

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO
PARA HELICOPTERO A ESCALA TAMAÑO 60**

**PABLO MANUEL MANTILLA GÓMEZ
JORGE ANDRÉS SÁNCHEZ BARRERA**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2011

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO
PARA HELICOPTERO A ESCALA TAMAÑO 60**

**PABLO MANUEL MANTILLA GÓMEZ
JORGE ANDRÉS SÁNCHEZ BARRERA**

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero mecánico

**Director
CARLOS BORRAS PINILLA
Doctor, Ingeniero Mecánico**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICOMECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA
2011**

A Dios y a todos aquellos que ha puesto en mi camino y tanto quiero.

Pablo Manuel Mantilla G.

En primer lugar a Dios, a mi madre Rosaluz Barrera, a mi hermana Andrea Sánchez, a Julio Jiménez y Sergio Balaguera, y a todos aquellos que me acompañaron durante todo este proceso.

Jorge Andrés Sánchez B.

AGRADECIMIENTOS

Escuela de Ingeniería Mecánica, por toda la colaboración dispuesta.

Al profesor Carlos Borrás Pinilla, director del proyecto, por la orientación y la gentileza brindada.

A la Universidad Industrial de Santander, por los años de formación profesional dedicados.

A todos los profesores, a Cristhiam Higuera, Wilmer Jaimes, German Jaramillo Echeverri “Mincho”, a Henry y Gonzalo.

A todas las personas que de alguna forma colaboraron con la elaboración del proyecto.

TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	23
 1. ANTECEDENTES	 26
1.1 GENERALIDADES DE LOS HELICÓPTEROS Y HELICÓPTEROS RC	26
1.1.1 Funcionamiento del helicóptero	26
1.1.2 Movimientos del helicóptero.	26
1.1.3 El plato cíclico.	28
1.1.4 El control de paso.	29
1.1.5 El rotor de cola.	30
1.2 EL VUELO	31
1.2.1 Normativa de Seguridad de Vuelo de Helicópteros Radiocontrol	31
1.2.2 Órdenes de control de vehículos aéreos no tripulados.	32
1.2.3 Grados de libertad para entrenamiento.	32
1.2.4 Velocidad de cabeceo y alabeo.	33
1.2.5 Simuladores de vuelo.	33
1.3 INVESTIGACIONES Y PROYECTOS DE VUELO AUTÓNOMO	34
1.3.1 Proyecto COLIBRI	35
1.3.2 Robótica para todos	38
1.3.3 Un helicóptero inteligente aprende solo a hacer maniobras en vuelo	40
 2. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	 43
2.1 IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA	43
2.2 JUSTIFICACIÓN PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA	44
2.3 OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO	46
2.3.1 Objetivo General	46

2.3.2 Objetivos Específicos	46
3. MECANISMOS IMPLEMENTADOS EN LOS CUATRO GRADOS DE LIBERTAD DE LA PLATAFORMA Helit60 Y SU CINEMÁTICA	48
3.1 MECANISMOS DE 4 BARRAS	48
3.1.1 Mecanismo paralelogramo articulado.	48
3.2 LA JUNTA CARDÁN	50
3.3 MECANISMO DE ROTACIÓN EN EL EJE VERTICAL	52
3.4 OTROS MECANISMOS ESTUDIADOS	53
3.5 ALTERNATIVAS DE DISEÑO	55
4. DISEÑO DE ELEMENTOS AUXILIARES DE LA PLATAFORMA Helit60	57
4.1 DISEÑO DE LOS RESORTES	57
4.2 DISEÑO DEL CONTRAPESO	61
5. EVALUACIÓN DE LAS CARGAS ESTÁTICAS EN COMPONENTES DE LA PLATAFORMA Helit60	64
5.1 CARGA MÁXIMA EN BUJES Y PASADORES	64
5.2 DISEÑO DEL EJE HORIZONTAL	67
5.3 CARGAS EN EL EJE VERTICAL	69
6. SELECCIÓN DE LOS RODAMIENTOS	74
6.1 SELECCIÓN DE RODAMIENTO DE CARGA RADIAL	74
7. ANÁLISIS DE ESFUERZOS Y DEFORMACIONES EN LOS COMPONENTES SOMETIDOS A CARGAS DE LA PLATAFORMA Helit60	79
7.1 ANÁLISIS DEL EJE HORIZONTAL	79
7.2 ANÁLISIS DEL EJE VERTICAL	80
7.3 ANÁLISIS DEL BUJE CRÍTICO	81
7.4 ANÁLISIS DEL BALANCÍN (BARRA 1)	83

7.5 CARGA MÁXIMA EN MECANISMO DE ALABEO Y CABECEO	84
7.5.1 Análisis de la horquilla superior.	84
7.5.2. Análisis de la horquilla inferior.	85
7.5.3 Análisis de la cruceta	87
7.6 ANÁLISIS DE LOS RODAMIENTOS	88
7.7 ANÁLISIS DE LA CAMISA DE RODAMIENTOS.	91
7.8 RESULTADOS DEL ANÁLISIS	92
 8. DISEÑO FINAL DE LA ESTRUCTURA MECÁNICA DE LA PLATAFORMA Helit60	 94
8.1 BASE HELIT60	95
8.2 APOYO CENTRAL HELIT60	96
8.3 BALANCÍN (BARRA 1)	98
8.4 BARRA 2	99
8.5 SUBCONJUNTO DE ELEVACIÓN	101
8.6 SUBCONJUNTO DE SUJECCIÓN.	103
8.7 SUBCONJUNTO DE SUSPENSIÓN	104
 9. DISEÑO DEL SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS Y MONITOREO DE VUELO DE LA PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO DE HELICÓPTEROS A ESCALA	 105
9.1 SISTEMA DAQ	105
9.2 NI-DAQmx	106
9.3 TARJETA DAQ NI USB-6216	107
9.4 SENSORES IMPLEMENTADOS PARA EL MONITOREO DE VUELO DE LA PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO DE HELICÓPTEROS A ESCALA.	110
9.5 ENCODER	110
9.5.1 Encoder Incremental.	110
9.5.2 El encoder en cuadratura.	111
9.5.3 Adquisición de datos de los encoder incrementales.	113

9.6 ACELERÓMETRO	118
9.6.1 Conectores del acelerómetro.	118
9.7 GIROCOSPIO	119
9.7.1 Conectores del giroscopio.	120
9.8 CONEXIONES	121
10. SOFTWARE	129
10.1 LABVIEW®	129
10.1.1 Panel Frontal.	130
10.1.2 Diagrama de bloques.	131
10.1.3 Paletas.	132
10.2 LIBRERÍA NI_3D PICTURE CONTROL	132
10.2.1 Create Object.	132
10.2.2 Rotate Object.	133
10.2.3 Translate Object.	133
10.2.4 Clear Transformation.	134
10.2.5 Invoke Node	134
10.2.6 Invoke Node: Set Geometry	135
10.2.7 Invoke Node: Setup Camera.	135
10.3 CASE STRUCTURE	136
10.4 SENO	136
10.5 INDEX ARRAY.	137
10.6 MULTIPLY.	137
10.7 Divide	137
10.8 BUNDLE BY NAME	138
10.9 Convert From Dynamic Data	138
10.10 FLAT SEQUENCE STRUCTURE	139
11. DISEÑO DEL PROGRAMA DE MONITOREO DE VUELO PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO Helit60	140

11.1 DESCRIPCIÓN DEL PROGRAMA	140
11.2 LA INTERFAZ DEL USUARIO.	140
11.2.1 Presentación.	140
11.2.2 Monitoreo histórico.	141
11.2.3 Monitoreo visual.	142
11.2.4 Monitoreo histórico señales.	143
11.2.5 Calibración.	144
11.3 DESCRIPCIÓN GLOBAL DEL FUNCIONAMIENTO DEL PROGRAMA	146
12. PRUEBAS	149
12.1 PRUEBA DE ELEVACIÓN	149
12.2 PRUEBA DE ALABEO Y CABECEO	150
12.3 PRUEBA DE GUIÑADA O GIRO EN EJE Z	153
12.4 PRUEBA DE SEGURIDAD	153
13. CONCLUSIONES	158
14. RECOMENDACIONES	160
BIBLIOGRAFÍA	161
ANEXOS	163

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1.1 Sistemas de coordenadas.	27
Figura 1.2 Inclinación del helicóptero y rotor principal hacia adelante	28
Figura 1.3 Inclinación del helicóptero y rotor principal lateralmente	28
Figura 1.4 El plato cíclico.	29
Figura 1.5 Paso colectivo.	30
Figura 1.6 El rotor de cola.	30
Figura 1.7 Simulador de vuelo sencillo	34
Figura 1.8 Simulador de Air Europa; toda una cabina recreada	34
Figura 1.9 Mini-Helicóptero con caja de aviónica y estación en tierra.	36
Figura 1.10 La aviónica de colibrí	37
Figura 1.11 Los helicópteros usados en las pruebas junto a los investigadores. Universidad de Stanford.	40
 Figura 2.1 Vuelo de un Helicoptero a escala tamaño 60	43
Figura 2.2 Descenso vertiginoso de un helicóptero a escala.	44
 Figura 3.1 mecanismo paralelogramo articulado	49
Figura 3.2 Mecanismo paralelogramo articulado en la plataforma HeliT60	50
Figura 3.3 Componentes del cardán	51
Figura 3.4 Vista explosionada de la junta cardan implementada.	52
Figura 3.5 Vista explosionada mecanismo de rotación en el eje vertical	53
Figura 3.6 guía lineal	53
Figura 3.7 Barra telescópica	54
Figura 3.8 Chumacera	54
Figura 3.9 rodamientos de rodillos cónicos	55

Figura 3.10 La rótula	55
Figura 3.11 alternativas de mecanismo de elevación	56
Figura 4.1 distribución de los resortes de suspensión	57
Figura 4.2 DCL del balancín principal.	62
Figura 4.3 Contrapeso diseñado	63
Figura 5.1 Cargas en los pasadores	64
Figura 5.2 Eje horizontal.	67
Figura 5.3 Fuerzas en el eje	67
Figura 5.4 Diagrama de cortante	68
Figura 5.5 Diagrama momento flector	68
Figura 5.6 Eje vertical.	69
Figura 5.7 Cargas en el eje vertical de soporte principal	70
Figura 5.8 Diagrama de cortante eje vertical	71
Figura 5.9 Diagrama momento flector eje vertical.	71
Figura 5.10 Diagrama de carga axial eje vertical.	71
Figura 6.1 Escala de factores de vida de rodamientos.	75
Figura 6.2 Tabla de selección de Rodamientos rígidos de bolas	76
Figura 6.3 Constantes del rodamiento de carga radial.	76
Figura 6.4 Tabla de selección de Rodamientos de carga axial	77
Figura 6.5 Constantes del rodamiento de carga axial	78
Figura 7.1 Análisis de esfuerzos eje horizontal de la Barra 2	79
Figura 7.2 Deformación eje horizontal de la Barra 2.	80
Figura 7.3 Análisis de esfuerzos eje vertical.	80
Figura 7.4 Análisis desplazamiento eje vertical.	81
Figura 7.5 Análisis de esfuerzos del buje crítico	82
Figura 7.6 Análisis de deformación del buje crítico	82

Figura 7.7 Análisis de esfuerzos del balancín (Barra 1)	83
Figura 7.8 Análisis de desplazamiento del balancín.	83
Figura 7.9 Análisis de esfuerzos de la horquilla superior.	84
Figura 7.10 Análisis de desplazamiento de la horquilla superior.	85
Figura 7.11 Análisis de esfuerzos de la horquilla inferior.	86
Figura 7.12 Análisis de desplazamiento de la horquilla inferior	86
Figura 7.13 Análisis de esfuerzos de la cruceta.	87
Figura 7.14 Análisis de desplazamiento cruceta.	88
Figura 7.15 Análisis de esfuerzos rodamiento carga radial.	89
Figura 7.16 Análisis desplazamiento rodamiento carga radial.	89
Figura 7.17 Análisis de esfuerzos rodamiento de carga axial.	90
Figura 7.18 Análisis desplazamiento rodamiento carga axial.	90
Figura 7.19 Análisis de esfuerzos camisa de rodamientos.	91
Figura 7.20 Análisis de desplazamiento camisa de rodamientos.	92
 Figura 8.1 Estructura mecánica HeliT60.	 94
Figura 8.2 Base HeliT60	96
Figura 8.3 Apoyo central HeliT60	96
Figura 8.4 Vista explosionada del Apoyo central del HeliT60	97
Figura 8.5 Barra 1	98
Figura 8.6 Detalle de la Barra 1.	99
Figura 8.7 Buje de sujeción.	99
Figura 8.8 Barra 2.	100
Figura 8.9 Ubicación del eje en la Barra 2	101
Figura 8.10 Buje del eje prisionero	101
Figura 8.11 Subconjunto de elevación.	102
Figura 8.12 Topes mecánicos	103
Figura 8.13 Subconjunto de sujeción	103
Figura 8.14 Subconjunto de suspensión	104

Figura 9.1 Componentes de un sistema DAQ típico	105
Figura 9.2 Bloque DAQ Assistant	107
Figura 9.3 Tarjeta de adquisición de datos NI USB-6216	108
Figura 9.4 Representación grafica componentes adquisición de datos	109
Figura 9.5 Desfase de pulsos en un encoder de cuadratura	111
Figura 9.6 Conexiones del encoder.	112
Figura 9.7 Ventana de inicio del programa <i>Measurement & Automation</i>	113
Figura 9.8 Ventana de selección de señales	114
Figura 9.9 Puertos de conexión de contadores de la tarjeta NI USB-6216.	115
Figura 9.10 Terminales de la tarjeta NI USB-6216.	116
Figura 9.11 Interfaz de prueba de encoder incremental.	117
Figura 9.12 Pines de conexión del acelerómetro MMA7361L	119
Figura 9.13 Pines de conexión del giroscopio LPR510AL	120
9.8 CONEXIONES	121
Figura 9.14 Esquema grafico sistema de adquisicion de datos plataforma de entrenamiento.	122
Figura 9.15 Conexiones de acelerómetro y giroscopio a la tarjeta de adquisición	124
Figura 9.16 Montaje del encoder al contador 1 de la tarjeta de adquisición.	126
Figura 9.17 Montaje del encoder al contador 0 de la tarjeta de adquisición.	127
Figura 9.18. Circuito impreso de conexión de los encoder	128
Figura 9.19 Circuito impreso de conexión del acelerómetro y el giroscopio	128
 Figura 10.1 Panel Frontal.	 131
Figura 10.2 Diagrama de bloques.	131
Figura 10.3 Paletas	132
Figura 10.4 Icono Create Object.	132
Figura 10.5 Icono Rotate Object.	133
Figura 10.6 Icono Translate Object	133
Figura 10.7 Icono Clear Transformation	134

Figura 10.8 Icono Invoke Node	134
Figura 10.9 Icono Invoke Node: Set Geometry	135
Figura 10.10 Icono Invoke Node: Setup Camera	135
Figura 10.11 Icono Case Structure.	136
Figura 10.12 Icono seno	136
Figura 10.13 Icono Index Array.	137
Figura 10.14 Icono Mulyiply.	137
Figura 10.15 Icono Divide.	137
Figura 10.16 Icono Bundle By Name.	138
Figura 10.17 Icono Convert From Dynamic Data	138
Figura 10.18 Icono Flat Sequence Structure	139
Figura 11.1 Pestaña de presentación	141
Figura 11.2 Pestaña de Monitoreo histórico	142
Figura 11.3 Pestaña de Monitoreo visual	143
Figura 11.4 Pestaña de Monitoreo histórico señales DAQ	143
Figura 11.5 Pestaña de Monitoreo histórico señales de proceso.	144
Figura 11.6 Pestaña de Calibración	145
Figura 11.7 Esquema grafico programa de monitoreo de vuelo plataforma de entrenamiento HeliT60	146
Figura 12.1Prueba de elevación	150
Figura 12.2 Prueba Alabeo	151
Figura 12.3 Alabeo hacia la izquierda	151
Figura 12.4 Prueba Cabeceo	152
Figura 12.5 Monitoreo Cabeceo hacia adelante	152
Figura 12.6 Prueba Giro en Z	153
Figura 12.7 Prueba Seguridad	154
Figura 12.8 Historial Cabeceo	155
Figura 12.9 Historial Alabeo	155

Figura 12.10 Historial Elevacion y Descenso	156
Figura 12.11 Historial Giro en Z	157

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 4-1 Pesos de las piezas	61
Tabla 5-1 Carga R3 respecto al ángulo de elevación del balancín	66
Tabla 7-1 Resultados del análisis computacional de carga estática	93
Tabla 9-1 Especificaciones de la tarjeta NI USB-6216	107
Tabla 9-2 Características del encoder TRD-S2500-VD de <i>AutomtionDirect</i>	112
Tabla 9-3 Características del encoder E30S410243T24 de <i>Autonics</i>	112
Tabla 9-4 Especificaciones del acelerómetro MMA7361L	118
Tabla 9-5 Especificaciones del giroscopio LPR510AL	120
Tabla 9-6 Descripción conexiones acelerómetro	122
Tabla 9-7 Descripción conexiones giroscopio	123
Tabla 9-8 Descripción conexiones encoder incremental TRD-S2500-VD de <i>Automtion Direct</i> (encoder elevación)	124
Tabla 9-9 Descripción conexiones encoder incremental E30S410243T24 de <i>Autonics</i>	125
Tabla 11-1 Puntos de operación del acelerómetro para caracterización	145

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
ANEXO A. CATÁLOGO DE TUBERIA CUADRADA	164
ANEXO B. DATA SHEET ENCODER AUTRONICS	167
ANEXO C. DATA SHEET GIROSCOPIO	169
ANEXO D. DATA SHEET ACELEROMETRO	181
ANEXO E. DATA SHEET ENCODER AUTOMATION DIRECT.	190
ANEXO F. PLANOS ESTRUCTURA DE LOS COMPONENTES	194
ANEXO G. IMÁGENES CODIGO PORGRAMA DE MONITOREO DE VUELO PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO Helit60	208
ANEXO H. TABLA HISTORIAL DE VUELO DE LA PRUEBA	212

RESUMEN

TITULO: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO PARA HELICOPTERO A ESCALA TAMAÑO 60*

AUTOR: PABLO MANUEL MANTILLA GOMEZ**
JORGE ANDRES SANCHEZ BARRERA**

PALABRAS CLAVES: helicóptero a escala, adquisición de datos, LabVIEW®, acelerómetro, giroscopio, encoder incremental.

DESCRIPCIÓN:

En la actualidad el uso de helicópteros a escala (helicópteros a radio control) en la industria cinematográfica, televisiva, militar y muchas otras, ha aumentado considerablemente, llevando a la necesidad que estos helicópteros vuelen con autonomía. Por esto se hace necesaria una herramienta que permita el adiestramiento de personas con el fin de tener un amplio conocimiento del comportamiento de estos equipos ante diferentes cambios dados por el mando o por el entorno de vuelo, esta herramienta debe representar un vuelo real y que a su vez proteja la integridad del equipo, del piloto y del entorno en el que se encuentre. Otra labor que desempeñan estos helicópteros, es la de ser vehículos aéreos autónomos, que es un campo de la investigación muy activo durante los últimos años. el uso de este tipo de helicópteros piloteados por si mismos es especialmente útil en aplicaciones militares como inspección de minas antipersonal, rastreo de enemigo, y patrullaje, lo cual permitiría grandes avances de la tropa y resultados positivos en las diferentes misiones, mientras que evita el riesgo de sufrir pérdidas humanas; También ha sido utilizado como un asistente de grabación muy versátil tanto en eventos en vivo como en películas y documentales. Su excelente habilidad para volar a bajas velocidades, su capacidad de vuelo estacionario y lateral, y su gran facilidad para realizar varios tipos de maniobras en espacios reducidos, hacen del helicóptero a radio control la herramienta indicada para ese tipo de operaciones.

Este trabajo consiste en un mecanismo de cuatro grados de libertad y un programa diseñado en *LabVIEW®* para monitorear y garantizar un correcto funcionamiento de un helicóptero a escala tamaño 60. Para estos objetivos se construyó una estructura mecánica y se implementó el uso de sensores (encoder, acelerómetro, giroscopio) para medir posición angular principalmente.

* Trabajo de grado

** Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: Ing. Carlos Bórras

ABSTRACT

TITLE: DESIGN AND CONSTRUCTION OF AN HELICOPTER TRAINING (SIZE 60) PLATFORM *

AUTHORS: PABLO MANUEL MANTILLA GOMEZ**
JORGE ANDRES SANCHEZ BARRERA**

KEY WORDS: Scale Helicopter, Data Acquisition, LabVIEW®, Accelerometer, gyroscope, incremental encoder.

DESCRIPTION:

At present the use of helicopters to scale (radio control helicopter) in the film industry, television, military, and many others, has increased considerably, leading to the need for these helicopters flying autonomously. Therefore it becomes necessary a training tool that allows people to have a broad knowledge of the behavior of these devices to different changes given by the command or the flight environment, this tool should be a real flight and that in turn protects the integrity of the equipment, the pilot and the environment in which they are placed. Other work performed by these helicopters, is to be autonomous aerial vehicles, which is an area of active research in recent years. the use of such helicopters piloted by themselves is especially useful in military applications such as inspection of mines, enemy tracking, and patrol, which would allow great advances of the troops and positive results in different missions, while avoiding risk of human losses, has also been used as a versatile assistant recording live events both as films and documentaries. Its excellent ability to fly at low speeds, its ability to hover and side, and his knack for making several types of maneuvers in tight spaces, make the radio control helicopter to the right tool for such operations.

This work is a four degrees of freedom and a LabVIEW ® program designed to monitor and ensure proper operation of a helicopter at size 60. For these purposes a mechanical structure is built and implemented the use of sensors (encoder, accelerometer, gyroscope) to measure angular position mainly.

* Graduate project

** Faculty of Physical-Mechanical Engineering, School of Mechanical Engineering. Director: Eng. Carlos Bórras

INTRODUCCIÓN

En la actualidad existe un sin número de actividades y operaciones realizadas con el apoyo o uso de helicópteros reales como herramienta, y sin su uso el desempeño de estas actividades sería casi imposible realizarlas. Entre esta gran variedad de trabajos podemos encontrar, inspección de campos de batalla en el ámbito militar, asistencia a personas en accidentes, incendios y cualquier tipo de desastre tanto industrial, domestico o natural, toma de imágenes fotográficas, en la filmación de películas, en el cubrimiento de eventos públicos como deportes, noticias de última hora o eventos gubernamentales, control de plagas agrícolas, fumigación y erradicación de cultivos, son solo algunos ejemplos de la infinita gama de actividades que se facilitan con la presencia de un helicóptero.

Sin embargo muchas de estas actividades se pueden realizar mediante helicópteros a escala (helicópteros a radio control "RC"). De hecho, ya son varias las compañías cinematográficas, empresas de fotografía, y ejércitos en el mundo que hacen uso de estos dispositivos para la realización de tareas específicas dependiendo del el campo en el que se desempeñen. Sin embargo pilotear estos equipos en la mayoría de casos es muy complejo, a pesar de las grandes simplificaciones y avances que ha tenido este campo a lo largo de los años, siguen siendo necesario muchos meses de entrenamiento en simuladores y en el campo real de vuelo para aprender a pilotear estos elementos con la suficiente habilidad para lograr el objetivo de cada tarea sin llegar a hacer colisionar el equipo, lo cual implicaría una gran pérdida económica.

Otra labor que desempeñan estos helicópteros, es la de ser vehículos aereos autónomos, que es un campo de la investigación muy activo durante los últimos años. el uso de este tipo de helicópteros piloteados por si mismos es

especialmente útil en aplicaciones militares como inspección de minas antipersonal, rastreo de enemigo, y patrullaje, lo cual permitiría grandes avances de la tropa y resultados positivos en las diferentes misiones, mientras que evita el riesgo de sufrir pérdidas humanas; También ha sido utilizado como un asistente de grabación muy versátil tanto en eventos en vivo como en películas y documentales. Su excelente habilidad para volar a bajas velocidades, su capacidad de vuelo estacionario y lateral, y su gran facilidad para realizar varios tipos de maniobras en espacios reducidos, hacen del helicóptero a radio control la herramienta indicada para ese tipo de operaciones.

Para poder desarrollar estas actividades con los helicópteros a escala (helicópteros a radio control), se hace necesaria la implementación de una herramienta que permita el entrenamiento de estos. En el mercado ya existen herramientas virtuales que simulan la realidad de vuelo, pero para llevar a cabo un proceso de aprendizaje más efectivo, se requiere de una herramienta que realmente permita el aprendizaje mediante un vuelo real, sin poner en riesgo la maquina, el piloto o el entorno en el que se encuentre. Además, este debe generar un monitoreo del vuelo con el cual se observe se estén dando bien las instrucciones al helicóptero, con la mínima presencia de expertos de vuelo.

Esta herramienta que es objeto de este proyecto de grado, es definida como PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO PARA HELICOPTEROS A ESCALA TAMAÑO 60, está conformada por una estructura mecánica que le permite 4 grados de libertad, y por medio de un hardware y software específicos permite el monitoreo de variables de interés durante el vuelo, Esta herramienta no solo permitirá el adiestramiento de pilotos con el fin de entrenarlos en campos o actividades específicas, sino también el estudio del comportamiento de los helicópteros RC ante distintas ordenes y condiciones a las que se enfrente; esta última característica con el fin de capacitar estudiantes o profesionales en control,

para programar y generar en estas máquinas un vuelo totalmente autónomo, eficiente y confiable.

1. ANTECEDENTES

1.1 GENERALIDADES DE LOS HELICÓPTEROS Y HELICÓPTEROS RC

1.1.1 Funcionamiento del helicóptero. Los helicópteros son aeronaves que logran sustentarse en el aire y desplazamiento mediante la generación de corrientes de aire por parte de sus rotores. Sus principales características son la gran maniobrabilidad y posibilidades de movimiento a bajas velocidades en todas las direcciones. Pero estas naves son afectadas enormemente por las condiciones meteorológicas, por tanto deben tenerse en cuenta al momento de utilizarse, la altitud, la temperatura del aire, la velocidad y dirección del viento, entre otros factores externos e internos del helicóptero que afectan su funcionamiento directamente.

El diseño de las palas de un helicóptero se basa en el principio de Bernoulli, pues debe empujar el aire hacia abajo para lograr despegar por reacción a esta fuerza generada al empujar el aire. El aire que pasa por la parte superior de los álabes lo hace a gran velocidad y generándose una presión baja al mismo tiempo, mientras que el aire en la parte baja del rotor tiene una menor velocidad y genera una alta presión, la cual permite sostener la máquina en vuelo.

Los helicópteros implementan mecanismos para controlar la velocidad y ángulo de incidencia de las aspas; comandados por palancas y pedales con los cuales se logra dirigir el helicóptero a la posición y velocidad deseadas.

1.1.2 Movimientos del helicóptero. La potencia transformada en el helicóptero puede permitirle movimientos controlados básicamente gracias al rotor principal y su control, y un rotor de cola. El rotor principal permite desplazamiento en los tres

ejes coordenados que implican limitados movimientos giratorios en el sistema, que lo hacen posible, que se conocen como alabeo (roll angle) y cabeceo (pitch angle). El rotor de cola es el que permite rotación respecto a un eje vertical (yaw angle) de manera controlada.

Figura 1.1 Sistemas de coordenadas.

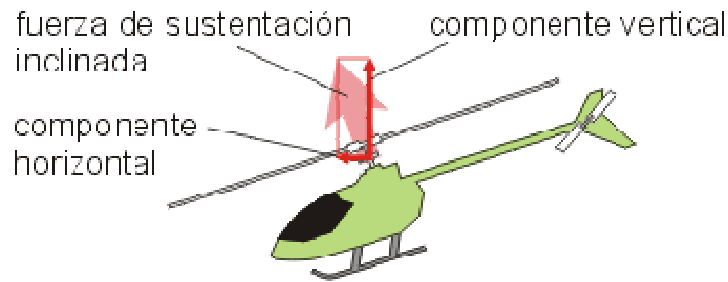


Fuente. (<http://www.hobbycontrol.es/images/Helicopteros/qifei/2/Movimientos%204%20canales.jpg>)

En la figura 1.1 se puede observar el cabeceo en la vista lateral, el alabeo en la vista trasera y la rotación en Y en la vista superior.

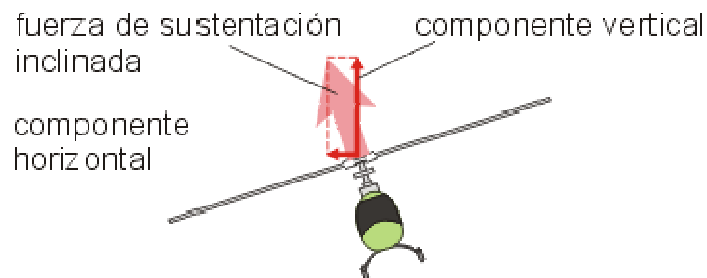
Para impulsar el helicóptero hacia alguna trayectoria, es necesario inclinar el rotor principal hacia la misma dirección como se muestra en las figuras 1.2 y 1.3. Esto implica una pérdida en fuerza vertical, pues ahora esta es componente de la fuerza total del rotor, que tiene también otra componente en la dirección y sentido de la traslación por la cual es posible el movimiento.

Figura 1.2 Inclinación del helicóptero y rotor principal hacia adelante



Fuente. (<http://www.skytechnologies.net/controlheli/index.html>)

Figura 1.3 Inclinación del helicóptero y rotor principal lateralmente



Fuente. (<http://www.skytechnologies.net/controlheli/index.html>)

Ahora es importante entender cómo se logra controlar la inclinación del rotor principal, que básicamente se debe a un mecanismo, el plato cíclico.

1.1.3 El plato cíclico. El plano de las aspas se mantiene girando, pero debe tener una parte fija para poder controlarlo. Este es el principio del mecanismo, una parte fija para control por parte del piloto y una parte en movimiento que convierte los movimientos de los servos; partes separadas por un buje, ya que tienen movimiento relativo.

La parte exterior del plato está conectada mediante unas varillas a los servos que lo comandan, y la parte interior, que está en movimiento a las mismas

revoluciones que las aspas, está conectada con el plano de las palas y rige su posición como se muestra en la figura 1.4.

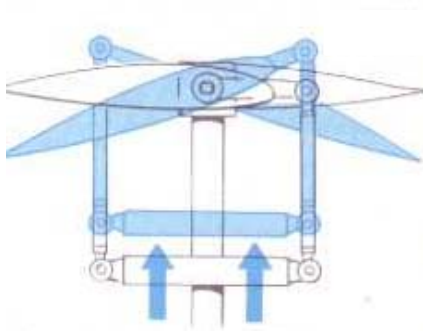
Figura 1.4 El plato cíclico.



Fuente. (<http://cach.cl/foroSMF/index.php?topic=14848.0>)

1.1.4 El control de paso. La altura de los helicópteros se puede controlar de dos formas, una de ellas, la más obvia, es el control de velocidad del rotor principal; la otra forma de ascender o descender controladamente es por medio de la variación del ángulo de ataque de las aspas. Para variar el ángulo de las palas se utiliza un mecanismo especial de barras llamado paso colectivo, que permite girar las palas respecto a su eje longitudinal como se muestra en la figura 1.5. Al subir o bajar el plato de la parte inferior, se logra controlar el ángulo de las palas.

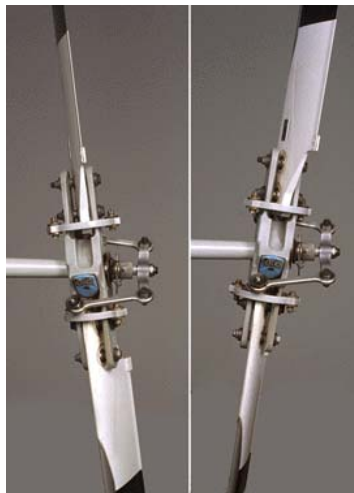
Figura 1.5 Paso colectivo.



Fuente. (<http://www.alasewm.com.ar/controlhelicoptero.htm>)

1.1.5 El rotor de cola. Para controlar el rumbo del helicóptero, este gira sobre su propio eje controladamente mediante el uso de un rotor secundario que además de contrarrestar el momento generado por el motor principal, permite controlar la posición angular respecto a la vertical. Este rotor puede tener un control de velocidad para este fin, o en el caso de que su eje reciba potencia del mismo motor principal, puede tener control de ángulo similar al paso colectivo del rotor principal. Para poder neutralizar el momento del rotor grande, este rotor de cola se ubica con su eje de manera perpendicular al eje principal como se muestra en la figura 1.6.

Figura 1.6 El rotor de cola.



Fuente. (<http://sgforums.com/forums/8/topics/95874>)

1.2 EL VUELO

Mediante el uso de los tres mecanismos de control mencionados anteriormente es posible hacer infinidad de movimientos con el helicóptero: despegar, traslación lateral, traslación frontal, cambios de velocidad de traslación, elevación y bajada controlados, frenar, derrapar o girar, y combinaciones de las anteriores además de vuelo estacionario.

1.2.1 Normativa de Seguridad de Vuelo de Helicópteros Radiocontrol

- Asegúrese de que tanto la batería de la emisora como del receptor, están cargadas al máximo antes de accionar el helicóptero .
- Asegúrese de que todos los controles de vuelo funcionan correctamente antes de volar.
- Revise la radio, antes del primer vuelo. Los servos deben funcionar en coordinación con la antena de la emisora situada a un promedio de unos 15 metros como mínimo.
- Compruebe que no hay ninguna interferencia en el canal de su radio antes de accionar el helicóptero.
- Utilice sólo el combustible que le recomienda el fabricante del motor.
- Asegúrese que tanto la emisora como el receptor están en posición ON, antes de arrancar el motor.
- El acelerador del motor debe estar en punto muerto antes de arrancar el motor.
- Los rotores principales y de cola del helicóptero, giran a una alta velocidad. Asegúrese de que ningún objeto estará en contacto con las palas durante el vuelo.
- Durante el vuelo, mantenga una distancia de seguridad con el helicóptero.
- Nunca vuele en condiciones de lluvia o viento excesivo.
- Maneje y haga volar el helicóptero de manera responsable y segura siempre.

- Nunca haga volar el helicóptero sobre otros pilotos, espectadores o coches.

1.2.2 Órdenes de control de vehículos aéreos no tripulados. La posición y orientación del helicóptero se controla en general mediante cinco variables: la altura del vehículo debida a la inclinación de las hélices, el ángulo de cabeceo del helicóptero, el ángulo de alabeo (las dos anteriores debido a las traslaciones en los dos ejes horizontales), el giro dependiente del rotor de cola y la potencia entregada por el motor principal.

El sistema dinámico del helicóptero como un conjunto es indudablemente no lineal, y con muchas variables.

En la actualidad para el control de éstos equipos se utilizan gran variedad de sensores como giróscopos, acelerómetros, sensores de presión, sistemas de posicionamiento, y otros tantos.

1.2.3 Grados de libertad para entrenamiento. La sustentación del helicóptero se logra mediante el rotor principal, el cual genera un empuje debido al paso de las hélices, de cuya velocidad depende la altura y velocidad de ascenso y descenso. Inclinando el rotor principal, el cuerpo tenderá a moverse en la dirección del eje, lo cual permite que éste haga movimientos de avance en el plano horizontal.

En una plataforma de entrenamiento, del rotor principal se derivan 3 grados de libertad: el de ascenso, y los dos de rotación respecto a la horizontal (cabeceo y alabeo).

El control de la dirección se logra mediante el control de la cola, el giro de éste rotor permite un giro del helicóptero respecto a un eje vertical.

Este rotor de cola le suma un grado de libertad más a la plataforma en cuestión. Ahora se tiene un total de 4 grados de libertad para el diseño del mecanismo de seguridad para experimentación del mini helicóptero.

1.2.4 Velocidad de cabeceo y alabeo. Son variables de interés en control de aeronaves pues influyen en su estabilidad y control. Un gran uso que presentan es en la simulación de cabinas de vuelo denominadas *full motion*, donde además de limitarse el ángulo máximo de alabeo y cabeceo, también se define una máxima velocidad de alabeo y de cabeceo normalmente baja para el aprendizaje (del orden de los 15°/s). Por tanto, mediante un giroscopio de dos ejes pueden determinarse estos valores en la plataforma de entrenamiento. La velocidad de alabeo y cabeceo influye directamente en la aceleración lateral y frontal disponible en los helicópteros.

1.2.5 Simuladores de vuelo. Para el adiestramiento de pilotos y desarrollo de aviones y helicópteros, se ha recurrido a la invención y mejoramiento de simuladores de vuelo, que van desde simples videojuegos hasta enormes programas equipados con cabinas y mandos prácticamente iguales a los de una aeronave real y que simulan también los movimientos mediante sistemas hidráulicos o mecánicos controlados. Estos equipos son de gran utilidad para personas inexpertas piloteando, y que gracias a esto, logran familiarizarse con los mandos y con la dinámica de la máquina, para poderse enfrentar posteriormente a un vuelo real corriendo un menor riesgo. Las figuras 1.7 y 1.8 muestran dos tipos de simuladores, y puede observarse que la complejidad del segundo es mucho mayor.

Figura 1.7 Simulador de vuelo sencillo



Fuente. (http://www.alasorientales.com/especialidad_piloto_simulador_vuelo.html)

Figura 1.8 Simulador de Air Europa; toda una cabina recreada



Fuente. (<http://avion.microsiervos.com/simulacion/ya-puedes-volar-simulador-de-verdad.html>)

1.3 INVESTIGACIONES Y PROYECTOS DE VUELO AUTÓNOMO

En la actualidad y desde hace varios años se han realizado estudios e investigaciones, afines al tema de este proyecto, el cual va enfocado al monitoreo

de vuelo de helicópteros a escala, para en el futuro trabajar en busca de un vuelo autónomo y a la simulación de ambientes agrestes durante el control de estos modelos. Los helicópteros son una rama de estudio muy atractiva, ya no solo en países potencia sino también a nivel local, para el desarrollo de nuevos modelos o el perfeccionamiento de modelos ya existentes, que permiten maniobrar mas fácilmente estos equipos y hacer que cada vez tengan mas prestaciones para cualquiera de sus usos. A continuación se mencionaran tres de los estudios consultados y que causaron mayor impacto al momento del inicio de este proyecto.

1.3.1 Proyecto COLIBRI¹ Este proyecto se realizo con la participación de tres universidades (EAFIT, U. de Medellín y UPB) y dos empresas (Ingeniería Avanzada e Industrial Aeronáutica), con financiación de Colciencias (2004-2006).

El objetivo general del proyecto Colibrí fue diseñar, implementar y probar un sistema de control navegación para un mini-helicóptero robot (Figura 1.9). El cual comprendía aspectos como el modelado matemático, la identificación paramétrica y heurística, distintos tipos de simulación, estimación de estado y navegación, control basado en el modelo, control inteligente, programación en tiempo real, prototipado rápido de software, diseño de la aviónica y análisis de vibraciones.

¹ VELEZ SANCHEZ, Carlos Mario. Proyecto COLIBRI. Medellín, Colombia, 2006. Artículo electrónico explicativo del proyecto Colibrí y proyectos complementarios a él. Universidad EAFIT. Disponible en internet: < <http://sistemascontrol.wordpress.com/2009/11/15/proyecto-colibri/> >

Figura 1.9 Mini-Helicóptero con caja de aviónica y estación en tierra.

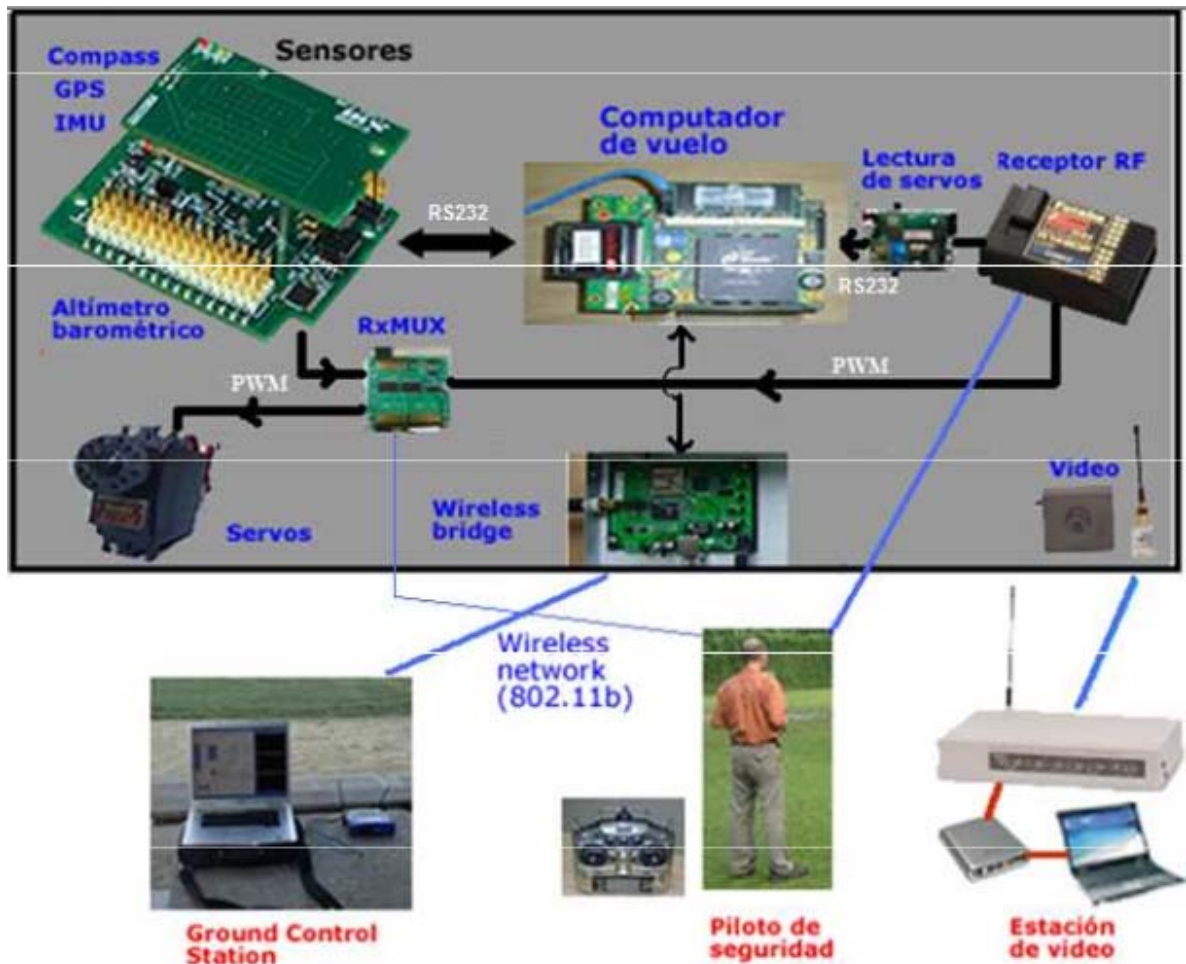


Fuente. (<http://sistemascontrol.wordpress.com/2009/11/15/proyecto-colibri/>)

Para desarrollar el vuelo autónomo de un mini-helicóptero robot se requirió de ciencia y tecnología, en áreas como:

- Matemática y física
- Simulación digital
- Heurística - Inteligencia artificial
 - Algoritmos genéticos
 - Redes neuronales
 - Lógica fuzzy
- Desarrollo de software
- Control automático
- Robótica y mecatrónica
- Telemática y comunicaciones
- Realidad virtual
- Visión artificial

Figura 1.10 La aviónica de colibrí



Fuente. (<http://sistemascontrol.wordpress.com/2009/11/15/proyecto-colibri/>)

Las aplicaciones para las que puede ser usado el proyecto Colibrí:

- Monitoreo y vigilancia: redes, fronteras, tráfico
- Monitoreo ambiental y meteorología
- Búsqueda y rescate
- Detección de incendios forestales, alertas tempranas
- Fotografía aérea y filmación
- Cartografía, modelado de superficies terrestres
- Aspersión de semillas y fumigación de cultivos
- Geofísica aplicada (exploración minera)

- Búsqueda de peces
- Transporte
- Radiodifusión, telecomunicaciones
- Recolección de información
- Promoción y publicidad

Una vez culminada la primera fase, la Universidad EAFIT continuó con el proyecto, abordando en cada fase diferentes aspectos teóricos y prácticos. La Universidad de Medellín ha colaborado con el proyecto en temas relacionados con fotografía aérea.

1.3.2 Robótica para todos². La inteligencia artificial aplicada a sistemas de diagnóstico y robótica móvil, comunicación sin cables y sistemas de electrónica y control son algunas de las principales líneas de investigación en las que trabaja Álvaro Sánchez Miralles en el Instituto de Investigación Tecnológica del I.C.A.I. de la Universidad Pontificia Comillas de Madrid (COMILLAS). Desde la instrumentación de un helicóptero a escala para la captura de imágenes y la generación de mapas en la gestión de recursos naturales, el desarrollo de un robot móvil autónomo controlado desde Internet para video-vigilancia, la creación de un sistema de conducción automática basado en visión artificial, hasta el desarrollo de un monopatín para acercarnos a la estación más cercana son algunas de las preocupaciones de este grupo. (Sabrina Bagarella)

Dentro de la línea de investigación de robótica que lleva Sánchez Miralles destaca la instrumentación de un helicóptero a escala para la captura de imágenes y la generación de mapas en la gestión de recursos medioambientales y naturales. “Se trata de utilizar las imágenes que captura el helicóptero a escala en la

² SANCHEZ MILLARES, Alvaro. Robótica para todos. España, 2005. 4p. Artículo electrónico del trabajo de investigación del Instituto de Investigación Tecnológica y Dpto. Electrónica y Automática, I.C.A.I. Universidad Pontificia Comillas de Madrid. Disponible en internet: <<http://www.madrimasd.org/cienciaysociedad/entrevistas/quien-es-quien/pdf/57.pdf>>

distribución selectiva de productos fitosanitarios como ayuda en la agricultura de precisión”, explica. La fumigación tradicional se realiza aplicando la misma cantidad de compuestos químicos a toda la superficie, lo que trae como consecuencia un derroche de compuestos químicos con el consecuente impacto ecológico.

Debido a que los vehículos que tradicionalmente se usan son incapaces de detectar que zonas específicas de un sembrado requiere tratamiento adicional, por esto resulta más efectivo realizar el análisis de fotografías aéreas, pero la adquisición y procesamiento resulta demasiado caro y lento para que sea productivo.

Para solventar estos problemas, el grupo ha instrumentado un helicóptero a escala, que sería el encargado de fotografiar los cultivos, sin necesidad de pilotos, o imágenes por satélite. “La idea es que el helicóptero sea manejable por alguien sin experiencia desde tierra, por lo que nos vemos obligados a desarrollar un sistema de autoestabilización”, explica el investigador, quien considera que hay que vencer éste reto técnico a fin de poder darle mayor utilidad al sistema, que en un futuro podría utilizarse para otras tareas como: rescate, refuerzo policial, inspección (presas, líneas eléctricas, aerogeneradores, terrestre, etc), detección de contaminantes en el aire, etc. “La investigación orientada a automatizar un helicóptero a escala presenta varios problemas ya que el helicóptero es un sistema muy inestable, es necesario tener un experto en vuelo y mantenimiento, es muy peligroso, es necesario muchos recursos y la electrónica de control es muy compleja. Hay muy pocos grupos en el mundo dedicados a este tipo de investigaciones”.

El proyecto incluye el desarrollo de un sistema de visión artificial a bordo del helicóptero que explorará la plantación a diferentes alturas, realizando un análisis multirresolucional de imágenes y diagnosticando las zonas de cultivo que se

deben fumigar. “De esta manera se genera un mapa de fumigación georeferenciado, con el objetivo de que un vehículo terrestre autónomo, diseñado por el IAI del CSIC, pueda conocer la zona que debe fumigar”, comenta Sánchez Miralles.

1.3.3 Un helicóptero inteligente aprende solo a hacer maniobras en vuelo³.

Un grupo de investigadores de la Universidad de Stanford ideó un sistema de inteligencia artificial que permite a un helicóptero robotizado aprender a realizar maniobras complicadas “observando” cómo maniobran otros helicópteros manejados por radio control. En tierra, el sistema analiza los datos (posición, dirección, velocidad...) recogidos de los instrumentos que incorpora el equipo y después le transmite nuevas direcciones de vuelo. De esta manera podrán utilizarse, entre otras cosas, para buscar minas antipersona o para hacer mapas de incendios forestales en tiempo real.

Figura 1.11 Los helicópteros usados en las pruebas junto a los investigadores. Universidad de Stanford.



Fuente. (http://www.tendencias21.net/Un-helicoptero-inteligente-aprende-solo-a-hacer-maniobras-en-vuelo_a2519.html)

³ NG, Andrew. Helicóptero inteligente aprende a hacer maniobras en vuelo, California, EU. 2007. Artículo electrónico explicativo del helicóptero autónomo y proyectos complementarios a él. Leland Stanford Junior University. Disponible en internet:
<http://gemini.udistrital.edu.co/comunidad/grupos/iaft/portal/index.php?option=com_content&view=article&id=60&Itemid=88>

El resultado de este gran proyecto es un helicóptero autónomo que puede realizar operaciones complejas por sí mismo.

La complicada demostración de acrobacias realizadas por los helicópteros puede parecer una anécdota, sin embargo es una importante demostración de “aprendizaje”, en el que los robots aprenden observando a un “experto” en lugar de recibir órdenes por parte de un ingeniero de software.

El experimento hecho con este helicóptero parece demostrar que un ordenador también puede hacerlo. El helicóptero, modificado y al que se le añadió la instrumentación necesaria, demostró durante las pruebas que era capaz llevar a cabo complicadas maniobras y piruetas de un modo autónomo.

Desarrollar un software para helicópteros robotizados es una tarea complicada, en parte porque el propio aparato, a diferencia de lo que ocurre con los aviones, es inestable en sí mismo. Para los científicos, un helicóptero en vuelo es un “sistema inestable”.

Al principio de la investigación, escribieron un código que especificaba al helicóptero los comandos para la trayectoria deseada en una maniobra determinada. Aunque ese código se mostraba útil en vuelos sencillos, fallaba con maniobras más complicadas o expertas.

A primera vista, parecía que un helicóptero autónomo podría hacer vuelos acrobáticos sencillamente reproduciendo los movimientos hechos por el dedo de un piloto experto sobre el mando de un helicóptero por control remoto. Sin embargo, estaba “condenado” a fallar debido a variables imprevistas, como una racha de viento.

Cuando los investigadores de Stanford decidieron que su helicóptero debería ser capaz de hacer maniobras acrobáticas más complicadas, se dieron cuenta de que incluso definir su proyecto era complicado. Porque, ¿cuál es la especificación formal de “volar correctamente?”. Ante tal pregunta, llegaron a la conclusión de que “volar correctamente” era hacer todo aquello que un piloto experto de radio control hiciera en una exhibición aérea.

Partiendo de esta premisa, los investigadores grabaron íntegramente las rutinas y los movimientos de un helicóptero en una exhibición. Los pilotos repitieron las maniobras varias veces e, inevitablemente, éstas variaron en cada vuelo. Sin embargo, el algoritmo fue capaz de discernir la trayectoria ideal que el piloto estaba buscando.

Durante el vuelo, algunos de los instrumentos necesarios fueron instalados en el helicóptero, mientras que otros se montaron en tierra. Juntos, monitorizan constantemente la posición, dirección, orientación, velocidad o aceleración del helicóptero. Con esos datos, un ordenador hace cálculos muy rápidamente y transmite veinte veces por segundo nuevas direcciones de vuelo al helicóptero.

En concreto, el helicóptero incorpora acelerómetros, giroscopios y magnetómetros. La posición exacta es seguida mediante GPS o con cámaras instaladas en tierra.

Las aplicaciones de estos helicópteros autónomos son muchas. Servirían para buscar minas antipersona o para hacer un mapa en tiempo real del desarrollo de un incendio forestal

2. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

2.1 IDENTIFICACIÓN DEL PROBLEMA

Los helicópteros a escala han tomado gran importancia en una amplia variedad de aplicaciones, en vigilancia, entretenimiento, en maniobras en las cuales puede sustituir y proteger al ser humano, entre otras tantas diligencias. Estos al ser equipos muy costosos y de difícil intervención, no pueden arriesgarse a ser maniobrados por personal inexperto, o a experimentarse en ellos técnicas de control sin cierta seguridad para el mismo y el entorno. Una persona con un helicóptero a escala, con el cual desee realizar alguna función se puede ver limitada si no conoce a profundidad el control del mismo, y además si el objetivo es darle autonomía al artefacto por medio de técnicas de control avanzado, es posible que no se tengan en cuenta todas las formas de movimiento y los grados de libertad y limitaciones del mismo, ocasionándose por pequeños errores accidentes inesperados.

Figura 2.1 Vuelo de un Helicoptero a escala tamaño 60



Fuente. (<http://practicass.pakillo.es/utm/trabajos.html>)

Errores de arranque o despegue, y en el mismo control del helicóptero en vuelo como se observa en la figura 2.2 sumados a condiciones del ambiente

desfavorables pueden provocar daños en el mismo y a elementos vecinos, dando grandes pérdidas en cualquier caso. Lo anterior más el interés que genera el control y automatización de un vehículo de estos para infinidad de aplicaciones a los grupos de investigación y experimentación, hacen obligatorio e interesante crear un equipo complementario para hacer estudios seguros y confiables que den completa libertad al helicóptero y que en caso de una falla ya sea humana o externa no permita que ocurra un accidente.

Figura 2.2 Descenso vertiginoso de un helicóptero a escala.



Fuente. (<http://www.swashplate.co.uk/ehbg-v17/pics/afpd-eco8.jpg>)

2.2 JUSTIFICACIÓN PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA

Un helicóptero es un vehículo que puede sostenerse y maniobrarse en el aire gracias a la acción de al menos un rotor principal de eje vertical y ayudado por rotores de eje horizontal para su control de giro. Los rotores tienen dos o más álabes simétricos.

La gran ventaja de estos vehículos es la posibilidad de mantenerla en vuelo sin la necesidad de que esté en movimiento de traslación, y teóricamente puede

mantenerse en un punto fijo. Tienen gran ventaja sobre los aviones cuando las zonas donde deben aterrizar o despegar no cuentan con una amplia pista.

A pesar de la gran cantidad de ventajas también presenta algunas debilidades este tipo de vehículo. Los mecanismos de potencia son mucho más complejos y costosos en fabricación y mantenimiento, puede alcanzar velocidades no tan altas con poca capacidad de carga y por esto mismo no puede tener un gran tanque de combustible lo cual se ve reflejado en poco tiempo de vuelo continuo.

Debido a la gran maniobrabilidad se le encomiendan gran cantidad de tareas en las que resulta más eficiente, por ejemplo construcción, transporte, emergencias, rescates, exploración, búsqueda, vigilancia, operaciones militares, video, entretenimiento, entre otros. Al menos la mitad de los anteriores usos se pueden implementar a pequeña escala mediante helicópteros de tamaño reducido.

El grupo de investigación DICBot de la escuela de ingeniería mecánica de la universidad industrial de Santander, está interesado en el desarrollo de proyectos de control y robótica, y se ha planteado la posibilidad de un vuelo autónomo para un helicóptero a escala, siendo necesario que el dispositivo esté en completa seguridad y que cualquier interesado en el manejo del mismo sepa a cabalidad manejar un helicóptero a escala y conozca el comportamiento del mismo ante las distintas órdenes dadas por el mando, y las variables a manejar ante cambios en el entorno en que se encuentre volando.

2.3 OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO

2.3.1 Objetivo General

- Aportar a la misión de la universidad, con un trabajo de técnica aplicada que refleje la labor realizada en ingeniería mecánica tanto por los estudiantes como por los docentes, en la multiplicación del conocimiento y la aplicación de técnicas para el diseño de mecanismos, por razón de la construcción de una plataforma de entrenamiento, experimentación e investigación para un helicóptero a escala tamaño 60.

2.3.2 Objetivos Específicos

- Diseñar una plataforma con cuatro grados de libertad de movimiento (tres de rotación y uno de traslación en el eje Z) para monitorear mediante lazos de control abierto el comportamiento de la plataforma y del helicóptero a escala tamaño 60 con el uso de sensores de posición angular y desplazamiento, los cuales tendrán los siguientes rangos:
 - o Traslación en el eje Z de máximo 30 cm.
 - o Giro en los ejes X y Y entre 0 y 45 grados.
 - o Rotación libre alrededor del eje Z.
- Construir una plataforma con capacidad de medir y almacenar gráficamente variables de interés en el campo de la automatización y robótica (los ángulos de alabeo y cabeceo, el giro en eje Z y la elevación), siguiendo los movimientos generados por la dinámica del helicóptero.
- Desarrollar un programa en *Lab View*® para monitorear el comportamiento del helicóptero a escala empleando la teoría de dinámica, sistemas dinámicos, ingeniería de control, diseño de máquinas y mecanismos, con el fin de crear un

diseño adaptable a la realidad para aprendizaje y entrenamiento en control de un helicóptero a escala.

3. MECANISMOS IMPLEMENTADOS EN LOS CUATRO GRADOS DE LIBERTAD DE LA PLATAFORMA HeliT60 Y SU CINEMÁTICA

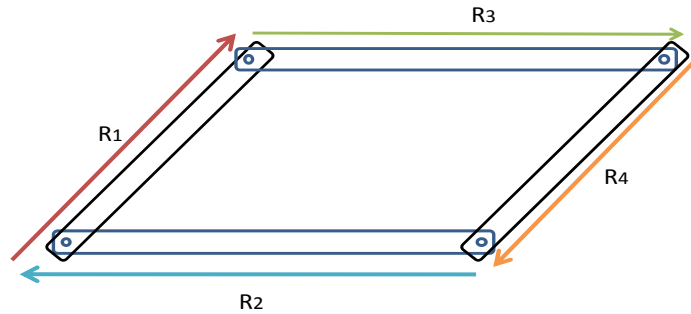
Este trabajo contempla un mecanismo global de cuatro grados de libertad, de manera que para el monitoreo de cada uno, se deben independizar de cierta forma unos de otros, mediante mecanismos individuales, los cuales se seleccionaron de acuerdo a la teoría que se presenta a continuación.

3.1 MECANISMOS DE 4 BARRAS

Son una secuencia de barras conectadas con dos puntos fijos. Dependiendo de los puntos fijos y de la longitud de cada barra se pueden obtener diferentes mecanismos con movimientos característicos, como mecanismo de doble balancín, manivela-balancín, doble manivela, mecanismos plegables, paralelogramo articulado, entre otros. Para este proyecto se implementó el principio del paralelogramo articulado, como se explica a continuación.

3.1.1 Mecanismo paralelogramo articulado. Este cuadrilátero tiene la particularidad que sus lados opuestos tienen la misma longitud. De esta forma se obtienen movimientos de traslación o rotación, pero no las dos al tiempo en una misma barra. Por tanto si una de las barras permanece fija, la barra opuesta siempre permanecerá paralela sin importar el movimiento de las otras dos como se muestra en la figura 3.1.

Figura 3.1 mecanismo paralelogramo articulado



$$\vec{R}_1 + \vec{R}_3 = \vec{R}_4 + \vec{R}_2$$

$$R_1 \cos \phi_1 + R_3 \cos \phi_3 = R_2 \cos \phi_2 + R_4 \cos \phi_4$$

Derivando se obtiene:

$$\omega_1 * R_1 \sin \phi_1 + \omega_3 * R_3 \sin \phi_3 = \omega_2 * R_2 \sin \phi_2 + \omega_4 * R_4 \sin \phi_4$$

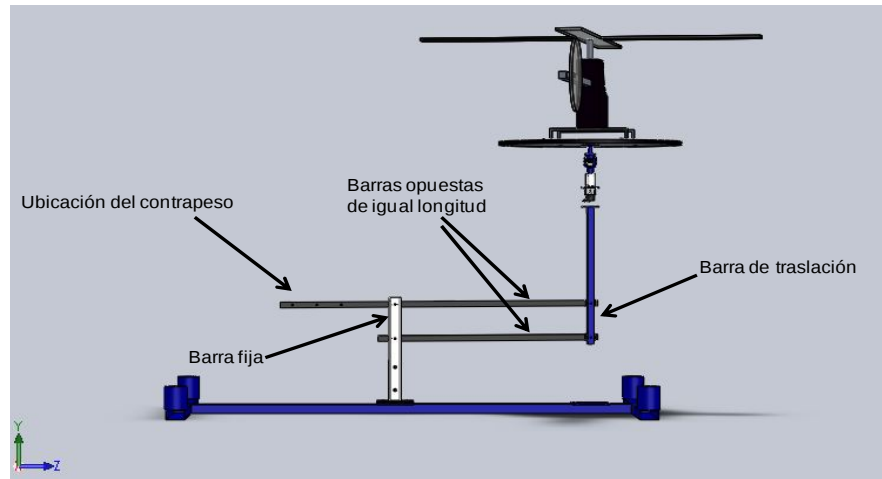
Si ahora se hace la barra del vector R_1 fija, y conociendo que $\omega_3 = \omega_2$ y $\phi_3 = \phi_2$, se concluye que $\omega_4 = 0$, lo que quiere decir que esta barra presenta traslación pura.

Del análisis cinemático se deduce que si se tiene una barra vertical fija, la barra opuesta tendrá movimiento traslacional, propiedad que será utilizada en el diseño del mecanismo de elevación (primer grado de libertad).

Este tipo de mecanismo es muy utilizado en diversas aplicaciones como en balanzas, ruedas de trenes, ventanas, limpiaparabrisas, cajones, pinzas. En el caso de este proyecto se utiliza para dar un grado de libertad de traslación en el eje Z para el helicóptero a escala, como se muestra en la Figura 3.2, con la ventaja de que el peso del conjunto donde va apoyado el helicóptero puede balancearse al otro extremo de la barra y de esta forma permitir que el helicóptero levante poco peso, y el estudio del movimiento sea más preciso.

El mecanismo paralelogramo articulado del HeliT60 está conformado por la Barra 1, la Barra 2, el subconjunto de elevación y el apoyo central, que serán descritos más adelante.

Figura 3.2 Mecanismo paralelogramo articulado en la plataforma HeliT60



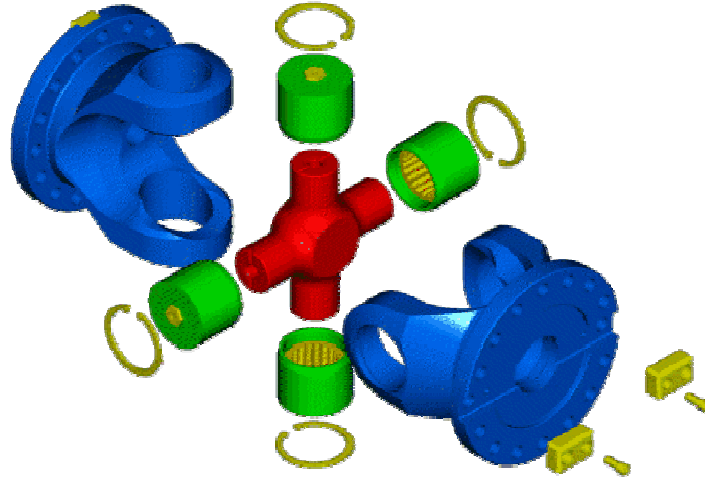
3.2 LA JUNTA CARDÁN

Es una pieza mecánica que permite la unión de dos ejes que rotan pero que no están alineados, y que permite una velocidad promedio igual entre los mismos a pesar de que el eje conducido no tiene una velocidad constante. Normalmente se usa en pares para garantizar una velocidad de salida igual a la de entrada y paralelismo entre ambos ejes. Este componente tiene aplicaciones principalmente en la transmisión de potencia y en la dirección de vehículos. La junta cardán aparece en detalle en la figura 3.3.

Este proyecto hace uso de este mecanismo pero no con el fin de transmitir un torque sino de dar dos grados de libertad de rotación alrededor de dos ejes perpendiculares entre sí. Se aprovecha para monitorear los ángulos de alabeo y

cabeceo obtenidos de la dinámica del helicóptero y que son de vital interés en su estudio.

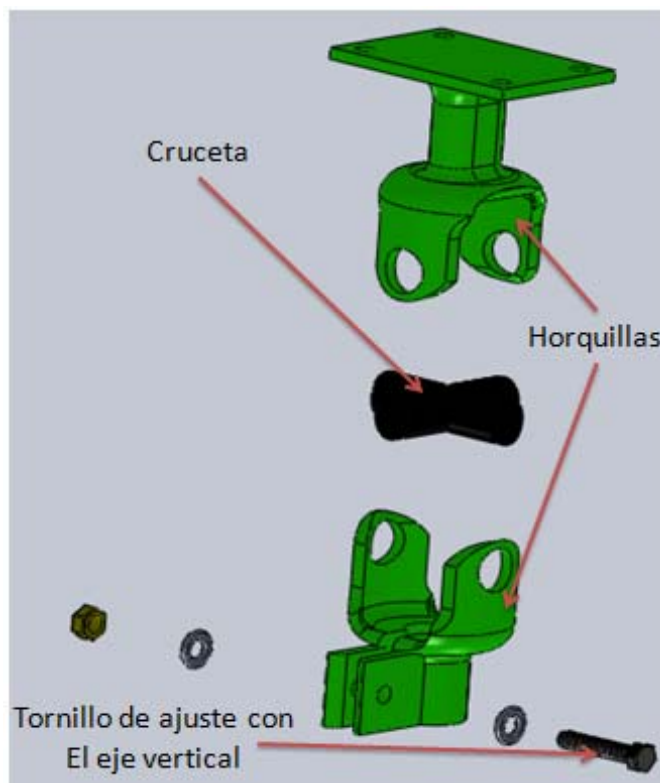
Figura 3.3 Componentes del cardán



Fuente. (<http://mecfunnet.faii.etsii.upm.es/Xitami/webpages/anicaardnbak.html>)

Este mecanismo consta principalmente de dos horquillas y una cruceta, conectadas de tal forma que si una de ellas permanece fija se tienen los dos grados de libertad buscados, en este caso una de las horquillas permanecerá inmóvil haciendo que la otra pueda girar en dos ejes perpendiculares para simular de esta forma los ángulos de alabeo y cabeceo. Estas juntas además poseen cojinetes y sellos para evitar el desgaste de sus componentes y rotar con mayor facilidad. La junta cardán se acopla al eje vertical mediante un tornillo de ajuste como se muestra en la figura 3.4.

Figura 3.4 Vista explosionada de la junta cardan implementada.



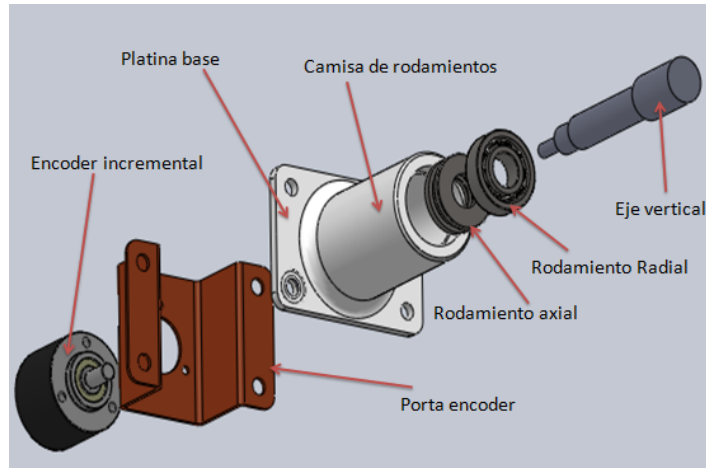
3.3 MECANISMO DE ROTACIÓN EN EL EJE VERTICAL

Para darle a la plataforma el último grado de libertad, de rotación en el eje Z, para el monitoreo del ángulo de guiñada o de giro se diseñaron y seleccionaron varios componentes. En conjunto dan un apoyo suficiente al helicóptero y su bandeja de sujeción.

Consta de una placa solidaria a una camisa con dos rodamientos de apoyo y un eje vertical. Como puede verse en la figura 3.5, en la parte inferior se encuentra el encoder que mide la posición angular respecto de un horizonte predeterminado (yaw angle), este encoder va sujeto a la placa y su eje conectado al eje vertical.

En la parte superior el eje se acopla a la junta cardán mediante un tornillo de ajuste, obteniéndose tres grados de libertad de rotación.

Figura 3.5 Vista explosionada mecanismo de rotación en el eje vertical



3.4 OTROS MECANISMOS ESTUDIADOS

Para los diferentes grados de libertad se contemplaron otros elementos mecánicos que se muestran a continuación:

Para la elevación se cuenta también con barras telescópicas y guías lineales como se muestra en las figuras 3.6 y 3.7.

Figura 3.6 guía lineal



Fuente. (<http://www.directindustry.es>)

Figura 3.7 Barra telescópica



Fuente. (<http://www.ferrovicmar.com>)

Los anteriores mecanismos se descartaron debido a que el helicóptero debería ejercer una gran fuerza de empuje para estirar los mecanismos y de paso levantar el peso de los demás componentes.

En cuanto al mecanismo de rotación en el eje Z, es posible utilizar chumaceras o rodamientos de rodillos cónicos individualmente, elementos mostrados en las figuras 3.8 y 3.9, pero estos presentan el inconveniente de que no es posible ubicar fácilmente el sensor de posición angular, y además tienen un peso elevado, lo cual es inconveniente a la hora de volar el helicóptero.

Figura 3.8 Chumacera



Fuente. (<http://valerosa.com.mx>)

Figura 3.9 rodamientos de rodillos cónicos



Fuente. (<http://www.directindustry.es>)

Para los movimientos de rotación en los ejes X y Y, es decir los que permiten alabeo y cabeceo del helicóptero se presentaba también la posibilidad de utilizar una rótula, como se muestra en la figura 3.10, con el inconveniente de que no tiene restringido el giro en el eje Z, por lo tanto dificulta su monitoreo, y además tiene un rango muy pequeño de rotación en los otros dos ejes.

Figura 3.10 La rótula

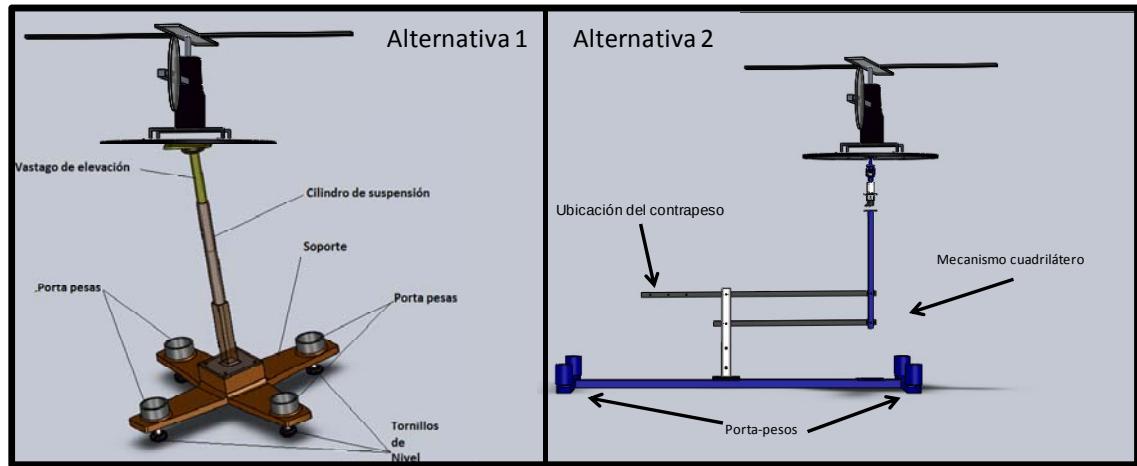


Fuente. (<http://www.repuestoscamiones.es>)

3.5 ALTERNATIVAS DE DISEÑO

El mecanismo a implementar se escogió entre dos opciones que tienen ventajas y desventajas individuales, cada una de las cuales se presenta en la figura 3.11.

Figura 3.11 alternativas de mecanismo de elevación



Alternativa 1: presenta la ventaja de tener un tamaño reducido y menor cantidad de piezas, pero la desventaja de que el helicóptero debe levantar el peso de los componentes de la plataforma, y que al ser muy alta esa carga, sería inútil el estudio pues los movimientos se restringirían demasiado.

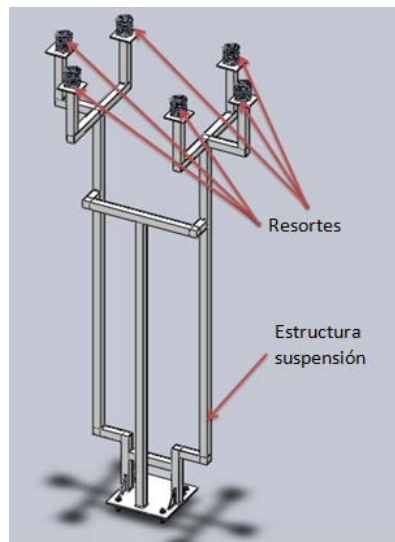
Alternativa 2: tiene la desventaja de ser más costoso debido a la cantidad de piezas y el material necesario, pero tiene la ventaja de que el helicóptero debe levantar una carga mínima ya que el mecanismo puede balancearse. Por esta razón en particular se terminó escogiendo esta última alternativa.

4. DISEÑO DE ELEMENTOS AUXILIARES DE LA PLATAFORMA HeliT60

4.1 DISEÑO DE LOS RESORTES

Para evitar que el helicóptero reciba fuertes impactos cuando se precipite o al aterrizar, se diseñaron 6 resortes iguales los cuales le brindan una suspensión y que evitan cualquier daño del equipo, los cuales están distribuidos como se muestra en la figura 4.1.

Figura 4.1 distribución de los resortes de suspensión



Para el correcto diseño del resorte se tomaron ciertas condiciones iniciales como: constante elástica (material), el diámetro del hilo (calibre del alambre), las cuales definimos de acuerdo a los materiales existentes en el mercado; de igual forma definimos la máxima deformación del resorte. A continuación se presentan los cálculos realizados para el diseño del resorte.

$$D_{hilo} = 4 \text{ mm}$$

$$y = 2 \text{ cm (deformacion maxima)}$$

Alambre estirado en frio sin granallar (ASTM A227)

Se asume un límite de resorte de 8, el cual se encuentra en el rango recomendado (entre 4 y 12), y de esta manera calcular el *Diámetro medio* de la espira, partiendo de la ecuación 4.1 a continuación:

$$D_{MEDIO} = C * D_{hilo} \quad (4.1)$$

Se determina el factor de cortante directo k_s con el cual se calculara el esfuerzo cortante en la espira en presencia de la carga más elevada:

$$K_S = 1 + \frac{0,5}{C} \quad (4.2)$$

$$\tau = K_S * \frac{8 * F * D_{MEDIO}}{\pi * D_{hilo}^3} \quad (4.3)$$

Calculo de la resistencia máxima a la tensión del material

$$S_{ut} = A * D_{hilo}^b \quad (4.4)$$

Para los valores de las constantes A y b se busca la tabla 13-4 del libro *Diseño de Máquinas* de Robert L. Norton, de la cual se toman los siguientes valores:

$$A = 141040$$

$$b = -0,1822$$

Una vez calculada la resistencia máximas a la tensión del material, se procede a determinar el límite elástico a la torsión, con ayuda de la tabla 13-6 del libro *Diseño de Máquinas* de Robert L. Norton, y asumiendo que se ha removido el asentamiento y que se tomará el menor valor del rango (60% a 70%) para calcularlo por medio de la ecuación 4.5 como se muestra:

$$S_{ys} = 0,60 * S_{ut} \quad (4.5)$$

Con los valores del límite elástico a la torsión y el esfuerzo cortante, se procede a determinar el valor del factor de seguridad del resorte:

$$N_s = \frac{S_{ys}}{\tau} \quad (4.6)$$

Una vez validado el factor de seguridad (que es mayor de 1) se deriva a calcular la tasa de resorte con la cual se determina el número de espiras activas:

$$k = \frac{F_{maxima}}{y} \quad (4.7)$$

Para el valor de la F_{maxima} se divide el peso del helicóptero en el número de resortes presentes en la suspensión.

$$N_a = \frac{D_{hilo}^4 * G}{8 * D_{MEDIO}^3 * k} \quad (4.8)$$

Definiendo cuadrados y rectificadas los extremos, haciendo que el número total de espiras corresponda al de la figura 13-9 del libro *Diseño de Máquinas* de Robert L. Norton:

$$N_t = N_a + 2 \quad (4.9)$$

A continuación se calcula la longitud total del resorte en la ecuación 4.12, que es la suma de la deformación máxima, la deformación por golpe y la altura cerrada

$$L_s = D_{hilo} * N_t \quad (4.10)$$

Suponiendo la holgura por golpeo del 15% de la deflexión de trabajo

$$y_{golpe} = 0,15 * y \quad (4.11)$$

$$L_f = L_s + y_{golpe} + y \quad (4.12)$$

Para verificar que no presente pandeo con estos resortes se usaran las siguientes dos relaciones para validar los resultados de este diseño:

$$\frac{L_f}{D_{MEDIO}} \text{ Relación 1.}$$

$$\frac{y}{L_f} \text{ Relación 2.}$$

Con los valores de estas dos relaciones en la figura 13-14 del libro de *Diseño de Máquinas* de Robert L. Norton, se verifica que las coordenadas para este caso estén dentro de las zonas estables contra el pandeo.

Una vez se validan los resultados se procede a realizar los cálculos del diámetro exterior e interior del resorte

$$D_o = D_{MEDIO} + D_{hilo} \quad (4.13)$$

$$D_i = D_{MEDIO} - D_{hilo} \quad (4.14)$$

Dando como resultados las siguientes especificaciones con las cuales se fabricaron los resortes de la suspensión:

$$D_o = 3,65 \text{ cm}$$

$$N_t = 9$$

$$L_f = 7,5 \text{ cm}$$

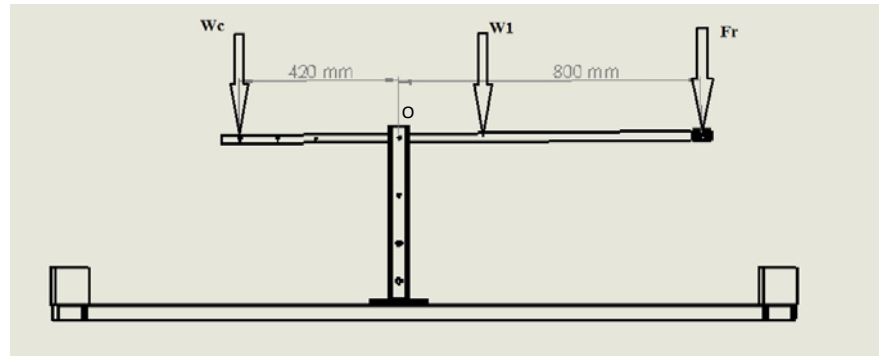
4.2 DISEÑO DEL CONTRAPESO

Para conocer el peso adecuado para equilibrar el mecanismo de barras de manera que el helicóptero levante el menor peso posible se deben pesar todos los componentes individualmente y hacer un diagrama de cuerpo libre de la barra que los soporta como se aprecia en la figura 4.2.

Tabla 1.1 Pesos de las piezas

Componente	Peso en gramos
Balancín corto	776
Balancín largo	1048
Barra de traslación (guía incluida)	1459
Junta cardán	276
Camisa de rodamientos	643
Bujes mecánicos (2)	62
Portaencoder de giro	83
Espárragos cortos (4)	30
Espárragos largos (2)	35
Tornillos de bandeja (4)	10
Bandeja de sujeción	2400

Figura 4.2 DCL del balancín principal.



La fuerza resultante Fr equivale a la suma de los pesos de cada componente (exceptuando el balancín corto ya que sólo la mitad de su paso se apoya en tal extremo), W_1 es el peso de la barra y W_C es el peso del contrapeso. Se plantea la siguiente fórmula:

$$Fr = \left(\frac{776}{2} \right) + 1459 + 276 + 643 + 62 * 2 + 83 + 30 * 4 + 35 * 2 + 10 * 4 + 2400$$

$$= 5603 \text{ gr}$$

$$\sum M_O = 0 \quad (4.15)$$

$$800 * Fr + W_1 * \left(\frac{800+420}{2} - 420 \right) = 420 * W_C \quad (4.16)$$

$$W_C = 11,15 \text{ kg}$$

Por tanto, el peso que debe añadirse al extremo opuesto del mecanismo es de 11,15 kg, de esta forma se facilita la elevación del helicóptero, físicamente el contrapeso se diseña como muestra la figura 4.3.

Figura 4.3 Contrapeso diseñado



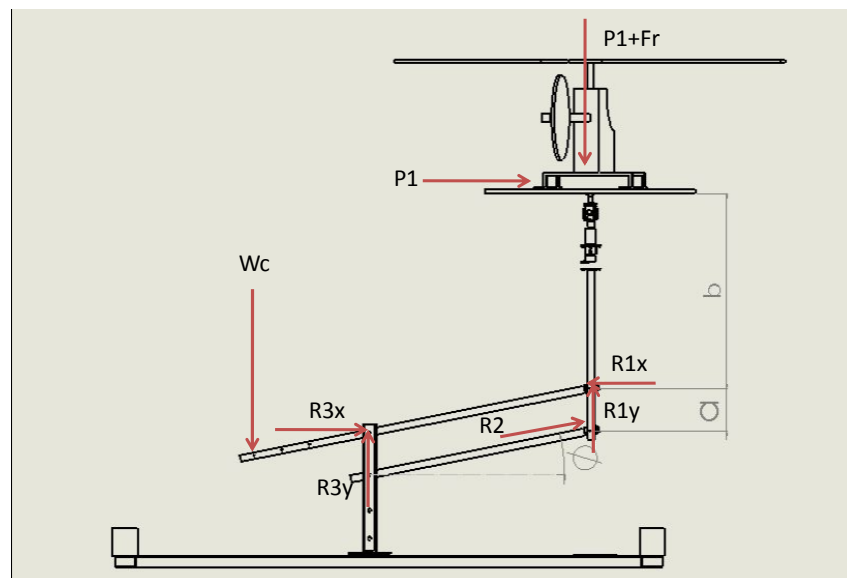
5. EVALUACIÓN DE LAS CARGAS ESTÁTICAS EN COMPONENTES DE LA PLATAFORMA Helit60

Los componentes críticos de la plataforma son aquellos sobre los que recaen los mayores esfuerzos, y se realiza un análisis de resistencia, pero principalmente de rigidez, pues esta plataforma no está sometida a cargas muy altas pero si debe presentar deformaciones mínimas para garantizar su buen funcionamiento.

5.1 CARGA MÁXIMA EN BUJES Y PASADORES

Para este cálculo se hace el diagrama de cuerpo libre del mecanismo cuadrilátero y se ubican todas las fuerzas conocidas y asumidas como se muestra en la figura 5.1.

Figura 5.1 Cargas en los pasadores



En el diagrama de la figura 5.1 se presentan las fuerzas que intervienen en el mecanismo de barras y sus apoyos. La distancia entre la carga horizontal del helicóptero y la barra principal es $b=0,7\text{m}$. La distancia entre barras es $a=0,15\text{m}$.

Phi ($\emptyset$) es el ángulo del balancín respecto a la horizontal; se presenta más adelante una tabla paramétrica con los valores de la carga máxima respecto al ángulo del balancín para determinar el punto crítico de operación.

Datos:

Peso del helicóptero $W_h=5\text{ kg}$

Peso del balancín principal $W_b=1.048\text{ kg}$

Sumatoria de fuerzas en el eje X en la barra de traslación:

$$(R2 * \cos(\emptyset) + P1) = R1x \quad (5.1)$$

Sumatoria de fuerzas en el eje Y en la barra de traslación:

$$(R2 * \sin(\emptyset) + R1y) = W \quad (5.2)$$

Sumatoria de momentos con respecto al pivote de la barra:

$$(R2 * \cos(\emptyset) * a) = P1 * b \quad (5.3)$$

Se asume la componente horizontal del empuje del helicóptero como 1G:

$$P1 = Wh$$

Fr se obtuvo del cálculo del contrapeso Fr y se obtiene W

$$W = P1 + Fr \quad (5.4)$$

Sumatoria de fuerzas en el eje Y en la barra:

$$R1y + Wb + Wc = R3y \quad (5.5)$$

Sumatoria de fuerzas en el eje X en la barra:

$$R1x = R3x \quad (5.6)$$

$$Fr = 5,6 \text{ kg} \quad (5.7)$$

$$R3 = \sqrt{((R3x)^2 + (R3y)^2)} \quad (5.8)$$

Con estos datos es posible determinar la fuerza sobre el pasador que recibe la carga R3 respecto al ángulo del balancín:

Tabla 5.1 Carga R3 respecto al ángulo de elevación del balancín

Phi Ø (en grados)	R3 (en kg)
0	36,34
5	35,09
10	33,91
15	32,79
20	31,72
25	30,72
30	29,81
35	29,05
40	28,51
45	28,34

Se concluye de la tabla 5.1 que la carga máxima en el pivote se presenta cuando el balancín está en la posición horizontal. Con los datos anteriores se puede hacer el análisis computacional para el pivote (bujes) y para la barra balancín.

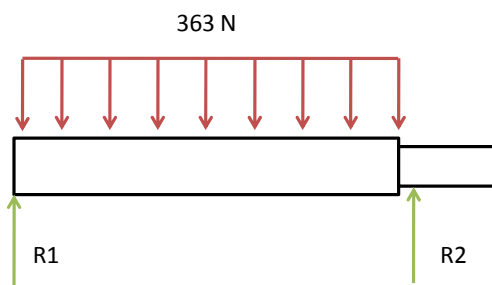
5.2 DISEÑO DEL EJE HORIZONTAL

Figura 5.2 Eje horizontal.



Para el diseño del eje mostrado en la figura 5.2 se realizó un cálculo de flexión pura debido a que este eje es estrictamente usado para que se mueva solidario con la Barra 2, razón por la cual no recibe ningún tipo de carga axial o de torsión, además se asumió que recibiría la misma carga que el buje de apriete ubicado en la barra 1, para de esta manera hacer más críticas las condiciones del diseño. A continuación se presentan los cálculos pertinentes.

Figura 5.3 Fuerzas en el eje



$$\sum M_O = 0 = (R_1 * 0,0031) - (R_2 * 0,0031) \quad (5.9)$$

$$R_1 = R_2$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_1 = 181 \text{ N}$$

Figura 5.4 Diagrama de cortante

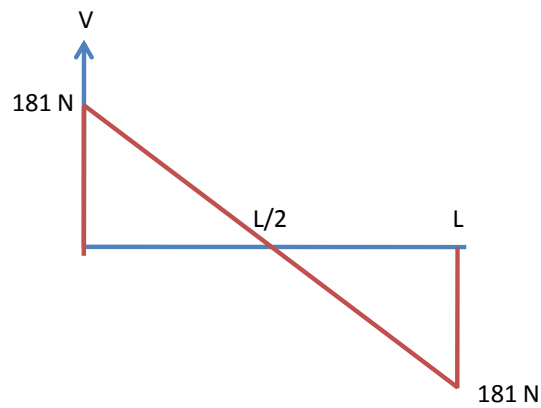
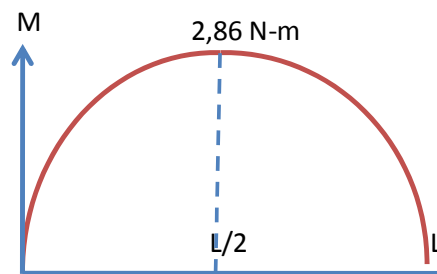


Figura 5.5 Diagrama momento flector



$$\sigma_{permissible} = \frac{S_y}{N} \quad (5.9)$$

$$\sigma_{permissible} = \frac{M * C}{I} \quad (5.10)$$

$$C = \frac{D}{2} \quad (5.11)$$

$$I = \frac{\pi * D^4}{64} \quad (5.12)$$

Como:

$$S_y = 310 \text{ MPa}$$

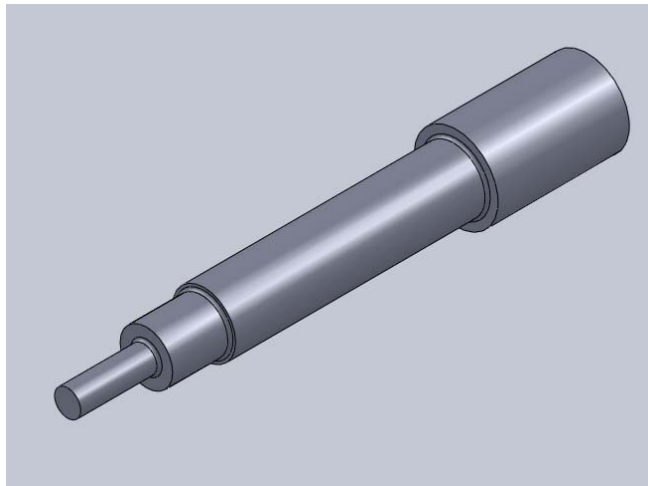
Y asumiendo:

$$N = 1,5$$

Da como resultado un diámetro de 5,17 mm, por esta razón se utilizó una varilla comercial de 0,25 pulgadas.

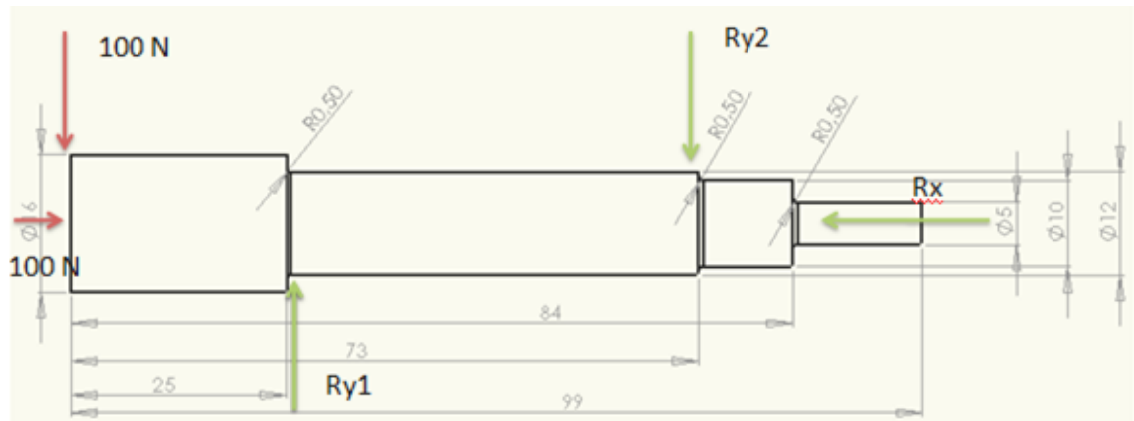
5.3 CARGAS EN EL EJE VERTICAL

Figura 5.6 Eje vertical.



Para el diseño de este eje se realizó un cálculo de flexión y carga axial, además se asumió que recibiría la misma carga tanto en el sentido axial como el radial, con un valor de 100 N para de esta manera hacer más críticas las condiciones del diseño. A continuación se presentan los cálculos pertinentes.

Figura 5.7 Cargas en el eje vertical de soporte principal



(5.13)

=

(5.14)

(5.15)

Las figuras 5.8, 5.9 y 5.10 muestran respectivamente los diagramas de cortante, momentos y carga axial

Figura 5.8 Diagrama de cortante eje vertical

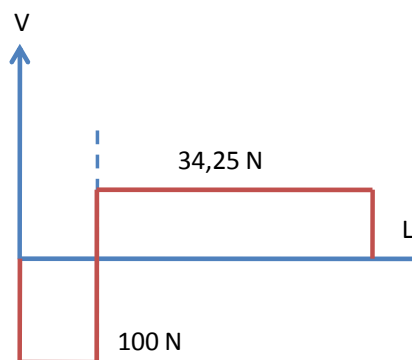


Figura 5.9 Diagrama momento flector eje vertical.

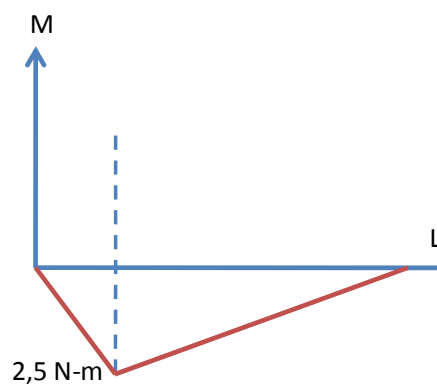
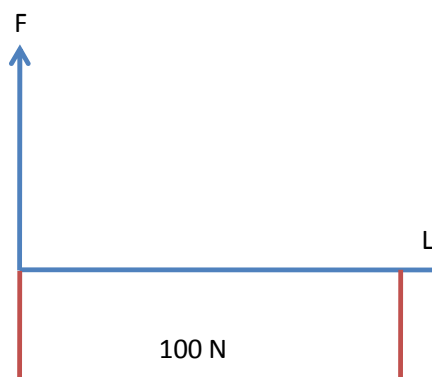


Figura 5.10 Diagrama de carga axial eje vertical.



$$\sigma_{flexion} = \frac{M * C}{I} \quad (5.16)$$

$$C = \frac{D}{2} \quad (5.17)$$

$$I = \frac{\pi * D^4}{64} \quad (5.18)$$

$$\sigma_{axial} = \frac{S_y}{N} \quad (5.19)$$

$$\sigma_{axial} = \frac{F_{axial}}{Area} \quad (5.20)$$

$$Area = \frac{\pi * D^2}{4} \quad (5.21)$$

$$\sigma_{total} = \sigma_{axial} + \sigma_{flexion} \quad (5.22)$$

Se conoce que:

$$S_y = 310 \text{ MPa}$$

Y definiendo:

$$N = 1,5$$

Da como resultado:

$$D = 5 \text{ mm}$$

Para garantizar larga vida del equipo se seleccionó que la sección del eje que soporta esas cargas tenga un diámetro de 12 mm, para ello se usó un eje de 16 mm de diámetro ya que este diámetro era necesario para empalmar el eje con la junta cardán, al eje se le hicieron tres reducciones, la primera a 12 mm para la sección que va en contacto con el rodamiento de carga radial, la segunda reducción es a 10 mm, esta se hizo con el fin de darle un hombro de apoyo al eje en rodamiento axial, y la tercera reducción se hizo a 5 mm, esta debido a que va a ir acoplado con la unión del encoder incremental.

6. SELECCIÓN DE LOS RODAMIENTOS

Los rodamientos utilizados cumplen la función de dar apoyo al eje vertical de tal forma que este gire libremente y se eliminen holguras o juegos, ya que este elemento es crítico en el sentido de que debe estar alineado siempre, pues va acoplado al encoder de medición del ángulo de guiñada o giro en el eje Z. los componentes de este conjunto se muestran en la figura 3.5.

6.1 SELECCIÓN DE RODAMIENTO DE CARGA RADIAL

Primero se determina la carga que soportan los rodamientos. El eje recibe una carga vertical equivalente al peso de los componentes que están sobre él (el helicóptero, la mesa y la junta cardán) y una carga radial asumida igual (masa de los componentes por una aceleración de 1G lateral adjudicada anteriormente por efectos de la dinámica del helicóptero).

$$\begin{aligned} P_1 &= (m_h + m_m + m_c) * 1G = (5 + 2.4 + 0.276) * 9.8 \\ &= 75.2N = 0.0752kN \end{aligned} \tag{6.1}$$

La carga P_1 (que es la misma tanto en dirección radial como axial) es aplicada en el extremo del eje vertical, que está apoyado directamente en los rodamientos radial y axial. Sabiendo que cada rodamiento soporta una fuerza equivalente a P_1 , y determinando la geometría esperada se pueden seleccionar los rodamientos mediante el uso de catálogos, en este caso de *NTN*.

La carga estática es $P_r = 0.0752kN$

Se determinan los factores de vida y de velocidad mediante la escala proporcionada por el catálogo de *NTN* que se muestra en la figura 6.1.

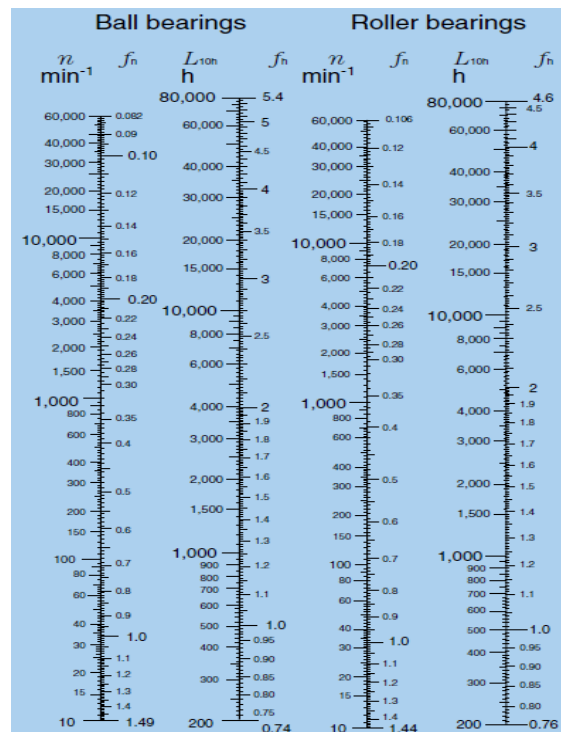
Para 10 RPM (se asume la velocidad más baja dada su aplicación) se tiene un factor $f_n=1.49$.

Para 80000 horas de trabajo se obtiene un $f_h=5.4$.

La carga dinámica se calcula mediante la ecuación 6.2.

$$C = P_r * \frac{f_h}{f_n} = 0.0752 * \frac{5.4}{1.49} = 0.273 kN \quad (6.2)$$

Figura 6.1 Escala de factores de vida de rodamientos.



Para la geometría estipulada inicialmente en el diseño se seleccionó previamente un rodamiento 6001 ZZ que se observa en la figura 6.2, el cual se valida con los

anteriores cálculos, pues los valores de carga estática y dinámica permitidos están muy por encima de las cargas reales.

Figura 6.2 Tabla de selección de Rodamientos rígidos de bolas

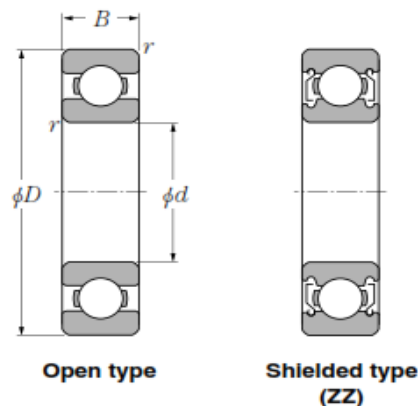
d 10 ~ 20mm

Boundary dimensions					Basic load ratings				Factor	Limiting speeds				Bearing numbers				
mm					dynamic	static	dynamic	static		min ⁻¹								
d	D	B	r _s min ¹⁾	r _{NS} min	C _r	C _{0r}	C _r	C _{0r}	f ₀	grease open type ZZ LLB	oil open type Z LB	LLH	LLU	open type	shielded type	non-contact sealed type	low torque sealed type	contact sealed type
10	15	3	0.1	—	0.855	0.435	87	44	15.7	10 000	12 000	—	—	6700	—	—	—	—
	19	5	0.3	—	1.83	0.925	187	94	14.8	32 000	38 000	—	24 000	6800	ZZ	LLB	—	LLU
	22	6	0.3	0.3	2.7	1.27	275	129	14.0	30 000	36 000	—	21 000	6900	ZZ	LLB	—	LLU
	26	8	0.3	—	4.55	1.96	465	200	12.4	29 000	34 000	25 000	21 000	6000	ZZ	LLB	LLH	LLU
	30	9	0.6	0.5	5.10	2.39	520	244	13.2	25 000	30 000	21 000	18 000	6200	ZZ	LLB	LLH	LLU
	35	11	0.6	0.5	8.20	3.50	835	355	11.4	23 000	27 000	20 000	16 000	6300	ZZ	LLB	LLH	LLU
12	18	4	0.2	—	0.930	0.530	95	54	16.2	8 300	9 500	—	—	6701	—	LLF	—	—
	21	5	0.3	—	1.92	1.04	195	106	15.3	29 000	35 000	—	20 000	6801	ZZ	LLB	—	LLU
	24	6	0.3	0.3	2.89	1.46	295	149	14.5	27 000	32 000	—	19 000	6901	ZZ	LLB	—	LLU
	28	7	0.3	—	5.10	2.39	520	244	13.2	26 000	30 000	—	—	16001	—	—	—	—
	28	8	0.3	—	5.10	2.39	520	244	13.2	26 000	30 000	21 000	18 000	6001	ZZ	LLB	LLH	LLU
	32	10	0.6	0.5	6.10	2.75	620	280	12.7	22 000	26 000	20 000	16 000	6201	ZZ	LLB	LLH	LLU
	37	12	1	0.5	9.70	4.20	990	425	11.1	20 000	24 000	19 000	15 000	6301	ZZ	LLB	LLH	LLU

$$C_{\text{permitido}} = 5.10 > 0.273kN$$

$$P_{r \text{ permitido}} = 2.39 > 0.0752kN$$

Figura 6.3 Constantes del rodamiento de carga radial.



La Figura 6.3 muestra las medidas más representativas de rodamientos de carga radial.

Para el rodamiento de carga radial se tiene la siguiente geometría:

$$d=10\text{mm}$$

$$D=26\text{mm}$$

$$T=11\text{mm}$$

$$r=0.6\text{mm}$$

6.2 RODAMIENTO DE CARGA AXIAL

Para el rodamiento de empuje axial se hace el mismo procedimiento que se realizó para la selección del rodamiento de carga radial y se compara con las cargas permitidas según el catálogo y la geometría especificada.

Rodamiento de empuje seleccionado: 51200, que se muestra en la figura 6.4. Para este caso también se tiene una carga inferior a la permitida:

Figura 6.4 Tabla de selección de Rodamientos de carga axial

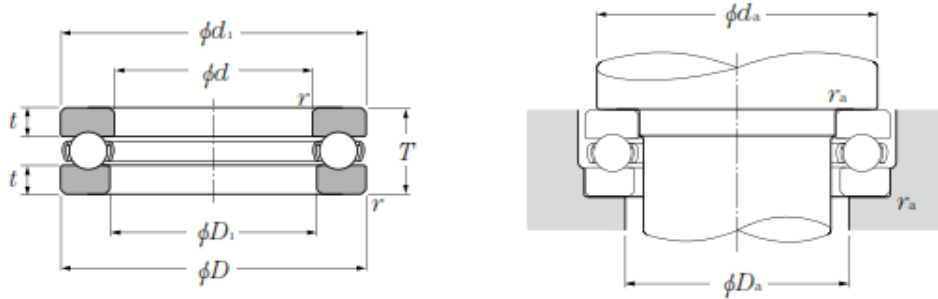
d 10 ~ 50mm

Boundary dimensions				Basic load ratings				Limiting speeds		Bearing numbers	Dimensions			Abutment and fillet dimensions			Mass
mm				dynamic	static	dynamic	static				mm			mm			
				kN		kgf		min ⁻¹									
<i>d</i>	<i>D</i>	<i>T</i>	<i>r</i> 5 min ¹⁾	<i>C</i> _a	<i>C</i> _{0a}	<i>C</i> _a	<i>C</i> _{0a}	grease	oil		<i>d</i> _{1s max} ²⁾	<i>D</i> _{1s min} ³⁾	<i>t</i>	<i>d</i> _{a min}	<i>D</i> _{a max}	<i>r</i> _{as max}	(approx.)
10	24	9	0.3	10.0	14.0	1 020	1 420	6 700	9 500	51100	24	11	2.5	18	16	0.3	0.021
	26	11	0.6	12.7	17.1	1 290	1 740	5 800	8 300	51200	26	12	3.3	20	16	0.6	0.03
12	26	9	0.3	10.3	15.4	1 050	1 570	6 400	9 200	51101	26	13	2.5	20	18	0.3	0.023
	28	11	0.6	13.2	19.0	1 340	1 940	5 600	8 000	51201	28	14	3.3	22	18	0.6	0.034

$$C_{\text{permitido}} = 12.7 > 0.273\text{kN}$$

$$P_{r\text{ permitido}} = 17.1 > 0.0752\text{kN}$$

Figura 6.5 Constantes del rodamiento de carga axial



Las medidas más representativas de rodamientos de carga axial se muestran en la figura 6.5.

Para el rodamiento de carga axial la geometría correspondiente es:

$$d=12mm$$

$$D=28mm$$

$$B=8mm$$

$$r=0.3mm$$

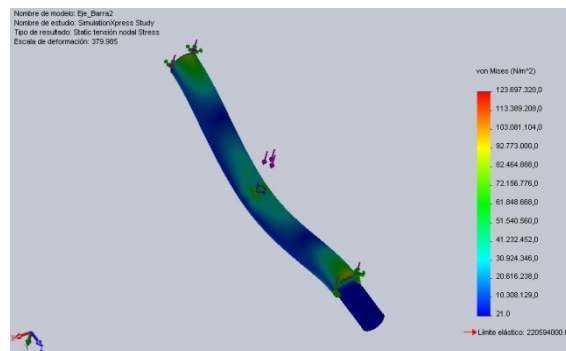
7. ANÁLISIS DE ESFUERZOS Y DEFORMACIONES EN LOS COMPONENTES SOMETIDOS A CARGAS DE LA PLATAFORMA Helit60

Ahora es importante en esta fase del diseño determinar si los componentes son resistentes y lo suficientemente rígidos para el fin que son requeridos. Inicialmente cada componente se diseñó geométricamente de forma que los materiales sean asequibles y de bajo costo, ahora se define si cumplen con los requisitos mecánicos. Para este fin se hizo uso de la herramienta *SimulationXpress Study* de *SolidWorks 2010*.

7.1 ANÁLISIS DEL EJE HORIZONTAL

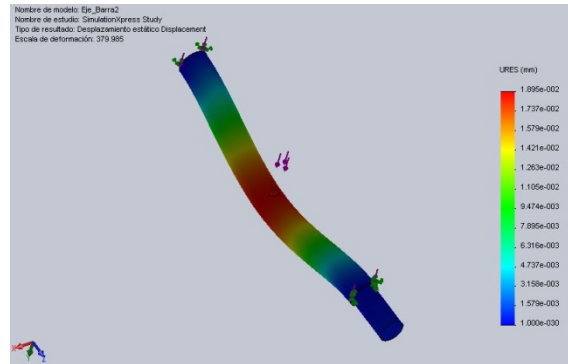
Para validar el diseño de este eje, que se había analizado en el capítulo anterior se implementa la herramienta computacional, la cual arroja los resultados mostrados en las figuras 7.1 y 7.2.

Figura 7.1 Análisis de esfuerzos eje horizontal de la Barra 2



Se observa rotundamente que el esfuerzo máximo presente es de 123 MPa siendo menor a 220 MPa, el límite elástico.

Figura 7.2 Deformación eje horizontal de la Barra 2.



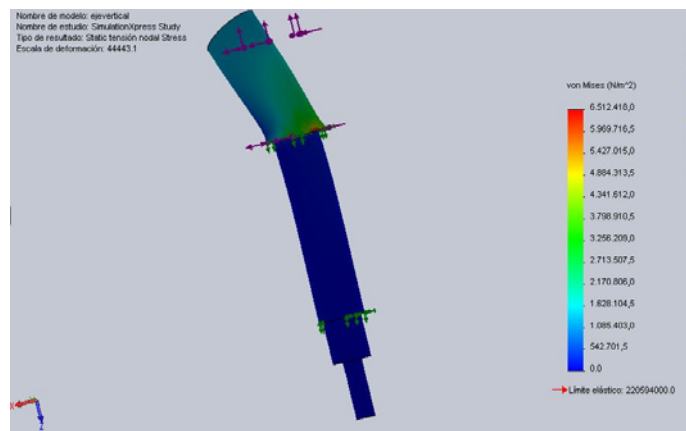
La deformación máxima presente en este eje es de $1,895 \cdot 10^{-2}$ mm

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 1,78, con lo cual se ratifica la certeza de los cálculos realizados anteriormente.

7.2 ANÁLISIS DEL EJE VERTICAL

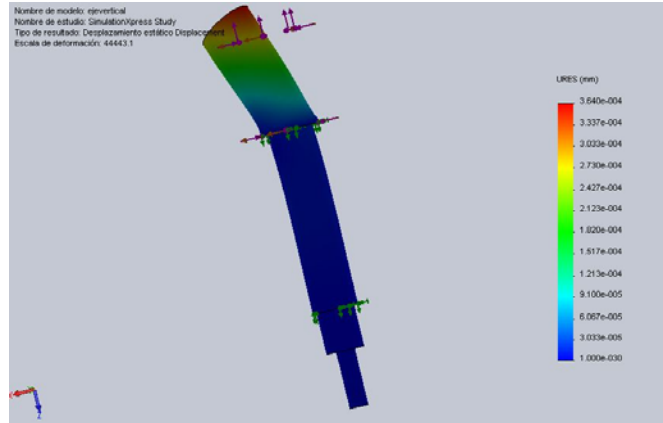
A continuación se presenta el estudio de esfuerzo y deformación del eje vertical, mostrado en las figuras 7.3 y 7.4.

7.3 Análisis de esfuerzos eje vertical.



Se evidencia que el esfuerzo máximo presente es de 6 MPa siendo 220 MPa el límite elástico.

Figura 7.4 Análisis desplazamiento eje vertical.



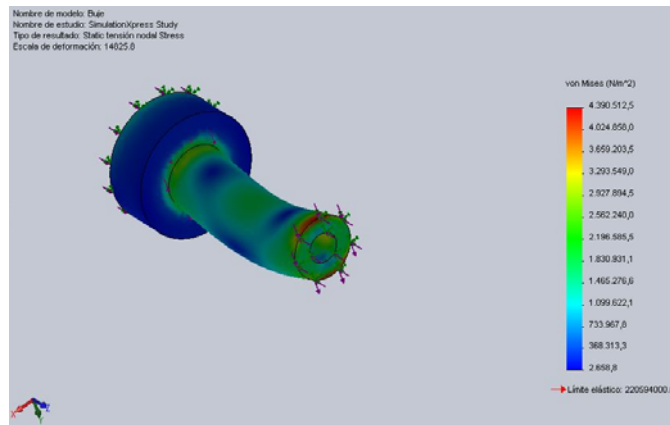
La deformación máxima presente en este eje es de $3,64 \cdot 10^{-4}$ mm

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 33,83, con lo cual se valida la selección.

7.3 ANÁLISIS DEL BUJE CRÍTICO

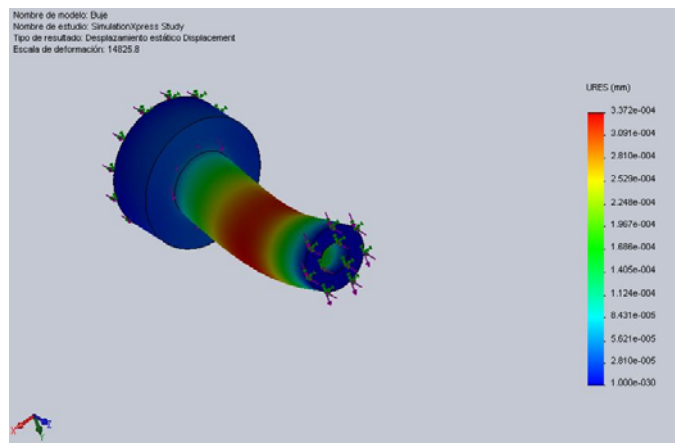
El mecanismo de barras cuadrilátero cuenta con un buje en cada extremo, pero es uno de ellos el que recibe las mayores cargas (se le da un mayor apriete y soporta el peso del mecanismo y del contrapeso), por tanto es el crítico. En las figuras 7.5 y 7.6 se muestran respectivamente los análisis de esfuerzo y deformación para el buje crítico.

Figura 7.5 Análisis de esfuerzos del buje crítico



Se observa claramente que el esfuerzo máximo presente es de 4.4 MPa siendo 220 MPa el límite elástico.

Figura 7.6 Análisis de deformación del buje crítico



La deformación máxima presente en este eje es de $3,27 \cdot 10^{-4}$ mm

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 50,24, con lo cual se valida la selección del material y el diseño de la pieza.

7.4 ANÁLISIS DEL BALANCÍN (BARRA 1)

Se observa manifiestamente en la figura 7.7 que el esfuerzo máximo presente es de 92 MPa siendo menor que 220 MPa, el límite elástico.

Figura 7.7 Análisis de esfuerzos del balancín (Barra 1)

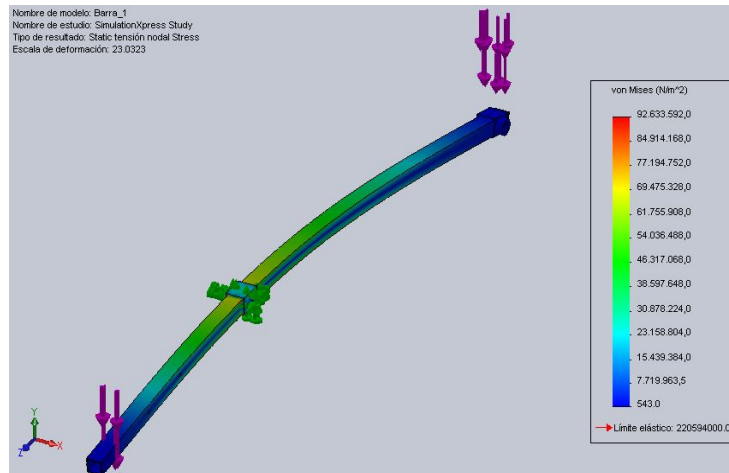
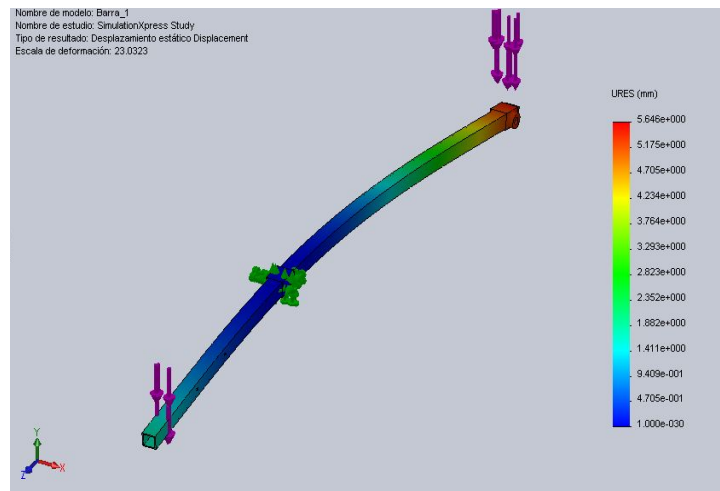


Figura 7.8 Análisis de desplazamiento del balancín.



La deformación máxima presente en este eje es de $5,14 \cdot 10^{-2}$ mm, como se muestra en la figura 7.8.

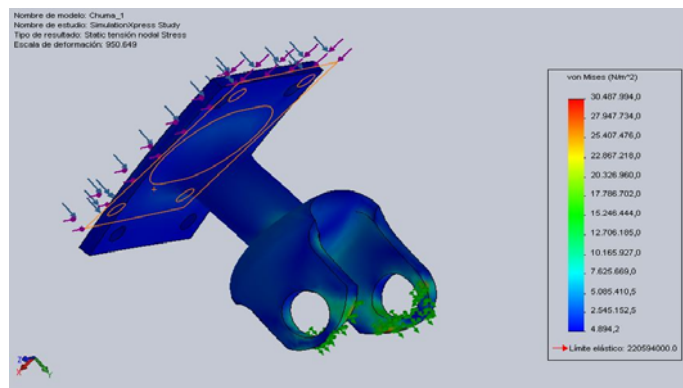
Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 2.38, con lo cual se valida la selección del material y de la geometría.

7.5 CARGA MÁXIMA EN MECANISMO DE ALABEO Y CABECEO

Los siguientes análisis corresponden a la cruceta y horquillas que conforman la junta cardán. Cabe aclarar que se valida la selección ya que esta se obtuvo ya fabricada.

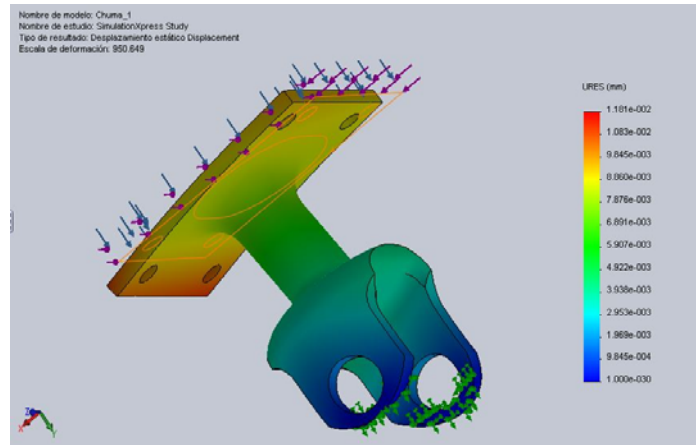
7.5.1 Análisis de la horquilla superior. Esta horquilla soporta la carga ejercida por el helicóptero para poder elevarse, la cual corresponde a 1G que en nuestro caso tiene un valor de 100 N

Figura 7.9 Análisis de esfuerzos de la horquilla superior.



Se observa en la figura 7.9 que el esfuerzo máximo presente es de 30 MPa siendo 220 MPa el límite elástico.

Figura 7.10 Análisis de desplazamiento de la horquilla superior.

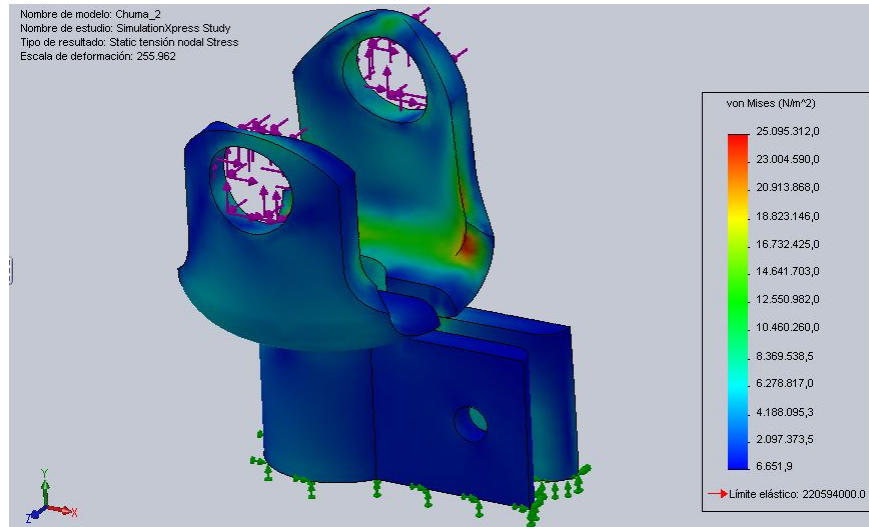


La deformación máxima es de $1,1 \cdot 10^{-2}$ mm según el análisis mostrado en la figura 7.10.

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 7.23, con lo cual se valida la selección.

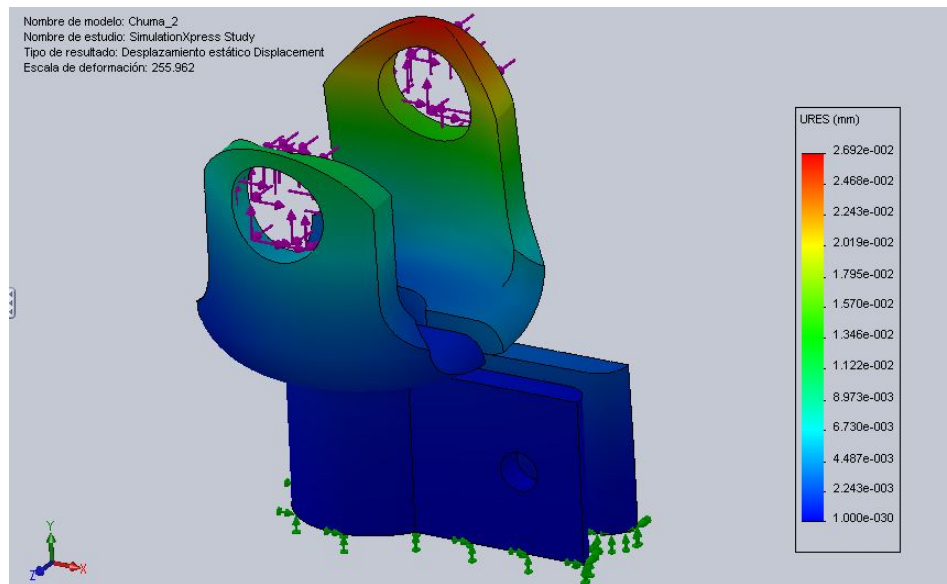
7.5.2. Análisis de la horquilla inferior. Esta horquilla recibirá la carga impuesta por el helicóptero al igual que la superior, esta horquilla a su vez es la que se encuentra acoplada con el eje vertical, que permite el giro en el eje Z.

Figura 7.11 Análisis de esfuerzos de la horquilla inferior.



La figura 7.11 muestra que el esfuerzo máximo presente es de 25 MPa, menor que el límite elástico, 220 MPa.

Figura 7.12 Análisis de desplazamiento de la horquilla inferior

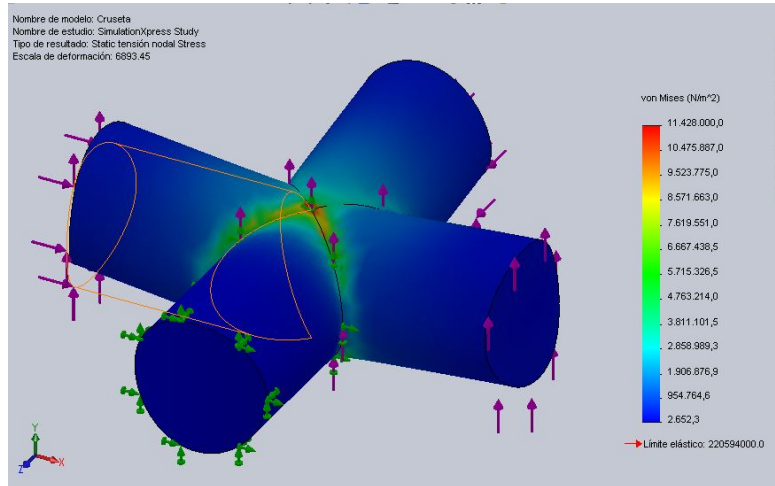


La deformación máxima presente en esta horquilla es de $2,83 \cdot 10^{-2}$ mm, como puede prestarse atención en la figura 7.12.

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 8.79, con lo cual se valida la selección del material.

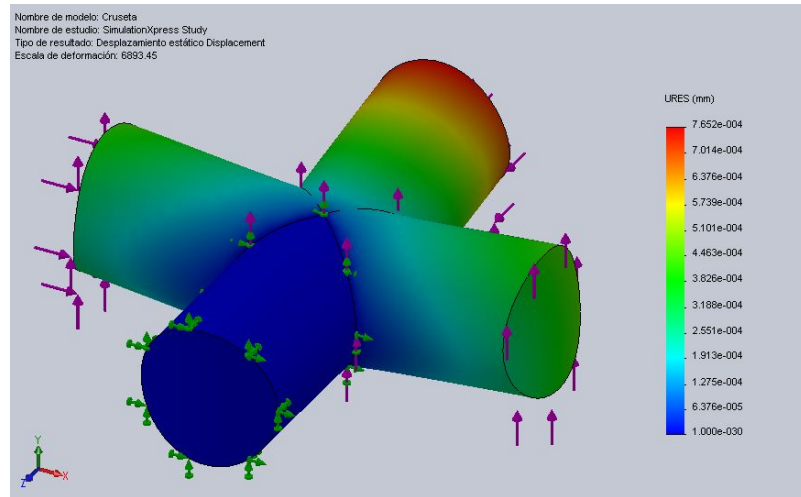
7.5.3 Análisis de la cruceta

Figura 7.13 Análisis de esfuerzos de la cruceta.



Deja en evidencia la Figura 7.13 que el esfuerzo máximo presente es de 11 MPa siendo 220 MPa el límite elástico. A continuación se muestra el análisis de deformación en la figura 7.14.

Figura 7.14 Análisis de desplazamiento cruceta.



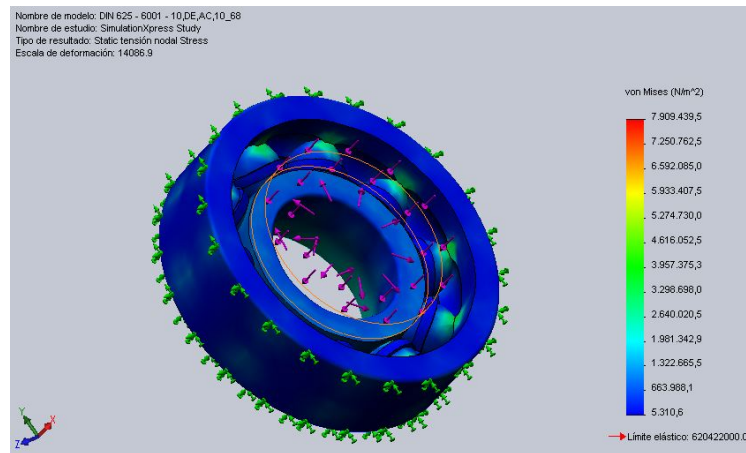
La deformación máxima presente es de $7,64 \cdot 10^{-4}$ mm.

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 19,3, con el cual se aprueba la selección.

7.6 ANÁLISIS DE LOS RODAMIENTOS

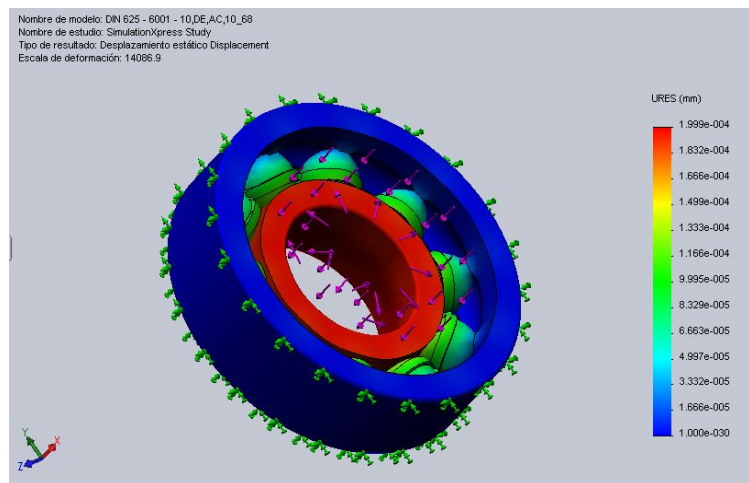
Se valida la selección de los rodamientos, anteriormente realizada, mediante el estudios de esfuerzo y deformación de dichos componentes mostrados en las figuras 7.15, 7.16, 7.17 y 7.18.

Figura 7.15 Análisis de esfuerzos rodamiento carga radial.



El esfuerzo máximo presente es de 7 MPa siendo 620 MPa el limite elástico.

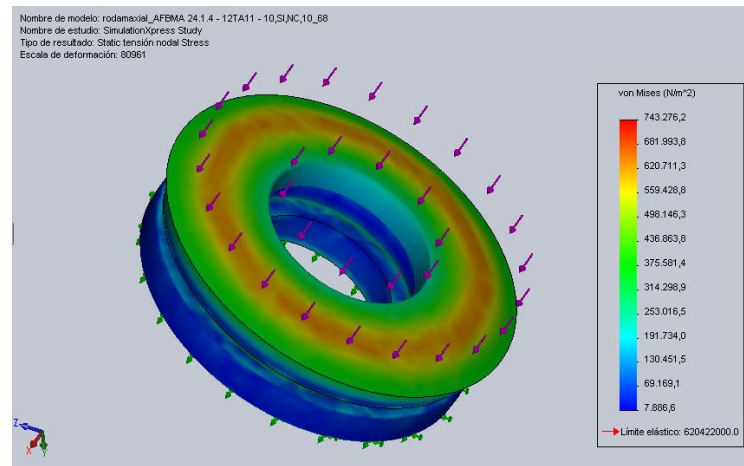
Figura 7.16 Análisis desplazamiento rodamiento carga radial.



La deformación máxima presente en este eje es de $1,99 \cdot 10^{-4}$ mm.

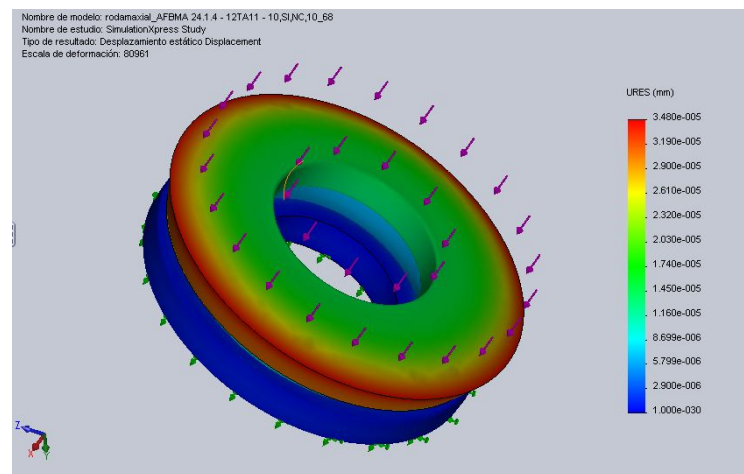
Estos análisis lanzan un factor de seguridad mínimo de 78.44, así se valida la selección del rodamiento.

Figura 7.17 Análisis de esfuerzos rodamiento de carga axial.



El esfuerzo máximo presente es de 743 KPa siendo 620 MPa el límite elástico.

Figura 7.18 Análisis desplazamiento rodamiento carga axial.



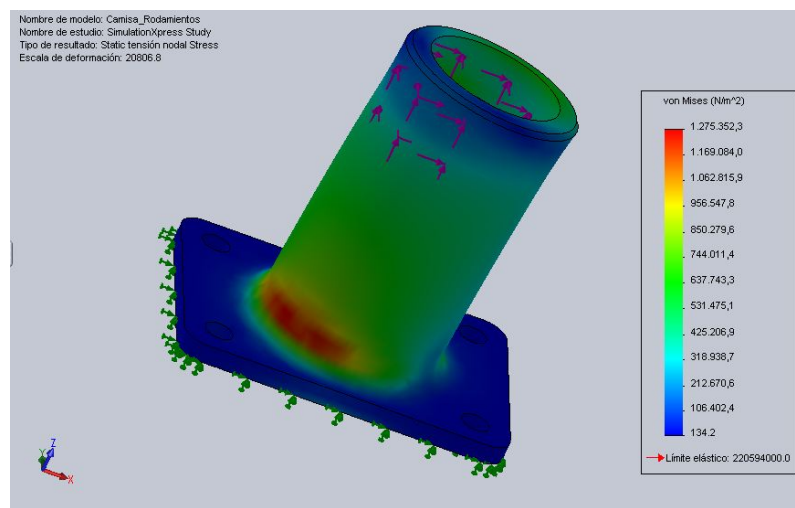
La deformación máxima presente en este eje es de $3,4 \cdot 10^{-5}$ mm.

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 12,5.

7.7 ANÁLISIS DE LA CAMISA DE RODAMIENTOS.

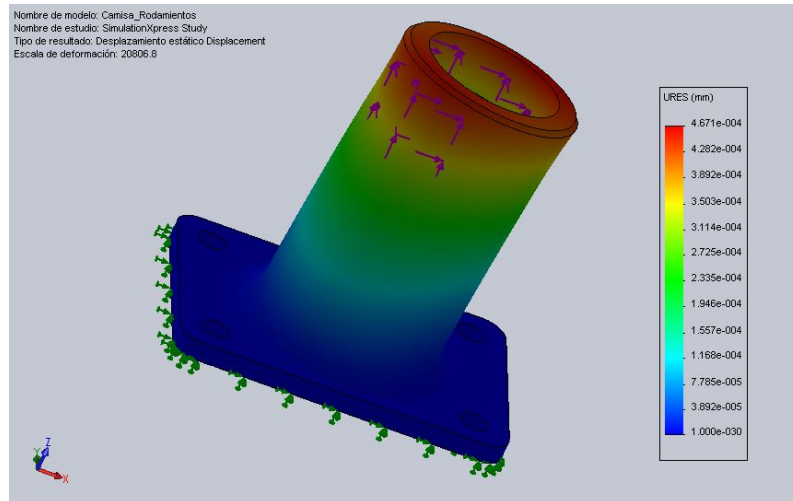
Se valida el diseño y la fabricación de la camisa de los rodamientos, la cual se hizo de acuerdo a las medidas de los rodamientos seleccionados, mediante el estudio de esfuerzo y deformación de dicho componente mostrados en las figuras 7.19, 7.20.

Figura 7.19 Análisis de esfuerzos camisa de rodamientos.



El esfuerzo máximo presente es de 1,27 MPa siendo 620 MPa el límite elástico.

Figura 7.20 Análisis de desplazamiento camisa de rodamientos.



La deformación máxima presente en este eje es de $4,67 \cdot 10^{-4}$ mm.

Estos análisis arrojan un factor de seguridad mínimo de 17,5.

7.8 RESULTADOS DEL ANÁLISIS

A continuación se presenta la tabla 7.1, que exhibe los resultados en general de los componentes analizados bajo carga estática en este capítulo.

Tabla 7.1 Resultados del análisis computacional de carga estática

COMPONENTE	ESFUERZO PERMISIBLE (MPa)	ESFUERZO MÁXIMO (MPa)	FACTOR DE SEGURIDAD	DEFORMACIÓN MÁXIMA (mm)
Eje horizontal	220	123	1,78	1,9E-2
Eje vertical	220	6	33,8	3,6E-4
Buje crítico	220	4,4	50,2	3,3E-4
Balancín (Barra1)	220	92	2,38	5,14
Horquilla superior	220	30	7,23	1,1E-2
Horquilla inferior	220	25	8,79	2,8E-2
Cruceta	220	11	19,3	7,6E-4
Camisa de rodamientos	220	1,27	17,5	4,67E-4

8. DISEÑO FINAL DE LA ESTRUCTURA MECÁNICA DE LA PLATAFORMA HeliT60

El diseño final de la estructura mecánica HeliT60 cumple con las siguientes exigencias: brinda seguridad al helicóptero y al operario; es una estructura que permite el fácil montaje, desmontaje y transporte de la misma. El aspecto general de la plataforma se muestra en la figura 8.1.

Figura 8.1 Estructura mecánica HeliT60.



La estructura mecánica está conformada por una serie de subconjuntos que se enuncian a continuación:

- Base HeliT60
- Apoyo central HeliT60
- Barra 1
- Barra 2
- Subconjunto de elevación
- Subconjunto de sujeción
- Subconjunto de suspensión

Las diferentes partes de la plataforma fueron diseñadas detalladamente en CAD con ayuda de *SolidWorks 2010*, para luego de realizar los análisis pertinentes (esfuerzos-deformación) pasar a la fase de construcción, en la cual se usaron materiales como: tubería cuadrada de acero estructural de diferentes dimensiones y calibres, laminas de cold rolled y madera.

8.1 BASE HELIT60

Para asegurar que el sistema permanezca fijo se diseñó una base con cuatro apoyos y sus respectivos porta-pesos, con los cuales se logra contrarrestar las fuerzas generados por la dinámica del helicóptero y dar seguridad al entorno. En el centro se dispuso una placa para el montaje del siguiente subconjunto. El mecanismo total se diseñó pensando en la posibilidad de ser un conjunto desmontable y fácil de armar.

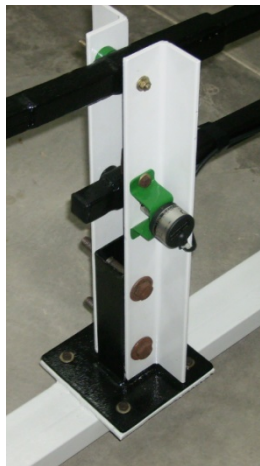
Figura 8.2 Base HeliT60



8.2 APOYO CENTRAL HELIT60

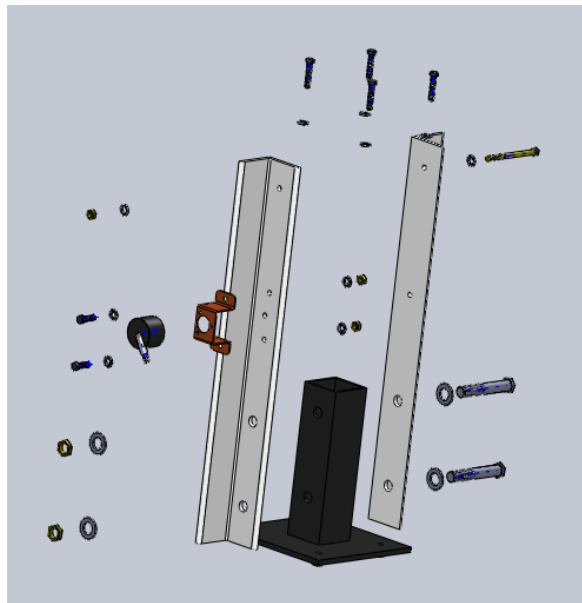
Este apoyo, mostrado en la figura 8.3 es el encargado de sujetar el mecanismo paralelogramo articulado, también permite ubicar en él un encoder incremental con el fin de medir el ángulo formado por el mecanismo, permite la libre rotación del mecanismo en el eje horizontal del sistema.

Figura 8.3 Apoyo central HeliT60



De igual manera es desmontable y esta conformado por tres elementos principales como se muestra en la figura 3.5, dos perfiles (dimensiones) y un tubo cuadrado de 2[pulg] y 3[mm] de espesor, estos tres elementos están sujetos entre si por medio de dos tronillos de $\frac{1}{2}$ [pulg] de diámetro por 3[pulg] de largo; en el extremo superior de los perfiles estos se encuentran sujetos por un tornillo de $\frac{1}{8}$ [pulg] de diámetro y 3[pulg] de largo el cual cumple la función de generar una fuerza de apriete entre los perfiles y el mecanismo paralelogramo articulado, así mismo el porta encoder va unido a uno de los perfiles por medio de dos tornillo de $\frac{1}{8}$ [pulg] de diámetro y 1[pulg] de largos.

Figura 8.4 Vista explosionada del Apoyo central del HeliT60



Este subensamble se une a la base mediante 4 tornillos de 6mm de diámetro. Cabe aclarar que la selección de la geometría del tubo y perfiles seleccionados se dio por la necesidad de una gran rigidez y no porque el apoyo este sometido a grandes cargas.

8.3 BALANCÍN (BARRA 1)

Está conformada por un tubo cuadrado de 1[pulg] y 1[mm] de espesor y 1,3[m] de largo, además por ella pasan dos bujes que cumplen la función de recibir toda la fuerza de apriete de los tornillos permitiendo que la barra gire sobre ellos, en uno de sus extremos la barra tiene tres orificios para variar la posición del contrapeso como muestra la figura 8.5.

Figura 8.5 Barra 1



Sobre la zona donde están ubicados los bujes de sujeción, la barra se encuentra recubierta por una platina de cold rolled de 3[cm] de ancho y 3[mm] de espesor, la cual le brinda mayor rigidez y evita una concentración de esfuerzos sobre el orificio pasante del buje que se muestra en detalle en la figura 8.7, como se indica en la figura 8.6.

Figura 8.6 Detalle de la Barra 1.

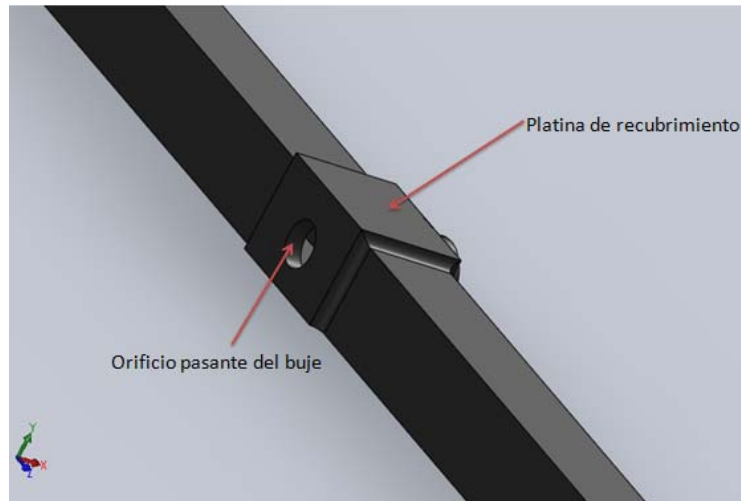
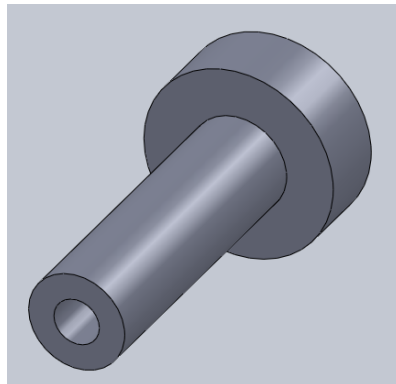


Figura 8.7 Buje de sujeción.



8.4 BARRA 2

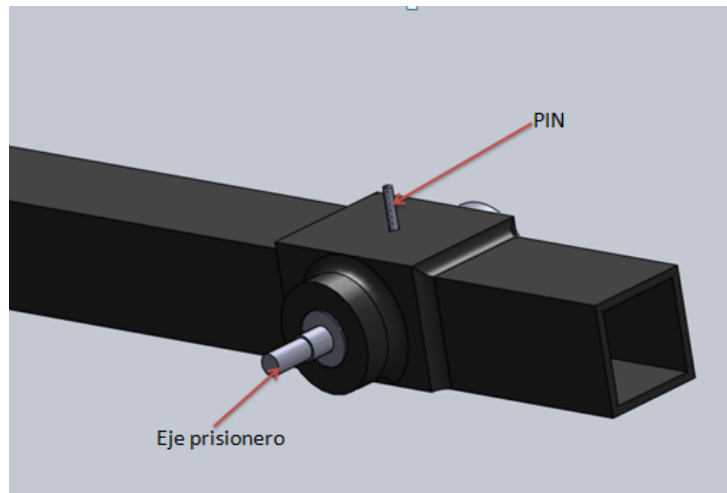
Está conformada por un tubo cuadrado de 1[pulg] y 1[mm] de espesor y 1,3[m] de largo, además por ella pasan dos bujes que cumplen la función de recibir toda la fuerza de apriete de los tornillos permitiendo que la barra gire sobre ellos. A diferencia de la Barra 1 esta no sostiene contrapeso lo cual la hace más corta, la figura 8.8 describe la Barra 2.

Figura 8.8 Barra 2.



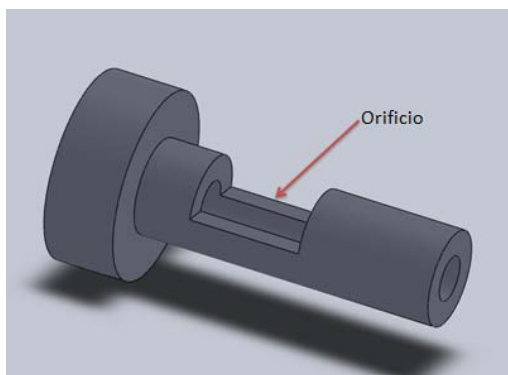
De igual manera que la Barra 1 esta tiene las mismas platinas de recubrimiento sobre la zona donde se ubican los bujes de sujeción y cumplen las mismas funciones. La Barra 2 tiene uno de sus bujes distinto a los otros que hacen parte del mecanismo, por este buje no pasa un tornillo de sujeción sino un eje el cual gira solidario al movimiento de la barra 2, y permite registrar el ángulo del mecanismo con ayuda del encoder, este eje está prisionero a la barra 2 mediante un pin como se muestra en la figura 8.9. Con la medida del ángulo de la Barra 2 es posible determinar la elevación del helicóptero por relaciones trigonométricas

Figura 8.9 Ubicación del eje en la Barra 2



El buje por el que pasa el eje prisionero de la Barra 1 tiene un orificio en la parte media como se muestra en la figura 8.10 el cual permite el paso del pin y el movimiento del mismo durante el giro de la Barra 2.

Figura 8.10 Bujes del eje prisionero

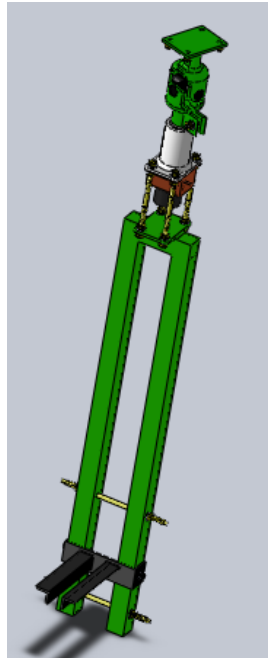


8.5 SUBCONJUNTO DE ELEVACIÓN

Este subconjunto consta de dos barras idénticas que forman el último segmento del paralelogramo y que van unidas en la parte superior a la camisa de apoyo del

eje de rotación por medio de 4 tornillos sin cabeza o espárragos de 6 mm de diámetro y 15 centímetros de largo como se muestra en la figura 8.11.

Figura 8.11 Subconjunto de elevación.



Esta barra tiene una longitud entre los pasadores igual a la de la barra fija (15cm) pero es más extensa pues el diseño contempla las diferentes posiciones que puede tomar el helicóptero y evita cualquier interferencia de los rotores con cualquier componente del mecanismo, especialmente con el balancín principal (Barra 1), al inclinarse hacia él.

Esta es la barra que sólo se traslada y permite la elevación del helicóptero sin movimiento de plano general. A partir de este componente se limita el desplazamiento máximo del helicóptero gracias a una guía en contacto con el mecanismo de suspensión como se muestra en la figura 8.12.

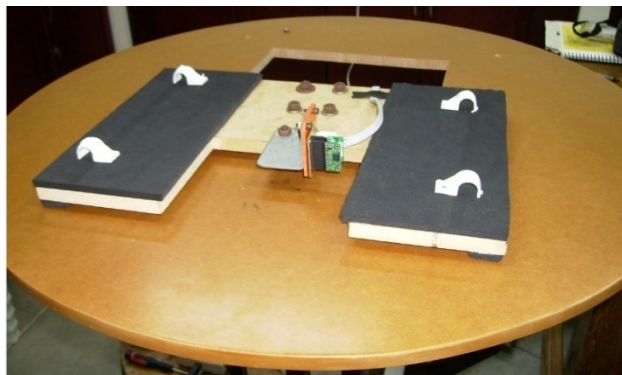
Figura 8.12 Topes mecánicos



8.6 SUBCONJUNTO DE SUJECIÓN.

La bandeja tiene la función de sujetar el helicóptero en la parte superior y se atornilla en la parte inferior a la junta cardán como se muestra en la figura 8.13. Está diseñada para que el helicóptero no tenga movimiento relativo respecto a ella y se inmoviliza por medio de abrazaderas.

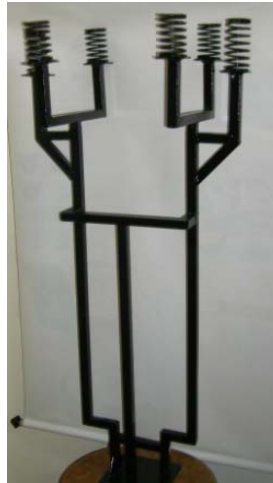
Figura 8.13 Subconjunto de sujeción



8.7 SUBCONJUNTO DE SUSPENSIÓN

Consiste en un apoyo seguro para la mesa donde se ubica el helicóptero, para evitar cualquier daño del equipo y la cual no interfiere con los componentes móviles de la plataforma. Este mecanismo de equilibrio posee seis resortes distribuidos de tal forma que no permiten una caída del helicóptero al suelo, y que siempre al descender haya contacto primero entre los muelles de aterrizaje y la mesa. El subconjunto de suspensión se muestra en la figura 8.14.

Figura 8.14 Subconjunto de suspensión



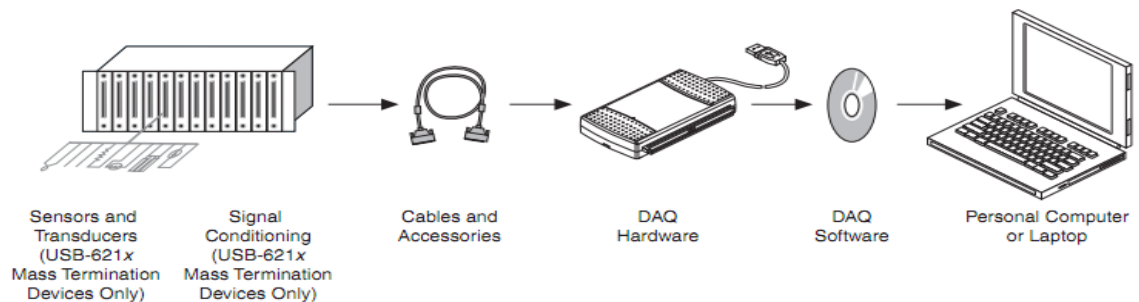
9. DISEÑO DEL SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS Y MONITOREO DE VUELO DE LA PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO DE HELICÓPTEROS A ESCALA

En este capítulo se hará la descripción detallada del Hardware implementado en el sistema de adquisición de datos implementado en el desarrollo de este proyecto.

9.1 SISTEMA DAQ

El proyecto implementa el uso de sensores para el monitoreo de las variables de vuelo. Los sensores se conectan al computador mediante una tarjeta *National Instruments* de la serie NI USB-621x como muestra la figura 9.1. Para el desarrollo de este programa se conto con una licencia de *labVIEW® para el uso educativo*, propiedad de la *UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER*.

Figura 9.1 Componentes de un sistema DAQ típico



Fuente. (<http://www.ni.com/pdf/manuals/371931f.pdf>)

9.2 NI-DAQmx

El software controlador NI-DAQmx y el software interactivo de registro de datos LabVIEW® SignalExpress de National Instruments son usados en este proyecto para realizar la adquisición de datos y es parte de las librerías de LabVIEW®

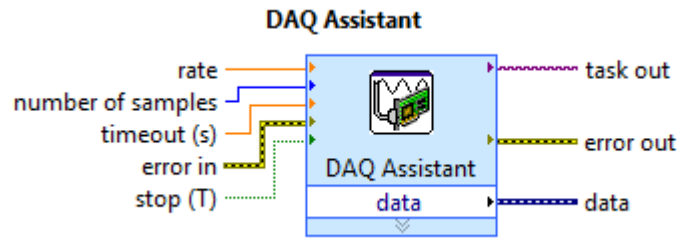
El software de NI-DAQmx es un controlador básico de adquisición de datos que brinda una mayor productividad y rendimiento en el desarrollo de aplicaciones de adquisición de datos y control. NI-DAQmx controla cada aspecto de su sistema DAQ (incluyendo dispositivos de acondicionamiento de señales de NI), desde la configuración a la programación en LabVIEW®, hasta el control a nivel del sistema operativo y del dispositivo.

Mediante esta herramienta se Obtiene rápidamente datos del mundo real con canales virtuales listos para medir.

Permite construir las aplicaciones con Vis (instrumentos virtuales) para medida, funciones, tipos de datos e integraciones de análisis específicos. Permite obtener las medidas más rápido y de manejar más fiable con transferencia de datos por DMA optimizada y E/S de un solo punto. NI-DAQmx funciona con NI LabVIEW®, NI LabVIEW® SignalExpress, NI LabWindows™/CVI, C/C++, Visual Basic, Visual Basic .NET y C#.

La herramienta de NI-DAQmx usada en este proyecto es el DAQ Assistant Expres, cuyo bloque se muestra en la figura 9.2, se encarga de desarrollar el VI, de acuerdo al tipo de señal de adquisición, todo esto en un mismo bloque. Los datos requeridos para el uso de esta herramienta, son: tipo de señal, declarar si es una entrada o una salida, y especificar el puerto encargado de la captación de esa señal.

Figura 9.2 Bloque DAQ Assistant



9.3 TARJETA DAQ NI USB-6216

El dispositivo NI USB-6216 es una tarjeta de adquisición de datos alimentada directamente del computador por medio de conexión USB, que cuenta con entradas y salidas digitales y analógicas, contadores, y además tiene una alta velocidad de muestreo. Tiene un aislamiento especial para mejorar el rendimiento en cuanto a seguridad y precisión. La configuración de la tarjeta es sencilla, se instala el software y basta con conectar el dispositivo para hacer uso de él.

El dispositivo puede observarse en la figura 9.3. A continuación se presenta la tabla 9.1 con las especificaciones del módulo.

Tabla 9.1 Especificaciones de la tarjeta NI USB-6216

Longitud	16,9 cm
Ancho	9,4 cm
Altura	3,1 cm
Conexión en puertos	Tornillo
Familia de Productos DAQ	Serie M
Tipos de Medida	Voltaje , Codificadores de cuadratura
Canales de un solo terminal	16
Canales Diferenciales	8
Velocidad de Muestreo	400 kS/s
Resolución	16 bits
Rango de Voltaje Máximo (AI)	-10 V , 10 V
Sensibilidad Máxima del Rango de	91.6 μ V

Voltaje	
Rango de Voltaje Mínimo (AI)	-200 mV , 200 mV
Mínima Sensibilidad del Rango de Voltaje	4.8 μ V
Memoria Interna	4095 muestras
Canales de salida analógica	2
Canales bidireccionales E/S Digital	32
Corriente máxima	50 mA
Contadores	2

Fuente. (<http://sine.ni.com/ds/app/doc/p/id/ds-9/lang/en>)

Figura 9.3 Tarjeta de adquisición de datos NI USB-6216



Fuente. (<http://sine.ni.com/ds/app/doc/p/id/ds-9/lang/en>)

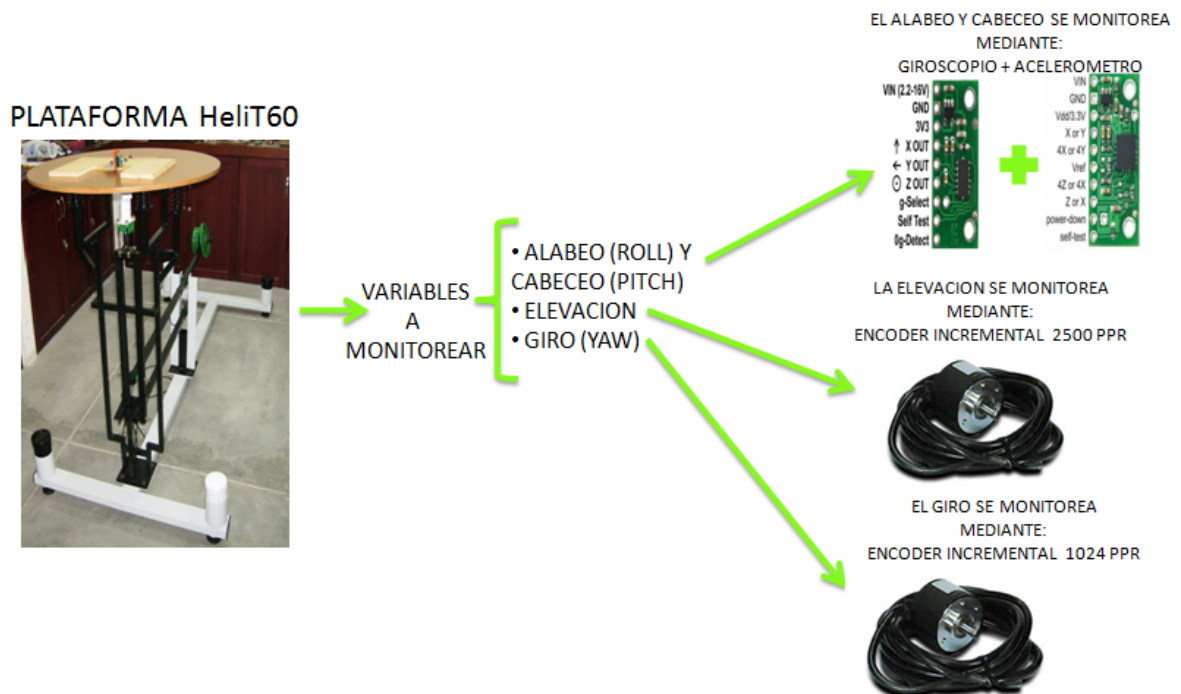
Para este proyecto la tarjeta hace uso de máximo cuatro entradas analógicas, y los dos contadores de pulsos, además de las salidas de voltaje, pues se plantea el uso de un acelerómetro de dos ejes, un giroscopio de dos ejes y dos encoder incrementales de la siguiente manera:

- Por medio del acelerómetro y el giroscopio se sensan los ángulos y velocidades, respectivamente, de alabeo y cabeceo del helicóptero. Cada

sensor detecta de forma independiente ambas magnitudes y se comparan para ofrecer más datos.

- Tanto el acelerómetro como el giroscopio arrojan un valor de voltaje dependiendo del valor del ángulo de inclinación, o el cambio de velocidad angular detectado. En total son cuatro señales que van a entradas de voltaje analógicas de la tarjeta de adquisición.
- El rumbo del helicóptero, es decir, la posición horizontal ajustada mediante el rotor de cola, es detectada por medio de un encoder incremental.
- La elevación del helicóptero es leída con la ayuda de otro encoder que detecta el ángulo del balancín, que está relacionado trigonométricamente con la altura del helicóptero a escala.
- Los encoder hacen uso de los dos contadores de la tarjeta.
- Dos de los sensores (acelerómetro y giroscopio) se energizan por medio de las salidas de cinco voltios de la tarjeta DAQ.

Figura 9.4 Representación grafica componentes adquisición de datos



9.4 SENSORES IMPLEMENTADOS PARA EL MONITOREO DE VUELO DE LA PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO DE HELICÓPTEROS A ESCALA.

Como se mencionó anteriormente, el trabajo implementa tres tipos diferentes de sensor para la lectura de las cuatro variables de interés:

- 2 Encoder incremental:
 - o 1 de 2500 por revolución (PPR)
 - o 1 de 1024 por revolución (PPR)
- 1 Acelerómetro de 2 ejes
- 1 Giroscopio de 2 ejes

A continuación se hará una descripción de cada uno de ellos y la forma como trabajará en el sistema.

9.5 ENCODER

Los encoder son sensores conformados por un rotor con uno o varios grupos de bandas opacas y translúcidas alternadas y un elemento estático con una serie de captadores ópticos que detectan la presencia o no de banda opaca.

Los Encoder son sensores que generan señales digitales como respuesta al movimiento. Existen dos tipos de encoder, uno que responde a la rotación, y el otro al movimiento lineal. Cuando son usados en conjunto con dispositivos mecánicos tales como engranajes, ruedas, ejes, estos pueden ser utilizados para medir movimientos lineales, velocidad y posición.

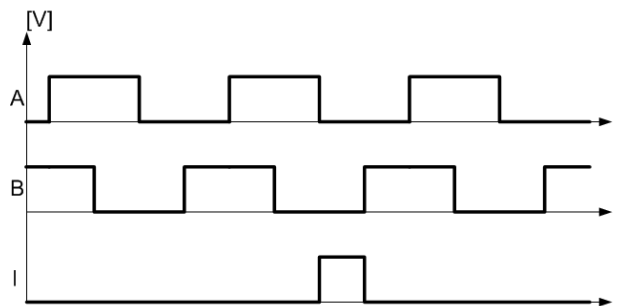
9.5.1 Encoder Incremental. Este tipo de sensor se caracteriza por determinar la posición contando los pulsos generados al atravesar un rayo de luz a través de un disco con ranuras montado en un eje.

En el estator posee al menos dos pares de receptores ópticos, escalados un número entero de pasos más $\frac{1}{4}$ de paso. Al girar el rotor genera una señal cuadrada, el escalado hace que las señales tengan un desfase de $\frac{1}{4}$ de periodo si el rotor gira en un sentido y de $\frac{3}{4}$ si gira en el sentido contrario, esto se utiliza para identificar el sentido de giro.

Mediante un sistema lógico es posible determinar desplazamientos a partir de un punto de referencia, mediante el conteo de pulsos de uno de los canales y el sentido de giro mediante el desfase entre los dos canales. La resolución del encoder es bastante crítica ya que para pequeños desplazamientos se hace una detección con el sensor dependiendo del número de pulsos que se puedan generar en una vuelta, es decir, entre mas orificios tenga el disco mayor será la resolución del encoder.

9.5.2 El encoder en cuadratura. Los encoder en cuadratura entregan los dos pulsos por los canales A y B desfasados 90° eléctricos, como se muestra en la figura 9.5, haciendo posible reconocer el sentido de giro, la posición y aumentando la resolución en 2X y hasta 4X, dependiendo de las posibilidades del hardware de adquisición de datos, ya que se multiplica el número de pulsos que pueden detectarse.

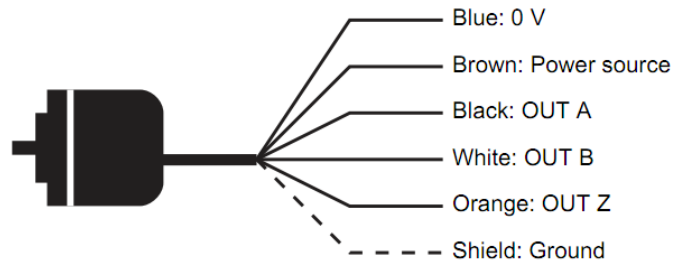
Figura 9.5 Desfase de pulsos en un encoder de cuadratura



Fuentes. (<http://www.lna.br/~det/Projetos/Encoder/IncrEnc.htm>)

Los encoder utilizados son el TRD-S2500-VD de *AutomationDirect* y el E30S410243T24 de *Autonics*, conectados como se muestra en la figura 5.5.

Figura 9.6 Conexiones del encoder.



Fuente. (<http://www.automationdirect.com/static/specs/encoderId.pdf>)

A la tarjeta de adquisición se conectan los terminales A, B, Z, alimentación y tierra. Se explicará más adelante la forma de conectarse y la forma de leerse la información. Las características principales de operación de los encoder se presentan en las tablas 9.2 y 9.3.

Tabla 9.2 Características del encoder TRD-S2500-VD de *AutomationDirect*

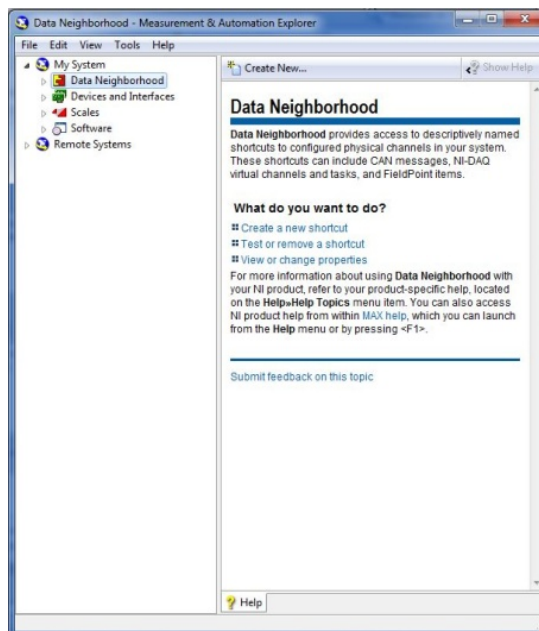
Voltaje de alimentación	+10.8, 26.4 VDC
Corriente consumida	máxima 50 mA
Forma de señal	Dos fases+ posición inicial
Frecuencia respuesta	máxima de 200 KHz
Resolución	2500 ppr

Tabla 9.3 Características del encoder E30S410243T24 de *Autonics*

Voltaje de alimentación	+12, 24 VDC +I-5%
Corriente consumida	máxima 30 mA
Forma de señal	Dos fases+ posición inicial
Frecuencia respuesta	máxima de 300 KHz
Resolución	1024 ppr

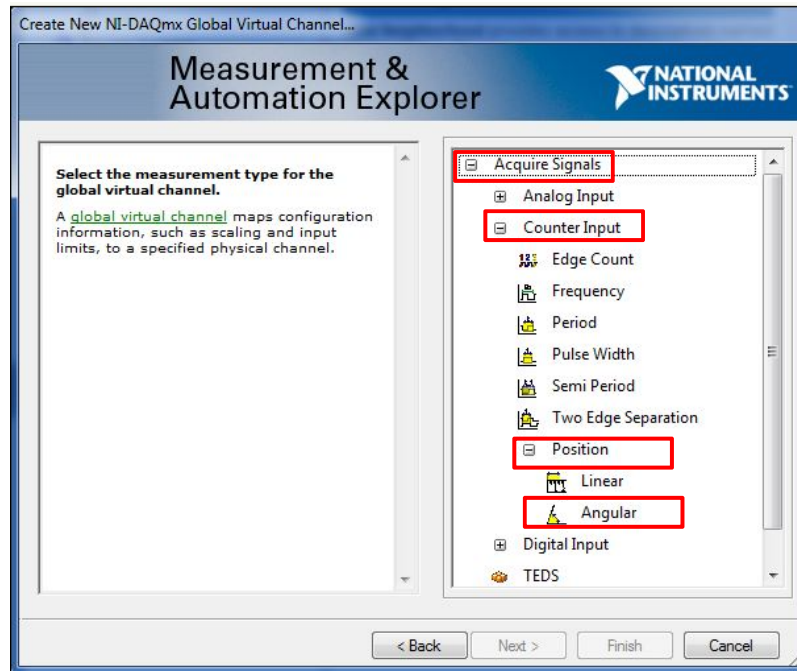
9.5.3 Adquisición de datos de los encoder incrementales. Para comprobar el funcionamiento de los sensores de posición angular a utilizarse, se hizo uso del programa *Measurement & Automation* de *National Instruments*, (parte de la librería *DAQmx*) el cual es bastante útil para la lectura directa de señales de tipo analógico, digital y contadores. Al abrirse el programa se tiene la interfaz que se muestra en la figura 9.7.

Figura 9.7 Ventana de inicio del programa *Measurement & Automation*



Luego se selecciona la opción *Data Neighborhood* seguido de la opción *NI-DAQmx Global Virtual Channel*. Posteriormente se despliega una nueva ventana como se muestra en la figura 9.8. En esta última ventana se selecciona adquirir señales de tipo contador mediante un sensor de posición angular como se muestra en la figura 9,8.

Figura 9.8 Ventana de selección de señales



Debe aclararse que estos pasos cambian al cambiar el tipo de señal, por ejemplo el acelerómetro entrega señales de voltaje analógicas, entonces deben seleccionarse correctamente las opciones de adquisición.

Después debe seleccionarse uno de los dos canales de adquisición de señal de contador (ctr0 o ctr1). Para cada contador hay puertos diferentes de conexión. La figura 9.9 muestra los pines correspondientes a cada contador en la tarjeta NI USB-6216.

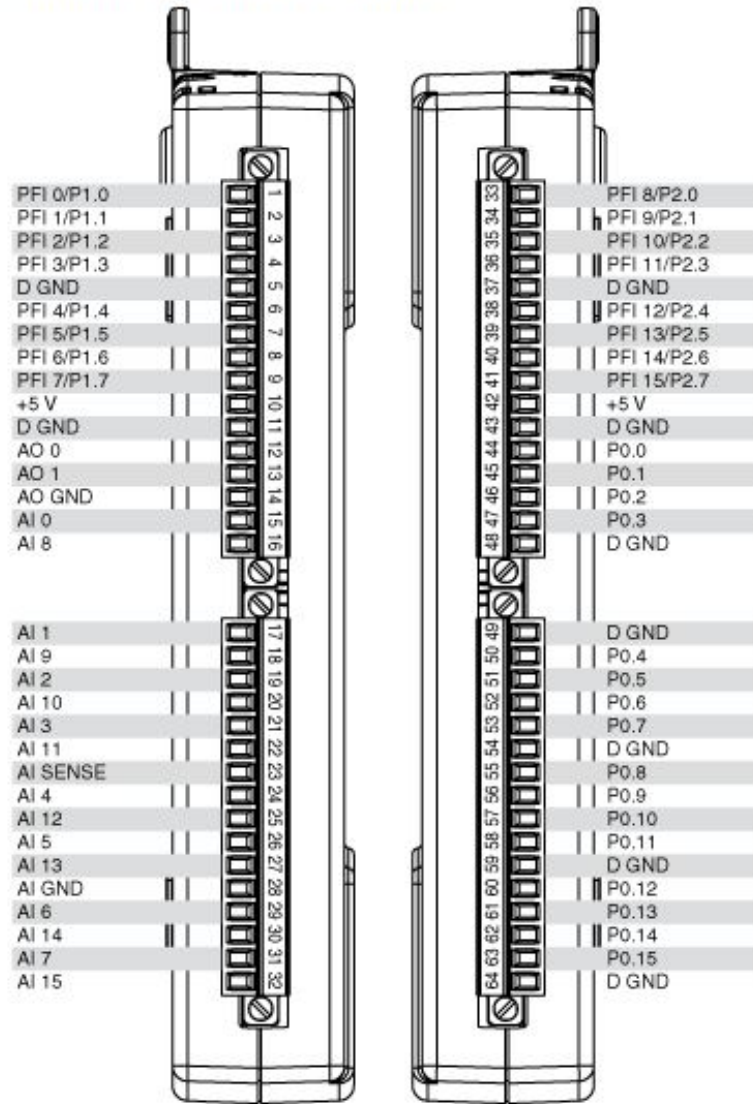
Figura 9.9 Puertos de conexión de contadores de la tarjeta NI USB-6216.

Default NI-DAQmx Counter Terminals		
Counter/Timer Signal	Default Pin Number	Signal Name
CTR 0 SRC	33	PFI 8
CTR 0 GATE	34	PFI 9
CTR 0 AUX	35	PFI 10
CTR 0 OUT	38	PFI 12
CTR 0 A	33	PFI 8
CTR 0 Z	34	PFI 9
CTR 0 B	35	PFI 10
CTR 1 SRC	4	PFI 3
CTR 1 GATE	6	PFI 4
CTR 1 AUX	36	PFI 11
CTR 1 OUT	39	PFI 13
CTR 1 A	4	PFI 3
CTR 1 Z	6	PFI 4
CTR 1 B	36	PFI 11
FREQ OUT	40	PFI 14

Para visualizar mejor los diferentes puertos con los que cuenta la tarjeta NI USB-6216 se sugiere la figura 9.10. En la que además de identificarse los puertos de contadores, también se representan las entradas y salidas analógicas y digitales, y además pueden conocerse las salidas de 5V y tierras.

Figura 9.10 Terminales de la tarjeta NI USB-6216.

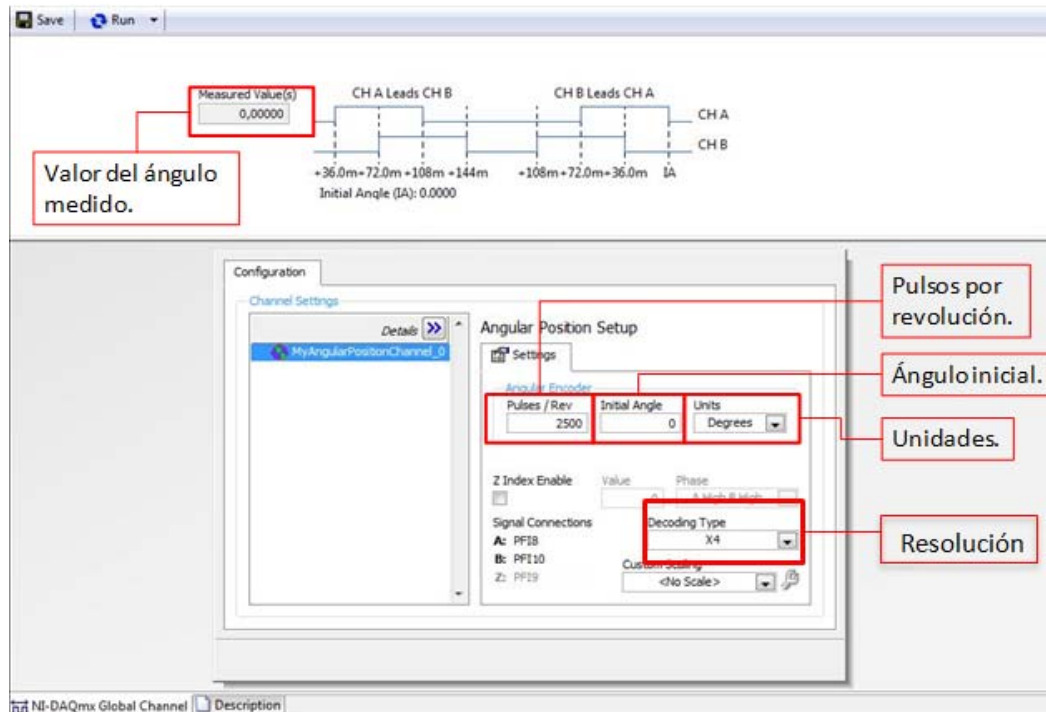
NI USB-6216 Screw Terminal



Por último se presenta una interfaz para probar el correcto funcionamiento del encoder como se muestra en la figura 9.10. Esta interfaz permite cambiar los pulsos por revolución del sensor (conocidos por las especificaciones del encoder), definir el ángulo inicial de la lectura, definir las unidades (grados o radianes) y también seleccionar la resolución en el recuadro *Decoding Type* el cual permite

seleccionar entre X1, X2 y X4, para nuestro programa utilizamos el X4 el cual cuadruplica la resolución de cada encoder.

Figura 9.11 Interfaz de prueba de encoder incremental.



Al correrse el programa se puede probar el correcto funcionamiento y conexión del encoder y la tarjeta de adquisición observando el valor medido en la parte superior.

Este procedimiento puede ejecutarse dentro de otro programa global que contenga la adquisición de datos de la totalidad de los sensores en un sub VI como se explicará más adelante.

9.6 ACELERÓMETRO

Estos dispositivos miden los valores de aceleración en uno o más ejes respecto a la aceleración gravitacional. Los valores son medidos en unidades de fuerza-g. Las aplicaciones más usuales son en sensores de movimiento, en dispositivos electrónicos, aviación, robótica, entre otros. El sensor utilizado es el MMA7361L con board y regulador. Es un sensor de tres ejes de los cuales se aprovechan dos para las variables de interés. Utiliza un filtro pasa bajos de un polo en cada salida. El regulador es bastante útil pues con una alimentación de 5V (como la obtenida de la tarjeta NI USB-6216) se transforma a 3.3V, necesarios para el funcionamiento del acelerómetro. A continuación se presentan las características de operación del sensor.

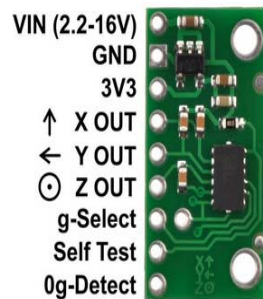
Tabla 9.4 Especificaciones del acelerómetro MMA7361L

Número de ejes	3
Rango	+/-1.5g o +/-6g
Voltaje de alimentación	3.3-12V
Voltaje de salida	0-3.3V
Corriente consumida	0.5mA
Tamaño	1.3cm*2,5cm
Choque máximo	1000g

Tomado de: <http://www.dynamoelectronics.com>

9.6.1 Conectores del acelerómetro. En la figura 9.12 a continuación se muestran los pines de conexión del sensor.

Figura 9.12 Pines de conexión del acelerómetro MMA7361L



Fuente. (<http://www.dynamoelectronics.com>)

Los pines en orden descendente corresponden:

- VIN: es la entrada de voltaje
- GND: la tierra
- Salida de 3.3V del regulador de corriente
- Salida eje X
- Salida eje Y
- Salida eje Z
- Selector de resolución
- Pin de pruebas de fábrica (no se usa)
- Detector de caída libre

9.7 GIROCOSPIO

Los giroscopios electrónicos son dispositivos cuyo funcionamiento esta basado en la aceleración de Coriolis. En ellos, un material piezoeléctrico se hace oscilar a la frecuencia de resonancia, de modo que al girar, la fuerza de Coriolis (proporcional a la velocidad angular) provoca la aparición de una diferencia de potencial debida a la desviación del prisma, permitiendo la medida de la velocidad de rotación, las aplicaciones para las que se usa los giroscopios van desde control de posición en robótica móvil hasta vehículos aéreos autónomos.

El sensor seleccionado es el LPR510AL con board y regulador. Es un sensor de dos ejes las señales tomadas son de tipo análogo y viene cada eje en un canal separado, esta board integra un regulador de 3.3V. Este regulador es bastante útil pues con una alimentación de 5V (como la obtenida de la tarjeta NI USB-6216) se transforma a 3.3V, necesarios para el funcionamiento del giroscopio. Incluye un filtro pasa bajos para la reducción de ruido

Tabla 9.5 Especificaciones del giroscopio LPR510AL

Numero de ejes	2 eje X y eje Z
Voltaje de alimentación	3V
Tolerancia de choque	10000g
Tamaño	0.5" x 1.0"
Sensibilidad	2 mV/(°/s) y 0.5 mV/(°/s)
Rango de medición	±500°/s y ±2000°/s
Salida Con amplificación	x4
Salida normal	x1

Tomado de: <http://www.dynamoelectronics.com>

9.7.1Conectores del giroscopio. En la figura 9.13 a continuación se muestran los pines de conexión del sensor.

Figura 9.13 Pines de conexión del giroscopio LPR510AL



Fuente. (<http://www.dynamoelectronics.com>)

Los pines en orden descendente corresponden:

- VIN: es la entrada de voltaje
- GND: la tierra

- Vdd/3.3V, regulador de corriente
- Salida eje X sin amplificación
- Salida eje X con amplificación x4
- Vref, voltaje de referencia
- Salida eje Z con amplificación x4
- Salida eje Z sin amplificación
- Pomer-Down
- Self-test

9.8 CONEXIONES

A continuación se hará una explicación detallada de cada una de las conexiones realizadas entre los sensores y la tarjeta de adquisición de datos NI-USB 6216, usados en el HeliT60.

Figura 9.14 Esquema grafico sistema de adquisicion de datos plataforma de entrenamiento.

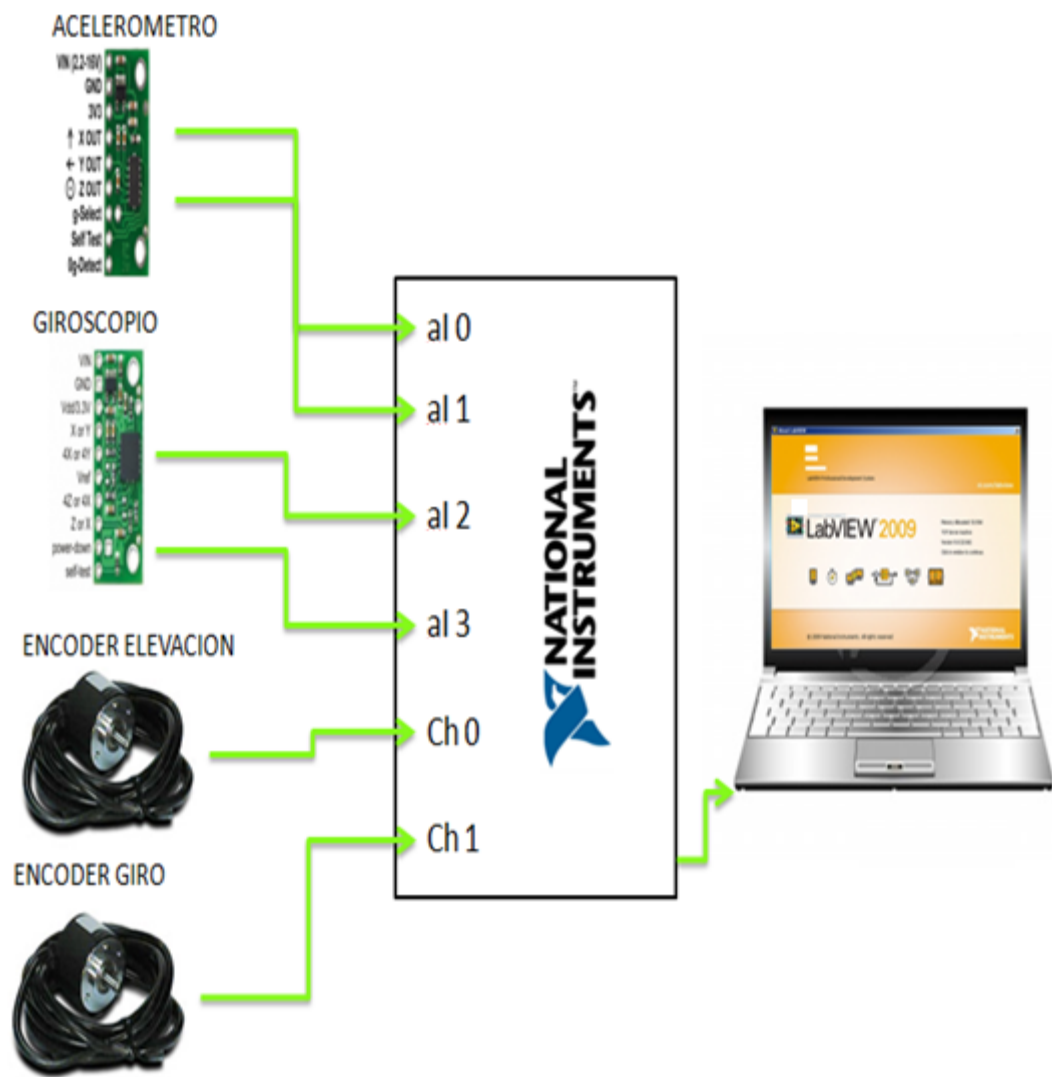


Tabla 9.6 Descripción conexiones acelerómetro

ACCELEROMETRO	
PIN SENSOR	PIN TRAJETA
VIN	10
GND	11
Y	15
Z	17

NOTA: el pin g-selct se conecta con el pin GND del sensor (este es el selector de la sensibilidad), con esta configuración el sensor trabajara con la sensibilidad de +/- 1,5 g.

Tabla 9.7 Descripción conexiones giroscopio

GIROSCOPIO	
PIN SENSOR	PIN TARJETA
VIN	10
GND	11
X	19
Z	21

NOTA: VIN y GND se sacan de los mismos puntos en la board del acelerómetro, es necesario conectar los pines $V_{\text{referencia}}$ y PD (power down) del giroscopio.

La figura 9.15 muestra la forma como se conectan los pines del acelerómetro y el giroscopio a la tarjeta de tal forma que obtienen el voltaje de alimentación de ella, comparten el puerto GND (tierra), y cada salida se conecta a una entrada analógica de la tarjeta. En total son cuatro señales analógicas, cada una correspondiente a los ejes de cabeceo y alabeo de cada sensor.

Figura 9.15 Conexiones de acelerómetro y giroscopio a la tarjeta de adquisición

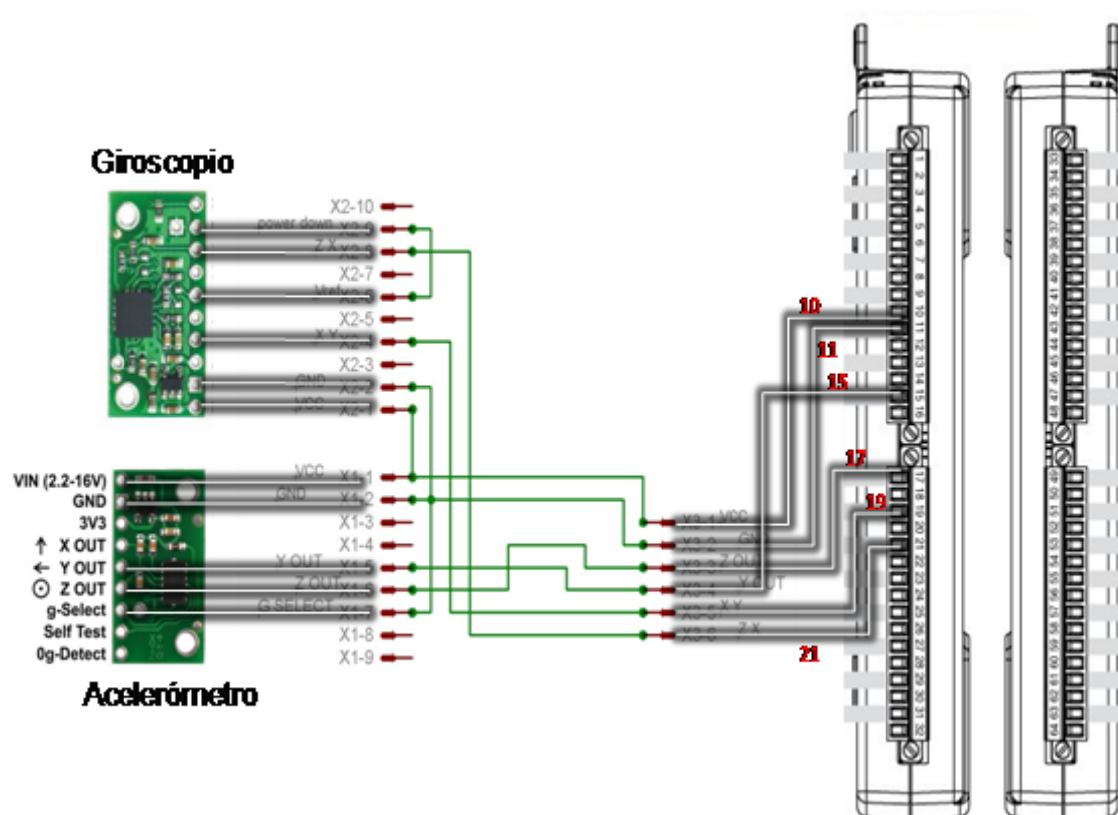


Tabla 9.8 Descripción conexiones encoder incremental TRD-S2500-VD de Automtion Direct (encoder elevación)

ENCODER INCREMENTAL		
COLOR	CABLE	PIN
CABLE		TARJETA
NEGRO	OUT A	33
NARANJA	OUT Z	34
BLANCA	OUT B	35
AZUL	0 V- GND	37
MARRON	POWER	-----
	SOURCE 12V	

**Tabla 9.9 Descripción conexiones encoder incremental E30S410243T24 de
*Autonics***

ENCODER INCREMENTAL		
COLOR CABLE	CABLE	PIN TARJETA
NEGRO	OUT A	4
NARANJA	OUT Z	6
BLANCA	OUT B	36
AZUL	0 V- GND	7
MARRON	POWER SOURCE 12V	-----

NOTA: los dos encoder incrementales se alimentan con una fuente externa a la tarjeta de 12 voltios.

Antes de entrar a la tarjeta los cables: negro, blanco y naranja están unidos cada uno a unas resistencias (resistencias de pull-up) para poder enviar los pulsos. Además de unas resistencias que forman un divisor de tensión, ya que los encoder se alimentan con 12VDC, y deben enviar a la tarjeta un máximo de 10V, que es el valor máximo manejado por esta. Mediante el divisor de tensión los pulsos enviados tienen una amplitud de 6.4V en promedio. El esquema de este montaje se muestra en la figuras 9.16 y 9.17, donde además se aprecian los puertos de conexión con números rojos.

Por simplicidad en el montaje se diseñaron dos tarjetas impresas que contiene los circuitos de las figuras 9.15, 9.16 y 9.17 los cuales se muestran en la figura 9.18 y 9.19.

Estos circuitos se diseñaron mediante el programa *EAGLE (Easily Applicable Graphical Layout Editor)*, se realizó el circuito impreso con el cual se fabricaron las dos tarjetas.

Figura 9.16 Montaje del encoder al contador 1 de la tarjeta de adquisición.

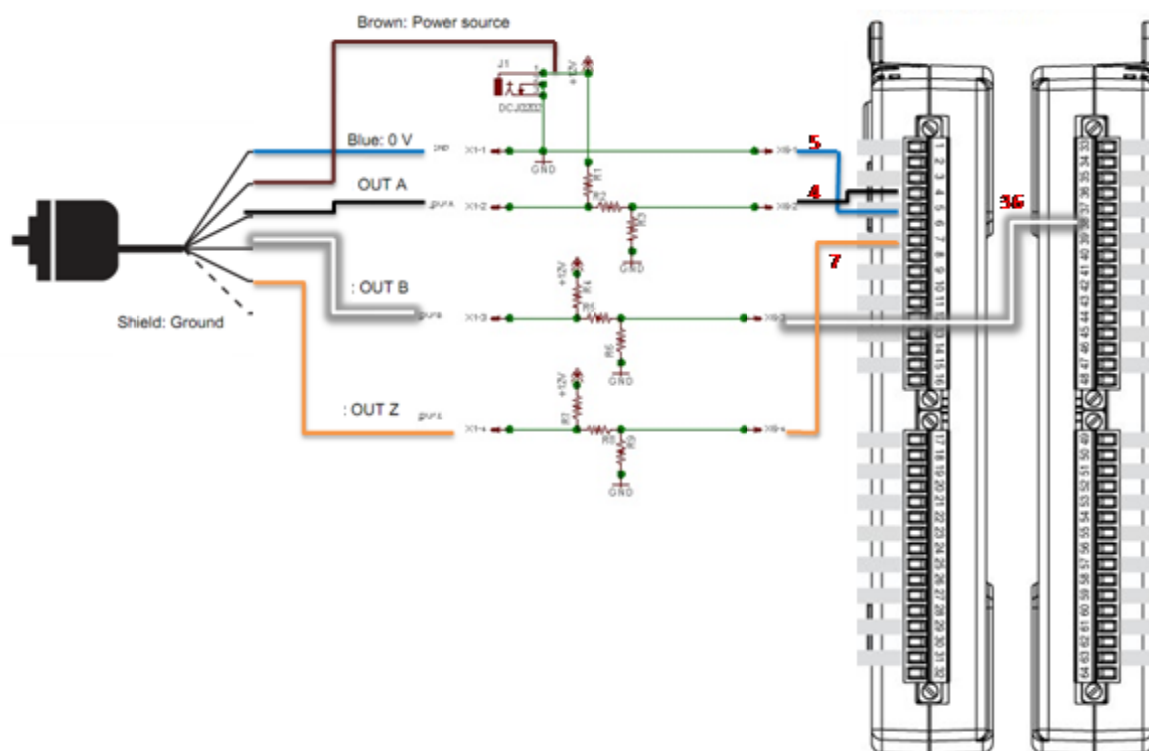


Figura 9.17 Montaje del encoder al contador 0 de la tarjeta de adquisición.

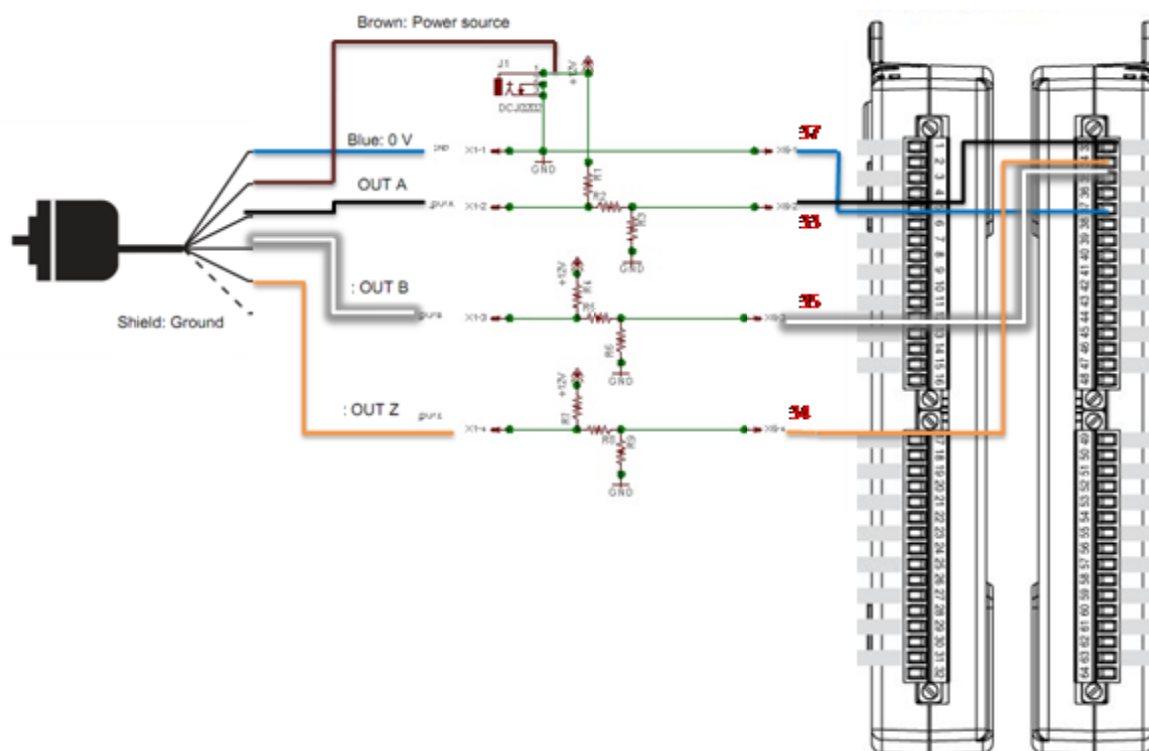


Figura 9.18 Circuito impreso de conexión de los encoder

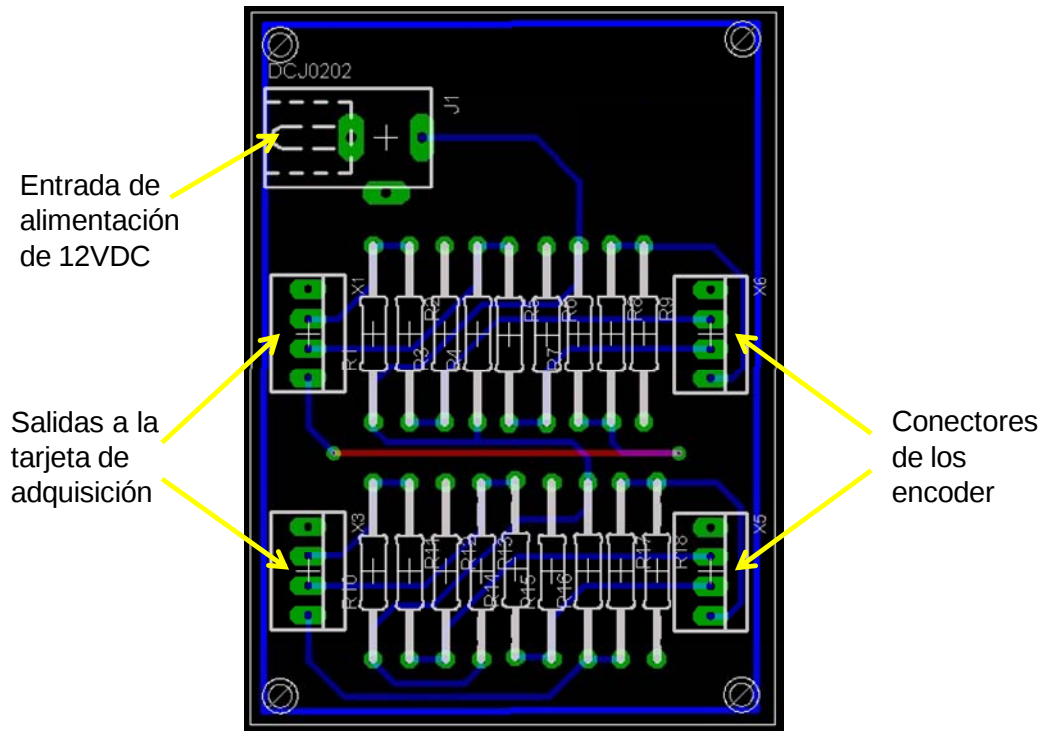
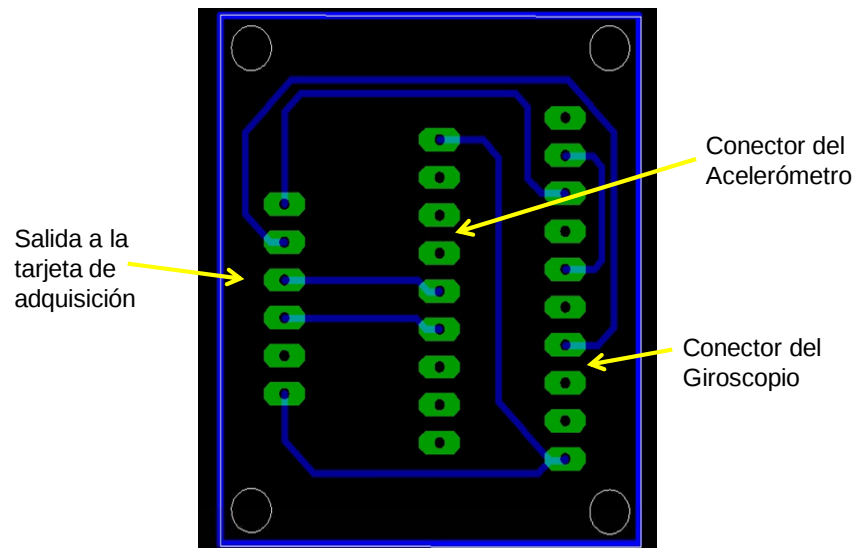


Figura 9.19 Circuito impreso de conexión del acelerómetro y el giroscopio



10. SOFTWARE

10.1 LABVIEW®

LabVIEW® es un entorno de programación gráfica con el cual se pueden desarrollar sistemas sofisticados de medida, pruebas y control usando íconos gráficos e intuitivos y cables que tienen una gran similitud a un diagrama de flujo. Esta herramienta informática ofrece una sencilla integración con miles de dispositivos de hardware y ofrece una amplia cantidad de bibliotecas integradas para análisis avanzado y visualización de datos, todo para crear instrumentación virtual.

Las ventajas que proporciona el empleo de LabVIEW® se resumen en las siguientes:

- Se reduce el tiempo de desarrollo de las aplicaciones al menos de 4 a 10 veces, ya que es muy intuitivo y fácil de aprender.
- Dota de gran flexibilidad al sistema, permitiendo cambios y actualizaciones tanto del hardware como del software.
- Da la posibilidad a los usuarios de crear soluciones completas y complejas.
- Con un único sistema de desarrollo se integran las funciones de adquisición, análisis y presentación de datos.
- El sistema está dotado de un compilador gráfico para lograr la máxima velocidad de ejecución posible.
- Tiene la posibilidad de incorporar aplicaciones escritas en otros lenguajes.

LabVIEW® es un software de programación destinado al desarrollo de aplicaciones, además tiene una gran similitud con los programas que usan el

lenguaje C o BASIC. Pero presentan una diferencia, la cual pone en gran ventaja el uso de LabVIEW®: los lenguajes de programación mencionados (C o BASIC) se basan en líneas de texto para crear el código fuente del programa, mientras que LabVIEW® emplea la programación gráfica o *lenguaje G* para crear programas basados en diagramas de bloques.

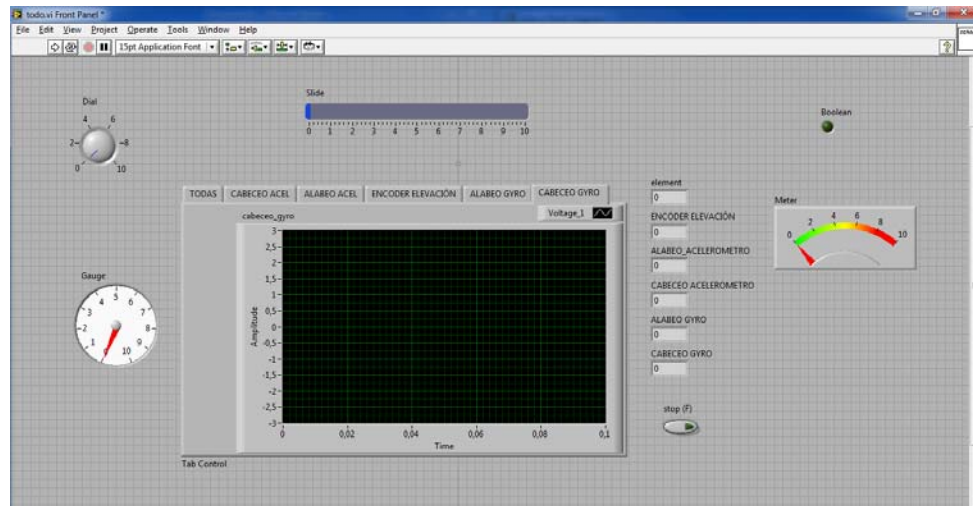
Para el empleo de LabVIEW® no se requiere gran experiencia en programación, ya que se emplean iconos, de fácil entendimiento, y se apoya sobre símbolos gráficos en lugar de lenguaje escrito para construir las aplicaciones. Por ello resulta mucho más intuitivo que el resto de lenguajes de programación convencionales.

Los programas desarrollados mediante LabVIEW® se denominan *Instrumentos Virtuales (VIs)*, porque su apariencia y funcionamiento simulan los de un instrumento real. Los *VIs* están conformados por una parte interactiva con el usuario y otra parte de código fuente, y aceptan parámetros procedentes de otros *VIs*.

Todos los *VIs* tienen un *panel frontal* y un *diagrama de bloques*. Las *paletas* contienen las opciones que se emplean para crear y modificar los *VIs*.

10.1.1 Panel Frontal. Se trata de la interfaz gráfica del *VI* con el usuario. Esta interfaz recoge las entradas procedentes del usuario y representa las salidas proporcionadas por el programa. Un *panel frontal* está formado por una serie de botones, pulsadores, potenciómetros, gráficos, etc. Tal y como se muestra en la figura 10.1.

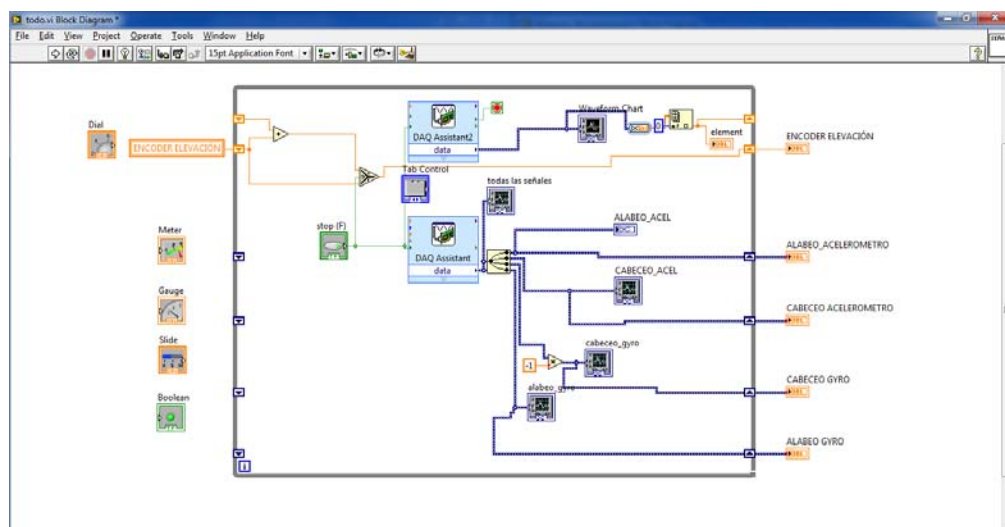
Figura 10.1 Panel Frontal.



10.1.2 Diagrama de bloques. El *diagrama de bloques* constituye el código fuente del VI. En el *diagrama de bloques* es donde se realiza la implementación del programa del VI para controlar o realizar cualquier proceso de las entradas y salidas que se crearon en el *panel frontal*.

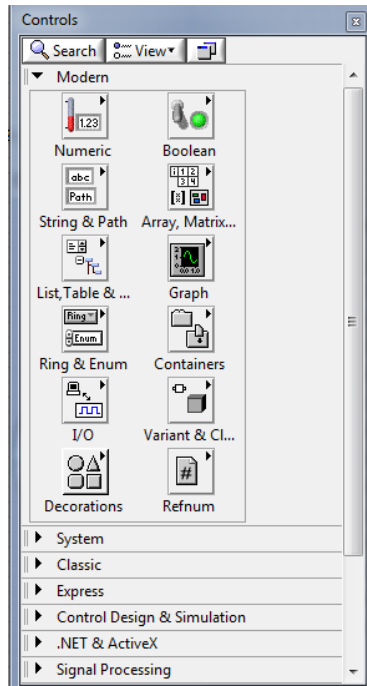
El *diagrama de bloques* incluye *funciones y estructuras* integradas en las librerías que incorpora LabVIEW®. Como se muestra en la figura 10.2.

Figura 10.2 Diagrama de bloques.



10.1.3 Paletas. Las *paletas* de LabVIEW® proporcionan las herramientas que se requieren para crear y modificar tanto el *panel frontal* como el *diagrama de bloques*.

Figura 10.3 Paletas



10.2 LIBRERÍA NI_3D PICTURE CONTROL

10.2.1 Create Object.

Figura 10.4 Icono Create Object.

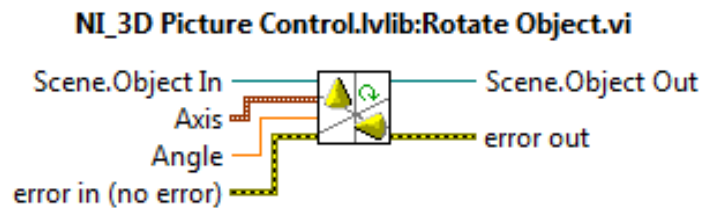


Fuente. (LabVIEW® 2009)

Por medio de esta función se crea un nuevo objeto en 3D en la escena 3D.

10.2.2 Rotate Object.

Figura 10.5 Icono Rotate Object.

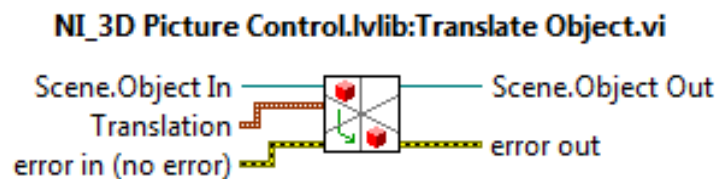


Fuente. (LabVIEW® 2009)

Mediante esta función se hace girar un valor de un ángulo el objeto de una escena 3D alrededor de su eje. Este VI realiza una rotación relativa de la posición actual del objeto.

10.2.3 Translate Object.

Figura 10.6 Icono Translate Object

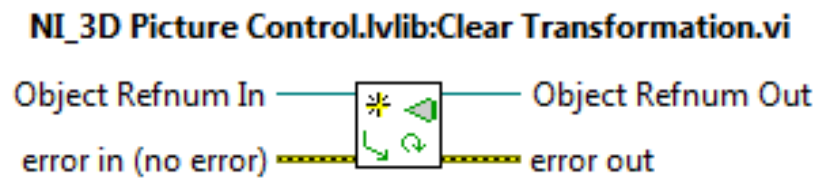


Fuente. (LabVIEW® 2009)

Traslada un objeto en una escena 3D por el vector que usted especifique. Este VI realiza una traslación relativa de la posición actual del objeto.

10.2.4 Clear Transformation.

Figura 10.7 Icono Clear Transformation

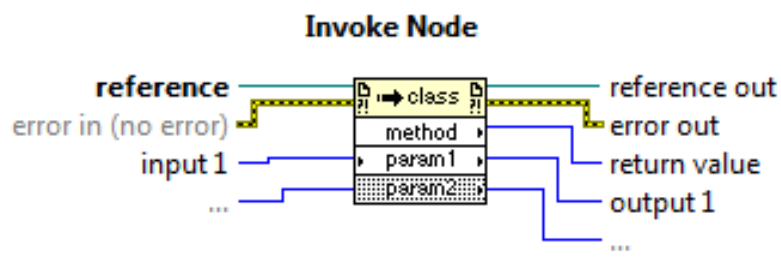


Fuente. (LabVIEW® 2009)

Borra cualquier transformación previamente aplicada a un objeto en la escena en 3D mediante la modificación de las matrices de identidad que describen las transformaciones.

10.2.5 Invoke Node

Figura 10.8 Icono Invoke Node

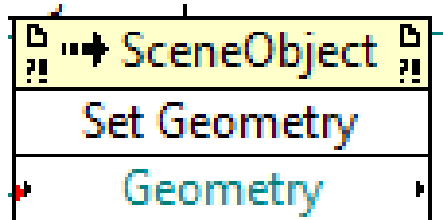


Fuente. (LabVIEW® 2009)

Por medio de esta función se invoca un método o una acción en una referencia.

10.2.6 Invoke Node: Set Geometry

Figura 10.9 Icono Invoke Node: Set Geometry

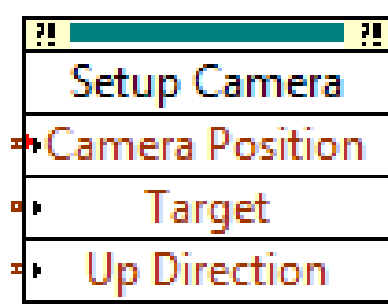


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Por medio de esta función se lee o escribe la geometría que se aplica a un objeto para definir la forma del mismo, como una esfera o un cono.

10.2.7 Invoke Node: Setup Camera.

Figura 10.10 Icono Invoke Node: Setup Camera

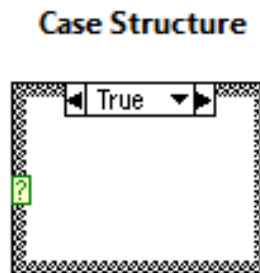


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Por medio de esta function se especifica la posición de la cámara con respecto a la escena. Este método modifica la matriz de Modelview.

10.3 CASE STRUCTURE

Figura 10.11 Icono Case Structure.

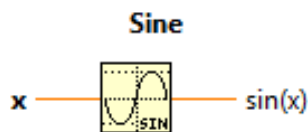


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Tiene uno o más subdiagramas, o de los casos, exactamente uno de los cuales se ejecuta cuando la estructura se ejecuta. El valor por cable a la terminal de selección determina que el caso de ejecutar y puede ser booleano, cadena, un entero o tipo enumerado. Haga clic derecho en la frontera con la estructura para añadir o eliminar los casos. Use la herramienta de Etiquetado para introducir el valor en la etiqueta de selección de casos y configurar el valor a cargo de cada caso.

10.4 SENO

Figura 10.12 Icono seno

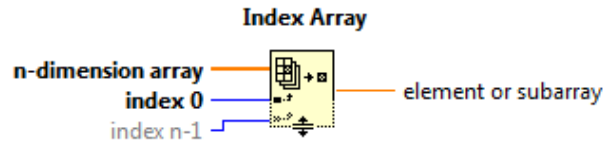


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Mediante esta función se calcula el seno de x , donde x está en radianes.

10.5 INDEX ARRAY.

Figura 10.13 Icono Index Array.

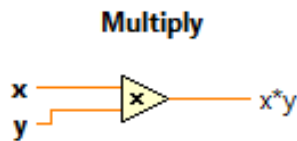


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Por medio de esta función se convierte el elemento o submatriz de la matriz de n-dimensiones en el índice.

10.6 MULTIPLY.

Figura 10.14 Icono Mulyiply.

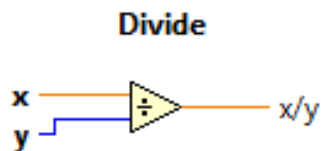


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Por medio de esta función se realiza el producto de las entradas.

10.7 Divide

Figura 10.15 Icono Divide.

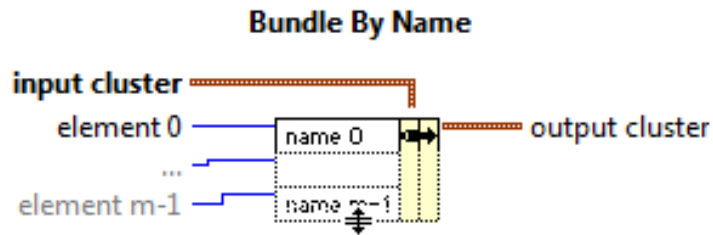


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Por medio de esta función se calcula el cociente de las entradas.

10.8 BUNDLE BY NAME

Figura 10.16 Icono Bundle By Name.

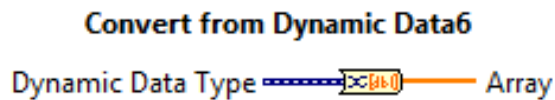


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Reemplaza uno o más elementos del clúster. Esta función se refiere a los elementos del clúster por su nombre en lugar de por su posición en el grupo.

10.9 Convert From Dynamic Data

Figura 10.17 Icono Convert From Dynamic Data

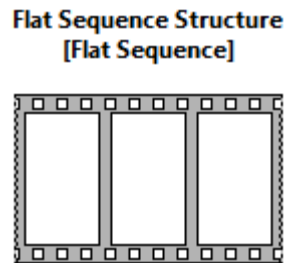


Fuente. (LabVIEW® 2009).

Convierte el tipo de datos dinámicos a numérico, Boolean, de forma de onda, y los tipos de datos de la matriz para su uso con otros VIs y funciones

10.10 FLAT SEQUENCE STRUCTURE

Figura 10.18 Icono Flat Sequence Structure



Fuente. (LabVIEW® 2009).

Consta de uno o más subdiagramas, o marcos, que se ejecutan de forma secuencial. Utilizar la estructura de la secuencia plana para asegurarse de que un sub diagramase ejecuta antes o después de otro sub diagrama.

Flujo de datos para la estructura de la secuencia plana difiere de flujo de datos para otras estructuras. Fotogramas de una secuencia de la estructura plana ejecución de izquierda a derecha y cuando todos los valores de datos conectadas a un marco están disponibles. Los datos de hojas de cada fotograma en el marco termina de ejecutarse. Esto significa que la entrada de un cuadro puede depender de la salida de otro marco.

11. DISEÑO DEL PROGRAMA DE MONITOREO DE VUELO PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO HeliT60

11.1 DESCRIPCIÓN DEL PROGRAMA

El programa diseñado se conforma de un código mediante diagrama de bloques y una parte gráfica o interfaz del usuario.

11.2 LA INTERFAZ DEL USUARIO.

Esta consta de varias pestañas de visualización que son: presentación, monitoreo histórico, monitoreo visual, monitoreo histórico señales y calibración.

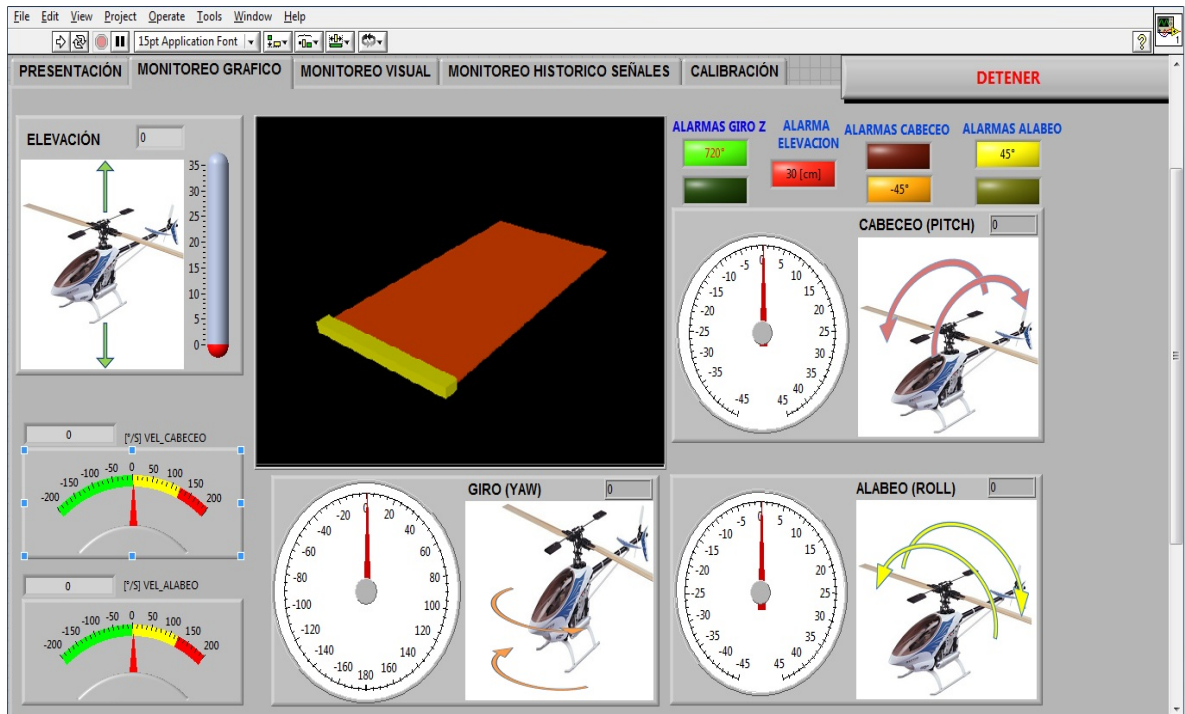
11.2.1 Presentación. En esta sección se muestran los autores y objetivos del programa, además de una breve introducción a las variables de vuelo a monitorear y las entidades involucradas en el proyecto. En la figura 11.1 se muestra la pestaña de presentación, la cual introduce al usuario para familiarizarse con el tema. También se logra observar en la figura 11.1 las diferentes pestañas que pueden seleccionarse, además de los comandos generales de *Labview®* para ejecutar el programa, como el botón “detener”.

Figura 11.1 Pestaña de presentación



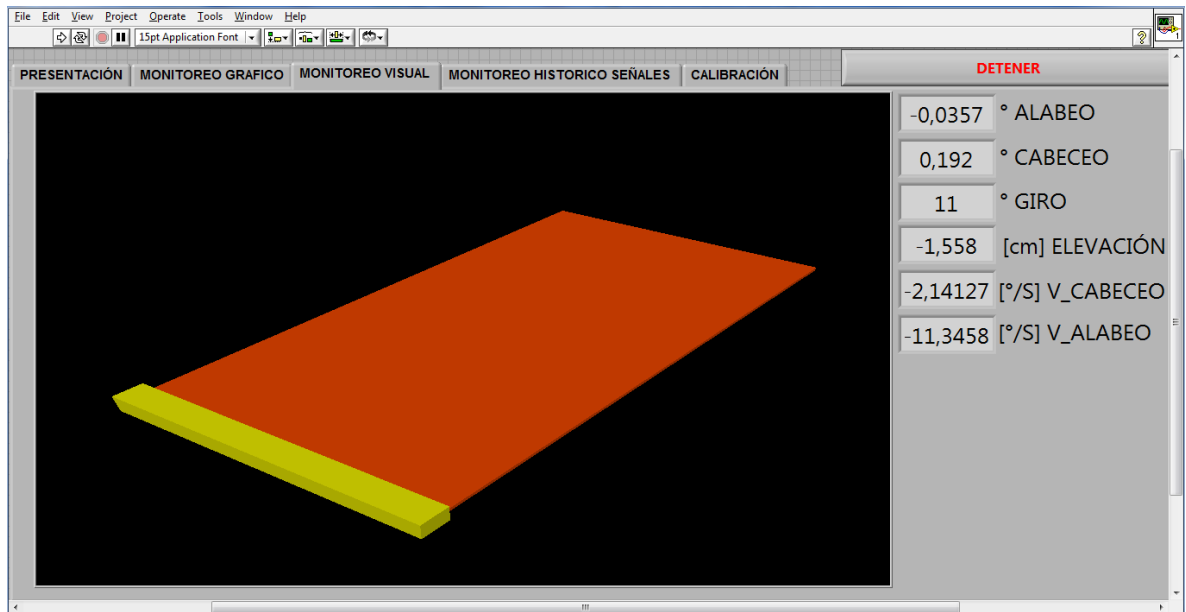
11.2.2 Monitoreo histórico. Esta pestaña se muestra en la figura 11.2, y consiste en una serie de indicadores de prueba para demostrar el funcionamiento del objeto virtual en movimiento, el cual sigue los movimientos de la plataforma real, copiándolos en una plataforma virtual. Además se muestran las variables monitoreadas de forma individual con su respectivo gráfico explicativo, además de esto la pestaña de monitoreo histórico cuenta con un panel de alarmas (alarma giro z, alarma elevación, alarma cabeceo y alarma alabeo) las cuales le indican al piloto cuando llegue al valor máximo permitido para cada variable, cabe aclarar que su función indicar que la de prevenir que se pase de este valor, ya que la plataforma esta limitada para estos valores mecánicamente.

Figura 11.2 Pestaña de Monitoreo histórico



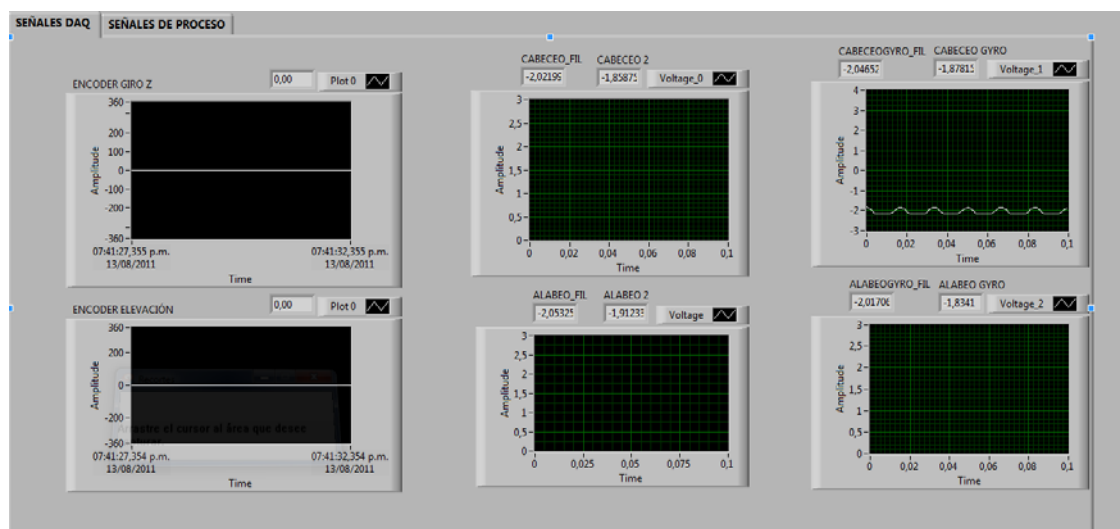
11.2.3 Monitoreo visual. El monitoreo visual consiste en la simulación de la plataforma en 3D en pantalla completa para una mejor visualización y comparación con los parámetros reales, además de un indicador numérico de cada una de las variables de interés con sus respectivas unidades. En la figura 11.3 puede verse la pestaña de monitoreo visual.

Figura 11.3 Pestaña de Monitoreo visual



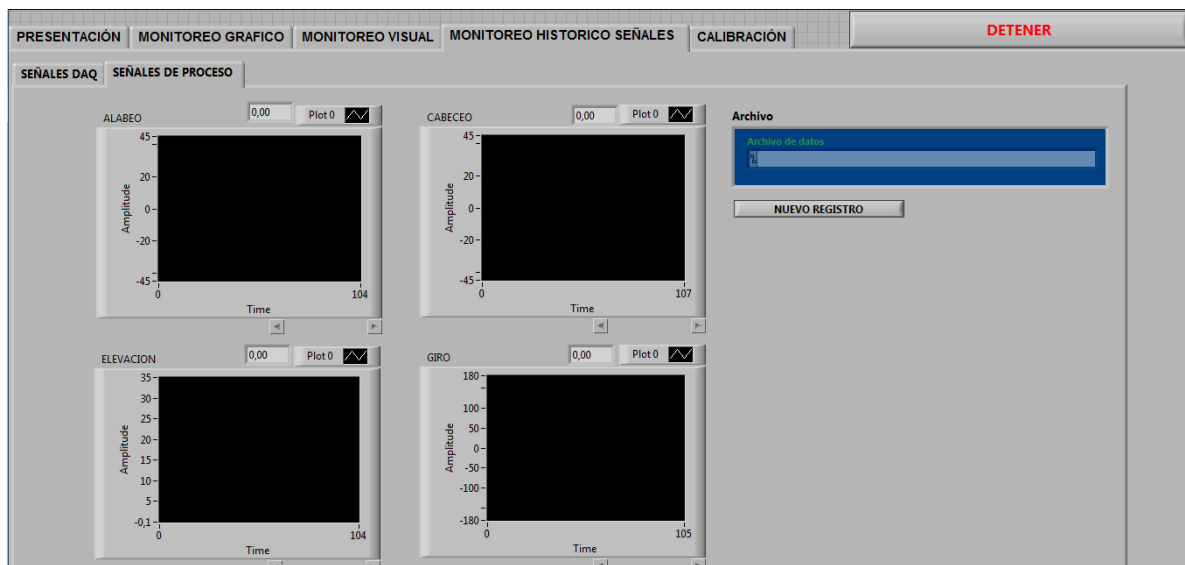
11.2.4 Monitoreo histórico señales. Esta pestaña consiste en una visualización más formal de las variables, presenta gráficamente el comportamiento de cada parámetro en el tiempo mediante una línea en una gráfica del tipo XY como se muestra a continuación en la figura 11.4.

Figura 11.4 Pestaña de Monitoreo histórico señales DAQ



Se muestran por separado, en la sub-pestaña de Señales de entrada DAQ, las señales individuales: una para cada encoder, dos para el acelerómetro y dos para el giroscopio (por los dos ejes que sensa cada uno de los transductores). Las señales de los encoder y del acelerómetro son señales de posición, mientras que las del giroscopio son de velocidad, y se utilizan como referencia para tener también información de la rapidez como varían los ángulos de alabeo y cabeceo. En la sub-pestaña de señales de proceso que se muestra en la figura 11.5, se puede apreciar el comportamiento de cada variable de interés, información que se va guardando y muestra un historial en el tiempo, que puede revisarse mediante el cursor.

Figura 11.5 Pestaña de Monitoreo histórico señales de proceso.

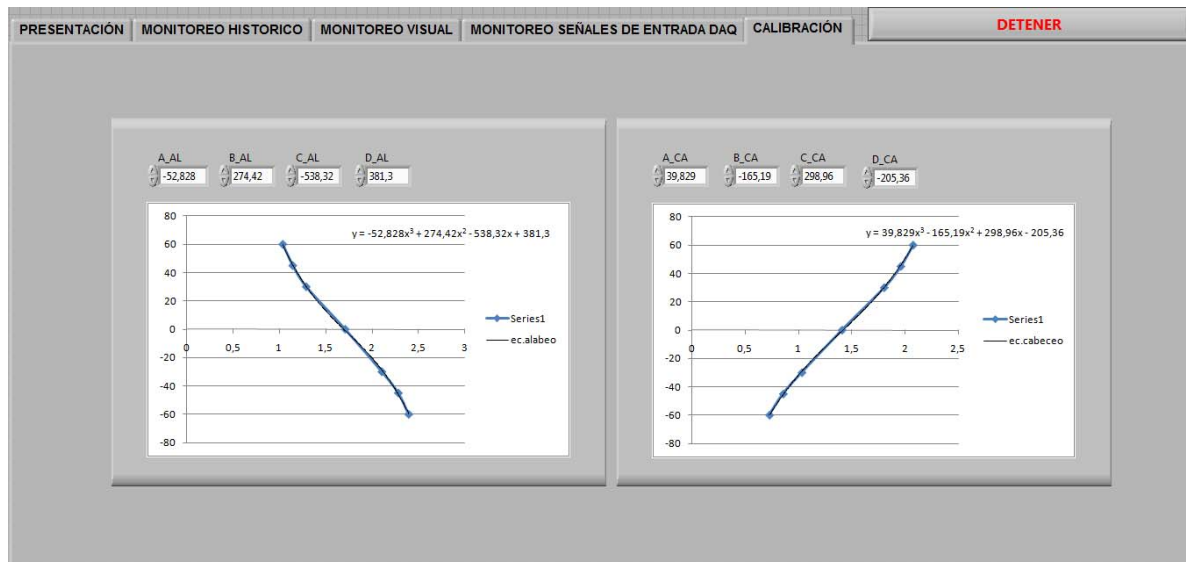


En esta pestaña se puede observar todas las posiciones que tuvo el helicóptero durante el vuelo.

11.2.5 Calibración. Consiste en una interfaz de caracterización del acelerómetro, pues los valores de voltaje obtenidos deben convertirse en valores de ángulo de alabeo y cabeceo. Al calcularse los puntos de operación del acelerómetro en sus

dos ejes de interés se obtuvieron gráficas con tendencia polinómica de tercer grado. En esta pestaña se pueden variar las constantes de regresión para hacer una mejor caracterización del sensor como se muestra en la figura 11.6 donde cada curva corresponde a un eje diferente.

Figura 11.6 Pestaña de Calibración



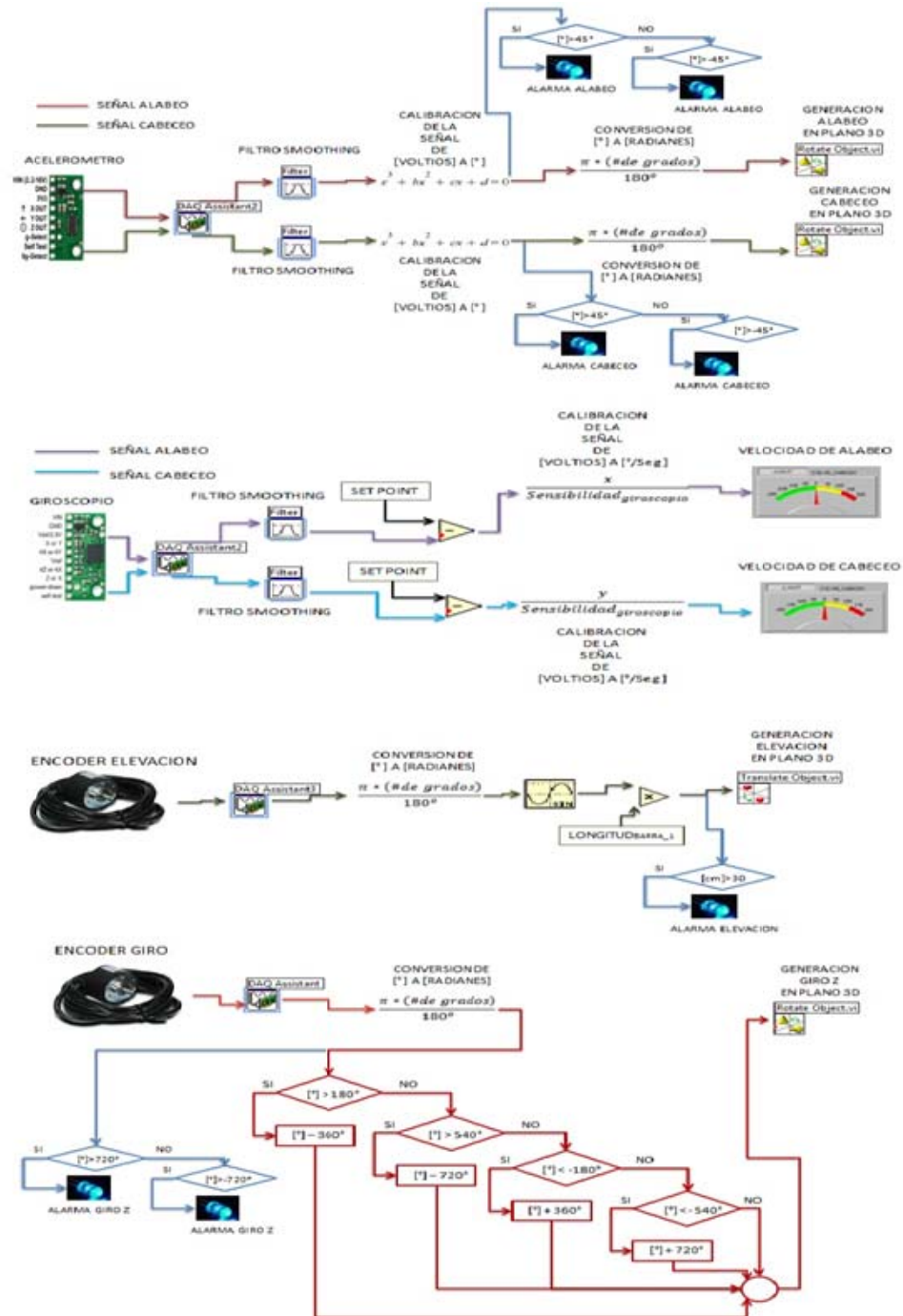
La tabla de caracterización inicial se hizo mediante los datos que se presentan en la tabla 11-1 y pueden ser modificados mediante la pestaña de calibración para buscar mayor precisión respecto a los ángulos reales.

Tabla 11.1 Puntos de operación del acelerómetro para caracterización

alabeo	cabeceo	ángulo
2,39572	0,727392	-60
2,28329	0,855927	-45
2,10577	1,03114	-30
1,70899	1,40721	0
1,28887	1,80235	30
1,14291	1,9585	45
1,03542	2,07389	60

11.3 DESCRIPCIÓN GLOBAL DEL FUNCIONAMIENTO DEL PROGRAMA

Figura 11.7 Esquema grafico programa de monitoreo de vuelo plataforma de entrenamiento HeliT60



En el panel frontal se encuentran las pestañas: presentación, monitoreo histórico, monitoreo visual, monitoreo de señales DAQ, calibración y historial grafico.

Una vez se inicia el programa tres DAQ Assistant son encargados de recibir las señales enviadas por los sensores; el DAQ Assistant_1 recibe las cuatro salidas enviadas por el acelerómetro y el giroscopio, las cuales corresponden a los giros de alabeo y cabeceo, una vez son recibidas por este DAQ Assistant son separadas por un *Split Signals* el cual separa estas cuatro señales para posteriormente tratar cada una de estas señales por separado por un filtro de pasa bajos, que es parte de las librerías de *labVIEW®*, una vez son filtradas las señales cada una de ellas pasa por un *Convert From Dynamic Data*. Hasta este punto del programa las 4 señales analógicas tomadas del acelerómetro y el giroscopio han tenido el mismo tratamiento, pero en esta parte las señales del acelerómetro serán usadas para una tarea distinta a la del giroscopio, las señales del acelerómetro que corresponden al alabeo y cabeceo serán caracterizadas o sintonizadas, para convertir esas señales analógicas en ángulos de inclinación este proceso se explica a detalle en el numeral 11.2.5 de este capítulo, una vez se convierte la señal analógica en ángulo, con el fin de atenuar mas la señal recibida por el *Rotate Object.vi* las señales correspondientes al alabeo y cabeceo son nuevamente tratadas por un filtro, esta vez por un filtro dinámico de señales (un proceso muy similar al promedio de n muestras), una vez tratadas por este filtro se convierte el valor de cada ángulo en radianes para así finalmente enviar cada señal al *Rotate Object.vi* y generar los movimientos de alabeo y cabeceo en el plano 3D que serán ostrado en las pestañas de monitoreo histórico y minotoreo visual, además de ser enviada a los indicadores numéricos de cada una de estas variables. Con las señales de alabeo y cabeceo emitidas por el giroscopio una vez tratadas por el filtro y después de haber pasado por el *Convert From Dynamic Data*, se determina el set-point de cada una de estas señales, el cual es 1,238 voltios, con este set-point realizamos uno operación para encontrar la diferencia de voltaje entre él y la señal enviada por el giroscopio, para convertir esta diferencia de voltaje en

velocidad de alabeo y cabeceo, esto por medio de la sensibilidad del giroscopio, la cual es de $0.5 \text{ mV}/(^{\circ}/\text{s})$, una vez realizada esta operación se envía el resultado de cada una de ellas a un *Indicator Numeric.meter*, para indicarla en la pestaña de monitoreo histórico.

Con los DAQ Assistant 2 y 3 se obtiene los pulsos digitales enviados por cada uno de los encoder incrementales, el primero envía la señal del ángulo que está formando el mecanismo de 4 barras, una vez tomada esta señal pasa por un *Convert From Dynamic Data* con este ángulo realizamos la operación para calcular la elevación del helicóptero, después de realizar este cálculo se envía la señal al *Translate Object.vi* y así generar el movimiento de translación en el plano 3D; el segundo encoder envía la señal del ángulo de giro en el eje "Z" (YAW) una vez tomada esta señal pasa por un *Convert From Dynamic Data* con este ángulo se debe realizar una condición para que cada vez que el helicóptero de más de una vuelta vuelva a marcar desde cero el valor del ángulo, una vez realizada esta condición se envía la señal al *Translate Object.vi* y así generar el movimiento de translación en el plano 3D. Cabe aclarar que estas dos señales no se trataron con ningún tipo de filtro debido a que son señales digitales y no presentan fluctuaciones durante el procedimiento.

12. PRUEBAS

Las pruebas realizadas a la plataforma se hicieron con un helicóptero Raptor 60 en un lapso de 20 minutos donde se comprobó el correcto movimiento del mecanismo y sus cuatro grados de libertad, además del funcionamiento adecuado del programa diseñado para el monitoreo, pues los datos obtenidos son muy diferentes al hacer pruebas manuales y pruebas con la máquina encendida. En cada prueba realizada se hizo un seguimiento de los datos de interés mediante la pestaña de monitoreo visual del programa, las gráficas de cada sensor en el tiempo y el registro numérico exportado a Excel para verificar la veracidad de los mismos. En cada fase de las pruebas se tomaron estos registros los cuales se mostrarán más adelante en su correspondiente sección.

Se hicieron diferentes movimientos aleatorios para comprobar el funcionamiento, pero para mostrar los resultados se diseñó una secuencia que consiste en los siguientes movimientos en orden:

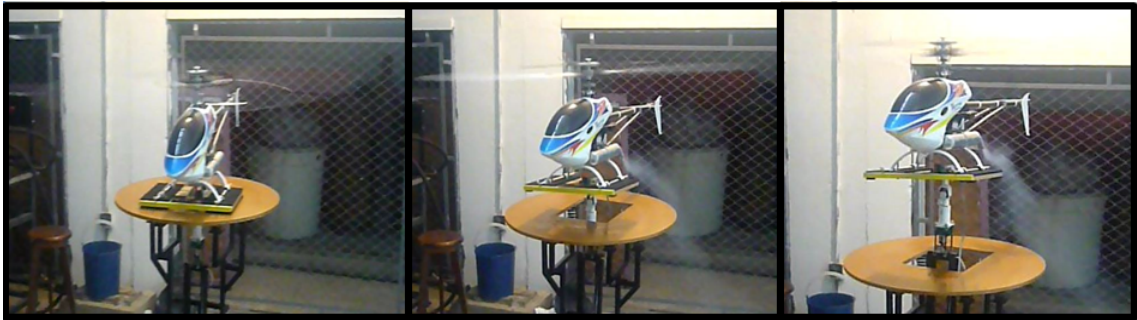
- Elevación
- Cabeceo hacia adelante y hacia atrás
- Alabeo a la derecha y a la izquierda
- Giro completo a la derecha
- Caída (para comprobar seguridad de la plataforma)

12.1 PRUEBA DE ELEVACIÓN

El primer ejercicio consistió en elevar la mesa y el helicóptero aumentando la velocidad del rotor y el ángulo de paso hasta llegar al tope dado mecánicamente. Se observan las lecturas de los sensores para que sean acordes a los

movimientos y la simulación sea correcta. Además se verifica el funcionamiento de la alarma visual colocada en el programa. A continuación se muestra en la figura 12.1 el monitoreo realizado por el programa en esta prueba.

Figura 12.1 Prueba de elevación



Esta imagen muestra la elevación del helicóptero en esta prueba, los valores de dichas variables durante la prueba se mostrarán en el anexo H.

12.2 PRUEBA DE ALABEO Y CABECEO

En segundo lugar se probaron los movimientos de alabeo y cabeceo mediante la inclinación del plato cíclico a cada lado y comprobando que el movimiento de la mesa sea el mismo que se desea transmitir mediante el mando y que además los datos del programa sean fieles a los mismos. En las figuras 12.2, 12.3, 12.4, 12.5 se muestra el registro gráfico de esta prueba.

Figura 12.2 Prueba Alabeo

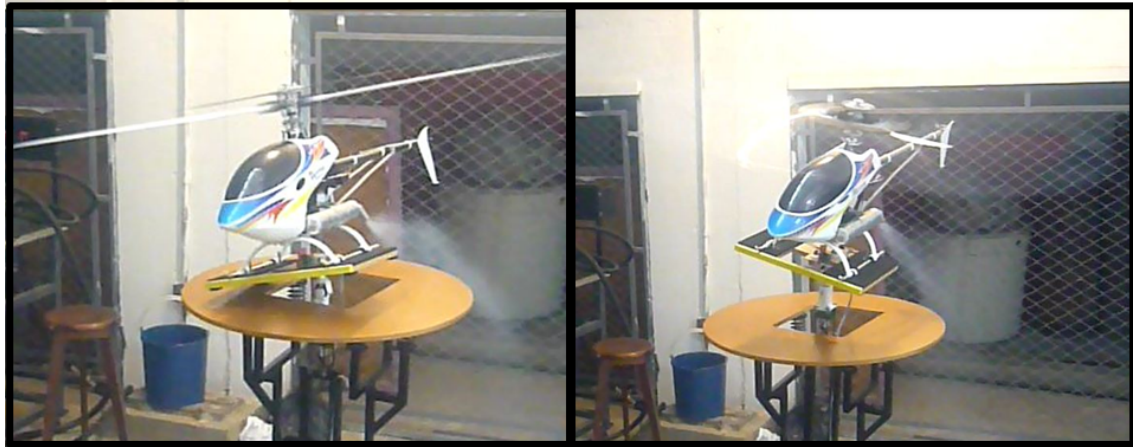


Figura 12.3 Alabeo hacia la izquierda

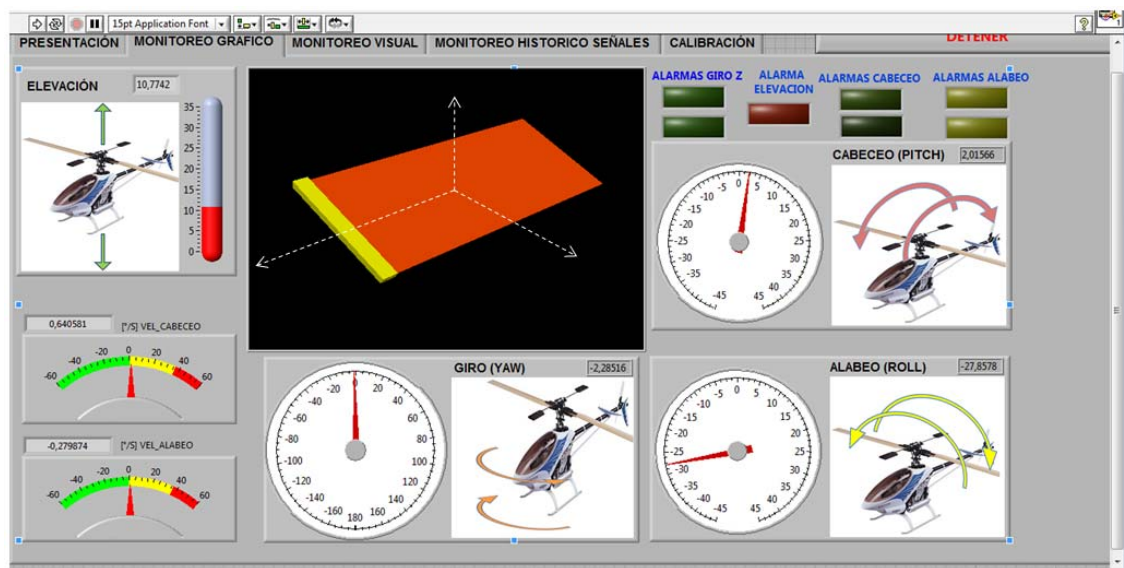
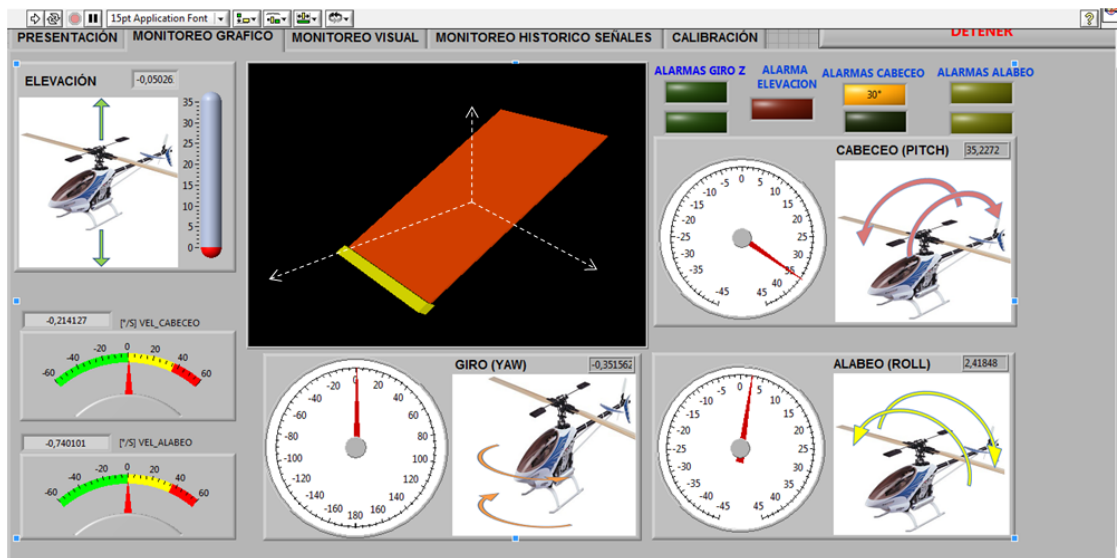


Figura 12.4 Prueba Cabeceo



Figura 12.5 Monitoreo Cabeceo hacia adelante



Las figuras 12.2, 12.3, 12.4, 12.5 muestran el alabeo hacia la derecha y hacia la izquierda así como el cabeceo hacia adelante y hacia atrás, durante el vuelo, los valores de dichas variables durante la prueba se mostrarán en el anexo H.

12.3 PRUEBA DE GUIÑADA O GIRO EN EJE Z

La siguiente prueba consistió en mantener el helicóptero a una altura estacionaria y hacerlo girar en guiñada o eje Z una vuelta hacia la derecha. Así se observa la libertad que da la plataforma al movimiento gobernado por el rotor de cola. La figura 12.6, a continuación muestra las imágenes tomadas de esta prueba. Los valores de dichas variables durante la prueba se mostrarán en el anexo H.

Figura 12.6 Prueba Giro en Z



12.4 PRUEBA DE SEGURIDAD

La última prueba se hizo para comprobar la seguridad brindada por el mecanismo global. El helicóptero se eleva hasta la posición extrema y a diferentes posiciones de alabeo, cabeceo y guiñada, y seguidamente se deja caer de forma que el helicóptero desciende a una baja velocidad sobre el mecanismo de suspensión. También se comprueban las alarmas visuales del programa en las posiciones extremas de cada grado de libertad. Las muestras de esta prueba se muestran a continuación en la figura 12.7.

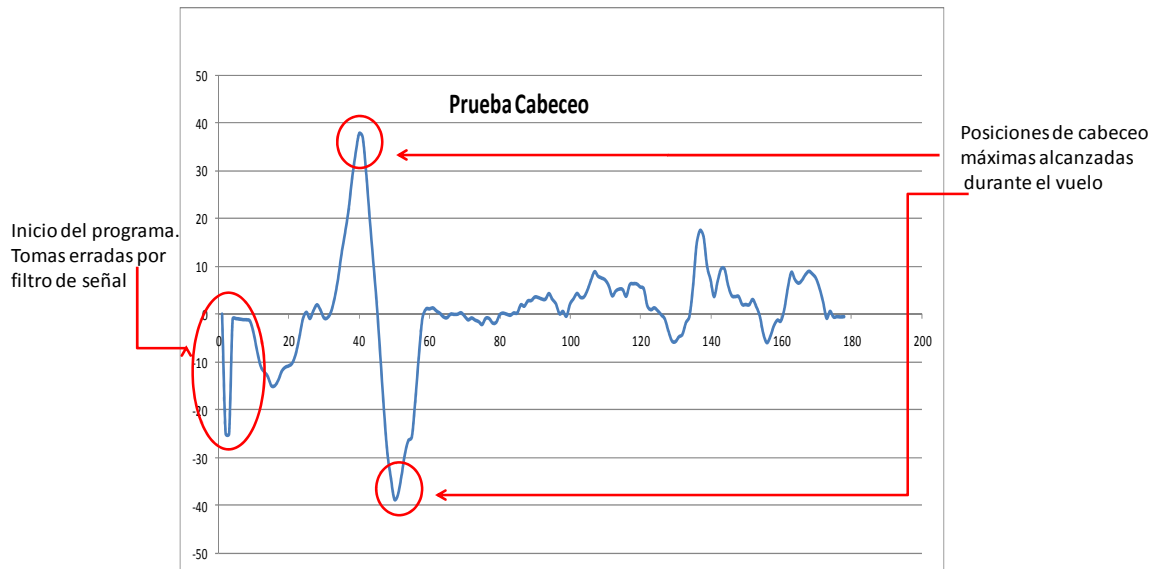
Figura 12.7 Prueba Seguridad



De las pruebas anteriores se concluye que el mecanismo diseñado para permitir el alabeo, cabeceo y giro en Z y el diseñado para la elevación, funcionan correctamente, soportando las cargas generadas por el helicóptero durante el vuelo, esto sin generar ningún tipo de restricción.

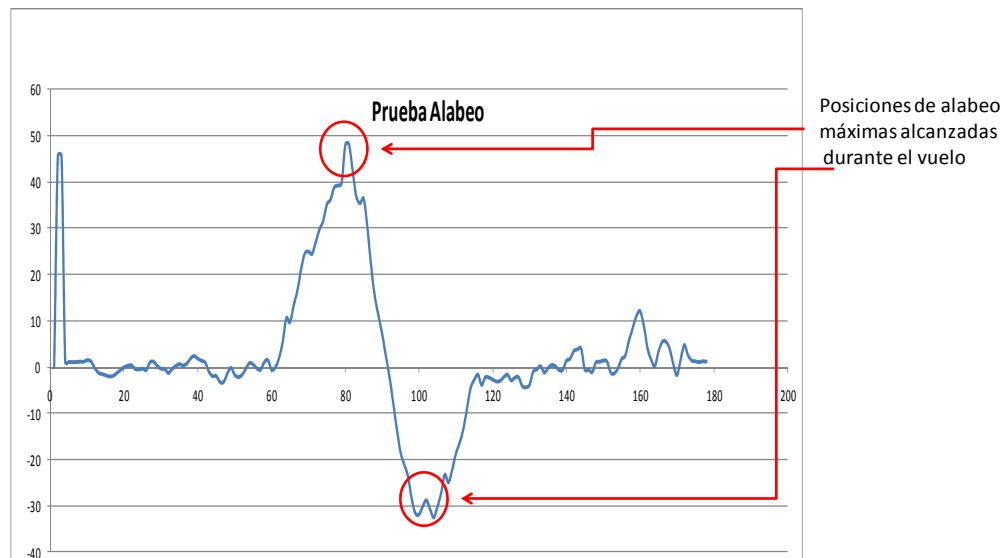
A continuación se muestran las figuras 12.8, 12.9, 12.10, 12.11, las cuales muestran gráficamente el comportamiento individual de cada variable durante el vuelo de prueba.

Figura 12.8 Historial Cabeceo



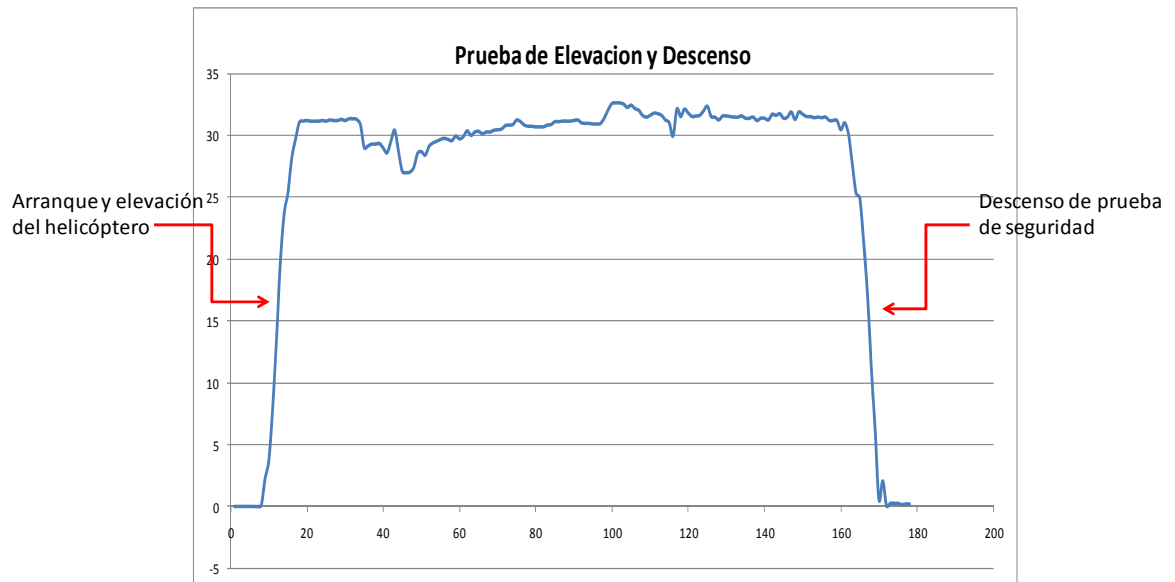
El pico presente en el inicio del grafico corresponde a los datos enviados por el filtro dinámico (promedio), ya que este requiere de un numero de tomas iniciales para empezar a trabajar, se observa que posteriormente de este pico la grafica empieza en cero y en ese momento se da inicio al vuelo.

Figura 12.9 Historial Alabeo



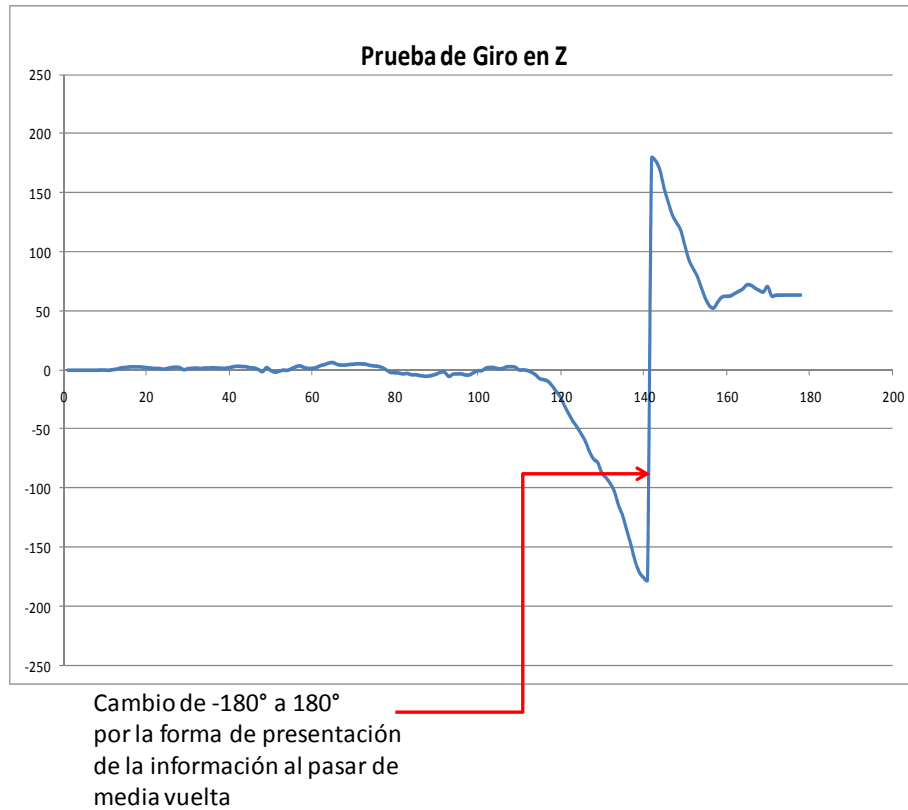
Al igual que en el grafico de cabeceo el pico pico presente en el inicio del grafico corresponde a los datos enviados por el filtro dinámico (promedio), en este grafico se observa claramente las posiciones máximas de alabeo que tuvo el helicóptero durante el vuelo, y pequeñas variaciones de esta variable durante el resto del vuelo.

Figura 12.10 Historial Elevacion y Descenso



En la figura 12.10 puede observarse el despegue del helicóptero al inicio de la prueba y la variación de altura durante los demás movimientos al igual que el descenso para la prueba de seguridad, simulando un descenso no controlado.

Figura 12.11 Historial Giro en Z



La figura 12.11 presenta el ángulo de giro en el eje “z” leído por el encoder incremental, el sistema de referencia utilizado va desde -180° a 180° , por esta razón se presenta el cambio de cuadrante al pasar de media vuelta en cualquiera de las dos direcciones.

13. CONCLUSIONES

- Se logró diseñar y construir una plataforma de cuatro grados de libertad para monitorear los ángulos de alabeo, cabeceo, y guiñada, además de la elevación, en los rangos propuestos, siguiendo los movimientos del helicóptero manejado por control remoto.
- Se diseñó un programa en *Lab View* ® con el cual se puede monitorear las variables de vuelo del helicóptero a escala tamaño 60, en tiempo real y con diferentes formas de presentación de la información.
- El software utilizado, *Lab View* ®, cuenta con una gran variedad de instrumentos virtuales que permiten un fácil uso de la tarjeta de adquisición, para la visualización de señales generadas por los sensores de posición.
- Las herramientas de CAD como *Solidworks* ®, facilitan enormemente la selección de materiales y componentes para el diseño y construcción de sistemas mecánicos.
- Los sensores de posición de señal analógica presentan lecturas menos confiables que los de tipo digital debido al ruido originado por perturbaciones que afectan su señal.
- Los helicópteros a escala pueden destinarse a infinidad de aplicaciones, el estudio y experimentación en su control es muy amplio e involucra diferentes campos de la ingeniería.

- La plataforma de entrenamiento construida no solo permitirá el adiestramiento de pilotos, sino también permitirá probar y ensayar todas las actividades pertinentes para genera el vuelo autónomo en helicópteros a escala.
- El comportamiento del helicóptero es semejante al presente en un vuelo libre según las observaciones de un piloto experto, por esto puede decirse que la plataforma no restringe el monitoreo de vuelo.

14. RECOMENDACIONES

- Utilizar esta plataforma cuando se desee experimentar con helicópteros a escala, los cuales tienen un alto costo, y cuando sea una persona inexperta la que desee aprender a controlarlo.
- Implementar los encoder para medir todas las variables y así obtener datos más precisos y señales más limpias.
- Continuar la experimentación con helicópteros a escala con proyectos como el vuelo autónomo.
- Implementar y mejorar el programa diseñado para simular la cabina de un helicóptero real, llevando la información a sistemas electromecánicos o hidráulicos para tal fin.
- Profundizar en las aplicaciones de las tarjetas de National Instruments ya que estas tienen infinidad de aplicaciones y facilidades en adquisición de señales.
- En proyectos futuros y similares a este, implementar más grados de libertad para el entrenamiento de vuelo de helicópteros a escala, como traslaciones laterales.
- Para pilotos inexpertos se recomienda el uso del simulador antes de pasar al uso de la plataforma de entrenamiento HeliT60
- Usar helicópteros de menor tamaño, para facilitar y enriquecer el estudio y familiarizarse con la plataforma más fácilmente.

BIBLIOGRAFÍA

- NORTON, Robert L. Diseño de máquinas, México: Prentice Hall, 1999, 1048 p.
- MOTT, Robert L. Diseño de elementos de máquinas. Pearson education, México, 4 edition, 2006.
- NORTON, Robert L. Diseño de maquinaria : síntesis y análisis de máquinas y mecanismos, México, McGraw-Hill, 2005, 752p.
- NISE, Norman S. Sistemas de control para ingeniería, Mexico: Compañía editorial continental, 2004, 708p
- GROOVER, Mikell P. Fundamentos de Manufactura Moderna: Materiales, Procesos y Sistemas. México: Prentice Hall Hispanoamericana, 1997, 1062 p.
- AGNAR Kenneth, Nygaard Nielsen, Robust Control of an Autonomous Helicopter Dinamark, 2005. 78p. Thesis 10TH semester, Intelligent Autonomous Systems. Aalborg University. Disponible en internet: <http://www.control.aau.dk/uav/reports/05gr1034a/05gr1034a_student_report.pdf>
- ATTITUDE CONTROL OF A MINIHELICOPTER IN HOVER USING DIFFERENT TYPES OF CONTROL. Artículo de la Revista Técnica de la Facultad de Ingeniería Universidad del Zulia. [en línea]. Disponible en:<www.scielo.org.ve/scielo.php?pid=S0254-07702006000300002&script=sci_arttext> [citado en diciembre de 2006]

- DYNAMICAL VARIABLE STRUCTURE CONTROL OF A HELICOPTER IN VERTICAL FLIGHT, Hebertt Sira-Ramirez, Mohamed Zribi, Shaheen Ahmad. ECE Technical Reports. Paper 318. [en línea]. Disponible en: <docs.lib.purdue.edu/ecetr/318> [citado en Agosto de 1991]
- NATIONAL INSTRUMENTS, manual de usuario NI USB 6216, 2009
- CASTRO, Diego, Peña Jhon. Diseño y construcción de un prototipo experimental de un vehículo eléctrico autobalanceado unipersonal VEAU. Universidad Industrial de Santander, Colombia, Junio 2011.

ANEXOS

ANEXO A. CATÁLOGO DE TUBERIA CUADRADA

Diámetro exterior	Espesor	Masa por unidad de longitud	Área de la sección transversal	Momento de inercia de flexión		Radio de giro		Módulo de flexión elástico		Módulo de flexión plástico		Momento de inercia de torsión	Módulo de torsión	Área superficial por metro lineal	Longitud nominal por tonelada	
H x B	T	M	A	I _{xx}	I _{yy}	i _{xx}	i _{yy}	W _{elxx}	W _{elyy}	W _{plxx}	W _{plyy}	I _t	C _t	A _s	m	
mm	mm	kg/m	cm ²	cm ⁴	cm ⁴	cm	cm	cm ³	cm ³	cm ³	cm ³	cm ⁴	cm ³	m ² /m		
40	20	2.0	1.68	2.14	4.05	1.34	1.38	0.793	2.02	1.34	2.61	1.60	3.45	2.36	0.113	596
		2.5	2.03	2.59	4.69	1.54	1.35	0.770	2.35	1.54	3.09	1.88	4.06	2.72	0.111	492
		3.0	2.36	3.01	5.21	1.68	1.32	0.748	2.60	1.68	3.50	2.12	4.57	3.00	0.110	423
50	30	2.0	2.31	2.94	9.54	4.29	1.80	1.21	3.81	2.86	4.74	3.33	9.77	4.84	0.153	434
		2.5	2.82	3.59	11.3	5.05	1.77	1.19	4.52	3.37	5.70	3.98	11.7	5.72	0.151	355
		3.0	3.30	4.21	12.8	5.70	1.75	1.16	5.13	3.80	6.57	4.58	13.5	6.49	0.150	303
60	40	4.0	4.20	5.35	15.3	6.69	1.69	1.12	6.10	4.46	8.05	5.58	16.5	7.71	0.146	238
		2.0	2.93	3.74	18.4	9.83	2.22	1.62	6.14	4.92	7.47	5.65	20.7	8.12	0.193	341
		2.5	3.60	4.59	22.1	11.7	2.19	1.60	7.36	5.87	9.06	6.84	25.1	9.72	0.191	278
70	50	3.0	4.25	5.41	25.4	13.4	2.17	1.58	8.46	6.72	10.5	7.94	29.3	11.2	0.190	236
		4.0	5.45	6.95	31.0	16.3	2.11	1.53	10.3	8.14	13.2	9.89	36.7	13.7	0.186	183
		5.0	6.56	8.36	35.3	18.4	2.06	1.48	11.8	9.21	15.4	11.5	42.8	15.6	0.183	152
80	60	2.0	3.56	4.54	31.5	18.8	2.63	2.03	8.99	7.50	10.8	8.58	37.5	12.2	0.233	281
		2.5	4.39	5.59	38.0	22.6	2.61	2.01	10.9	9.04	13.2	10.4	45.8	14.7	0.231	228
		3.0	5.19	6.61	44.1	26.1	2.58	1.99	12.6	10.4	15.4	12.2	53.6	17.1	0.230	193
90	70	4.0	6.71	8.55	54.7	32.2	2.53	1.94	15.6	12.9	19.5	15.4	68.1	21.2	0.226	149
		5.0	8.13	10.4	63.5	37.2	2.48	1.90	18.1	14.9	23.1	18.2	80.8	24.6	0.223	123
		2.0	3.56	4.54	37.4	12.7	2.87	1.67	9.34	6.36	11.6	7.17	30.9	11.0	0.233	281
100	80	2.5	4.39	5.59	45.1	15.3	2.84	1.65	11.3	7.63	14.1	8.72	37.6	13.2	0.231	228
		3.0	5.19	6.61	52.3	17.6	2.81	1.63	13.1	8.78	16.5	10.2	43.9	15.3	0.230	193
		4.0	6.71	8.55	64.8	21.5	2.75	1.59	16.2	10.7	20.9	12.8	55.2	18.8	0.226	149
110	90	5.0	8.13	10.4	75.1	24.6	2.69	1.54	18.8	12.3	24.7	15.0	65.0	21.7	0.223	123
		2.0	4.19	5.34	49.5	31.9	3.05	2.44	12.4	10.6	14.7	12.1	61.2	17.1	0.273	239
		2.5	5.19	6.59	60.1	38.6	3.02	2.42	15.0	12.9	18.0	14.8	75.1	20.7	0.271	193
120	100	3.0	6.13	7.81	70.0	44.9	3.00	2.40	17.5	15.0	21.2	17.4	88.3	24.1	0.270	163
		4.0	7.97	10.1	87.9	56.1	2.94	2.35	22.0	18.7	27.0	22.1	113	30.3	0.266	126
		5.0	9.70	12.4	103	65.7	2.89	2.31	25.8	21.9	32.2	26.4	136	35.7	0.263	103
130	110	2.0	4.19	5.34	57.9	23.4	3.29	2.09	12.9	9.35	15.7	10.5	53.4	15.9	0.273	239
		2.5	5.17	6.59	70.3	28.2	3.27	2.07	15.6	11.3	19.3	12.8	65.3	19.2	0.271	193
		3.0	6.13	7.81	81.9	32.7	3.24	2.05	18.2	13.1	22.6	15.0	76.7	22.4	0.270	163
140	120	4.0	7.97	10.1	103	40.7	3.18	2.00	22.8	16.3	28.8	19.1	97.7	28.0	0.266	126
		5.0	9.70	12.4	121	47.4	3.12	1.96	26.8	18.9	34.4	22.7	116	32.7	0.263	103
		2.5	5.17	6.59	79.3	18.8	3.47	1.69	15.9	9.39	20.2	10.6	50.5	16.8	0.271	193
150	130	3.0	6.13	7.81	92.3	21.7	3.44	1.67	18.5	10.8	23.7	12.4	59.0	19.4	0.270	163
		4.0	7.97	10.1	116	26.7	3.38	1.62	23.1	13.3	30.3	15.7	74.5	24.0	0.266	126
		5.0	9.70	12.4	136	30.8	3.31	1.58	27.1	15.4	36.1	18.5	87.9	27.9	0.263	103
160	140	2.5	5.56	7.09	91.2	31.1	3.59	2.09	18.2	12.4	22.7	14.0	75.4	21.5	0.291	180
		3.0	6.60	8.41	106	36.1	3.56	2.07	21.3	14.4	26.7	16.4	88.6	25.0	0.290	152
		4.0	8.59	10.9	134	44.9	3.50	2.03	26.8	18.0	34.1	20.9	113	31.3	0.286	116
170	150	5.0	10.5	13.4	158	52.5	3.44	1.98	31.6	21.0	40.8	25.0	135	36.8	0.283	95.4
		6.0	12.3	15.6	179	58.7	3.38	1.94	35.8	23.5	46.9	28.5	154	41.4	0.279	81.5
		6.3	12.5	15.9	176	58.2	3.32	1.91	35.1	23.3	46.9	28.6	158	42.1	0.273	79.9
180	160	2.5	5.96	7.59	103	46.9	3.69	2.49	20.6	15.6	25.1	17.7	103	26.2	0.311	168
		3.0	7.07	9.01	121	54.6	3.66	2.46	24.1	18.2	29.6	20.8	122	30.6	0.310	141
		4.0	9.22	11.7	153	68.7	3.60	2.42	30.5	22.9	37.9	26.6	156	38.7	0.306	108
190	170	5.0	11.3	14.4	181	80.8	6.55	2.37	36.2	26.9	45.6	31.9	188	45.8	0.303	88.7
		6.0	163.2	16.8	205	91.2	3.49	2.33	41.1	30.4	52.5	36.6	216	51.9	0.299	75.7
		6.3	13.5	17.2	203	90.9	3.44	2.30	40.7	30.3	52.8	36.9	223	53.0	0.293	74.0
200	180	2.5	6.74	8.59	127	90.2	3.84	3.24	25.4	22.5	30.0	25.8	166	35.7	0.351	148
		3.0	8.01	10.2	149	106	3.82	3.22	29.8	26.4	35.4	30.4	196	41.9	0.350	125
		4.0	10.5	13.3	189	134	3.77	3.17	37.9	33.5	45.6	39.2	254	53.4	0.346	95.4
210	190	5.0	12.8	16.4	226	160	3.72	3.12	45.2	39.9	55.1	47.2	308	63.7	0.343	77.9
		6.0	15.1	19.2	258	182	3.67	3.08	51.7	45.5	63.8	54.7	357	73.0	0.339	66.2
		6.3	15.5	19.7	259	183	3.62	3.04	51.8	45.7	64.6	55.4	371	75.0	0.333	64.6
220	200	2.5	6.74	8.59	161	55.2	4.33	2.53	26.9	18.4	33.2	20.6	133	31.7	0.351	148
		3.0	8.01	10.2	189	64.4	4.30	2.51	31.5	21.5	39.2	24.2	156	37.1	0.350	125
		4.0	10.5	13.3	241	81.2	4.25	2.47	40.1	27.1	50.5	31.1	201	47.0	0.346	95.4
230	210	5.0	12.8	16.4	287	96.0	4.19	2.42	47.8	32.0	60.9	37.4	242	55.8	0.343	77.9
		6.0	15.1	19.2	328	109	4.13	2.38	54.7	36.3	70.6	43.1	280	63.6	0.339	66.2
		6.3	15.5	19.7	327	109	4.07	2.35	54.4	36.4	71.2	43.7	289	65.1	0.333	64.6
240	220	8.0	18.9	24.0	375	124	3.95	2.27	62.6	41.3	84.1	51.3	340	75.0	0.326	53.0
		3.0	8.96	11.4	230	123	4.49	3.29	38.4	30.9	46.2	35.0	255	50.8	0.390	112
		4.0	11.7	14.9	295	157	4.44	3.24	49.1	39.3	59.8	45.2	331	64.9	0.386	85.2
250	230	5.0	14.4	18.4	353	188	4.39	3.20	58.9	46.9	72.4	54.7	402	77.8	0.383	69.4
		6.0	17.0	21.6	406	215	4.33	3.15	67.6	53.8	84.3	63.5	469	89.4	0.379	58.9
		6.3	17.5	22.2	408	217	4.28	3.12	68.1	54.3	85.6	64.7	488	92.1	0.373	57.3
260	240	8.0	21.4	27.2	476	252	4.18	3.04	79.3	62.9	102	76.9	584	108	0.366	46.8
		4.0	13.0	16.5	430	180	5.10	3.30	61.4	45.1	75.5	51.3	412	76.5	0.426	77.0
		5.0	16.0	20.4	517	216	5.04	3.26	73.9	54.0	91.8	62.2	501	91.8	0.423	62.6
270	250	6.0	18.9	24.0	597	248	4.98	3.21	85.3	62.0	107	72.4	584	106	0.419	53.0
		6.3	19.4	24.8	603	251	4.93	3.19	86.1	62.9	109	74.0	609	109	0.413	51.4
		8.0	23.9	30.4	708	293	4.82	3.10	101	73.3	131	88.4	731	129	0.406	41.8
Calidades: S 275 JOH y S 355 J2H																

Calidades: S 275 JOH y S 355 J2H

Diámetro exterior		Espeor	Masa por unidad de longitud	Área de la sección transversal	Momento de inercia de flexión		Radio de giro		Módulo de flexión elástico		Módulo de flexión plástico		Momento de inercia de torsión	Módulo de torsión	Área superficial por metro lineal	Longitud nominal por tonelada
H x B		T	M	A	I _{xx}	I _{yy}	i _{xx}	i _{yy}	W _{elxx}	W _{elyy}	W _{plxx}	W _{plyy}	I _t	C _t	A _s	m
mm	mm	mm	kg/m	cm ²	cm ⁴	cm ⁴	cm	cm	cm ³	cm ³	cm ³	cm ³	cm ⁴	cm ³	m ² /m	
150	100	4.0	14.9	18.9	595	319	5.60	4.10	79.3	63.7	95.7	72.5	662	105	0.486	67.2
		5.0	18.3	23.4	719	384	5.55	4.05	95.9	76.8	117	88.3	809	127	0.483	54.5
		6.0	21.7	27.6	835	444	5.50	4.01	111	88.8	137	103	948	147	0.479	46.1
		6.3	22.4	28.5	848	453	5.45	3.98	113	90.5	140	106	992	152	0.473	44.6
		8.0	27.7	35.2	1008	536	5.35	3.90	134	107	169	128	1206	182	0.466	36.1
		10.0	33.4	42.6	1162	614	5.22	3.80	155	123	199	150	1426	211	0.457	29.9
		12.0	37.7	48.1	1207	642	5.01	3.65	161	128	215	163	1573	229	0.438	26.5
		12.5	38.9	49.5	1225	651	4.97	3.63	163	130	220	166	1606	233	0.436	25.7
160	80	4.0	14.2	18.1	598	204	5.74	3.35	74.7	50.9	92.9	57.4	494	88.0	0.466	70.2
		5.0	17.5	22.4	722	244	5.68	3.30	90.2	61.0	113	69.7	601	106	0.463	57.0
		6.0	20.7	26.4	836	281	5.62	3.26	105	70.2	132	81.3	702	122	0.459	48.2
		6.3	21.4	27.3	846	286	5.57	3.24	106	71.4	135	83.3	732	126	0.453	46.7
		8.0	26.4	33.6	1001	335	5.46	3.16	125	83.7	163	100	882	150	0.446	37.9
		10.0	31.8	40.6	1146	380	5.32	3.06	143	95.0	191	117	1031	172	0.437	31.4
		12.0	35.8	45.7	1171	391	5.06	2.93	146	97.8	204	125	1111	183	0.418	27.9
		12.5	36.9	47.0	1185	396	5.02	2.90	148	98.9	208	127	1129	185	0.416	27.1
180	100	4.0	16.8	21.3	926	374	6.59	4.18	103	74.8	126	84.0	854	127	0.546	59.7
		5.0	20.7	26.4	1124	452	6.53	4.14	125	90.4	154	103	1045	154	0.543	48.3
		6.0	24.5	31.2	1310	524	6.48	4.10	146	105	181	120	1227	179	0.539	40.8
		6.3	25.4	32.3	1335	536	6.43	4.07	148	107	186	124	1283	185	0.533	39.4
		8.0	31.4	40.0	1598	637	6.32	3.99	178	127	226	150	1565	222	0.526	31.8
		10.0	38.1	48.6	1859	736	6.19	3.89	207	147	268	177	1859	260	0.517	26.2
		12.0	43.4	55.3	1965	782	5.96	3.76	218	156	292	194	2073	285	0.498	23.1
		12.5	44.8	57.0	2001	796	5.92	3.74	222	159	300	199	2122	290	0.496	22.3
200	100	4.0	18.0	22.9	1200	411	7.23	4.23	120	82.2	148	91.7	985	142	0.586	55.5
		5.0	22.3	28.4	1459	497	7.17	4.19	146	99.4	181	112	1206	172	0.583	44.9
		6.0	26.4	33.6	1703	577	7.12	4.14	170	115	213	132	1417	200	0.579	37.9
		6.3	27.4	34.8	1739	591	7.06	4.12	174	118	219	135	1483	208	0.573	36.6
		8.0	33.9	43.2	2091	705	6.95	4.04	209	141	267	165	1811	250	0.566	29.5
		10.0	41.3	52.6	2444	818	6.82	3.94	244	164	318	195	2154	292	0.557	24.2
		12.0	47.1	60.	2607	876	6.59	3.82	261	175	350	215	2414	322	0.538	21.2
		12.5	48.7	62.0	2659	892	6.55	3.79	266	178	359	221	2474	329	0.536	20.5
	120	4.0	19.3	24.5	1353	618	7.43	5.02	135	103	164	115	1345	172	0.626	51.9
		5.0	23.8	30.4	1649	750	7.37	4.97	165	125	201	141	1652	210	0.623	42.0
		6.0	28.3	36.0	1929	874	7.32	4.93	193	146	237	166	1947	245	0.619	35.4
		6.3	29.3	37.4	1976	898	7.27	4.90	198	150	244	172	2040	255	0.613	34.1
		8.0	36.5	46.4	2386	1079	7.17	4.82	239	180	298	209	2507	308	0.606	27.4
		10.0	44.4	56.6	2806	1262	7.04	4.72	281	210	356	250	3007	364	0.597	22.5
		12.0	50.9	64.9	3031	1368	6.84	4.59	303	228	395	278	3419	406	0.578	19.6
		12.5	52.6	67.0	3099	1397	6.80	4.57	310	233	406	285	3514	416	0.576	19.0
250	150	5.0	30.1	38.4	3304	1508	9.28	6.27	264	201	320	225	3285	337	0.783	33.2
		6.0	35.8	45.6	3886	1768	9.23	6.23	311	236	378	266	3886	396	0.779	27.9
		6.3	37.2	47.4	4001	1825	9.18	6.20	320	243	391	276	4078	412	0.773	26.8
		8.0	46.5	59.2	4886	2219	9.08	6.12	391	296	482	340	5050	504	0.766	21.5
		10.0	57.0	72.6	5825	2634	8.96	6.02	466	351	582	409	6121	602	0.757	17.6
		12.0	66.0	84.1	6458	2925	8.77	5.90	517	390	658	463	7088	684	0.738	15.2
		12.5	68.3	87.0	6633	3002	8.73	5.87	531	400	678	477	7315	704	0.736	14.6
		16.0	83.8	106.8	7660	3453	8.47	5.69	613	460	805	566	8713	823	0.718	11.9
260	180	5.0	33.2	42.4	4121	2350	9.86	7.45	317	261	377	294	4695	426	0.863	30.1
		6.0	39.6	50.4	4856	2763	9.81	7.40	374	307	447	348	5566	501	0.859	25.3
		6.3	41.2	52.5	5013	2856	9.77	7.38	386	317	463	361	5844	523	0.853	24.3
		8.0	51.5	65.6	6145	3493	9.68	7.29	473	388	573	446	7267	642	0.846	19.4
		10.0	63.2	80.6	7363	4174	9.56	7.20	566	464	694	540	8850	772	0.837	15.8
		12.0	73.5	93.7	8245	4679	9.38	7.07	634	520	790	615	10328	884	0.818	13.6
		12.5	76.2	97.0	8482	4812	9.35	7.04	652	535	815	635	10676	911	0.816	13.1
		16.0	93.9	120	9923	5614	9.11	6.85	763	624	977	759	12890	1079	0.798	10.7
Calidades: S 275 JOH y S 355 J2H																

Diámetro exterior	Espesor	Masa por unidad de longitud	Área de la sección transversal	Momento de inercia de flexión	Radio de giro	Módulo de flexión elástico	Módulo de flexión plástico	Momento de inercia de torsión	Módulo de torsión	Área superficial por metro lineal	Longitud nominal por tonelada
H x B	T	M	A	I_{xx}	I_{yy}	W_{elxx}	W_{elxy}	I_t	C_t	A_s	m
mm	mm	kg/m	cm ²	cm ⁴	cm ⁴	cm ³	cm ³	cm ⁴	cm ³	m ² /m	m
300	6.0	35.8	45.6	4777	842	10.2	4.30	188	2403	306	27.9
	6.3	37.2	47.4	4907	868	10.2	4.28	194	2515	318	27.9
	8.0	46.5	59.2	5978	1045	10.0	4.20	238	3080	385	21.5
	10.0	57.0	72.6	7106	1224	9.90	4.11	285	3681	455	17.6
	12.0	66.0	84.1	7808	1343	9.64	4.00	321	4177	508	15.2
	12.5	68.3	87.0	8010	1374	9.59	3.97	330	4292	521	14.6
	16.0	83.8	107	9157	1543	9.26	3.80	386	4939	592	11.9
	6.0	40.5	51.6	6074	2080	10.8	6.35	309	4988	479	24.7
	6.3	42.2	53.7	6266	2150	10.8	6.32	321	5234	499	23.7
	8.0	52.8	67.2	7684	2623	10.7	6.25	396	6491	612	18.9
300	10.0	64.8	82.6	9209	3125	10.6	6.15	417	776	733	15.4
	12.0	75.4	96.1	10298	3498	10.4	6.03	466	883	837	13.3
	12.5	78.1	99.5	10594	3595	10.3	6.01	479	912	862	12.8
	16.0	96.4	123	12387	4174	10.0	5.83	557	1032	1015	10.4
	6.0	45.2	57.6	7370	3962	11.3	8.29	491	396	588	22.1
	6.3	47.1	60.0	7624	4104	11.3	8.27	508	410	610	21.2
	8.0	59.1	75.2	9389	5042	11.2	8.19	626	504	757	16.9
	10.0	72.7	92.6	11313	6058	11.1	8.09	754	606	921	13.8
	12.0	84.8	108	12788	6854	10.9	7.96	853	685	1056	11.8
	12.5	88.0	112	13179	7060	10.8	7.94	879	706	1091	11.4
350	16.0	109	139	15617	8340	10.6	7.75	1041	834	1319	9.18
	6.0	54.7	69.6	12457	7458	13.4	10.3	712	597	843	18.3
	6.3	57.0	72.6	12923	7744	13.3	10.3	738	620	876	17.5
	8.0	71.6	91.2	16001	9573	13.2	10.2	914	766	1092	14.0
	10.0	88.4	113	19407	11588	13.1	10.1	1109	927	1335	11.3
	12.0	104	132	22197	13261	13.0	10.0	1268	1061	1544	9.65
	12.5	108	137	22922	13690	12.9	9.99	1310	1095	1598	9.30
	16.0	134	171	27580	16434	12.7	9.81	1576	1315	1954	7.46
	8.0	71.6	91.2	18974	6517	14.4	8.45	949	652	1173	14.0
	10.0	88.4	113	23003	7864	14.3	8.36	1150	786	1434	11.3
400	12.0	104	132	26248	8977	14.1	8.24	1312	898	1656	9.65
	12.5	108	137	27100	9260	14.1	8.22	1355	926	1714	9.30
	16.0	134	171	32547	11056	13.8	8.05	1627	1106	2093	7.46
	8.0	84.2	107	25122	16212	15.3	12.3	1256	1081	1487	11.9
	10.0	104	133	30609	19726	15.2	12.2	1530	1315	1824	9.61
	12.0	123	156	35284	22747	15.0	12.1	1764	1516	2122	8.16
	12.5	127	162	36489	23517	15.0	12.0	1824	1568	2198	7.86
	16.0	159	203	44350	28535	14.8	11.9	2218	1902	2708	6.28

Calidades: S 275 J0H y S 355 J2H

ANEXO B. DATA SHEET ENCODER AUTONICS

E30S Series

Diameter ϕ 30mm Shaft type Incremental Rotary encoder

■ Features

- Miniature ϕ 30mm shaft type rotary encoder
- Easy installation at narrow space
- Small moment of inertia
- Power supply : 5VDC, 12~24VDC $\pm$ 5%
- Various output types

⚠ Please read "Caution for your safety" in operation manual before using.



■ Ordering information

E30S	4	1024	3	2	24	
Series	Shaft diameter	Pulse/1 Revolution	Output phase	Output	Power supply	Cable
Diameter ϕ 30mm, shaft type	ϕ 4mm	Refer to resolution	3: A, B, Z 6: A, $\bar{A}$, B, $\bar{B}$, Z, $\bar{Z}$	T: Totem pole output N: NPN open collector output V: Voltage output L: Line driver output(※)	5 : 5VDC $\pm$ 5% 24: 12~24VDC $\pm$ 5%	No mark: Normal type (※) C: Cable outgoing connector type

※ Standard E30S4 - PULSE - 3 - N - 24

※ Standard A, B, Z

※ The power of Line driver is only for 5VDC

※ Cable length: 250mm

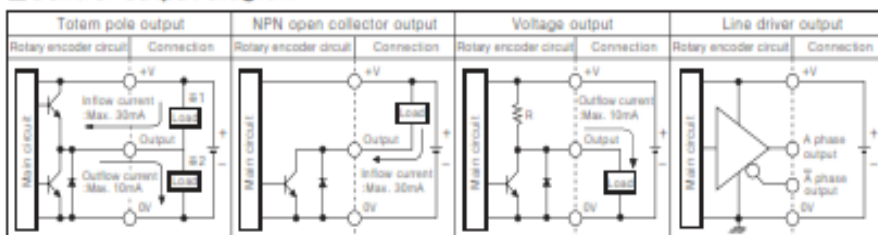
■ Specifications

Item	Diameter ϕ 30mm shaft type of Incremental rotary encoder	
Resolution(P/R)	100, 200, 360, 500, 1000, 1024, 3000 (Not indicated resolution is customizable.)	
Electrical specification	Output phase	A, B, Z phase (Line driver : A, $\bar{A}$, B, $\bar{B}$, Z, $\bar{Z}$ phase)
	Phase difference of output	Phase difference between A and B : $\frac{T}{4} \pm \frac{T}{8}$ (T=1 cycle of A phase)
	Control output	• Low $\Rightarrow$ Load current : Max. 30mA, Residual voltage : Max. 0.4VDC • High $\Rightarrow$ Load current : Max. 10mA, Output voltage (Power supply 5VDC) : Min. (Power supply - 2.0)VDC, Output voltage (Power supply 12~24VDC) : Min. (Power supply - 3.0)VDC
		Load current : Max. 30mA, Residual voltage : Max. 0.4VDC
		Load current : Max. 10mA, Residual voltage : Max. 0.4VDC
		• Low $\Rightarrow$ Load current : Max. 20mA, Residual : Max. 0.5VDC • High $\Rightarrow$ Load current : Max. -20mA, Output voltage : Min. 2.5VDC
	Response time (Rise/Fall)	Max. 1 μ s
		Max. 1 μ s
		Max. 1 μ s (5VDC: Output resistance 820 Ω), Max. 2 μ s (12~24VDC: Output resistance 4.7k Ω)
		Max. 0.5 μ s
	Max. Response frequency	300kHz
	Power supply	• 5VDC $\pm$ 5% (Ripple P-P: Max. 5%) • 12~24VDC $\pm$ 5% (Ripple P-P: Max. 5%)
Mechanical specification	Current consumption	Max. 80mA (disconnection of the load), Line driver output: Max. 50mA (disconnection of the load)
	Insulation resistance	Min. 100M Ω (at 500VDC mega)
	Dielectric strength	750VAC 50/60Hz for 1 minute (Between all terminals and case)
	Connection	Cable outgoing type, 250mm cable outgoing connector type
	Starting torque	Max. 20gf $\cdot$ cm (0.002N $\cdot$ m)
	Rotor inertia	Max. 20g $\cdot$ cm ² (2×10^{-4} kg $\cdot$ m ²)
	Shaft loading	Radial : Max. 2kgf, Thrust : Max. 1kgf
	Max. allowable revolution	(※ Note1) 5000rpm
	Vibration	1.5mm amplitude at frequency of 10 ~ 55Hz in each of X, Y, Z directions for 2 hours
	Shock	Max. 50G
Ambient temperature		-10 ~ 70°C (at non-freezing status), Storage: -25 ~ 85°C
Ambient humidity		35~85%RH, Storage: 35~90%RH
Protection		IP50 (IEC standard)
Cable		ϕ 5mm, 5P, Length: 2m, Shield cable (Line driver: ϕ 5mm, 8P)
Accessory		ϕ 4mm coupling
Unit weight		Approx. 80g
Approval		CE (Except for Line driver output)

※ (※ Note1) Max. allowable revolution $\geq$ Max. response revolution [Max. response revolution (rpm) = $\frac{\text{Max. response frequency}}{\text{Resolution}} \times 60 \text{ sec}$]

Incremental ϕ 30mm Shaft Type

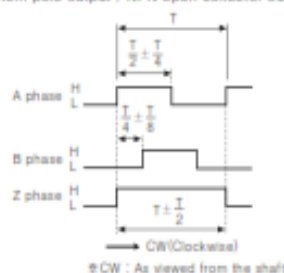
Control output diagram



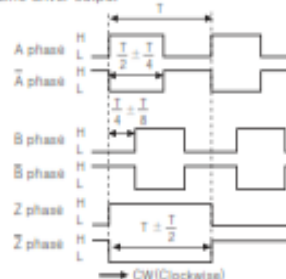
- Totem pole output type can be used for NPN open collector output type (①) or Voltage output type (②).
- All output circuits of A, B, Z phase is same. (Line driver output is for A, $\bar{A}$, B, $\bar{B}$, Z, $\bar{Z}$.)

Output waveform

- Totem pole output / NPN open collector output / Voltage output



- Line driver output



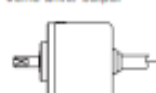
Connections

Normal type

- Totem pole output / NPN open collector output / Voltage output



- Line driver output



- ① Unused wire must be insulated.
- ② The metal case and shield wire of encoder should be grounded (F, G).

Cable outgoing connector type

- Totem pole output / NPN open collector output / Voltage output



- Line driver output

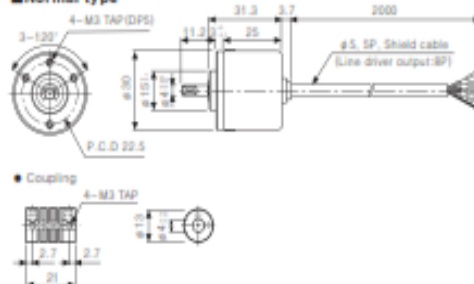


Totem pole output / NPN open collector output / Voltage output			Line driver output		
Pin No	Function	Cable color	Pin No	Function	Cable color
①	OUT A	Black	①	OUT A	Black
②	OUT B	White	②	OUT $\bar{A}$	Red
③	OUT Z	Orange	③	+V	Brown
④	+V	Brown	④	GND	Blue
⑤	GND	Blue	⑤	OUT B	White
⑥	F, G	Shield	⑥	OUT $\bar{B}$	Gray
			⑦	OUT Z	Orange
			⑧	OUT $\bar{Z}$	Yellow
			⑨	F, G	Shield

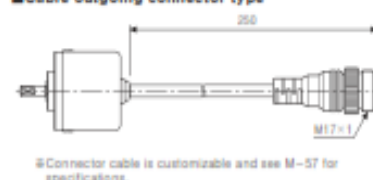
⑥ F, G (Field Ground): It should be grounded separately.

Dimensions

Normal type



Cable outgoing connector type



① Connector cable is customizable and see M-57 for specifications.

(Unit: mm)

ANEXO C. DATA SHEET GIROSCOPIO



LPR510AL

MEMS motion sensor:
dual axis pitch and roll $\pm 100^\circ/\text{s}$ analog gyroscope

Preliminary data

Features

- 2.7 V to 3.6 V single-supply operation
- Wide operating temperature range (-40 °C to +85 °C)
- High stability overtemperature
- Analog absolute angular-rate output
- Two separate outputs for each axis (1x and 4x amplified)
- Integrated low-pass filters
- Low power consumption
- Embedded power-down
- Embedded self-test
- High shock and vibration survivability
- ECOPACK® RoHS and "Green" compliant (see [Section 5](#))

Applications

- GPS navigation systems
- Motion tracking
- Pointing devices, remote and game controllers
- Motion control with user interface
- Industrial and robotics

Description

The LPR510AL is a low-power dual-axis micromachined gyroscope capable of measuring angular rate along pitch and roll axes.

It provides excellent temperature stability and high resolution over an extended operating temperature range (-40 °C to +85 °C).

Table 1. Device summary

Order code	Temperature range (°C)	Package	Packing
LPR510AL	-40 to +85	LGA-16 (5x5x1.5)	Tray
LPR510ALTR	-40 to +85	LGA-16 (5x5x1.5)	Tape and reel



LGA-16L (5x5x1.5mm)

The LPR510AL has a full scale of $\pm 100^\circ/\text{s}$ and is capable of detecting rates with a -3 dB bandwidth up to 140 Hz. The gyroscope is the combination of one actuator and one accelerometer integrated in a single micromachined structure.

It includes a sensing element composed by single driving mass, kept in continuous oscillating movement and able to react when an angular rate is applied based on the Coriolis principle.

A CMOS IC provides the measured angular rate to the external world through an analog output voltage, allowing high level of integration and production trimming to better match sensing element characteristics.

ST's gyroscope family leverages on robust and mature manufacturing process already used for the production of micromachined accelerometers.

ST is already in the field with several hundreds million sensors with excellent acceptance from the market in terms of quality, reliability and performance.

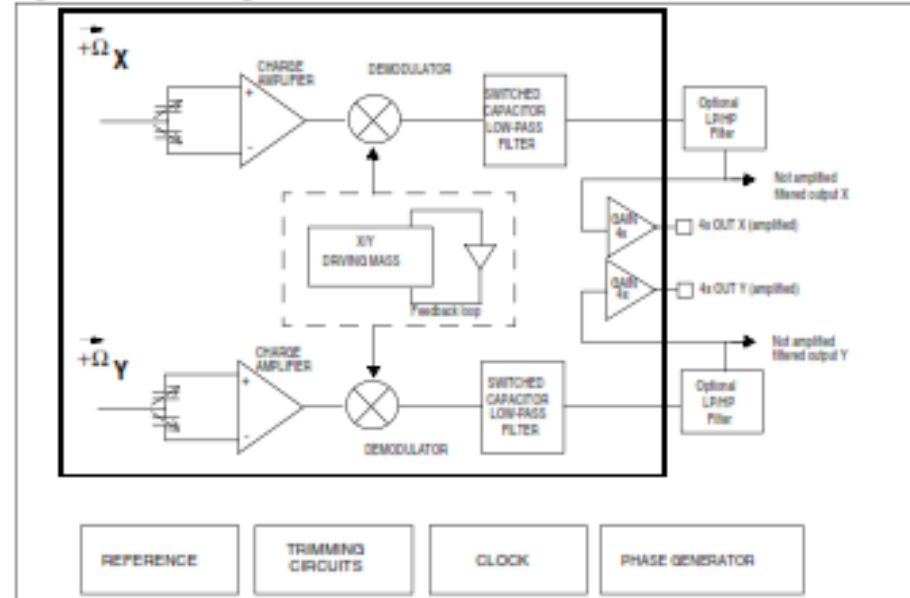
LPR510AL is provided in plastic land grid array (LGA) package. Several years ago ST pioneered successfully the usage of this package for accelerometers. Today ST has the widest manufacturing capability and strongest expertise in the world for production of sensor in plastic LGA package.

Contents

1	Block diagram and pin description	3
1.1	Pin description	3
2	Mechanical and electrical specifications	5
2.1	Mechanical characteristics	5
2.2	Electrical characteristics	6
2.3	Absolute maximum ratings	6
3	Terminology	7
3.1	Sensitivity	7
3.2	Zero-rate level	7
3.3	Self-test	7
3.4	High pass filter reset (HP)	7
4	Application hints	8
4.1	Output response vs. rotation	9
4.2	Soldering information	9
5	Package information	10
6	Revision history	11

1 Block diagram and pin description

Figure 1. Block diagram



1.1 Pin description

Figure 2. Pin connection

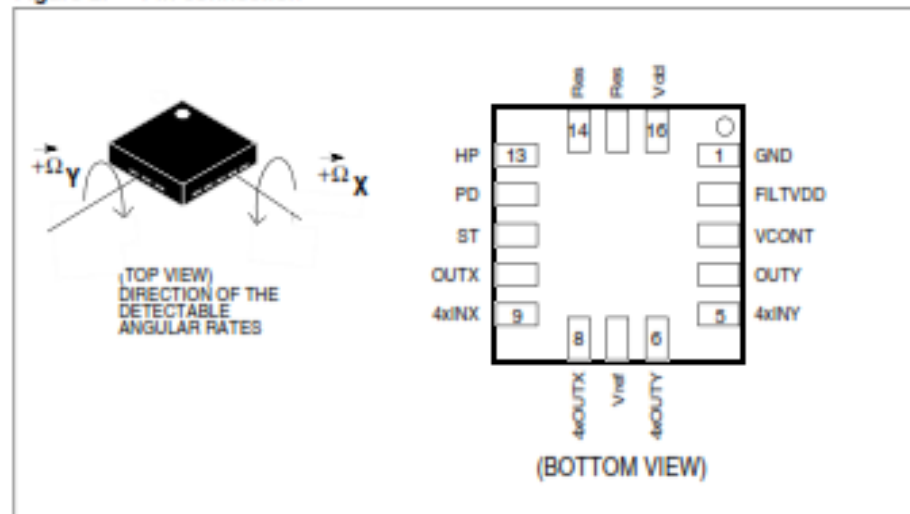


Table 2. Pin description

Pin #	Pin name	Analog function
1	GND	0V supply voltage
2	FILTVDD	PLL filter connection pin #2
3	VCONT	PLL filter connection pin #1
4	OUTY	Not amplified output
5	4xINY	Input of 4x amplifier
6	4xOUTY	Y rate signal output voltage (amplified)
7	Vref	Reference voltage
8	4xOUTX	X rate signal output voltage (amplified)
9	4xINX	Input of 4x amplifier
10	OUTX	Not amplified output
11	ST	Self-test (logic 0: normal mode; logic 1: self-test)
12	PD	Power-down (logic 0: normal mode; logic 1: power-down mode)
13	HP	High pass filter reset (logic 0: normal operation mode; logic1: external high pass filter is reset)
14,15	Res	Reserved. Connect to Vdd
16	Vdd	Power supply

2 Mechanical and electrical specifications

2.1 Mechanical characteristics

Table 3. Mechanical characteristics @ Vdd = 3 V, T = 25 °C unless otherwise noted⁽¹⁾

Symbol	Parameter	Test condition	Min.	Typ. ⁽²⁾	Max.	Unit
FSA	Measurement range	4x OUT (amplified)		±100		°/s
FS		OUT (not amplified)		±400		°/s
SoA	Sensitivity ⁽³⁾	4x OUT (amplified)		10		mV/ °/s
So		OUT (not amplified)		2.5		mV/ °/s
SoDr	Sensitivity change vs temperature	Delta from 25°C		0.03		%/°C
Voff	Zero-rate level ⁽³⁾			1.23		V
Vref	Reference voltage			1.23		V
OffDr	Zero-rate level change Vs temperature	Delta from 25°C		0.02		%/°C
NL	Non linearity	Best fit straight line		±1		% FS
BW	Bandwidth ⁽⁴⁾			140		Hz
Rn	Rate noise density			0.017		°/s / $\sqrt{\text{Hz}}$
Top	Operating temperature range		-40		+85	°C

1. The product is factory calibrated at 3 V. The operational power supply range is specified in [Table 4](#).

2. Typical specifications are not guaranteed

3. Sensitivity and zero-rate level are not ratiometric to supply voltage

4. The product is capable of measuring angular rates extending from DC to the selected BW.

2.2 Electrical characteristics

Table 4. Electrical characteristics @ Vdd = 3 V, T=25 °C unless otherwise noted⁽¹⁾

Symbol	Parameter	Test condition	Min.	Typ. ⁽²⁾	Max.	Unit
Vdd	Supply voltage		2.7	3	3.6	V
Idd	Supply current	PD pin connected to GND		6.8		mA
IddPdn	Supply current in power-down mode	PD pin connected to Vdd		1	5	µA
Vst	Self-test input	Logic 0 level	0		0.2*Vdd	V
		Logic 1 level	0.8*Vdd		Vdd	
Vpd	Power-down Input	Logic 0 level	0		0.2*Vdd	V
		Logic 1 level	0.8*Vdd		Vdd	
Top	Operating temperature range		-40		+85	°C

1. The product is factory calibrated at 3 V

2. Typical specifications are not guaranteed

2.3 Absolute maximum ratings

Stresses above those listed as "Absolute maximum ratings" may cause permanent damage to the device. This is a stress rating only and functional operation of the device under these conditions is not implied. Exposure to maximum rating conditions for extended periods may affect device reliability.

Table 5. Absolute maximum ratings

Symbol	Ratings	Maximum value	Unit
Vdd	Supply voltage	-0.3 to 6	V
Vin	Input voltage on any control pin (PD, ST)	-0.3 to Vdd +0.3	V
T _{STG}	Storage temperature range	-40 to +125	°C
A	Acceleration	3000 g for 0.5 ms	
		10000 g for 0.1 ms	
ESD	Electrostatic discharge protection	2 (HBM)	kV



This is a mechanical shock sensitive device, improper handling can cause permanent damage to the part



This is an ESD sensitive device, improper handling can cause permanent damage to the part

3 Terminology

3.1 Sensitivity

An angular rate gyroscope is a device that produces a positive-going output voltage for counterclockwise rotation around the sensitive axis considered. Sensitivity describes the gain of the sensor and can be determined by applying a defined angular velocity to it. This value changes very little over temperature and time.

3.2 Zero-rate level

Zero-rate level describes the actual output signal if there is no angular rate present. The zero-rate level of precise MEMS sensors is, to some extent, a result of stress to the sensor and therefore zero-rate level can slightly change after mounting the sensor onto a printed circuit board or after exposing it to extensive mechanical stress. This value changes very little over temperature and time.

3.3 Self-test

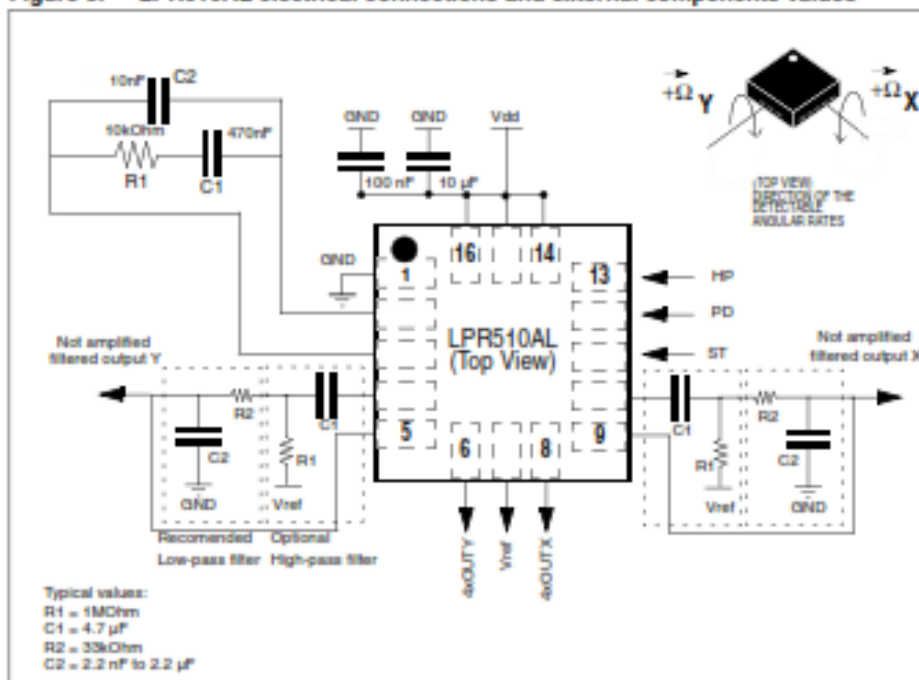
Self-test allows testing of the mechanical and electrical part of the sensor, allowing the seismic mass to be moved by means of an electrostatic test-force. The self-test function is off when the ST pin is connected to GND. When the ST pin is tied to Vdd, an actuation force is applied to the sensor, emulating a definite Coriolis force. In this case the sensor output will exhibit a voltage change in its DC level which is also dependent on the supply voltage. When ST is active, the device output level is given by the algebraic sum of the signals produced by the velocity acting on the sensor and by the electrostatic test-force. If the output signals change within the amplitude specified in [Table 3](#), then the mechanical element is working properly and the parameters of the interface chip are within the defined specifications.

3.4 High pass filter reset (HP)

The LPR510AL provides the possibility to reset the optional external high pass filter by applying a high logic value to the HP pad. This procedure ensures faster response, especially during overload conditions. Moreover, this operation is suggested each time the device is powered.

4 Application hints

Figure 3. LPR510AL electrical connections and external components values



Power supply decoupling capacitors (100 nF ceramic or polyester + 10 μ F aluminum) should be placed as near as possible to the device (common design practice).

The LPR510AL allows band limiting of the output rate response through the use of an external low pass filter (suggested) and/or high pass filter (optional) in addition to the embedded low pass filter ($f_c = 140$ Hz).

4xOUTY and 4xOUTX are respectively OUTY and OUTX amplified outputs lines, internally buffered to ensure low output impedance.

If external high pass or low pass filtering is not applied it is mandatory to short-circuit respectively pad 4 to pad 5 and pad 9 to pad 10 when amplified outputs are used.

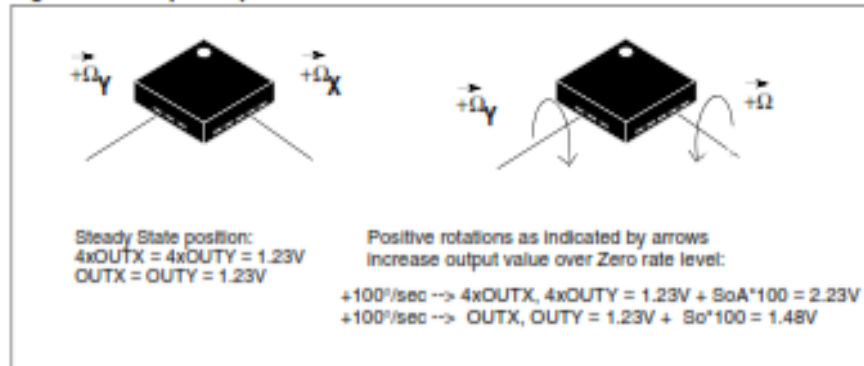
When only not-amplified outputs are used (OUTX/Y), it is suggested to set pads 5 and 9 to fixed reference voltage (GND/VREF).

When high pass filter is applied to not amplified output (OUTx), it is recommended to buffer the line before entering ADC for performance optimization.

The LPR510AL IC includes a PLL (phase locked loop) circuit to synchronize driving and sensing interfaces. Capacitors and resistors must be added at the **FILTVD** and **VCONT** pins (as shown in [Figure 3](#)) to implement a low-pass filter.

4.1 Output response vs. rotation

Figure 4. Output response vs. rotation



4.2 Soldering information

The LGA package is compliant with the ECOPACK®, RoHS and "Green" standard.
 It is qualified for soldering heat resistance according to JEDEC J-STD-020C.

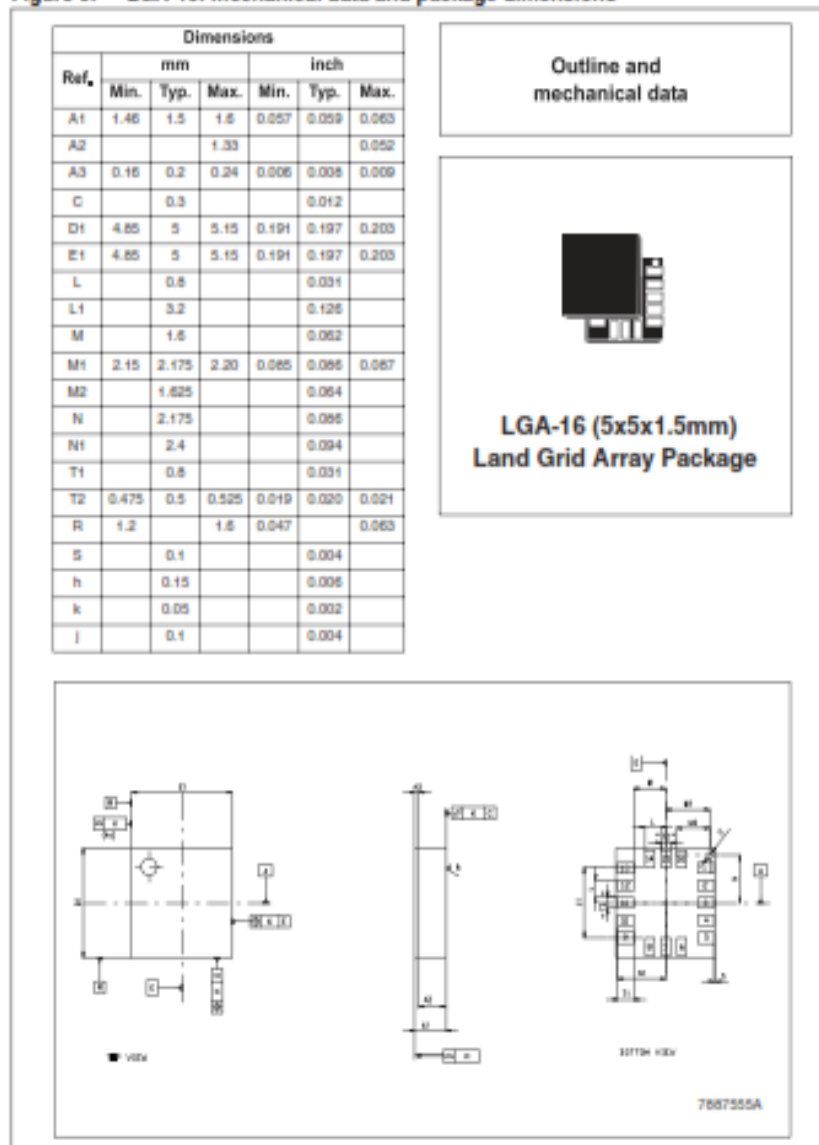
Leave "pin 1 indicator" unconnected during soldering.

Land pattern and soldering recommendations are available at www.st.com.

5 Package information

In order to meet environmental requirements, ST offers these devices in different grades of ECOPACK® packages, depending on their level of environmental compliance. ECOPACK® specifications, grade definitions and product status are available at: www.st.com. ECOPACK is an ST trademark.

Figure 5. LGA-16: mechanical data and package dimensions



6 Revision history

Table 6. Document revision history

Date	Revision	Changes
04-Jun-2009	1	Initial release
06-Jul-2009	2	Small text changes to improve readability. Updated Table 4

Please Read Carefully:

Information in this document is provided solely in connection with ST products. STMicroelectronics NV and its subsidiaries ("ST") reserve the right to make changes, corrections, modifications or improvements, to this document, and the products and services described herein at any time, without notice.

All ST products are sold pursuant to ST's terms and conditions of sale.

Purchasers are solely responsible for the choice, selection and use of the ST products and services described herein, and ST assumes no liability whatsoever relating to the choice, selection or use of the ST products and services described herein.

No license, express or implied, by estoppel or otherwise, to any intellectual property rights is granted under this document. If any part of this document refers to any third party products or services it shall not be deemed a license grant by ST for the use of such third party products or services, or any intellectual property contained therein or considered as a warranty covering the use in any manner whatsoever of such third party products or services or any intellectual property contained therein.

UNLESS OTHERWISE SET FORTH IN ST'S TERMS AND CONDITIONS OF SALE ST DISCLAIMS ANY EXPRESS OR IMPLIED WARRANTY WITH RESPECT TO THE USE AND/OR SALE OF ST PRODUCTS INCLUDING WITHOUT LIMITATION IMPLIED WARRANTIES OF MERCHANTABILITY, FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE (AND THEIR EQUIVALENTS UNDER THE LAWS OF ANY JURISDICTION), OR INFRINGEMENT OF ANY PATENT, COPYRIGHT OR OTHER INTELLECTUAL PROPERTY RIGHT.

UNLESS EXPRESSLY APPROVED IN WRITING BY AN AUTHORIZED ST REPRESENTATIVE, ST PRODUCTS ARE NOT RECOMMENDED, AUTHORIZED OR WARRANTED FOR USE IN MILITARY, AIR CRAFT, SPACE, LIFE SAVING, OR LIFE SUSTAINING APPLICATIONS, NOR IN PRODUCTS OR SYSTEMS WHERE FAILURE OR MALFUNCTION MAY RESULT IN PERSONAL INJURY, DEATH, OR SEVERE PROPERTY OR ENVIRONMENTAL DAMAGE. ST PRODUCTS WHICH ARE NOT SPECIFIED AS "AUTOMOTIVE GRADE" MAY ONLY BE USED IN AUTOMOTIVE APPLICATIONS AT USER'S OWN RISK.

Resale of ST products with provisions different from the statements and/or technical features set forth in this document shall immediately void any warranty granted by ST for the ST product or service described herein and shall not create or extend in any manner whatsoever, any liability of ST.

ST and the ST logo are trademarks or registered trademarks of ST in various countries.

Information in this document supersedes and replaces all information previously supplied.

The ST logo is a registered trademark of STMicroelectronics. All other names are the property of their respective owners.

© 2009 STMicroelectronics - All rights reserved

STMicroelectronics group of companies

Australia - Belgium - Brazil - Canada - China - Czech Republic - Finland - France - Germany - Hong Kong - India - Israel - Italy - Japan - Malaysia - Malta - Morocco - Philippines - Singapore - Spain - Sweden - Switzerland - United Kingdom - United States of America

www.st.com

ANEXO D. DATA SHEET ACELEROMETRO

Freescale Semiconductor
Technical Data

Document Number: MMA7361L
Rev 0, 04/2008



±1.5g, ±6g Three Axis Low-g Micromachined Accelerometer

The MMA7361L is a low power, low profile capacitive micromachined accelerometer featuring signal conditioning, a 1-pole low pass filter, temperature compensation, self test, 0g-Detect which detects linear freefall, and g-Select which allows for the selection between 2 sensitivities. Zero-g offset and sensitivity are factory set and require no external devices. The MMA7361L includes a Sleep Mode that makes it ideal for handheld battery powered electronics.

Features

- 3mm x 5mm x 1.0mm LGA-14 Package
- Low Current Consumption: 400 μ A
- Sleep Mode: 3 μ A
- Low Voltage Operation: 2.2 V – 3.6 V
- High Sensitivity (800 mV/g @ 1.5g)
- Selectable Sensitivity ($\pm 1.5g$, $\pm 6g$)
- Fast Turn On Time (0.5 ms Enable Response Time)
- Self Test for Freefall Detect Diagnosis
- 0g-Detect for Freefall Protection
- Signal Conditioning with Low Pass Filter
- Robust Design, High Shocks Survivability
- RoHS Compliant
- Environmentally Preferred Product
- Low Cost

Typical Applications

- 3D Gaming: Tilt and Motion Sensing, Event Recorder
- HDD MP3 Player: Freefall Detection
- Laptop PC: Freefall Detection, Anti-Theft
- Cell Phone: Image Stability, Text Scroll, Motion Dialing, E-Compass
- Pedometer: Motion Sensing
- PDA: Text Scroll
- Navigation and Dead Reckoning: E-Compass Tilt Compensation
- Robotics: Motion Sensing

ORDERING INFORMATION

Part Number	Temperature Range	Package Drawing	Package	Shipping
MMA7361LT	-40 to +85°C	1977-01	LGA-14	Tray
MMA7361LR1	-40 to +85°C	1977-01	LGA-14	7" Tape & Reel
MMA7361LR2	-40 to +85°C	1977-01	LGA-14	13" Tape & Reel

MMA7361L

**MMA7361L: XYZ AXIS
ACCELEROMETER**
 $\pm 1.5g$, $\pm 6g$

Bottom View



**14 LEAD
LGA
CASE 1977-01**

Top View

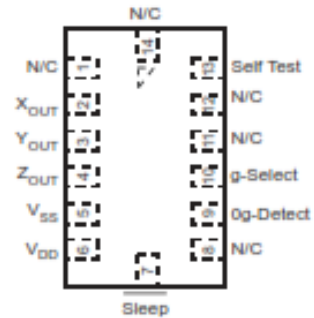


Figure 1. Pin Connections

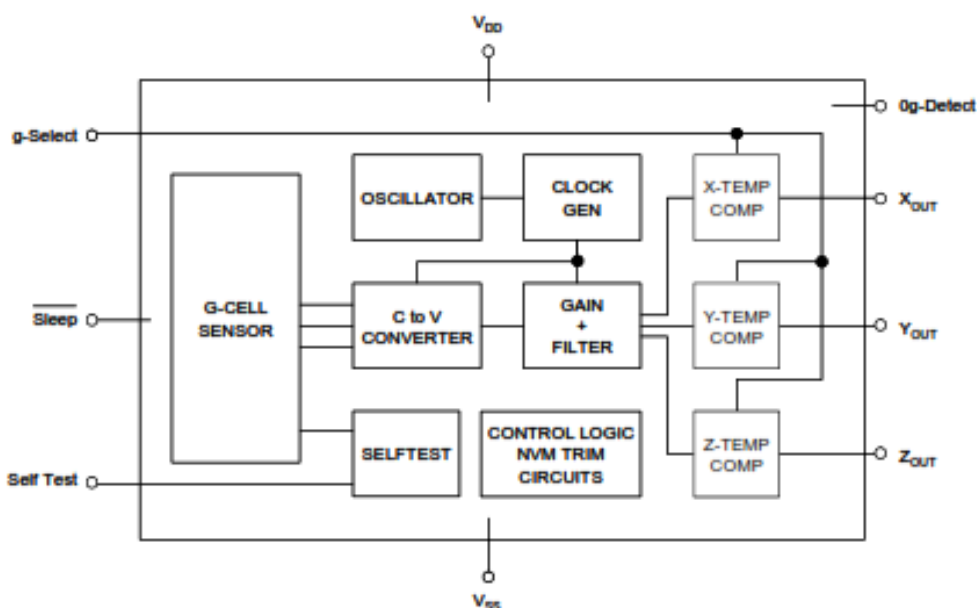


Figure 2. Simplified Accelerometer Functional Block Diagram

Table 1. Maximum Ratings

(Maximum ratings are the limits to which the device can be exposed without causing permanent damage.)

Rating	Symbol	Value	Unit
Maximum Acceleration (all axis)	a_{max}	± 5000	g
Supply Voltage	V_{DD}	-0.3 to +3.6	V
Drop Test ⁽¹⁾	D_{drop}	1.5	m
Storage Temperature Range	T_{stg}	-40 to +125	°C

1. Dropped onto concrete surface from any axis.

ELECTRO STATIC DISCHARGE (ESD)

WARNING: This device is sensitive to electrostatic discharge.

Although the Freescale accelerometer contains internal 2000 V ESD protection circuitry, extra precaution must be taken by the user to protect the chip from ESD. A charge of over 2000 volts can accumulate on the human body or associated test equipment. A charge of this magnitude can

alter the performance or cause failure of the chip. When handling the accelerometer, proper ESD precautions should be followed to avoid exposing the device to discharges which may be detrimental to its performance.

Table 2. Operating CharacteristicsUnless otherwise noted: $-40^{\circ}\text{C} \leq T_A \leq 85^{\circ}\text{C}$, $2.2\text{ V} \leq V_{DD} \leq 3.6\text{ V}$, Acceleration = 0g, Loaded output⁽¹⁾

Characteristic	Symbol	Min	Typ	Max	Unit
Operating Range ⁽²⁾					
Supply Voltage ⁽³⁾	V_{DD}	2.2	3.3	3.6	V
Supply Current ⁽⁴⁾	I_{DD}	—	400	600	μA
Supply Current at Sleep Mode ⁽⁴⁾	I_{DD}	—	3	10	μA
Operating Temperature Range	T_A	-40	—	+85	$^{\circ}\text{C}$
Acceleration Range, X-Axis, Y-Axis, Z-Axis					
g-Select: 0	g_{rs}	—	± 1.5	—	g
g-Select: 1	g_{rs}	—	± 6.0	—	g
Output Signal					
Zero-g ($T_A = 25^{\circ}\text{C}$, $V_{DD} = 3.3\text{ V}$) ⁽⁵⁾	V_{OFF}	1.485	1.65	1.815	V
Zero-g ⁽⁴⁾	V_{OFF}/T_A	-2.0	± 0.5	+2.0	$\text{mg}/^{\circ}\text{C}$
Sensitivity ($T_A = 25^{\circ}\text{C}$, $V_{DD} = 3.3\text{ V}$)					
1.5g	$S_{1.5g}$	740	800	860	mV/g
6g	S_{6g}	190.6	206	221.5	mV/g
Sensitivity ⁽⁴⁾	S_{T_A}	-0.0075	± 0.002	+0.0075	$\text{mV}/^{\circ}\text{C}$
Bandwidth Response					
XY	f_{3dBXY}	—	400	—	Hz
Z	f_{3dBZ}	—	300	—	Hz
Output Impedance	Z_O	—	32	—	$\text{k}\Omega$
0g-Detect	$0g_{detect}$	-0.4	0	+0.4	g
Self Test					
Output Response					
X_{OUT} , Y_{OUT}	$AGSTXY$	+0.05	-0.1	—	g
Z_{OUT}	$AGSTZ$	+0.8	+1.0	+1.2	g
Input Low	V_{IL}	V_{SS}	—	$0.3 V_{DD}$	V
Input High	V_{IH}	$0.7 V_{DD}$	—	V_{DD}	V
Noise					
Power Spectral Density RMS (0.1 Hz – 1 kHz) ⁽⁴⁾	n_{PSD}	—	350	—	$\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$
Control Timing					
Power-Up Response Time ⁽⁷⁾	$t_{RESPONSE}$	—	1.0	2.0	ms
Enable Response Time ⁽⁸⁾	t_{ENABLE}	—	0.5	2.0	ms
Self Test Response Time ⁽⁹⁾	t_{ST}	—	2.0	5.0	ms
Sensing Element Resonant Frequency					
XY	$f_{GCELLXY}$	—	6.0	—	kHz
Z	f_{GCELLZ}	—	3.4	—	kHz
Internal Sampling Frequency	f_{CLK}	—	11	—	kHz
Output Stage Performance					
Full-Scale Output Range ($I_{OUT} = 3\text{ }\mu\text{A}$)	V_{FSO}	$V_{SS}+0.1$	—	$V_{DD}-0.1$	V
Nonlinearity, X_{OUT} , Y_{OUT} , Z_{OUT}	NL_{OUT}	-1.0	—	+1.0	%FSO
Cross-Axis Sensitivity ⁽¹⁰⁾	$V_{XY, XZ, YZ}$	-5.0	—	+5.0	%

1. For a loaded output, the measurements are observed after an RC filter consisting of an internal 32k Ω resistor and an external 3.3nF capacitor (recommended as a minimum to filter clock noise) on the analog output for each axis and a 0.1 μF capacitor on V_{DD} - GND. The output sensor bandwidth is determined by the Capacitor added on the output. $f = 1/2\pi \times (32 \times 10^3) \times C$. C = 3.3 nF corresponds to BW = 1507HZ, which is the minimum to filter out internal clock noise.

2. These limits define the range of operation for which the part will meet specification.

3. Within the supply range of 2.2 and 3.6 V, the device operates as a fully calibrated linear accelerometer. Beyond these supply limits the device may operate as a linear device but is not guaranteed to be in calibration.

4. This value is measured with g-Select in 1.5g mode.

5. The device can measure both + and - acceleration. With no input acceleration the output is at midsupply. For positive acceleration the output will increase above $V_{DD}/2$. For negative acceleration, the output will decrease below $V_{DD}/2$.

6. For optimal 0g offset performance, adhere to AN3454 and AN3447

7. The response time between 10% of full scale V_{DD} input voltage and 90% of the final operating output voltage.

8. The response time between 10% of full scale Sleep Mode input voltage and 90% of the final operating output voltage.

9. The response time between 10% of the full scale self test input voltage and 90% of the self test output voltage.

10. A measure of the device's ability to reject an acceleration applied 90° from the true axis of sensitivity.

MMA7361L

PRINCIPLE OF OPERATION

The Freescale accelerometer is a surface-micromachined integrated-circuit accelerometer.

The device consists of a surface micromachined capacitive sensing cell (g-cell) and a signal conditioning ASIC contained in a single package. The sensing element is sealed hermetically at the wafer level using a bulk micromachined cap wafer.

The g-cell is a mechanical structure formed from semiconductor materials (polysilicon) using semiconductor processes (masking and etching). It can be modeled as a set of beams attached to a movable central mass that move between fixed beams. The movable beams can be deflected from their rest position by subjecting the system to an acceleration (Figure 3).

As the beams attached to the central mass move, the distance from them to the fixed beams on one side will increase by the same amount that the distance to the fixed beams on the other side decreases. The change in distance is a measure of acceleration.

The g-cell beams form two back-to-back capacitors (Figure 3). As the center beam moves with acceleration, the distance between the beams changes and each capacitor's value will change, ($C = \epsilon A/D$). Where A is the area of the beam, ϵ is the dielectric constant, and D is the distance between the beams.

The ASIC uses switched capacitor techniques to measure the g-cell capacitors and extract the acceleration data from the difference between the two capacitors. The ASIC also signal conditions and filters (switched capacitor) the signal, providing a high level output voltage that is ratiometric and proportional to acceleration.

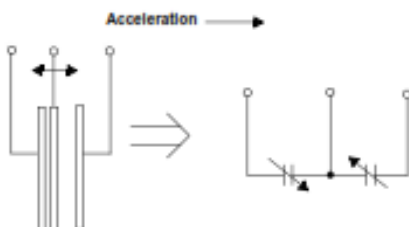


Figure 3. Simplified Transducer Physical Model

SPECIAL FEATURES

0g-Detect

The sensor offers a 0g-Detect feature that provides a logic high signal when all three axes are at 0g. This feature enables the application of Linear Freefall protection if the signal is connected to an interrupt pin or a polled I/O pin on a microcontroller.

Self Test

The sensor provides a self test feature that allows the verification of the mechanical and electrical integrity of the accelerometer at any time before or after installation. This feature is critical in applications such as hard disk drive

protection where system integrity must be ensured over the life of the product. Customers can use self test to verify the solderability to confirm that the part was mounted to the PCB correctly. To use this feature to verify the 0g-Detect function, the accelerometer should be held upside down so that the z-axis experiences -1g. When the self test function is initiated, an electrostatic force is applied to each axis to cause it to deflect. The x- and y-axis are deflected slightly while the z-axis is trimmed to deflect 1g. This procedure assures that both the mechanical (g-cell) and electronic sections of the accelerometer are functioning.

g-Select

The g-Select feature allows for the selection between two sensitivities. Depending on the logic input placed on pin 10, the device internal gain will be changed allowing it to function with a 1.5g or 6g sensitivity (Table 3). This feature is ideal when a product has applications requiring two different sensitivities for optimum performance. The sensitivity can be changed at anytime during the operation of the product. The g-Select pin can be left unconnected for applications requiring only a 1.5g sensitivity as the device has an internal pull-down to keep it at that sensitivity (800mV/g).

Table 3. g-Select Pin Description

g-Select	g-Range	Sensitivity
0	1.5g	800 mV/g
1	6g	206 mV/g

Sleep Mode

The 3 axis accelerometer provides a Sleep Mode that is ideal for battery operated products. When Sleep Mode is active, the device outputs are turned off, providing significant reduction of operating current. A low input signal on pin 7 (Sleep Mode) will place the device in this mode and reduce the current to 3 μ A typ. For lower power consumption, it is recommended to set g-Select to 1.5g mode. By placing a high input signal on pin 7, the device will resume to normal mode of operation.

Filtering

The 3 axis accelerometer contains an onboard single-pole switched capacitor filter. Because the filter is realized using switched capacitor techniques, there is no requirement for external passive components (resistors and capacitors) to set the cut-off frequency.

Ratiometricity

Ratiometricity simply means the output offset voltage and sensitivity will scale linearly with applied supply voltage. That is, as supply voltage is increased, the sensitivity and offset increase linearly; as supply voltage decreases, offset and sensitivity decrease linearly. This is a key feature when interfacing to a microcontroller or an A/D converter because it provides system level cancellation of supply induced errors in the analog to digital conversion process.

MMA7361L

BASIC CONNECTIONS

Pin Descriptions

Top View



Figure 4. Pinout Description

Table 4. Pin Descriptions

Pin No.	Pin Name	Description
1	N/C	No internal connection Leave unconnected
2	X _{OUT}	X direction output voltage
3	Y _{OUT}	Y direction output voltage
4	Z _{OUT}	Z direction output voltage
5	V _{SS}	Power Supply Ground
6	V _{DD}	Power Supply Input
7	Sleep	Logic input pin to enable product or Sleep Mode
8	NC	No internal connection Leave unconnected
9	gg-Defect	Linear Freefall digital logic output signal
10	g-Select	Logic input pin to select g level
11	N/C	Unused for factory trim Leave unconnected
12	N/C	Unused for factory trim Leave unconnected
13	Self Test	Input pin to initiate Self Test
14	N/C	Unused for factory trim Leave unconnected

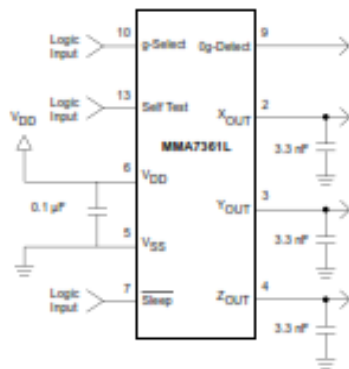


Figure 5. Accelerometer with Recommended Connection Diagram

PCB Layout

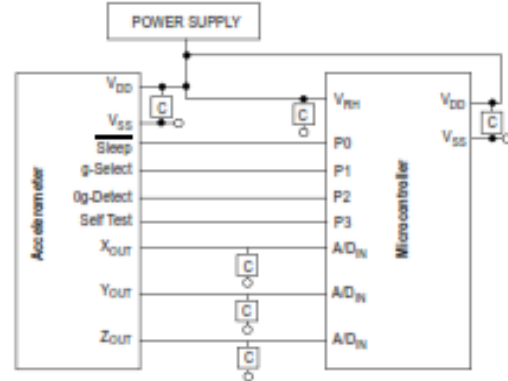
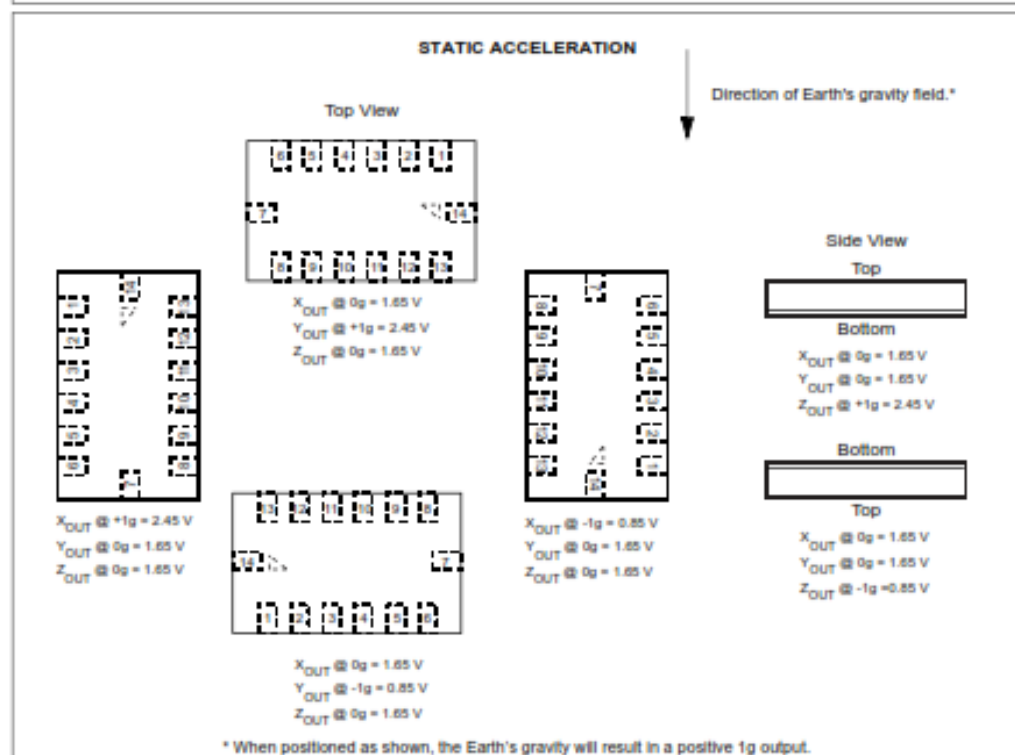
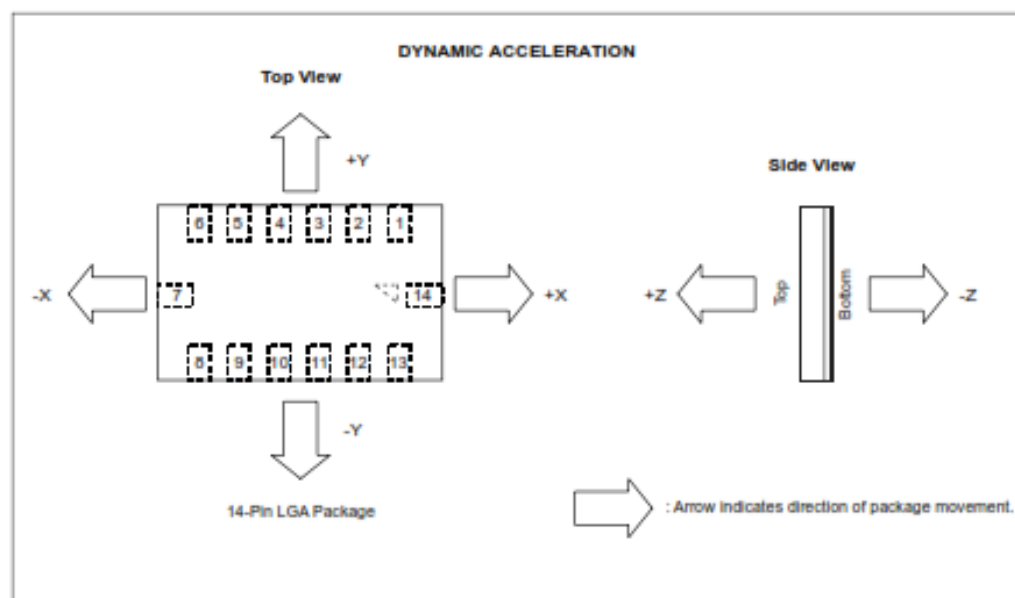


Figure 6. Recommended PCB Layout for Interfacing Accelerometer to Microcontroller

NOTES:

1. Use 0.1 μ F capacitor on V_{DD} to decouple the power source.
2. Physical coupling distance of the accelerometer to the microcontroller should be minimal.
3. Place a ground plane beneath the accelerometer to reduce noise, the ground plane should be attached to all of the open ended terminals shown in Figure 6.
4. Use a 3.3nF capacitor on the outputs of the accelerometer to minimize clock noise (from the switched capacitor filter circuit).
5. PCB layout of power and ground should not couple power supply noise.
6. Accelerometer and microcontroller should not be a high current path.
7. A/D sampling rate and any external power supply switching frequency should be selected such that they do not interfere with the internal accelerometer sampling frequency (11 kHz for the sampling frequency). This will prevent aliasing errors.
8. 10M Ω or higher is recommended on X_{OUT}, Y_{OUT} and Z_{OUT} to prevent loss due to the voltage divider relationship between the internal 32 k Ω resistor and the measurement input impedance.

MMA7361L



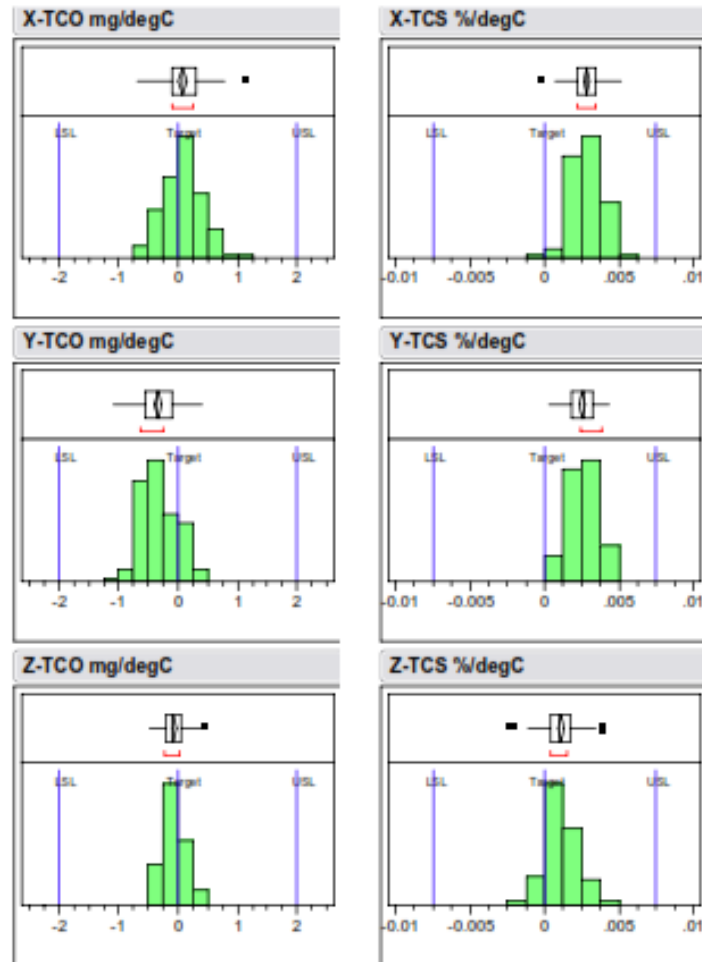


Figure 7. MMA7361L Temperature Coefficient of Offset (TCO) and Temperature Coefficient of Sensitivity (TCS) Distribution Charts

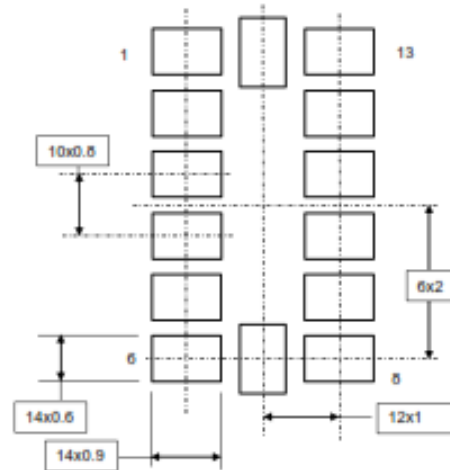
MINIMUM RECOMMENDED FOOTPRINT FOR SURFACE MOUNTED APPLICATIONS

PCB Mounting Recommendations

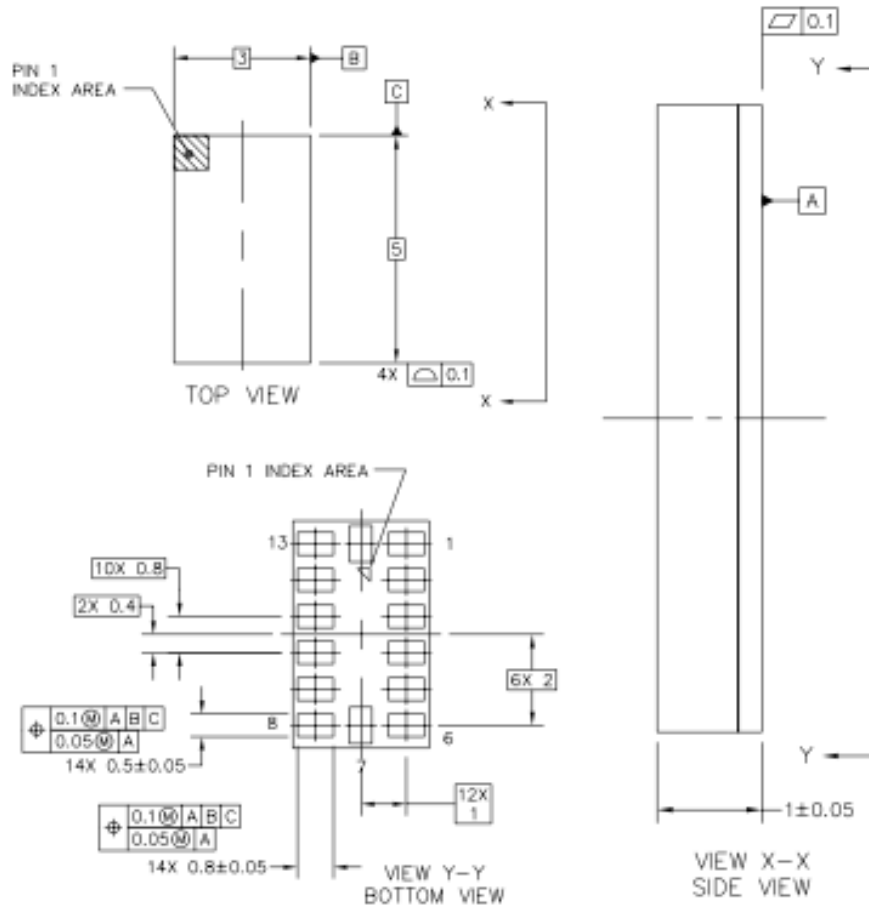
MEMS based sensors are sensitive to Printed Circuit Board (PCB) reflow processes. For optimal zero-g offset after PCB mounting, care must be taken to PCB layout and reflow conditions. Reference application note AN3484 for best practices to minimize the zero-g offset shift after PCB mounting.

Surface mount board layout is a critical portion of the total design. The footprint for the surface mount packages must be the correct size to ensure proper solder connection interface between the board and the package.

With the correct footprint, the packages will self-align when subjected to a solder reflow process. It is always recommended to design boards with a solder mask layer to avoid bridging and shorting between solder pads.



PACKAGE DIMENSIONS



© FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC. ALL RIGHTS RESERVED.		MECHANICAL OUTLINE	PRINT VERSION NOT TO SCALE	
TITLE:	LGA 14 I/O, 3 X 5 X 1 PITCH 0.8, SENSOR 1.0MM PKG	DOCUMENT NO: 98ASA10801D		REV: A
		CASE NUMBER: 1977-01		09 JAN 2008
		STANDARD: NON-JEDEC		

**CASE 1977-01
ISSUE A
14-LEAD LGA**

MMA7361L

ANEXO E. DATA SHEET ENCODER AUTOMATION DIRECT.

Light Duty Incremental Encoders

Features

A light-duty encoder is a cost-effective encoder for small applications and has the following features:

- Small body with 38 mm diameter and 30 mm depth
- Dust proof (IP40 rating)
- 6 mm standard shaft or 8 mm hollow shaft
- Resolution available from 100 pulses per revolution to 2500 pulses per revolution
- Open collector or line driver output
- Up to 200 kHz response frequency
- Two-meter cable, tinned ends



Standard shaft (TRD-S) model



Hollow shaft (TRD-SH) model

Note: Yellow shaded part numbers are non-stock. Availability may range from four to six weeks.

Light Duty Standard Shaft Incremental Encoders (NPN Open Collector and Line Driver models)						Light Duty Hollow Shaft Incremental Encoders (NPN Open Collector and Line Driver models)					
Part Number	Price	Pulses per Revolution	Input Voltage	Output	Body Diameter	Part Number	Price	Pulses per Revolution	Input Voltage	Output	Body Diameter
TRD-S100-BD	↔	100	12-24 VDC	NPN open collector	38mm	TRD-SH100-BD	↔	100	12-24 VDC	NPN open collector	38mm
TRD-S200BD	↔	200				TRD-SH200BD	↔	200			
TRD-S250BD	↔	250				TRD-SH250BD	↔	250			
TRD-S300BD	↔	300				TRD-SH300BD	↔	300			
TRD-S360-BD	↔	360				TRD-SH360-BD	↔	360			
TRD-S400BD	↔	400				TRD-SH400BD	↔	400			
TRD-S500-BD	↔	500				TRD-SH500-BD	↔	500			
TRD-S600BD	↔	600				TRD-SH600BD	↔	600			
TRD-S800BD	↔	800				TRD-SH800BD	↔	800			
TRD-S1000-BD	↔	1000				TRD-SH1000-BD	↔	1000			
TRD-S1024-BD	↔	1024				TRD-SH1024BD	↔	1024			
TRD-S1200BD	↔	1200				TRD-SH1200BD	↔	1200			
TRD-S2000BD	↔	2000				TRD-SH2000BD	↔	2000			
TRD-S2500-BD	↔	2500				TRD-SH2500-BD	↔	2500			
TRD-S100-VD	↔	100	5VDC	Line driver (differential)		TRD-SH100-VD	↔	100	5VDC	Line driver (differential)	
TRD-S200VD	↔	200				TRD-SH200VD	↔	200			
TRD-S250VD	↔	250				TRD-SH250VD	↔	250			
TRD-S300VD	↔	300				TRD-SH300VD	↔	300			
TRD-S360-VD	↔	360				TRD-SH360-VD	↔	360			
TRD-S400VD	↔	400				TRD-SH400VD	↔	400			
TRD-S500-VD	↔	500				TRD-SH500-VD	↔	500			
TRD-S600VD	↔	600				TRD-SH600VD	↔	600			
TRD-S800VD	↔	800				TRD-SH800VD	↔	800			
TRD-S1000-VD	↔	1000				TRD-SH1000-VD	↔	1000			
TRD-S1024-VD	↔	1024				TRD-SH1024VD	↔	1024			
TRD-S1200VD	↔	1200				TRD-SH1200VD	↔	1200			
TRD-S2000VD	↔	2000				TRD-SH2000VD	↔	2000			
TRD-S2500-VD	↔	2500				TRD-SH2500-VD	↔	2500			

Light Duty Incremental Encoders

Specifications

Electrical Specifications			
Model		TRD-Sxxxx-BD TRD-SHxxxxBD (open collector)	TRD-Sxxxx-VD TRD-SHxxxxVD (line driver)
Power Supply	Operating Voltage	10.8 - 26.4VDC*	+4.75 - 5.25VDC*
	Allowable Ripple	3% max.	-
	Current Consumption	50 mA max.	
Signal Waveform		Two-phase + home position	
Max. Response Frequency		2000Hz	
Duty Ratio		50 ± 25%	
Phase Difference Width		25 ± 12.5%	
Signal Width at Home Position		100 ± 50%	
Output	Rise/Fall Time	1µs max. (when cable length is 1m)	-
	Output Type	NPN open collector out-put, sinking	Line driver output (26C31 or equivalent)
	Output Logic	Negative logic (active low)	Negative logic (active high)
	Output Current	H	2.5 V min.
	Output Voltage	L	0.4 V max.
	Influx Current	30mA max.	-
Load Power Voltage	35 VDC max.	-	
Short-Circuit Protection	Between output and power supply		
* To be supplied by Class II source			
Mechanical Specifications			
Starting Torque		Max. 0.001 Nm (0.0074 ft./lbs)	
Max. Allowable Shaft Load		Radial: 20N (4.5 lbs) Axial: 10N (2.25 lbs)	
Max. Allowable Speed		6000 rpm (highest speed that can support the mechanical integrity of encoder)	
Wire Size		AWG26	
Weight		Approx. 150g (5.3 oz) with 2m cable	
Environmental Specifications			
Ambient Temperature		10 to 70°C, 14 to 158°F	
Storage Temperature		-25 to 85°C, -13 to 185°F	
Operating Humidity		35-85% RH	
Voltage Withstand		500VAC (50/60Hz) for one minute	
Insulation Resistance		50MΩ min.	
Vibration Resistance		Durable for one hour along three axes at 10 to 35 Hz with 0.75 amplitude	
Shock Resistance		11 ms with 450 m/s ² applied three times along three axes	
Protection		IP40: dust proof	

Accessories

Couplings

If you selected an encoder with a solid shaft, please select a coupling that fits your encoder. All couplings are in stock, ready to ship.

See page 21-16 for more information on couplings.

Mounting brackets are not available for light-duty encoders.

Great Selection at Great Prices



Encoder Selection Guide

Type	Incremental	Absolute	Standard Shaft	Hollow Shaft	Output*	Rating
Light-duty	X		X	X	OC, LD	IP40
Medium-duty	X	X (gray code)	X	X	P/P, LD, OC	IP65
Heavy-duty	X		X		P/P	IP65

* OC=open collector, P/P=push/pull, LD=line driver

Accessories

Couplings

Aluminum alloy and glass-fiber reinforced plastic couplings, including:
6 mm to 6 mm
8 mm to 8 mm
10 mm to 10 mm



Aluminum alloy couplings, including:
6 mm to 1/4"
8 mm to 1/4", 3/8"
10 mm to 1/4", 3/8"

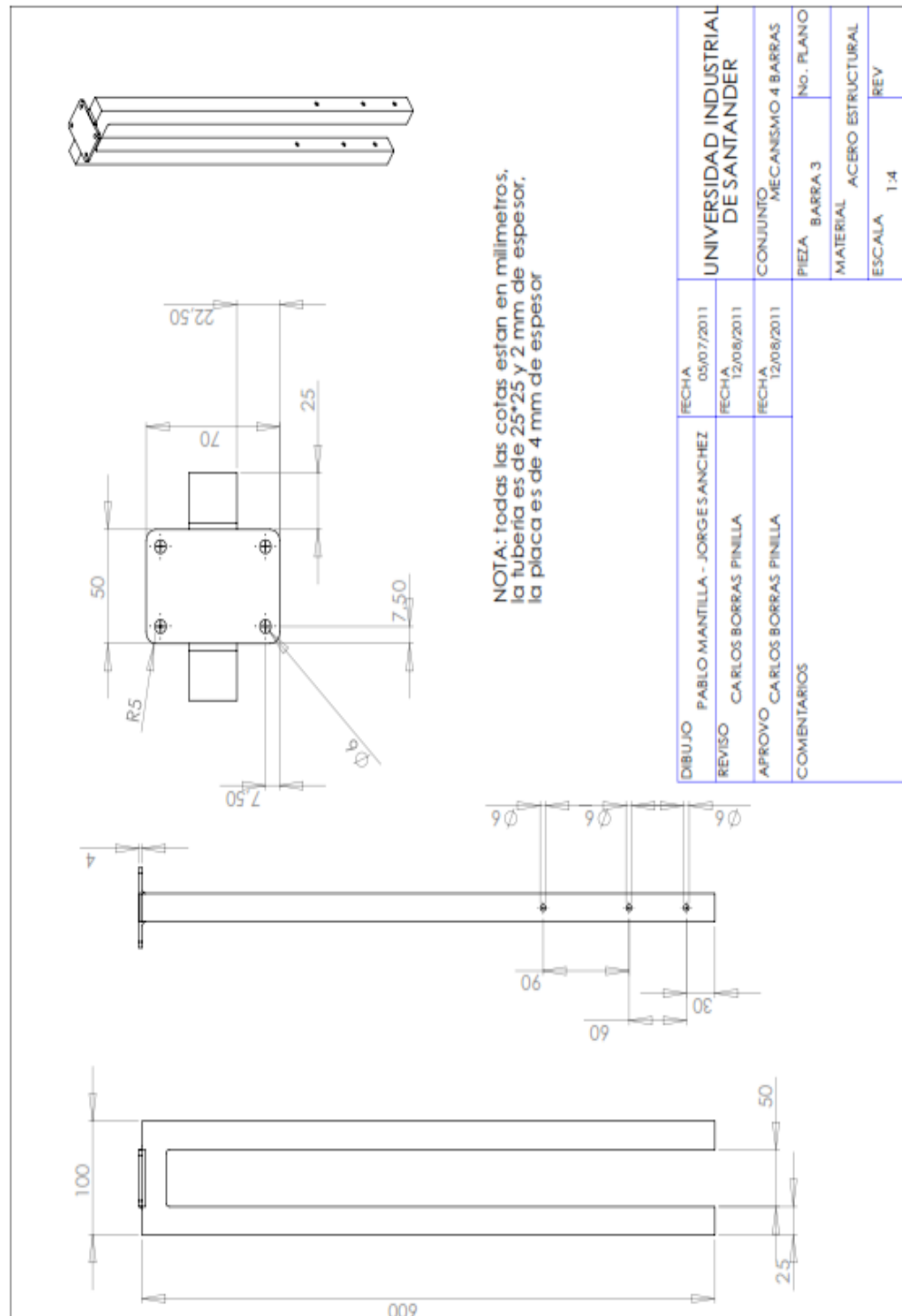


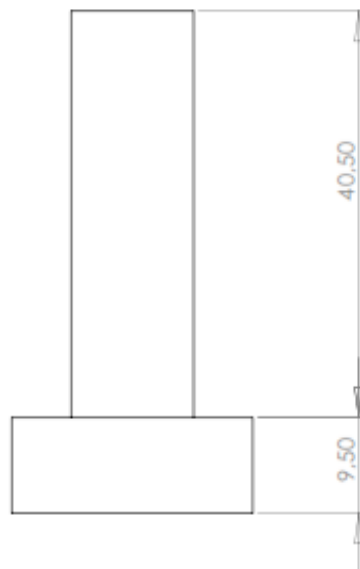
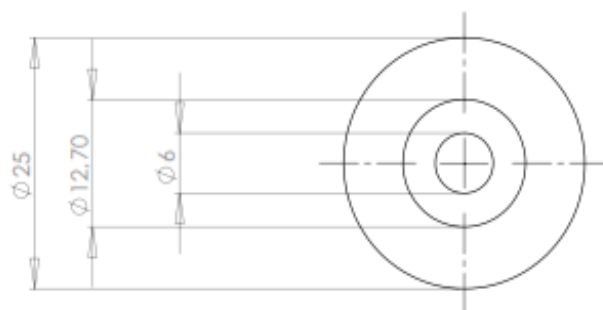
Mounting brackets

Simplify your installation with a ready-to-use mounting device for medium and heavy-duty encoders.

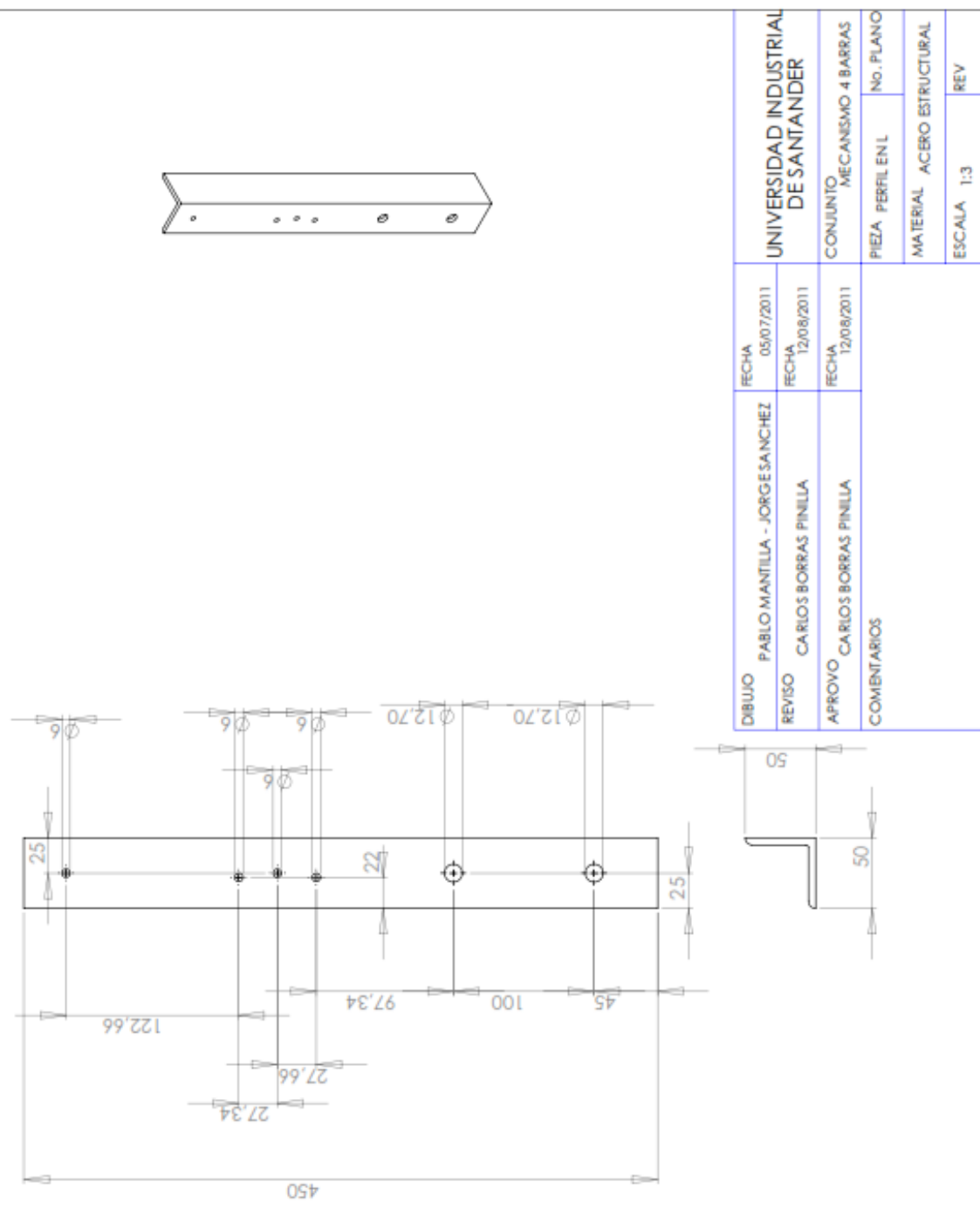


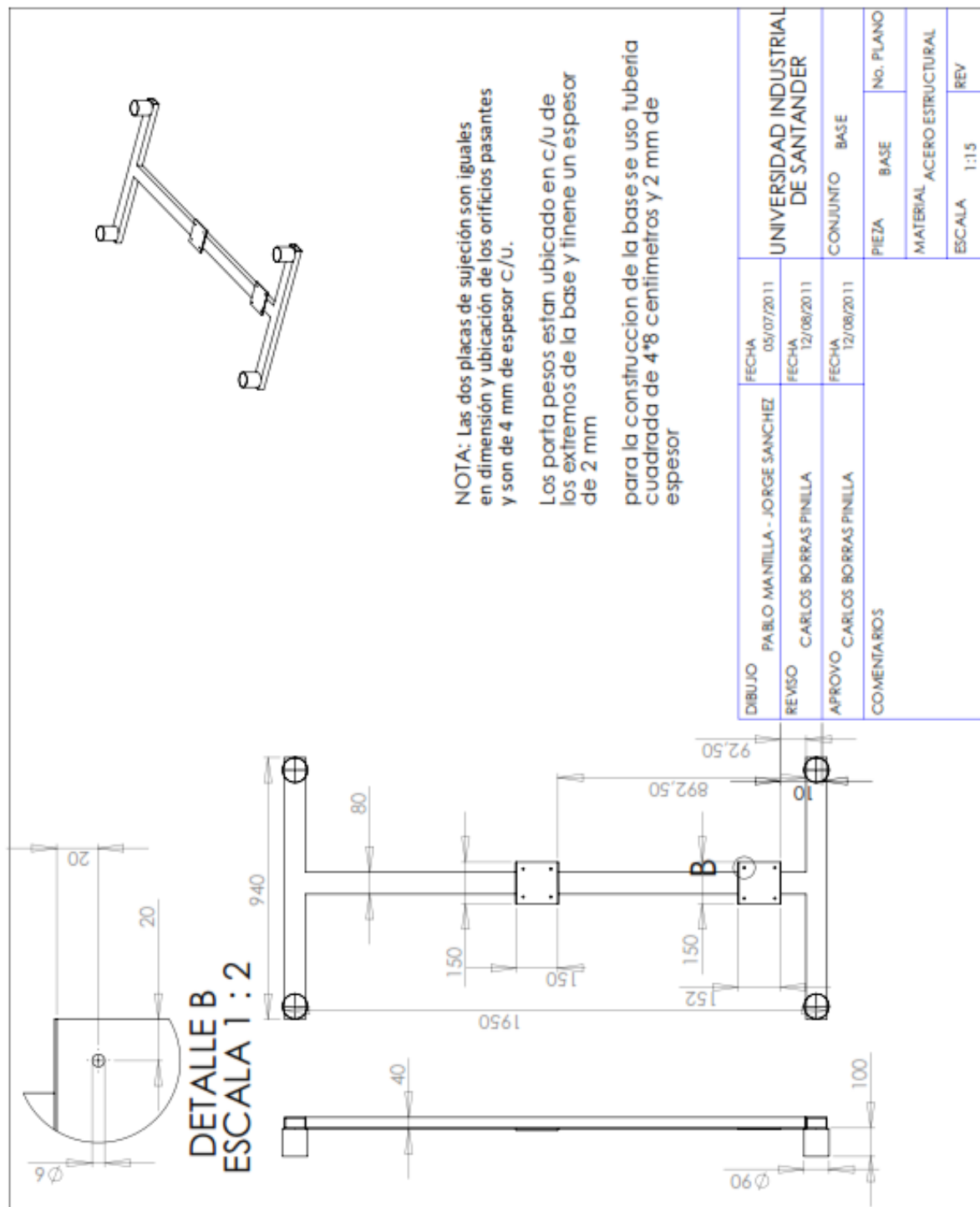
ANEXO F. PLANOS ESTRUCTURA DE LOS COMPONENTES

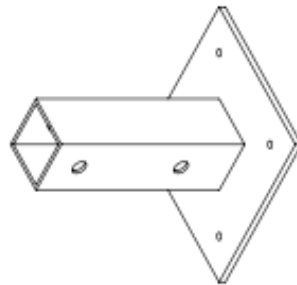
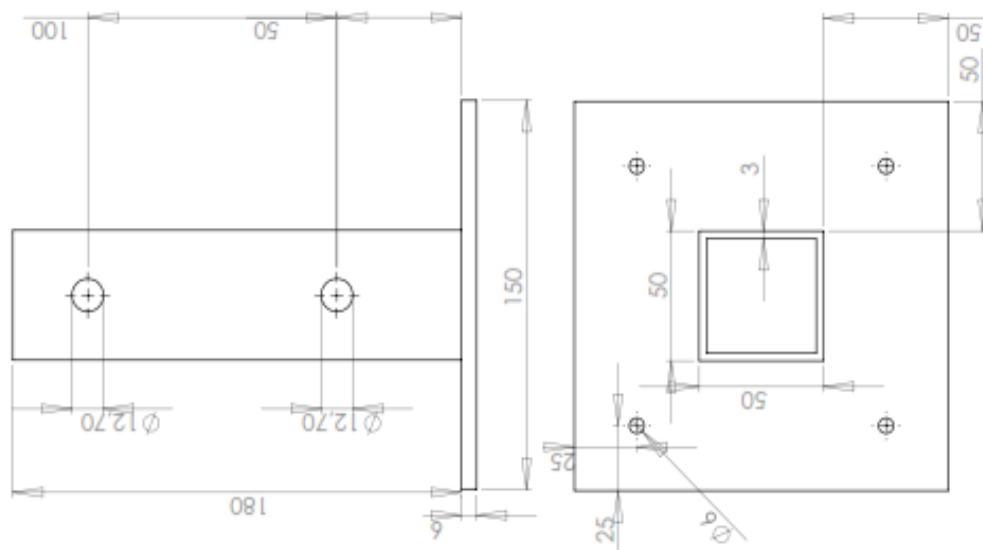




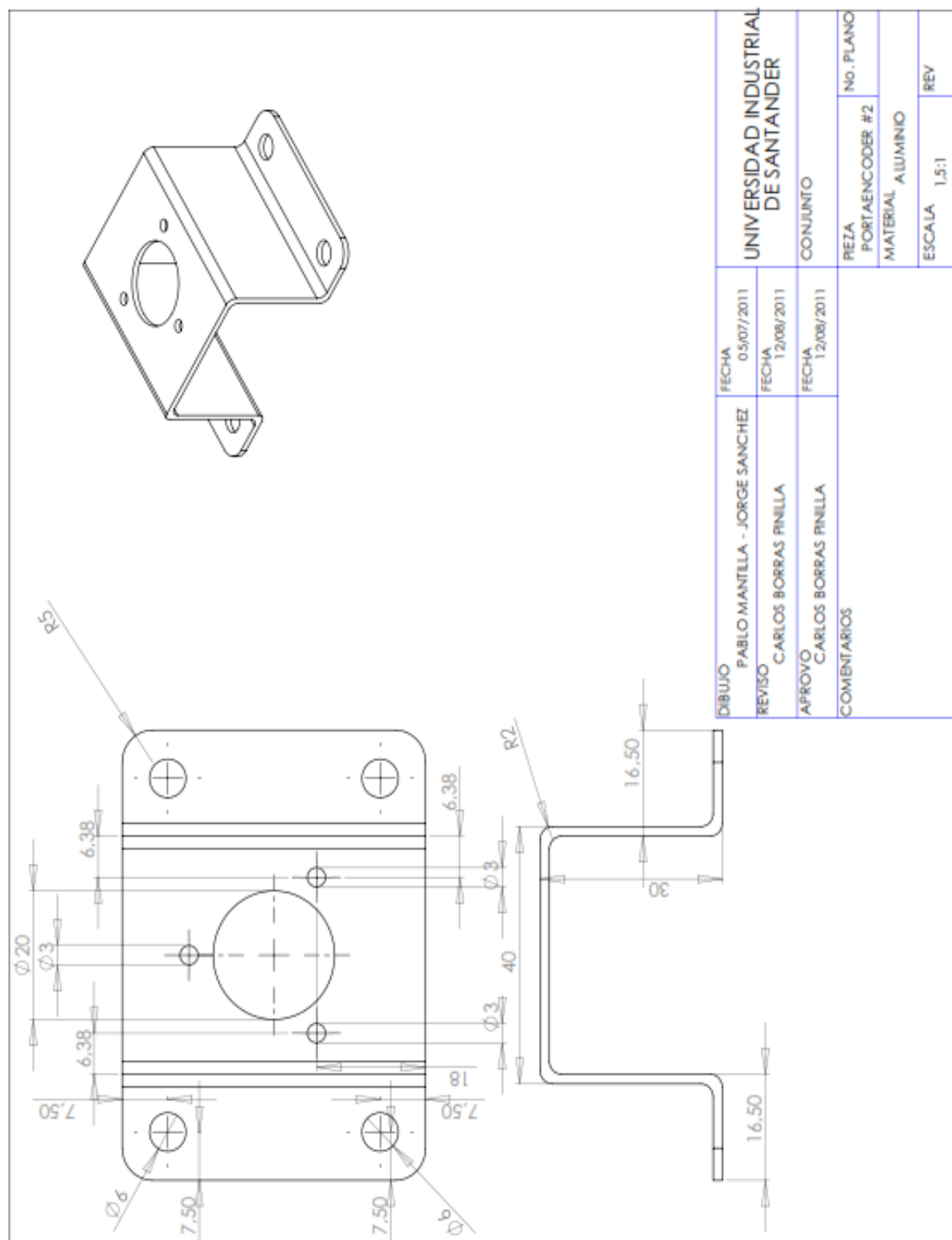
DIBUJO	PABLO MANTILLA - JORGES SANCHEZ	FECHA	05/07/2011	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER		
REVISO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	CONJUNTO MECANISMO 4 BARRAS		
APROVO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	PIEZA	BUJE	No. PLANO
COMENTARIOS				MATERIAL		ACERO ESTRUCTURAL
				ESCALA	2:1	REV

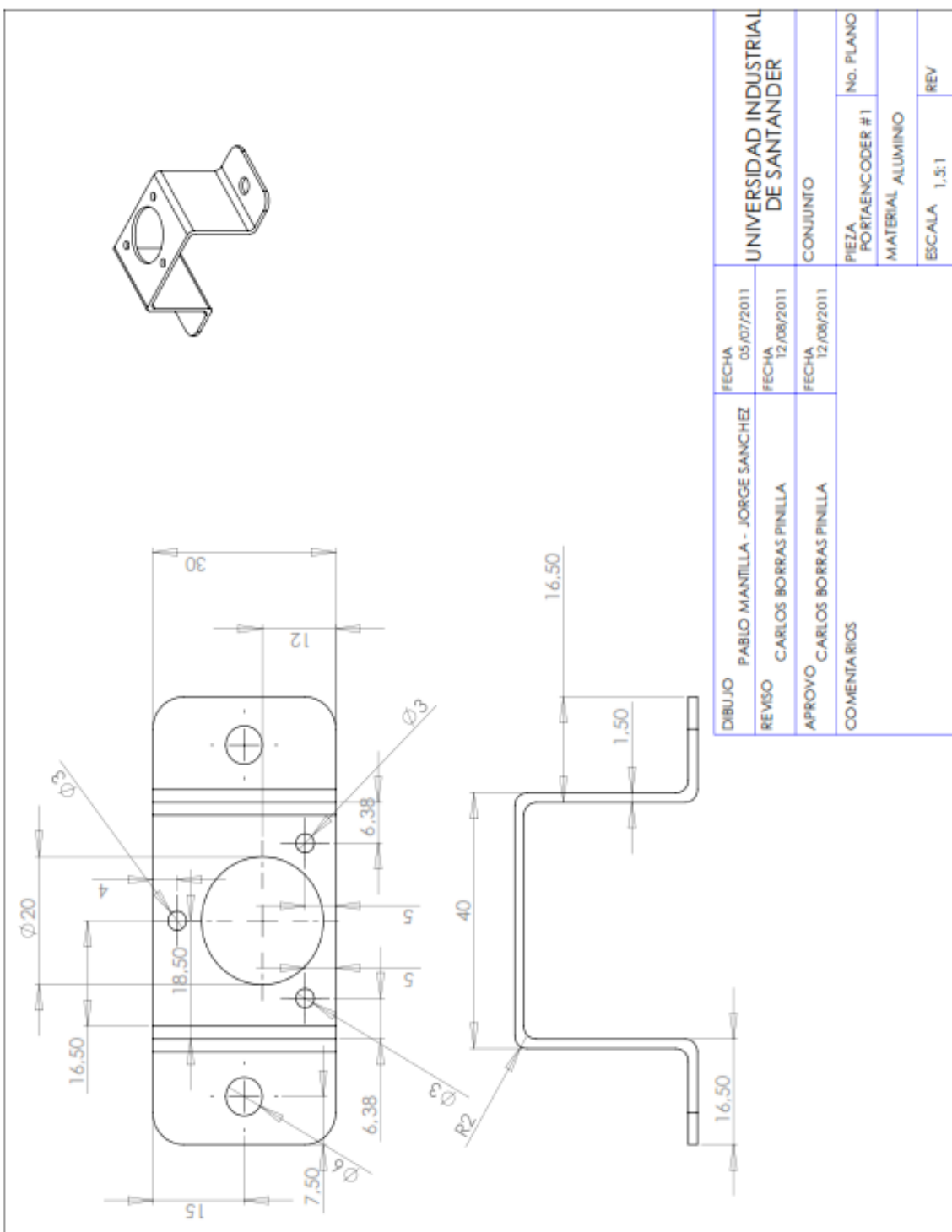




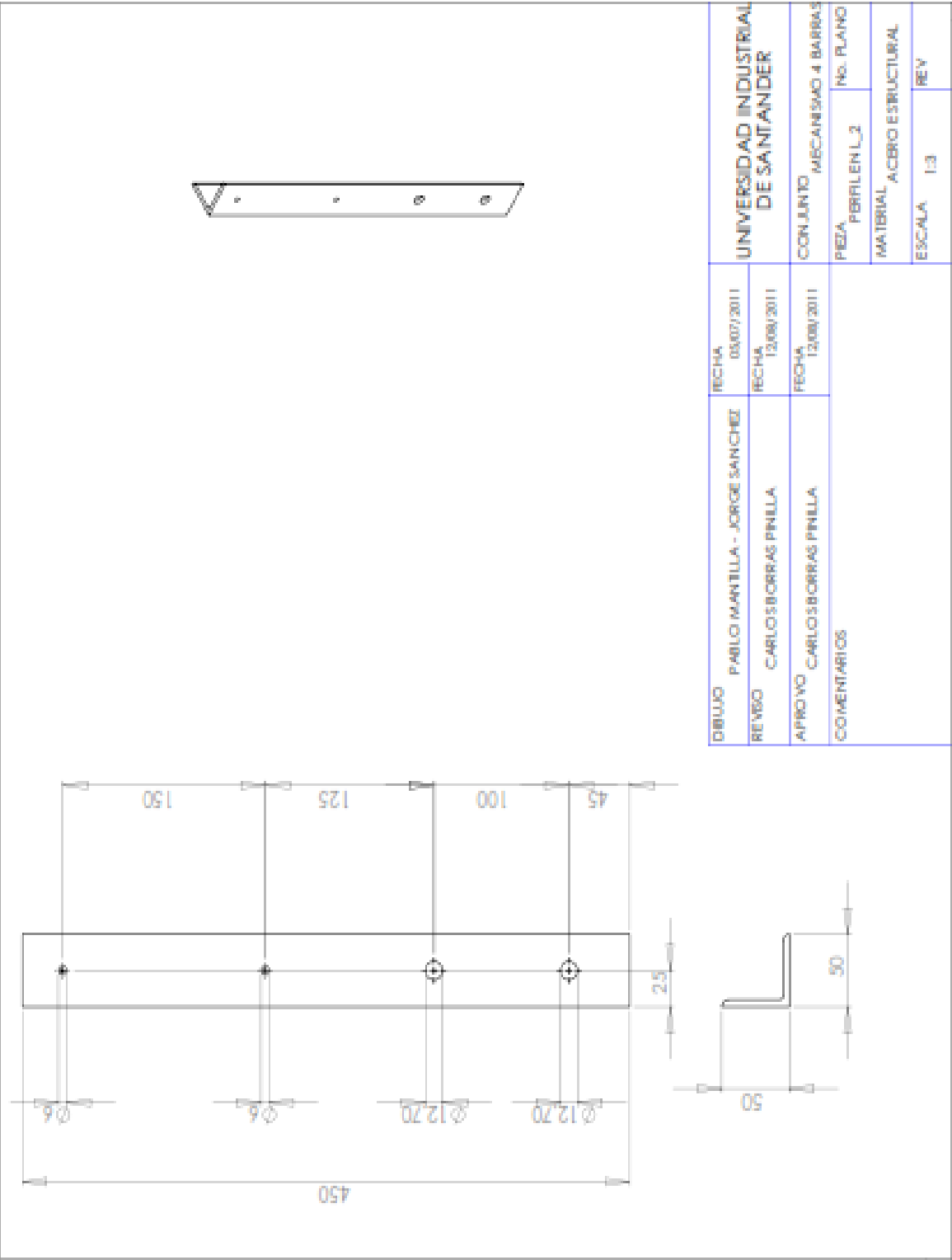


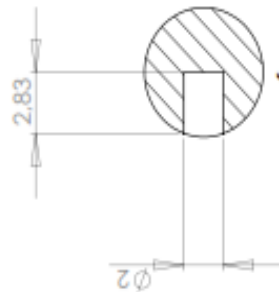
DIBUJO	PABLO MANTILLA - JORGE SANCHEZ	FECHA	05/07/2011	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER		
REVISÓ	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	CONJUNTO APOYO CENTRAL		
APROVO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	PIEZA APOYO		
COMENTARIOS				No. PLANO		
				MATERIAL		ACERO ESTRUCTURAL
				ESCALA		1:2
				REV		



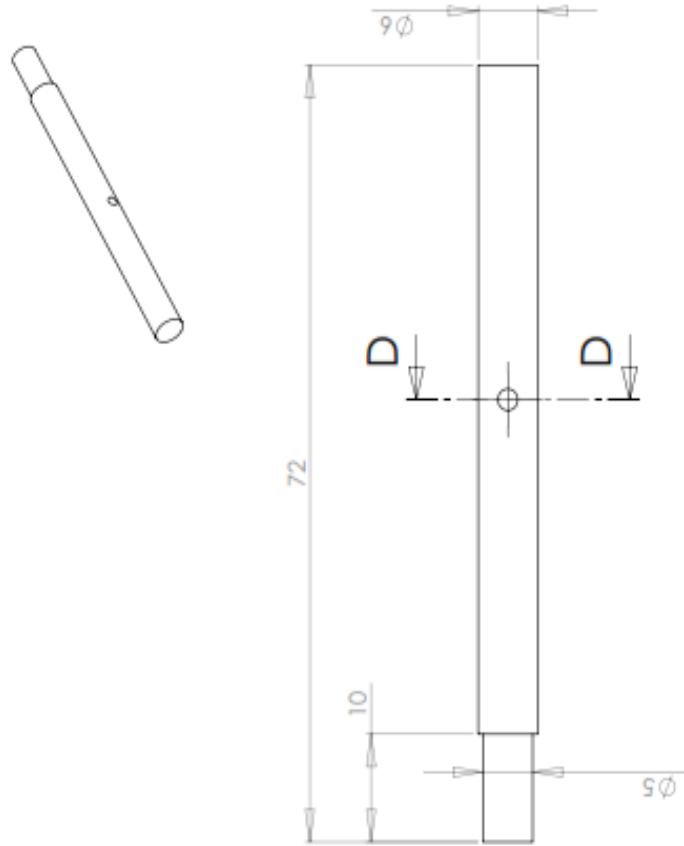


DIBUJO	PABLO MANTILLA - JORGE SANCHEZ	FECHA	05/07/2011	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER	
REVISO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	CONJUNTO	
APROVO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	PIEZA PORTAENCODER #1	No. PLANO
COMENTARIOS				MATERIAL ALUMINIO	
				ESCALA 1:1	REV

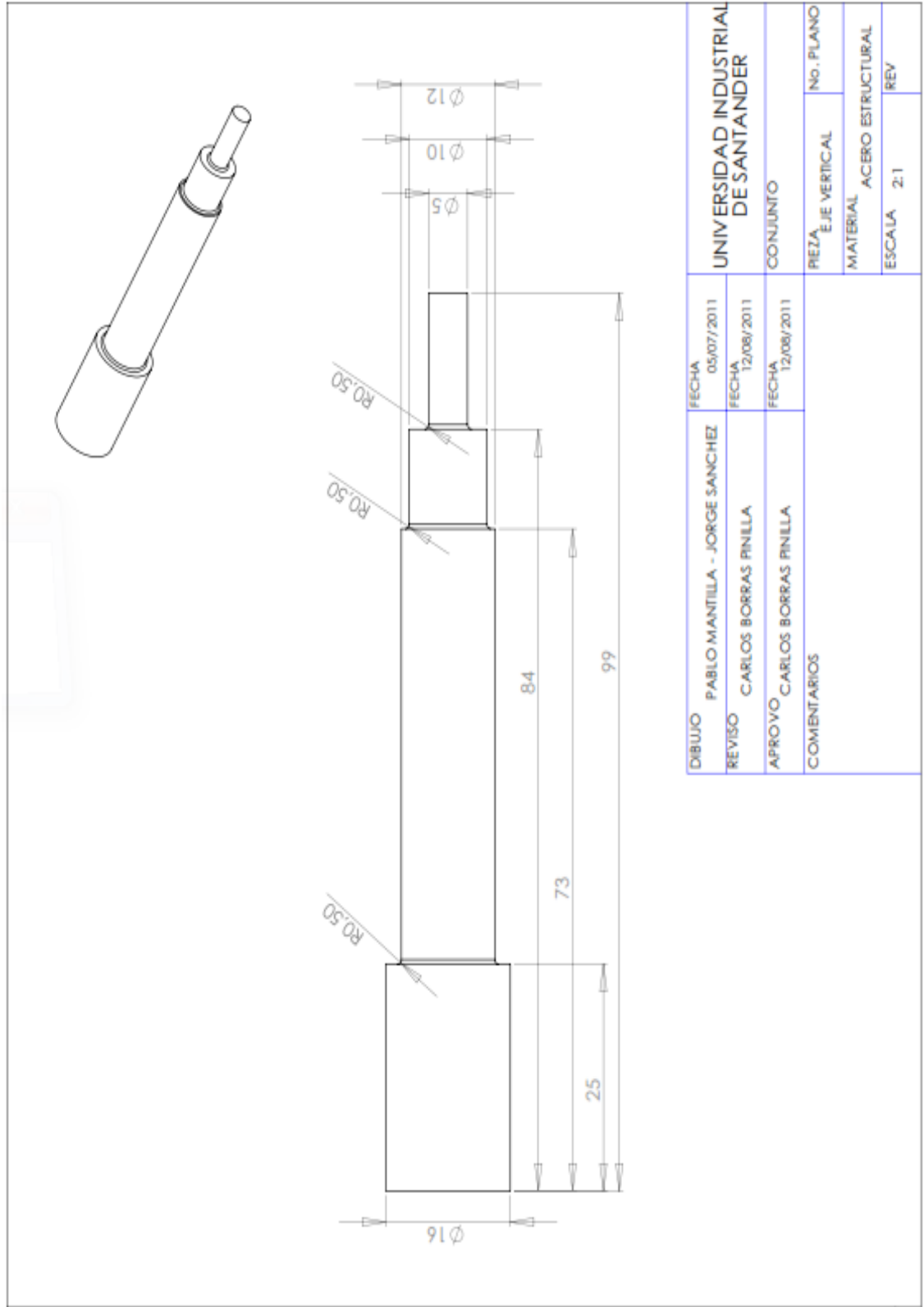


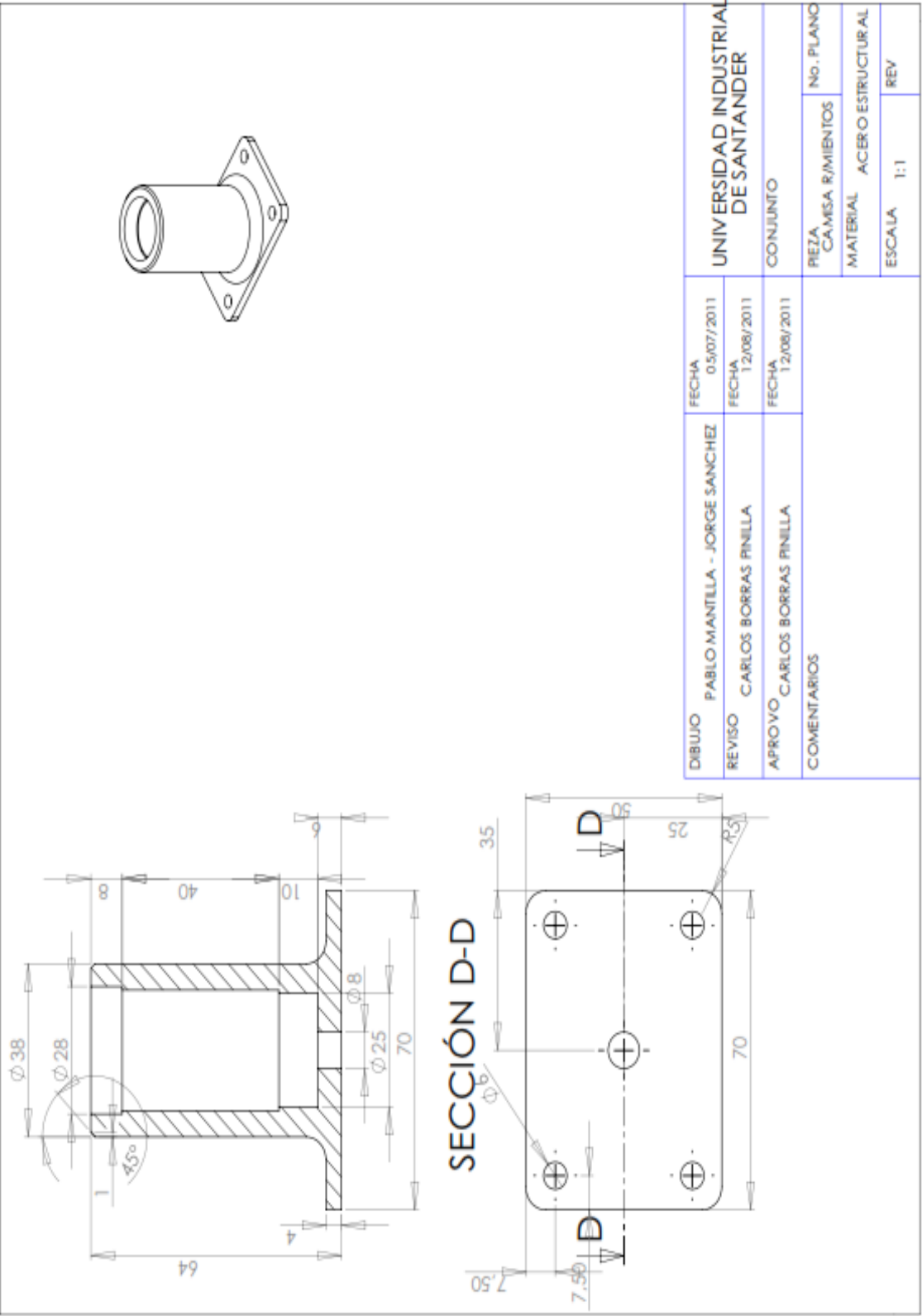


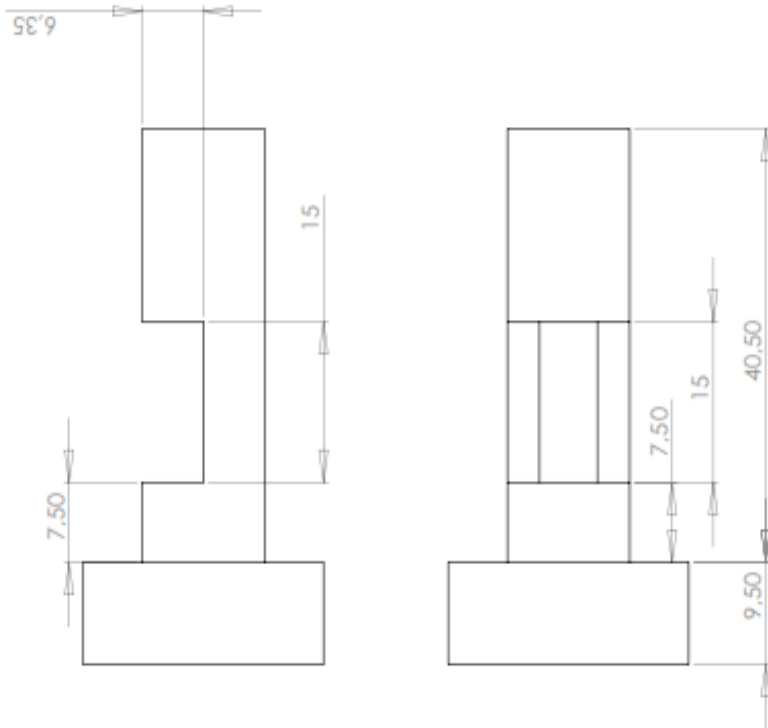
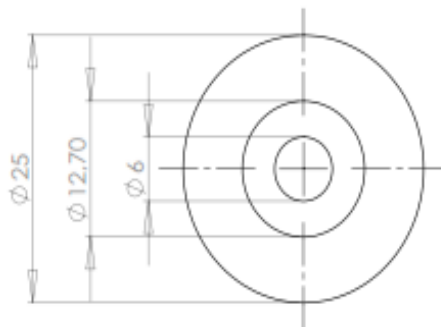
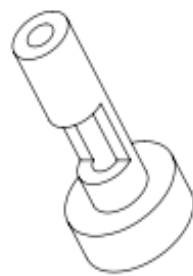
SECCIÓN D-D ESCALA 4:1



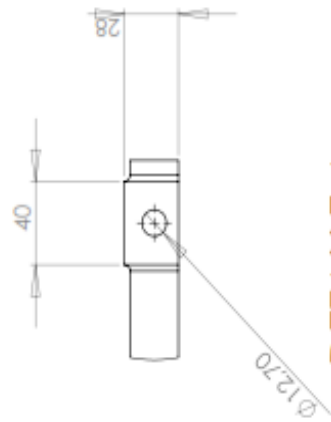
DIBUJO	PABLO MANTILLA - JORGE SANCHEZ	FECHA	05/07/2011	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER	
REVISO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	CONJUNTO MECANISMO 4 BARRAS	
APROVO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	PIEZA EJE BARRA 2	NO. PLANO
COMENTARIOS				MATERIAL	ACERO ESTRUCTURAL
				ESCALA	2:1 REV





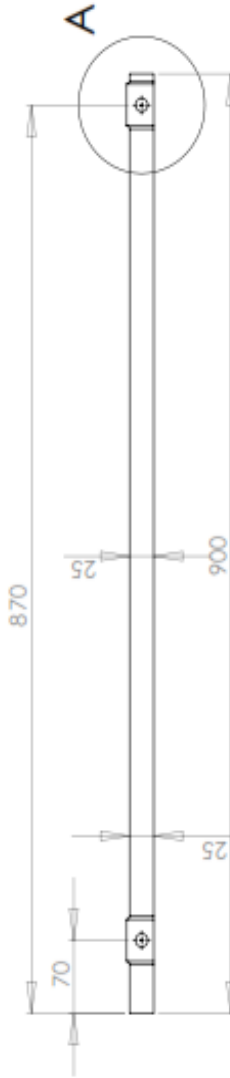


DIBUJO	PABLO MANTILLA - JORGE SANCHEZ	FECHA	05/07/2011	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER	
REVISO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	CONJUNTO MECANISMO 4 BARRAS	
APROVO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	PIEZA BIJUE SOLIDARIO	
COMENTARIOS				No. PLANO	
				MATERIAL ACERO ESTRUCTURAL	
				ESCALA 2:1	REV

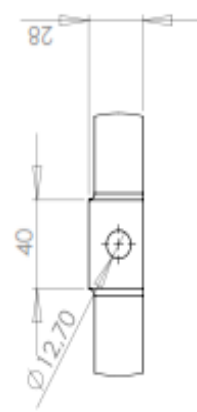
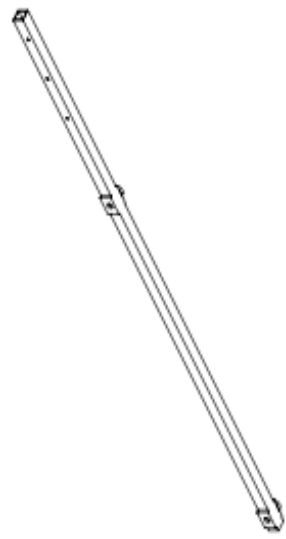


DETALLE A
ESCALA 2 : 5

NOTA: todas las cotas estan en milímetros
la tubería es de 25*25 y 2 mm de espesor



DIBUJO	PABLO MANTILLA - JORGE SANCHEZ	FECHA	05/07/2011	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER		
REVISO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011			
APROVO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	CONJUNTO MECANISMO 4 BARRAS		
COMENTARIOS				PIEZA	BARRA 2	No. PLANO
				MATERIAL	ACERO ESTRUCTURAL	
				ESCALA	1:5	REV



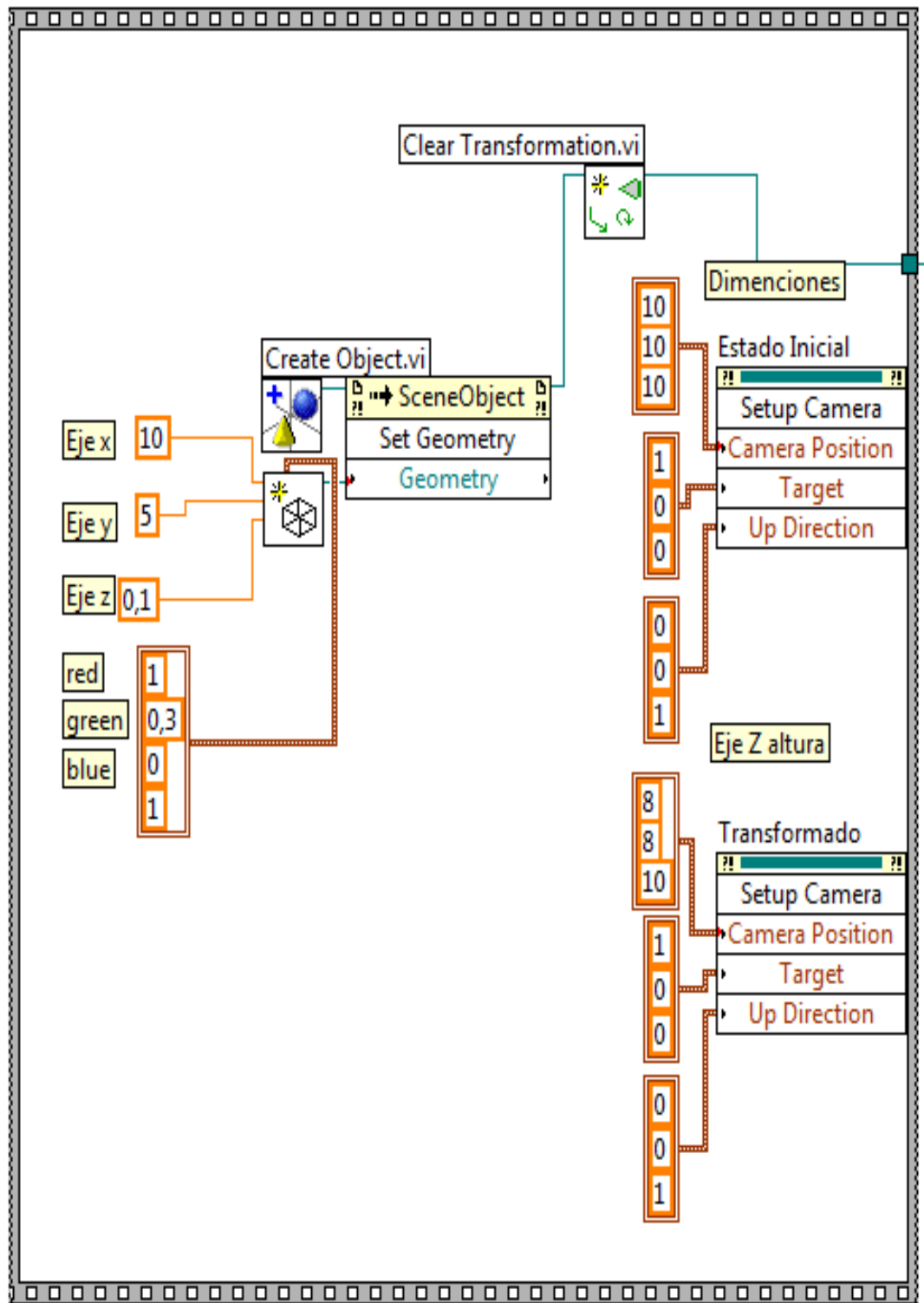
DETALLE B
ESCALA 2 : 5

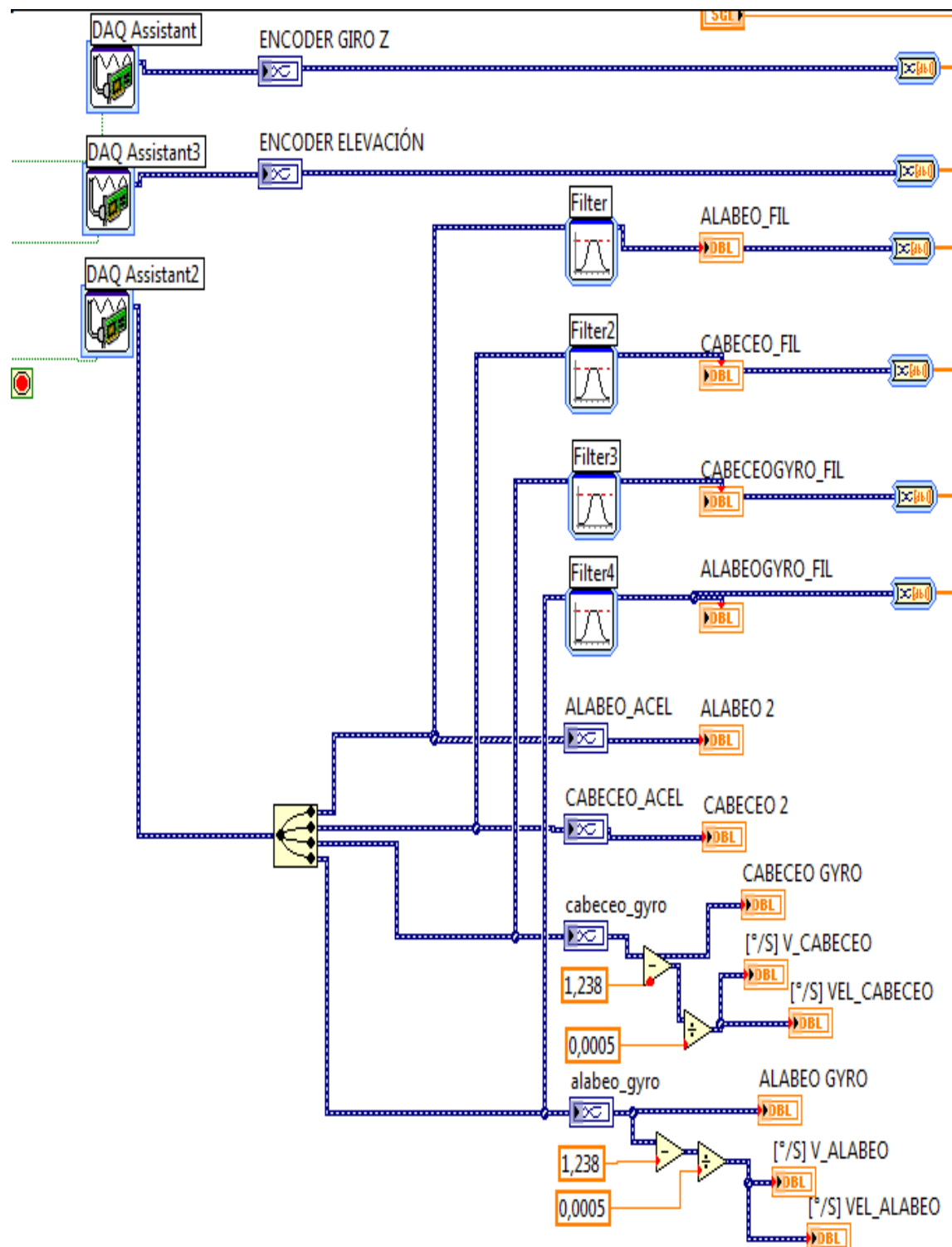
NOTA: todas las cotas estan en milímetros
la tubería es de 25*25 y 2 mm de espesor

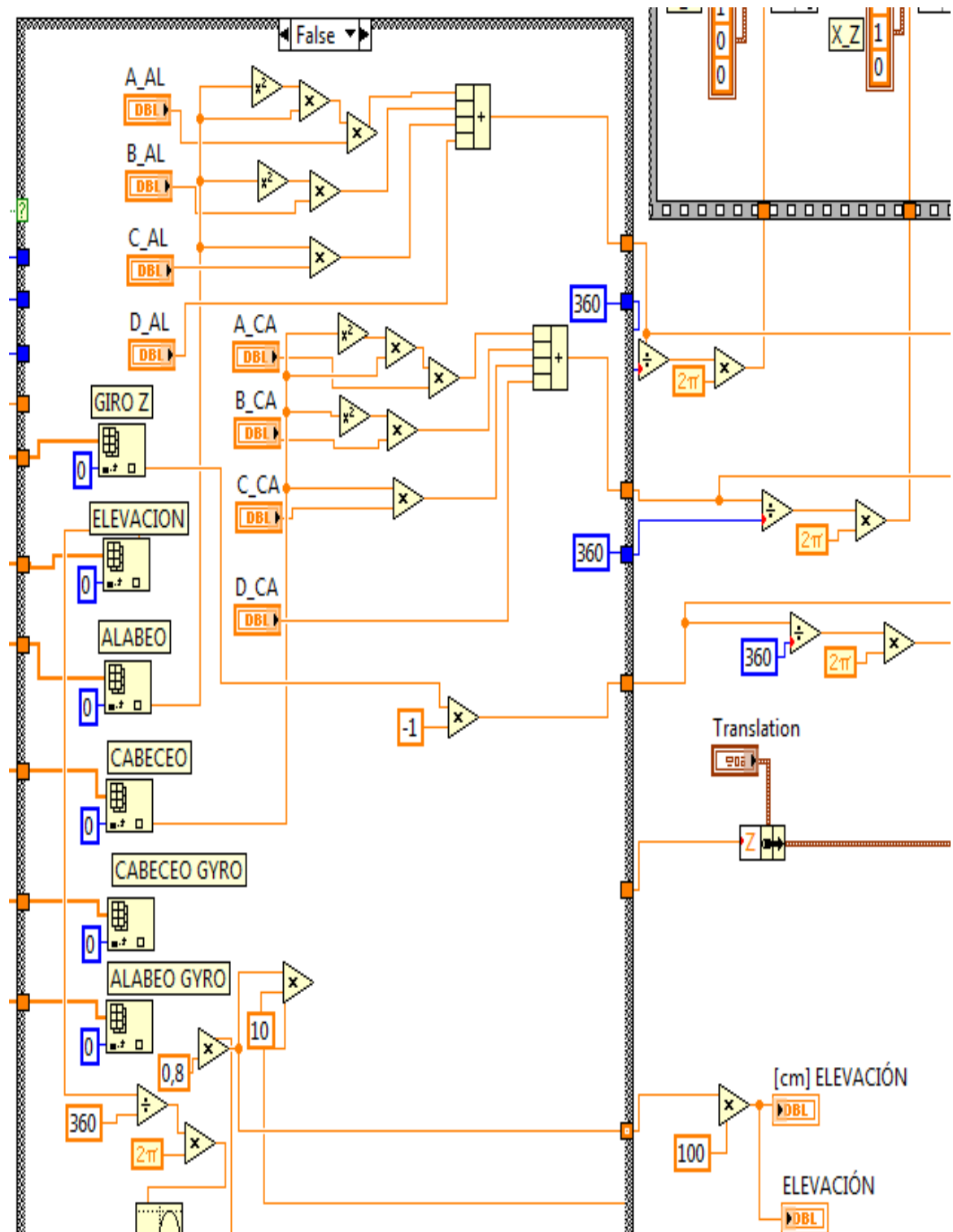


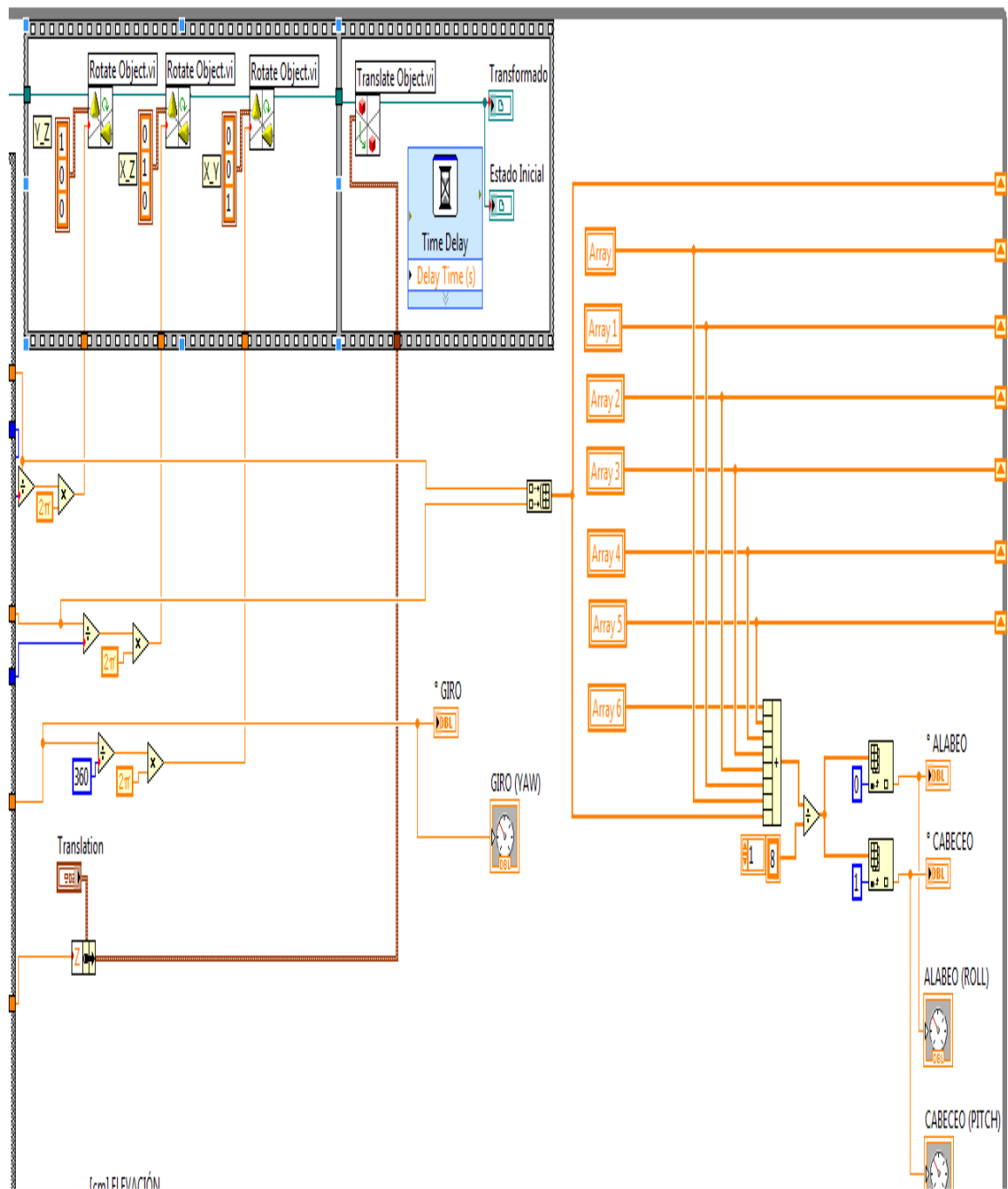
DIBUJO	PABLO MANTILLA - JORGE SANCHEZ	FECHA	05/07/2011	UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER	
REVISO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011		
APROVO	CARLOS BORRAS PINILLA	FECHA	12/08/2011	CONJUNTO MECANISMO 4 BARRAS	
COMENTARIOS				PIEZA	NO. PLANO
				BARRA 1	
				MATERIAL ACERO ESTRUCTURAL	
				ESCALA	REV
				1:5	

**ANEXO G. IMÁGENES CODIGO PORGRAMA DE MONITOREO DE VUELO
PLATAFORMA DE ENTRENAMIENTO Helit60**









ANEXO H. TABLA HISTORIAL DE VUELO DE LA PRUEBA

Hora	ANGULO DE CABECEO [°]	ANGULO DE ALABEO [°]	ELEVACIÓN [cm]	GIRO EN Z [°]
08:21:01	-25,003	45,684	0	0
08:21:02	-25,055	45,654	0	0
08:21:02	-1,048	1,085	0	0
08:21:03	-0,951	1,072	0	0
08:21:03	-1,033	1,051	0	0
08:21:03	-1,152	1,053	0	0
08:21:04	-1,177	1,138	0,101	0
08:21:04	-1,519	1,14	2,262	0,176
08:21:05	-4,075	1,467	3,769	0,088
08:21:05	-7,858	1,178	8,029	0
08:21:05	-10,931	-0,204	13,606	0,527
08:21:06	-12,093	-1,26	19,7	1,143
08:21:06	-13,086	-1,556	23,667	2,109
08:21:07	-14,97	-1,807	25,39	2,373
08:21:07	-14,991	-2,063	28,184	2,812
08:21:07	-13,81	-1,922	29,73	2,812
08:21:08	-11,943	-1,354	31,078	2,9
08:21:08	-11,132	-0,661	31,171	2,637
08:21:09	-10,813	-0,068	31,217	2,197
08:21:09	-10,223	0,241	31,171	1,846
08:21:09	-8,231	0,351	31,171	1,494
08:21:10	-4,823	-0,455	31,171	1,494
08:21:10	-0,986	-0,536	31,217	0,967
08:21:11	0,385	-0,366	31,171	1,494
08:21:11	-0,902	-0,66	31,264	2,285
08:21:11	0,735	0,996	31,217	2,549
08:21:12	1,955	1,1	31,217	2,197
08:21:12	0,858	0,189	31,31	0,439
08:21:13	-0,776	-0,386	31,217	1,318
08:21:13	-0,734	-0,469	31,356	1,582
08:21:13	0,491	-1,318	31,356	1,846
08:21:14	3,342	-0,45	31,31	1,494
08:21:14	7,418	0,203	30,893	1,934
08:21:15	12,682	0,608	29,029	1,934
08:21:15	17,085	0,306	29,169	2,109
08:21:15	21,918	0,745	29,31	1,846
08:21:16	28,421	1,802	29,31	1,758
08:21:16	33,696	2,369	29,356	1,67

Hora	ANGULO DE CABECEO [°]	ANGULO DE ALABEO [°]	ELEVACIÓN [cm]	GIRO EN Z [°]
08:21:17	37,852	1,789	28,982	2,197
08:21:17	37,104	1,344	28,607	2,988
08:21:17	29,622	0,916	29,543	3,428
08:21:18	20,175	-1,034	30,429	3,164
08:21:18	11,21	-1,998	28,701	2,988
08:21:19	2,232	-1,958	27,099	2,109
08:21:19	-8,43	-3,277	27,004	1,846
08:21:19	-19,454	-3,246	27,052	0,615
08:21:20	-28,853	-1,437	27,43	-1,143
08:21:20	-34,179	-0,207	28,56	2,197
08:21:21	-38,753	-1,717	28,701	-0,176
08:21:21	-37,95	-2,196	28,419	-1,582
08:21:21	-34,11	-1,725	29,123	-0,791
08:21:22	-29,413	-0,409	29,403	0,088
08:21:22	-26,476	0,838	29,543	-0,088
08:21:23	-25,717	0,542	29,683	1,318
08:21:23	-17,955	-0,306	29,777	2,812
08:21:23	-8,707	-0,61	29,683	3,691
08:21:24	-0,864	1,001	29,59	2,373
08:21:24	1,051	1,468	29,963	1,494
08:21:25	1,089	-0,602	29,73	1,582
08:21:25	1,304	-0,108	29,917	2,285
08:21:25	0,67	1,834	30,382	3,867
08:21:26	0,168	5,34	30,01	4,834
08:21:26	-0,571	10,532	30,289	6,064
08:21:27	-0,737	9,681	30,336	6,504
08:21:27	-0,008	13,32	30,15	5,01
08:21:27	-0,045	16,53	30,289	4,395
08:21:28	-0,016	21,135	30,289	4,395
08:21:28	0,287	24,519	30,429	4,922
08:21:29	-0,407	24,994	30,475	5,098
08:21:29	-1,195	24,511	30,522	5,449
08:21:29	-0,794	27,09	30,8	5,361
08:21:30	-1,233	29,766	30,847	5,01
08:21:30	-1,561	31,62	30,893	4,131
08:21:31	-2,162	35,142	31,264	3,604
08:21:31	-0,876	36,237	31,125	3,252
08:21:31	-0,916	38,863	30,847	2,109
08:21:32	-1,858	39,288	30,754	0,088

Hora	ANGULO DE CABECEO [°]	ANGULO DE ALABEO [°]	ELEVACIÓN [cm]	GIRO EN Z [°]
08:21:32	-1,71	39,781	30,754	-1,934
08:21:33	-0,127	48,035	30,708	-1,934
08:21:33	0,209	48,219	30,708	-2,461
08:21:33	-0,012	42,473	30,708	-3,076
08:21:34	-0,231	36,85	30,847	-2,725
08:21:34	0,247	35,434	30,893	-3,867
08:21:35	0,258	36,404	31,125	-3,779
08:21:35	1,945	30,185	31,125	-4,482
08:21:35	1,677	21,976	31,171	-5,01
08:21:36	2,764	15,358	31,171	-5,01
08:21:36	2,869	11,116	31,171	-4,307
08:21:37	3,592	7,174	31,217	-3,252
08:21:37	3,477	2,436	31,264	-1,758
08:21:37	3,167	-2,231	31,032	-1,67
08:21:38	3,122	-7,732	30,986	-5,186
08:21:38	4,312	-13,537	30,986	-3,34
08:21:39	3,089	-18,481	30,939	-3,164
08:21:39	2,149	-21,148	30,939	-3,076
08:21:39	0,082	-23,661	30,986	-3,955
08:21:40	0,56	-28,461	31,449	-3,955
08:21:40	-0,409	-31,657	32,094	-2,021
08:21:41	2,084	-31,942	32,6	-0,439
08:21:41	3,223	-30,241	32,646	-0,352
08:21:41	4,336	-28,867	32,646	1,846
08:21:42	3,514	-30,789	32,554	2,373
08:21:42	3,638	-32,594	32,279	2,197
08:21:43	5,117	-30,323	32,462	1,23
08:21:43	7,173	-27,375	32,187	1,494
08:21:43	8,894	-23,362	32,048	2,9
08:21:44	7,945	-25,014	31,633	2,988
08:21:44	7,57	-22,291	31,495	2,637
08:21:45	7,162	-18,859	31,633	0,264
08:21:45	5,995	-16,528	31,818	0,264
08:21:45	3,851	-13,584	31,772	-0,264
08:21:46	4,828	-9,191	31,633	-1,758
08:21:46	5,26	-4,612	31,264	-3,955
08:21:47	5,136	-2,79	31,032	-7,207
08:21:47	3,761	-1,69	29,963	-7,998
08:21:47	6,166	-3,916	32,14	-9,492

Hora	ANGULO DE CABECEO [°]	ANGULO DE ALABEO [°]	ELEVACIÓN [cm]	GIRO EN Z [°]
08:21:48	6,38	-2,257	31,541	-13,359
08:21:48	6,334	-2,312	32,14	-18,105
08:21:49	5,703	-2,758	31,818	-22,939
08:21:49	5,296	-3,147	31,541	-30,41
08:21:49	1,764	-3,028	31,587	-37,09
08:21:50	0,938	-2,219	31,633	-43,154
08:21:50	1,329	-1,667	32,002	-48,252
08:21:51	0,671	-2,915	32,37	-53,965
08:21:51	-0,173	-2,349	31,541	-60,293
08:21:51	-1,05	-2,218	31,495	-69,082
08:21:52	-3,539	-4,102	31,264	-75,322
08:21:52	-5,583	-4,418	31,587	-78,398
08:21:53	-5,762	-3,864	31,587	-87,187
08:21:53	-4,751	-1,04	31,541	-91,055
08:21:53	-4,209	-0,513	31,495	-95,977
08:21:54	-1,77	0,164	31,495	-102,656
08:21:54	-0,419	-1,224	31,587	-114,346
08:21:55	5,736	-0,266	31,402	-123,223
08:21:55	14,468	0,412	31,402	-135,615
08:21:55	17,542	0,138	31,495	-148,008
08:21:56	16,277	-0,672	31,217	-161,631
08:21:56	10,116	-0,654	31,402	-171,035
08:21:57	7,195	1,313	31,402	-175,43
08:21:57	3,695	1,762	31,264	-177,715
08:21:57	6,874	3,41	31,726	179,736
08:21:58	9,474	3,799	31,633	177,275
08:21:58	9,427	3,96	31,772	169,717
08:21:59	6,029	-0,56	31,402	154,512
08:21:59	3,908	-0,591	31,495	142,559
08:21:59	3,675	-1,125	31,91	131,66
08:22:00	3,682	0,955	31,31	124,98
08:22:00	2,04	1,099	31,91	118,916
08:22:01	2,017	1,361	31,726	105,996
08:22:01	1,975	1,179	31,541	93,691
08:22:01	3,067	-1,188	31,541	86,309
08:22:02	1,593	-1,395	31,449	79,805
08:22:02	-0,385	-0,287	31,495	70,137
08:22:03	-4,06	1,679	31,449	60,732
08:22:03	-5,962	2,505	31,495	54,492

Hora	ANGULO DE CABECEO [°]	ANGULO DE ALABEO [°]	ELEVACIÓN [cm]	GIRO EN Z [°]
08:22:03	-4,703	5,715	31,217	52,822
08:22:04	-2,472	8,4	31,217	57,92
08:22:04	-1,265	11,01	31,217	62,051
08:22:05	-1,41	12,064	30,475	62,666
08:22:05	1,089	9,009	31,032	62,93
08:22:05	5,598	4,125	30,15	64,863
08:22:06	8,759	1,58	27,76	66,797
08:22:06	7,267	0,177	25,342	68,818
08:22:07	6,51	3,35	24,913	72,334
08:22:07	7,102	5,404	21,352	71,982
08:22:07	8,29	5,473	17,108	69,609
08:22:08	8,981	3,973	11,272	67,588
08:22:08	8,39	0,652	6,227	66,357
08:22:09	7,514	-1,759	0,553	70,84
08:22:09	5,423	1,537	2,061	63,018
08:22:09	2,652	4,731	0,05	63,633
08:22:10	-0,839	2,545	0,251	63,633
08:22:10	0,579	1,392	0,251	63,721
08:22:11	-0,593	1,221	0,251	63,721
08:22:11	-0,516	1,046	0,151	63,721
08:22:11	-0,585	1,205	0,201	63,721
08:22:12	-0,524	1,154	0,201	63,721