento. Se presenta una cabina que simula la de una nave espacial o aeronave, montada en una plataforma. Esta plataforma con la cabina se puede girar 360 ° alrededor de un eje vertical a velocidades desde cero hasta 10 rpm para cumplir con los propósitos de la máquina.

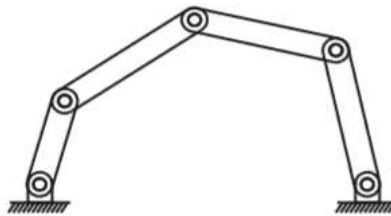
- La plataforma giratoria es capaz de inclinarse alrededor del eje longitudinal en  $15^\circ$  en cualquier dirección con el pivote.
- El grado de inclinación se muestra con una mano indicadora montada rígidamente en el pivote, e indicando el grado de inclinación en un bloque de báscula estacionario.
- El movimiento de la cabina sobre su eje lateral se logra manteniendo la inclinación y girando la plataforma giratoria para que la cabina quede perpendicular al plano de la inclinación. Al mismo tiempo que se realizan estos movimientos de la cabina, toda la plataforma puede viajar sobre una trayectoria circular.
- El motor opera la plataforma giratoria a través de un sistema de reducción convencional con una polea y correa. El motor puede ser un motor 110AC estándar.
- El interior de la cabina está diseñado para simular la cabina de un avión o una nave espacial. Disponible para el aprendiz sentado en el asiento se encuentran acelerador, palanca de control y pedales del timón que son manipulables por el estudiante.
- Los movimientos complicados de la cabina son controlados por un operador ubicado fuera de la cabina. Las reacciones del aprendiz; es decir, lo que hace con el acelerador, la palanca de control y los pedales del timón se observan y almacenan en una base de datos.



### 2.3 Mecanismos de Cadena Cerrada

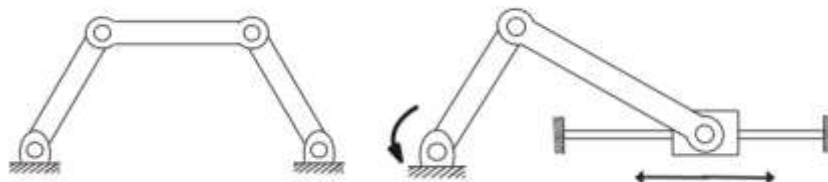
Toda cadena cinemática que contenga uno o más lazos se denomina cadena cerrada. Algunos ejemplos de estas son los mecanismos planares clásicos de cuatro y cinco barras o el mecanismo manivela corredera como se muestra en la **Figura 9** y en la **Figura 10**, o también mecanismos espaciales como la plataforma de Stewart Gough y el robot delta, mostrados en la **Figura 11**, los mismos que son conocidos como mecanismos paralelos, cuya definición, de acuerdo a Lynch y Park, traducida al español, es la siguiente:

Cadenas cerradas conformadas por plataformas fijas y móviles conectadas por un grupo de cadenas cinemáticas independientes, que pueden ser abiertas o cerradas como en el caso del robot Delta expuesto en la **Figura 11** (b). (Lynch & Park, 2017)



**Figura 9.** Mecanismo de 5 barras

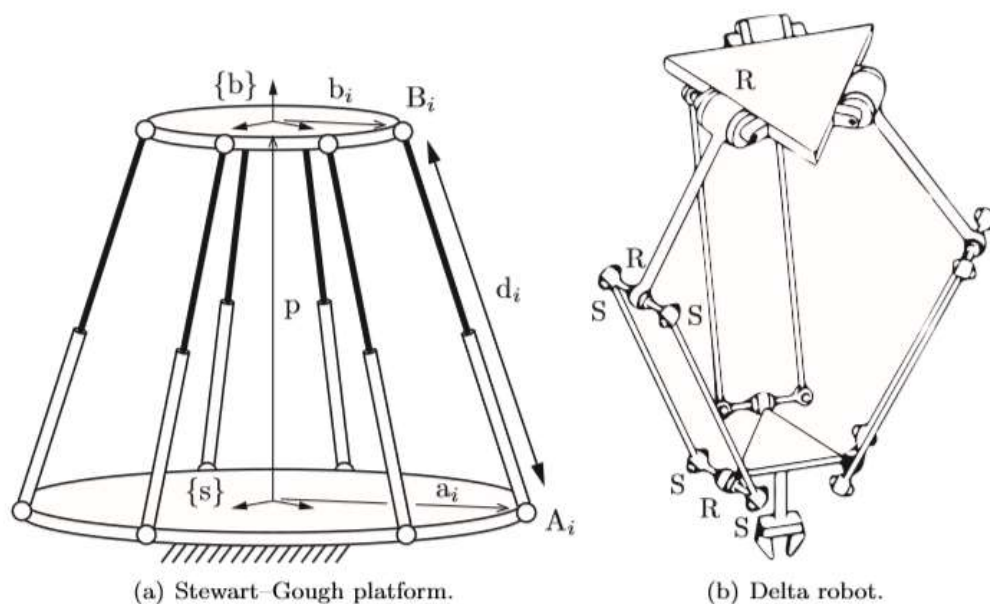
Fuente: (Lynch & Park, 2017) p.19



**Figura 10.** Mecanismos de cadena cerrada (a) Cuatro barras (b) Mecanismo Manivela-Corredera

Fuente: (Lynch & Park, 2017) p.18

La plataforma de Stewart-Gough es usada ampliamente como simulador de movimiento y sensor de fuerza-torque de seis ejes. Cuando es utilizada como sensor, las seis juntas prismáticas (pistones) experimentan fuerzas lineales internas en el momento en el que es aplicada cualquier fuerza externa a la plataforma; midiendo estas fuerzas internas lineales, se puede estimar la fuerza externa aplicada. Por otro lado, el robot Delta es un mecanismo de tres grados de libertad cuya plataforma móvil se mueve de manera que siempre permanece paralela a la plataforma fija, y además por su diseño, este puede alcanzar grandes velocidades en sus movimientos.



**Figura 11.** Mecanismos Paralelos

Fuente: (Lynch & Park, 2017) p.246

### ***2.3.1 Complejidad Cinemática***

De acuerdo con (Lynch & Park, 2017) los mecanismos de cadena cerrada por su condición permiten obtener una gran variedad de diseños, mucho mayor que en el caso de las cadenas abiertas, y consecuentemente su análisis cinemático es más complicado; esto se da por las siguientes dos propiedades de este tipo de mecanismos:

- No todas las juntas son actuadores
- Las variables de las juntas deben cumplir una serie de ecuaciones de restricción debido al lazo al que correspondan, que pueden o no ser independientes de acuerdo con la configuración del mecanismo

La presencia de las juntas sin actuadores, también llamadas juntas pasivas, en conjunto con el hecho de que en el diseño de estos mecanismos se suele añadir deliberadamente un exceso de actuadores respecto a los grados de libertad no solo hace que el análisis sea más complejo por su redundancia, sino que introduce nuevos tipos de singularidades que no se presentan en cadenas abiertas.

Otro punto importante para tomar en cuenta es que a diferencia de las cadenas abiertas en las que habitualmente el análisis comienza con la cinemática directa (por su relativa simplicidad) y continúa hacia el análisis cinemático inverso; en las cadenas cerradas generalmente es de gran dificultad obtener un conjunto explícito de ecuaciones para la cinemática directa, es decir los parámetros del efector final en función de los valores específicos de los actuadores; en cambio se deben buscar ciertas particularidades de los

mecanismos como simetrías o un análisis geométrico-vectorial por ramas, para obtener los modelamientos más efectivos.

### **2.3.2 Cinemática Inversa**

De acuerdo con (Saha, 2010), las ecuaciones cinemáticas directas, establecen la relación funcional entre las variables de articulaciones y la orientación y posición del efector final. El problema de la cinemática inversa consiste en la determinación de las variables de articulaciones correspondientes a una orientación y posición específicas del efector final. La solución de este problema es de fundamental importancia con el fin de transformar las especificaciones de movimiento asignadas al efector final en el espacio operacional en los correspondientes movimientos de espacio de las articulaciones.

En la cinemática directa la matriz de posición y rotación del efector final se computa en forma única una vez que se conocen las variables de las articulaciones. Por otro lado, el problema de la cinemática inversa es mucho más complejo debido a las siguientes razones:

- Por lo general, las ecuaciones por resolver son no lineales en las variables de articulaciones; de este modo, no siempre es posible encontrar una solución explícita.
- Pueden existir múltiples soluciones.
- También pueden existir soluciones infinitas, por ejemplo, en el caso de manipuladores robóticos cinemáticamente redundantes.
- Posiblemente no hay soluciones admisibles debido a la arquitectura del manipulador.

Un planteamiento posible frente al problema de la cinemática inversa es buscar una solución explícita usando álgebra o geometría. Otra posibilidad es encontrar una solución numérica por medio de algún algoritmo de aproximación sucesiva. Aunque el primer planteamiento es generalmente más deseable para la aplicación de la solución al control de tiempo real de robots, no siempre es posible obtener las soluciones explícitas para manipuladores con arquitectura arbitraria.

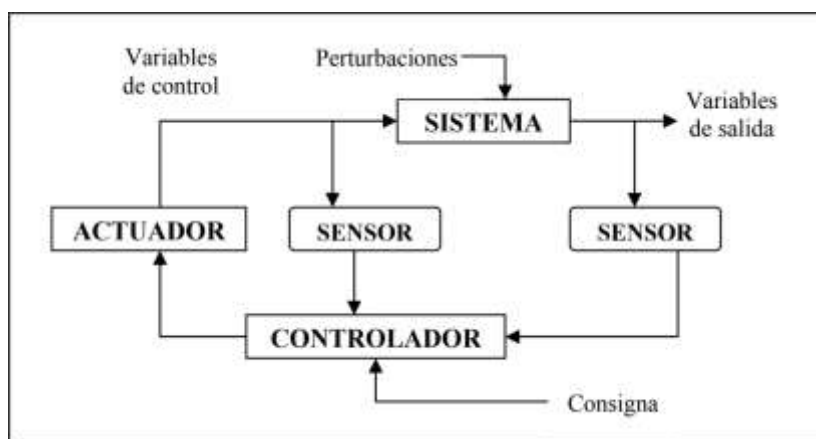
El método geométrico se basa en descomponer la cadena cinemática en distintos planos geométricos y resolviendo por trigonometría o vectorialmente cada plano. Se trata de encontrar el número suficiente de relaciones geométricas para posicionar el extremo del robot. Se utiliza por lo general para las primeras articulaciones.

## **2.4 SISTEMAS DE CONTROL**

### ***2.4.1 Definición***

Un sistema de control es un modelo que representa a un proceso o sistema en el que intervienen variables de entrada o acciones que provienen de una fuente externa y a su vez entrega una respuesta de la modificación de esa variable la cual se denomina variable de salida. Esta respuesta puede ser controlada (influenciada) mediante la manipulación de variables de control con el objetivo de conseguir un dominio sobre las variables de

salida. Una representación gráfica del concepto se puede observar en la Figura 12. (UPC, 2018)



**Figura 12.** Representación de un sistema de control

Fuente: (UPC, 2018)

### **2.4.2 Identificación de Sistemas**

La identificación de sistemas es la teoría y el arte de construir modelos matemáticos de sistemas dinámicos basándonos en las entradas y salidas observadas. Como disciplina científica data de los primeros intentos de modelar series de tiempo usando técnicas AR. Aunque una parte sustancial del desarrollo de las técnicas está ligado a la Comunidad de Control, está básicamente construida a partir de técnicas estadísticas, en particular en los métodos de regresión lineal y no-lineal. Construir modelos para sistemas desconocidos es un objetivo importante de la Ingeniería de control. Estos modelos necesitan simular el comportamiento real en los casos en que existe un conocimiento previo limitado de la estructura del sistema (Garrido, 1999).

De acuerdo con (Garrido, 1999), el término Identificación de sistemas fue acuñado por Lofti Zadeh en 1962, como: “Identificación es la determinación, en base a la entrada y la salida, de un sistema, dentro de una clase de sistemas especificada, al cual el sistema probado es equivalente”

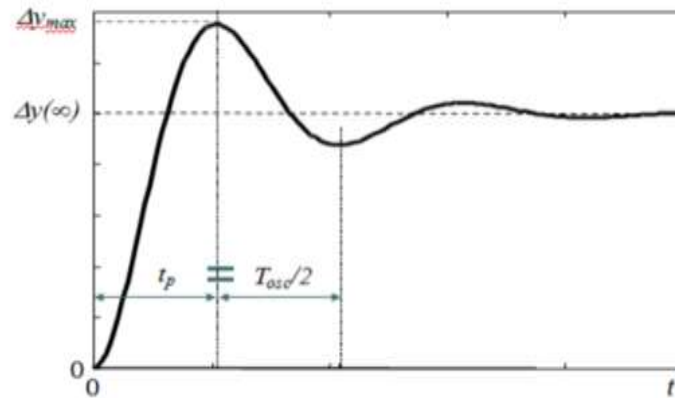
#### ***2.4.2.1 Identificación mediante respuesta ante entrada escalón.***

Este método consiste en aplicar sobre un sistema en equilibrio, una entrada en forma de escalón y observar la respuesta del mismo. Posteriormente se analiza esta respuesta, obteniendo un polinomio denominado “función de transferencia” que pretende ser un fiel reflejo del comportamiento del proceso.

Básicamente todos los procesos existentes en la naturaleza pueden clasificarse en dos tipos, sistemas de primer orden y sistemas de segundo orden. (Bueno, 2011).

#### ***2.4.2.2 Identificación de Sistemas de Segundo Orden***

De acuerdo con (Bueno, 2011), la mayoría de los sistemas industriales se comportan como un sistema de este tipo, en el cual posteriormente el control pretende limitar parámetros como la sobre oscilación, tiempo de establecimiento y error en régimen permanente.



**Figura 13.** Respuesta planta estándar de segundo orden

Fuente: (Bueno, 2011)

La función de transferencia de un sistema de 2º orden estándar es la siguiente:

$$G(s) = \frac{k\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2}$$

Donde:

K: Ganancia del Sistema.  $K = \frac{\Delta y}{\Delta u}$

$\omega_n$ : Frecuencia natural del sistema

$\xi$ : Amortiguamiento

Los parámetros que definen este tipo de respuesta son:

- Sobre oscilación  $\delta = \frac{\Delta y_{max} - \Delta y(\infty)}{\Delta y(\infty)} = e^{-\frac{\xi\pi}{\sqrt{1-\xi^2}}}$ , Obtener  $\xi$
- Tiempo de pico  $t_p = \frac{T_{osc}}{2} = \frac{\pi}{\omega_n\sqrt{1-\xi^2}}$ , Obtener  $\omega_n$

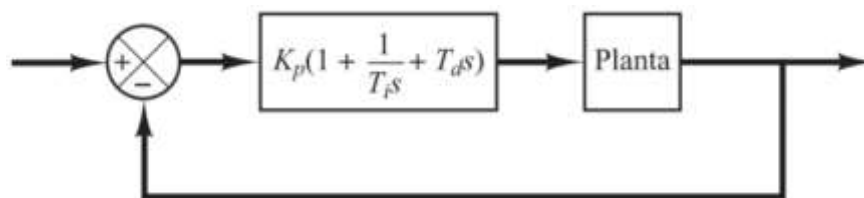


### 2.4.3 Controladores PID

Nombre que proviene por sus siglas Proporcional, Integral y Derivativo; es un tipo de controlador que trabaja directamente con la señal error del sistema (la diferencia entre valor deseado y valor actual del sistema). Actualmente, en la industria es considerado el controlador más robusto y fácil de utilizar, siendo así el método preferido para realizar lazos de control cerrados de un proceso. La ecuación matemática que describe el modelamiento del controlador en el dominio de la frecuencia se puede observar en la ecuación ( 1 ) y su aplicación en un diagrama de bloques se puede observar en

**Figura 14.**

$$K_p \cdot \left( 1 + \frac{1}{T_i \cdot s} + T_d \cdot s \right) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d \cdot s \quad ( 1 )$$



**Figura 14.** Representación de diagrama de bloques de un controlador PID

Fuente: (Ogata, 2010)

Las acciones de este controlador se encuentran descritas a continuación:

- **Proporcional (P):** indica un control en el cual la salida de la señal de control es proporcional a la señal de error. Su modelo matemático se observa en las ecuaciones ( 2 ) y ( 3 ). (Mazzone, Controladores PID, 2002)

$$u(t) = K_p \cdot e(t) \quad (2)$$

$$U(s) = K_p \quad (3)$$

- **Integral (I):** indica sobre un control sobre el error acumulado del sistema, dependiendo así de información pasada. Este parámetro, debido a su naturaleza, reduce los errores en estado estacionarios, llevando a 0 la señal error. Las ecuaciones que describen su modelo matemático se observan en ( 4 ) y ( 5 ). (Mazzone, Controladores PID, 2002)

$$u(t) = K_i \cdot \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (4)$$

$$U(s) = \frac{K_i}{s} \quad (5)$$

- **Derivativo (D):** indica un control sobre el cambio del error del sistema, siendo este capaz de corregir cambios bruscos en la variable de control causados por perturbaciones. Su modelamiento matemático se observa en las ecuaciones ( 6 ) y ( 7 ). (Mazzone, Controladores PID, 2002)

$$u(t) = K_d \cdot \frac{d}{dt}(e(t)) \quad (6)$$

$$U(s) = K_d \cdot s \quad (7)$$

Los tres componentes del PID se pueden utilizar de manera intercambiada para obtener combinaciones de controladores como P, PI y PD. Estas combinaciones pueden ser utilizadas cuando las plantas tienen ciertas configuraciones en las que ya posean intrínsecamente en su modelamiento un operador integral o un operador derivativo.

### **2.4.3 Sintonización de Controladores**

El proceso más común para sintonizar un controlador sabiendo los parámetros temporales deseados para el sistema se lo realiza mediante la igualdad de polos y ceros en el sistema. (Mazzone, 2002).

Dado una planta  $G_0(s)$  con un controlador  $C(s)$  que posea parámetros  $\omega_n$  y  $\zeta$ , se puede obtener el polinomio al que se desea llegar mediante la obtención del siguiente polinomio:

$$F(s) = s^2 + 2\zeta\omega_n \cdot s + \omega_n^2 \quad (8)$$

Definiendo las funciones  $G_0(s)$  y  $C(s)$  de la siguiente manera:

$$G_0(s) = \frac{B_0(s)}{A_0(s)} \quad (9)$$

$$C(s) = \frac{P(s)}{L(s)} = \frac{k_d s^2 + k_p s + k_i}{s} \quad (10)$$

Se puede calcular el controlador mediante la siguiente igualdad matemática en lazo cerrado.

$$A_0(s) \cdot L(s) + B_0(s) \cdot P(s) = F(s) \cdot (\text{polos auxiliares no dominantes})$$

En algunas ocasiones es requerido el uso de polos auxiliares no dominantes para poder llegar a una solución única de la ecuación mencionada anteriormente.

Adicionalmente a la técnica de igualación de polos y ceros, existen algoritmos para ajustar los controladores PID, mediante el ajuste de las ganancias PID para lograr un buen equilibrio entre rendimiento y robustez. Software matemático, de forma predeterminada, elige una frecuencia de cruce (ancho de banda de bucle) en función de la dinámica de la planta, y diseña para un margen de fase objetivo de  $60^\circ$ . Cuando cambia interactivamente el tiempo de respuesta, el ancho de banda, la respuesta transitoria o el margen de fase utilizando la interfaz del sintonizador de PID, el algoritmo calcula las nuevas ganancias de PID. (Mazzone, 2002).

Para una robustez determinada (margen de fase mínimo), el algoritmo de ajuste elige un diseño de controlador que equilibre las dos medidas de rendimiento, seguimiento de referencia y rechazo de perturbaciones. Puede cambiar el enfoque del diseño para favorecer una de estas medidas de rendimiento.

Cuando cambia el enfoque del diseño, el algoritmo intenta ajustar las ganancias para favorecer el seguimiento de referencias o el rechazo de perturbaciones, mientras se alcanza el mismo margen de fase mínimo. Mientras más parámetros ajustables haya en el sistema, más probable es que el algoritmo PID pueda lograr el enfoque de diseño deseado sin sacrificar la robustez. Por ejemplo, es más probable que la configuración del enfoque de diseño sea efectiva para los controladores PID que para los controladores P o PI. En todos los casos, ajustar el rendimiento del sistema depende en gran medida de

las propiedades de su planta. Para algunas plantas, cambiar el enfoque del diseño tiene poco o ningún efecto.

#### **2.4.4 Transformación de Control Continuo a Discreto**

La implementación de un controlador en tiempo continuo no es posible en un sistema discreto, como lo es un programa de computador. Debido a este problema se requiere un método en el cual se permita discretizar un controlador continuo para poder ser programado en un microcontrolador y cumplir su función de control de un sistema.

El enfoque trivial para poder obtener la aproximación discreta deseada es mediante la utilización de aproximaciones matemáticas de sistemas continuos en discretos como lo es la transformación bilineal o Tustin. Si se considera la siguiente igualdad en donde T representa el tiempo de muestreo del sistema discreto. (Rodríguez & Alamo)

$$s = \frac{2(z-1)}{T(z+1)} \quad (11)$$

Se puede aproximar el controlador PID descrito en (1) mediante el reemplazo de (11).

$$PID = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d \cdot s \approx K_p + K_i \cdot \frac{T(z+1)}{2(z-1)} + K_d \cdot \frac{2(z-1)}{T(z+1)} \quad (12)$$

La anterior ecuación luego puede ser discretizada mediante una ecuación a diferencias y posteriormente programada e implementada en el microcontrolador deseado para su implementación.

## **CAPÍTULO 3. DISEÑO MECATRÓNICO**

### **3.1 Subsistema Mecánico**

#### ***3.1.1 Explicación del Diseño***

Dentro del subsistema mecánico se pueden distinguir dos áreas de diseño que guardan una estrecha relación entre ellas y estas son:

- El diseño de la estructura y el mecanismo
- El diseño del sistema hidráulico

El primero comprende la materialización del concepto de la plataforma de Stewart-Gough modificada a tres grados de libertad con la adición de un mecanismo rotatorio en la base para un giro sobre el eje central no limitado de toda la estructura, la misma está construida en acero e incluye las plataformas móviles inferior y superior del mecanismo, aptas para el acople con los elementos hidráulicos que serán descritos más adelante en este apartado y conforman el mecanismo. Además, dispone de una plataforma base que en operación es fija y cuenta con ruedas para su fácil reubicación de acuerdo con los requerimientos del usuario, de la cual se despliegan cuatro soportes para la fijación y elevación en el lugar de operación. Sobre la plataforma superior se encuentra montada la cabina del simulador actual mencionada en el capítulo 1, y mostrada en la Figura 1. Lo descrito puede ser observado en la Figura 15 ubicada más adelante. La revisión técnica en lo que respecta a restricciones del mecanismo y resistencia de los elementos con sus simulaciones se describe en el capítulo siguiente de este documento, recalcando que esta etapa del diseño y la construcción del mecanismo están fuera del alcance de este

trabajo de titulación y corresponden a un especialista del Centro de Investigación Científica y Tecnológica del Ejército (CICTE).



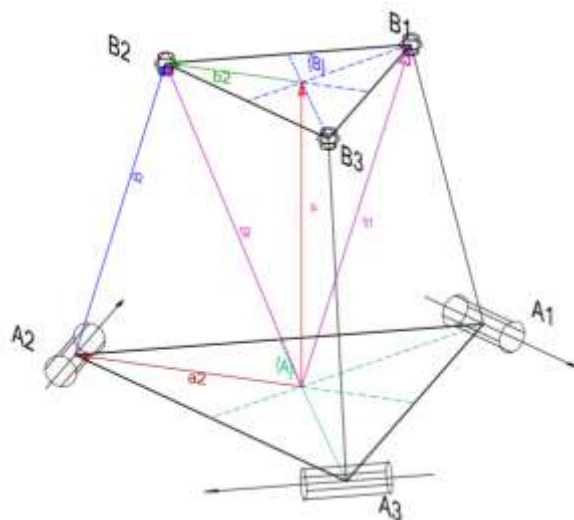
**Figura 15.** Diseño de la Estructura Mecánica del Prototipo

Además del diseño de la estructura, dentro del subsistema mecánico está también considerado el sistema hidráulico, el mismo que se encuentra contemplado dentro del alcance del presente trabajo de titulación y lo comprenden tres pistones, que son parte del mecanismo de cadena cerrada de la plataforma y son responsables de dar la orientación correspondiente a los ángulos de roll ( $\phi$ ) y pitch ( $\theta$ ), un motor para la rotación de las plataformas móviles(hidráulicos) y los respectivos componentes necesarios para su correcto y seguro funcionamiento. El diseño del circuito correspondiente y el dimensionamiento y descripción en detalle de cada elemento de este sistema se presenta en el capítulo de implementación.

Para los propósitos de este trabajo es requerido calcular la cinemática inversa del mecanismo de cadena cerrado rotatorio correspondiente a los diseños previamente descritos se analiza a continuación.

### 3.1.2 Cinemática Inversa del Mecanismo

En (Ciprian-Radu, Radu, & Sergiu-Dan, 2009) y (Serrano, Perez, Escobar, Aguilar, & Pinto, 2018) se muestra una manera eficiente de obtener las ecuaciones que describen la orientación de la plataforma superior definida como la rotación con respecto a los ejes  $x$  e  $y$  del sistema que corresponden a los ángulos **roll** y **pitch** comúnmente usados en aviación; esto basado en las longitudes de carrera de los pistones. Un diagrama esquemático del sistema se muestra en la **Figura 16**, en donde se puede observar que los pistones poseen juntas esféricas en su conexión con la plataforma superior y juntas rotacionales simples en su enlace con la plataforma inferior del sistema.

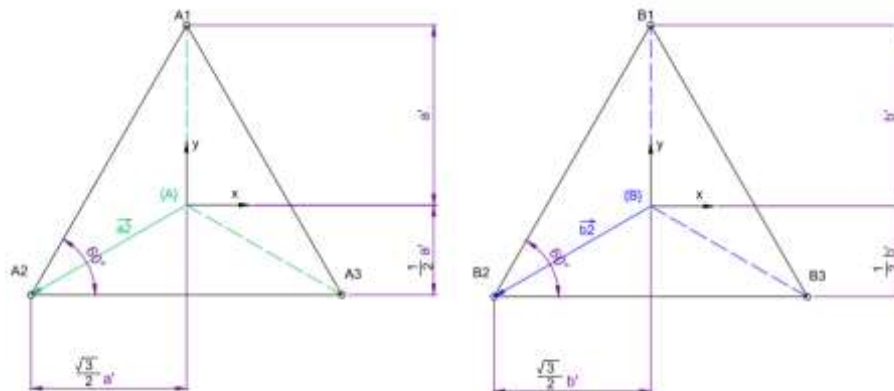


**Figura 16.** Diagrama esquemático del sistema correspondiente a la plataforma de Stewart Gough utilizada, con tres GDL



La posición del centro de la plataforma superior, denotado con el sistema de coordenadas  $\{\mathbf{B}\}$ , en referencia al centro de la plataforma inferior, expresado con el sistema de coordenadas  $\{\mathbf{A}\}$ , está representada con el vector  $\vec{P}$ , mientras que las longitudes de cada pistón, con sus respectivas carreras, están representadas con los vectores  $\vec{d}_i$ , cuya variación de longitud en sus módulos denotan el comportamiento de las juntas prismáticas propias de cada uno de los actuadores lineales.

También se puede observar que la posición de las juntas tanto de las esféricas como rotacionales, en referencia al centro de la plataforma a la que corresponden, se han representado con los vectores  $\vec{b}_i$  y  $\vec{a}_i$  respectivamente, en cuanto que las posiciones de las mismas juntas esféricas mencionadas anteriormente, pero en referencia al centro de la plataforma inferior están representadas con los vectores  $\vec{q}_i$ . Se debe considerar para el análisis realizado que  $i \in \{1, 2, 3\}$ .



**Figura 17.** Diagrama esquemático independiente de plataformas inferior (izquierda) y superior (derecha)

Una vez definidas las referencias vectoriales se procede a analizar sus valores específicos para cada plataforma con ayuda de los esquemas presentados en la **Figura 17**, de donde se puede obtener lo que se muestra en las ecuaciones ( 13 ) y ( 14 ) a continuación.

$$\vec{a}_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ a' \\ 0 \end{pmatrix} \quad \vec{a}_2 = \begin{pmatrix} -\frac{\sqrt{3}}{2} a' \\ -\frac{1}{2} a' \\ 0 \end{pmatrix} \quad \vec{a}_3 = \begin{pmatrix} \frac{\sqrt{3}}{2} a' \\ -\frac{1}{2} a' \\ 0 \end{pmatrix} \quad (13)$$

$$\vec{b}_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ b' \\ 0 \end{pmatrix} \quad \vec{b}_2 = \begin{pmatrix} -\frac{\sqrt{3}}{2} b' \\ -\frac{1}{2} b' \\ 0 \end{pmatrix} \quad \vec{b}_3 = \begin{pmatrix} \frac{\sqrt{3}}{2} b' \\ -\frac{1}{2} b' \\ 0 \end{pmatrix} \quad (14)$$

Asimismo, la orientación del sistema de coordenadas de la plataforma superior  $\{B\}$ , en referencia al sistema  $\{A\}$  correspondiente a la inferior, puede ser representada con la matriz de rotación mostrada en la ecuación ( 15 ), en donde se debe considerar que se trata de una rotación referenciada a ejes fijos de los ángulos roll ( $\phi$ ), pitch ( $\theta$ ) y yaw ( $\psi$ ). Por lo tanto, los valores  $r_{ii}$  de la matriz mostrada en ( 15 ) pueden ser calculados como se muestra en las ecuaciones ( 16 ), ( 17 ) y ( 18 ).

$${}^A R_B = \begin{pmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{pmatrix} \quad (15)$$

$${}^A R_B = R_{(\phi, \theta, \psi)} \quad (16)$$

$$R_{(\phi,\theta,\psi)} = \begin{pmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix} \quad (17)$$

$$R_{(\phi,\theta,\psi)} = \begin{pmatrix} C(\phi) \cdot C(\theta) & C(\phi)S(\psi)S(\theta) - C(\psi)S(\phi) & S(\phi)S(\psi) + C(\phi)C(\psi)S(\theta) \\ C(\theta) \cdot S(\phi) & C(\phi)C(\psi) + S(\phi)S(\psi)S(\theta) & C(\psi) \cdot S(\phi) \cdot S(\theta) - C(\phi) \\ -S(\theta) & C(\theta) \cdot S(\psi) & C(\psi) \cdot C(\theta) \end{pmatrix} \quad (18)$$

Con estas consideraciones, se puede realizar un análisis vectorial en la Figura 16 para obtener la cinemática inversa del sistema calculando los vectores  $\mathbf{q}_i$ , que representan las posiciones de las juntas esféricas respecto del sistema  $\{A\}$  mediante la suma del vector  $\vec{P}$  y en vector  $\vec{b}_i$  afectado por la rotación  ${}^A R_B$ , como se expresa en la ecuación ( 19 ) a continuación.

$$\vec{q}_i = \vec{P} + {}^A R_B \cdot \vec{b}_i \quad (19)$$

Finalmente, para establecer las ecuaciones del modelo cinemático inverso, se calculan los vectores  $\vec{d}_i$  partiendo del triángulo formado por los vectores  $\vec{d}_i$ ,  $\vec{a}_i$  y  $\vec{q}_i$ , de donde se puede obtener la ecuación ( 20 ), misma que despejándose para  $\vec{d}_i$  resulta en la ecuación ( 21 ). Entonces para calcular la longitud de los pistones con sus respectivas carreras, se calcula el módulo del vector obteniendo la ecuación ( 22 ).

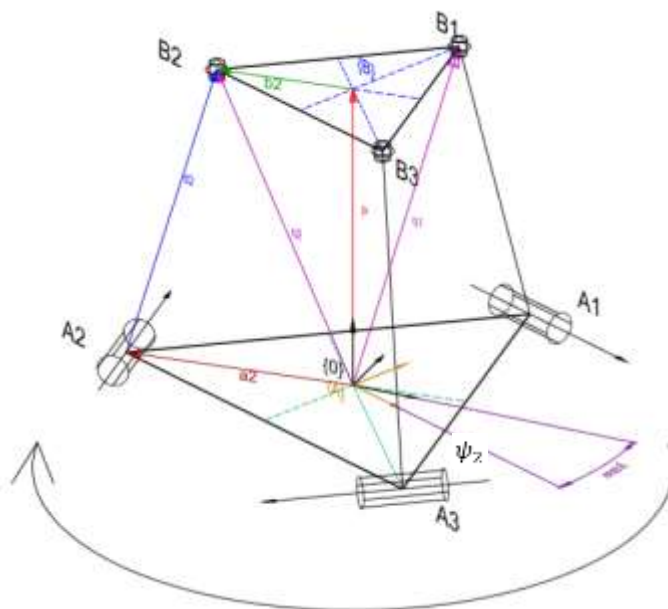
$$\vec{a}_i + \vec{d}_i - \vec{q}_i = 0 \quad (20)$$

$$\vec{d}_i = \vec{q}_i - \vec{a}_i \quad (21)$$

$$d_i = \sqrt{(\vec{q}_i - \vec{a}_i)^T \cdot (\vec{q}_i - \vec{a}_i)} \quad (22)$$

Para colocar todo el sistema en una rotación con respecto al eje z (yaw) específica, es necesario establecer un segundo origen fijo **{0}** en el mismo lugar que el que se colocó en el centro de la plataforma inferior **{A}**, considerando que **{A}** y **{B}** serán móviles por su rotación utilizando la matriz mostrada en la ecuación (23), en donde para diferenciarla de la anterior se le ha dado el nombre de  $\psi_2$ . Esto se puede observar en la **Figura 18**.

$${}^0R_A = \begin{pmatrix} \cos(\psi_2) & -\sin(\psi_2) & 0 \\ \sin(\psi_2) & \cos(\psi_2) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (23)$$



**Figura 18.** Diagrama esquemático del sistema correspondiente a la plataforma de Stewart Gough utilizada con base rotacional sin límite.

## 3.2 Subsistema Informático

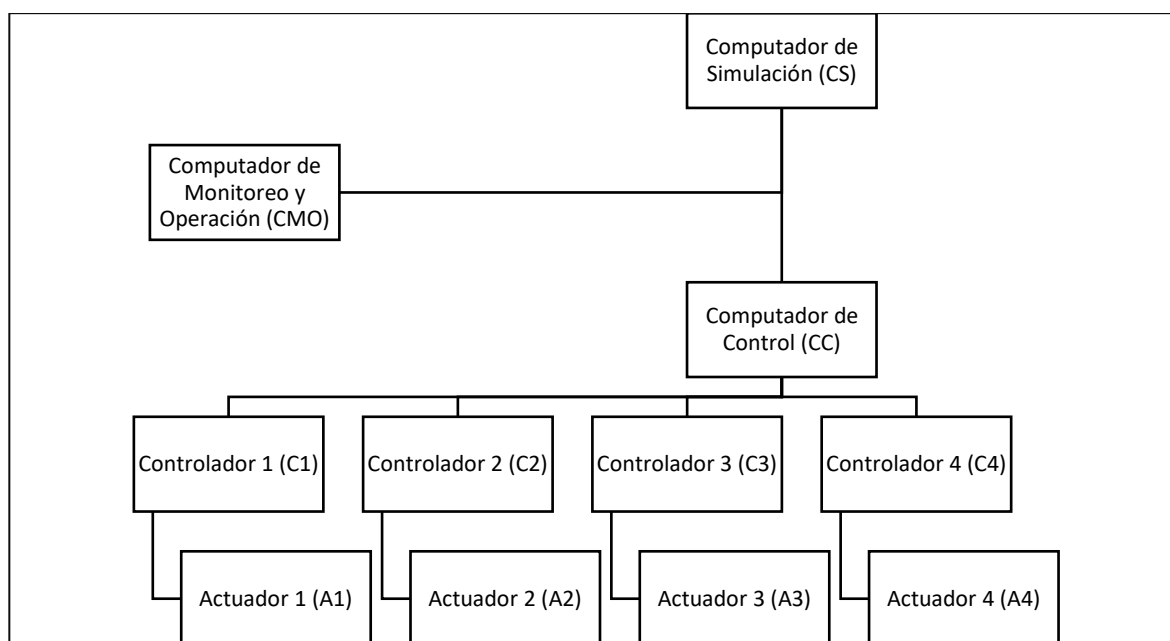
### 3.2.1 Explicación del Simulador de Vuelo Virtual

El simulador de vuelo se basa en un software construido desde cero por el CICTE, con el objetivo de poder implementar cualquier avión del cual se posea el modelamiento matemático de su comportamiento. El programa está enfocado en simular ilusiones de desorientación visual que en conjunto con el posicionamiento espacial de la aeronave simulada permite recrear sensaciones reales de desorientación en el piloto. Todos los valores de posicionamiento del simulador son entregados por el software para su procesamiento en el resto de la integración del mismo.

### 3.2.2 Adquisición de Datos

Del mencionado simulador de vuelo virtual se extraen los valores relacionados a los ángulos de orientación de la aeronave y su variación en tiempo real, así como los valores de aceleración conforme con los movimientos realizados durante el vuelo simulado, con el objetivo de que a través de la integración de sistemas mecatrónicos se consiga replicarlos en la plataforma construida.

Esto se obtiene utilizando la arquitectura mostrada en la Figura 19 en donde se puede observar que existen tres computadores con distintas funciones (simulación, control y operación - monitoreo), los mismos que transmitirán los datos indicados relacionados con los parámetros utilizados en la simulación.



**Figura 19.** Arquitectura de Transmisión de Información

Así se tiene que el computador de simulación debe transmitir los valores de los ángulos de orientación de la aeronave junto con los valores de aceleración requeridos para alcanzar las ilusiones programadas, estos son recibidos por el computador de control, dentro del cual se realizarán las operaciones correspondientes a la cinemática inversa del sistema, mostrada anteriormente en el apartado 3.1.2 y se considerará además las restricciones correspondientes, después de lo cual se puede obtener los valores específicos para los puntos de partida de los controladores C1, C2, C3, y C4, los cuales manipularán a los actuadores a través de los protocolos y mecanismos de control descritos más adelante. El computador destinado al monitoreo y operación remota intercambiará información con los otros dos computadores de acuerdo con las acciones que se requieran tomar, siendo posible iniciar las simulaciones y ejecutar paros emergentes desde este. Todo esto dentro de una red de área local (LAN). Los detalles de estos elementos con su respectivo dimensionamiento se describirán en el capítulo cuatro de este documento, concerniente a la implementación.

### **3.3 Integración de Subsistemas**

#### ***3.3.1 Diseño de Software***

Para una correcta integración de subsistemas en el presente proyecto, se requiere un diseño adecuado de los métodos de transferencia de información y además una correcta coordinación y manejo de todos los elementos con la utilización de los datos compartidos entre subsistemas. Para esto se implementa una red de área local, se establece la utilización de protocolos específicos de comunicación y se asignan las tareas que

realizará cada componente, lo que sugiere que el diseño de software es mandatorio para alcanzar los objetivos propuestos en cuanto a integración.

El software aquí desarrollado se ha implementado en los elementos concernientes al alcance de este proyecto en específico; es decir en el computador de control y los microcontroladores, recibiendo datos de los computadores de simulación y operación-monitoreo, correspondientes al entorno puramente informático del simulador de desorientación espacial, a través de los mencionados protocolos y métodos de comunicación previamente acordados con los desarrolladores de esta sección. Esto será descrito con detalle en el capítulo correspondiente a implementación en el capítulo 4.



## **CAPÍTULO 4. PRUEBAS Y RESULTADOS**

### **4.1 Pruebas y Resultados de los Componentes Eléctricos**

Después del montaje de los componentes eléctricos de acuerdo con los diagramas descritos en el capítulo anterior y mostrados en anexos, se realizaron las siguientes pruebas para garantizar el óptimo funcionamiento de los sistemas.

Dentro de los ensayos con componentes eléctricos tenemos:

- Prueba del conector rotatorio
- Prueba del Motor eléctrico
- Pruebas de Arranque y paro del sistema eléctrico
- Pruebas de Paros de Emergencia

Las mismas que se detallan a continuación.

#### ***4.1.1 Prueba del Conector Rotatorio***

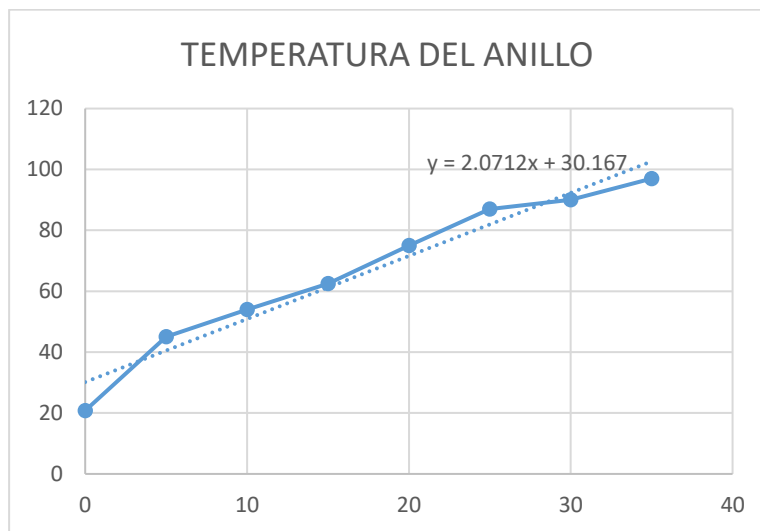
El conector rotatorio tiene el principio de funcionamiento de anillos rozantes con contactos de carbón. Después de probar conductividad en las cinco líneas existentes, se procedió a conectarlo directamente a la fuente trifásica y monofásica (5 líneas). Además, con el objetivo de comprobar el correcto funcionamiento de las pistas, se conectaron las cargas correspondientes y se accionó el sistema, ajustando la corriente del motor trifásico en función de la exigencia del sistema hidráulico hasta trabajar con los valores nominales, y del mismo modo activando todas las cargas monofásicas. Esto se realizó por un

intervalo de **35** minutos, monitoreando la temperatura y las corrientes constantemente, así como el estado de los elementos de seguridad eléctricos mencionados en el capítulo anterior, tales como fusibles, disyuntores y relé térmico. El monitoreo de temperatura se realizó con ayuda de una cámara térmica, mientras que el de corriente con la ayuda de una pinza amperimétrica

Se obtuvieron resultados satisfactorios en cuanto al soporte del voltaje y corriente requeridos, además, las temperaturas se mantuvieron ascendentes como se puede notar en la Tabla 2 y dentro del rango permisible del material con el que está fabricado el conector, pero tomando en cuenta el incremento constante de temperatura y realizando las estimaciones con ayuda de una regresión lineal mostrada en la Figura 20, se puede concluir que el tiempo máximo de operación para este conector sería aproximadamente de **60** minutos, al alcanzar una temperatura de **154°C**, la misma que bordea la recomendación máxima de la temperatura de operación del material.

**Tabla 2.**  
*Variación de la Temperatura del Anillo en el Tiempo*

TIEMPO [min]	TEMPERATURA DEL ANILLO [°C]
0	20.8
5	45
10	54
15	62.5
20	75
25	87
30	90
35	97



**Figura 20.** Regresión lineal para los valores de variación de Temperatura del Anillo

#### **4.1.2 Prueba del Motor Eléctrico con Carga**

Para las pruebas mostradas a continuación, se accionó el motor, a través del conector rotatorio, ajustando el sistema hidráulico a **50 [bar] (725[psi])**; presión con la cual los valores de corriente del motor se mantienen nominales. Se procedió a medir las variables mostradas a continuación.

##### **4.1.2.1 Voltaje en las Bobinas**

Con ayuda de un multímetro se monitoreó de manera constante durante 35 minutos el voltaje entre fases, el cual se mantuvo constante entre **218 y 221** voltios [V].

##### **4.1.2.2 Corriente por Fase en Operación**

Utilizando una pinza amperimétrica se monitoreó alternadamente la corriente en cada línea del motor, la cual se mantuvo en un valor que oscila entre **13.6 y 14.5** Amperios [A] en todas las fases, lo cual indica un balance adecuado en cuanto a las bobinas. Esto por

un intervalo de **35** minutos, en el cual no se observaron cambios, concluyendo en un adecuado funcionamiento del motor eléctrico. Se califica a la prueba como satisfactoria

**Tabla 3.**

*Variación de la Corriente del Motor en el Tiempo*

TIEMPO [min]	CORRIENTE EN EL MOTOR [A]
0	14.1
5	14.1
10	14.1
15	14.4
20	13.9
25	13.8
30	13.6
35	14.5

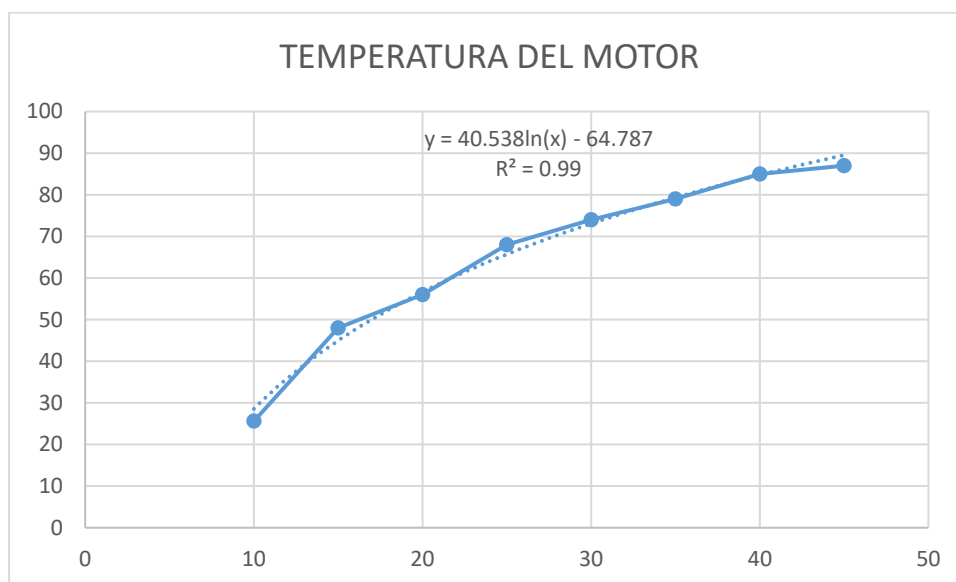
#### **4.1.2.3 Variaciones de Temperatura**

La temperatura fue monitoreada de manera constante con ayuda de una cámara térmica, la misma que alcanzó un valor de **87 °C** en un intervalo de **35** minutos como se muestra en la **Tabla 4**, obteniendo los siguientes resultados.

**Tabla 4.**

*Variación de Temperatura del Motor en el tiempo*

TIEMPO [min]	TEMPERATURA DEL MOTOR [°C]
0	25.6
5	48
10	56
15	68
20	74
25	79
30	85
35	87



**Figura 21.** Regresión lineal para los valores de variación de Temperatura del Motor

Cabe mencionar que para realizar la regresión logarítmica correspondiente mostrada en la **Figura 21** fue necesario desplazar el tiempo diez minutos hacia adelante por punto, por lo que el tiempo real de la prueba es diez unidades menos que el tiempo mostrado en el gráfico. Con ayuda de la mencionada regresión se puede estimar la temperatura a partir de los **35** minutos, con una precisión del **99%**, como se deduce del valor de **R** mostrado en el gráfico. Los cálculos correspondientes estimados para valores futuros se muestran en la

**Tabla 5**, de este análisis se deduce que no es recomendable extender el intervalo de simulación por más de **20** minutos, pues el valor no llega a estabilizarse.

**Tabla 5.**  
*Estimación de Temperatura del Motor en el tiempo*

Tiempo [min]	Temperatura Estimada [°C]
60	107.43
70	112.85
80	117.62
90	121.89

#### ***4.1.3 Prueba de Arranque y paro del Sistema Eléctrico***

Una vez conectado el esquema eléctrico presentado en anexos, se procedió a realizar las pruebas de arranque del motor, impulsando la bomba hidráulica. Bajo las condiciones adecuadas; es decir, con todos los paros de emergencia desactivados y el sistema correctamente energizado los arranques fueron exitosos. Siguiendo al arranque se accionó el paro normal, el mismo que tuvo también una respuesta adecuada y cumplió a cabalidad su función.

#### ***4.1.4 Prueba de Paros de Emergencia***

Los dos paros de emergencia externos, conectados de manera que su acción resulte en el paro de la bomba hidráulica y la desconexión del sistema monofásico fueron probados durante del funcionamiento normal del prototipo, los mismos reaccionaron de manera satisfactoria, probando su función.

El paro de emergencia interno, cuya función activa una secuencia de emergencia, programada en los microcontroladores, fue accionado de la misma manera durante la

operación normal, obteniendo resultados satisfactorios en el paro planeado de la bomba hidráulica y el envío de la señal correspondiente para la acción de emergencia. Al reiniciarse el sistema, los controladores tienen la función de devolver al sistema sus condiciones iniciales.

#### 4.2 Pruebas de Temperatura de Fluido Hidráulico

Con ayuda de una cámara térmica se monitoreó la temperatura del fluido hidráulico, la misma que alcanzó un valor de **100 °C** en un intervalo de **35** minutos como se muestra en la Tabla 6.

**Tabla 6.**

*Variación de Temperatura del fluido hidráulico en el tiempo*

TIEMPO [min]	TEMPERATURA DEL MOTOR [°C]
0	22.7
5	40
10	48
15	64
20	77
25	83
30	91
35	100

Idealmente la temperatura analizada en este apartado debe mantenerse por debajo de los 80 °C; por lo que, considerando los análisis de temperatura de los componentes eléctricos, se puede concluir que el fluido hidráulico es el limitante de tiempo de operación. Se recomienda entonces realizar simulaciones de máximo 20 minutos continuos.

El tiempo de enfriamiento posterior requerido para volver a operar el prototipo es de 40 minutos, para llegar a una temperatura de aceite de la cual se puede partir con el objetivo de realizar una simulación continua de 20 minutos nuevamente. En caso de no operar la máquina en los intervalos señalados, es necesario monitorear la temperatura del fluido constantemente y mantenerla por debajo de los 80°C, para evitar problemas relacionados a la viscosidad.

### **4.3 Pruebas y Resultados de los Componentes Electrónicos.**

Una vez implementados los componentes electrónicos, se procedió a realizar las pruebas que se listan a continuación, para comprobar el adecuado funcionamiento de cada uno de sus componentes.

- Pruebas de la etapa de electrónica de potencia
- Pruebas de Comunicación en la Red
- Pruebas de funcionamiento de las PCBs construidas
- Pruebas de lectura de señales de sensores

#### ***4.3.1 Pruebas de la Etapa de Electrónica de Potencia***

Esta etapa conformada por los módulos puente H, encargados del accionamiento de los actuadores (Válvulas Hidráulicas), fue conectada de manera individual y controlada a través de señales PWM, enviadas por un microcontrolador, utilizado únicamente para este fin. Se monitorearon los voltajes enviados a las bobinas, la corriente en las líneas y la temperatura de los módulos obteniendo los siguientes resultados.



#### **4.3.1.1 Temperatura en Etapa de Potencia**

Se monitoreó constantemente la temperatura durante las pruebas realizadas, en un intervalo de **30** minutos. Se registraron temperaturas máximas de **70°C** y mínimas de temperatura ambiente.

#### **4.3.1.2 Medición de Voltaje**

Se realizaron mediciones para diferentes valores de la señal PWM enviada por el microcontrolador. Las variables monitoreadas fueron:

- Voltaje en los pines de entrada para control del módulo
- Voltaje en las bobinas de los actuadores

Los resultados pueden observarse en la Tabla 7 a continuación

**Tabla 7.**  
*Valores de prueba de Etapa de Potencia*

<b>PWM</b>	<b>Voltaje en pines de entrada [V]</b>	<b>Voltaje en Bobinas [V]</b>
<b>0</b>	0.0	0.00
<b>20</b>	0.38	1.91
<b>40</b>	0.81	3.82
<b>60</b>	1.22	5.63
<b>80</b>	1.61	7.51
<b>100</b>	2.02	9.42
<b>120</b>	2.43	11.33
<b>140</b>	2.71	13.22
<b>160</b>	3.10	15.11
<b>180</b>	3.52	16.92
<b>200</b>	3.91	18.83
<b>220</b>	4.34	20.72
<b>240</b>	4.72	22.61
<b>255</b>	4.98	23.89

Se puede observar que la amplificación de potencia se realizó con éxito, obteniendo señales analógicas de **0 [V]** a **24 [V]**, partiendo de señales PWM tomadas del microcontrolador, equivalentes a señales analógicas variables desde **0 [V]** a **5 [V]**.

#### **4.3.2 Pruebas de Comunicación en la Red**

Se realizó la conexión a una red local de los microcontroladores, y los computadores del prototipo. Utilizando los módulos ethernet descritos en el capítulo anterior y con programas específicos en cada uno de los dispositivos, se les asignó una dirección IP y una MAC distinta y se procedió con las pruebas de ping correspondientes para cada elemento de la red. Las direcciones IP asignadas se pueden observar en la Tabla 8 y los resultados de las pruebas en la Figura 22.

**Tabla 8.**

*Direcciones IP para elementos de la red local*

<b>ELEMENTO</b>	<b>DIRECCIÓN IP</b>
<b>ROUTER</b>	192.168.0.1
<b>COMPUTADOR CONTROL</b>	192.168.0.3
<b>MICROCONTROLADOR 1</b>	192.168.0.4
<b>MICROCONTROLADOR 2</b>	192.168.0.5
<b>MICROCONTROLADOR 3</b>	192.168.0.6
<b>MICROCONTROLADOR 4</b>	192.168.0.7
<b>COMPUTADOR SIMULACIÓN</b>	192.168.0.8
<b>COMPUTADOR MONITOREO</b>	192.168.0.9

```

pi@simulador: ~
Archivo Editar Pestañas Ayuda
bash: cls: no se encontró la orden
pi@simulador:~ $ clear

pi@simulador:~ $ ping 192.168.0.4
PING 192.168.0.4 (192.168.0.4) 56(84) bytes of data.
64 bytes from 192.168.0.4: icmp_seq=1 ttl=128 time=0.644 ms
64 bytes from 192.168.0.4: icmp_seq=2 ttl=128 time=0.310 ms
64 bytes from 192.168.0.4: icmp_seq=3 ttl=128 time=0.294 ms
64 bytes from 192.168.0.4: icmp_seq=4 ttl=128 time=0.339 ms
^C
--- 192.168.0.4 ping statistics ---
4 packets transmitted, 4 received, 0% packet loss, time 3061ms
rtt min/avg/max/mdev = 0.294/0.396/0.644/0.145 ms
pi@simulador:~ $ ping 192.168.0.5
PING 192.168.0.5 (192.168.0.5) 56(84) bytes of data.
64 bytes from 192.168.0.5: icmp_seq=1 ttl=128 time=0.631 ms
64 bytes from 192.168.0.5: icmp_seq=2 ttl=128 time=0.308 ms
64 bytes from 192.168.0.5: icmp_seq=3 ttl=128 time=0.296 ms
64 bytes from 192.168.0.5: icmp_seq=4 ttl=128 time=0.319 ms
^C
--- 192.168.0.5 ping statistics ---
4 packets transmitted, 4 received, 0% packet loss, time 3085ms
rtt min/avg/max/mdev = 0.296/0.388/0.631/0.141 ms
pi@simulador:~ $ ping 192.168.0.6
PING 192.168.0.6 (192.168.0.6) 56(84) bytes of data.
64 bytes from 192.168.0.6: icmp_seq=1 ttl=128 time=0.625 ms
64 bytes from 192.168.0.6: icmp_seq=2 ttl=128 time=0.302 ms
64 bytes from 192.168.0.6: icmp_seq=3 ttl=128 time=0.308 ms
64 bytes from 192.168.0.6: icmp_seq=4 ttl=128 time=0.329 ms
^C
--- 192.168.0.6 ping statistics ---
4 packets transmitted, 4 received, 0% packet loss, time 3149ms
rtt min/avg/max/mdev = 0.302/0.391/0.625/0.135 ms
pi@simulador:~ $ ping 192.168.0.7
PING 192.168.0.7 (192.168.0.7) 56(84) bytes of data.
64 bytes from 192.168.0.7: icmp_seq=1 ttl=128 time=0.621 ms
64 bytes from 192.168.0.7: icmp_seq=2 ttl=128 time=0.320 ms
64 bytes from 192.168.0.7: icmp_seq=3 ttl=128 time=0.291 ms
64 bytes from 192.168.0.7: icmp_seq=4 ttl=128 time=0.368 ms
^C

```

**Figura 22.** Prueba de conexión de red local vía ping

### **4.3.3 Pruebas de Lectura de Señales de Sensores**

Los sensores dimensionados en el capítulo 4 fueron puestos a prueba individualmente, con los acondicionamientos correspondientes, obteniendo los siguientes resultados

#### **4.3.3.1 Sensor de distancia**

Se tomaron datos de distancia y voltaje y se comparó con el voltaje teórico esperado, los errores obtenidos fueron los mostrados en la Tabla 9, Tabla 10 y Tabla 11. En donde se puede observar que todos se mantienen por debajo del **5%**, lo que para la aplicación en la que serán empleados es aceptable.

**Tabla 9.***Lecturas de Voltaje y Errores, sensor de distancia No. 1*

<b>SENSOR 1</b>			
<b>DISTANCIA</b>	<b>LECTURA DE</b>	<b>VOLTAJE</b>	<b>ERROR</b>
<b>[mm]</b>	<b>VOLTAJE [mV]</b>	<b>TEÓRICO [mV]</b>	<b>PORCENTUAL</b>
<b>54.5</b>	269.5	272.5	1.1%
<b>105</b>	505	525	3.8%
<b>154</b>	753	770	2.2%
<b>205</b>	1007	1025	1.8%
<b>503</b>	2496	2515	0.8%
<b>ERROR PROMEDIO</b>			<b>1.9%</b>

**Tabla 10.***Lecturas de Voltaje y Errores, sensor de distancia No. 2*

<b>SENSOR 2</b>			
<b>DISTANCIA</b>	<b>LECTURA DE</b>	<b>VOLTAJE</b>	<b>ERROR</b>
<b>[mm]</b>	<b>VOLTAJE [mV]</b>	<b>TEÓRICO [mV]</b>	<b>PORCENTUAL</b>
<b>54</b>	257	270	4.8%
<b>103</b>	500	515	2.9%
<b>152</b>	746	760	1.8%
<b>203</b>	997	1015	1.8%
<b>499</b>	2481	2495	0.6%
<b>ERROR PROMEDIO</b>			<b>2.4%</b>

**Tabla 11.**  
*Lecturas de Voltaje y Errores, sensor de distancia No. 3*

SENSOR 3			
DISTANCIA	LECTURA DE	VOLTAJE	ERROR
[mm]	VOLTAJE [mV]	TEÓRICO [mV]	PORCENTUAL
59	266	295	9.8%
107	525	535	1.9%
158	777	790	1.6%
209	1034	1045	1.1%
511	2537	2555	0.7%
ERROR PROMEDIO			3.0%

#### **4.3.3.2 Sensor inductivo**

En este caso se realizaron las conexiones dimensionadas para obtener la respectiva división de voltaje. Con el sensor acoplado físicamente y alimentando este circuito, se probó la respuesta de pulsos en cada diente del engranaje y se tomó lecturas del voltaje. En este caso se confirmó la teoría obteniendo pulsos de **4.48 [V]** con un error del **1.75%** respecto al valor teórico de **4.56 [V]**, el cual es admisible y no produce errores en la lectura de la velocidad del prototipo, pues el pulso se mantiene y el microcontrolador es capaz de leerlos si se encuentran entre **3.3 [V]** y **5 [V]**.

#### **4.3.4 Pruebas de Funcionamiento de las PCBs Construidas**

En esta etapa se realizaron las siguientes pruebas:

- Pruebas de continuidad

- Medición de Voltajes
- Pruebas de funcionamiento en la planta

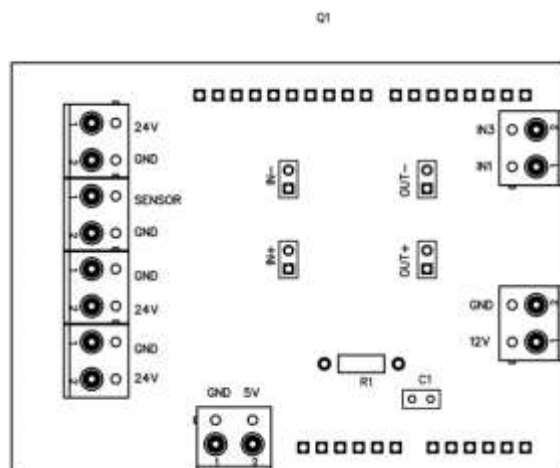
#### ***4.3.4.1 Pruebas de Continuidad***

Una vez maquinadas las PCBs se procedió a realizar pruebas de continuidad utilizando el multímetro. De esto se pudo identificar varios errores de maquinado, que debieron ser corregidos manualmente en repetidas ocasiones, repitiendo las pruebas hasta liberar de imperfecciones a todas las placas elaboradas.

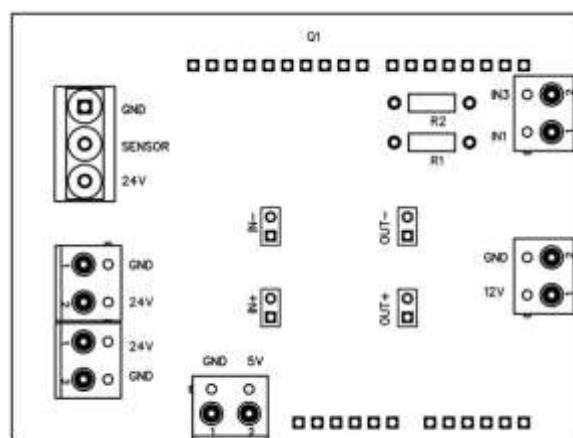
#### ***4.3.4.2 Medición de Voltajes***

Dado que se utilizan estos elementos para la repartición de energía y acondicionamiento de sensores, se tomaron medidas en todos los bornes confirmando los voltajes que teóricamente deberían existir. Además, se monitoreó la salida acondicionada de los sensores. Comprobando el desempeño obtenido de estos en las pruebas de lecturas de señales de sensores mostradas en el apartado **5.2.3**.

Los resultados fueron exitosos, y los voltajes medidos en cada PCB se muestran en la Figura 23 y la Figura 24. Además, las medidas obtenidas para los sensores fueron las mismas que en las pruebas listadas anteriormente. Debido a esto se aceptaron las PCBs como funcionales, con resultados satisfactorios en la prueba de medición de voltajes



**Figura 23.** Voltajes en bornes de PCBs para pistones



**Figura 24.** Voltajes en bornes de PCBs para motor

#### **4.3.4.3 Pruebas de funcionamiento en planta**

Con las pruebas de continuidad y voltaje finiquitadas, se montó las PCBs construidas de acuerdo con el montaje descrito en el apartado **4.4.3.1** de este documento y se realizaron todas las conexiones correspondientes presentadas en el apartado **4.4.3.2**, después de energizar estos elementos se comprobó el adecuado funcionamiento

cargando los programas presentados en anexos a los microcontroladores, con los cuales se pudo enviar señales a las correspondientes electroválvulas conectadas a este sistema. Se obtuvieron resultados satisfactorios para todos los casos, con lo que se aprobaron los diseños y el uso de estas PCBs en el desarrollo posterior del proyecto.

#### **4.4 Pruebas y Resultados de Controladores.**

##### ***4.4.1 Pruebas y Resultados Controlador Sistema de Desplazamiento Lineal***

A cada pistón se lo envió a distintas posiciones para comprobar la eficacia del controlador. Los resultados de estas pruebas se pueden observar en la Tabla 12

**Tabla 12.**  
*Valores de distancias medidas en la plataforma.*

<b>Setpoint</b>	<b>Control 1</b>	<b>Error</b>	<b>Control 2</b>	<b>Error</b>	<b>Control 3</b>	<b>Error</b>
<b>(mm)</b>	<b>(mm)</b>	<b>(%)</b>	<b>(mm)</b>	<b>(%)</b>	<b>(mm)</b>	<b>(%)</b>
<b>50</b>	54.5	9.0%	54	8.0%	59	18.0%
<b>100</b>	105	5.0%	103	3.0%	107	7.0%
<b>150</b>	154	2.7%	152	1.3%	158	5.3%
<b>200</b>	205	2.5%	203	1.5%	209	4.5%
<b>500</b>	503	0.6%	499	0.2%	511	2.2%
	E. Prom	4.0%		2.8%		7.4%

Estos datos indican que al calcular el valor promedio de los 3 controladores el error es de 4.73%, el cual es un error aceptable para el primer prototipo. Hay que tomar en



cuenta que por cuestiones del comportamiento de los preactuadores fue necesario en el controlador añadir un error de 4 mm a la medida real para evitar funcionamiento innecesario de la etapa de potencia.

#### **4.4.2 Pruebas y Resultados Controlador Sistema de Rotación**

Al motor hidráulico se lo envió a distintas velocidades angulares para comprobar la eficacia del controlador. Los resultados de estas pruebas se pueden observar en la Tabla 13.

**Tabla 13.**  
Valores velocidades motor hidráulico.

<b>Setpoint (RPM)</b>	<b>Muestra 1 (RPM)</b>	<b>Error (%)</b>	<b>Muestra 2 (RPM)</b>	<b>Error (%)</b>	<b>Muestra 3 (RPM)</b>	<b>Error (%)</b>
5	4.965	0.70%	4.97	0.60%	4.985	0.30%
20	19.881	0.59%	20	0.00%	19.782	1.09%
10	10.989	9.89%	9.99	0.10%	10	0.00%
15	15.984	6.56%	14.97	0.20%	13.986	6.76%
	E. Prom	4.44%		0.23%		2.04%
<hr/>						
<b>E. P. Final</b>	2.23%					

Los valores indican que en promedio el controlador tiene un error relativo de 2.23%, el cual se encuentra dentro de los valores estándar para un primer prototipo.

#### 4.5 Pruebas y Resultados de Cinemática Inversa

Al simulador de desorientación se lo envió a distintas posiciones angulares para comprobar la eficacia del modelo de cinemática inversa. Los resultados de estas pruebas se pueden observar en la Tabla 14.

**Tabla 14.**

Valores posición angular para modelo de cinemática inversa.

<b>Mediciones tomadas de la orientación del simulador</b>				
<b>Setpoint (°)</b>	<b>Roll (°)</b>	<b>Error (%)</b>	<b>Pitch (°)</b>	<b>Error (%)</b>
<b>5</b>	4.7	6.00%	4.6	8.00%
<b>10</b>	9.8	2.00%	9.7	3.00%
<b>15</b>	14.8	1.33%	14.5	3.33%
<b>20</b>	20	0.00%	19.5	2.50%
<b>25</b>	25.1	0.40%	24.5	2.00%
	E. Prom	1.95%		3.77%
<b>E P. Final</b>	2.86%			

Se puede observar claramente que el modelo de cinemática inversa se comporta de manera correcta y que existe un error relativo promedio total de 2.86%. Este error puede ser mejorado debido a que, si se observa detenidamente los valores de la sección pitch, los valores son precisos, pero tienen un desvío de 0.5°. Al corregir este error en programación, se obtuvo la Tabla 15 de valores corregidos para pitch.

**Tabla 15.**  
*Valores corregidos en programación para Pitch*

Setpoint (°)	Pitch	Error (%)
	<b>Corregido (°)</b>	
<b>5</b>	5.1	1.96%
<b>10</b>	10.2	1.96%
<b>15</b>	15.1	0.67%
<b>20</b>	19.9	0.50%
<b>25</b>	25	0.00%
	E. Prom	1.02%

El error disminuye considerablemente y el nuevo error promedio final considerando la corrección en *Pitch* y los valores de *Roll* es de 1.48%, que se encuentra dentro de los parámetros planteados considerando que este simulador es un primer prototipo.

#### **4.6 Pruebas y Resultados de las Ilusiones Propuestas**

Observando la Tabla 1 podemos notar que, de la gran mayoría de ilusiones, únicamente las de Barrena y el Efecto Coriolis requieren de los cuatro grados de libertad del mecanismo y poseen orientaciones y velocidades de rotación detalladas más adelante. En otros cuatro casos se alcanzan las ilusiones únicamente con valores de orientación de la aeronave en los ángulos roll y pitch especificados, los cuales demandan de tres grados de libertad del mecanismo; mientras que, en los tres últimos casos, se

trata de ilusiones puramente visuales, que no están ligadas a movimientos reales producidos por la plataforma, sino más bien serán recreadas por el simulador de vuelo virtual, descrito en el apartado **3.2.1** de este documento. Como resumen de lo expuesto, se agrega la Tabla 16.

**Tabla 16.**  
Parámetros requeridos para ilusiones

<b>Ilusión / Escenario</b>	<b>Roll</b>	<b>Pitch</b>	<b>Velocidad de Rotación en Yaw</b>	<b>Grados de Libertad del Mecanismo Utilizados</b>
<b>Ladeo o Lean</b>	1° a 2.5°	0	0	3
<b>Barrena o spin</b>	15° a 20°	20° a 30° Descenso	80°/s	4
<b>Efecto Coriolis</b>	30° a 45°	0	3°/s o 4.5°/s	4
<b>Ilusiones Somatográficas</b>	0	6° a 8° Ascenso	0	3
<b>Ilusiones de Pista</b>	0	3° Descenso	0	3
<b>Hoyo negro</b>	0	De una posición de 5° ascenso sigue a -3° en descenso	0	3
<b>Falta de visión central</b>	X	X	X	0
<b>Ilusión por vección</b>	X	X	X	0
<b>Ilusión por horizonte falso</b>	X	X	X	0

Como se puede verificar en las pruebas y resultados de la cinemática inversa, en el apartado anterior, los valores de orientación referidos a los ángulos de orientación roll y pitch se pueden alcanzar en la plataforma con éxito y con errores menores al 3%. Lo cual indica que las ilusiones que requieren únicamente de tres grados de libertad, de acuerdo con la Tabla 16, pueden ser alcanzadas con éxito.

Para corroborar los trabajos realizados, se realizaron pruebas de estas ilusiones con un piloto de la Escuela de Aviación de la Marina a bordo del prototipo y después de una encuesta respondió lo encontrado en la sección de anexos de esta investigación. De esto cabe recalcar que todas las pruebas de vuelo libre mostradas en la mencionada encuesta fueron alcanzadas con éxito, y que el piloto se mostró positivamente conforme con el desempeño del simulador, felicitando el trabajo realizado y recomendando optimizar los tiempos de reacción en cambios de rumbo drásticos.

## **4.7 Conclusiones y Recomendaciones**

### **4.7.1 Conclusiones**

Mediante la implementación de una plataforma informática y una red de comunicación, el diseño e implementación de controladores y la realización de adaptaciones en los módulos independientes del sistema, se consiguió integrar y construir un simulador de desorientación espacial de cuatro grados de libertad con ciertas limitaciones propias de las etapas que lo conforman, que cumple con las pruebas preestablecidas.

Partiendo de lo disponible del sistema hidráulico, producto de trabajos preliminares en el proyecto, se consiguió implementarlo, realizar pruebas controladas de presión, caudal y movimientos básicos de sus actuadores, para obtener los movimientos requeridos en la cabina, para su posterior control.

Se logró diseñar controladores proporcionales mediante teoría de control clásica los cuales permitieron llegar a las posiciones deseadas con errores menores al 5% como se expuso en capítulos anteriores.

Con la utilización de los sensores dimensionados en este documento, se logró realizar la instrumentación del sistema, obteniendo de esta manera las mediciones de las variables distancia y velocidad angular, relacionadas con los actuadores hidráulicos, de las cuales posteriormente se realizó el control.

Aplicando programación de microcontroladores y una variedad de circuitos de acondicionamiento se logró implementar los controladores PID que requería el sistema

para poder manipular la distancia de los pistones y la velocidad del motor para obtener la simulación deseada.

La comunicación se obtuvo mediante un protocolo de comunicación estándar llamado UDP el cual permite una transferencia rápida de información por bloques la cual no necesita conexión y posee una velocidad de transferencia considerablemente rápida.

#### ***4.7.2 Recomendaciones***

En lo que respecta al control de los pistones hidráulicos, para obtener mejores resultados en las ilusiones de desorientación a simularse y más uniformidad en movimientos que involucren elongaciones o retracciones simultáneas de estos actuadores, es recomendable realizar un control de velocidad además del existente de posición, el cual puede estar vinculado al actual en cascada.

En base al acondicionamiento mecánico del sensor de distancia, se recomienda encontrar un método de sujeción de la cuerda metálica más robusto debido a que el método actual tiende a moverse con el tiempo y tiene que ser recalibrado el sistema con frecuencia.

Una vez realizada ciertas mejoras hidráulicas y mecánicas se recomienda implementar un control de posición angular para poder controlar la rotación en yaw, adicionalmente se recomienda el uso de un sensor con mayor resolución para su mejor control.

## Bibliografía

- Bueno, Á. M. (2011). *Identificación experimental de sistemas*. Obtenido de Universidad de Alicante:  
<https://rua.ua.es/dspace/bitstream/10045/18965/1/Identificacion%20experimental%20de%20sistemas.pdf>
- Ciprian-Radu, R., Radu, B., & Sergiu-Dan, S. (29 de October de 2009). Numerical Implementation of the Kinematics for a 3 DOF Parallel Robot Using Matlab. *Computational Mechanics and Virtual Engineering*, (págs. 618-623). Brasov, Romania.
- Eaton Vickers Manuals. (n.d.). *Proportional Directional and Throttle Valves – Solenoid Operated*. Retrieved from hinegroup: <https://www.hinegroup.com/wp-content/uploads/2017/11/KDG4V-3S-KTG4V-3S-KADG4V-3-KATG4V-3.pdf>
- Garrido, S. (1999). *Identificación, Estimación y Control de Sistemas No-lineales mediante RGO*, Universidad Carlos III de Madrid. Obtenido de [https://portal.uc3m.es/portal/page/portal/dpto\\_ing\\_sistemas\\_automatica/docencia/SGarridoPhD.pdf](https://portal.uc3m.es/portal/page/portal/dpto_ing_sistemas_automatica/docencia/SGarridoPhD.pdf)
- Henry B. Whitnore, S. T. (1969, April 8). *San Rafael, Calif. Patent No. 3,436,841* .
- Johnson, C. D. (2013). *Process Control Instrumentation Technology*. Harlow: Pearson.
- Karl T. Ulrich, S. D. (2013). *Diseño y desarrollo de productos* . ISBN: 978-607-15-0944-4
- Lynch, K. M., & Park, F. C. (2017). *Modern Robotics, Mechanics, Planning, and Control*. Cambridge, Massachusetts, USA: Cambridge University Press.
- Mazzone, V. (Marzo de 2002). *Controladores PID*. New Castle, Australia.
- Mazzone, V. (Marzo de 2002). *Controladores PID*. Obtenido de Newcastle Education: Newcastle Education



- Ogata, K. (2010). *Ingeniería de control moderna*. Madrid: Pearson Education.
- Rodríguez, D., & Alamo, T. (s.f.). *Control Class*. Obtenido de Diseño de Controladores Discretos: [http://www.control-class.com/Tema\\_6/Slides/Tema\\_6\\_Disenio\\_Controladores.pdf](http://www.control-class.com/Tema_6/Slides/Tema_6_Disenio_Controladores.pdf)
- Saha, S. K. (2010). *Introducción a la robótica*. México, D.F.: The McGraw Hill Companies.
- SEMA. (15 de Diciembre de 2009). *Sociedad Española de Medicina Aeroespacial*. Obtenido de Desorientación Espacial: [http://www.semae.es/?page\\_id=299](http://www.semae.es/?page_id=299)
- Serrano, E. X., Perez, E. S., Escobar, L. F., Aguilar, E., & Pinto, N. (2018). Design of a Spatial Disorientation Simulator using a modified Stewart-Gough Platform. *2018 IEEE Third Ecuador Technical Chapters Meeting (ETCM)* (págs. 1-7). Cuenca: IEEE.
- UPC. (26 de Junio de 2018). *Sistemas de Control*. Obtenido de Universitat Politècnica de Catalunya: <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/3330/34059-5.pdf?sequence=5>
- Vasquez, G. A. (s.f.). *Universidad del Cauca*. Obtenido de Procesamiento primario de la información: [http://artemisa.unicauca.edu.co/~gavasquez/res/Sw1/ProcesamientoInformacion\\_1.pdf](http://artemisa.unicauca.edu.co/~gavasquez/res/Sw1/ProcesamientoInformacion_1.pdf)
- Vega, D. A. (30 de Noviembre de 2016). *Desorientación Espacial*. Obtenido de A21: <http://a21.com.mx/aeronautica/2016/11/30/desorientacion-espacial>
- Wachsmuth, R. H., & Bruschi, D. W. (25 de October de 1984). *United States of America Patente n° US4710128 A*.