

CENTRO REGIONAL UNIVERSITARIO CORDOBA IUA

Universidad de la Defensa Nacional

Maestría en Ingeniería de Sistemas Embebidos



UNDEF

Universidad de la
Defensa Nacional



Título: Magister en Ingeniería de Sistemas Embebidos

Tema de Tesis:

Gestión de vibraciones en plataforma giro-estabilizada durante misiones aéreas de la Defensa Nacional

Autor:

Esp. Ing. Gabriel Rodrigo Caballero

Director de Tesis: Dr. Ing. Pedro E. Colla

DEDICATORIAS

A mi hija Charo fuente de toda inspiración, motor de vida, generadora de esperanzas.

A mi esposa Flor por su apoyo, paciencia y sabiduría, por materializar mis sueños.

A mis padres Jorge y Elsa por haberme dado una vida llena de felicidad.

A mis hermanos y familia por compartir cada paso a mi lado.

AGRADECIMIENTOS

Quiero agradecer al Dr. Ing. Pedro E. Colla, por ser el director de este trabajo final de maestría, por su apoyo dedicación y compromiso.

Quiero agradecer al Agrim. Gabriel Ricardo Platzeck, por sus valiosos aportes en la materia y por acompañar el proyecto en cada una de sus fases.

Quiero agradecer al director de la Maestría en Sistemas Embebidos: Mg. Ing. Héctor C. Riso, por ser constante transmisor de entusiasmo.

Quiero agradecer a la Lic. Sandra Harperath, por su paciencia y acompañamiento a lo largo de todo el proceso administrativo de la maestría.

Quiero agradecer al responsable del Laboratorio de Sistemas Embebidos: Esp. Ing. José M. Ducloux, por sus consejos y escucha constante de las problemáticas que surgieron durante el desarrollo del presente trabajo de investigación.

Quiero agradecer al Ing. Carlos Chicala por su desinteresada colaboración en el desarrollo de la herramienta de test utilizada para realizar los ensayos de sistema en la fase de verificación y validación.

Quiero agradecer al Ing. Gonzalo Gallardo y al Ing. Maximiliano Rossetti por su eficiente asesoramiento en el desarrollo de aplicaciones en software Labview®.

RESUMEN

El presente trabajo final de maestría se desarrolla en el marco de la industria para la defensa. El campo abordado es el desarrollo de mejoras para gestión de cargas útiles en las aeronaves destinadas a tareas de seguridad y defensa, en particular las destinadas a brindar capacidades de búsqueda, exploración y seguimiento de objetivos de interés a las Fuerzas Armadas de la República Argentina.

La contribución propone mejoras al cabezal oprónico compuesto por una plataforma giro-estabilizada, un conjunto de sensores electro-ópticos y un subsistema de seguimiento de objetivos.

El problema abordado es que la respuesta en frecuencia del lazo de control de la plataforma giro-estabilizada está limitada por las características físicas y eléctricas del sistema. Durante las misiones en vuelo las vibraciones de la aeronave son transferidas al cabezal oprónico, y además de afectar las imágenes apreciadas por el usuario del sistema, tienen incidencia en los mecanismos de seguimiento automático de objetivos, degradando sus parámetros de desempeño.

Para mejorar este comportamiento se diseña e implementa un sistema embebido que toma los datos de velocidad angular de los ejes de libertad de la plataforma giro-estabilizada. A partir de esa información realiza el análisis de los mismos en el dominio de la frecuencia y los entrega al subsistema de seguimiento de objetivos, para que éste realimente sus algoritmos y sea capaz de mejorar su performance la cual es degradada por las vibraciones que no son atenuadas por el sistema de control.

Para abordar la problemática planteada se realiza un análisis exhaustivo de las componentes espectrales de vibración presentes durante la fase de operación del cabezal oprónico. A continuación, se plantean los requerimientos del sistema embebido a diseñar y se utiliza una filosofía de ingeniería basada en modelos para las fases de desarrollo, implementación y verificación y validación del sistema.

La solución propuesta, representa un avance tecnológico para el sistema existente, foco de estudio del esfuerzo de investigación, y deja planteado como trabajo futuro, el análisis de impacto en la mejora de performance del subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico.

LISTA DE FIGURAS

<i>Ilustración 1-1 Criterio de Johnson para detección, reconocimiento e identificación</i>	19
<i>Ilustración 1-2 Frecuencia espacial de una escena, a) Alta – b) Baja</i>	20
<i>Ilustración 1-3 Definición de frecuencia espacial</i>	21
<i>Ilustración 1-4 Frecuencia espacial a) Alta b) Baja</i>	22
<i>Ilustración 1-5 Ángulos de Euler, rolido, cabeceo y guiño de la aeronave</i>	23
<i>Ilustración 1-6 Sensor giróscopo</i>	25
<i>Ilustración 1-7 Componentes de unidad de medición de vibraciones</i>	29
<i>Ilustración 1-8 Sistema instalado en aeronave P3-Orion</i>	35
<i>Ilustración 1-9 Gimbal - cabezal optrónico</i>	37
<i>Ilustración 1-10 Arquitectura funcional del sistema</i>	39
<i>Ilustración 2-1 Concepto de campo de visión de un sensor EO</i>	42
<i>Ilustración 2-2 Diagrama en bloques de alto nivel de una plataforma giro-estabilizada</i>	44
<i>Ilustración 2-3 Arquitectura de bus CAN distribuida del cabezal optrónico</i>	46
<i>Ilustración 2-4 Plataforma giro-estabilizada</i>	48
<i>Ilustración 2-5 Subsistema de giro-estabilización</i>	49
<i>Ilustración 2-6 Lazo de control unidad de control de ejes internos</i>	50
<i>Ilustración 2-7 Seguimiento de objetivos de interés</i>	52
<i>Ilustración 2-8 Distancia focal de un sensor CCD</i>	54
<i>Ilustración 2-9 Descripción FOV horizontal y vertical</i>	55
<i>Ilustración 2-10 Ángulo de visión de un sensor CCD</i>	56
<i>Ilustración 2-11 Resultante de propulsión vs sincronismo entre motores</i>	60
<i>Ilustración 2-12 Ubicación de acelerómetros en aeronave P3-Orion</i>	62
<i>Ilustración 2-13 Aceleraciones en la cabina de la aeronave</i>	63
<i>Ilustración 2-14 Desplazamientos de la estructura debido a vibraciones</i>	64
<i>Ilustración 2-15 Dirección de los ejes de lectura de los acelerómetros "Y", "Z"</i>	66
<i>Ilustración 2-16 Detalle de emplazamiento de los acelerómetros dentro de la maqueta del sistema</i>	66
<i>Ilustración 2-17 Datos de vibraciones en ejes "Y", "Z" (Channel A y Channel B)</i>	67
<i>Ilustración 2-18 Datos de vibraciones en ejes "Y", "Z" (Channel A y Channel B)</i>	68
<i>Ilustración 2-19 Datos de vibraciones en ejes "Y", "Z" (Channel A y Channel B)</i>	68
<i>Ilustración 2-20 Datos de vibraciones en ejes "Y", "Z" (Channel A y Channel B)</i>	69
<i>Ilustración 2-21 Velocidad y posición angular medición Nº 1 para el eje de acimut</i>	71
<i>Ilustración 2-22 Velocidad y posición angular medición Nº 1 para el eje de elevación</i>	72

<i>Ilustración 2-23 Velocidad y posición angular la medición N° 1 para el eje de rolo</i>	72
<i>Ilustración 2-24 Montaje de acelerómetros para ensayo de amortiguador</i>	74
<i>Ilustración 2-25 Medición en vuelo con acelerómetros Chan A: estructura del gimbal, Chan B: estructura de la aeronave</i>	75
<i>Ilustración 3-1 Diagrama de contexto de la unidad de medición de vibraciones</i>	78
<i>Ilustración 3-2 Diagrama de requerimientos funcionales del sistema</i>	82
<i>Ilustración 3-3 Diagrama de requerimientos no funcionales del sistema</i>	84
<i>Ilustración 3-4 Arquitectura de UVM</i>	86
<i>Ilustración 3-5 Placa Raspberry pi 2</i>	99
<i>Ilustración 3-6 Placa Beaglebone Black revisión C</i>	100
<i>Ilustración 3-7 Ciclo de trabajo en SIMULINK® con DsPIC y Device Blockset</i>	101
<i>Ilustración 3-8 Detalles de componentes de software – proceso de desarrollo</i>	104
<i>Ilustración 3-9 Diagrama en bloques de alto nivel de placa de adaptación de interfaces</i>	105
<i>Ilustración 3-10 Circuito oscilador de la placa de adaptación de interfaces</i>	106
<i>Ilustración 3-11 Conexión de PICkit 3 con microprocesador dsPIC30F4013</i>	106
<i>Ilustración 3-12 Circuito de desacoplo capacitivo del microprocesador DsPIC30F4013</i>	107
<i>Ilustración 3-13 Circuito de retardo de encendido de la placa de adaptación de interfaces</i>	108
<i>Ilustración 3-14 Interfaz de bus CAN de placa de adaptación de interfaces</i>	109
<i>Ilustración 3-15 Modelo prototipo de placa de adaptación de interfaces de UVM</i>	109
<i>Ilustración 3-16 Librería Embedded Target for DsPIC en SIMULINK®</i>	111
<i>Ilustración 3-17 Bloques de configuración del modelo de UVM</i>	112
<i>Ilustración 3-18 Diagrama en bloques de la sección de activación de envío de datos de ejes internos del modelo de UVM</i>	114
<i>Ilustración 3-19 Diagrama en bloques de la sección de captura de datos de ejes internos del modelo de UVM</i>	116
<i>Ilustración 3-20 Detalles de análisis de datos hexadecimales del módulo de captura de datos de giróscopos</i>	117
<i>Ilustración 3-21 Diagrama en bloques del módulo de análisis en tiempo real y FFT del modelo de UVM</i>	120
<i>Ilustración 3-22 Estructura canónica de un filtro FIR</i>	122
<i>Ilustración 3-23 Respuesta en frecuencia del filtro FIR, magnitud y fase</i>	123
<i>Ilustración 3-24 Respuesta al impulso del filtro FIR</i>	123
<i>Ilustración 3-25 Bloque: Digital Filter Design – implementación de filtro FIR anti-alias</i>	124
<i>Ilustración 3-26 Diezmado de señales discretas</i>	125
<i>Ilustración 3-27 Diezmado de una señal por un factor M</i>	126
<i>Ilustración 3-28 Señal del módulo de la FFT. (a) $F_s = 100$ muestras/seg. (b) $F_s = 1000$ muestras/seg</i>	127

<i>Ilustración 3-29 Bloque MATLAB function – implementación de FFT</i>	128
<i>Ilustración 3-30 Diagrama en bloques del módulo formateador de datos del modelo de UMV</i>	130
<i>Ilustración 3-31 Formato de 8 bytes de salida del paquete de bus CAN – salida del módulo adecuación de datos</i>	132
<i>Ilustración 3-32: Reporte de compilación de SIMULINK® para el sistema embebido UMV</i>	141
<i>Ilustración 4-1 Ejemplo de diagrama de flujo índice de complejidad ciclomática</i>	147
<i>Ilustración 4-2 Aplicación PCANView -Hardware de Systec USBCAN</i>	149
<i>Ilustración 4-3 Aspecto de herramienta de testing desarrollado en LabView®</i>	150
<i>Ilustración 4-4 Sección del software de testing destinada al almacenamiento de datos</i>	151
<i>Ilustración 4-5 Forma de onda y PSD de señal sinusoidal de 17 Hz</i>	157
<i>Ilustración 4-6 PSD señal sinusoidal 17 Hz, datos simulados vs datos ensayados</i>	157
<i>Ilustración 4-7 PSD señal sinusoidal 34 Hz, datos simulados vs datos ensayados</i>	158
<i>Ilustración 4-8 Señal sinusoidal de 17 Hz fuera de rango en amplitud, datos simulados vs datos ensayados</i>	159
<i>Ilustración 4-9 PSD-Señal sinusoidal 68 Hz fuera de rango en frecuencia, datos simulados vs datos ensayados</i>	160
<i>Ilustración 4-10 Espectro señal sinusoidal de 68 Hz fuera de rango en frecuencia, datos simulados vs datos ensayados</i>	161
<i>Ilustración 4-11 Forma de onda y PSD señal rampa sinusoidal en amplitud y frecuencia</i>	162
<i>Ilustración 4-12 PSD señal rampa datos simulados vs ensayados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz</i>	163
<i>Ilustración 4-13 PSD señal rampa, datos simulados vs ensayados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz</i>	163
<i>Ilustración 4-14 Espectro señal rampa, datos simulados vs ensayados amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz</i>	164
<i>Ilustración 4-15 Datos simulados (verdes) vs ensayados (cruces), amplitud = veces</i>	165
<i>Ilustración 4-16 PSD señal suma de tres sinusoidales, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz</i>	167
<i>Ilustración 4-17 Espectro señal suma de tres sinusoidales, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBm/Hz, rango= 0 Hz - 100Hz</i>	168
<i>Ilustración 4-18 PSD señal suma de tres sinusoidales en canal AWGN, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 100 Hz</i>	169
<i>Ilustración 4-19 Espectro señal suma de tres sinusoidales en un canal AWGN, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBm/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz</i>	170
<i>Ilustración 4-20 Forma de onda de señal de velocidad angular eje AZ, vuelo 1, amplitud °/seg</i>	171
<i>Ilustración 4-21 PSD de señal de velocidad angular eje AZ, vuelo 1, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz</i>	172
<i>Ilustración 4-22 Datos ensayados (cruces) vs datos simulados (puntos) eje AZ, vuelo 1, amplitud = veces</i>	172

<i>Ilustración 4-23 PSD de señal de velocidad angular del eje AZ, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 100 Hz</i>	173
<i>Ilustración 4-24 Espectro de señal de velocidad angular eje AZ, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz</i>	174
<i>Ilustración 4-25 Forma de onda de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 1, amplitud °/seg</i>	175
<i>Ilustración 4-26 PSD de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 1, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz</i>	176
<i>Ilustración 4-27 Datos ensayados (cruces) vs datos simulados (puntos) eje EL, vuelo 1, amplitud = veces</i>	177
<i>Ilustración 4-28 PSD de señal de velocidad angular del eje EL vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz</i>	178
<i>Ilustración 4-29 Espectro de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz</i>	179
<i>Ilustración 4-30 Forma de onda de señal de velocidad angular eje RL, vuelo 1, amplitud °/seg</i>	180
<i>Ilustración 4-31 PSD de señal de velocidad angular eje RL, vuelo 1, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz</i>	181
<i>Ilustración 4-32 Datos ensayados (cruces) vs datos simulados (puntos) eje RL, vuelo 1, amplitud = veces</i>	182
<i>Ilustración 4-33 PSD de señal de velocidad angular del eje RL, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz</i>	183
<i>Ilustración 4-34 Espectro de señal de velocidad angular eje RL, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz</i>	184
<i>Ilustración 4-35 Forma de onda de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 2, amplitud °/seg</i>	185
<i>Ilustración 4-36 PSD de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 2, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz</i>	185
<i>Ilustración 4-37 PSD de señal de velocidad angular del eje EL, vuelo 2, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 150 Hz</i>	186
<i>Ilustración 4-38 PSD de señal de velocidad angular del eje EL, vuelo 2, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz</i>	187
<i>Ilustración 4-39 Espectro de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 2, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 100Hz</i>	188

LISTA DE TABLAS

<i>Tabla 2-1 Identificación de los datos de vuelo.....</i>	<i>70</i>
<i>Tabla 2-2 Valores efectivos de vibración medida en ensayos.....</i>	<i>73</i>
<i>Tabla 3-1 Mensajes para habilitar el envío de datos por bus CAN de visibilidad</i>	<i>87</i>
<i>Tabla 3-2 Mensajes para deshabilitar el envío de datos por bus CAN de visibilidad.....</i>	<i>87</i>
<i>Tabla 3-3 Formato de los mensajes de bus CAN de visibilidad</i>	<i>88</i>
<i>Tabla 3-4 Modos de operación – estructura de los mensajes de bus CAN de visibilidad</i>	<i>88</i>
<i>Tabla 3-5 Ejemplo de mensaje bus CAN visibilidad eje EL</i>	<i>89</i>
<i>Tabla 3-6 Ejemplo de mensaje de bus CAN de visibilidad eje EL, dato 1</i>	<i>89</i>
<i>Tabla 3-7 Ejemplo de mensaje de bus CAN de visibilidad eje EL, dato 2</i>	<i>89</i>
<i>Tabla 3-8 Formato de los datos de salida del módulo de adecuación de datos.....</i>	<i>95</i>
<i>Tabla 4-1 Ejemplo: almacenamiento de datos de bus CAN de visibilidad</i>	<i>153</i>
<i>Tabla 4-2 Ejemplo: almacenamiento de datos *.csv</i>	<i>153</i>
<i>Tabla 5-1 Cumplimiento de objetivos del trabajo de investigación.....</i>	<i>195</i>
<i>Tabla 6-1 Listado de requerimientos de sistema</i>	<i>204</i>
<i>Tabla 6-2 RTMX Módulo-Requerimientos de sistema</i>	<i>206</i>
<i>Tabla 6-3 Listado de casos de test de sistema.....</i>	<i>210</i>
<i>Tabla 6-4 RMTX – Casos de prueba /Requerimientos</i>	<i>212</i>
<i>Tabla 6-5 Plan de test de sistema.....</i>	<i>214</i>

INDICE GENERAL

DEDICATORIAS.....	2
AGRADECIMIENTOS.....	3
RESUMEN	4
LISTA DE FIGURAS.....	6
LISTA DE TABLAS.....	10
INDICE GENERAL.....	11
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN	16
1.1 Planteo del Problema	16
1.1.1 Descripción del sistema	19
1.2 Enfoque del trabajo.....	27
1.3 Estrategia de investigación	29
1.4 Contribución esperada	31
1.5 Objetivos	32
1.5.1 Objetivos Generales.....	32
1.5.2 Objetivos Específicos.....	33
1.6 Alcance.....	34
1.6.1 Contexto – Antecedentes.....	35
1.6.2 Sensor Electro Óptico objeto de mejoras.....	35
CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO	41
2.1 Descripción del problema.....	41
2.2 Arquitectura del gimbal.....	45
2.2.1 Subsistema de giro-estabilización	46
2.2.2 Subsistema de seguimiento automático.....	51
2.3 Estudio de vibraciones.....	58

2.3.1	<i>Principales fuentes de vibración en aeronave P3-Orion</i>	58
2.3.2	<i>Estudio de vibraciones inducidas aerodinámicamente</i>	61
2.4	<i>Ensayos del sistema</i>	64
2.4.1	<i>Medición con acelerómetros</i>	65
2.4.2	<i>Medición en bus CAN de visibilidad</i>	69
2.4.3	<i>Mediciones con acelerómetros sobre atenuadores de vibración</i>	73
CAPÍTULO 3.	<i>DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN</i>	77
3.1	<i>Requerimientos del sistema</i>	77
3.1.1	<i>Medición de vibraciones - contexto</i>	77
3.1.2	<i>Requerimientos de sistema - funcionales</i>	78
3.2	<i>Requerimientos de subsistema – funcionales</i>	79
3.2.1	<i>Requerimientos del subsistema: captura de datos de giróscopos</i>	79
3.2.2	<i>Requerimientos del subsistema: análisis en tiempo real y FFT de componentes</i>	79
3.2.3	<i>Requerimientos del subsistema: adecuación de datos</i>	80
3.3	<i>Requerimientos no funcionales: arquitectura de hardware</i>	82
3.3.1	<i>Requerimientos no funcionales: interface de integración</i>	83
3.4	<i>Diseño del sistema embebido</i>	85
3.4.1	<i>Objetivos planteados para la etapa de diseño:</i>	85
3.4.2	<i>Diseño de sistema</i>	85
3.4.3	<i>Diseño a nivel sub-sistema</i>	86
3.4.4	<i>Selección de lenguaje de programación – arquitectura embebida</i>	96
3.4.5	<i>Selección de la plataforma de hardware</i>	98
3.4.6	<i>Diseño de la placa de adaptación de interfaces</i>	105
3.5	<i>Implementación del Sistema Embebido</i>	110
3.5.1	<i>Objetivos para la etapa de implementación</i>	110
3.5.2	<i>Diseño y modelado del sistema embebido</i>	110
3.6	<i>MÓDULO DE CAPTURA DE DATOS</i>	113
3.6.1	<i>Módulo de captura de datos de giróscopos (Sección I)</i>	113
3.6.2	<i>Módulo de captura de datos de giróscopos (Sección II)</i>	115
3.7	<i>MÓDULO DE ANÁLISIS EN TIEMPO REAL Y FFT DE COMPONENTES</i>	118

3.8	MÓDULO DE ADECUACIÓN DE DATOS	129
3.9	Estrategia de implementación del sistema embebido	133
3.9.1	(MSE_SSG_1) Pruebas de transmisión sobre interfaz de bus CAN en plataforma DsPIC y entorno SIMULINK®	134
3.9.2	(MSE_SSG_2) Pruebas de recepción sobre interfaz de bus CAN en plataforma DsPIC y entorno SIMULINK®	134
3.9.3	(MSE_SSG_3) Desarrollo e Implementación de interfaz serial para verificación y solución de fallas	134
3.9.4	(MSE_SSG_4) Intérprete de datos para puerto serial.....	135
3.9.5	(MSE_SS1_1) Interpretación de datos de giróscopos de ejes internos	135
3.9.6	(MSE_SS1_2) Diseño de etapa de recepción de datos de giróscopos	135
3.9.7	(MSE_SS1_3) Simulaciones de etapa de capturas de datos de giróscopos	135
3.9.8	(MSE_SS1_4) Implementación de etapa de captura de datos en plataforma HW_UMV..	136
3.9.9	(MSE_SS1_5) Pruebas de verificación de etapa de captura de datos.....	136
3.9.10	(MSE_SS2_1) Modelo de sistema alto nivel.....	136
3.9.11	(MSE_SS2_2) Diseño de detalle del subsistema de procesamiento.....	136
3.9.12	(MSE_SS2_3) Simulación del modelo de sistema.....	137
3.9.13	(MSE_SS2_4) Implementación del modelo de sistema en plataforma HW_UMV	137
3.9.14	(MSE_SS2_5) Pruebas de verificación del modelo de sistema en plataforma HW_UMV..	137
3.9.15	(MSE_SS3_1) Desarrollo de rutina de inicialización de bus CAN de visibilidad.....	138
3.9.16	(MSE_SS3_2) Simulación de concatenación y adecuación de datos para la transmisión..	138
3.9.17	(MSE_SS3_3) Implementación de etapa de transmisión de datos por bus CAN.....	138
3.9.18	(MSE_SS3_4) Pruebas de verificación de etapa de transmisión y formateo de datos.....	139
3.9.19	(MSE_SSI_1) Integración y pruebas de Integración de subsistemas.....	139
3.9.20	(MSE_SSI_2) Pruebas de medición sobre plataforma real (gimbal)	139
3.9.21	(MSE_SSI_3) Ensayos de calificación del sistema	139
3.10	Programación del sistema Embebido.....	140
CAPÍTULO 4. VALIDACIÓN Y VERIFICACIÓN		142
4.1	Introducción	142
4.1.1	Objetivos de la verificación y validación.....	142
4.1.2	Conceptos y definiciones: validación y verificación de sistemas.....	142

4.1.3	Listado de requerimientos de diseño de sistema.....	144
4.1.4	Matriz de trazabilidad de requerimientos RTMX – Módulos / requerimientos de sistema.....	144
4.1.5	Listado de casos de test de sistema.....	145
4.1.6	Matriz de Trazabilidad de Requerimientos RTMX – Casos de test / requerimientos de sistema.....	145
4.1.7	Plan de test de sistema.....	146
4.2	Verificación a nivel sistema.....	148
4.2.1	Casos de test de sistema – Entorno de ensayos realizados.....	148
4.2.2	Desarrollo de casos de test de sistema.....	154
4.2.3	Respuesta del sistema ante señales sinusoidales.....	156
4.2.4	Respuesta del sistema ante señales fuera de rango.....	158
4.2.5	Ensayo de sistema banco de estabilización.....	161
4.2.6	Respuesta de sistema ante presencia de ruido blanco.....	165
4.2.7	Respuesta de Sistema ante estímulos de datos de ensayos en vuelos.....	170
4.2.8	Conclusiones preliminares de los ensayos de sistema realizados.....	188
CAPÍTULO 5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....		189
5.1	Cumplimiento de los objetivos planteados por el trabajo de investigación.....	189
5.1.1	Cumplimiento de objetivos generales.....	189
5.1.2	Cumplimiento de objetivos específicos.....	190
5.1.3	Amenazas a la validez.....	195
5.1.4	Estrategia de mitigación de amenazas a la validez.....	196
5.1.5	Conclusiones específicas alcanzadas.....	197
5.1.6	Trabajo a Futuro.....	199
CAPÍTULO 6. ANEXOS.....		201
6.1	Anexo 1: Tabla de requerimientos de sistema detallada.....	201
6.2	ANEXO 2: Matriz de trazabilidad de requerimientos RTMX módulo-requerimientos de sistema.....	205
6.3	ANEXO 3: Listado de casos de prueba del sistema.....	207
6.4	ANEXO 4: Matriz de Trazabilidad de Requerimientos RTMX casos de prueba - requerimientos.....	211
6.5	ANEXO 5: Casos de prueba – plan de test de sistema.....	213



CENTRO REGIONAL UNIVERSITARIO CÓRDOBA
Instituto Universitario Aeronáutico
Universidad de la Defensa Nacional

<i>Bibliografía</i>	215
<i>GLOSARIO</i>	223
<i>INDICE DE PALABRAS</i>	226

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN

1.1 Planteo del Problema

La industria de la defensa debe proveer recursos y tecnología para que las Fuerzas Armadas puedan cumplir sus objetivos.

Los recursos críticos para cumplir con los objetivos, resultan ser los vehículos, los sensores tecnológicos, el personal para operarlos correctamente y la doctrina estratégica que establecen las políticas de la defensa que regulan su uso [1] [2].

De particular importancia debido al tiempo y esfuerzo que implican son las misiones de *Inteligencia, Vigilancia, Adquisición de Objetivos y Reconocimiento* (ISTAR por las siglas en inglés de Intelligence Surveillance Target Acquisition Reconnaissance) [3].

Entre los vehículos utilizados para el desarrollo de las misiones se destacan las aeronaves que tanto *Fuerza Aérea Argentina (FAA)*, *Ejército Argentino (EA)* y la *Armada Argentina (ARA)* poseen como patrimonio de cada fuerza y operan en forma intensiva [4].

Las aeronaves son utilizadas como el vehículo que transporta los sensores involucrados en permitir realizar una misión en particular. A los sensores con ésta función se los llama *cargas útiles* (payload en inglés).

Entre los distintos tipos de misión posibles se encuentran las correspondientes a iniciativas de búsqueda y vigilancia denominadas *detectar, reconocer e identificar* (DRI) [5].

Estas misiones se desarrollan en un ámbito geográfico limitado denominado *teatro de operaciones*, dentro del mismo el principal objetivo es confirmar la presencia de *objetivos de interés*. En terminología militar, el teatro de operaciones es un área geográfica delimitada que comprende el espacio terrestre, aéreo y el marítimo donde se desarrollan operaciones militares [6].

Para realizar las acciones DRI sobre objetivos de interés se instalan uno o más sensores a bordo de una aeronave. Entre los muchos posibles dispositivos utilizados como sensores se encuentra el denominado *cabezal optrónico* (denominado gimbal) el que está compuesto por una plataforma *giro-estabilizada* sobre la que se montan un conjunto de cámaras electro ópticas que operan sobre los campos del rango visible e infrarrojo [7] [8].

El criterio, central al presente esfuerzo de investigación, que permite delinear la frontera entre las fases de operación donde ocurre la detección, el reconocimiento y la identificación de un objetivo de interés, es el denominado *criterio de Johnson* [9] el cual define los requerimientos de rendimiento operativo (performance) para las cámaras electro ópticas utilizados (EO por sus siglas en inglés, *electro optical camera*) como también a las características de la plataforma giro-estabilizada sobre las que se montan las cámaras para, en conjunto, conformar el sensor.

Según la Real Academia de Ingeniería [11] una plataforma giro-estabilizada, es un sistema que se emplea en aplicaciones de robótica móvil en las que se desea incorporar antenas, cámaras o sensores externos del tipo sonar, radar, telémetro, infrarrojos y similares, donde la línea de mira del sensor ha de mantenerse estable ante los movimientos del vehículo donde ésta se asienta.

Será el objetivo del presente trabajo de investigación diseñar e implementar un sistema de control que cumpla los objetivos operativos sobre una plataforma embebida. Este enfoque

constituye el primer escalón en el proceso de mejora del rendimiento en los algoritmos del subsistema de seguimiento automático de objetivos (autotracking en inglés), implementando un modelo de prueba de concepto de una unidad de medición de vibraciones, de manera que a partir de las mediciones se pueda conocer en tiempo real el espectro en el que se distribuyen las vibraciones de la plataforma giro-estabilizada de forma de realimentar al subsistema de seguimiento automático de objetivos con esta información y que el mismo pueda realizar las correcciones. Las actividades de investigación realizadas se distribuyen en el resto del trabajo.

En el capítulo primero “Introducción” se desarrolla una descripción detallada del planteamiento del problema desde un punto de vista técnico estableciendo relación con otros trabajos de investigación con la finalidad de consolidar la rigurosidad académica del presente trabajo de investigación. Se tratan además en este capítulo los objetivos generales y específicos, como así también la justificación del tema de desarrollo elegido y su contribución en el campo de aplicación.

En el capítulo segundo “Marco teórico” se realiza el encuadre del problema dentro del marco teórico, anclaje bibliográfico y la plataforma conceptual a partir de la cual se orienta el resto de la investigación. Se incluyen teorías involucradas, estudios relevantes asociados, problemas relacionados, resultados obtenidos y estado del arte en general que opera como contexto al abordaje del problema.

En el capítulo tercero “Diseño e Implementación” se abordan los pasos para completar el diseño e implementación de un modelo propuesto de abordaje sobre el tema de tesis. Empezando por la consolidación de los requerimientos, describiéndose a continuación los métodos, técnicas, procedimientos y demás herramientas utilizadas durante el proceso de desarrollo del sistema sobre la plataforma embebida que es foco del presente trabajo de investigación.

En el capítulo cuarto “Validación y Verificación” se presentan todas las actividades realizadas para determinar tanto la fidelidad de la implementación respecto a lo diseñado como la capacidad del sistema para solucionar el problema objetivo de ésta tesis. Este proceso permitirá entonces comprobar que se hizo lo correcto y además se hizo correctamente.

Por último, en el capítulo quinto “Conclusiones y Trabajo Futuro” se compaginan y estructuran aspectos que merecen ser destacados y que surgieron durante el desarrollo de la tesis. Se muestran los aportes a la disciplina de estudio y se emiten recomendaciones que puedan resultar útiles a la problemática planteada. Se destaca además en esta sección el trabajo a futuro que surge como fruto del análisis del tema propuesto.

1.1.1 Descripción del sistema

El criterio de Johnson [10] establece que *detectar* información relevante implica poder discriminar en la imagen adquirida por una cámara EO la presencia de un objetivo de interés, *reconocer* requiere discriminar la naturaleza del objetivo de interés, por ejemplo si se trata de una persona, un tanque de guerra o un barco. Finalmente *identificar* supone coleccionar elementos que permitan definir las intenciones y la clasificación del objetivo según puede verse en la Ilustración 1-1.

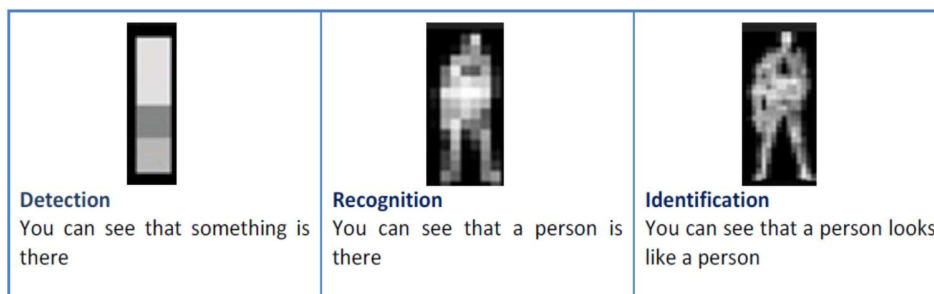


Ilustración 1-1 Criterio de Johnson para detección, reconocimiento e identificación

Las consideraciones sobre el proceso involucrado en realizar las acciones DRI imponen requerimientos de diseño y prestación para definir las características de las cámaras EO, resultando claves entre otros parámetros la *resolución del sensor* (en píxeles) y campo de visión (FOV por las siglas en inglés de *field of view*) [12] así como para la plataforma giroestabilizada sobre las cuales estarán montadas las cámaras.

La *frecuencia espacial* se refiere al nivel de detalle presente en una escena o estímulo por unidad angular en el campo de visión [13]. Una escena que contiene detalles pequeños, en función de la resolución medida en píxeles y figuras de contornos filosos y bien definidos, contiene mayor información de frecuencia espacial que una compuesta por bordes suaves y poco nítidos. Ilustración 1-2.



Ilustración 1-2 Frecuencia espacial de una escena, a) Alta – b) Baja

La frecuencia espacial se expresa por el número de ciclos de barras oscuras y luminosas alternadas, por grado de ángulo visual presentes en una escena. Ecuación 1-1.

Ecuación 1-1

$$\xi = \frac{1}{X}$$

Donde la frecuencia espacial (ξ) expresada en [ciclos/m] es inversamente proporcional al período espacial (X) medido en [m]. En Ilustración 1-3 se describe el concepto de frecuencia espacial.

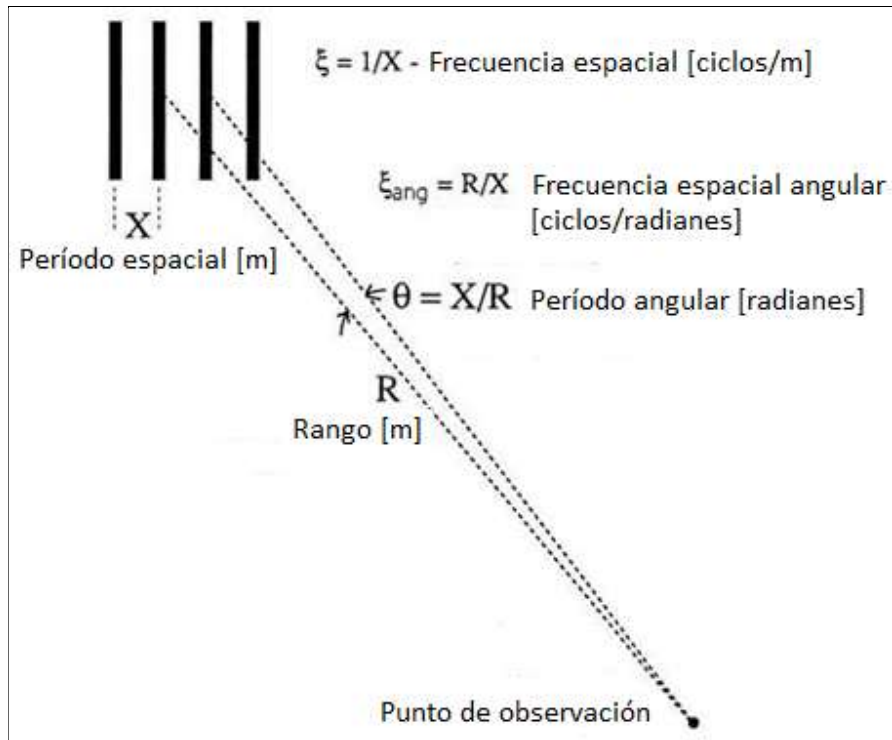


Ilustración 1-3 Definición de frecuencia espacial

Dado que el FOV de un estímulo se hace más pequeño a medida que la distancia de observación aumenta, alejarse de una escena particular aumenta su contenido de frecuencias espaciales altas. Ilustración 1-4.

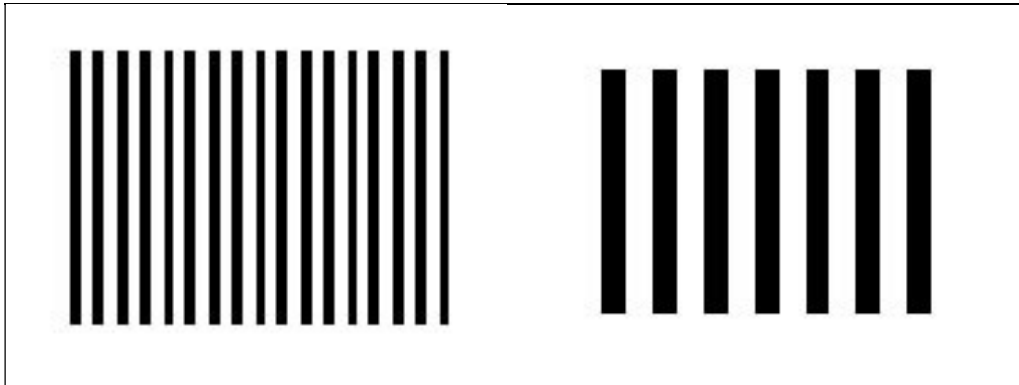


Ilustración 1-4 Frecuencia espacial a) Alta b) Baja

El criterio de Johnson [14] impone requisitos de performance al sistema al definir una relación entre la *cantidad de líneas* o *frecuencia espacial* que una cámara EO es capaz de discriminar y las fronteras de DRI. Por lo tanto para detectar un objetivo, a una distancia dada del sensor, será necesario discriminar una cantidad de líneas *mínimas de detección* (x_1) en la imagen, para reconocerlo una cantidad de *líneas mínimas de reconocimiento* (x_2) y para Identificarlo una cantidad de líneas *mínimas de identificación* (x_3), cumpliéndose la relación expresada en la Ecuación 1-2.

Ecuación 1-2

$$x_1 < x_2 < x_3$$

Los cabezales optrónicos son montados en la estructura de las aeronaves que llevan a cabo las misiones, las cuales durante su operación generan vibraciones que afectan a los sensores utilizados con fines de DRI, degradando por lo tanto de forma directa la performance de los mismos [15].

La plataforma giro-estabilizada, la cual forma parte del cabezal optrónico, es la encargada de introducir acciones de control cuyo propósito es atenuar las vibraciones generadas por la aeronave, de forma de evitar que la imagen adquirida por las cámaras EO

sufra pérdidas de resolución y como consecuencia deterioro de las capacidades del sistema para alcanzar sus objetivos de DRI [16].

La *actitud* de una aeronave, es la orientación de la misma con respecto al horizonte [17], la cual se modifica a medida que la aeronave se desplaza.

La plataforma giro-estabilizada es además responsable de compensar los cambios de *actitud* que genera la aeronave en la cual ha sido montada, actitud que es definida por los *ángulos de Euler* [18], de manera que puedan ser traducidos en variaciones de velocidades angulares en los ejes de *rolido*, *cabeceo* y *guiñada* (denominados *roll*, *pitch* y *yaw* respectivamente en idioma inglés) del sensor, el cual por lo general se encuentra montado sobre el eje longitudinal de la aeronave. Ilustración 1-5.

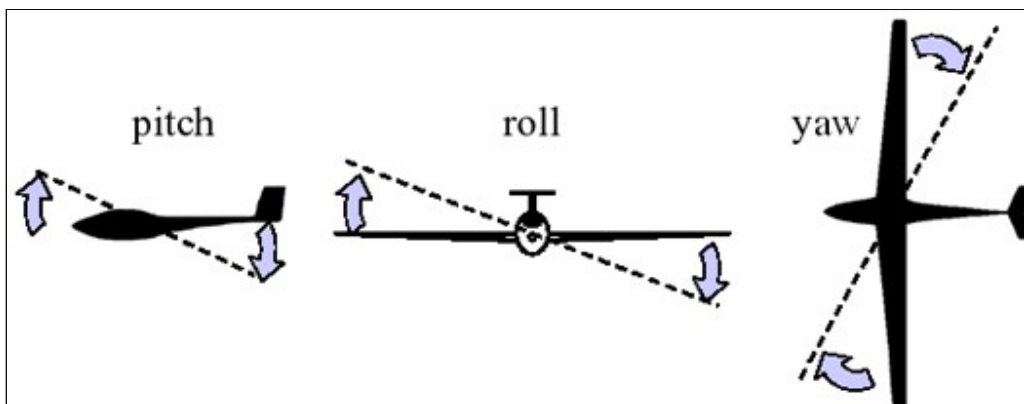


Ilustración 1-5 Ángulos de Euler, rolido, cabeceo y guiño de la aeronave

Para realizar la compensación de los cambios de actitud de la aeronave, la plataforma giro-estabilizada mide los cambios de *velocidad angular* en cada uno de los ejes de interés por medio de *giróscopos*, [19] esa información es utilizada para mediante acciones de control apropiadas y actuadores intervinientes, corregir las perturbaciones que le generan las vibraciones de la aeronave al sensor. De esta manera el eje óptico del sensor se mantiene

alineado con el objetivo de interés independientemente de las variaciones de velocidad angular ocasionadas en los ángulos de Euler del sistema [20].

El sistema de control como tal posee una respuesta en frecuencia acotada, la cual es función de la *respuesta en frecuencia* individual de los sensores y *actuadores*, como así también, de parámetros propios de la *planta de control* tales como la *masa del sistema*, *rozamientos* involucrados e *inercias* intervinientes.

Las vibraciones que genera la aeronave (*jitter*) son transmitidas a un sensor, el cual se encuentra montado mediante un dispositivo *amortiguador* cuyo propósito es atenuarlas [21].

El principal problema a solucionar consiste en mitigar o suprimir las vibraciones que genera la aeronave y que son trasladadas al sensor de forma que el dispositivo amortiguador o la plataforma giro-estabilizada no pueda atenuarlas, degradando así la performance de DRI del sistema dando origen al fenómeno de las vibraciones. En los sistemas giro-estabilizados el nivel admisible de vibración es un parámetro de diseño que impone requerimientos a la plataforma y especifica la oscilación máxima permitida para cada uno de los ejes expresada generalmente en unidades angulares [22].

Es responsabilidad de los componentes de estabilización de la plataforma giro-estabilizada efectuar acciones de control basándose en los datos tomados de los giróscopos y realizar el comando de los actuadores que gobiernan la actitud de la plataforma, para de esta manera compensar los cambios de actitud de la aeronave y compensar las vibraciones introducidas traducidas como jitter del sistema [23].

Un giróscopo es un dispositivo asociado al mecanismo de control que mide la tasa de cambio de un ángulo determinado en el tiempo (velocidad angular). La velocidad angular

expresada en [°/seg] de cada uno de los ejes de la plataforma giro-estabilizada es medida por sendos giróscopos asociados a cada eje en particular según lo mostrado en Ilustración 1-6.

Uno de los principales atributos de los giróscopos es el corrimiento en el tiempo del valor de velocidad angular medida, cuando el sensor se encuentra en estado de reposo. Este atributo es denominado *drift* (por su denominación en inglés) y es expresado en unidades de ángulo en función del tiempo [°/min] o [°/hs]. El desempeño de un giróscopo está determinado en mayor medida por este parámetro, a medida que el desplazamiento (*drift* en inglés) de un dispositivo es más pequeño, mayor es el desempeño del giróscopo [24].

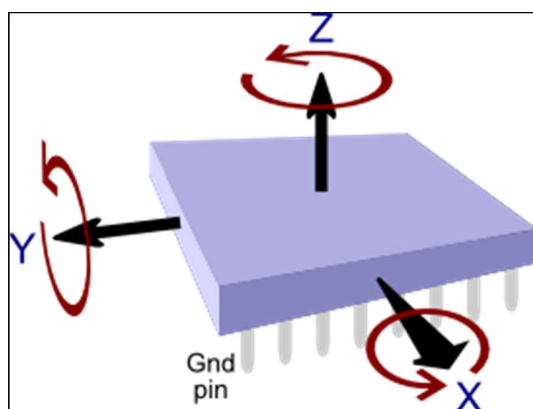


Ilustración 1-6 Sensor giróscopo

En los sistemas giro-estabilizados la vibración tiene dos componentes a ser tenidas en cuenta. Estas son:

- La perturbación natural del sistema producida por la imperfección del sistema de control, por las limitaciones mecánicas y eléctricas de los actuadores, por consideraciones de la planta de control y en mayor medida por el *corrimiento* (*drift*) de los giróscopos del subsistema de estabilización [25] [26].

- Las perturbaciones externas, introducidas al sistema que se originan en la aeronave a la cual está solidaria la plataforma.

Ambos tipos de vibraciones afectan la performance de las estrategias de control del subsistema de seguimiento automático de objetivos del sensor, ya que los mismos son traducidos en oscilaciones en las imágenes adquiridas por las cámaras EO, de las cuales se extraen los elementos necesarios para implementar el seguimiento automático de objetivos [27].

Para ciertos valores críticos de vibración, determinados por su amplitud y frecuencia, el sistema de control y el dispositivo amortiguador resultan insuficientes y las mismas son trasladadas de manera directa a las imágenes que son percibidas por el usuario y que deben cumplir con los requerimientos impuestos por la misión de DRI, por lo que resulta de interés abordar mecanismos mediante los cuales suplementar al sistema para gestionar éste aspecto.

El sistema a diseñar deberá entonces implementar un mecanismo o sistema de medición de vibraciones que sea capaz de tomar los *datos crudos (raw en inglés)* de los giróscopos, realizar el análisis de los mismos en tiempo real en el dominio de la frecuencia y de entregarlos al subsistema de seguimiento automático de objetivos, para que éste último alimente sus algoritmos y mejore su performance degradada por las vibraciones que no han sido atenuadas por el sistema de control.

Una de las principales funcionalidades de los cabezales oprónicos que son montados en aeronaves involucrados, es la capacidad de realizar el seguimiento automático de objetivos o más comúnmente conocida como seguimiento automático o auto-tracking de objetivos [28].

El operador puede utilizar facilidades provistas para seleccionar una *región de interés* (ROI por las siglas en inglés *region of interest*) [29] de la imagen que se está visualizando y de esta manera enviar comandos a la plataforma estabilizada de manera que se mantenga la ROI en el centro de la imagen, logrando así el seguimiento automático del objetivo de interés.

En misiones de búsqueda y vigilancia la funcionalidad de seguimiento automático de objetivos es de gran importancia, ya que permite al operador del sistema focalizarse en los detalles de un objetivo de interés quitándole la necesidad de comandar continuamente la plataforma para mantenerla centrada en la imagen [30].

Gracias a esta funcionalidad pueden extraerse detalles de los objetivos relevantes de una misión tales como números de matrícula de embarcaciones, características de identificación de móviles o rasgos físicos de una persona o grupo de personas.

La comunicación interna del sistema constituido por la plataforma giro-estabilizada está basada en una arquitectura de *bus* CAN (CAN por las siglas en inglés de Controller Area Network). Los giróscopos incluidos en el sistema se encuentran entonces conectados al bus, por lo que es factible obtener mediciones sobre las variaciones de velocidades angulares de cada uno de los ejes del sistema. Estos datos son conocidos generalmente como datos crudos del giróscopo y permiten caracterizar los valores de vibraciones a los cuales están siendo sometidas las cámaras del sensor y que no han logrado ser filtradas por la plataforma giro-estabilizada.

1.2 Enfoque del trabajo

El enfoque utilizado en éste trabajo es el diseño de una *unidad de medición y análisis de vibraciones* que sea compatible con la arquitectura e interfaces de la plataforma giro-

estabilizada, de manera de que pueda contribuir como solución al problema de mejorar las capacidades de DRI mediante la gestión de las vibraciones no controladas por otros mecanismos.

La plataforma giro-estabilizada que será beneficiaria del desarrollo de la unidad de medición de vibraciones, posee control activo en tres ejes a saber:

- *eje de acimut.*
- *eje de elevación.*
- *eje de rolido.*

La información proveniente de estos ejes debe ser utilizada para compensar los cambios de actitud del vehículo donde es montada de acuerdo con las variaciones introducidas en los ejes espaciales de la aeronave.

La unidad de medición de vibraciones deberá estar entonces compuesta de los siguientes componentes o sub-sistemas:

Captura de datos de giróscopos: obtención mediante el bus CAN de los datos crudos de los giróscopos de los ejes de acimut, elevación y rolido.

Análisis espectral en tiempo real de las vibraciones: tomar las muestras en el dominio del tiempo y caracterizar las mismas en el dominio de la frecuencia mediante la transformada rápida de Fourier.

Adecuación de datos e interfaz con auto-tracking: es el encargado de tomar las muestras en el dominio de la frecuencia y adecuarlas en formato para finalmente entregarlas al subsistema de seguimiento automático para que el mismo realice las correcciones y ajustes de sus algoritmos de compensación.

La integración de los componentes anteriores puede observarse en Ilustración 1-7.

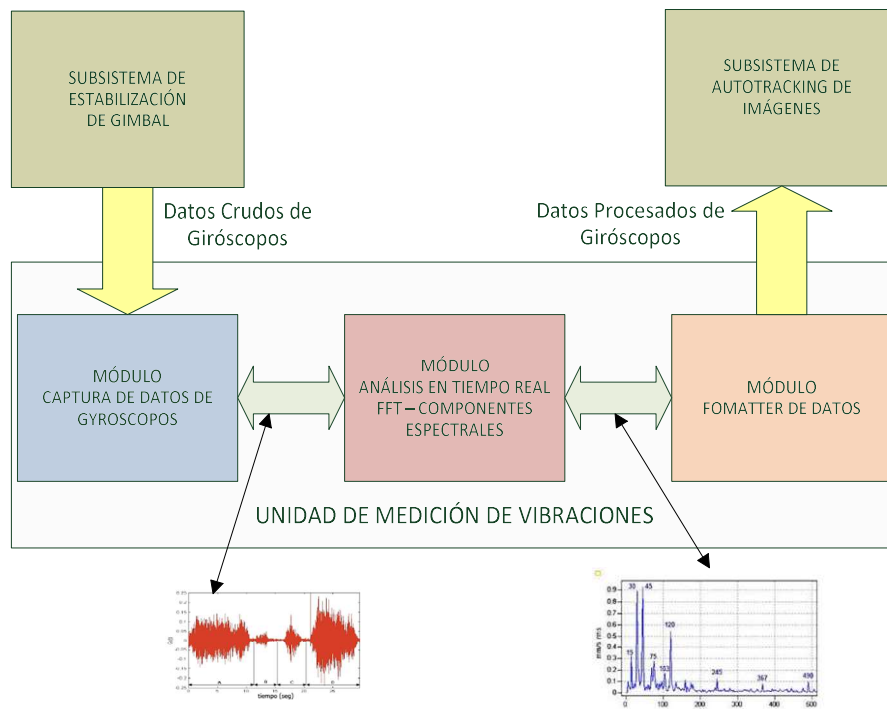


Ilustración 1-7 Componentes de unidad de medición de vibraciones

1.3 Estrategia de investigación

Durante el esfuerzo de investigación se abordará el diseño, implementación y evaluación de un sistema a modo de concepto para realizar la unidad de medición de vibraciones.

Para ello primero debe hacerse un relevamiento detallado de las especificaciones y características del cabezal optrónico para comprender los subsistemas de estabilización y de seguimiento automático de objetivos, como así también de las interfaces involucradas en el diseño.

A continuación, se debe hacer un análisis de los requerimientos del sistema, apelando a conceptos de ingeniería de requerimientos, de manera que se identifiquen y clasifiquen los requisitos de sistema en requerimientos de subsistema, componentes y partes.

A partir de obtener los requerimientos podrán definirse los requerimientos y restricciones que deberán satisfacer el hardware y software que serán desarrollados en el marco del alcance de éste esfuerzo de investigación [31].

Durante la etapa de diseño deberá describirse la cadena funcional que luego servirá de base para desprendimiento de una *arquitectura lógica y física* [32].

Una vez consolidado el diseño se deberá proceder a implementar una prueba de concepto de la unidad de medición de vibraciones, para esto se deberán fabricar componentes de hardware y de software que compondrán el sistema embebido objeto de esta tesis de maestría.

Con el objeto de verificar el cumplimiento del sistema embebido diseñado y fabricado se deberán generar y ejecutar los *procedimientos de test de aceptación* (ATP por las siglas en inglés de *acceptance test procedure*) que luego confeccionan un plan de test, cuya finalidad es definir el orden y el momento en el que se realizarán las pruebas durante el proceso de verificación y validación. Se deben confeccionar ATP a nivel unitario, integración y sistema [33].

Luego de ejecutado el proceso de evaluación, se deberán documentar las conclusiones obtenidas a lo largo del trabajo de investigación y aquellos resultados que constituyan una contribución para el estado del arte de la temática bajo análisis.

1.4 Contribución esperada

La solución propuesta representa un avance tecnológico para la plataforma giro-estabilizada ya existente, pues representa un mecanismo que permite conocer en tiempo real cuales son las componentes espectrales de las vibraciones a las que es sometido el sistema durante su operación.

El análisis espectral a su vez realimenta el subsistema de seguimiento automático de objetivos, realizando una contribución en el desempeño de sus algoritmos de reconocimiento de imágenes y patrones.

La medición de vibraciones de operación de la plataforma giro-estabilizada tiene por objeto determinar la respuesta del sistema de control ante las perturbaciones que origina la aeronave a la cual es montada.

En base a esos elementos se despliega un método cuantitativo para determinar la capacidad del dispositivo amortiguador de aislar o filtrar las componentes de frecuencia generadas por la aeronave.

La arquitectura propuesta perseguirá desplegar un sistema que ofrezca simultáneamente alta cohesión entre los distintos subsistemas y con bajo acoplamiento,

características deseadas en todo sistema cuyo planteo de despliegue gira alrededor la integración con sistemas existentes.

1.5 Objetivos

El trabajo perseguirá los siguientes objetivos generales y particulares.

1.5.1 Objetivos Generales

- Diseñar un sistema, que por sus características pueda implementarse en una plataforma embebida, que implemente una unidad de medición de vibraciones, que sea capaz de:
 - Tomar los datos crudos de los giróscopos de los ejes de acimut, elevación y rolo por medio del bus CAN.
 - Realizar el análisis de los mismos en tiempo real en el dominio de la frecuencia.
 - Entregarlos al subsistema de seguimiento automático de objetivos del cabezal oprónico, para que éste alimente sus algoritmos y mejore su performance.

- Implementar una prueba de concepto de la unidad de medición de vibraciones, en una plataforma de microprocesador seleccionada a partir de los criterios establecidos en la etapa de diseño.
- Caracterizar las bondades y limitaciones de la propuesta realizada de forma de crear una plataforma de investigación futura que permita optimizar los resultados de éste esfuerzo.

1.5.2 Objetivos Específicos

Para obtener los objetivos generales se articulará el trabajo mediante la satisfacción de los siguientes objetivos específicos:

- Relevar los requerimientos de sistema, subsistema, y componente para así formular una ingeniería de requerimientos que permita dar comienzo con la fase de diseño de la solución. Este relevamiento incluye el detalle de las interfaces (ICD por las siglas en inglés de interface control document) de los distintos módulos que componen la plataforma giro-estabilizada [34].
- Diseñar el sistema de forma que pueda funcionar sobre una plataforma embebida a partir de los requerimientos relevados en la etapa anterior.
- Seleccionar la plataforma de procesamiento en función de los parámetros de diseño dando satisfacción a requisitos de capacidad, consumo, espacio, peso y otros factores de misión crítica.

- Realizar el diseño de una capa de hardware que sirva de interfaz eléctrica con los subsistemas del cabezal optrónico bajo análisis y la plataforma de microprocesador seleccionada para implementar el sistema embebido.
- Construir e Implementar el modelo de prueba de concepto diseñado.
- Programar el sistema embebido en la plataforma de hardware desarrollada como modelo de prueba de concepto.
- Realizar las pruebas de verificación a nivel modelo de prueba de concepto, de manera de asegurar que el mismo cumple con todos los requerimientos para los cuales fue diseñado.
- Integrar el modelo de prueba de concepto con los subsistemas del cabezal optrónico, teniendo en cuenta los aspectos de las interfaces involucradas descritos en el ICD generado en la etapa de requerimientos.
- Realizar las pruebas de concepto y verificaciones a nivel sistema del conjunto integrado como un todo.
- Documentar los resultados obtenidos y generar conclusiones que permitan abordar trabajos futuros sobre la temática en cuestión.

1.6 Alcance

El trabajo se integrará con los sistemas existentes en cuanto a adquisición de datos y gestión de seguimiento automático de objetivos existentes, pero asumiendo que no se realizarán modificaciones estructurales ni en su funcionamiento.

1.6.1 Contexto – Antecedentes

El cabezal optrónico objeto de análisis del presente trabajo de investigación, se encuentra montado en una aeronave de prueba P3 Orión de aviación naval. El mismo constituye el resultado de una campaña de modernización de la aeronave que tuvo inicio en el mes de abril del año 2014 [35].

La aeronave P3 Orión [36] incrementó su capacidad de vigilancia, identificación y reconocimiento de contactos con el sensor optrónico estabilizado del sistema de I+D “SAI-ORION”, fruto del convenio de colaboración entre la Armada Argentina e INVAP SE [37] Ilustración 1-8.



Ilustración 1-8 Sistema instalado en aeronave P3-Orion

1.6.2 Sensor Electro Óptico objeto de mejoras

El sistema bajo análisis denominado cabezal optrónico consta de cuatro sensores electroópticos montados sobre una plataforma giro-estabilizada, a este conjunto se lo

denomina gimbal, una *unidad de procesamiento*, una *unidad de alimentación* y un *panel de operador*. Se detallan a continuación las características principales de los sensores electroópticos que componen el sistema:

- Sensor *electro óptico visible panorámico (EOVP)*: cámara visible panorámica, de 30 fps (fps por sus siglas en Inglés de frames per second) y 30x de zoom óptico, resolución 1920 x 1080 píxeles.
- Sensor *electro óptico visible para enfoque de objetivos (EOVS)*: cámara visible para enfoque de objetivos (*spotter* en inglés), produciendo 30 cuadros/seg (fps), 90x de zoom óptico y resolución 1920 x 1080 píxeles.
- Sensor *electro óptico infrarrojo (EOIR)*: cámara espectro infrarrojo de longitud de onda media MWIR (MWIR por las siglas en inglés de Mid-wavelength infrared) de 30 cuadros/seg (fps), 20x de zoom óptico y resolución 640 x 512 píxeles.
- Sensor *electro óptico telémetro láser (EOTL)*: telémetro láser que permite medir la distancia al objetivo, de 15Km de alcance.

La plataforma giro-estabilizada cuenta con tres ejes: eje de acimut, eje de elevación y eje de rolo. La plataforma contiene a los sensores descritos anteriormente y es la responsable de proveer la estabilización del sistema, compensando las variaciones de velocidad angular que introduce el vehículo donde el mismo es montado. Además, ejecuta los comandos de posición en acimut y elevación que son generados por el usuario a través del panel de operador, como así también los comandos de posición que son generados por el subsistema de seguimiento automático de objetivos cuando el mismo se encuentra activo y se está realizando el seguimiento de un objetivo en una zona de interés.

El conjunto plataforma giro-estabilizada y sensores electroópticos es denominado gimbal y constituye el elemento principal de un sistema de cabezal optrónico Ilustración 1-9.



Ilustración 1-9 Gimbal - cabezal optrónico

La unidad de procesamiento es en esencia una computadora encargada de realizar el procesamiento de imágenes de los sensores electroópticos. Uno de los subsistemas que se distinguen dentro de la unidad de procesamiento, es el subsistema de seguimiento automático de objetivos, cuya funcionalidad principal es comandar la posición de la plataforma giro-estabilizada en función del desplazamiento de un objetivo de interés seleccionado dentro de una ROI de la imagen adquirida por alguno de los sensores electroópticos EOVP, EOVS o EOIR.

La unidad de alimentación es la responsable de conectarse al bus de 28 V CC de la aeronave y suministrar las distintas tensiones que son requeridas por el gimbal y por la unidad

de procesamiento. La unidad de alimentación debe asegurar el cumplimiento de las normas MIL-STD-704 (Aircraft Electric Power Characteristics) y MIL-STD-461 (Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment) requeridas en ambientes de operación aeronáutico.

El panel del operador, está formado por una *palanca de comando* (joystick) que permite comandar la posición de la plataforma giro-estabilizada y por un monitor donde los usuarios del sistema visualizan las imágenes que son adquiridas por los sensores electroópticos.

Los principales subsistemas que componen el sistema pueden clasificarse de acuerdo con su funcionalidad de la siguiente forma:

- Subsistema de giro-estabilización.
- Subsistema de seguimiento automático de objetivos.
- Subsistema de control térmico.
- Subsistema unidad de posicionamiento de objetivos.
- Subsistema de sensores EO.
- Subsistema de sensores de datos complementarios (metadata).
- Subsistema de almacenamiento.
- Subsistema de procesamiento y compresión de imágenes.

La interacción de los sistemas puede observarse en Ilustración 1-10.

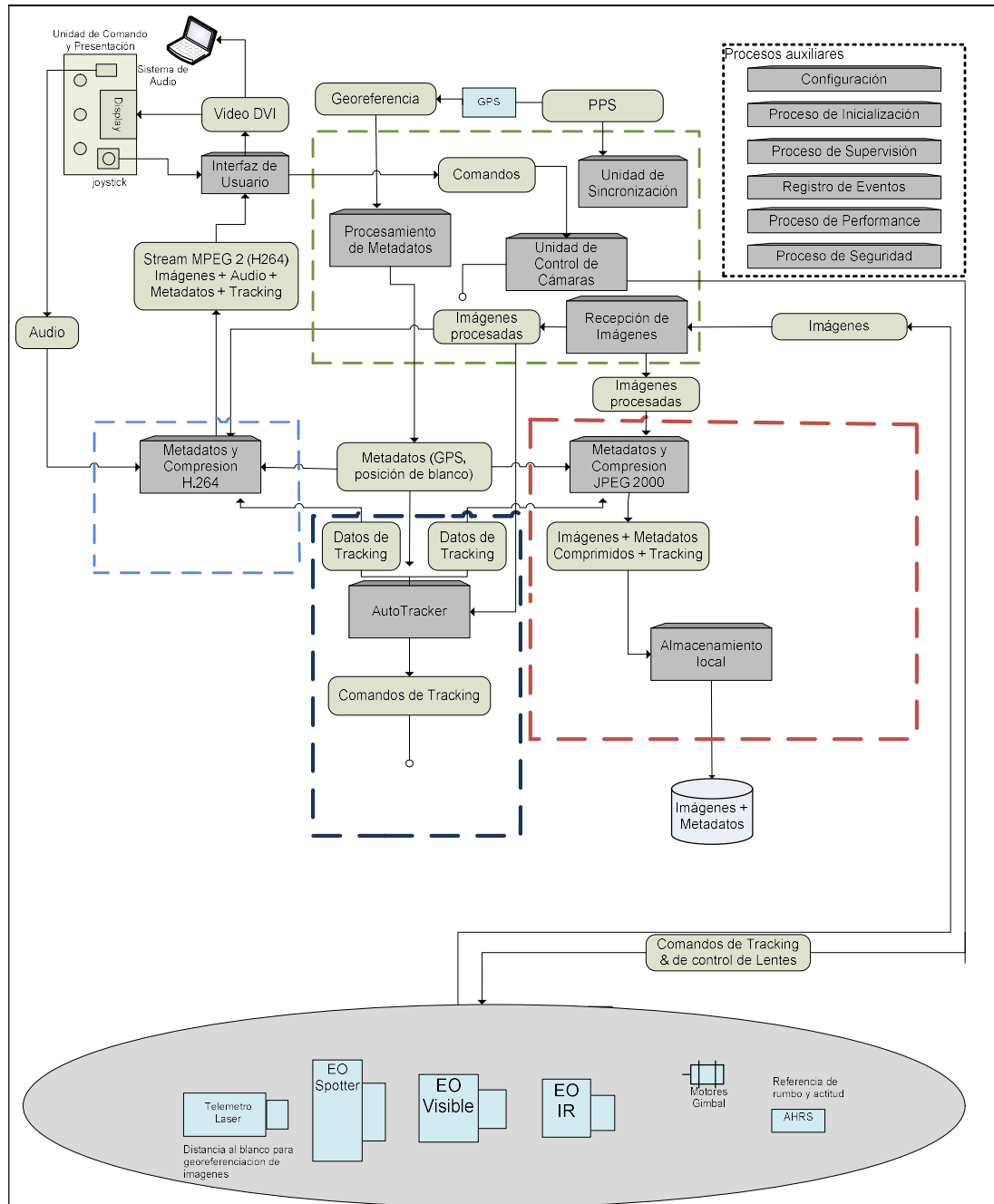


Ilustración 1-10 Arquitectura funcional del sistema

Los subsistemas de giro-estabilización y de seguimiento automático de objetivos deberán vincularse por medio de interfaces específicas con el resto de los mecanismos de control existentes.

CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO

2.1 Descripción del problema

Para operar eficazmente, un sensor optrónico de imágenes desde una plataforma móvil el sistema necesita estar estabilizado y alineado con un objetivo que se requiere detectar, reconocer o identificar [38] [39] [40]. Es por esto que uno de los principales subsistemas necesarios en un sistema optrónico, y objetivo primario de éste trabajo de investigación, es el subsistema de estabilización.

El subsistema de estabilización toma como datos de entrada, la velocidad angular proveniente de los giróscopos de los distintos ejes de la plataforma (acimut, elevación y rolo) giro-estabilizada, que indican *velocidad angular tasa de cambio de ángulo con el tiempo* [41], que experimenta la plataforma en el cual han sido montados medida sobre sus ejes.

Los sistemas optrónicos están formados por *sensores electro-ópticos* (EO) que capturan las imágenes que son visualizadas por el operador del sistema. Los sensores EO adquieren imágenes de forma continua a una tasa promedio de 30 cuadros por segundo. Estos *cuadros* (denominados en inglés *frames*) y representan la captura del sensor EO en un intervalo 1/30 seg [42]. La imagen es adquirida en cada cuadro mediante un proceso de integración [43].

El subsistema de estabilización debe limitar las perturbaciones que distorsionen las imágenes capturadas en el *campo de visión* (FOV por las siglas en inglés de field of view) del sensor óptico durante el tiempo de un cuadro, de manera de garantizar la estabilidad de la plataforma giro-estabilizada durante el tiempo de integración del sensor [44]. Ilustración 2-1.

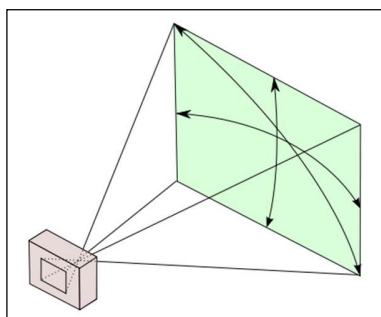


Ilustración 2-1 Concepto de campo de visión de un sensor EO

La perturbación admisible por el sistema optrónico se define en función de la resolución del sensor EO, ésta se expresa en función de la cantidad de píxeles que posee la imagen en sentido horizontal y en sentido vertical y de su FOV, además del tamaño del objetivo y la distancia a la cual se encuentra del móvil. La relación que define la perturbación admisible resulta definida por cual proporción de la imagen adquirida representa el objetivo, lo cual además tiene relación con el nivel de magnificación o *zoom* con el cual el sensor EO está adquiriendo las imágenes.

Las perturbaciones que sufre el sistema de estabilización pueden ser introducidas por desbalances aerodinámicos, rozamientos de los motores o actuadores, vibraciones del vehículo que lo transporta, fuerzas de torsión de cables y algunos torques o pares generados por fuerzas presentes en el sistema. Estos parámetros son tenidos en cuenta en el diseño del subsistema de estabilización y de la plataforma giro-estabilizada en ocasiones denominados *gimbals* [45].

El modelo de planta de la plataforma giro-estabilizada es generado utilizando datos experimentales de respuesta en frecuencia. El diseño de un sistema de control para el

seguimiento de objetivos móviles es relevante en aplicaciones de vigilancia. El sistema trabaja aplicando el principio de control de servos a lazo cerrado [46].

Un sistema de seguimiento de objetivos optrónico completo consiste de un *sensor de imágenes* (para más detalle ver sección 1.6.2 anterior) el cual es montado en una plataforma giro-estabilizada de dos o tres ejes, y un subsistema de seguimiento de objetivos (tracker), que controla la posición de la plataforma tomando como referencia la escena observada por el sensor de imágenes [47].

En el caso de utilizar el sistema optrónico para realizar el seguimiento manual de objetivos, un operador controla la posición de la plataforma (con un joystick por ejemplo) basado en la imagen observada en un monitor de video [48]. En este sentido, el operador deberá dirigir la plataforma, de manera de que el objetivo de interés sea visualizado en el centro de la pantalla del monitor de video.

En el caso de efectuar el seguimiento de objetivos de forma automática el operador es reemplazado por un sistema electrónico que procesa las imágenes adquiridas por el sensor EO en tiempo real para calcular la dinámica del objetivo y direccionar la plataforma, para que de esta manera se produzca el seguimiento [49] [50].

Diferentes tipos de vehículos aéreos utilizan sistemas de estabilización basados en gimbals de dos o tres ejes y sistemas de seguimiento de objetivos (Tracking) para compensar las variaciones de actitud de la aeronave que los transporta [51].

En este sentido el lazo cerrado de estabilización juega un rol determinante en el proceso de búsqueda y seguimiento de objetivos [52].

La performance del proceso seguimiento de objetivos con vehículos aéreos depende en gran medida de la performance del sistema de estabilización que es capaz de aislar la plataforma giro-estabilizada de diversas perturbaciones inducidas por el movimiento de la aeronave (actitud de la aeronave) y por las vibraciones que la misma introduce. El usuario es capaz de comandar el sensor optrónico o carga útil en dos grados de libertad acimut y elevación. El objetivo del algoritmo de control es estabilizar la carga útil contra las perturbaciones, mientras debe seguir las órdenes dadas por el usuario [53].

Ilustración 2-2 presenta un diagrama de bloques de alto nivel de una plataforma de control y seguimiento de objetivos como la sujeta a estudio en éste trabajo [54].

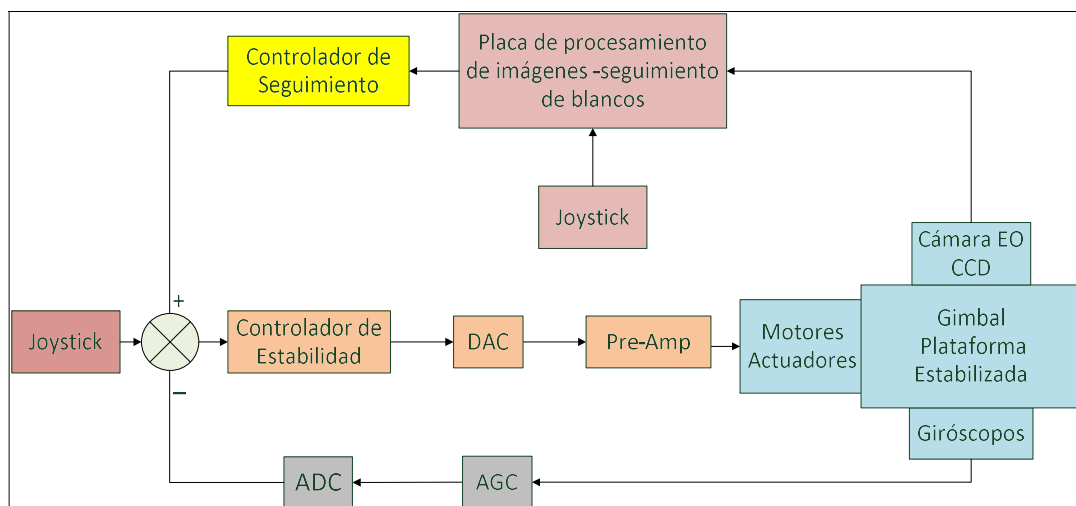


Ilustración 2-2 Diagrama en bloques de alto nivel de una plataforma giro-estabilizada

En resumen: el principal objetivo de un sistema optrónico es: controlar la posición de la plataforma giro-estabilizada que contiene las cámaras, de manera de que el objeto de interés (objetivo) visto por el sensor aparezca en el centro del FOV y se mantenga lo más cerca del centro de la imagen posible mientras el objeto se mueve [55].

2.2 Arquitectura del gimbal

El gimbal del cabezal optrónico, está desarrollado en torno a una arquitectura distribuida basada en nodos interconectados por medio de un bus CAN [56]. Cada nodo implementa una funcionalidad definida. Un nodo maestro es el responsable de ejercer el control del bus CAN y de dirigir comandos a los demás nodos. Cada nodo cuenta con una dirección única en el bus y reporta su estado en forma de telemetría al nodo maestro. El nodo maestro recolecta los valores de telemetría de todos los nodos de la red y es el encargado de garantizar el sincronismo de la misma.

Entre los principales nodos que conforman la arquitectura distribuida se destacan los siguientes:

- Nodo: Maestro del bus
- Nodo: Control térmico de gimbal
- Nodo: Encendido y apagado de sensores electroópticos
- Nodo: Unidad de control principal de gimbal
- Nodo: Unidad de control de eje interno –acimut

- Nodo: Unidad de control de eje interno –elevación
- Nodo: Unidad de control de eje interno – rolido

En Ilustración 2-3 se presenta la arquitectura distribuida del gimbal del cabezal optrónico.

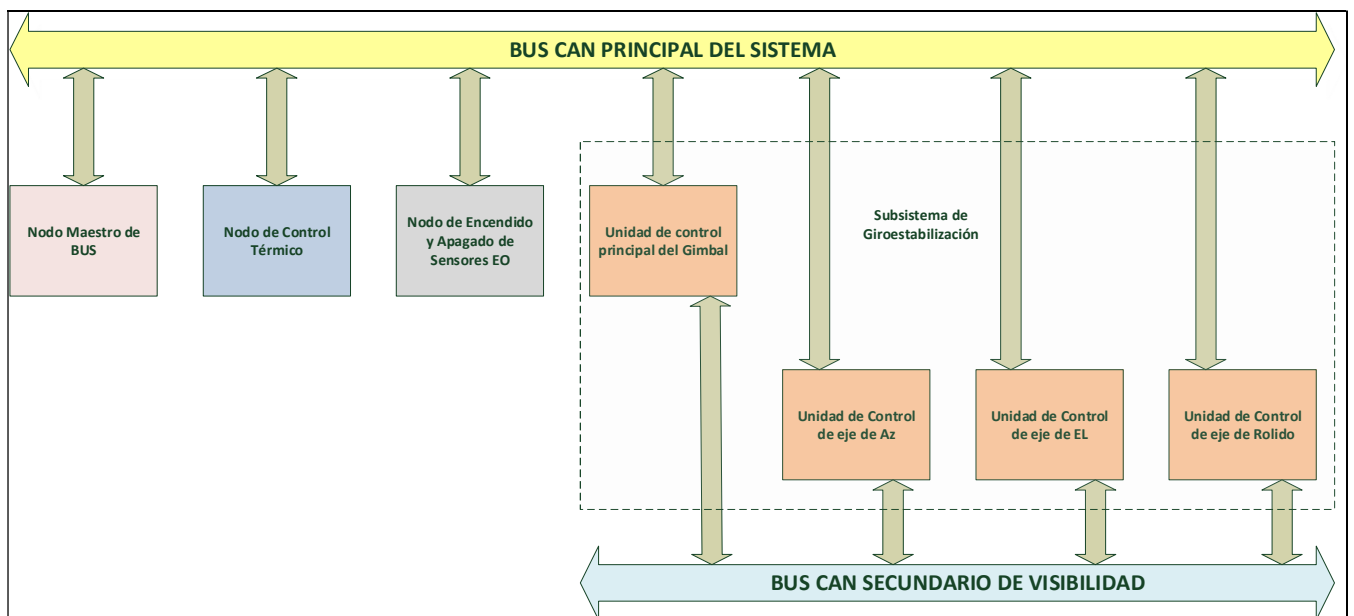


Ilustración 2-3 Arquitectura de bus CAN distribuida del cabezal optrónico

2.2.1 Subsistema de giro-estabilización

El subsistema de giro-estabilización está formado el nodo de control principal y por los nodos de control de ejes internos. El nodo de control principal supervisa y controla a los nodos de control de ejes internos, de la misma manera que recibe comandos del nodo maestro de gimbal.

Cada uno de los nodos de control de ejes internos está conectado a un *giróscopo de fibra óptica* FOG (FOG por las siglas en inglés de *fiber optic gyroscope*) [57] que utiliza para conocer la velocidad angular del eje que requiere estabilizar y a un actuador denominado a partir del inglés como voice coil motor o VCM [58] que utiliza para compensar las variaciones de velocidad angular que son introducidas por la aeronave. Cada eje giro-estabilizado es independiente de los demás.

Cuando la aeronave que transporta el cabezal optrónico, debido a un cambio de actitud introduce una variación de velocidad angular en alguno de los ejes de acimut, elevación o rolido del gimbal, las unidades de control de ejes internos detectan tales variaciones mediante los giróscopos de fibra óptica y actúan en consecuencia enviando una señal de pulsos modulados en ancho (PWM por las siglas en inglés de Pulse Wide Modulation) a los actuadores VCM para compensar dicha variación de velocidad angular y como consecuencia, estabilizar mediante giróscopos los ejes de la plataforma.

En ilustración 2-4 se presenta un esquema conceptual de una plataforma giro-estabilizada en donde puede apreciarse la orientación de los ejes de libertad y el montaje de los sensores EO.

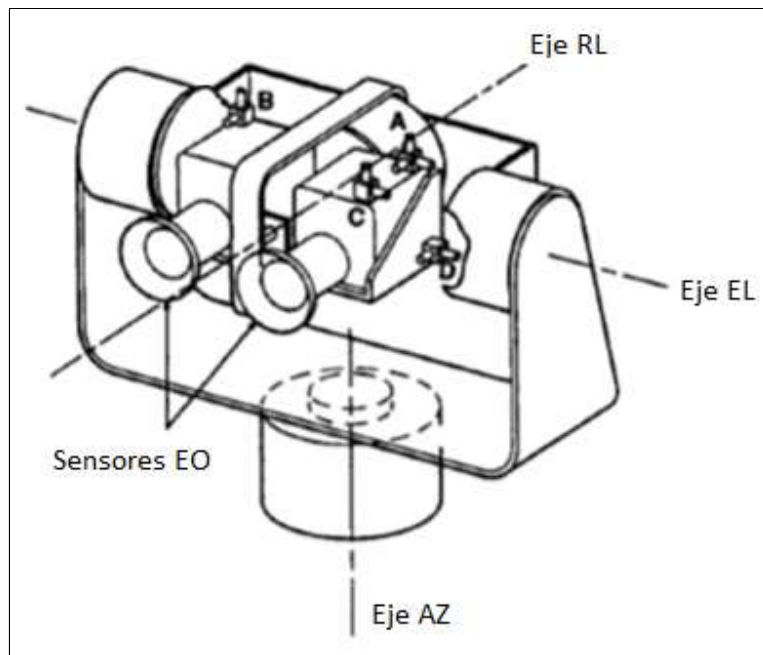


Ilustración 2-4 Plataforma giro-estabilizada

En Ilustración 2-5 se presenta un esquema del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico. Ilustración 2-6 presenta en mayor detalle el lazo de control que implementa la unidad de control de ejes internos.

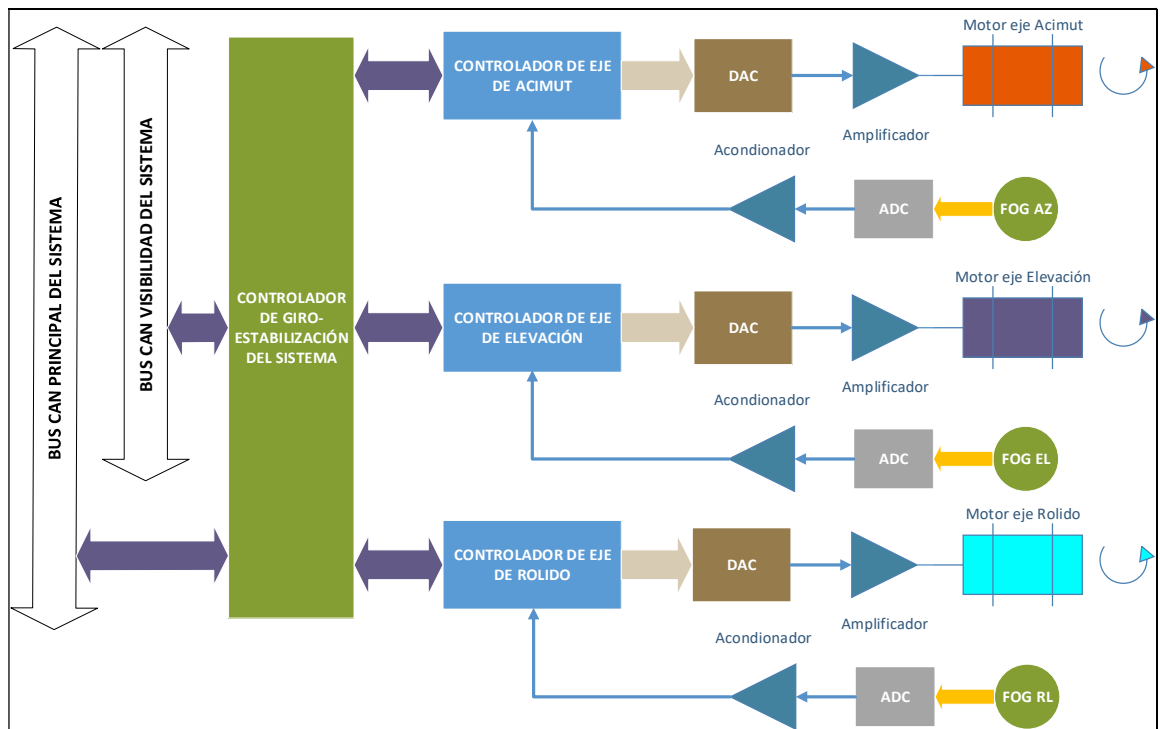


Ilustración 2-5 Subsistema de giro-estabilización

El operador del sistema desde un joystick, genera los comandos de control de la plataforma que son traducidos en valores de velocidades angulares en los ejes de acimut y de elevación de la plataforma giro-estabilizada. Estos valores se encuentran acotados por las características del subsistema de giro-estabilización y adoptan valores en el rango de 0 °/seg (condición de gimbal detenido) a 90 °/seg (condición de máxima velocidad).

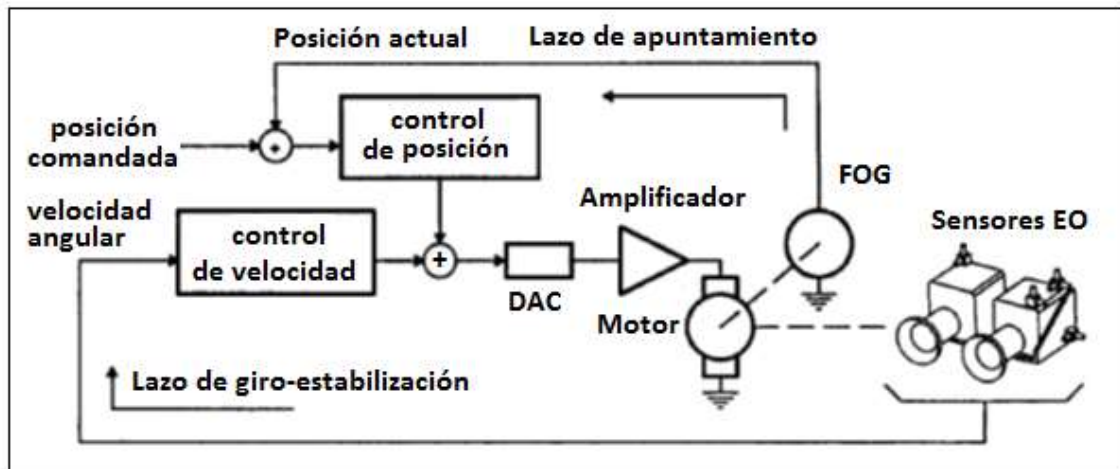


Ilustración 2-6 Lazo de control unidad de control de ejes internos

Los nodos del subsistema de giro-estabilización además de formar parte del bus CAN principal del gimbal, están conectados a un bus CAN secundario denominado “bus de visibilidad”. Este bus permite realizar un diagnóstico del sistema ya que publica los datos crudos provenientes de los giróscopos asociados a los ejes de acimut, elevación y rolo. Disponer de ésta información permite conocer principalmente las variaciones de velocidad angular de la plataforma en cada uno de sus ejes, durante la operación del sistema. Esto representa una ventaja pues es posible determinar cómo afectan las variaciones de actitud de la aeronave al gimbal y la respuesta del lazo de control de cada uno de los ejes del subsistema de giro-estabilización.

Las perturbaciones presentes en las imágenes debido a las vibraciones introducidas por la aeronave, y que no son corregidas por el subsistema de giro-estabilización de la plataforma, son un comportamiento indeseado del sistema que deteriora su funcionamiento. El bus CAN de visibilidad permite conocer el valor en tiempo real de velocidad angular de cada uno de los giróscopos del sistema, y determinar el nivel de ruido vibratorio presente que se traduce en perturbaciones que son percibidas por el usuario como vibraciones (ruido) que deteriora la calidad de las imágenes.

2.2.2 Subsistema de seguimiento automático

El subsistema de seguimiento automático o seguimiento automático (en inglés *auto-tracking*) provee la posición relativa de un objeto u objetivo de interés en un cuadro de video particular, la sucesión de imágenes o cuadros de video, dan lugar a una secuencia de valores de posición relativa del objetivo de interés, lo cual, en términos físicos, describe la cinemática involucrada.

Para determinar la posición de un objetivo de interés, el subsistema de seguimiento automático procesa 30 cuadros/seg de los sensores EO del cabezal oprónico [59]. Como parte de este procesamiento se implementan técnicas de reconocimiento de patrones en las imágenes adquiridas conocidas como *aprendizaje para la detección y seguimiento* (TLD por sus siglas en inglés de tracking learning detection) [60] [61] [62]. Estas técnicas están basadas en algoritmos que realizan un aprendizaje de las características visuales del objetivo que se requiere seguir.

Cada valor de posición relativa del objetivo de interés, representa un valor de salida del subsistema de seguimiento automático. Estos valores son tomados por el subsistema de giro-estabilización para direccionar la plataforma de manera de que el eje óptico de los sensores EO quede alineado con el objetivo a seguir como puede verse en la Ilustración 2-7.

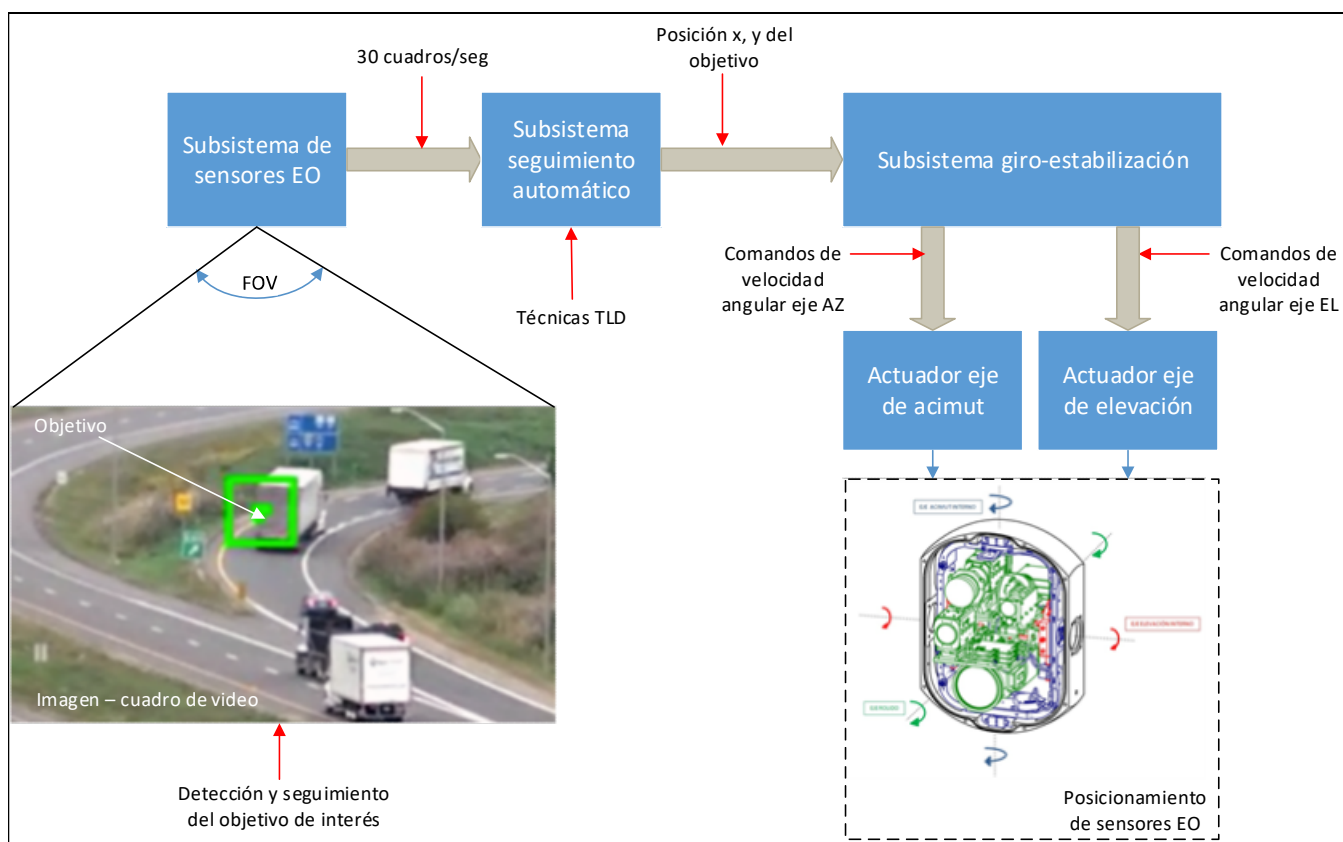


Ilustración 2-7 Seguimiento de objetivos de interés

Se debe, entonces, definir cuál es la velocidad adecuada de movimiento de la plataforma giro-estabilizada para que el objetivo de interés se mantenga apuntado en el centro de la imagen.

El subsistema de seguimiento automático entrega como valores de salida, valores de posición del objetivo de interés en función del desplazamiento en píxeles que componen la imagen adquirida.

El subsistema de giro-estabilización recibe como comandos de entrada, valores de velocidad angular para direccionar la plataforma a la posición deseada por el usuario o a la indicada por el subsistema de seguimiento automático.

Por este motivo, es necesario realizar una conversión de valores de distancias medidos en píxeles a valores de distancias angulares para con estos últimos determinar velocidades angulares que serán suministrados al subsistema de giro-estabilización.

Durante el proceso de seguimiento de objetivos, los parámetros de operación de la cámara tales como la distancia focal, pueden variar debido a comandos generados por el usuario; como por ejemplo distintas posiciones de zoom óptico del lente. Esto implica que el algoritmo de seguimiento automático debe contemplar dichas variaciones actualizando los valores que son modificados con cada nuevo cuadro a procesar.

Conversión de distancia en píxeles a distancia angular

Una cámara óptica está compuesta por un *sensor de luz* o *dispositivo de carga acoplada* CCD (CCD por las siglas en inglés de charge-coupled device) que es un circuito integrado que contiene un número determinado de condensadores enlazados o acoplados, y un lente móvil, los cuales están alineados como se muestra en Ilustración 2-8.

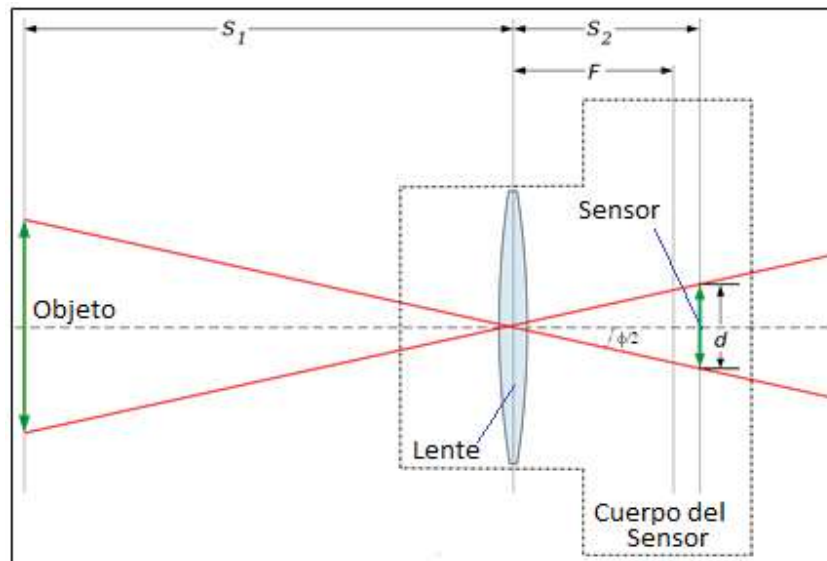


Ilustración 2-8 Distancia focal de un sensor CCD

El sensor tiene distintas dimensiones de ancho y alto, siendo los principales el *alto del sensor* (d), y la *distancia focal* (F), el *ángulo de visión* (ϕ), se define en dos sentidos: vertical y horizontal. El ángulo de visión en sentido vertical se calcula de acuerdo con la Ecuación 2-1.

Ecuación 2-1

$$\phi_y = 2 \tan^{-1} \left(\frac{d}{2F} \right)$$

El ángulo de visión horizontal ϕ_x y vertical ϕ_y del sensor, representa el mayor ángulo que puede haber entre 2 píxeles de la imagen para un valor de zoom específico en los sentidos del eje horizontal (x) y eje vertical (y) respectivamente. Cabe aclarar que la distancia focal (F) varía cuando se produce un desplazamiento del lente al modificar el valor del zoom del sensor EO.

El campo de visión (FOV) de los sensores es un ángulo sólido a través del cual un detector es sensible a radiación electromagnética.

En Ilustración 2-9, puede apreciarse la definición de campo de visión de un sensor electro-óptico y su diferenciación entre campo de visión horizontal y vertical.

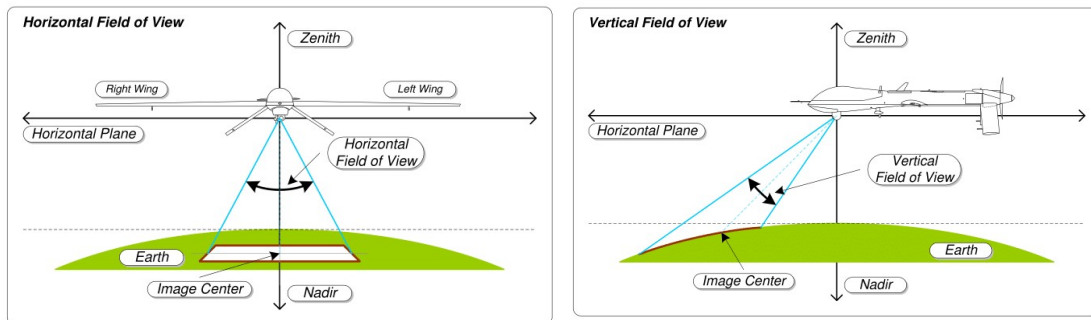


Ilustración 2-9 Descripción FOV horizontal y vertical

El objetivo del subsistema de seguimiento automático es enviar comandos de velocidad angular al subsistema de giro-estabilización, en función del desplazamiento del objetivo de interés, el cual se debe mantener alineado con el centro del sensor, lo que implica utilizar el ángulo ϕ para el desarrollo del algoritmo de seguimiento de objetivos.

Los ángulos entre el centro de la imagen y la posición horizontal y vertical del objetivo, se calculan como indica en Ilustración 2-10 y en Ecuación 2-2:

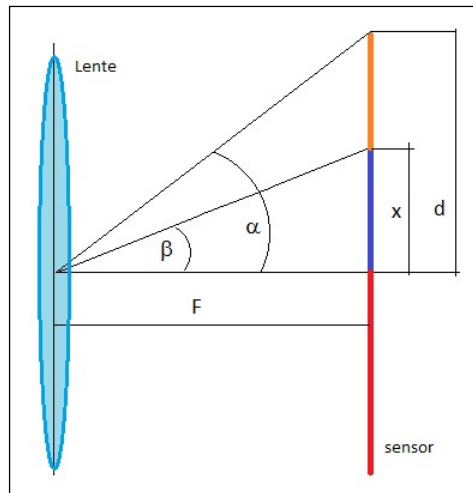


Ilustración 2-10 Ángulo de visión de un sensor CCD

Donde $\alpha = \frac{\phi}{2}$ es la mitad del ángulo de visión, la distancia focal (F) y la dimensión horizontal máxima del sensor (d) son conocidos y x es la distancia, medida en píxeles, del centro del sensor al objetivo de interés obtenido a partir de la imagen adquirida. Entonces para un F fijo se puede demostrar que (Ecuación 2-2):

Ecuación 2-2

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{x}{d} \cdot \tan(\alpha) \right)$$

Se define la *diferencia angular en el eje horizontal* (β) midiendo entre el centro del sensor EO y la posición del objetivo de interés en la imagen adquirida.

Conversión de distancia angular a comandos de velocidad angular

Tomando como referencia el valor de la diferencia angular en el eje horizontal se debe generar un valor de velocidad angular que alimente el subsistema de giro-estabilización para

que este valor de ángulo tienda a cero y el objetivo de interés se posicione en el centro de la imagen.

El algoritmo de seguimiento automático proporciona la posición del objetivo de interés, que se encuentra dentro de la ROI seleccionada por el usuario, cada 33 ms ya que procesa 30 cuadros por segundo provenientes de alguno de los sensores EO del cabezal optrónico.

Luego de un proceso de pruebas de laboratorio, con objetivos de interés cercanos (localizados a menos de 20 metros del sensor EO) cuya dinámica de movimiento implicó velocidades de desplazamiento relativamente bajas, se llegó empíricamente a la conclusión que utilizar el ángulo β obtenido como velocidad angular es una solución satisfactoria para realimentar el subsistema de giro-estabilización consiguiendo así seguimiento de objetivos por parte del cabezal optrónico.

Impacto de vibraciones en el subsistema de seguimiento automático

En el apartado anterior se analizó la dependencia del ángulo β con los valores de x o de distancia medida en píxeles entre el centro del sensor y el objetivo de interés u objeto a seguir.

Ante la presencia de vibraciones, que no han sido filtradas por el subsistema de giro-estabilización, en las imágenes adquiridas por el sistema, es evidente analizando la expresión que define a Ecuación 2-2 que una variación de x implica una variación de β . Por este motivo puede afirmarse que ante la presencia de vibraciones en las imágenes la performance del subsistema de seguimiento automático se ve degradada.

Es foco de análisis del presente trabajo de investigación desarrollar una unidad de medición de vibraciones que sea capaz de realimentar el subsistema de seguimiento automático con la finalidad de mejorar sus prestaciones ante perturbaciones indeseadas introducidas por el vehículo aéreo que transporta el cabezal optrónico.

2.3 Estudio de vibraciones

2.3.1 Principales fuentes de vibración en aeronave P3-Orion

La aeronave P3-Orion cuenta con 4 motores turbohélices *T56-A-14 Allison* [63] con frecuencia de rotación fija. Cada motor tiene incorporada una hélice de cuatro palas de una aleación de aluminio y tiene una velocidad de rotación de 13820 RPM.

La frecuencia de rotación de la hélice de cada motor es de 1020 RPM, lo que se traduce en 17 Hz en términos de frecuencia.

Las componentes de vibraciones presentes en la estructura de la aeronave tienen relación con la expresión definida por Ecuación 2-3.

Ecuación 2-3

$$f_k = k f_0 N$$

Donde el k-ésimo armónico (f_k) es caracterizado por la frecuencia del rotor principal (f_0) y por el número palas de las hélices (N).

Las hélices de la aeronave P3-Orion constan de cuatro palas, lo que da origen a frecuencias de vibración de 17 Hz, 34 Hz, 51 Hz y 68 Hz de acuerdo con Ecuación 2-3.

Existe una relación entre la fase de cada una de las hélices definida en términos de sincronismo entre motores y las vibraciones presentes en la estructura de una aeronave [64]. Cuando todas las hélices de la aeronave están en fase se obtiene una fuerza resultante de propulsión mayor que si existe un desfase adecuado entre cada una de ellas. La fuerza resultante de propulsión da origen a las vibraciones presentes en la aeronave y en el cabezal optrónico, representando la componente espectral de mayor amplitud que debe ser gestionada por el subsistema de giro-estabilización.

Esta componente espectral es mayor que la respuesta en frecuencia del subsistema de control de la plataforma giro-estabilizada e introduce una vibración lineal transversal al cabezal optrónico, que debe ser filtrada por el subsistema de amortiguamiento y anclaje a la aeronave. Cabe aclarar que el subsistema de giro-estabilización compensa variaciones de velocidad angular en cada uno de sus ejes y no de desplazamientos lineales transversales o longitudinales.

Muchas aeronaves que utilizan dos o más motores, tienen sincronizadores de fase de hélice, entre ellas el P3-Orion.

Los sincronizadores de fase son dispositivos electrónicos que envían señales de control de velocidad y/o control de paso de la hélice con la finalidad de mantener el ángulo de fase constante entre una hélice en particular y una hélice denominada maestro. El motor maestro

es el primero en ser arrancado en este tipo de aeronaves y es el que determina la fase inicial a la cual las demás hélices deben sincronizarse.

En Ilustración 2-11 se muestran dos escenarios donde puede apreciarse como la componente de resultante de vibración de la aeronave depende de la fase entre las hélices de cada uno de los cuatro motores del P3-Orion.

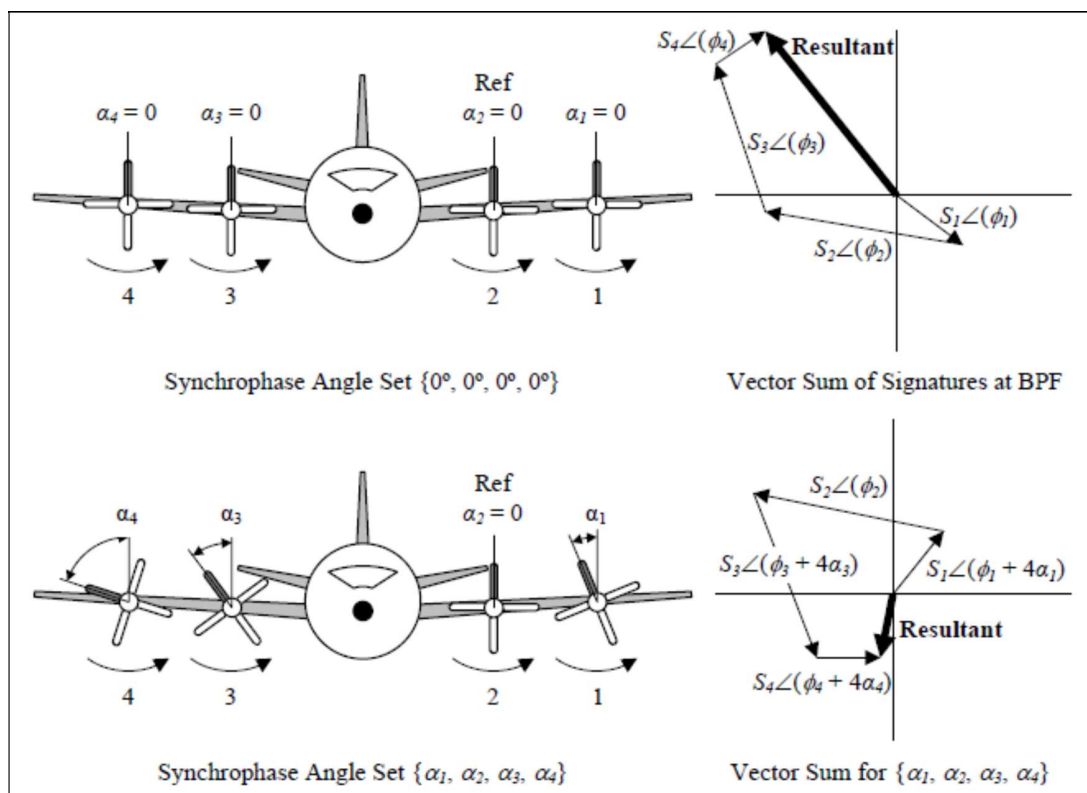


Ilustración 2-11 Resultante de propulsión vs sincronismo entre motores

El subsistema de amortiguamiento y de anclaje a la aeronave tiene características de filtro pasa altos [65], razón por la cual las componentes espectrales de vibración que se encuentran por debajo del valor de frecuencia de corte de dicho filtro, no pueden ser atenuadas y se transmiten de forma directa a la plataforma giro-estabilizada y en última instancia a las imágenes adquiridas por los sensores EO.

2.3.2 Estudio de vibraciones inducidas aerodinámicamente

En un estudio realizado por Norwegian Defence Research Establishment (FFI) [66] se desarrolla un análisis que caracteriza las vibraciones sobre la estructura de la aeronave P3-Orion. El estudio se origina en la detección, luego de la instalación de un *radomo* (contracción de “*domo de radar*”, *radome* o contracción de radar dome en inglés) en la zona media del fuselaje del avión de vibraciones en vuelo que antes no estaban presentes. Las vibraciones son percibidas por la tripulación a medida que la velocidad aumenta. Se confirma como parte del estudio que las vibraciones son causadas por fuerzas aerodinámicas generadas por el domo del radar que se requiere instalar, y que se hacen presentes en la zona de popa de la aeronave. Las vibraciones representan un riesgo que pueden llevar a la formación de grietas y la consecuente fatiga del material de las estructuras de refuerzo del avión.

Para ejecutar los vuelos de prueba de éste estudio, se montan 15 acelerómetros distribuidos en 9 puntos estratégicos a lo largo de la estructura del avión. Los vuelos de prueba se realizan en diferentes condiciones. En condición de “aeronave limpia” sin el radomo y posteriormente con el domo cobertor montado, los ensayos tienen por objetivo establecer las diferencias entre ambas condiciones.

Ilustración 2-12 muestra las ubicaciones seleccionadas para realizar las mediciones de aceleraciones en la estructura de la aeronave P3-Orion.

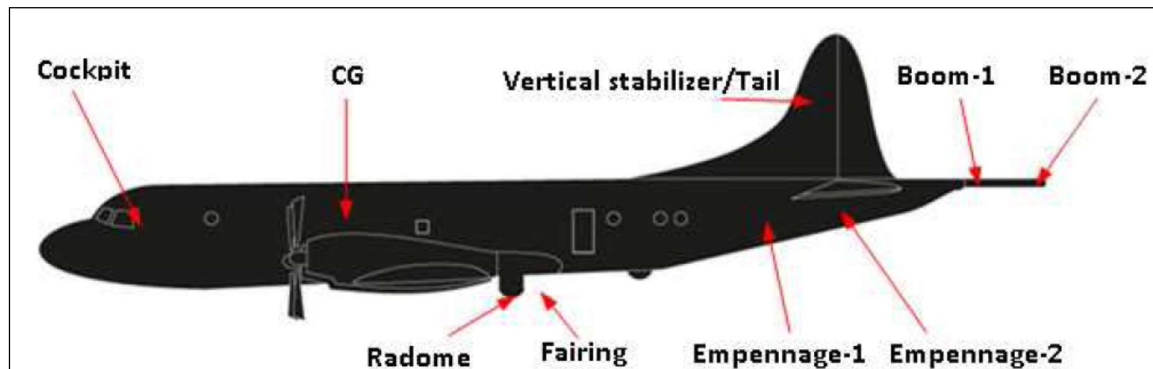


Ilustración 2-12 Ubicación de acelerómetros en aeronave P3-Orion

El ancho de banda de los acelerómetros montados para el ensayo, es de 250 Hz y la frecuencia de muestreo 5000 Hz. El rango de frecuencia relevante para los estudios de fatiga de materiales en aeronaves, está comprendido entre 0 y 15 Hz.

La Ilustración 2-13 describe los espectros de vibraciones adquiridos en la zona de la cabina de la aeronave, para las distintas condiciones de ensayos (a-Sin radomo protector, b-Con radomo protector). Se observan distintas curvas para las distintas velocidades a las cuales es ejecutado el ensayo.

Este estudio es utilizado en éste trabajo de investigación como la referencia para el análisis de vibraciones de una aeronave P3-Orion en la zona de la cabina, donde se encuentra montado el cabezal optrónico de interés en ésta investigación.

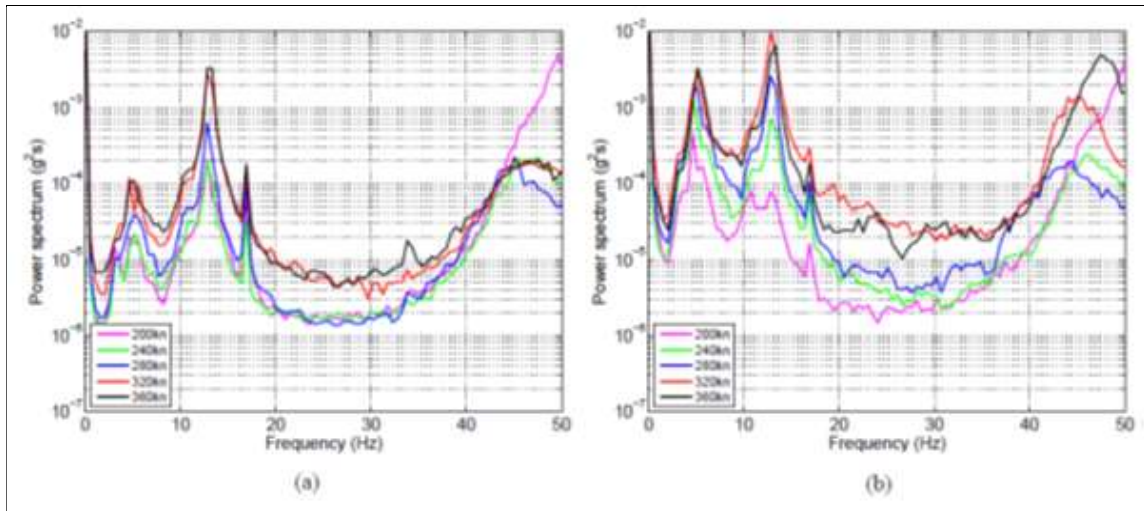


Ilustración 2-13 Aceleraciones en la cabina de la aeronave

Pueden notarse que los componentes en el espectro correspondientes a vibraciones en frecuencias de 17 Hz y 34 Hz para las diferentes condiciones de ensayo. Estas componentes de vibraciones son causadas por la hélice de cada motor.

Los datos de aceleración permiten obtener valores de desplazamiento local en función del tiempo.

Ilustración 2-14 muestra el desplazamiento transversal en cada uno de los puntos a lo largo de la estructura de la aeronave en función del tiempo. Se ha adoptado el valor efectivo de desplazamiento RMS medido en milímetros de todos los ensayos realizados incluyendo en el cómputo las distintas velocidades de vuelo para cada caso.

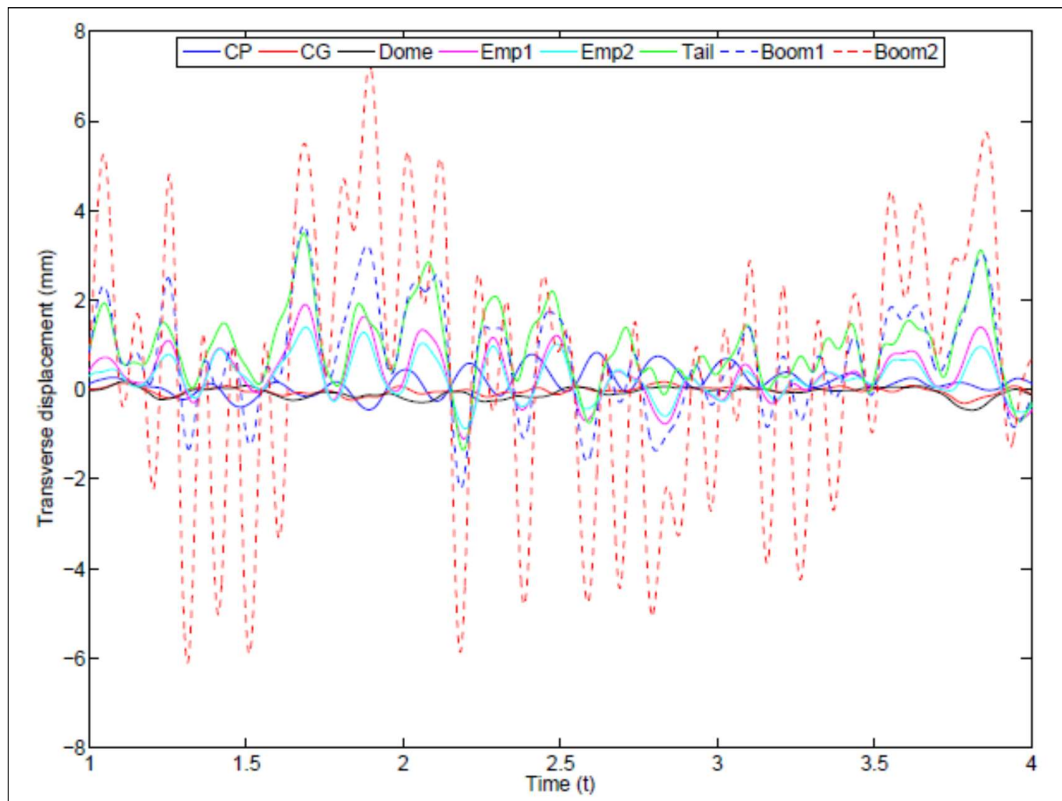


Ilustración 2-14 Desplazamientos de la estructura debido a vibraciones

2.4 Ensayos del sistema

A lo largo del proceso de desarrollo del sistema cabezal oprónico, se realizaron distintas campañas de medición de vibraciones con diferentes objetivos específicos. De particular interés para éste trabajo resultan tres instancias de medición a destacar:

- Ensayos en vuelo con una maqueta del gimbal, medición con acelerómetros.
- Ensayos en vuelo del sistema, medición con giróscopos del gimbal.
- Ensayos en vuelo del sistema, medición con acelerómetros sobre atenuadores de vibración.

2.4.1 Medición con acelerómetros

En el mes de agosto del año 2013, se realizaron ensayos en vuelo sobre una maqueta del cabezal optrónico montado en el domo frontal de una de las aeronaves Lockheed Martin P3-Orion. La finalidad de estos ensayos fue determinar las componentes de vibración que están presentes en la estructura de la plataforma giro-estabilizada del cabezal optrónico.

Durante los ensayos en vuelo, se adquirieron datos de los acelerómetros instalados en la maqueta de acuerdo con las siguientes condiciones:

- Vuelo crucero a 2400 m de altura y velocidad 425 Km/h.
- Vuelo de viraje 45° a velocidad de 425 Km/h.
- Vuelo crucero a 2400 m de altura y velocidad 620 Km/h.
- Vuelo de viraje de 30° a velocidad de 620 Km/h.

Para efectuar las mediciones, se instalaron dos acelerómetros del tipo Wilcoxon Research 991-D1 sobre el eje transversal “Y” y el vertical “Z” de la aeronave, montados cerca del *centro de gravedad* (CG) de la maqueta del gimbal del sistema. En Ilustración 2-15 e Ilustración 2-16 se presenta el detalle de los ejes de medición de la maqueta con respecto a la aeronave y la instalación de los acelerómetros en la misma.



Ilustración 2-15 Dirección de los ejes de lectura de los acelerómetros “Y”, “Z”

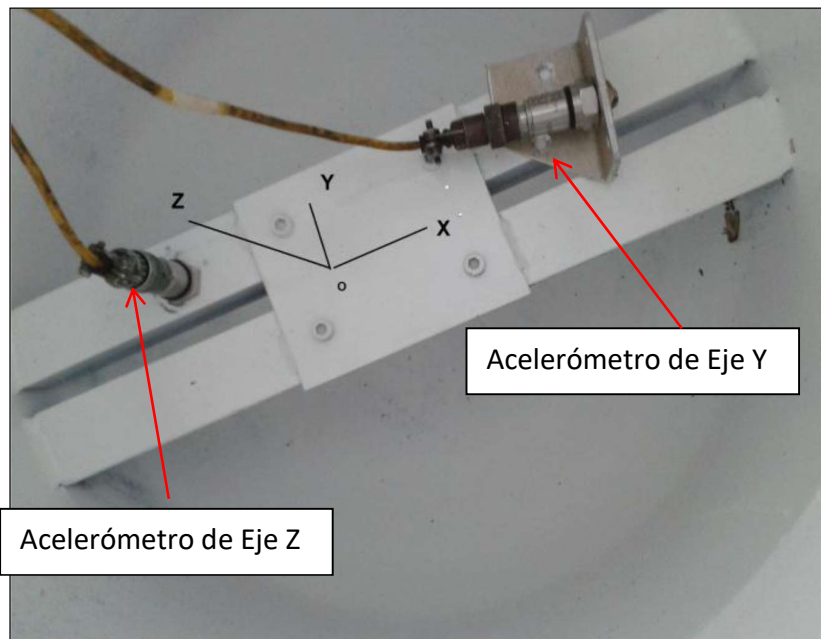


Ilustración 2-16 Detalle de emplazamiento de los acelerómetros dentro de la maqueta del sistema

Los datos recibidos se representan en *aceleración máxima* (g) y *frecuencia* (Hz) y se corresponden a dos canales denominados Canal A (Channel A) y Canal B (Channel B), que indican los valores de aceleraciones en los ejes “Y” y “Z” respectivamente.

Vuelo recto y nivelado a 2400m y velocidad 620 Km/h (300Kt)

En Ilustración 2-17 se muestra el espectro de las aceleraciones pico en función de la frecuencia para ésta configuración de ensayo.

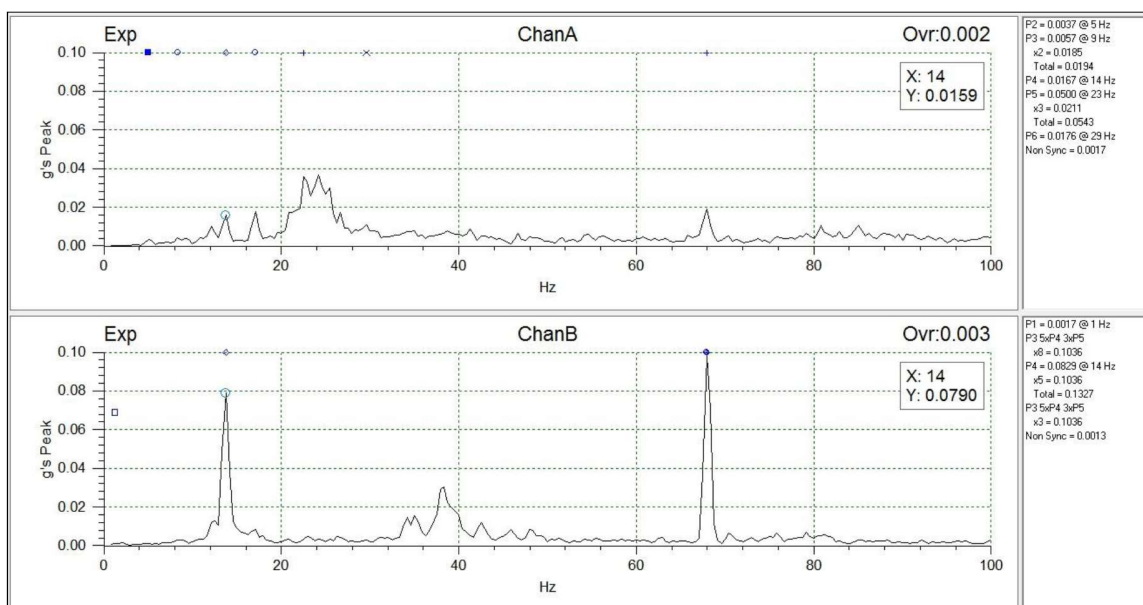


Ilustración 2-17 Datos de vibraciones en ejes “Y”, “Z” (Channel A y Channel B)

Vuelo recto y nivelado a 2400m y velocidad 425 Km/h (200Kt)

La Ilustración 2-18 se muestra el espectro de las aceleraciones pico función de la frecuencia para ésta configuración de ensayo.

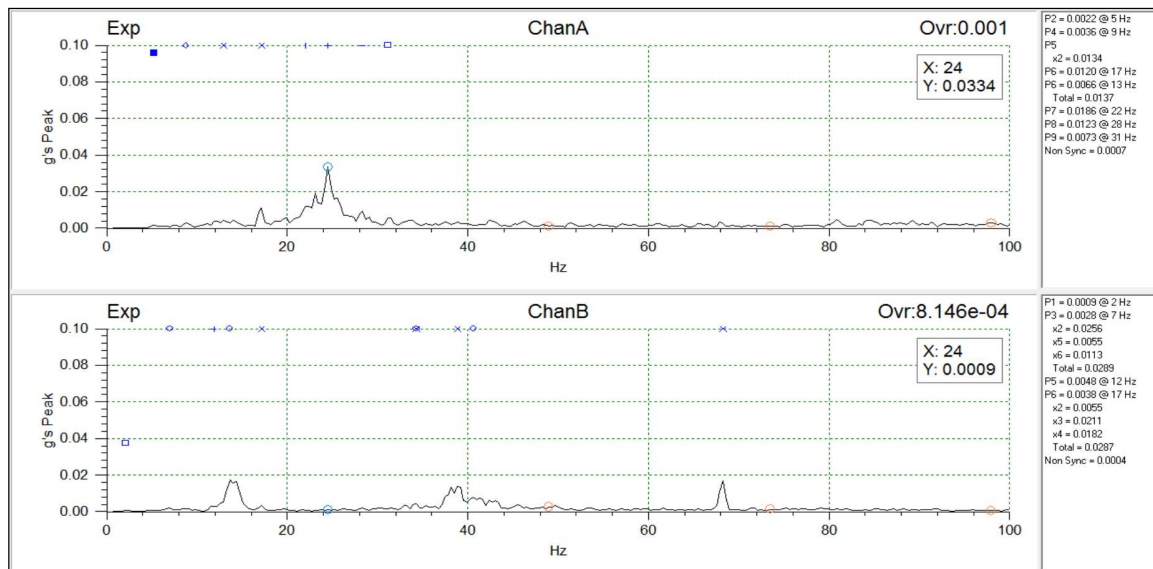


Ilustración 2-18 Datos de vibraciones en ejes "Y", "Z" (Channel A y Channel B)

Viraje 30° y velocidad 620 Km/h (300kt)

En Ilustración 2-19 se muestra el espectro de las aceleraciones pico función de la frecuencia para ésta configuración de ensayo.

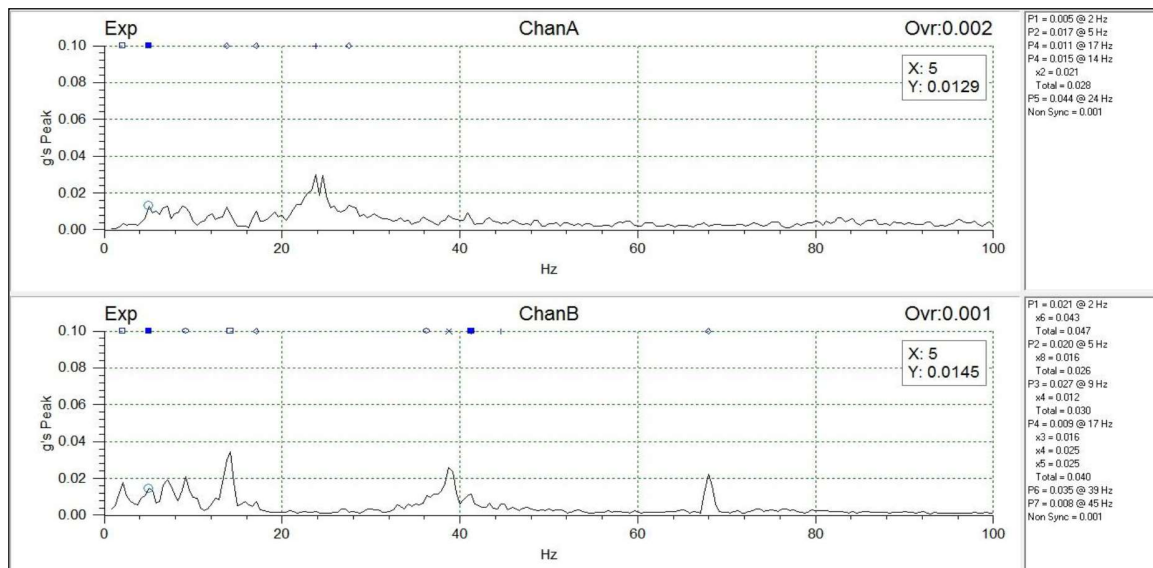


Ilustración 2-19 Datos de vibraciones en ejes "Y", "Z" (Channel A y Channel B)

Viraje 45° y velocidad 425 Km/h (200Kt)

En Ilustración 2-20 se muestra el espectro de las aceleraciones pico función de la frecuencia para ésta configuración de ensayo.

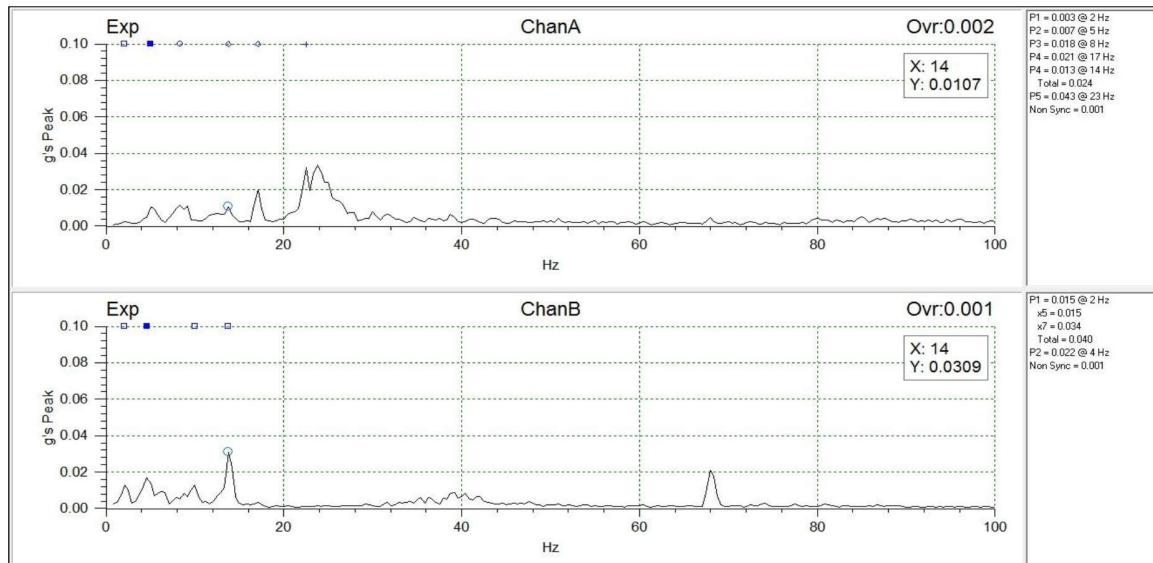


Ilustración 2-20 Datos de vibraciones en ejes “Y”, ”Z” (Channel A y Channel B)

De las mediciones presentadas anteriormente puede destacarse la presencia de en el espectro de componentes de vibración principales en 17 Hz y 68 Hz así como secundarias en 34 Hz y 51 Hz. Para todas las condiciones de ensayo, las amplitudes de las componentes de vibración aumentan conforme se incrementa la velocidad de desplazamiento de la aeronave.

2.4.2 Medición en bus CAN de visibilidad

En el mes de mayo del año 2015 se realizó una campaña de medición de vibraciones del cabezal optrónico instalado en la aeronave P3-Orion de la Armada Argentina.

Para llevar adelante los ensayos se registraron los valores de los giróscopos de fibra óptica de la plataforma giro-estabilizada mediante el bus CAN de visibilidad en condiciones normales de operación del sistema.

Se realizaron vuelos durante los cuales se registraron valores de velocidades angulares presentes en cada uno de los ejes del gimbal en cinco diferentes instantes de medición y para cinco diferentes situaciones de contexto de la plataforma giro-estabilizada.

Tabla 2-1 muestra las mediciones que corresponden a condiciones de vuelo de 20000 pies de altitud con -2°C de temperatura exterior a la aeronave, el día 15 de mayo del 2015 (Mediciones 1, 2, 3 y 4) y 20000 pies de altitud con -20°C de temperatura exterior a la aeronave, el día 16 de mayo del 2015 (Medición 5).

ID	Hora	Orientación del cabezal
1.	14:14:33	Az: 1° El: -9°
2.	14:16:44	Az: 1° El: -9°
3.	14:19:08	Az: 85° El: 0°
4.	14:21:08	Az: 262° El: 0°
5.	11:25:11	Az: 170° (Tem -20°C) El: -5°

Tabla 2-1 Identificación de los datos de vuelo

Como resultado de cada una de las mediciones se obtiene una serie numérica de datos en “crudo” desde los giróscopos que representan los valores de velocidades angulares registrados en cada uno de los ejes de la plataforma giro-estabilizada durante la ejecución de los ensayos.

A partir de la velocidad angular puede conocerse la *posición angular* la cual define en esencia la estabilidad de la plataforma giro-estabilizada y la presencia o ausencia de vibraciones. El análisis de los datos crudos se realizó utilizando herramientas de simulación matemática y constituye la base para caracterizar el subsistema de giro-estabilización y sus funciones de control en cada uno de los ejes de la misma.

Los valores de posición angular son expresados en unidades de arco (grados) y varían a lo largo del tiempo dando origen a la velocidad angular. Para los sistemas giro-estabilizados como los analizados en este texto dichos valores de posición angular deberían ser cero en condiciones óptimas de estabilización, es por esto que en desarrollos de esta naturaleza los valores de posición se miden generalmente en unidades de micro radianes.

En ilustración 2-21, Ilustración 2-22 e Ilustración 2-23 se muestra el resultado del análisis de vibraciones para la instancia de medición 1 (ver Tabla 2-1 Identificación de los datos de vuelo), para cada uno de los ejes de actitud de la plataforma (acimut, elevación y roldo).

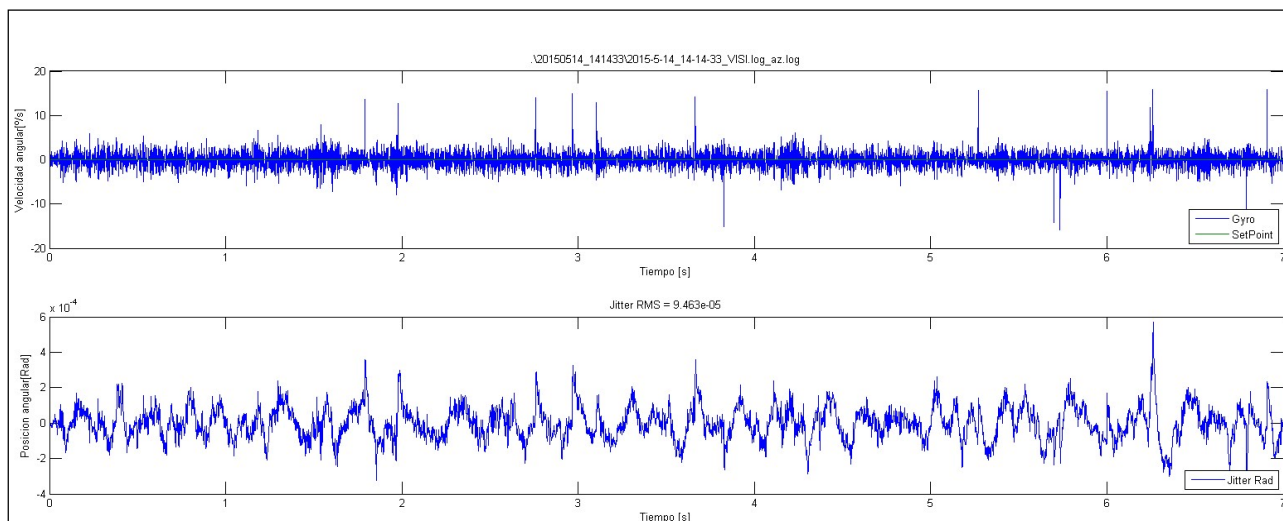


Ilustración 2-21 Velocidad y posición angular medición N° 1 para el eje de acimut

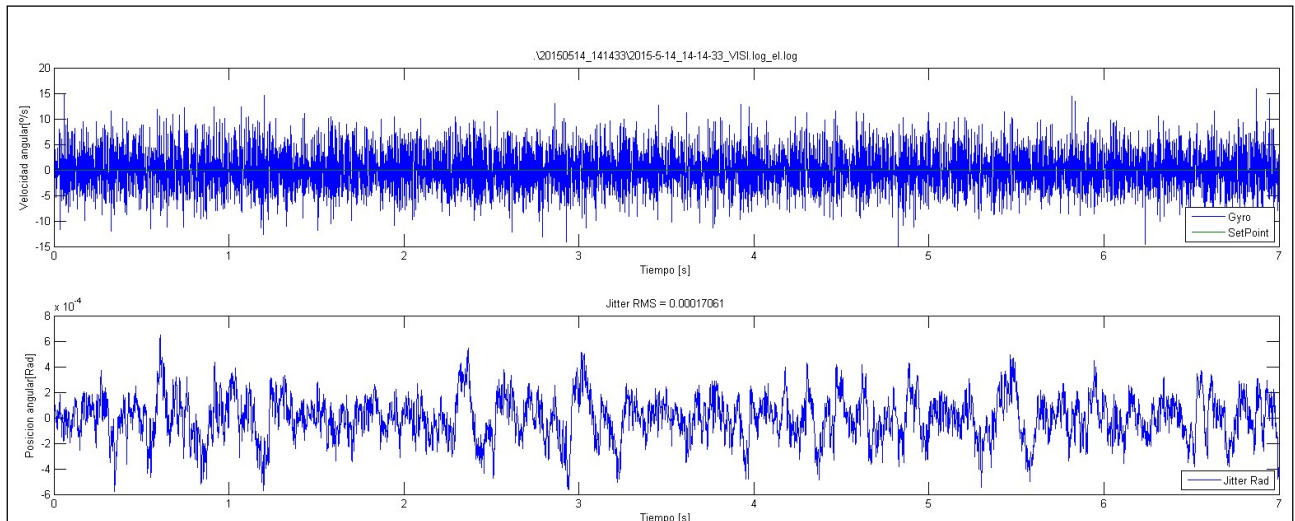


Ilustración 2-22 Velocidad y posición angular medición N° 1 para el eje de elevación

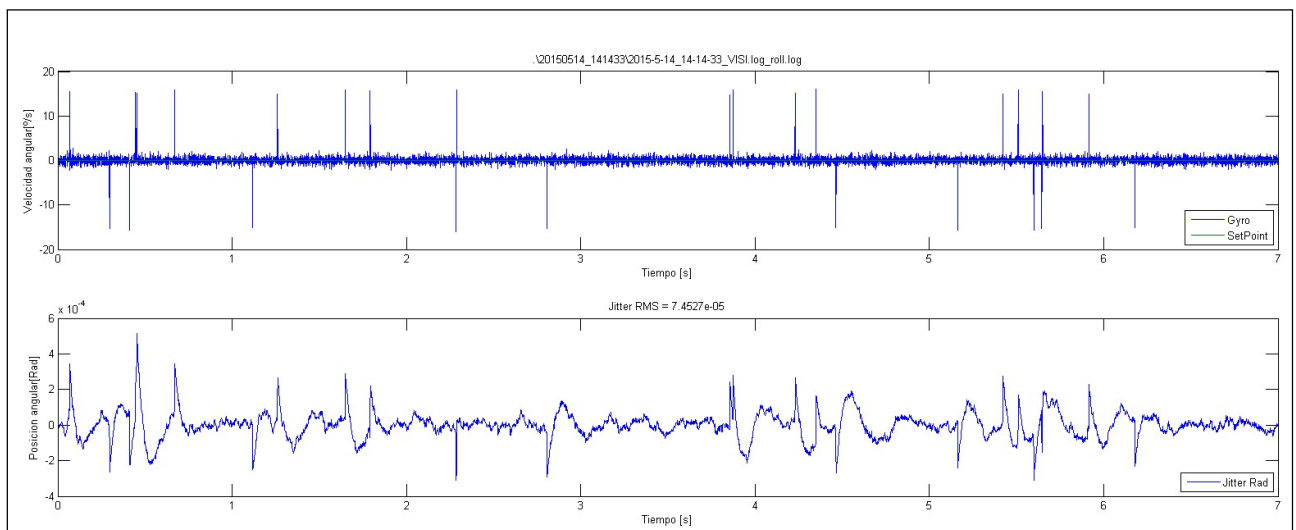


Ilustración 2-23 Velocidad y posición angular la medición N° 1 para el eje de rolido

A partir de las gráficas construidas desde las muestras obtenidas por el bus CAN de visibilidad de la plataforma giro-estabilizada, puede obtenerse el valor efectivo (RMS) de vibración o *jitter* presente en cada eje para cada una de las condiciones de ensayo descritas en Tabla 2-1.

En Tabla 2-2 se resumen los valores medidos en cada uno de los ejes, para las diferentes condiciones de medición.

De los resultados puede concluirse en que, para las diferentes condiciones de vuelo, el eje de elevación es el más perjudicado por las vibraciones introducidas por la aeronave. Esto se debe en esencia a que la resultante de vibración generada por la aeronave P3-Orion, como consecuencia de la rotación de sus hélices tiene su componente principal en el eje transversal de la misma (ver sección 2.4.1).

Medición	Valor efectivo de vibración [μ Rad]		
	Acimut	Elevación	Rolido
1	94.6	170.6	74.5
2	162.8	219.3	80.5
3	133.0	177.4	92.5
4	121.7	137.1	80.1
5	99.0	118.1	80.8

Tabla 2-2 Valores efectivos de vibración medida en ensayos

2.4.3 Mediciones con acelerómetros sobre atenuadores de vibración

Durante la campaña de medición del sistema realizada en mayo del 2015 se realizaron ensayos cuya finalidad fue determinar la respuesta ante vibraciones del subsistema de amortiguamiento que vincula el gimbal del cabezal optrónico con la estructura de la aeronave P3-Orion de la Armada Argentina.

Se colocaron dos acelerómetros Wilcoxon Research 991-D1 en el eje Z de la aeronave. Uno de ellos fue colocado sobre la estructura de la aeronave mediante la cual se vincula el

gimbal a la misma. El segundo acelerómetro fue montado en la estructura del gimbal (Ilustración 2-24). Cabe destacar que las diferencias en los espectros de frecuencias de vibración relevados durante los ensayos deberían corresponderse con la respuesta en frecuencia del subsistema de amortiguamiento y anclaje.

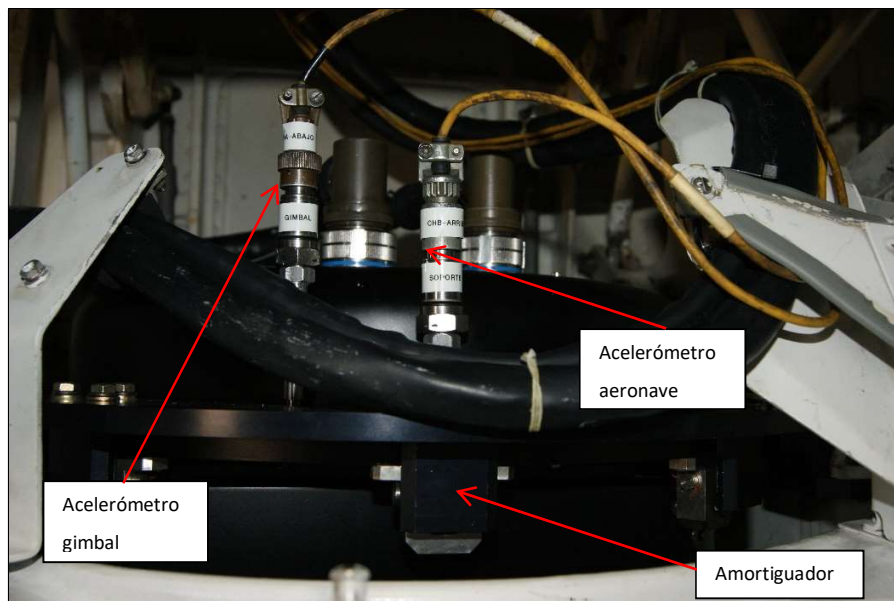


Ilustración 2-24 Montaje de acelerómetros para ensayo de amortiguador

Luego de instalar los dispositivos de medición se realizó un vuelo sobre la península de Valdés con la finalidad de registrar las aceleraciones en la estructura del gimbal y en la estructura de la aeronave con el objetivo de caracterizar el comportamiento de los atenuadores de vibración.

En Ilustración 2-25 se presentan los resultados de la medición de aceleraciones en cada uno de los puntos de interés. Los valores están expresados como la frecuencia (Hz) y velocidad

de desplazamiento (medida en pulgadas por segundo o ips por las siglas en inglés inch per second) para el eje de amplitud.

El canal A corresponde a las aceleraciones medidas en la estructura del gimbal y el canal B a las medidas en la estructura de la aeronave.

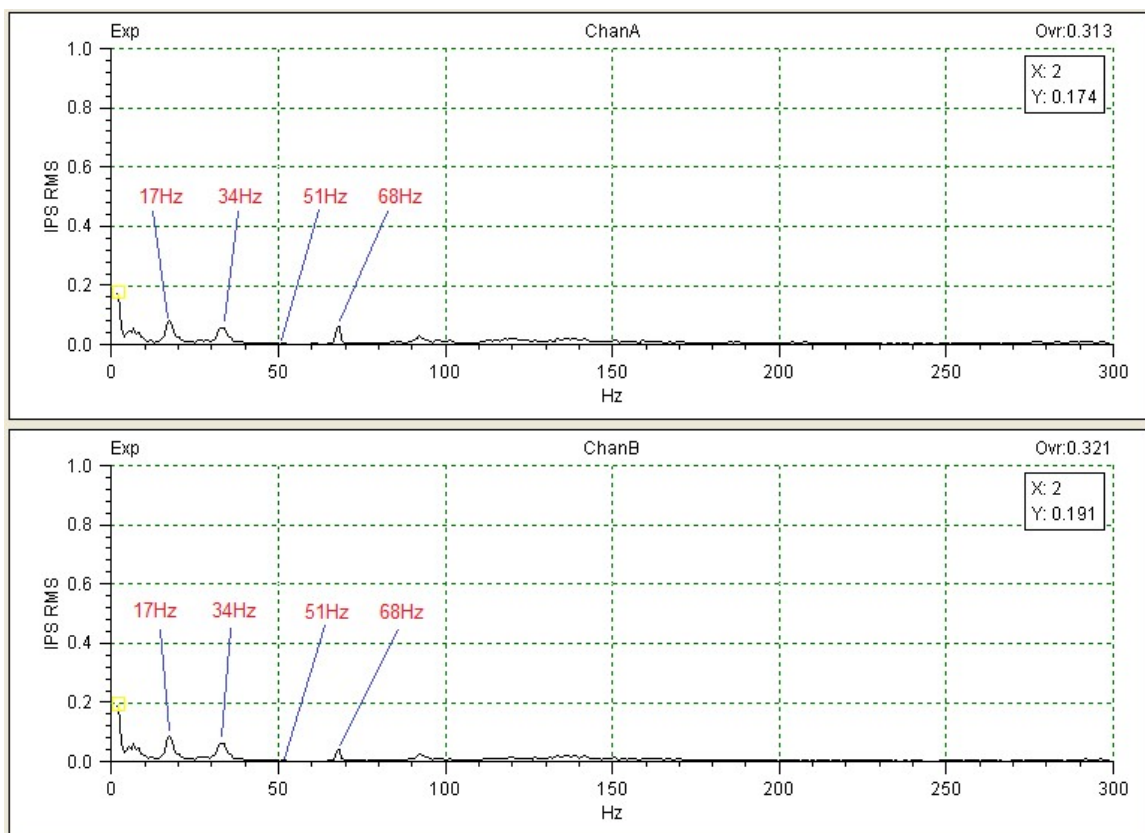


Ilustración 2-25 Medición en vuelo con acelerómetros Chan A: estructura del gimbal, Chan B: estructura de la aeronave

Puede apreciarse en Ilustración 2-25 la presencia de las componentes espectrales generadas principalmente por la frecuencia de rotación del motor y los múltiplos correspondientes a la cantidad de palas de la hélice de la aeronave P3-Orion. En el estudio

analizado en la sección 2.3.2 se destacó el espectro de vibraciones obtenido en la cabina de la aeronave y la presencia de las componentes de 17 Hz, 34 Hz, 51 Hz y 68 Hz como consecuencia de la frecuencia de rotación de los motores multiplicados por la cantidad de palas de la hélice.

Los espectros de vibraciones obtenidos en ambos canales arrojaron valores y densidades espectrales muy semejantes. Puede apreciarse en ambos, la presencia de las mismas componentes de vibración (frecuencia) con amplitudes similares. Este razonamiento deja a la luz la problemática que subyace en el sistema debido a la inadecuada respuesta en frecuencia de los atenuadores de vibración, la cual fue analizada en la sección 2.4.3.

En Ilustración 2-25 se puede apreciar que para un valor de vibración de 2 Hz, se obtuvo una amplitud de 0.174 ips para la estructura del gimbal y de 0.191 IPS para la estructura de la aeronave lo cual determina una mala respuesta como filtro pasabajos de los atenuadores de vibración seleccionados. Para la componente espectral de 68 Hz es más notoria la atenuación comparando ambos canales, lo cual determina que los atenuadores tienen un mejor comportamiento como filtro pasa altas.

La componente principal de 17 Hz y el armónico en 34 Hz no sufren atenuación alguna. Los sensores EO del cabezal optrónico adquieren imágenes a una tasa de 30 cuadros por segundo. Por este motivo la componente espectral de 17 Hz se encuentra presente en las imágenes que son visualizadas por el operador del sistema.

CAPÍTULO 3. DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN

3.1 Requerimientos del sistema

Se discriminan los requerimientos que deberá satisfacer el sistema objeto de éste trabajo en función del marco de descripción del problema discutido en capítulos precedentes.

3.1.1 Medición de vibraciones - contexto

En esta sección se realiza un relevamiento de los requerimientos del sistema responsable de la *medición de vibraciones* (UMV por Unidad de medición de vibraciones), para así formular una ingeniería de requerimientos que permita abordar un diseño de la solución.

Este relevamiento incluye el detalle de las interfaces (ICD) de los distintos módulos que componen la plataforma giro-estabilizada.

La UMV deberá conectarse al bus CAN secundario del sistema, de manera de adquirir los valores de velocidades angulares de cada uno de los ejes de la plataforma giro-estabilizada.

A partir de los datos de velocidad de cada uno de los ejes de la plataforma, la UMV deberá calcular la *transformada rápida de Fourier* a razón de 1000 muestras por segundo correspondientes a los datos de los giróscopos de acimut, elevación y rolido respectivamente.

Una vez procesados, los datos, los valores espectrales de vibración deberán ser enviados por bus CAN secundario del sistema, hacia el subsistema de seguimiento automático para que éste último realimente sus algoritmos produciendo un incremento de su performance.

Ilustración 3-1.

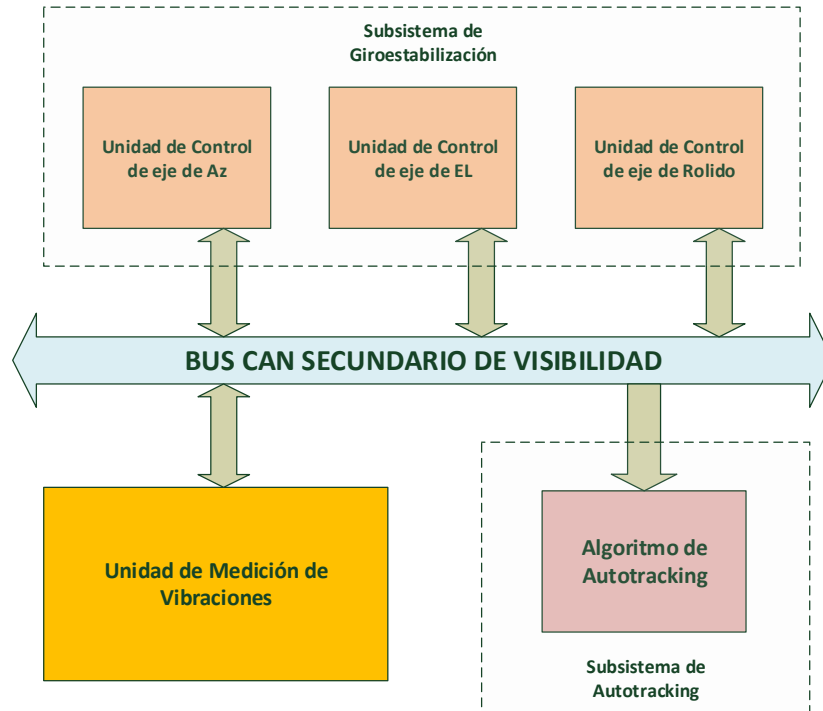


Ilustración 3-1 Diagrama de contexto de la unidad de medición de vibraciones

3.1.2 Requerimientos de sistema - funcionales

- [SR_1] La UMV deberá medir las vibraciones en los tres ejes de la plataforma estabilizada del cabezal oprónico.
- [SR_2] La UMV deberá procesar la información de vibraciones de los tres ejes del cabezal oprónico de manera de determinar las componentes espectrales presentes en el sistema.
- [SR_3] La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados al subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico.

3.2 Requerimientos de subsistema – funcionales

Los requerimientos funcionales definen “que” hace el sistema. Ilustración 3-2.

3.2.1 Requerimientos del subsistema: captura de datos de giróscopos

Los siguientes serán los requerimientos funcionales de éste módulo:

- [SSR_1.1] La UMV deberá adquirir los datos crudos de los giróscopos del subsistema de giro-estabilización.
- [SSR_1.1.1] La UMV deberá adquirir los datos crudos del giróscopo del eje de acimut del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.
- [SSR_1.1.2] La UMV deberá adquirir los datos crudos del giróscopo del eje de elevación del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.
- [SSR_1.1.3] La UMV deberá adquirir los datos crudos del giróscopo del eje de rolido del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.

3.2.2 Requerimientos del subsistema: análisis en tiempo real y FFT de componentes

Los siguientes serán los requerimientos funcionales de éste módulo:

- [SSR_2.1] La UMV deberá procesar los datos crudos de los giróscopos del subsistema de giro-estabilización.
- [SSR_2.1.1] La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de acimut del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.

- [SSR_2.1.1.1] La UMV deberá calcular la transformada rápida de Fourier (FFT por las siglas en inglés de Fast Fourier Transform) a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de acimut del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.
- [SSR_2.1.2] La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de elevación del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.
- [SSR_2.1.2.1] La UMV deberá calcular la transformada rápida de a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de elevación del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.
- [SSR_2.1.3] La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de rolo del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.
- [SSR_2.1.3.1] La UMV deberá calcular la transformada rápida de Fourier a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de rolo del subsistema de giro-estabilización del cabezal optrónico.

3.2.3 Requerimientos del subsistema: adecuación de datos

Los siguientes serán los requerimientos funcionales de éste módulo:

- [SSR_3.1] La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados del eje de acimut de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico.
- [SSR_3.1.1] La UMV deberá entregar por medio del bus CAN de visibilidad los datos de vibraciones procesados del eje de acimut de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico.

- [SSR_3.2] La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados del eje de elevación de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico.
- [SSR_3.2.1] La UMV deberá entregar por medio del bus CAN de visibilidad los datos de vibraciones procesados del eje de elevación de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico.
- [SSR_3.3] La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados del eje de rolido de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico.
- [SSR_3.3.1] La UMV deberá entregar por medio del bus CAN de visibilidad los datos de vibraciones procesados del eje de rolido de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico.

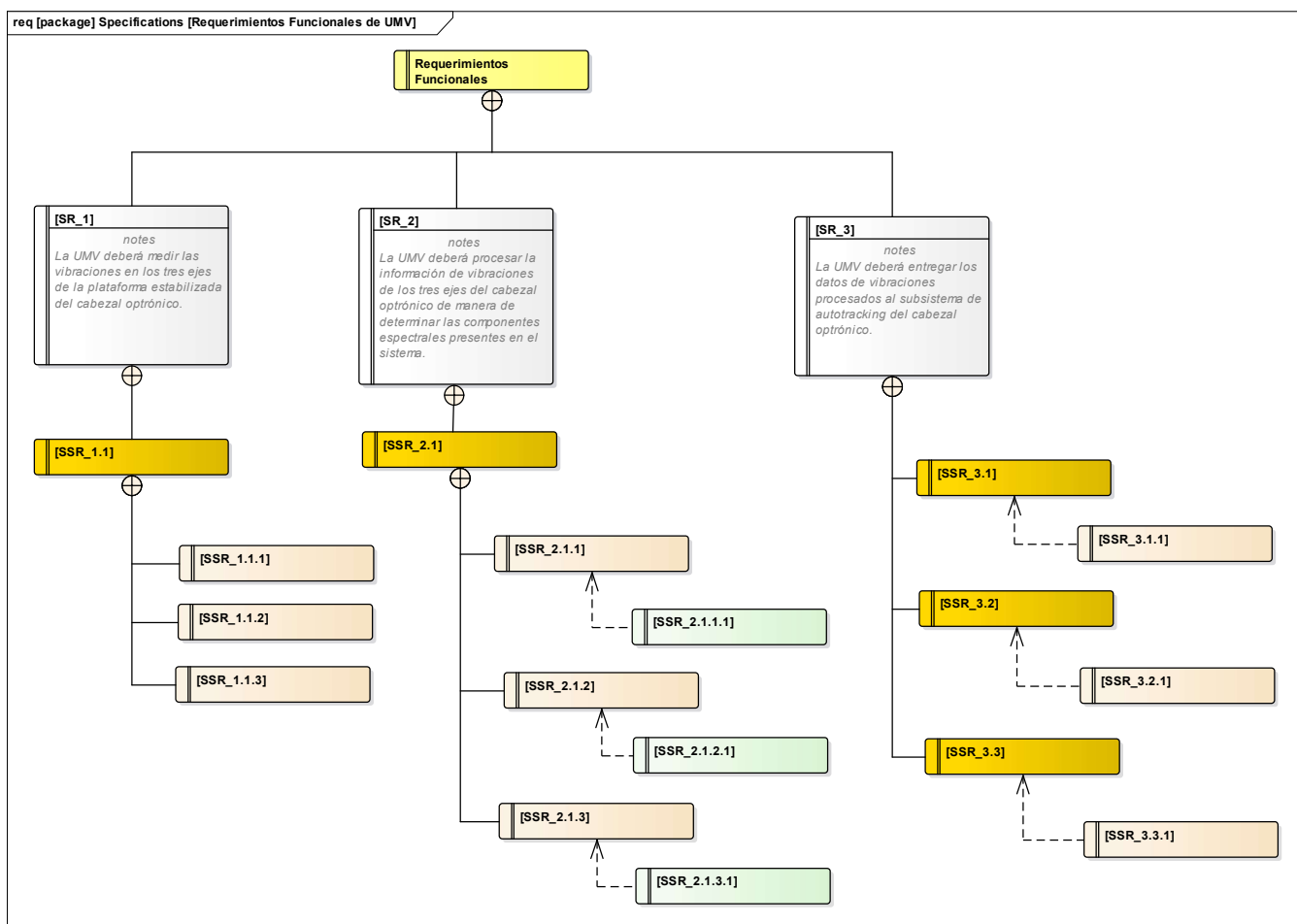


Ilustración 3-2 Diagrama de requerimientos funcionales del sistema

3.3 Requerimientos no funcionales: arquitectura de hardware

Los requerimientos no funcionales definen “como lo hace”. Ilustración 3-3.

- [HWR_1] El formato físico de la UMV deberá estar de acuerdo con las restricciones de diseño que impone el cabezal optónico.
- [HWR_1.1] Las dimensiones de la UMV no podrán superar una envolvente de 7 cm de ancho, 12 cm de largo y 2 cm de alto.

- [HWR_1.2] Las características de consumo de la UMV deberán estar de acuerdo con las restricciones de diseño que impone el cabezal optrónico.
- [HWR_1.2.1] La potencia consumida por la UMV no podrá ser superior a 5W.
- [HWR_1.2.2] El diseño de la UMV en función de sus consideraciones eléctricas, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la norma MIL STD 704 Aircraft Electric Power Characteristics.
- [HWR_1.3] El peso de la UMV no podrá ser mayor a 300g.
- [HWR_1.4] El diseño de la UMV en función de las condiciones ambientales, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la norma MIL STD 810 G: Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests.
- [HWR_1.5] El diseño de la UMV en función de sus consideraciones eléctricas de ensamblado, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la norma IPC-J-STD-001 Requirements for Soldered Electrical and Electronic Assemblies.
- [HWR_1.6] El diseño de la UMV en función de sus consideraciones de interferencia y compatibilidad electromagnética, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la norma MIL STD 461 Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment.

3.3.1 Requerimientos no funcionales: interface de integración

- [IR_1] La UMV deberá conectarse mediante interfaz bus CAN al subsistema de giro-estabilización para adquirir los datos crudos de los giróscopos de los tres ejes del subsistema de giro-estabilización.
- [IR_1.1] La UMV deberá conectarse al bus CAN visibilidad del cabezal optrónico de acuerdo con las especificaciones de formato de datos de la interfaz.
- [IR_1.1.1] La capa física de bus CAN deberá cumplir con las especificaciones del estándar ISO-11898.

- [IR_1.2] La UMV deberá conectarse al bus CAN visibilidad del sistema de acuerdo con las especificaciones eléctricas de la interfaz.
- [IR_1.2.1] Circuito de Interfaz eléctrica, alineada con especificación de Texas CAN [67].

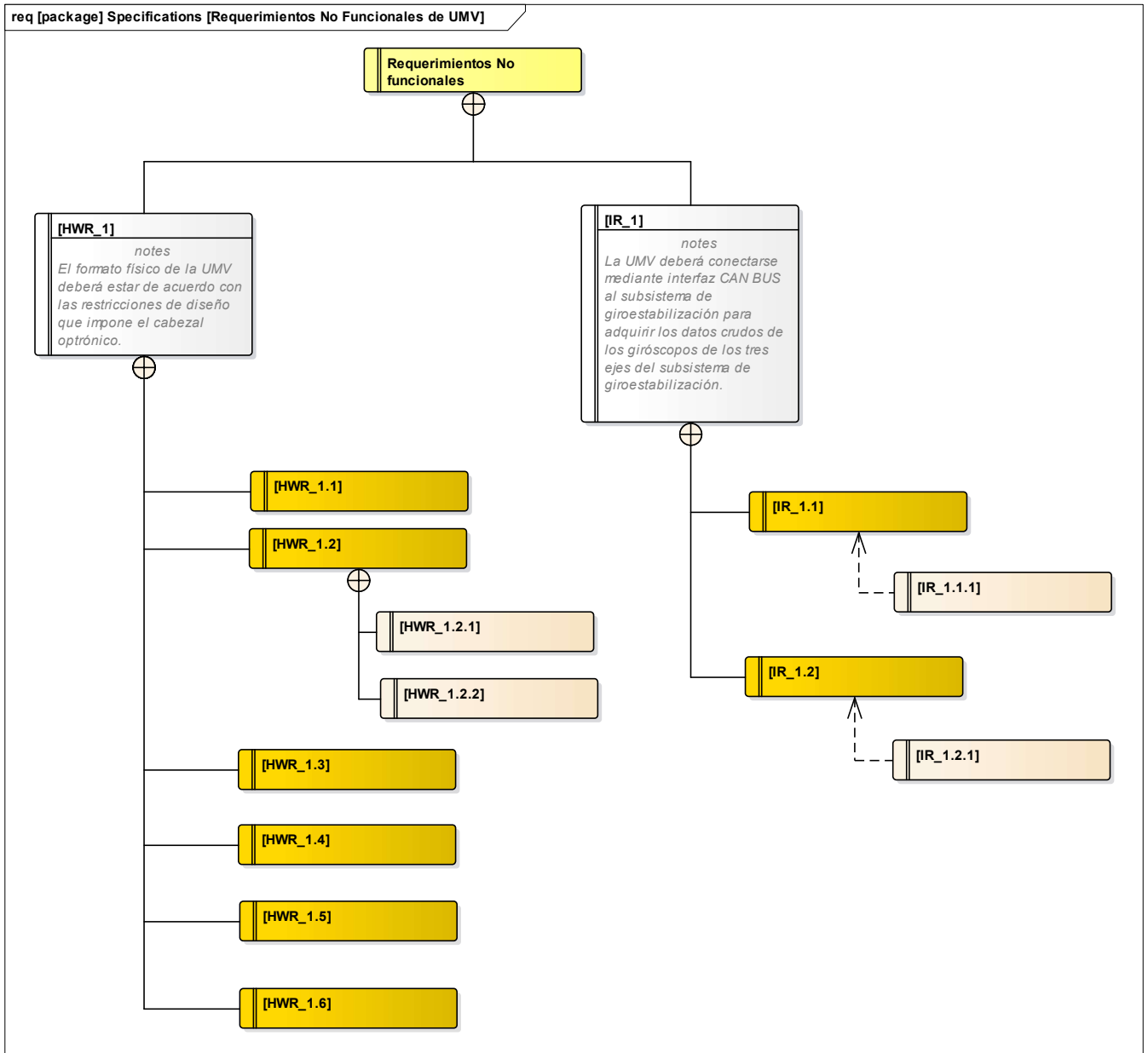


Ilustración 3-3 Diagrama de requerimientos no funcionales del sistema

3.4 Diseño del sistema embebido

3.4.1 Objetivos planteados para la etapa de diseño:

- Diseñar el sistema embebido a partir de los requerimientos relevados en las secciones precedentes.
- Seleccionar la plataforma de microprocesador en función de los parámetros de diseño.
- Realizar el diseño de una capa de hardware que sirva de interfaz eléctrica con los subsistemas del cabezal optrónico bajo análisis y la plataforma de microprocesador seleccionada para implementar el sistema embebido.
- Implementar el sistema en una plataforma embebida diseñada a partir de los requerimientos funcionales, no funcionales y ambientales.

3.4.2 Diseño de sistema

La arquitectura de la UMV se basa en el desarrollo de tres módulos principales. En el proceso de diseño de la UMV se busca que el acoplamiento entre los módulos sea mínimo y la cohesión entre ellos máxima. A continuación, se describe cada uno de los módulos que componen el sistema. Ilustración 3-4.

Módulo captura de datos de giróscopos: es el encargado de conectarse al bus CAN, capturar los datos crudos de los giróscopos de los ejes de acimut, elevación y rolo y por último de enviarlos al siguiente módulo.

Módulo análisis en tiempo real y FFT de componentes: es el encargado de tomar las muestras en el dominio del tiempo y de realizar la transformada rápida de Fourier.

Módulo adecuación de datos: es el encargado de tomar las muestras en el dominio de la frecuencia y adecuarlas en formato para finalmente entregarlas al subsistema de seguimiento automático para que el mismo realice las correcciones y ajustes de sus algoritmos.

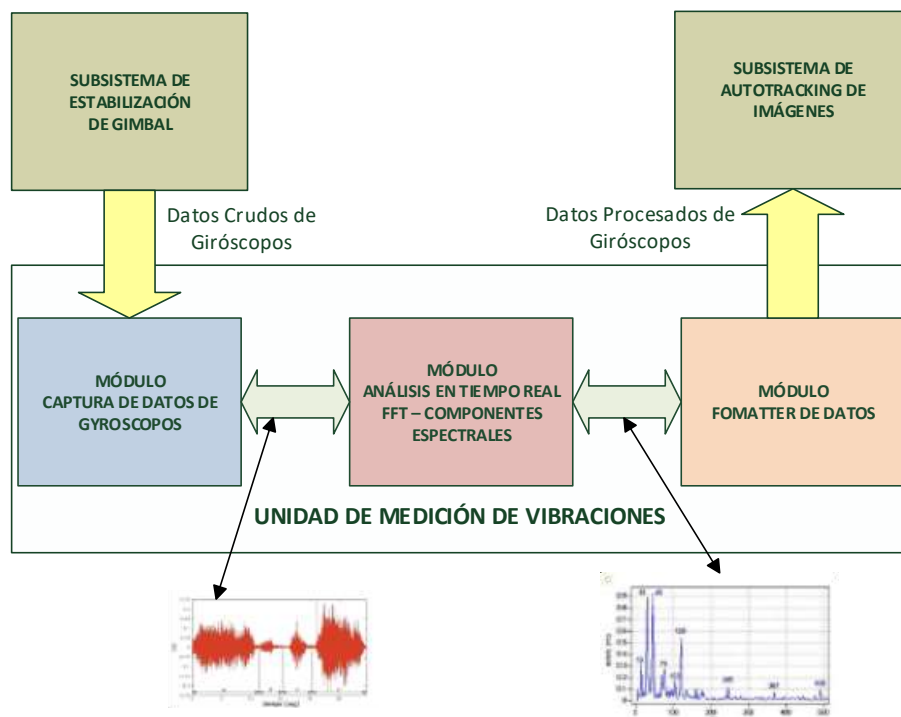


Ilustración 3-4 Arquitectura de UMV

3.4.3 Diseño a nivel sub-sistema

MÓDULO CAPTURA DE DATOS DE GIRÓSCOPOS

Los datos crudos de los *giroscopos de fibra óptica (FOG)*, de cada uno de los ejes de la plataforma estabilizada, tienen una tasa de muestreo de 1000 muestras por segundo.

Estos datos representan velocidad angular en [°/Seg] de los ejes internos de elevación, acimut y rolo del cabezal optrónico bajo estudio.

Los datos crudos de los FOG son transmitidos a demanda por el bus CAN de visibilidad. Es necesario enviar un comando de habilitación para que cada uno de los ejes del gimbal comience a transmitir los datos de velocidad angular por cada eje. Tabla 3-1 presenta el detalle de los mensajes que deben ser transmitidos para habilitar el envío de datos de cada eje por el bus CAN de visibilidad, Tabla 3-2 el detalle de los mensajes que deben ser transmitidos para deshabilitar el envío de datos de cada eje.

Eje	ID	DLC	Carga útil
AZ	0x00	0x01	0x01
EL	0x01	0x01	0x01
RL	0x02	0x01	0x01

Tabla 3-1 Mensajes para habilitar el envío de datos por bus CAN de visibilidad

Donde **ID** (Identificador): es el identificador del nodo que debe ser activado, **DLC** (DLC: por las siglas en inglés de Data Length Code) es el tamaño expresado en Bytes de la carga útil del mensaje. **Carga útil** es el mensaje que debe ser enviado para habilitar el envío de datos de cada uno de los ejes [68].

Eje	ID	DLC	Carga útil
AZ	0x00	0x01	0x00
EL	0x01	0x01	0x00
RL	0x02	0x01	0x00

Tabla 3-2 Mensajes para deshabilitar el envío de datos por bus CAN de visibilidad

Formato de los mensajes de cada eje del bus CAN de visibilidad:

Cada uno de los ejes de estabilización del cabezal optrónico transmite los datos por bus CAN con un número de ID que lo diferencia de los demás nodos. En Tabla 3-3, se detalla el ID de cada nodo, la cantidad de bytes que envía en cada paquete (DLC) y la estructura de la *carga útil* (en inglés Payload) del mensaje.

Eje	ID	DLC	Carga útil	
AZ	0x1D0	0x08	Dato 1	Dato 2
EL	0x1D1	0x08	Dato 1	Dato 2
RL	0x1D2	0x08	Dato 1	Dato 2

Tabla 3-3 Formato de los mensajes de bus CAN de visibilidad

El formato de los datos de cada nodo que son enviados por el bus CAN de visibilidad depende del modo de operación en el que se encuentre cada una de las unidades de control de ejes interno.

Los modos de operación de cada una de las unidades de control de ejes internos, así como la estructura de los mensajes transmitidos por bus CAN se describen en Tabla 3-4.

Modo	Dato 1	Tamaño	Formato	Unidad	Dato 2	Tamaño	Formato	Unidad
DetectSign	GyroSign	4bytes	Q12	-	HallSign	4bytes	Q12	-
HallTableCalc	Gyro	4bytes	Q12	º/s	HallSensor	4bytes	Q12	CuentasAD
Otros	Gyro	4bytes	Q12	º/s	SetPoint	4bytes	Q12	º/s

Tabla 3-4 Modos de operación – estructura de los mensajes de bus CAN de visibilidad

Los datos de los giróscopos de fibra óptica de cada uno de los ejes son enviados por cada nodo en formato *little-endian* por el bus CAN de visibilidad.

En Tabla 3-5 se presenta un ejemplo de cómo interpretar los mensajes provenientes del bus CAN de visibilidad, en este caso un mensaje del eje de elevación en el modo “otros mensajes” en el bus CAN de visibilidad.

ID	DLC	Carga útil							
		B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
0x1D1	0x08	0x F6	0xE8	0xFF	0xFF	0x05	0xE2	0xFF	0xFF

Tabla 3-5 Ejemplo de mensaje bus CAN visibilidad eje EL

Decodificación:

El ID=0x1D1 representa el eje de elevación, el DLC es 0x08 y siguen 8 bytes de datos en la carga útil, los datos se decodifican según detalle en Tabla 3-6 y Tabla 3-7:

Dato 1:

Tipo	Punto Fijo Q12	Decimal	Unidad
Gyro	0xFFFFE8F6	-1.43994140625	º/s

Tabla 3-6 Ejemplo de mensaje de bus CAN de visibilidad eje EL, dato 1

Dato 2:

Tipo	Punto Fijo Q12	Decimal	Unidad
SetPoint	0xFFFFE205	-1.873779296875	º/s

Tabla 3-7 Ejemplo de mensaje de bus CAN de visibilidad eje EL, dato 2

MÓDULO ANÁLISIS EN TIEMPO REAL Y FFT DE COMPONENTES

El módulo de análisis en tiempo real y FFT de componentes espectrales debe recibir los datos de velocidad angular adquiridos por bus CAN, provenientes de cada uno de los ejes internos de la plataforma giro-estabilizada, y determinar una dupla valor de frecuencia-máximo de amplitud del espectro de vibraciones presente a cada instante.

Cuando el cabezal optrónico es excitado por las vibraciones externas de la aeronave en la cual ha sido montado, el espectro de vibraciones resultante en cada uno de los ejes de estabilización elevación (EL), acimut (AZ), rolado (RL), es función del tiempo. Dentro del espectro de vibraciones, existe una componente espectral que se destaca de las demás en su valor de amplitud, para un instante de tiempo específico.

A los fines de introducir mejoras en el desempeño del subsistema de seguimiento automático, basta con detectar las componentes espectrales de máxima amplitud para cada instante de tiempo, ya que son éstas las que introducen las mayores perturbaciones en la imagen presentada al operador del sistema.

Para conocer entonces los valores de frecuencia y amplitud de vibración a partir de las muestras de velocidad angular, es necesario realizar un análisis espectral en el dominio de la frecuencia, de los valores de velocidad angular provenientes de los ejes de la plataforma giro-estabilizada. La herramienta matemática que permite realizar dicho análisis es la transformada discreta de Fourier (DFT: por las siglas en inglés de Discrete Fourier Transform), la cual es sintetizada para su implementación en software y posterior realización en hardware, por la transformada rápida de Fourier [69].

Sea $x[n]$ una secuencia discreta de duración finita, generada a partir del muestreo de una señal continua $x(t)$, la DFT se utiliza comúnmente en *procesado digital de señales* para analizar las frecuencias que contiene una señal muestreada.

Considerando a $x[n]$ como la señal de entrada, la DFT calcula una señal de salida o secuencia $X[k]$ de números complejos que representan la magnitud y la fase de señales exponenciales complejas armónicamente relacionadas.

Ecuación 3-1 presenta la formulación matemática de la DFT la cual transforma la secuencia de entrada $x[n]$ en la secuencia de salida $X[k]$.

Ecuación 3-1

$$X[k] = \sum_{n=0}^{N-1} x[n] \cdot e^{-\frac{2\pi i}{N} \cdot k \cdot n}$$

Donde N es la cantidad de muestras de la señal de entrada $x[n]$, i es la unidad imaginaria y $k = 0, 1, 2, \dots, N - 1$;

Parámetros de diseño para el análisis espectral de las componentes de vibración

Para realizar el análisis espectral, el primer parámetro a definir es el rango en frecuencia que se desea analizar, ya que éste definirá el ancho de banda del sistema.

En la sección 2.3.2 “Estudio de vibraciones inducidas aerodinámicamente” se concluye que los valores de frecuencia de las componentes espectrales relevantes de vibración de la aeronave P3-Orion, son 17 Hz y 34 Hz.

En la sección 2.4.1 “Medición con acelerómetros” se concluye que para valores mayores a 68 Hz la influencia de las componentes espectrales es despreciable.

Una tercera consideración para el análisis a ser tomada en cuenta es la frecuencia de muestreo del sensor electroóptico visible que adquiere las imágenes que son presentadas al usuario.

Los sensores EO (Electro Ópticos Visibles) del cabezal oprónico adquieren imágenes a 30 cuadros por segundo, razón por la cual, la máxima frecuencia de vibración que es posible

ser detectada ópticamente por el sistema es 15 Hz según el teorema del muestreo de Nyquist [70].

La restricción de 30 cuadros por segundo de los sensores EO del cabezal optrónico, establecen el rango de frecuencia que deberá medir la UMV. El rango de análisis es de 0 Hz a 15 Hz. Estudios realizados [71] [72] demuestran que el ojo humano detecta con mejor eficiencia objetos en movimiento para los valores de frecuencia comprendidos entre 7 Hz - 13 Hz.

El objetivo de la UMV planteada en este trabajo, es transmitir valores de frecuencia-amplitud de componentes espectrales de vibración, al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico, para que este último mejore la performance de seguimiento de objetivos.

Teniendo en cuenta el análisis realizado (ver en el CAPÍTULO 2, secciones 2.3.2 y 2.4.1) y la limitación de los sensores EO de 30 cuadros por segundo, se impone como requerimiento de rango de frecuencia [0 Hz – 50 Hz] para el módulo de análisis en tiempo real de las componentes espectrales de vibración de la UMV. Si bien no serán detectados ópticamente por el sistema valores superiores a los 15 Hz, se busca conocer la influencia de las componentes espectrales de 17 Hz y 34 Hz provocadas por el rotor principal de los motores turbo-hélice del P3-Orion, en el sistema de control de ejes internos de la plataforma giro-estabilizada.

Resolución en frecuencia:

Para el cálculo de la FFT es necesario definir la cantidad de muestras que se deberán analizar, las cuales definen una ventana de análisis de tiempo discreto. La cantidad de muestras debe ser expresada en potencias de 2. De acuerdo al tamaño de la ventana de análisis (2, 4, 8, 16, 32, 2^n) y del rango de frecuencia definido para el análisis espectral, resulta la resolución espectral del sistema.

Para un rango de frecuencia de medición de 0 Hz a 50 Hz, la frecuencia de muestreo de la FFT debe ser de 100 Hz, y si se adopta un tamaño de ventana de 64 muestras, en términos generales la resolución espectral en frecuencia se define en Ecuación 3-2.

Ecuación 3-2

$$R_e = \frac{f_s}{q_m}$$

Donde la resolución espectral (R_e) resultante (en Hz), es función de la frecuencia de muestreo (f_s) expresada en muestras por segundo y la cantidad de muestras (q_m) de la trama. Para el caso del diseño resultará entonces una resolución espectral de 100 Muestras/seg sobre 64 Muestras o 1.5625 Hz. Lo cual significa que el sistema será capaz de discriminar componentes espectrales que se encuentran espaciadas en frecuencia 1.5625 Hz.

En el rango de frecuencia definido entre 0 Hz y 50 Hz podrán detectarse 32 componentes espectrales de acuerdo con Ecuación 3-3:

Ecuación 3-3

$$q_{ce} = \frac{A_b}{R_e}$$

Donde la cantidad de componentes espectrales (q_{ce}) es función del rango de frecuencia o ancho de banda del sistema (A_b) y de la resolución espectral (R_e). Por lo expuesto en este apartado se confirma como adecuado el adoptar un tamaño de ventana para la FFT de 64 Muestras.

Rango de amplitud de las componentes espectrales:

En capítulos precedentes (ver CAPÍTULO 2 sección 2.4.2 “Ensayos en vuelo: medición en bus CAN de visibilidad -Datos crudos de giróscopos en los tres ejes”) se presentaron los

resultados de las mediciones realizadas sobre el bus CAN de la plataforma giro-estabilizada cuando es sometida a las vibraciones de la aeronave P3-Orion durante un ensayo en vuelo.

Analizando la información para los tres ejes de libertad de la plataforma (ver Ilustración 2-17, Ilustración 2-18, Ilustración 2-19, Ilustración 2-20), puede observarse que los valores de velocidades angulares de cada uno de los ejes están acotados por los límites inferior y superior de $-20^\circ/\text{seg}$ y $+20^\circ/\text{seg}$ respectivamente.

Luego de analizar información acumulada de sucesivos ensayos en banco del sistema y ensayos en vuelo con el cabezal oprónico montado en la aeronave P3-Orion, se concluye que los valores máximos y mínimos de amplitud de velocidad angular que ingresarán al módulo de análisis en tiempo real de componentes espectrales de vibración quedarán acotados en el rango $+20^\circ/\text{seg}$ a $-20^\circ/\text{seg}$.

MÓDULO ADECUACIÓN DE DATOS

Los datos procesados por el módulo de análisis en tiempo real de las componentes espectrales de vibración, deberán ser transmitidos por el bus CAN de visibilidad para que el subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico, tome los valores de amplitud y frecuencia y adapte sus algoritmos de seguimiento de objetivos.

El módulo de adecuación de datos deberá concatenar los mensajes de amplitud y frecuencia procesados y enviarlos por bus CAN de visibilidad de acuerdo con las siguientes especificaciones de diseño:

- Velocidad del bus CAN: 500KB.
- ID del nodo destino: 63 en decimal = 0x3F en formato hexadecimal (3Fh)

- DLC= 0x08 en formato hexadecimal (08h), equivalente a 8 bytes de datos.

La estructura del mensaje se describe en Tabla 3-8.

ID	DLC	Carga útil							
		B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
0x03F	0x08	A1.1	A1.2	F1.1	F1.2	AZ	EL	RL	NA

Tabla 3-8 Formato de los datos de salida del módulo de adecuación de datos

Se describen los bytes que componen el mensaje de bus CAN en formato hexadecimal con la notación 0xFF donde 0x indica formato hexadecimal y FF equivale al valor decimal 256. Por ejemplo el valor 0x01 corresponde al valor decimal 1 expresado en formato hexadecimal. Suele expresarse la notación hexadecimal con la letra “h” pospuesta al número por ejemplo 01h para el ejemplo anterior.

Los bytes B_0 y B_1 corresponden al valor del máximo de la amplitud (A1.1|A1.2) de la componente espectral detectada. El valor de amplitud es expresado en 16 bits que resultan de concatenar los bytes B_0 y B_1 en formato *Big Endian*.

El formato de los datos de amplitud es entero sin signo de punto fijo 16Q9, que corresponde a 5 bits de parte entera y 9 bits de parte fraccional. Este formato de datos permite una excursión de amplitud en valores en el rango [0 - 127,998] Volts con una precisión de 0,001953125V.

Los bytes B_2 y B_3 corresponden al valor de frecuencia (F1.1|F1.2) del máximo de la componente espectral detectada.

El formato de los datos de frecuencia es entero sin signo de punto fijo 16Q9. Este formato de datos permite una excursión de frecuencia en valores en el rango [0 - 127,998] Hz con una precisión de 0,001953125 Hz.

Byte B_4 : Cuando $B_4=0x01$, indica al nodo destino de ID=0x3F que el dato de componentes espectrales procesadas corresponde al eje de Acimut (AZ).

Byte B_5 : Cuando $B_5=0x01$, indica al nodo destino de ID=0x3F que el dato de componentes espectrales procesadas corresponde al eje de Elevación (EL).

Byte B_6 : Cuando $B_6=0x01$, indica al nodo destino de ID=0x3F que el dato de componentes espectrales procesadas corresponde al eje de Rolido (RL).

Byte B_7 : NA, este byte se deja reservado para futuras expansiones.

3.4.4 Selección de lenguaje de programación – arquitectura embebida

Se propuso como objetivo intrínseco del presente trabajo de investigación utilizar un lenguaje de programación de alto nivel que permitiera implementar la solución alcanzada en la etapa de diseño.

El lenguaje de programación de alto nivel, permite abstraer la implementación del sistema embebido de las tradicionales líneas de código como las que proporcionan lenguajes tales como C, C++ y Assembler entre otros.

Una gran ventaja de los lenguajes de programación de alto nivel es que permiten abordar una *ingeniería basada en modelos* [73].

Una vez desarrollado el modelo que implementa la solución de diseño basada en los requerimientos de sistema, subsistema, funcionales y no funcionales, es factible utilizar el mismo modelo para realizar simulaciones en plataformas de software de alto nivel, para alcanzar la implementación en la plataforma de hardware seleccionada y realizar simulaciones que involucren el hardware desarrollado (HIL: por las siglas en inglés de *hardware in the loop*) [74].

Las simulaciones HIL brindan la posibilidad de testear la plataforma real, con datos generados en entorno de simulación. Además antes de implementar el sistema embebido en la plataforma hardware seleccionada, se ajusta el modelo de simulación en plataformas de lenguaje de programación de alto nivel, que finalmente es el que se embebe en el sistema físico diseñado.

Se selecciona entonces como entorno de trabajo y de desarrollo (framework), simulación e implementación la herramienta MATLAB® y su entorno basado en modelos SIMULINK®. El entorno de desarrollo SIMULINK®, permite diseñar, simular e implementar el sistema embebido en diversas plataformas de hardware. La herramienta proporciona un generador de código embebido (Embedded Coder Generator en inglés) que es capaz de sintetizar el modelo diseñado en un proyecto de lenguaje C.

Como desventajas de los entornos de programación de alto nivel pueden citarse: mayor espacio en memoria de código C y disminución de la velocidad de procesamiento. Esta desventaja puede ser analizada en función de la complejidad de la implementación y de los recursos de hardware de la plataforma seleccionada.

La versatilidad de la implementación de un tema complejo, hace que un lenguaje de programación de alto nivel sea más viable para el desarrollo del sistema embebido de la UMV frente a un lenguaje de programación de bajo nivel.

3.4.5 Selección de la plataforma de hardware

Tomando como base el objetivo intrínseco de utilizar un lenguaje de programación de alto nivel, que permita implementar la solución de diseño a partir de un modelo desarrollado en SIMULINK®, se exploran tres plataformas hardware para las cuales sus fabricantes ofrecen las librerías para el Embedded Coder de MATLAB®.

Las opciones exploradas como parte del desarrollo de la unidad de medición de vibraciones son los siguientes:

Placa Raspberry Pi versión 2

La plataforma de hardware Raspberry Pi versión 2 (Ilustración 3-5) está basada en una *unidad de procesamiento gráfico* GPU (GPU por las siglas en inglés de Graphics Processor Unit) de la firma Broadcom, modelo: VideoCore IV OpenGL ES 2.0 de 250 MHz de frecuencia de reloj. Además cuenta de 1GB de *memoria de acceso aleatorio dinámico sincronizado* SDRAM (SDRAM por las siglas en inglés de Synchronous Dynamic Random Access Memory).

Las librerías provistas por el fabricante, para el entorno de trabajo de SIMULINK® no cuentan con el módulo de interfaz de bus CAN, razón por la cual hacen inviable esta alternativa para la implementación del sistema embebido objeto de estudio del presente esfuerzo de investigación [75].



Ilustración 3-5 Placa Raspberry pi 2

Placa BeagleBone Black revisión C

En lo que respecta a la parte de hardware, este equipo cuenta con una *unidad de procesamiento central* CPU (CPU por las siglas en inglés de Central Processing Unit) del fabricante ARM, modelo Cortex-A8a con 1 GHz de frecuencia de reloj, memoria de acceso aleatorio RAM (RAM por las siglas en inglés de Random Access Memory) de 512 MB y un acelerador gráfico 3D. Además, dispone de 2 GB de almacenamiento interno que pueden ser ampliados gracias a su *ranura de extensión micro SD* (SD por las siglas en inglés de Secure Digital). Ilustración 3-6.

Debido a que las librerías provistas por el fabricante de la plataforma hardware BeagleBone Black revisión C, no cuentan con el módulo de interfaz de bus CAN, no es posible elegir esta opción como plataforma de hardware del sistema embebido [76] [77].

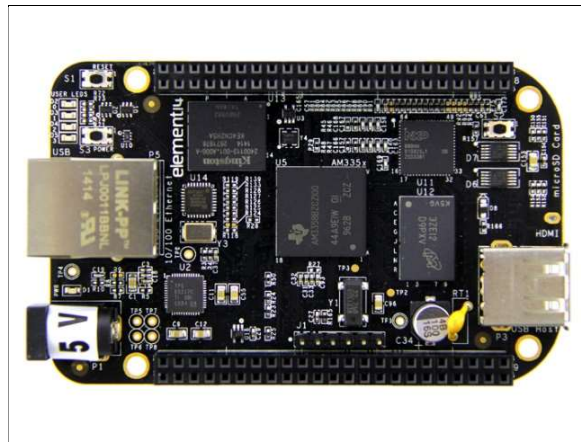


Ilustración 3-6 Placa Beaglebone Black revisión C

Dispositivos DsPIC de Microchip® - 30F4013

Los dispositivos DsPIC pertenecen a la familia de los *controladores digitales de señales* DSC (DSC: por las siglas en inglés de digital signal controllers) y ofrecen toda la capacidad de un microprocesador de 16 bits junto a la potencia de cálculo de un *procesador digital de señales* DSP (DSP: por las siglas en inglés de digital signal processor). La característica de DSP hace eficiente la implementación de la FFT que es necesaria realizar en el módulo de procesamiento de datos [78] [79].

Microchip® provee las librerías MPLAB Device Block para trabajar en SIMULINK® con el Embedded Coder y una gran variedad de dispositivos de la familia *controladores de interfaz periférico* PIC (PIC: por las siglas en inglés de peripheral interface controller). Las librerías provista por Microchip® no son gratuitas. Desde el sitio web de Microchip, es posible descargar una versión de evaluación de las librerías para trabajar con SIMULINK®, pero no se encuentra disponible el módulo de interfaz CAN que es crucial en la implementación de la unidad de medición de vibraciones.

Existe una versión de las librerías de Microchip® para SIMULINK® denominada Simulink Blockset Embedded Target for Microchip devices dsPIC/PIC24/PIC32 desarrolladas por Lubin Kerhuel como trabajo de investigación académico, que pueden ser utilizadas de forma gratuita con ciertas limitaciones en sus prestaciones. Para fines no lucrativos, se restringe la cantidad de periféricos que es posible utilizar en las implementaciones con SIMULINK® y el DsPIC Blockset para MATLAB®.

El ciclo de trabajo en entorno MATLAB®- SIMULINK® queda definido por la siguiente secuencia:

- 1°) Se diseña el diagrama en bloques que da origen al modelo SIMULINK® del sistema.
- 2°) Se presiona el botón “Build” de SIMULINK® y se compila el proyecto, como salida de este proceso se construye código en lenguaje C y un archivo binario.
- 3°) Utilizando un dispositivo de programación, se envía el archivo binario (*.hex) a la plataforma de hardware seleccionada.

En Ilustración 3-7 se presenta un diagrama en bloques que describe la secuencia de trabajo implementada en el presente trabajo de investigación.

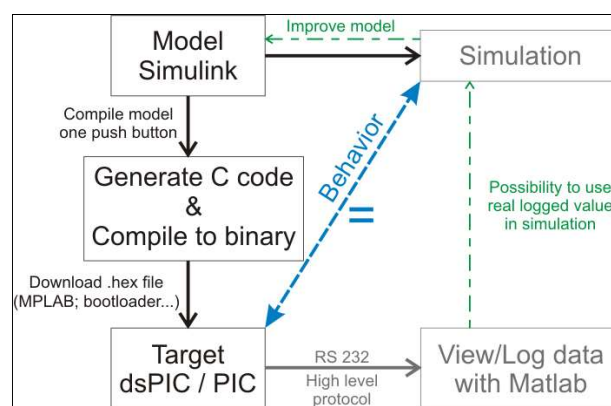


Ilustración 3-7 Ciclo de trabajo en SIMULINK® con DsPIC y Device Blockset

El entorno de trabajo SIMULINK® ofrece una gran variedad de bloques que implementan distintas funcionalidades, bloques para el tratamiento de señales, bloques de funciones matemáticas, bloques para simulación de variables, etc. En este contexto es posible someter el modelo de sistema desarrollado, a estímulos controlados y conocidos, logrando así cuantificar la respuesta del mismo. Este poder de simulación se ve potenciado por el hecho de que el mismo modelo que es simulado en entorno SIMULINK®, es el que finalmente se implementa en la plataforma de hardware, razón por la cual el comportamiento del modelo utilizado para la simulación y el del implementado en el dispositivo DsPIC es el mismo.

Es posible entonces excitar el modelo implementado en la plataforma de hardware y obtener respuestas del sistema que sirvan como entradas para la posterior simulación del modelo SIMULINK®. Este proceso iterativo de desarrollo, representa una gran ventaja frente a los esquemas convencionales de desarrollo de sistemas embebidos, donde desarrollo de hardware, modelado matemático e implementación de firmware corren por vías paralelas.

El modelado del sistema comienza utilizando los bloques funcionales de SIMULINK® y las herramientas de diseño y análisis de MATLAB®. En primer lugar, se modela un sistema funcional, que mediante el poder de simulación que ofrece SIMULINK® es depurado hasta que cumple con las especificaciones impuestas en la etapa de diseño.

Una vez que el núcleo de procesamiento cumple con las funcionalidades planteadas en la etapa de diseño, se agregan al modelo los bloques de interfaces periféricos propios del dispositivo hardware en el cual se implementará la plataforma de desarrollo del sistema embebido. En esta instancia se utilizan los bloques de la librería Embedded Target for DsPIC y se obtiene un modelo en SIMULINK® con extensión *.mdl.

Una vez obtenido el modelo de sistema en SIMULINK®, se utiliza el Embedded Coder para generar un proyecto en código C. Se obtiene como salida del proceso un conjunto de archivos con extensión *.c.

Los archivos de código C son compilados para obtener un archivo binario de extensión *.hex con el software C30 desarrollado por Microchip®. Además se obtiene como salida del proceso el archivo de formato común de objetos COFF (COFF: por las siglas en inglés de common object format file) de extensión *.coff.

El archivo *.coff incorpora información simbólica de procedimiento, función, variable, nombres y constantes; Información de números de línea, configuración de puntos de interrupción, marcador de código y toda la información necesaria para obtener una depuración de código eficaz y rápida.

La carga del archivo binario en la plataforma de hardware se efectúa utilizando el ambiente de desarrollo integrado IDE (IDE por las siglas en inglés de integrated development environment) MPLAB y el dispositivo programador PICkit3, ambos productos de Microchip®.

De esta manera es posible obtener rápidamente un prototipo funcional del sistema, implementado en la plataforma, que permita hacer evaluaciones iterativas del comportamiento real del modelo ante diferentes estímulos en sus entradas.

En Ilustración 3-8 se presenta un detalle del ciclo de desarrollo y de la filosofía de realizar prototipos rápidos basados en lenguajes de programación de alto nivel.

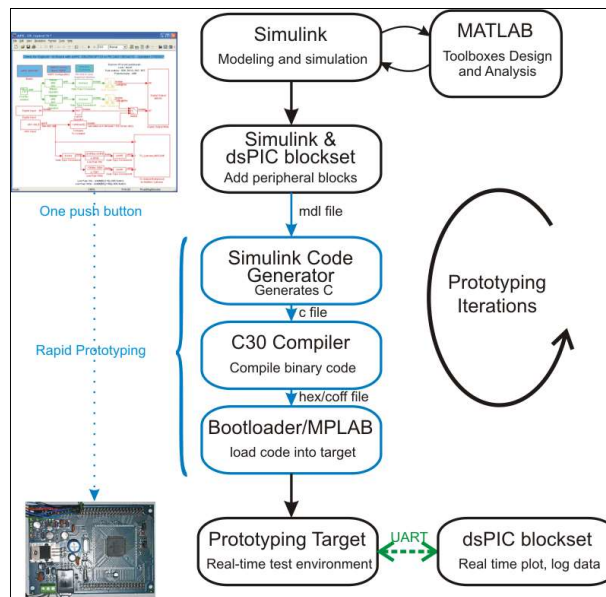


Ilustración 3-8 Detalles de componentes de software – proceso de desarrollo

Entre el conjunto de periféricos soportados se encuentra el módulo de configuración, el módulo de transmisión y el módulo de recepción de bus CAN, lo cual presenta una gran ventaja respecto de las otras alternativas analizadas.

Otro aspecto bajo análisis a ser destacado, es la *herencia tecnológica*, ya que los nodos de control de los ejes de acimut, elevación, y rolo de la plataforma giro-estabilizada del cabezal oprónico instalado en la aeronave P3-Orion, están desarrollados con dispositivos DsPIC de Microchip®. Los datos de los giróscopos de fibra óptica (FOG) son procesados por nodos basados en esta tecnología y posteriormente transmitidos en el bus CAN de visibilidad de la plataforma.

Esta herencia tecnológica, trae aparejada ciertas ventajas a la hora de la implementación como el uso de interfaces CAN provenientes del mismo fabricante y 100% compatibles, si bien el protocolo CAN es un estándar abierto, trabajar con dispositivos de la misma familia y

fabricante reduce la curva de aprendizaje y minimiza las problemáticas de la comunicación entre nodos.

Por los puntos citados en este apartado, se selecciona la plataforma de hardware: DsPIC 30F4013 como soporte del modelo de sistema embebido que implemente la solución de diseño planteada en el marco del presente trabajo de investigación [80] .

3.4.6 Diseño de la placa de adaptación de interfaces

La placa de adaptación de interfaces está constituida por 6 bloques o circuitos principales. Ilustración 3-9 presenta la interconexión entre los distintos bloques del sistema, a continuación se desarrollan en detalle cada uno de ellos.

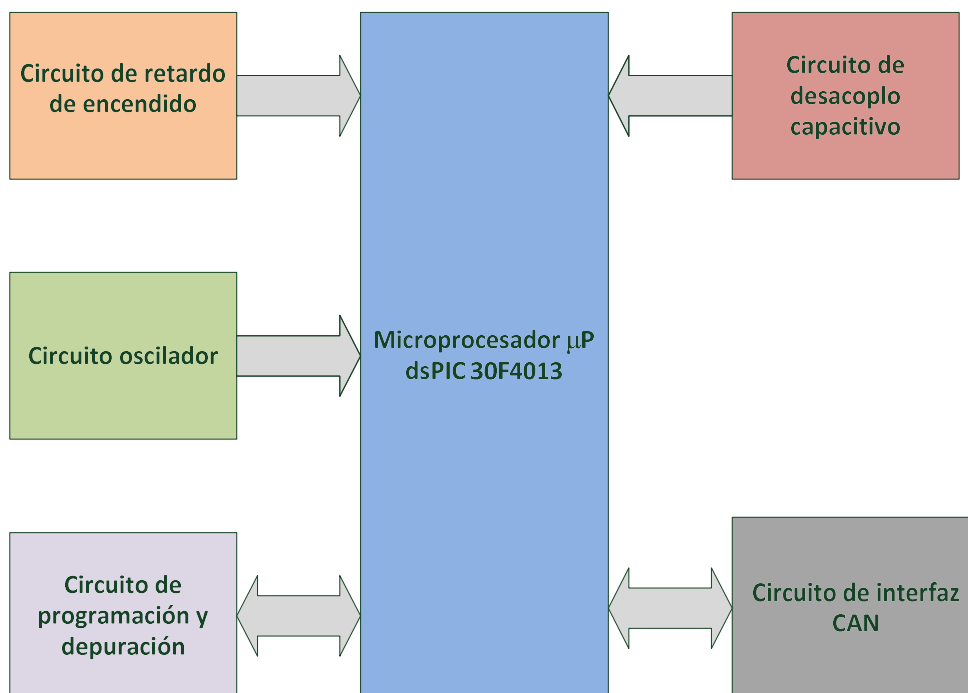


Ilustración 3-9 Diagrama en bloques de alto nivel de placa de adaptación de interfaces

Circuito Oscilador

El núcleo de la placa de adaptación de interfaces es el microprocesador (μ P) DsPIC 30F4013. El circuito oscilador del μ P está formado por un cristal de 10 MHz y dos capacitores de 33 nF en conectados en paralelo. Ilustración 3-10

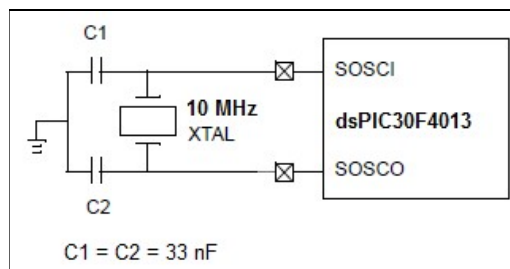


Ilustración 3-10 Circuito oscilador de la placa de adaptación de interfaces

Circuito de programación y depuración

El circuito de programación y de depuración del firmware PICkit 3 de Microchip® del sistema embebido se conecta al μ P por la interfaz de programación (pines PGC y PGD del μ P). Ilustración 3-11.

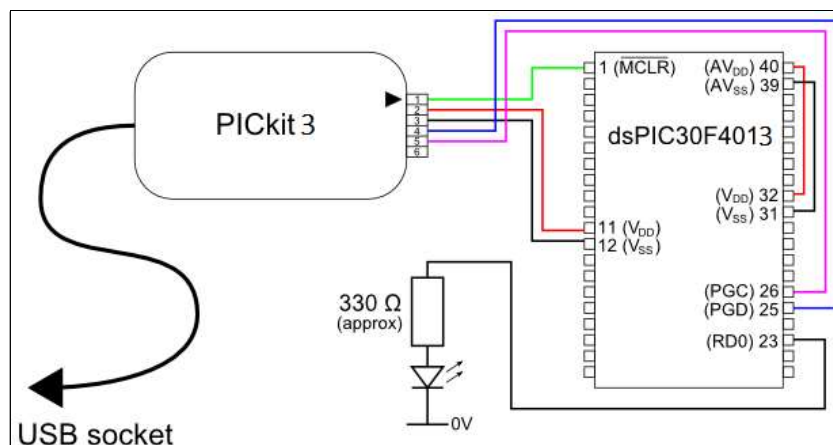


Ilustración 3-11 Conexión de PICkit 3 con microprocesador dsPIC30F4013

Circuito de desacople capacitivo

En sistemas digitales de alta velocidad, como los basados en microprocesadores, se producen conmutaciones internas de alta frecuencia en los *circuitos integrados* IC (IC por la sigla en inglés de Integrated Circuits). Los IC generan altos requerimientos de intensidad de corriente en poco tiempo.

Las pistas y cableados presentes en la placa de adaptación de impedancias tienen una inductancia asociada, que producen un retardo en el suministro de la intensidad de corriente requerida por el IC y por lo tanto una caída de la *tensión de alimentación* VDD (VDD por las siglas en inglés de voltaje direct drain). Los condensadores de desacoplo contrarrestan el efecto de caída de la tensión VDD asegurando la entrega de corriente a los IC cuando se producen las conmutaciones internas de alta velocidad. De acuerdo con las recomendaciones del fabricante del DsPIC30F4013, se implementa el circuito de desacoplo capacitivo en la placa de adaptación de interfaces según Ilustración 3-12.

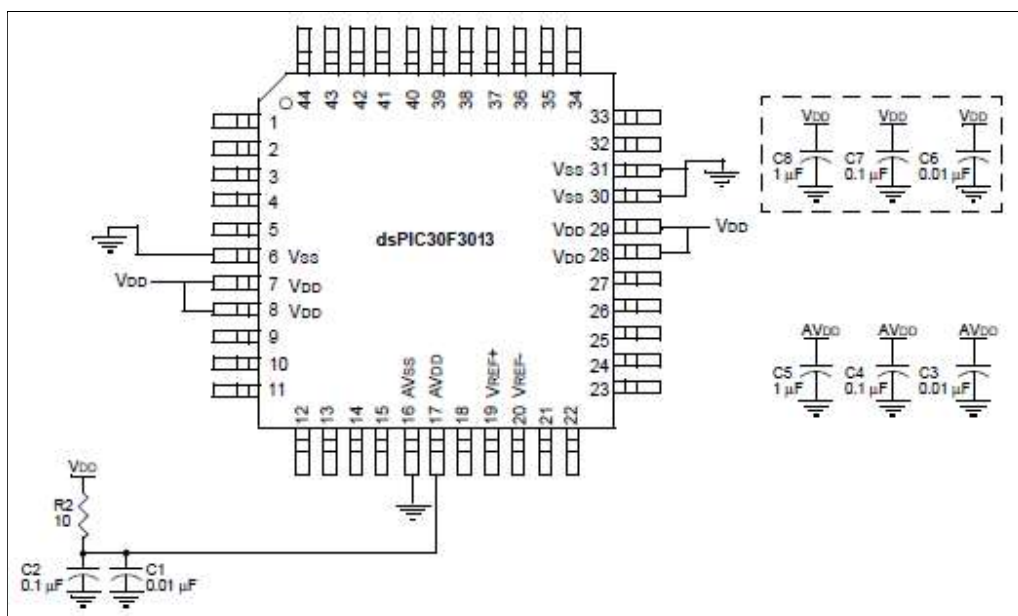


Ilustración 3-12 Circuito de desacoplo capacitivo del microprocesador DsPIC30F4013

Circuito de retardo de encendido

Con el objeto de garantizar que el microprocesador es inicializado una vez que la tensión de alimentación se ha estabilizado en el tiempo, se diseña un circuito que retrasa la habilitación del μP durante un tiempo mayor a $10\ \mu\text{s}$, típicamente algunas decenas de milisegundos (ms).

El *circuito de retardo de encendido* POR (POR por las siglas en inglés de Power On Reset) implementado en la placa de adaptación de interfaces se presenta en Ilustración 3-13.

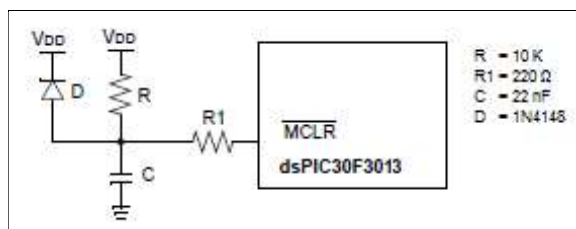


Ilustración 3-13 Circuito de retardo de encendido de la placa de adaptación de interfaces

Circuito de interfaz CAN

La interfaz de bus CAN se implementa con un circuito transmisor-receptor MCP2551 de Microchip® según detalle en Ilustración 3-14.

El IC MCP2551 es un dispositivo de interfaz de bus CAN de alta velocidad, tolerante a fallos, que permite interconectar la interfaz de bus CAN del μP con el bus físico de visibilidad del cabezal óptico. El MCP2551 es 100% compatible con la norma ISO-11898 y es capaz de operar hasta $1\ \text{Mb/s}$ de velocidad de transmisión [81].

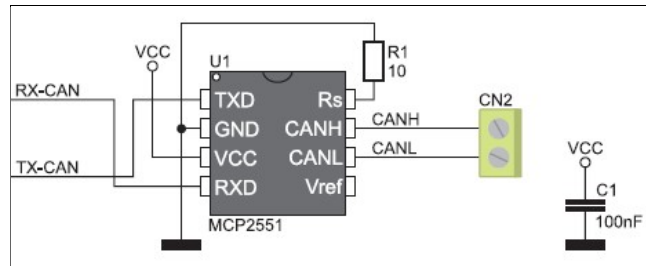


Ilustración 3-14 Interfaz de bus CAN de placa de adaptación de interfaces

Modelo prototipo de placa de adaptación de interfaces de UMV

La placa de adaptación de interfaces se desarrolla en su versión de prototipo en una placa universal multipropósito con sustrato dieléctrico de Pertinax. Esta aproximación prioriza la velocidad de la implementación de la plataforma hardware del sistema embebido y representa una alternativa flexible para la etapa de diseño y de depuración de errores del sistema. Ilustración 3-15.

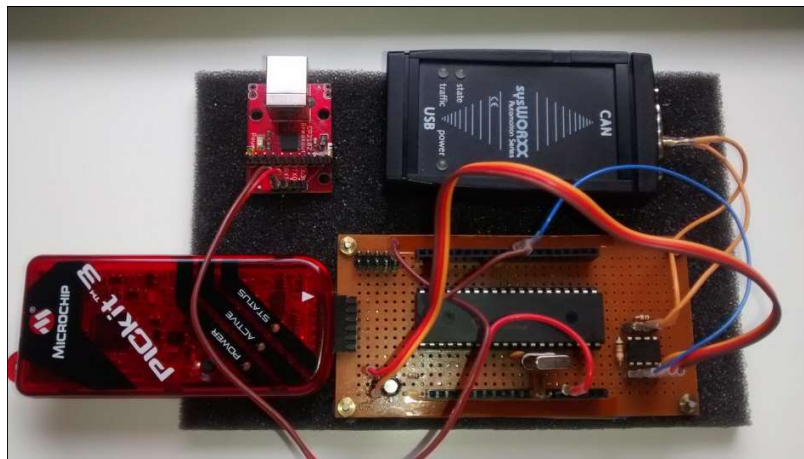


Ilustración 3-15 Modelo prototipo de placa de adaptación de interfaces de UMV

3.5 Implementación del Sistema Embebido

3.5.1 Objetivos para la etapa de implementación

- Construir e Implementar el modelo de prueba de concepto diseñado.
- Programar el sistema embebido en la plataforma de hardware desarrollada como modelo de prueba de concepto.
- Realizar pruebas de unidad, integración y de sistema a nivel funcional.

3.5.2 Diseño y modelado del sistema embebido

Nivel sistema general

Para diseñar el modelo de sistema que implementa la solución real de diseño se parte de un conjunto de bloques de configuración que definen parámetros generales del modelo que se desea implementar.

Dentro de la librería de Embedded Target for DsPIC para SIMULINK® se encuentran los bloques necesarios para llevar a cabo la implementación del sistema. Ilustración 3-16.

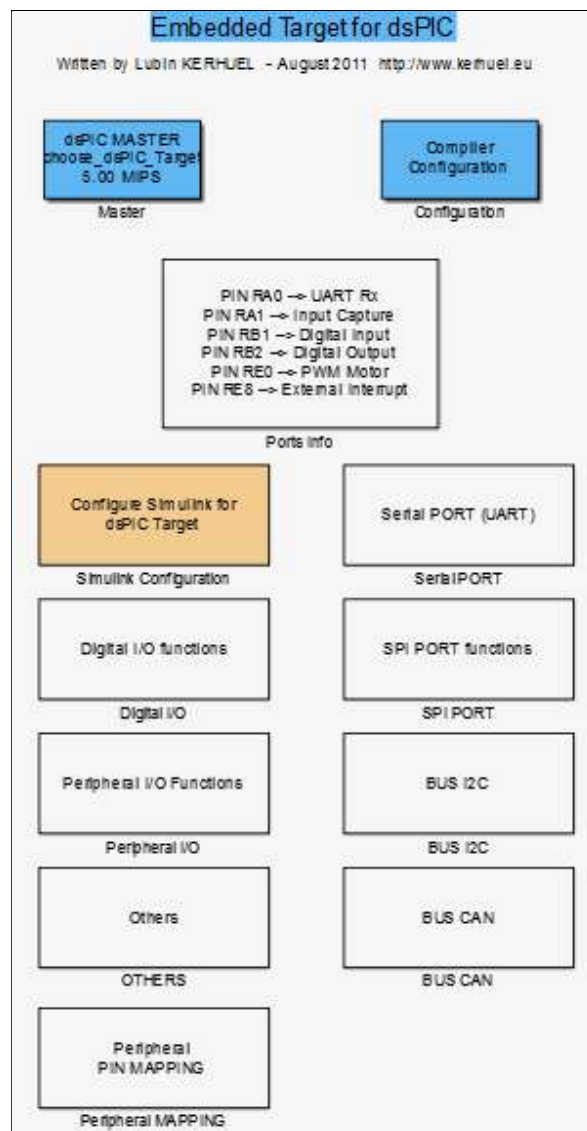


Ilustración 3-16 Librería Embedded Target for DsPIC en SIMULINK®

Los bloques que se utilizan para la configuración del sistema unidad de medición de vibraciones son los siguientes:

- **DsPIC Master:** permite seleccionar el dispositivo con el cual se va a trabajar en el proyecto, seleccionar la fuente y frecuencia de reloj, cantidad de instrucciones por segundo y canales de comunicación con el hardware de programación.

- **Configure Model for DsPIC Target:** configura el entorno de MATLAB® para trabajar con el dispositivo seleccionado en el bloque DsPIC Master.
- **Compile for DsPIC:** permite ejecutar el proceso de compilación.
- **UART Config:** permite configurar los parámetros de funcionamiento de la interfaz Transmisor-Receptor Asíncrono Universal UART (UART: por las siglas en inglés de *universal asynchronous receiver-transmitter*) del dispositivo seleccionado.
- **CAN Config:** permite configurar los parámetros de funcionamiento de la interfaz CAN del dispositivo seleccionado.

En Ilustración 3-17 se presentan los bloques utilizados para la configuración general del modelo de implementación de la UMV

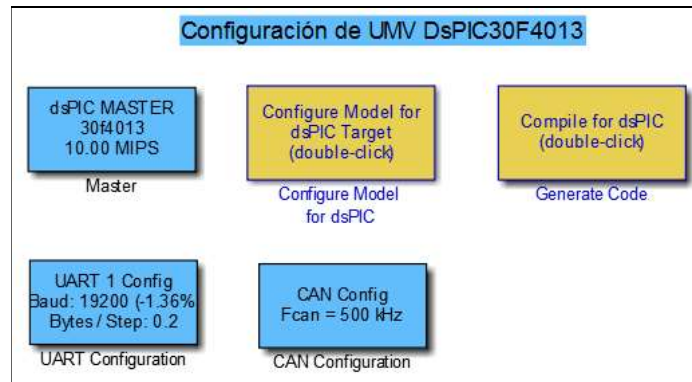


Ilustración 3-17 Bloques de configuración del modelo de UMV

3.6 MÓDULO DE CAPTURA DE DATOS

El módulo de captura de datos de giróscopos está dividido en dos secciones. La primera es la encargada de enviar los datos de activación de los ejes internos de la plataforma giro-estabilizada. La segunda es la responsable de recibir los datos provenientes de los FOG de la plataforma giro-estabilizada y transmitirlos al módulo de análisis de muestras en tiempo real.

3.6.1 Módulo de captura de datos de giróscopos (Sección I)

Como se mencionó en la sección 3.4.3 los ejes de AZ, EL y RL de la plataforma deben recibir un mensaje por bus CAN para comenzar a enviar los datos crudos de los giróscopos de fibra óptica.

Los bloques que se utilizan para la sección de activación de envío de datos del sistema unidad de medición de vibraciones son los siguientes:

- **CAN Transmit1:** permite el envío de datos por bus CAN, se configura además la longitud del ID de 11 o 29 bits, la longitud del paquete de datos DLC, la prioridad de los mensajes, el tipo de paquete CAN y el tiempo de muestreo del bloque.
- **Counter1:** genera un pulso por segundo que comanda la llave de selección del Multiport Switch.
- **Multiport Switch:** permite el envío de los diferentes ID de nodo al módulo CAN Transmit1.
- **Constant2:** comando de activación de envío de datos de los ejes internos 0x01.
- **Constant7:** ID=0x00, correspondiente al nodo de acimut. (AZ)

- **Constant8:** ID=0x01, correspondiente al nodo de elevación. (EL)
- **Constant9:** ID=0x02, correspondiente al nodo de rolo. (RL)
- **Data Type Conversion1:** conversión de tipo de dato de valor real a entero de 16 bits sin signo (uint16). Corresponde a una longitud de ID de CAN de 11 bits.
- **Data type Conversion3:** conversión de tipo de dato de valor real a entero de 8 bits sin signo (uint8). Corresponde a un valor de DLC=0x01, de 1 byte.

Se implementa entonces la sección de activación de envío de datos de ejes internos de acuerdo con la estructura que se presenta en Ilustración 3-18.

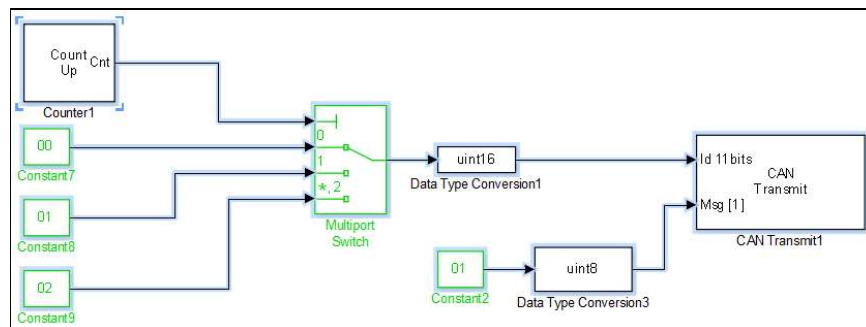


Ilustración 3-18 Diagrama en bloques de la sección de activación de envío de datos de ejes internos del modelo de UMV

Un secuenciador comandado por un contador de 1 segundo modifica el ID del módulo CAN de transmisión, haciendo que este último tome los valores 0x00, 0x01, 0x02, correspondientes a los ejes de AZ, EL y RL respectivamente. El dato enviado a los nodos de la plataforma giro-estabilizada siempre es el mismo 0x01 (Constant2), que es el que se utiliza para activar cada uno de los ejes. En el bloque CAN Transmit 1 se configura el valor de DLC=0x01.

3.6.2 Módulo de captura de datos de giróscopos (Sección II)

Una vez que se ha activado el envío de los datos de los FOG de los ejes internos de la plataforma giro-estabilizada, los nodos de cada eje comienzan a transmitir por el bus CAN de visibilidad los datos crudos de velocidad angular de cada uno de los FOG del sistema.

Estos datos son recibidos por el módulo captura de datos de la UMV por medio de una interfaz de bus CAN receptora que se conecta al bus de visibilidad del cabezal optrónico.

Los bloques que se utilizan para la sección de captura de datos del sistema unidad de medición de vibraciones son los siguientes:

- **CAN Receive:** se configura el filtro de recepción de paquetes CAN de acuerdo con el ID de nodo transmisor. El filtro TX0, corresponde al ID0=0x00 del eje de AZ, el filtro TX1, corresponde al ID1=0x01 y el filtro TX2, corresponde al ID2=0x02 del eje de RL. Además permite configurar el tiempo de muestreo del bloque y el valor del campo DLC. Los datos de cada eje están disponibles como una línea independiente del bloque. Además es posible activar una bandera cada vez que se recibe un dato.
- **Vector Concatenate:** permite modificar el orden de los bytes recibidos para adaptar la recepción al formato Little Indian.
- **Vector Demux:** permite dividir vectores
- **Bit Concat:** concatena dos vectores de 8 bits en una palabra de 16 bits.

Se implementa entonces la sección de captura de datos de ejes internos de acuerdo con la estructura que se presenta en Ilustración 3-19.

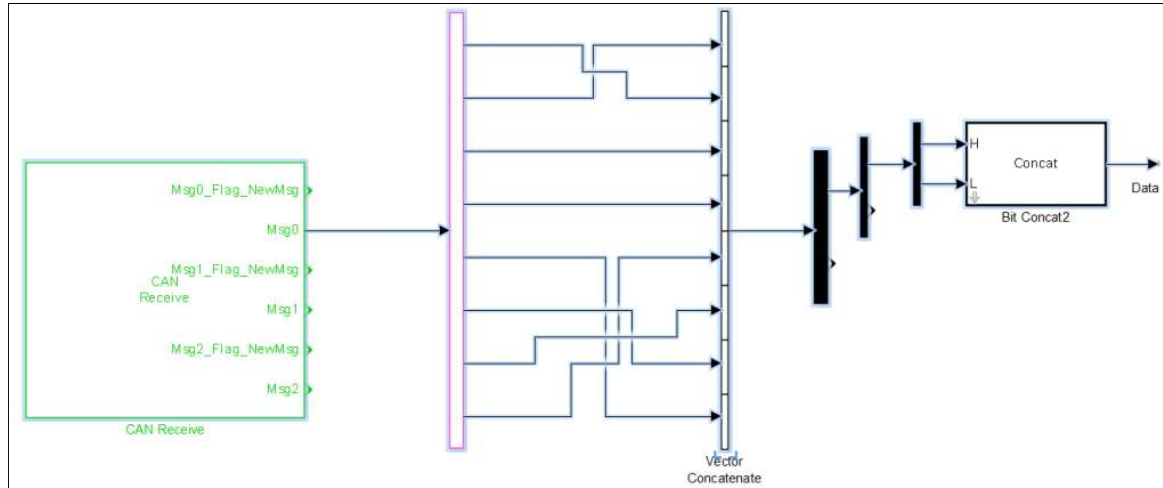


Ilustración 3-19 Diagrama en bloques de la sección de captura de datos de ejes internos del modelo de UMV

Los datos provenientes de los FOG de los ejes de AZ, EL y RL son recibidos por el bloque CAN Receive a una tasa de 1000 muestras por segundo. El bloque CAN Receive implementa los filtros de recepción, que de acuerdo al ID del nodo transmisor, direccionan los paquetes de salida a cada una de las cadenas de procesamiento correspondientes a los ejes de libertad de la plataforma.

Se ha representado el esquema en bloques del módulo de captura de datos, correspondiente al eje internos de AZ a los fines de simplificar el diagrama.

Los bloques de demux, vector concatenate y bit concat se utilizan para extraer los datos del paquete CAN, modificar el formato a Little Indian y formar una palabra de 16 bits que será transmitida al módulo de análisis de muestras espectrales en tiempo real.

En Ilustración 3-20 se aprecia el detalle de tratamiento de los bytes hexadecimales que son recibidos por la interfaz de bus CAN de la UMV. Puede apreciarse la inversión de los dos primeros bytes para adaptarse al formato Little Indian en el cual son generados.

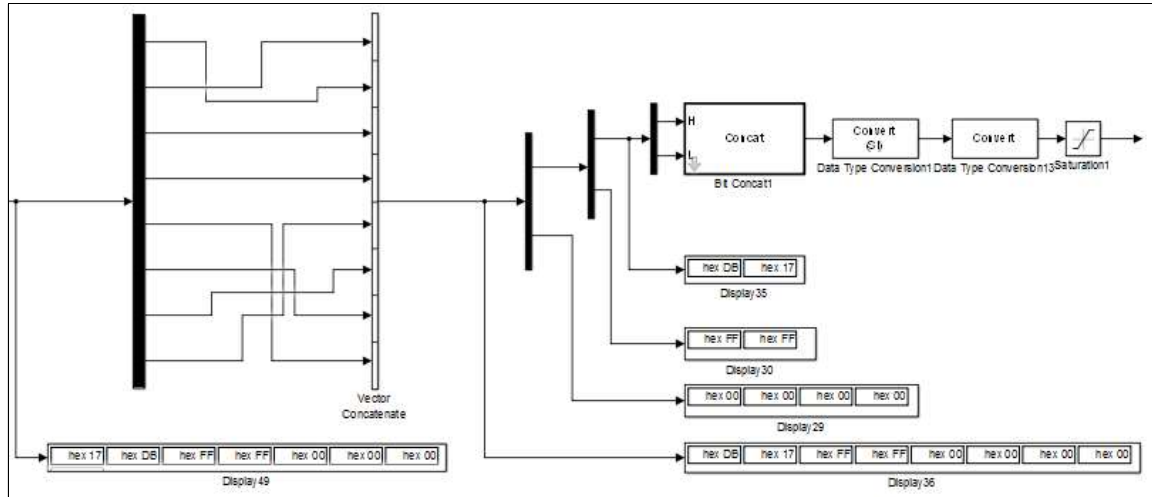


Ilustración 3-20 Detalles de análisis de datos hexadecimales del módulo de captura de datos de giróscopos

3.7 MÓDULO DE ANÁLISIS EN TIEMPO REAL Y FFT DE COMPONENTES

Los bloques que se utilizan para el módulo de análisis en tiempo real y FFT de componentes del sistema unidad de medición de vibraciones son los siguientes:

- **Data Type Conversion26:** convierte los datos de 16bits a formato 16Q12, de punto fijo con signo, 4 bits de parte entera y 12 bits de parte fraccional. Rango -8 a 7,999755859375 con una resolución de 0.000244140625.
- **Saturation3:** limita la amplitud de las muestras para evitar saturación de la FFT. El rango de amplitud de entrada queda acotado entre -15 °/seg y +15 °/seg.
- **Digital Filter Design:** implementa un filtro FIR de tipo Equiripple pasabajos, con frecuencia de corte 50 Hz y frecuencia de muestreo de 1000 Hz. El orden del filtro resultante es de 402 coeficientes. El filtro FIR implementado tiene la finalidad de limitar en banda la señal de entrada para evitar la creación de *alias* (en inglés aliasing) indeseados en frecuencia.
- **Zero Order Hold:** permite realizar un diezmado por un factor 10. La tasa de muestreo de este bloque es $T_s=1/100$.
- **Buffer7:** se almacenan 64 muestras en un buffer para realizar la transformada rápida de Fourier.
- **Data Type Conversion 28:** adaptación de formato de datos para módulo de FFT.
- **Matlab Function 1:** este bloque permite implementar funciones en código de Matlab definidas por el usuario. En este caso se calcula la FFT de cada trama de 64 muestras y para cada trama se determina el valor de frecuencia donde sucede el máximo de

amplitud de las componentes espectrales. El valor de frecuencia del máximo en amplitud de cada trama es enviado por la salida “y” del bloque. Por la salida “dft” se transmiten las muestras de la transformada discreta de Fourier la cual es implementada por el algoritmo FFT [82] [83] [84].

- **Complex to Magnitud-Angle:** convierte los valores complejos de las muestras de la FFT en valores reales del módulo de la FFT.
- **Peak Finder:** determina el valor del pico de amplitud para cada trama de 64 muestras de la FFT. Se establece un umbral mínimo de valor 0.025 por debajo del cual los picos son despreciados.
- **Data Type Conversion 29:** convierte los datos de amplitud del pico de 16bits a formato 16Q9, de punto fijo sin signo, 7 bits de parte entera y 9 bits de parte fraccional. Rango 0 a 127.998046875 con una resolución de 0.001953125.
- **Data Type Conversion 31:** convierte los datos de frecuencia del pico 16bits a formato 16Q9, de punto fijo sin signo, 7 bits de parte entera y 9 bits de parte fraccional. Rango 0 a 127.998046875 con una resolución de 0.001953125.

Se implementa entonces el módulo de análisis en tiempo real y FFT de componentes de acuerdo con la estructura que se presenta en Ilustración 3-21.

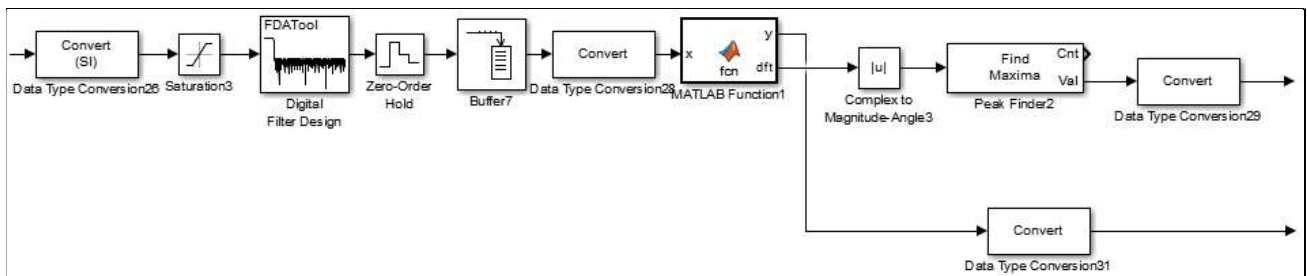


Ilustración 3-21 Diagrama en bloques del módulo de análisis en tiempo real y FFT del modelo de UMV

Las muestras de velocidad angular provenientes de cada uno de los ejes de la plataforma giro-estabilizada, son recibidas a una tasa de 1000 muestras por segundo, lo que implica que el tiempo de muestreo es $T_s=1/1000$ seg equivalente a 1 ms.

Estas muestras son acotadas en amplitud por el bloque Saturation3, para evitar que se produzcan saturación en el bloque que implementa la FFT y determina las componentes espectrales de frecuencia. Se ha comprobado analizando archivos de capturas de datos en vuelo de bus CAN de visibilidad del sistema, que existen valores fuera de rango cada una cantidad no determinística de muestras, que se deben a errores intrínsecos de diseño del subsistema de adquisición de datos FOG del cabezal oprónico bajo análisis. Es por esto que el bloque Saturation3 tiene la misión de limitar en amplitud el rango de las muestras, estableciendo así una cota superior (+15 °/seg) y una inferior (-15 °/seg) [85].

A continuación, se implementa un *filtro de respuesta finita al impulso* FIR (FIR por las siglas en inglés de Finite Impulse Response). Este filtro tiene por finalidad acotar en frecuencia la entrada de datos de velocidad angular. El filtro es de tipo pasabajos con características de oscilación en amplitud acotada en la banda de paso (Equiripple) y frecuencia de corte 50 Hz.

La respuesta al impulso $h[n]$ del filtro FIR, se define en Ecuación 3-4, donde los b_k son los coeficientes del filtro, N es la cantidad de coeficientes del filtro y $\delta[n - k]$ es la función delta desplazada k unidades de tiempo.

Ecuación 3-4

$$h[n] = \sum_{k=0}^{N-1} b_k \cdot \delta[n - k]$$

La ecuación de diferencias que describe un sistema FIR queda determinada por Ecuación 3-5, donde $y[n]$ es la salida del filtro, b_k son los coeficientes del filtro y $x[n - k]$ es la señal de entrada desplazada k unidades de tiempo.

Ecuación 3-5

$$y[n] = \sum_{k=0}^{N-1} b_k \cdot x[n - k]$$

La *respuesta en frecuencia* $H(z)$ de un filtro FIR se obtiene calculando la *transformada Z* de la respuesta al impulso $h[n]$. Ecuación 3-6.

Ecuación 3-6

$$H(Z) = Z\{h[n]\} = \sum_{n=-\infty}^{\infty} h[n] \cdot z^{-n}$$

Donde z es un número complejo de la forma $z = A \cdot e^{j\omega}$, siendo A la amplitud de z y ω es el argumento del complejo medido en [rad/s].

Tomando como referencia la Ecuación 3-4 y aplicando la transformación en el plano complejo definida por Ecuación 3-6, se obtiene la función de respuesta en frecuencia del filtro FIR de acuerdo con la expresión de Ecuación 3-7.

Ecuación 3-7

$$H(z) = \sum_{k=0}^{N-1} b_k \cdot z^{-k} = b_0 + b_1 \cdot Z^{-1} + \dots + b_{N-1} \cdot Z^{-(N-1)}$$

En Ilustración 3-22 se presenta una estructura de la realización canónica de un filtro FIR.

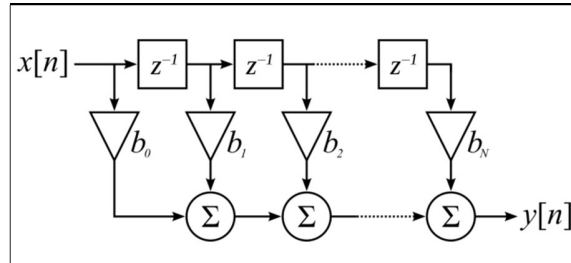


Ilustración 3-22 Estructura canónica de un filtro FIR

En la sección 3.4.3 se determinó que el rango de frecuencia para el cual el sistema sería diseñado es de 0 Hz a 50 Hz razón por la cual se implementa el filtro digital con el objetivo de eliminar el efecto de creación de alias producido por componentes espectrales de frecuencias mayores a los definidos en el rango de entrada.

Los parámetros de diseño del filtro FIR son los siguientes:

- Frecuencia de muestreo $f_s = 1000 \text{ Hz}$
- Atenuación en la banda de paso de $A_{pass} = 0.0001 \text{ dB}$
- Atenuación en la banda de rechazo $A_{stop} = 40 \text{ dB}$
- Frecuencia de paso $F_{pass} = 50 \text{ Hz}$
- Frecuencia de corte $F_{stop} = 60 \text{ Hz}$

Ilustración 3-23 presenta la respuesta en frecuencia $H(z)$ y en fase del filtro FIR diseñado para evitar la generación de alias en frecuencia.

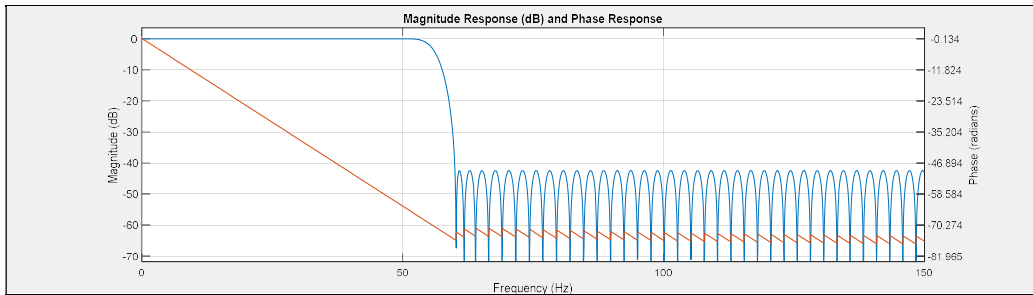


Ilustración 3-23 Respuesta en frecuencia del filtro FIR, magnitud y fase

Ilustración 3-24 presenta la respuesta al impulso $h[n]$ del filtro FIR.

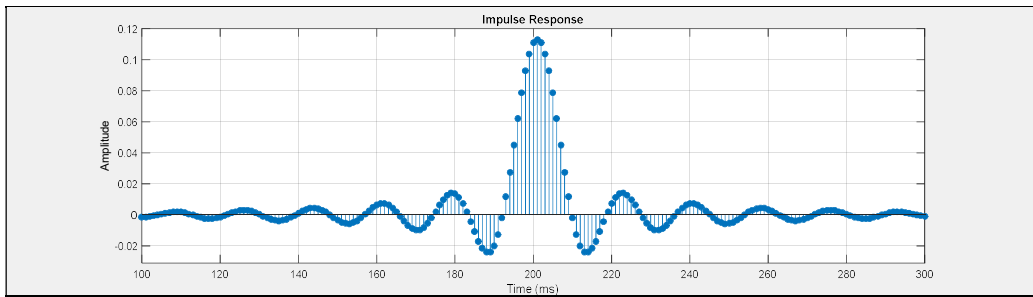


Ilustración 3-24 Respuesta al impulso del filtro FIR

El filtro diseñado entonces resulta de 402 coeficientes, Ilustración 3-25.

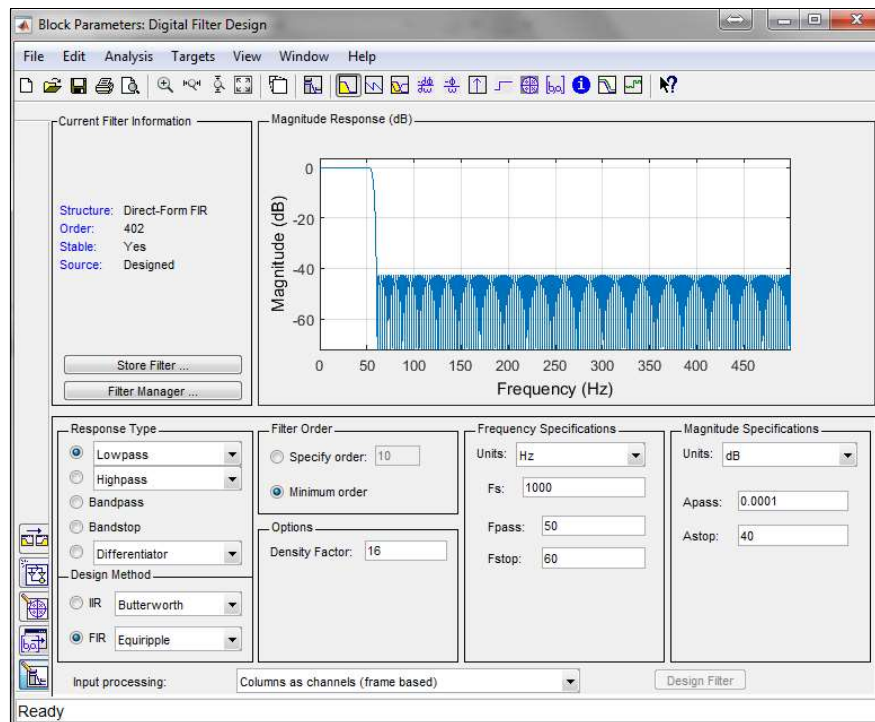


Ilustración 3-25 Bloque: Digital Filter Design – implementación de filtro FIR anti-alias

Las muestras acotadas en amplitud y frecuencia ingresan al *retenedor de orden cero* ZOH (ZOH: por las siglas en inglés de Zero Order Hold) donde se produce un proceso de *diezmado* por un factor 10, el cual reduce la frecuencia de muestreo a 100Hz correspondiente a un tiempo de muestreo $T_s=1/100$ seg.

En *procesamiento digital de señales* DSP (DSP por las siglas en inglés de Digital Signal Processing) el proceso de diezmado de una señal discreta $x[n]$ consiste en reducir la frecuencia de muestreo por un factor entero M (submuestreo), obteniendo como salida del proceso una secuencia $x_d[n]$ tal que se cumple la relación planteada en Ecuación 3-8 [86].

Ecuación 3-8

$$x_d[n] = x[n.M]$$

La reducción de la frecuencia de muestreo de la señal $x[n]$ puede generar alias en frecuencia en la señal diezmada $x_d[n]$. Para evitar la generación de alias, se debe incluir un filtro pasabajos antes de realizar el proceso de diezmado. En estos casos se pierde información de la señal original de entrada al proceso y no es posible regenerar la señal original a partir de la versión sub muestreada. Ilustración 3-26.

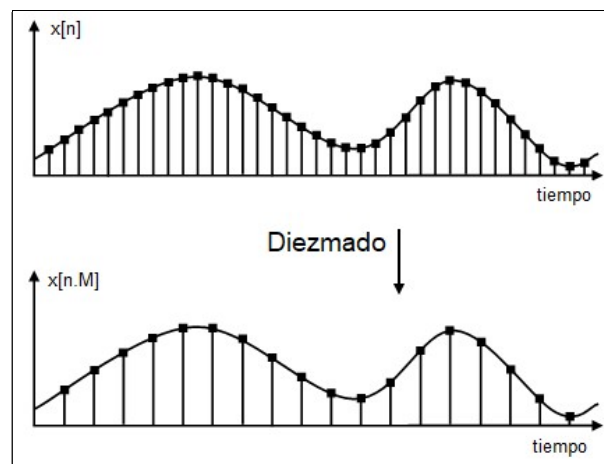


Ilustración 3-26 Diezmado de señales discretas

Sea $h[n]$ la respuesta del filtro FIR anti alias implementado en Ecuación 3-4 cuya cantidad de coeficientes es N , la salida $x_d[n]$ del proceso de filtrado anti alias y diezmado por un factor M , de una señal discreta $x[n]$ puede determinarse a partir de Ecuación 3-9.

Ecuación 3-9

$$x_d[n] = \sum_{k=0}^{N-1} x[n.M - k]. h[k]$$

Ilustración 3-27 presenta el detalle del proceso de filtrado y diezmado de una señal de entrada discreta $x[n]$ descrito en Ecuación 3-9. Puede apreciarse como la frecuencia de muestreo f_s de la señal original de entrada al proceso es dividida por el factor de diezmado M .

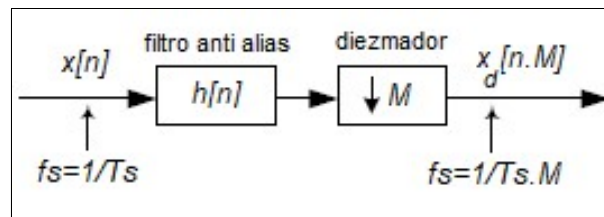


Ilustración 3-27 Diezmado de una señal por un factor M

El proceso de diezmado tiene como finalidad acotar en ancho de banda la señal de entrada para aumentar la resolución espectral del sistema.

Debido a que la frecuencia de muestreo del retenedor de orden cero es de 100 Hz, la máxima frecuencia que puede ser muestreada es 50 Hz según el criterio de Nyquist [87].

Buffer7 es el bloque responsable de acumular 64 muestras para realizar posteriormente la FFT de las muestras. Entonces la resolución espectral queda definida por 100 Muestras/seg / 64 Muestras = 1.5625 Hz.

De no realizarse el proceso de diezmado anteriormente descrito, la tasa de muestreo sería de 1000 Muestras/seg y la resolución espectral de 15.625 Hz. Esta condición produce enmascaramiento de componentes espectrales relevantes para el análisis que no se obtienen por falta de resolución espectral.

En Ilustración 3-28 se presenta la respuesta del módulo de la FFT para $F_s = 100$ muestras/seg y $F_s = 1000$ Muestras/seg. Se excita el sistema con la suma de tres señales sinusoidales de 17 Hz, 34 Hz y 48 Hz con valores de amplitud de 2 V, 1 V y 0.5 V.

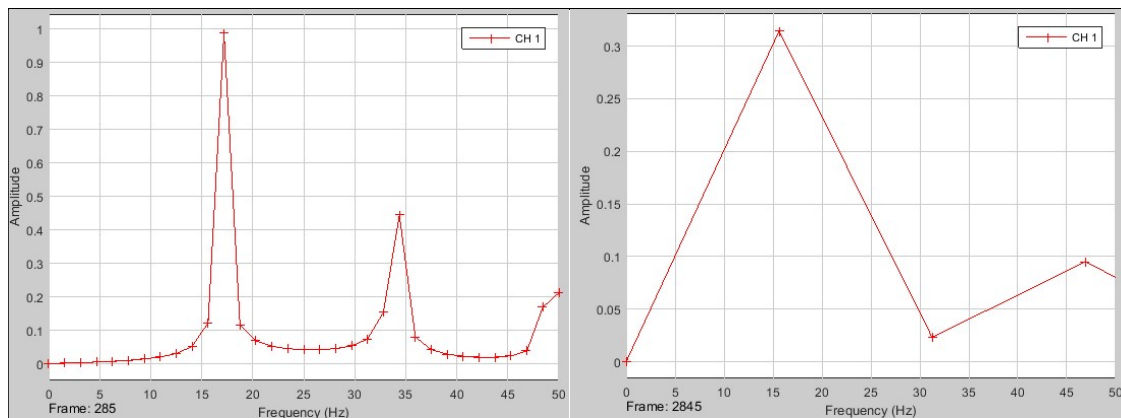


Ilustración 3-28 Señal del módulo de la FFT. (a) $F_s = 100$ muestras/seg. (b) $F_s = 1000$ muestras/seg

En Ilustración 3-28 puede apreciarse que la componente espectral de 34 Hz queda enmascarada por la baja resolución del sistema cuando la tasa de las muestras de entrada es de 1000 Muestras/seg.

El bloque MATLAB `function1` tiene por objeto implementar la FFT de las muestras de velocidad angular (acotadas en frecuencia y amplitud), y determinar la frecuencia del máximo espectral de cada trama (Una trama está definida por 64 muestras).

El bloque MATLAB `function` de SIMULINK® permite que el usuario diseñe una función propia en código MATLAB® y la pueda utilizar como un bloque de procesamiento, tanto en el modelo de simulación como en el modelo final de implementación.

El bloque MATLAB `Function` recibe por la entrada “x” valores de las 64 muestras (1 trama) de velocidad angular y devuelve por la salida “dft” 64 muestras complejas correspondientes a la FFT de las mismas. La salida “y” devuelve el valor de frecuencia para el cual se produce el máximo de la dft por cada trama [88] [89].

Ilustración 3-29 presenta el código de MATLAB® desarrollado para la implementación del bloque.


<pre>function [y,dft] = fcn(x)</pre>	
<pre>Fs=1e2; xdft=0; freq=0; I=0; x = detrend(x,0); xdft = fft(x); freq = 0:Fs/length(x):Fs/2; xdft = xdft(1:length(x)/2+1); [~,I] = max(abs(xdft)); y = freq(I); dft = fft(x)/64;</pre>	

Ilustración 3-29 Bloque MATLAB function – implementación de FFT

El bloque Complex to Magnitud-Angle, toma los valores del resultado de la FFT y transforma la función definida en el campo complejo en módulo y fase. En este caso se toma el valor del módulo de la FFT como la función de salida del bloque.

El bloque Peak Finder analiza el valor del módulo de la FFT y es el responsable de encontrar el valor máximo de amplitud por cada trama.

Data Type Conversion 29 y 31 adaptan los valores de amplitud y frecuencias de valores decimales a valores establecidos de acuerdo con los formatos fijados en la etapa de diseño.

Como salida del módulo de análisis en tiempo real y FFT de componentes, se obtiene un par de valores de amplitud-frecuencia del máximo para cada trama de 64 muestras bajo análisis.

Los datos procesados son enviados al módulo de adecuación, el cual se encarga del empaquetado y posterior transmisión de los mismos por bus CAN.

3.8 MÓDULO DE ADECUACIÓN DE DATOS

Los bloques que se utilizan para el módulo de adecuación de datos del sistema Unidad de Medición de Vibraciones son los siguientes:

- **Extract Bits5:** extrae los 8 bits más significativos de la palabra de 16 bits del valor pico de amplitud detectado por el módulo de Matlab function. Esta división se realiza debido a que los paquetes de BUS CAN se conforman de 8 bytes, razón por la cual es necesario dividir los datos de 16 bits en dos bytes.
- **Extract Bits6:** extrae los 8 bits menos significativos de la palabra de 16 bits del valor pico de amplitud detectado por el módulo de Matlab function.
- **Extract Bits7:** extrae los 8 bits más significativos de la palabra de 16 bits del valor pico de frecuencia detectado por el módulo de Matlab function. Esta división se realiza debido a que los paquetes de bus CAN se conforman de 8 bytes, razón por la cual es necesario dividir los datos de 16 bits en dos bytes.
- **Extract Bits8:** extrae los 8 bits menos significativos de la palabra de 16 bits del valor pico de frecuencia detectado por el módulo de Matlab function.
- **Constant1:** selecciona el ID del nodo del subsistema de seguimiento automático el cual recibe los datos procesados del sistema UMV.
- **Constant3:** configurado en 0x01 para indicar transmisión de datos del eje de AZ hacia el nodo de seguimiento automático.
- **Constant4:** configurado en 0x01 para indicar transmisión de datos del eje de EL hacia el nodo de seguimiento automático.

- **Constant5:** configurado en 0x01 para indicar transmisión de datos del eje de RL hacia el nodo de seguimiento automático.
- **BUS Creator:** forma un bus de 8 bytes de datos que sintetizan la carga útil del paquete de datos de CAN.
- **Data Type Conversion 27:** conversión de tipo de datos para los bytes a ser transmitidos por bus CAN.
- **CAN Transmit:** este bloque recibe el ID del nodo destino y un bus serial de 8 bytes de datos. Los datos son transmitidos por bus CAN de visibilidad de la plataforma giro-estabilizada. Este bloque además permite seleccionar el valor del campo DLC que para el presente diseño tiene el valor de 0x08 el cual corresponde a 8 bytes de datos. Se selecciona además la prioridad de los mensajes y el tipo de paquetes CAN que se transmiten hacia el bus.

Se implementa entonces el módulo formateador de datos de acuerdo con la estructura que se presenta en Ilustración 3-30.

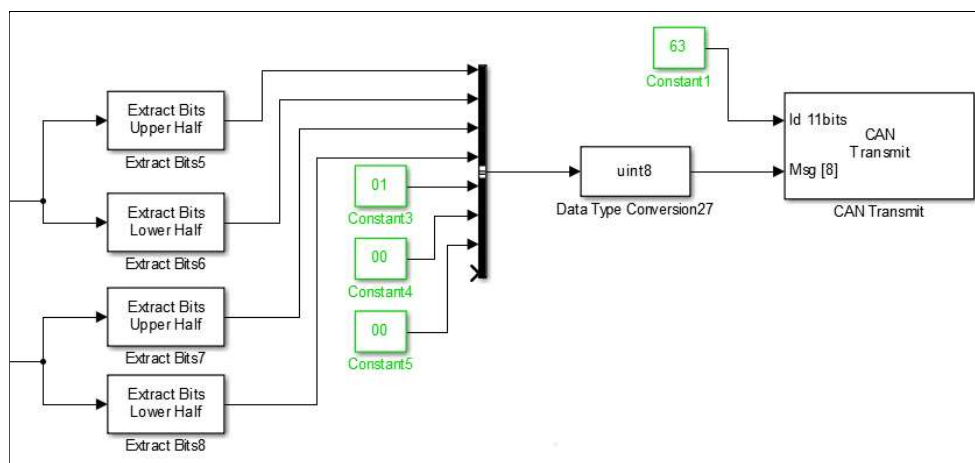


Ilustración 3-30 Diagrama en bloques del módulo formateador de datos del modelo de UMV

Los dispositivos de la familia DsPIC de Microchip® están basados en una arquitectura de 16 bits. Los valores de amplitud y frecuencia de cada trama que son generados por el módulo de análisis de componentes espectrales y de FFT, se encuentran como se describió anteriormente en formato 16Q9. Estos datos de 16 bits deben dividirse en bytes para poder ser enviados por el bus CAN al subsistema de seguimiento automático.

Los bloques Extract Bits 5 y 6 separan la palabra de 16 bits del valor del máximo de amplitud en dos bytes. Los bloques Extract Bits 7 y 8 separan la palabra de 16 bits de valor de frecuencia del máximo de la trama en dos bytes.

Los 4 bytes descriptos anteriormente, junto con los bytes generados por las constantes 3, 4 y 5, son entradas para el bloque bus Creator, el cual forma un vector de una fila y 8 columnas con los 8 bytes que serán transmitidos por bus CAN. La 7° posición del bloque bus Creator, no está conectada ya que se utilizaría para futuras ampliaciones de funcionalidad. El bloque bus Creator asigna el valor 0x00 a la 7° posición ya que no se encuentra conectada a ningún otro bloque.

El bloque Data Type Conversion²⁷, transforma los valores de los 8 bytes que genera el bloque bus Creator a valores enteros sin signo de 8 bits (unit8). Esta conversión se realiza a los fines de unificar el tipo de datos del vector de datos que ingresan al bloque CAN Transmit.

El bloque CAN Transmit es el responsable de armar el paquete de bus CAN que será transmitido hacia el subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico. En el bloque se configura el valor de DLC=0x08, el ID del nodo destino es 63 en decimal que equivale 0x003F.

En Ilustración 3-31 se muestra el detalle de conformado de datos del bloque bus Creator, se estructura un paquete de 8 bytes que forman un vector de una fila y 8 columnas.

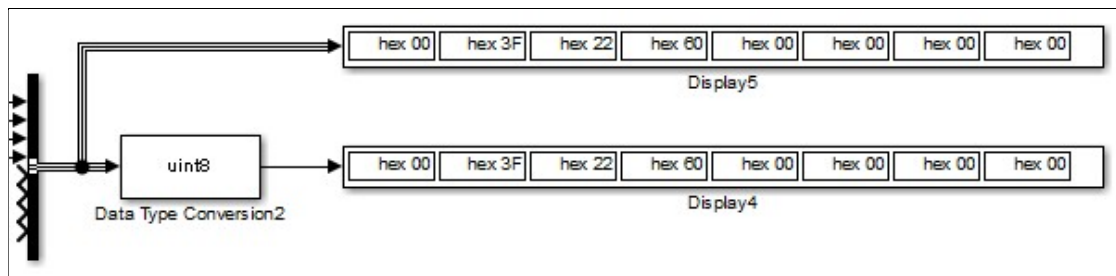


Ilustración 3-31 Formato de 8 bytes de salida del paquete de bus CAN – salida del módulo adecuación de datos

3.9 Estrategia de implementación del sistema embebido

Se desarrolló una estrategia de implementación del sistema embebido con la finalidad de seguir una guía estructurada en el proceso de desarrollo.

Se dividió la implementación en cinco subsistemas denominados:

SSG: Subsistema General

SS1: Subsistema 1 – módulo de captura de datos de giróscopos.

SS2: Subsistema 2 – módulo de análisis en tiempo real y FFT de componentes.

SS3: Subsistema 3 – módulo adecuación de datos.

SSI: Subsistema Integración.

La sigla **MSE** corresponde a Maestría en Sistemas Embebidos, por lo tanto la actividad MSE_SS2_4, corresponde a la tarea a realizarse en 4° lugar sobre el módulo de análisis de tiempo real y FFT de componentes para el sistema a implementar en la maestría en sistemas embebidos.

Cuando se hace referencia a la plataforma HW_UMV, significa el hardware de la unidad de medición de vibraciones desarrollado para implementar el modelo de sistema diseñado.

La implementación del sistema embebido de la UMV se desarrolló siguiendo el orden cronológico que se presenta a continuación.

3.9.1 (MSE_SSG_1) Pruebas de transmisión sobre interfaz de bus CAN en plataforma DsPIC y entorno SIMULINK®

Realizar pruebas de transmisión de datos desde la plataforma HW_UMV hacia el bus CAN, conectar un monitor de protocolos (sniffer en inglés) al bus y capturar los paquetes generados. Hacer pruebas de capturas de datos con el monitor de protocolos. Configurar el bus a distintas velocidades y comprender la capa CAN de hardware en plataforma DsPIC y en entorno de modelado SIMULINK®.

3.9.2 (MSE_SSG_2) Pruebas de recepción sobre interfaz de bus CAN en plataforma DsPIC y entorno SIMULINK®

Realizar pruebas de recepción de datos desde el monitor de protocolos de bus CAN hacia la plataforma HW_UMV, generar paquetes de datos con el monitor de protocolos y enviarlos cíclicamente.

3.9.3 (MSE_SSG_3) Desarrollo e Implementación de interfaz serial para verificación y solución de fallas

Configurar puerto serie en HW_UMV de manera que permita el envío de datos para *verificación y solución de fallas* (debugging en inglés). Configurar un túnel en el modelo en SIMULINK® entre la etapa de recepción de datos de bus CAN y la etapa de transmisión de datos serial para lograr enviar estos datos por puerto serie. Configurar una aplicación emulación de terminal serie como Putty o X-CTU para recibir los datos desde el puerto serie. Conectar el monitor de protocolos de bus CAN, transmitir datos cíclicamente al HW_UMV, recibirlos y re-transmitirlos por el puerto serie. Capturar los datos.

3.9.4 (MSE_SSG_4) Intérprete de datos para puerto serial

Generar un intérprete de datos en SIMULINK® que permita recibir los datos desde el puerto serie, que provienen desde el HW_UMV y graficarlos en pantalla, o almacenarlos para poder realizar análisis a posteriori, como así también, verificación y solución de fallas.

3.9.5 (MSE_SS1_1) Interpretación de datos de giróscopos de ejes internos

Analizar los datos de los giróscopos y la trama sobre el Bus CAN de visibilidad del gimbal. Los datos crudos provienen del gimbal en formato Q12 [90], comprender los ID de cada paquete en cada uno de los ejes. Analizar un archivo de una captura real del sistema. Conectar el monitor de protocolos de CAN a la plataforma real gimbal y con el sistema en funcionamiento capturar los datos en tiempo real, luego analizar.

3.9.6 (MSE_SS1_2) Diseño de etapa de recepción de datos de giróscopos

Diseñar la etapa de recepción de datos, definir las concatenaciones de datos, como se dividen las tramas, cómo será la estructura de recepción, generar los filtros de la etapa de recepción de bus CAN.

3.9.7 (MSE_SS1_3) Simulaciones de etapa de capturas de datos de giróscopos

Generar un modelo en SIMULINK® que permita simular la actividad en el Bus CAN de manera de tener una herramienta que sea capaz de fabricar datos en formato hexadecimal similares a los adquiridos por el bus de visibilidad del sistema en casos reales.

3.9.8 (MSE_SS1_4) Implementación de etapa de captura de datos en plataforma HW_UMV

Implementar el modelo SIMULINK® sobre la plataforma HW_UMV basada en DsPIC, analizar si un mismo nodo CAN puede enviar datos desde su propia interfaz de transmisión hacia su interfaz de recepción. De esta manera generar una unidad de envío de datos bus CAN en el DsPIC que permita aislarse de la plataforma real.

3.9.9 (MSE_SS1_5) Pruebas de verificación de etapa de captura de datos

Conectar la etapa de captura de datos del HW_UMV al monitor de protocolos de bus CAN, enviar datos simulados, analizar offline el formato de tramas CAN recibidas. Verificar cumplimiento de los resultados obtenidos.

3.9.10 (MSE_SS2_1) Modelo de sistema alto nivel

Generar una arquitectura del sistema basada en diagrama en bloques. Desglosar en subsistema y alocar requerimientos a cada uno de ellos.

3.9.11 (MSE_SS2_2) Diseño de detalle del subsistema de procesamiento

Generar un diseño detallado de la etapa de procesamiento de datos. Interprete de datos de giróscopos, formato de los mismos en Q12, concatenaciones. Bandas espectrales de medición en torno a las frecuencias involucradas, procesamiento de la FFT y obtención de máximos en amplitud y frecuencia. Generar diagrama en bloques.

3.9.12 (MSE_SS2_3) Simulación del modelo de sistema

Modelar en SIMULINK® el diseño propuesto en la etapa anterior y realizar simulaciones que permitan verificar el funcionamiento del mismo dentro de los parámetros establecidos en la etapa de diseño.

3.9.13 (MSE_SS2_4) Implementación del modelo de sistema en plataforma HW_UMV

Implementar el modelo SIMULINK® del subsistema de procesamiento, con los bloques de interfaz de la librería Embedded Target for DsPIC.

3.9.14 (MSE_SS2_5) Pruebas de verificación del modelo de sistema en plataforma HW_UMV

Inyectar señales que simulen muestras de velocidades angulares de giróscopos, a la plataforma HW_UMV, ya sea por el bus CAN, serial o por el conversor analógico digital y verificar que la etapa de procesamiento cumple con los requisitos impuestos en la etapa de diseño. Se busca en esta etapa, someter a ensayo la etapa de procesamiento de la UMV.

3.9.15 (MSE_SS3_1) Desarrollo de rutina de inicialización de bus CAN de visibilidad

Generar una rutina que, mediante un secuenciador, cambie los ID de los paquetes CAN de manera de activar los 3 ejes de la plataforma gimbal por medio del Bus CAN de visibilidad. Conectar la UMV al bus del gimbal, en paralelo conectar el monitor de protocolos y verificar que el HW_UMV es capaz de iniciar el proceso de envío de datos de giróscopos desde la plataforma gimbal.

3.9.16 (MSE_SS3_2) Simulación de concatenación y adecuación de datos para la transmisión

Generar un modelo SIMULINK® que permita concatenar los datos generados por la etapa de procesamiento para enviarlos por el bus CAN del HW_UMV.

3.9.17 (MSE_SS3_3) Implementación de etapa de transmisión de datos por bus CAN

Implementar el modelo SIMULINK® del subsistema de procesamiento, con los bloques de interfaz de la librería Embedded Target for DsPIC. Realizar pruebas de verificación que indiquen el correcto funcionamiento de la plataforma.

3.9.18 (MSE_SS3_4) Pruebas de verificación de etapa de transmisión y formateo de datos

Generar una rutina en el DsPIC que envíe datos de valores de pico de las componentes espectrales (módulo amplitud de la FFT y frecuencia del valor máximo), conectar el monitor de protocolos de CAN hacer una captura de datos y efectuar un análisis.

3.9.19 (MSE_SSI_1) Integración y pruebas de Integración de subsistemas

Integración de los subsistemas: módulo de captura de datos, módulo de procesamiento y módulo de formateador de datos. Realizar pruebas de verificación funcionales de integración entre los diferentes módulos.

3.9.20 (MSE_SSI_2) Pruebas de medición sobre plataforma real (gimbal)

Conectar la plataforma HW_UMV al gimbal en condición normal de funcionamiento. Monitorear la actividad del Bus CAN por medio del monitor de protocolos, hacer una captura de los datos. Analizar los datos.

3.9.21 (MSE_SSI_3) Ensayos de calificación del sistema

Verificar el cumplimiento de los requerimientos de acuerdo al plan de ensayos.

3.10 Programación del sistema Embebido

Una vez que el modelo funcional del sistema ha sido ensayado y ha cumplido con los requerimientos de diseño, es posible materializar el diagrama en bloques desarrollado en SIMULINK® en un proyecto basado en archivos de código fuente implementado en lenguaje C.

La herramienta de desarrollo de alto nivel MATLAB® permite construir un proyecto que es administrado a posteriori desde entorno de desarrollo integrado IDE MPLAB de Microchip®.

Es posible configurar la herramienta para que luego del proceso de compilación, despliegue una página web con un reporte del código generado. El reporte generado incluye todos los archivos *.c y *.h del proyecto, diagramas en bloques de módulos y de sub-módulos implementados, datos de versionado, reportes de análisis estático de código, reporte de interfaces de código y datos de ocupación de memoria en dispositivo.

Todo el contenido del reporte de compilación del proyecto se encuentra disponible en la página web que se despliega al finalizar la construcción exitosa del proyecto y puede ser navegado de una manera muy amigable para el usuario.

En Ilustración 3-32 se presenta el aspecto de la página web que se despliega tras haber compilado exitosamente el modelo de sistema implementado en SIMULINK®.

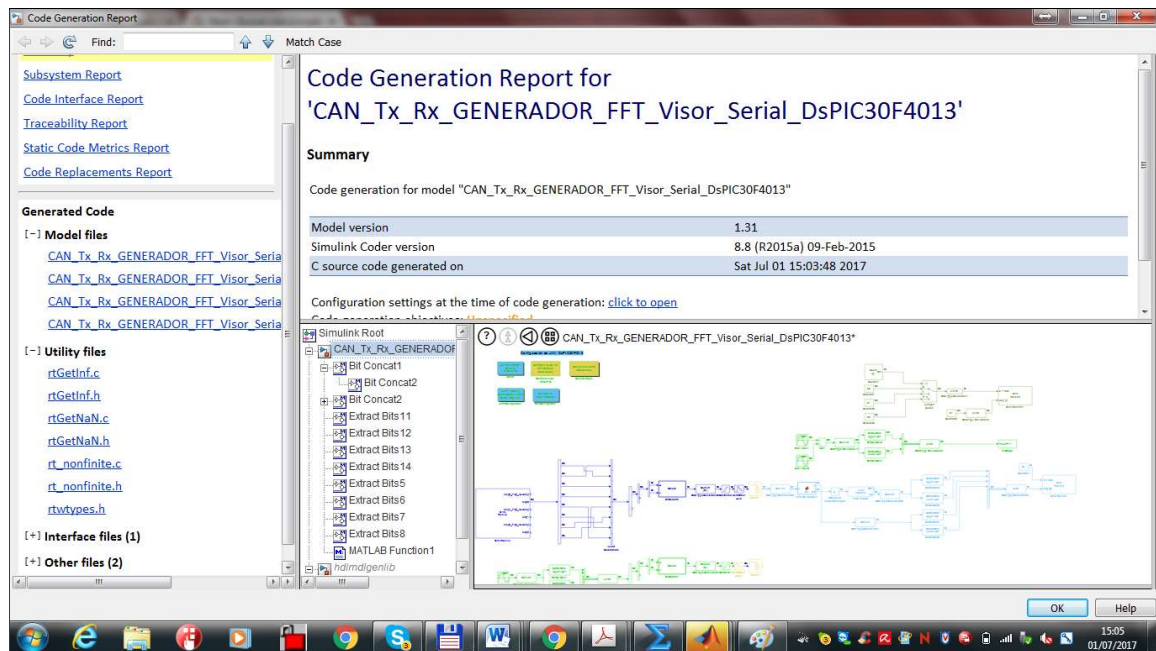


Ilustración 3-32: Reporte de compilación de SIMULINK® para el sistema embebido UMV

Como dispositivo de programación se utiliza el PICKit3 de la firma Microchip® que permite hacer *depuración de firmware* en tiempo de ejecución con la plataforma de hardware donde se ha implementado el sistema embebido.

El proyecto que genera el proceso de compilación de SIMULINK® está listo para ser tratado con el IDE MPLAB, no siendo necesario modificar ningún parámetro del entorno.

CAPÍTULO 4. VALIDACIÓN Y VERIFICACIÓN

4.1 Introducción

En el presente capítulo se presentan las pruebas realizadas que determinan como el sistema implementado satisface la solución del problema (validación) y si lo hace correctamente (verificación). Para ello se explora el cumplimiento de los objetivos propuestos.

4.1.1 Objetivos de la verificación y validación

Con el objeto de verificar el cumplimiento del sistema embebido diseñado y fabricado se generan y ejecutan distintos casos de prueba, que en conjunto confeccionan un plan de ejecución, cuya finalidad es definir el orden y el momento en el que se realizarán las pruebas. Como una forma de gestionar la complejidad del sistema se dividen las pruebas (test) en alcances de nivel unitario, integración y prueba de sistema

4.1.2 Conceptos y definiciones: validación y verificación de sistemas

El software de un sistema embebido es una representación abstracta que no se puede medir por métodos formales o estructurados. Es intangible y siempre que es medido se lo hace mediante métodos indirectos.

Validación de sistema: es la etapa donde se corroborará que el sistema desarrollado es el correcto, que es en efecto el que el usuario ha solicitado, se aproxima la demostración que el sistema desarrollado cumple las funciones para los cuales fue construido.

Verificación de sistema: es la etapa donde se corroborará que el sistema sea desarrollado correctamente. Se debe procurar que los requerimientos estén bien especificados, razón por la cual, la tarea de definición de requerimientos, involucra al usuario final del sistema.

Las pruebas (test) unitarias son de caja blanca y se hacen con el código a la vista, razón por la cual el operador (tester) necesita saber de programación y de desarrollo.

En los casos de test unitarios, se prueban funcionalidades a nivel módulo o función del sistema.

En los casos de pruebas funcionales o de sistema, se prueban funcionalidades del sistema que está bajo análisis o testeo.

En los casos de pruebas de integración, se prueban las interfaces entre los distintos módulos o subsistemas que componen el sistema que se ha diseñado y construido.

Los casos de test unitarios y de integración son pruebas que se denominan de caja blanca, porque es imposible construirlos sin conocer el detalle del sistema. Requieren que la persona que diseña los casos de test conozca la arquitectura y domine la implementación del sistema embebido construido.

En los casos de test funcionales o de sistema, son pruebas que se denominan de caja negra, porque es posible, construirlos sin conocer el detalle de implementación del sistema, pero en cambio estableciendo el foco en validar que los requerimientos son satisfechos.

Para que el sistema ejercite las distintas funciones se establecen casos de perturbación o acción y su correspondiente resultado debiendo ser éste en acuerdo a los requerimientos del sistema [91].

Es virtualmente imposible validar todas las posibles entradas y salidas del sistema, por lo que se utilizará como criterio de aceptación del sistema un grado de cumplimiento aceptable de los requerimientos especificados para el mismo [ver sección 3.1 Requerimientos del sistema].

4.1.3 Listado de requerimientos de diseño de sistema

La estrategia a implementar entonces para abordar el proceso de verificación y validación, es testear el sistema de manera individual barriendo cada uno de los requerimientos, para lo cual los mismos deben ser aceptados como necesarios y suficientes para especificar al sistema [92] [93].

En la sección 6.1 ANEXO 1, se presenta el listado detallado de los requerimientos de diseño a nivel sistema, subsistema y módulo de la unidad de medición de vibraciones.

4.1.4 Matriz de trazabilidad de requerimientos RTMX – Módulos / requerimientos de sistema

La Matriz de trazabilidad de requerimientos RTMX (RTMX por las siglas en inglés de Requirements Traceability Matrix) en su dimensión requerimientos/módulos de sistema, es una herramienta que se utiliza para indicar en todo momento, la correspondencia entre los requerimientos de diseño y los distintos módulos que componen el sistema [94].

La RTMX especifica cómo se alocan los requerimientos en los distintos módulos del sistema, permitiendo así visualizar el balance del conjunto, exponiendo aquellos módulos a los cuales se les han asignado múltiples funcionalidades (módulos críticos del sistema), y aquellos que cuentan con capacidad de procesamiento remanente.

En la sección 6.2 ANEXO 2, se presenta la RMTX que describe como se alocan los requerimientos a los distintos módulos que componen el sistema.

4.1.5 Listado de casos de test de sistema

Los casos de prueba (test cases en inglés) definen las pruebas de verificación que se realizaran sobre el sistema.

En la etapa de diseño de un sistema embebido, se debe pensar en pares de acción; “que hace” y que “se espera” como resultado. Cada par de acción pensado da origen a un caso de prueba. La creatividad en el test debe enfocarse en la construcción del caso de prueba y no en la ejecución del mismo.

En la sección 6.3 ANEXO 3, se presenta el listado de los casos de test diseñados en el marco del trabajo de investigación para abordar el proceso de verificación del sistema diseñado.

4.1.6 Matriz de Trazabilidad de Requerimientos RTMX – Casos de test / requerimientos de sistema

La Matriz de trazabilidad de requerimientos RTMX en su dimensión casos de test/requerimientos, es una herramienta que se utiliza para indicar en todo momento, la correspondencia entre el caso de prueba que se está ejecutando y el o los requerimientos que se están verificando con su ejecución (y que no se satisface en caso de falla).

La RTMX permite corroborar que cada requerimiento definido en la etapa de diseño, tiene al menos un caso de test asociado, y que todos los casos de prueba son utilizados para un ejercicio de prueba en concreto (abordan la validación o verificación de al menos un requerimiento).

Los requerimientos no funcionales deben también ser testeados y por lo tanto incorporados a la RTMX.

En la sección 6.4 ANEXO 4, se presenta la correspondencia entre los requerimientos de sistema y los casos de test diseñados a los fines de verificar la solución implementada.

4.1.7 Plan de test de sistema

El plan de test de un sistema embebido, es una sucesión ordenada cronológicamente de casos de prueba. En el proceso de desarrollo de software de sistemas embebidos, existe una regla muy grosera que indica que debe existir al menos un caso de prueba por decisión + 1. En normas de programación se establece por ejemplo un número de no más de dos decisiones por función o rutina. Por este motivo, es conveniente entonces dividir las rutinas en dos sub-rutinas, para disminuir el *índice de complejidad ciclomática* y así la dificultad del test [95].

La complejidad ciclomática es una métrica de calidad de software basada en el cálculo del número de caminos independientes que tiene el código de software de un sistema

embebido. Estos caminos se identifican a partir de las estructuras de control (condicionales o bucles) incluidas en la mayoría de los lenguajes de programación, y más concretamente, a partir del diagrama de flujo de cada uno de los métodos del software que se desea analizar.

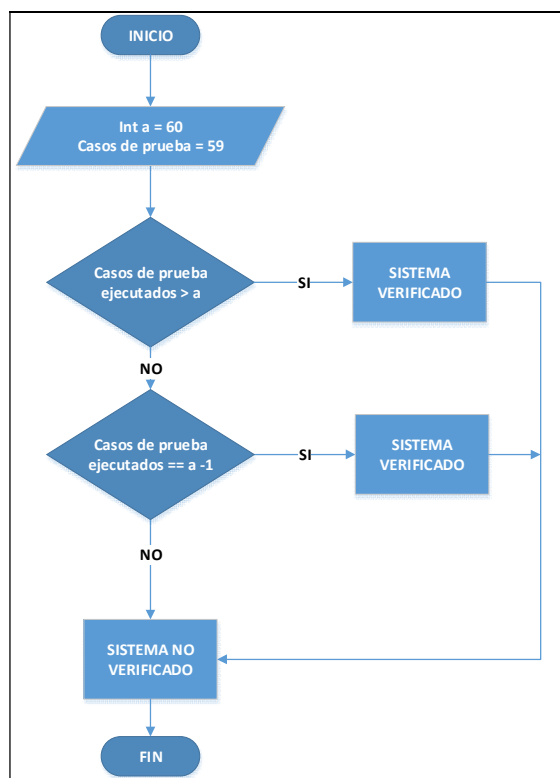


Ilustración 4-1 Ejemplo de diagrama de flujo índice de complejidad ciclomática

Para calcular el índice de complejidad ciclomática, en función de la detección y del recuento de caminos independientes, la idea más *purista* es acudir al diagrama de flujo, de software, tratarlo como un grafo, con sus nodos y aristas, y hacer un recuento de cuántos caminos diferentes hay desde el nodo inicial al final.

En Ilustración 4-1 se presenta un caso sobre calcular si un sistema ha sido verificado en su totalidad o no, para el cual existen 3 posibles caminos (*SI*, *NO-SI*, *NO-NO*).

Cada vez que se introducen modificaciones en un sistema embebido, se debe testear todo el sistema y sus funciones, ejecutando el plan de test en su completitud, para así detectar de manera temprana cada error introducido en el proceso de construcción del software de un sistema embebido.

En la sección 6.5 ANEXO 5, se presenta el plan de test ejecutado en el marco del esfuerzo de investigación para abordar el proceso de verificación del sistema diseñado.

4.2 Verificación a nivel sistema

4.2.1 Casos de test de sistema – Entorno de ensayos realizados

Los casos de test de sistema, son test denominados de caja negra. Los casos de test de sistema, miden la respuesta del sistema ante diferentes estímulos de entrada.

Debido a inconvenientes con la disponibilidad del cabezal oprónico real, fue necesario construir un entorno de ensayo que permitiera inyectar estímulos al sistema para medir su respuesta.

Se cuenta con datos reales de cada uno de los ejes internos de la plataforma, obtenidos en ensayos en vuelo del cabezal oprónico.

Durante los ensayos en vuelo del sistema real, se almacenan los valores de velocidades angulares provenientes de los giróscopos de los ejes de AZ, EL y RL del cabezal oprónico. Para el registro de los datos se utiliza un monitor de protocolos de datos conectado al bus CAN de visibilidad del cabezal oprónico.

De esta manera, es posible posteriormente procesar los datos almacenados para conocer las vibraciones presentes en cada uno de los ejes internos de la plataforma.

Se utilizan entonces, registros de ensayos en vuelo del año 2015, con el cabezal oprónico montado en aeronave P3-Orión de la Armada Argentina. Los vuelos se realizaron sobre península de Valdés y punta Ninfas, partiendo desde la base aeronaval Almirante Zar de la ciudad de Trelew provincia de Chubut.

Se diseña e implementa una herramienta de prueba de sistema UMV, que permita tomar los datos reales de ensayo en vuelo almacenados en un archivo de extensión *.csv, e inyectarlos en el bus CAN donde se conecta el sistema UMV.

Se utiliza el monitor de protocolos de bus CAN USBCAN-Module de la firma Systec®. El fabricante del equipo provee una aplicación llamada PCAN-View que permite monitorear el tráfico de paquetes del bus CAN. La aplicación permite además ensamblar paquetes CAN y enviarlos cíclicamente al bus. Ilustración 4-2.

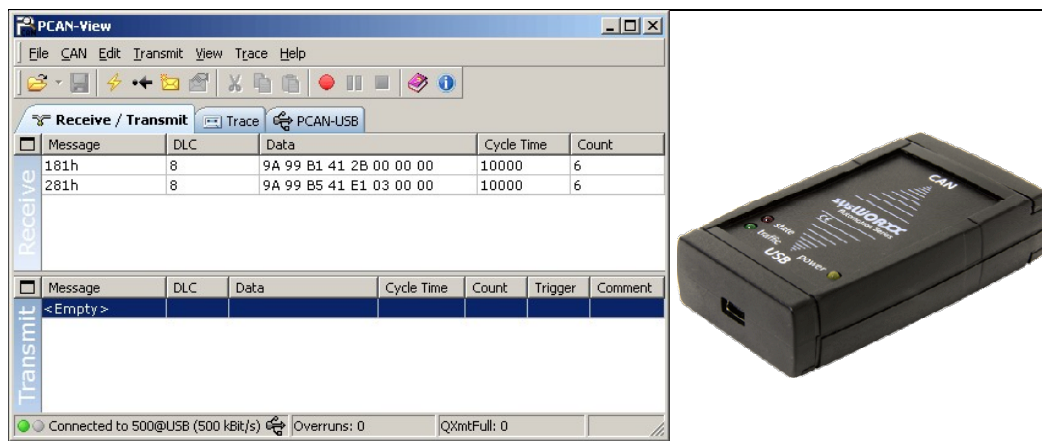


Ilustración 4-2 Aplicación PCANView -Hardware de Systec USBCAN

La aplicación PCAN-View se utiliza para ejecutar todos los casos de prueba a nivel módulo e integración.

Para los casos de prueba a nivel sistema, se desarrolla una aplicación en entorno de programación visual LabView de National Instruments® ya que el fabricante del monitor de protocolos provee las librerías del dispositivo USBCAN-Module para versiones de LabView 2011, 2014 y 2015. Ilustración 4-3.

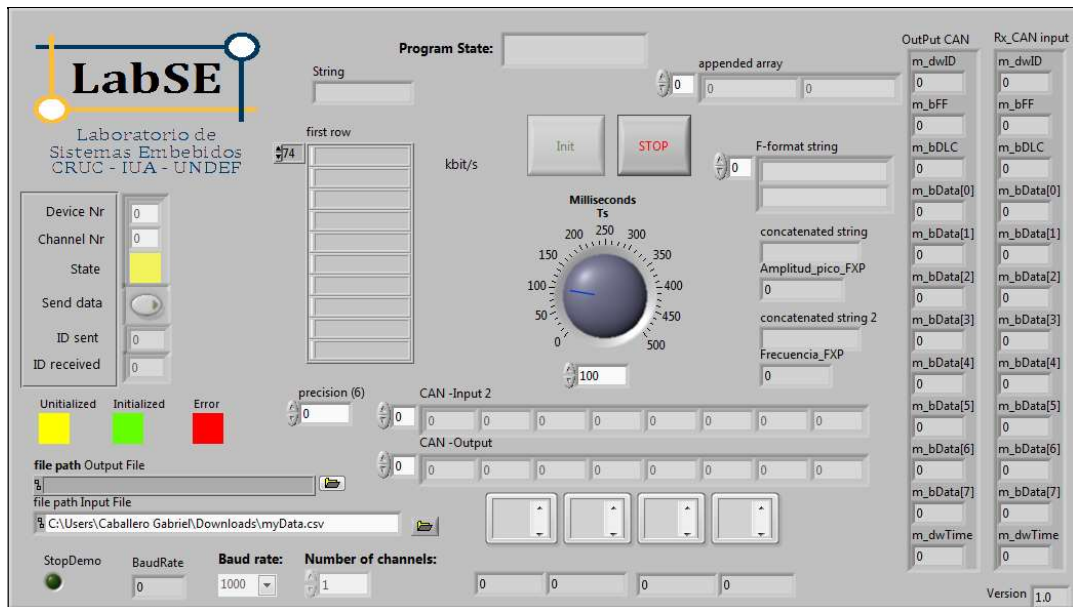


Ilustración 4-3 Aspecto de herramienta de testing desarrollado en LabView®

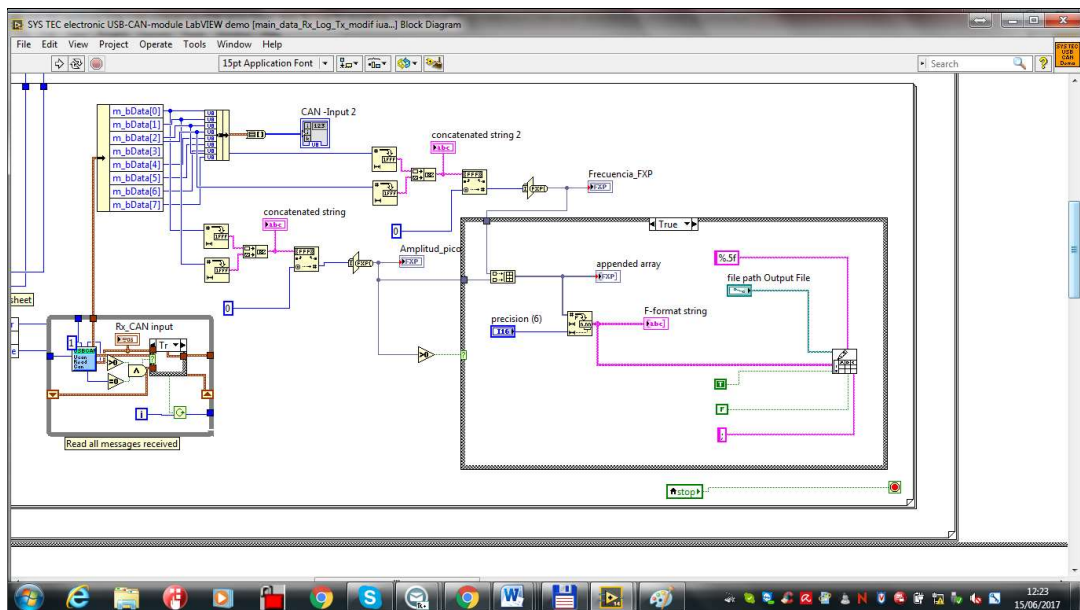


Ilustración 4-4 Sección del software de testing destinada al almacenamiento de datos

A continuación se citan de manera resumida los requerimientos para el diseño e implementación de la aplicación desarrollada para la ejecución de los casos de test de sistema:

- [TCT_1] La herramienta de soporte a los casos de test, deberá leer desde un archivo de entrada con extensión *.csv, los valores de los giróscopos de los ejes internos de la plataforma en formato punto fijo con signo 16Q12 en Hexadecimal.
- [TCT_2] La herramienta de soporte a los casos de test, deberá cambiar el orden de Little Endian a Big Endian los datos capturados desde el archivo *.csv.
- [TCT_3] La herramienta de soporte a los casos de test, deberá enviar los datos tomados del archivo *.csv hacia el bus CAN del sistema UMV en formato punto fijo con signo 16Q12 en Hexadecimal.
- [TCT_4] La herramienta de soporte a los casos de test, deberá permitir al usuario, variar la velocidad de envío de datos hacia el sistema UMV.

- [TCT_5] La herramienta de soporte a los casos de test, deberá presentar en pantalla los valores enviados por el monitor de protocolos de bus CAN hacia el sistema UMV.
- [TCT_6] La herramienta de soporte a los casos de test, deberá presentar en pantalla los valores recibidos por el monitor de protocolos de bus CAN provenientes del sistema UMV.
- [TCT_7] La herramienta de soporte a los casos de test, deberá guardar un archivo *.csv con los valores pico de frecuencia y amplitud procesados por el sistema UMV.

Tabla 4-1 presenta un ejemplo de archivo de datos reales de la plataforma capturado en un ensayo en vuelo. Este archivo es el que se recibe como entrada en la herramienta de soporte de los casos de test.

El campo ID=ID1 indica que se trata de datos de velocidades angulares correspondientes al eje interno de acimut de la plataforma giro-estabilizada.

El campo DLC=8 indica que se recibieron 8 bytes de datos por bus CAN de visibilidad de la plataforma giro-estabilizada al registrar los datos en vuelo.

Dato 1, son las muestras de velocidad angular del eje de acimut de la plataforma giro-estabilizada, que se utilizan para realizar los casos de test de sistema UMV. La velocidad de muestreo es de 1000 Muestras/seg.

Dato 2 es la velocidad angular comanda por el operador del sistema, se descarta para la ejecución de los ensayos.

ID	DLC	Dato 1				Dato 2			
ID1	8	E2	43	00	00	0	0	0	0
ID1	8	8E	E0	FF	FF	0	0	0	0
ID1	8	07	4B	00	00	0	0	0	0
ID1	8	E9	BD	FF	FF	0	0	0	0
ID1	8	D5	6D	FF	FF	0	0	0	0
ID1	8	EE	29	00	00	0	0	0	0
ID1	8	4E	D2	FF	FF	0	0	0	0
ID1	8	66	6A	FF	00	0	0	0	0
ID1	8	EF	8B	FF	FF	0	0	0	0
ID1	8	D0	39	00	00	0	0	0	0
ID1	8	72	A8	FF	FF	0	0	0	0

Tabla 4-1 Ejemplo: almacenamiento de datos de bus CAN de visibilidad

A continuación se presenta un ejemplo de archivo de datos almacenados por la herramienta de soporte a los casos de test capturados en un ensayo de sistema UMV. Este archivo es el que se obtiene como salida de la herramienta luego de realizar un ensayo de sistema UMV.

Frecuencia [Hz]	Amplitud [Veces]
20,3125	0,015137
7,8125	0,201904
6,25	0,259277
4,6875	0,228271
3,125	0,27002
1,5625	0,226807
1,5625	0,226807
9,375	0,071045
7,8125	0,249023
10,9375	0,200684

*Tabla 4-2 Ejemplo: almacenamiento de datos *.csv*

4.2.2 Desarrollo de casos de test de sistema

En esta sección se presentan en detalle los casos de test que se ejecutan para verificar a nivel sistema el cumplimiento de los requerimientos impuestos en la etapa de diseño.

Los casos de test de sistema analizados se presentan en el listado a continuación:

[TC_SUMV_033] Verificar que UMV es capaz de procesar una entrada sinusoidal de $f=17$ Hz y amplitud=2 V.

[TC_SUMV_034] Verificar que UMV es capaz de procesar una entrada sinusoidal de $f=34$ Hz y amplitud=2 V.

[TC_SUMV_035] Verificar que UMV no reacciona a estímulos en la entrada de valores fuera de rango en amplitud.

[TC_SUMV_036] Verificar que UMV no reacciona a estímulos en la entrada de valores fuera de rango en frecuencia.

[TC_SUMV_037] Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en banco correspondientes al eje de AZ - estímulo: rampa en amplitud y frecuencia.

[TC_SUMV_038] Verificar la respuesta del sistema implementado ante estímulos de datos en banco correspondientes al eje de AZ - estímulo: rampa en amplitud y frecuencia.

[TC_SUMV_039] Verificar que UMV detecta las componentes espectrales de 17 Hz-2 V, 34 Hz-2 V en presencia de ruido blanco generado por un canal AWGN.

[TC_SUMV_040] Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de AZ - vuelo1.

[TC_SUMV_041] Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL - vuelo1.

[TC_SUMV_042] Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de RL -vuelo1.

[TC_SUMV_043] Verificar la respuesta del sistema implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de AZ - vuelo1.

[TC_SUMV_044] Verificar la respuesta del sistema Implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL -vuelo1.

[TC_SUMV_045] Verificar la respuesta del sistema Implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de RL -vuelo1.

[TC_SUMV_046] Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL - vuelo2.

[TC_SUMV_047] Verificar la respuesta del sistema Implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL -vuelo2.

Estrategia de test:

Todos los casos de test de sistema se realizan en entorno de simulación SIMULINK® con el modelo de sistema diseñado. Los valores de amplitud y frecuencia se guardan como variables del espacio de trabajo de MATLAB®.

Todos los casos de test de sistema se realizan en entorno de implementación real, utilizando el sistema UMV, la herramienta de soporte de casos de test desarrollada en entorno

LabView® y el monitor de protocolos de bus CAN de Systec®. Los valores de amplitud y frecuencia obtenidos se guardan en un archivo *.csv como se describió en sección 4.2.1.

El tiempo de duración de cada ensayo es de 5 min, siendo el mismo tiempo para los ensayos sobre el modelo matemático desarrollado en SUMILINK® y el modelo real de sistema UMV implementado en la plataforma hardware.

En entorno MATLAB® se procesan los valores obtenidos de la simulación y del ensayo sobre el sistema UMV.

Se grafican con los datos obtenidos los valores de amplitud y frecuencia en cada ensayo, en gráfico de dispersión, junto con la *densidad de potencia espectral* PSD (PSD por las siglas en inglés de Power Spectral Density) de la señal estímulo de entrada.

4.2.3 Respuesta del sistema ante señales sinusoidales

En esta sección se presentan la respuesta del sistema UMV ante estímulos de señales sinusoidales puras en la entrada.

Caso de test TC_SUMV_033

El objetivo del caso de test TC_SUMV_033, es verificar que el sistema es capaz de procesar una señal de entrada sinusoidal de frecuencia = 17 Hz y amplitud = 2 V.

Ilustración 4-5 presenta la forma de onda y la densidad de potencia espectral de la señal sinusoidal de 17 Hz y 2 V de amplitud que se inyecta como entrada para determinar la respuesta del sistema.

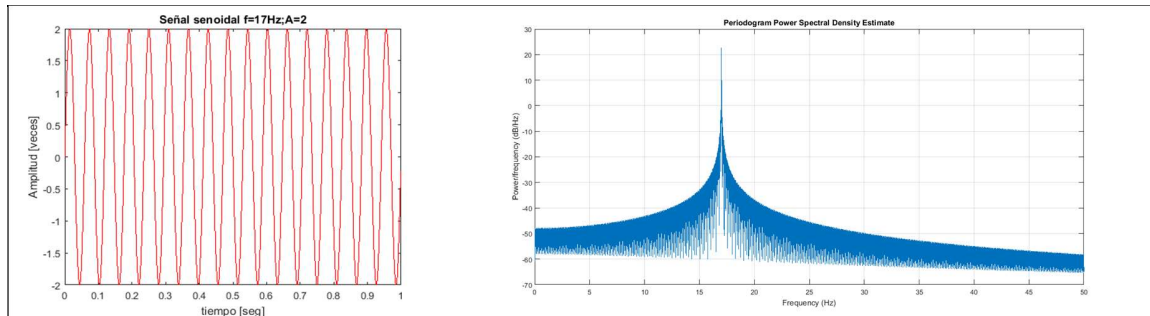


Ilustración 4-5 Forma de onda y PSD de señal sinusoidal de 17 Hz

Ilustración 4-6 presenta la PSD de una señal sinusoidal de 17 Hz de entrada al sistema en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos amarillos representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para el valor correspondiente a 17 Hz en frecuencia y 0 dB/Hz en amplitud.

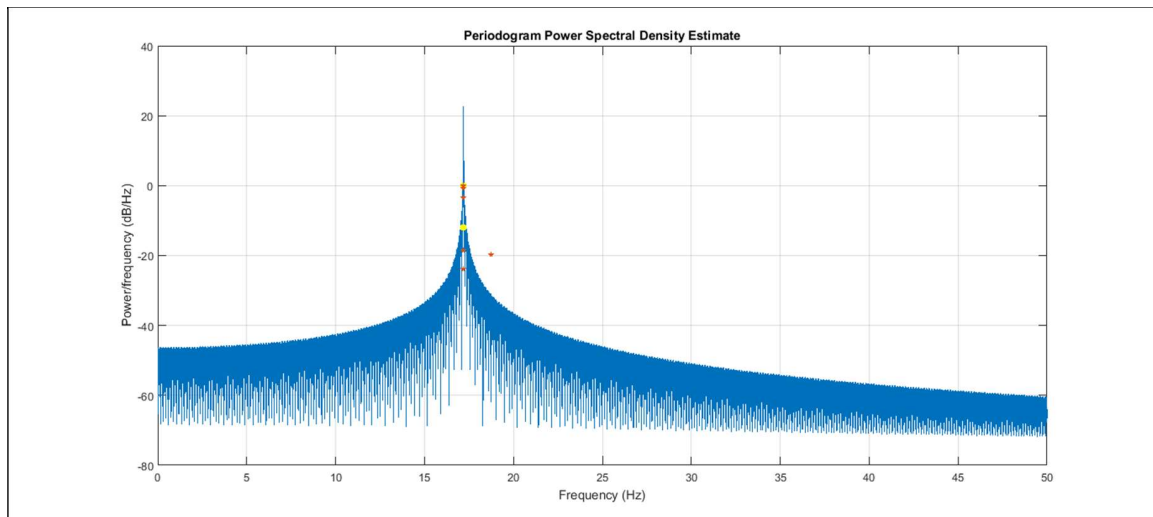


Ilustración 4-6 PSD señal sinusoidal 17 Hz, datos simulados vs datos ensayados

Caso de test TC_SUMV_034

El objetivo del caso de test TC_SUMV_034, es verificar que el sistema es capaz de procesar una señal de entrada sinusoidal de frecuencia = 34 Hz y amplitud = 2 V.

Ilustración 4-7 presenta la PSD de una señal sinusoidal de 34 Hz de entrada al sistema en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos amarillos representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para el valor correspondiente a 34 Hz en frecuencia y 0 dB/Hz en amplitud.

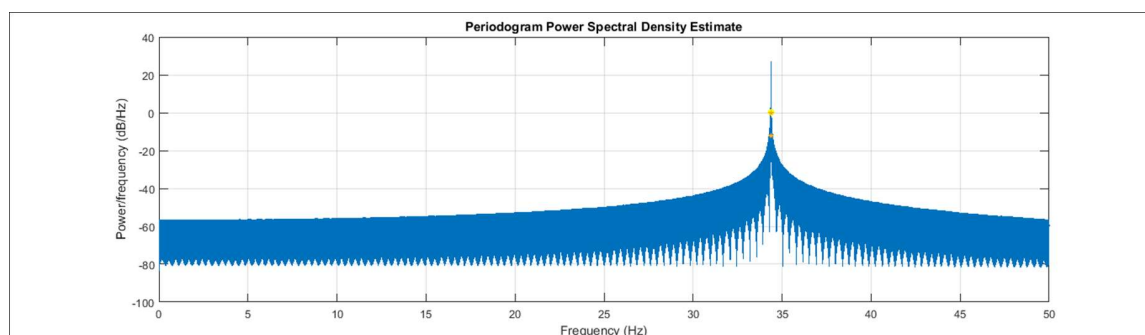


Ilustración 4-7 PSD señal sinusoidal 34 Hz, datos simulados vs datos ensayados

4.2.4 Respuesta del sistema ante señales fuera de rango

En esta sección se presentan la respuesta del sistema UMV ante estímulos de señales sinusoidales fuera de rango en amplitud y en frecuencia.

Caso de test TC_SUMV_035

El objetivo del caso de test TC_SUMV_035, es verificar que el sistema es capaz de procesar una señal de entrada con un valor de amplitud fuera del rango especificado.

Ilustración 4-8 presenta la PSD de una señal sinusoidal de frecuencia 17 Hz y amplitud fuera del rango de las especificaciones del sistema, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos amarillos representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para el valor correspondiente a 17 Hz en frecuencia y 0 dB/Hz en amplitud.

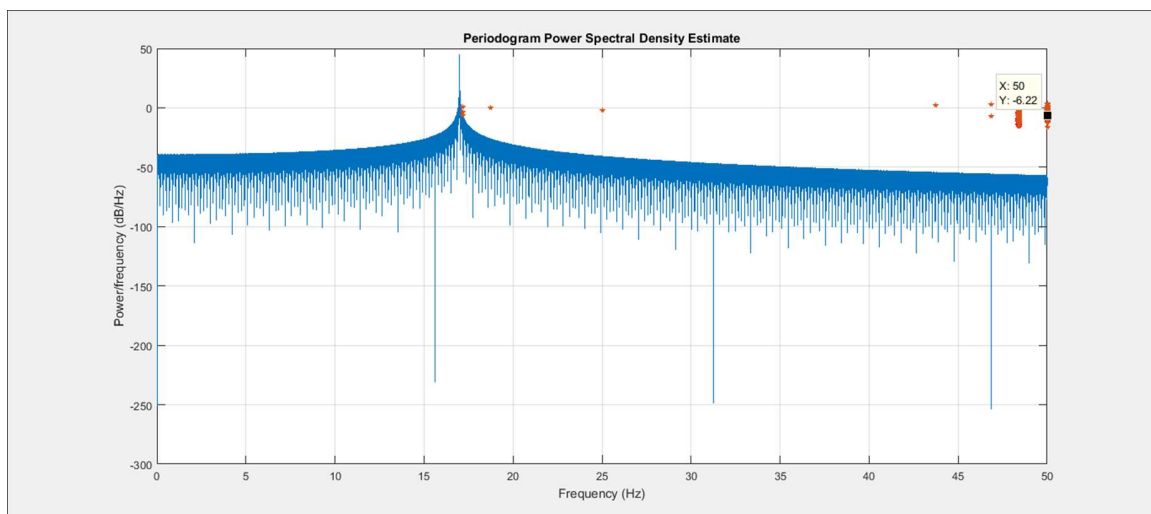


Ilustración 4-8 Señal sinusoidal de 17 Hz fuera de rango en amplitud, datos simulados vs datos ensayados

Caso de test TC_SUMV_036

El objetivo del caso de test TC_SUMV_036, es verificar que el sistema es capaz de procesar una señal de entrada con un valor de frecuencia fuera del rango especificado.

Ilustración 4-9 presenta la PSD de una señal sinusoidal de frecuencia 68 Hz, fuera del rango de las especificaciones del sistema, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos amarillos representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro a excepción del valor de 68 Hz para el cual el sistema no debe producir salida alguna de acuerdo con los requerimientos de diseño.

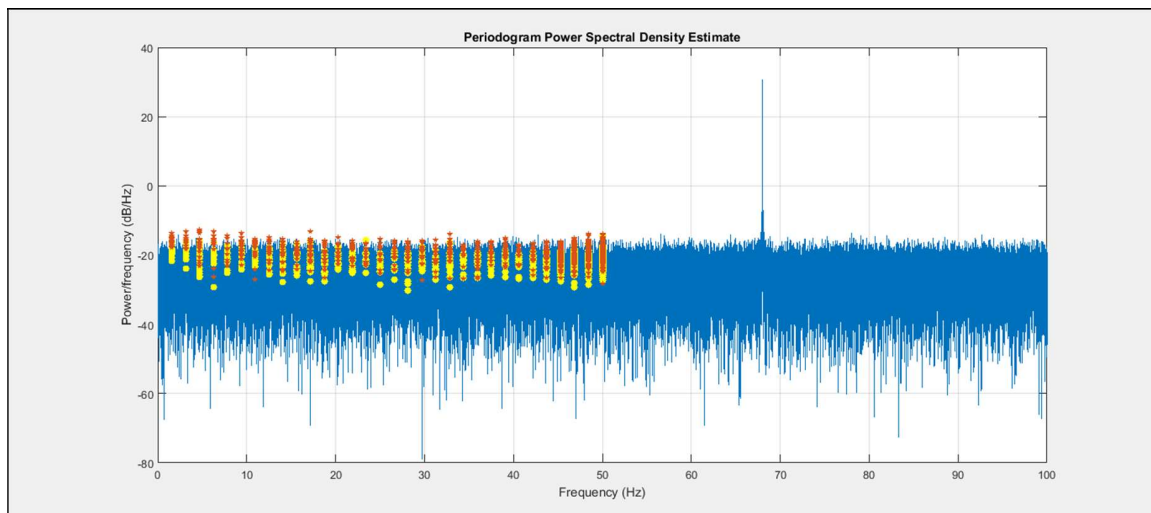


Ilustración 4-9 PSD-Señal sinusoidal 68 Hz fuera de rango en frecuencia, datos simulados vs datos ensayados

Ilustración 4-10 presenta el espectro de la señal estímulo de entrada de 68 Hz al sistema para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos verdes), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces celestes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBW/Hz).

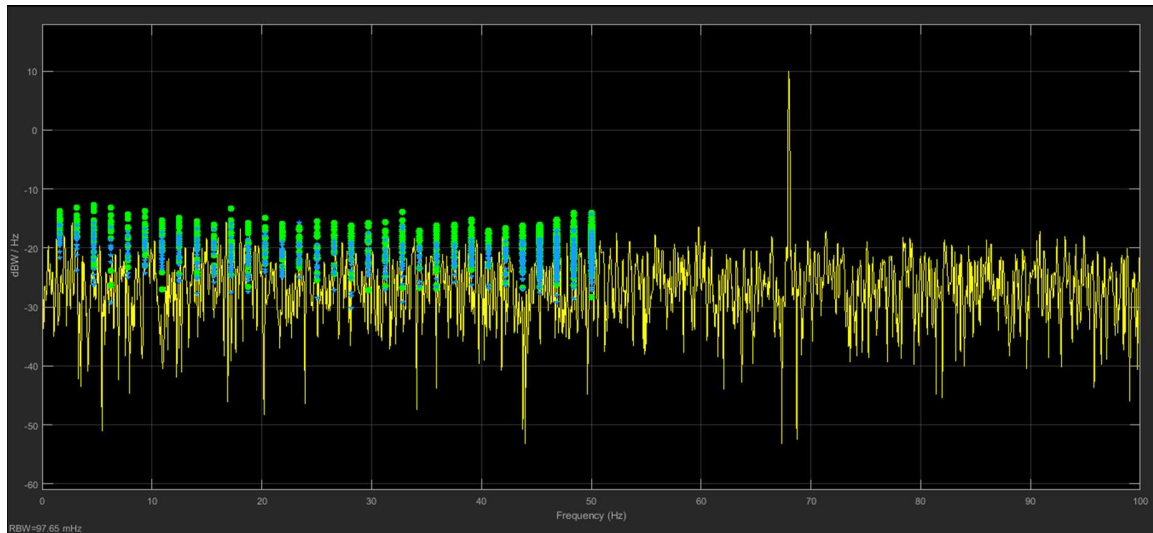


Ilustración 4-10 Espectro señal sinusoidal de 68 Hz fuera de rango en frecuencia, datos simulados vs datos ensayados

4.2.5 Ensayo de sistema banco de estabilización

En esta sección se presentan la respuesta del sistema UMV ante un estímulo de señal de rampa sinusoidal en amplitud y frecuencia en la entrada.

Se utilizan capturas de datos tomadas con el analizador de protocolos desde el bus CAN de visibilidad del sistema cabezal oprónico mientras éste es sometido a estímulos generados por un banco mecánico de estabilización, construido con la finalidad de ensayar el sistema y verificar la respuesta en frecuencia del subsistema de control de la plataforma giro-estabilizada.

Se analiza el comportamiento del sistema sobre el eje de acimut de la plataforma giro-estabilizada.

Caso de test TC_SUMV_037

El objetivo del caso de test TC_SUMV_037, es verificar que el sistema implementado en entorno de simulación, es capaz de procesar una señal de entrada en forma de rampa en amplitud y frecuencia, eje interno AZ.

Caso de test TC_SUMV_038

El objetivo del caso de test TC_SUMV_038, es verificar que el sistema implementado en la plataforma de hardware seleccionada, es capaz de procesar una señal de entrada en forma de rampa en amplitud y frecuencia, eje interno de AZ.

Ilustración 4-11 presenta la forma de onda y la densidad de potencia espectral de la señal rampa sinusoidal en amplitud y frecuencia que se inyecta como entrada para determinar la respuesta del sistema ante estímulos generados por un banco electro-mecánico de estabilización.

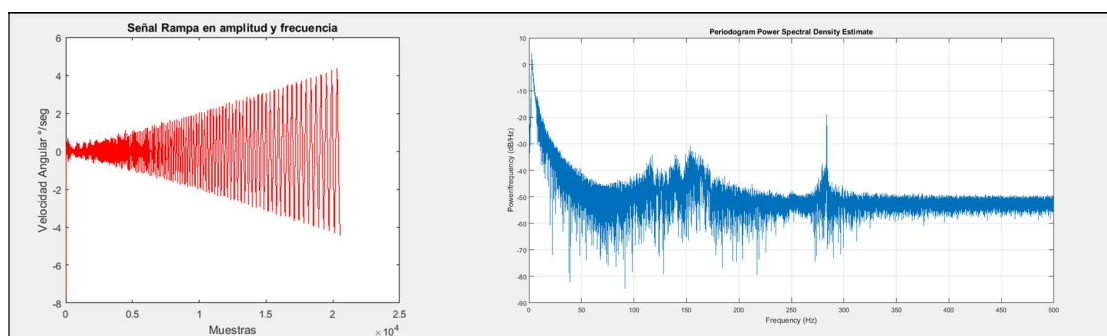


Ilustración 4-11 Forma de onda y PSD señal rampa sinusoidal en amplitud y frecuencia

Ilustración 4-12 presenta la PSD de una señal rampa sinusoidal en amplitud y frecuencia, para valores de frecuencia en el rango de [0 - 500] Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos amarillos representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo

del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

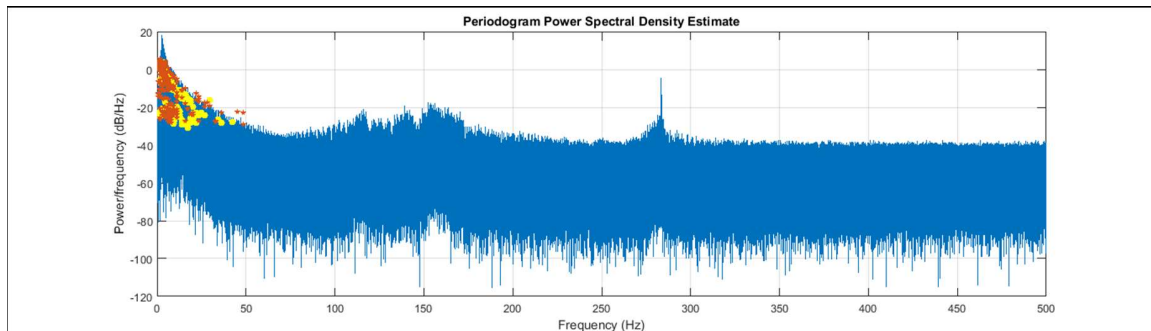


Ilustración 4-12 PSD señal rampa datos simulados vs ensayados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz

Ilustración 4-13 presenta la PSD de una señal rampa sinusoidal en amplitud y frecuencia, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 50 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware.

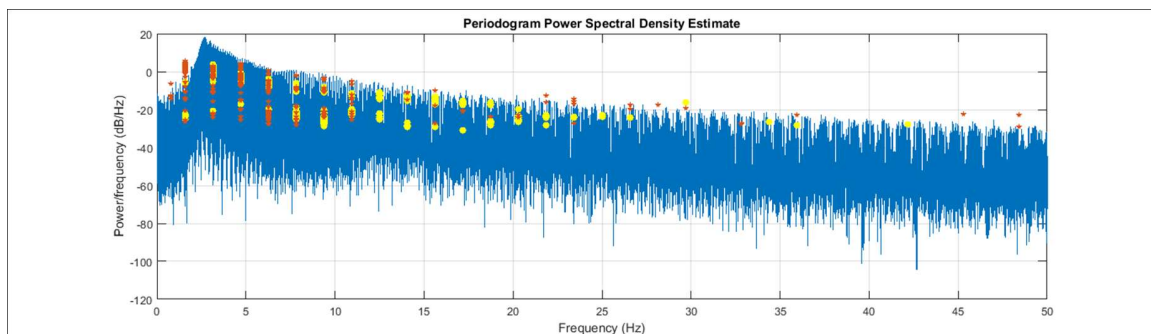


Ilustración 4-13 PSD señal rampa, datos simulados vs ensayados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz

Ilustración 4-14 presenta el espectro de la señal estímulo de entrada rampa sinusoidal en amplitud y frecuencia, al sistema para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo

(puntos verdes), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces celestes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBW/Hz).

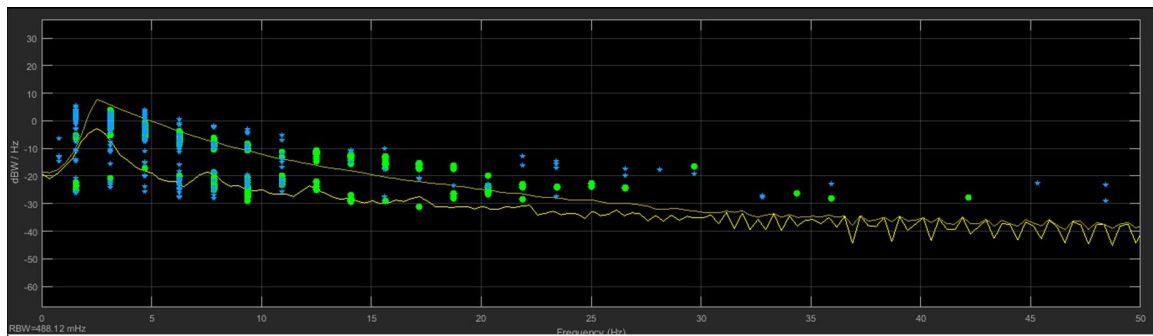


Ilustración 4-14 Espectro señal rampa, datos simulados vs ensayados amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz

Ilustración 4-15 presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos verdes), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces anaranjadas). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en veces).

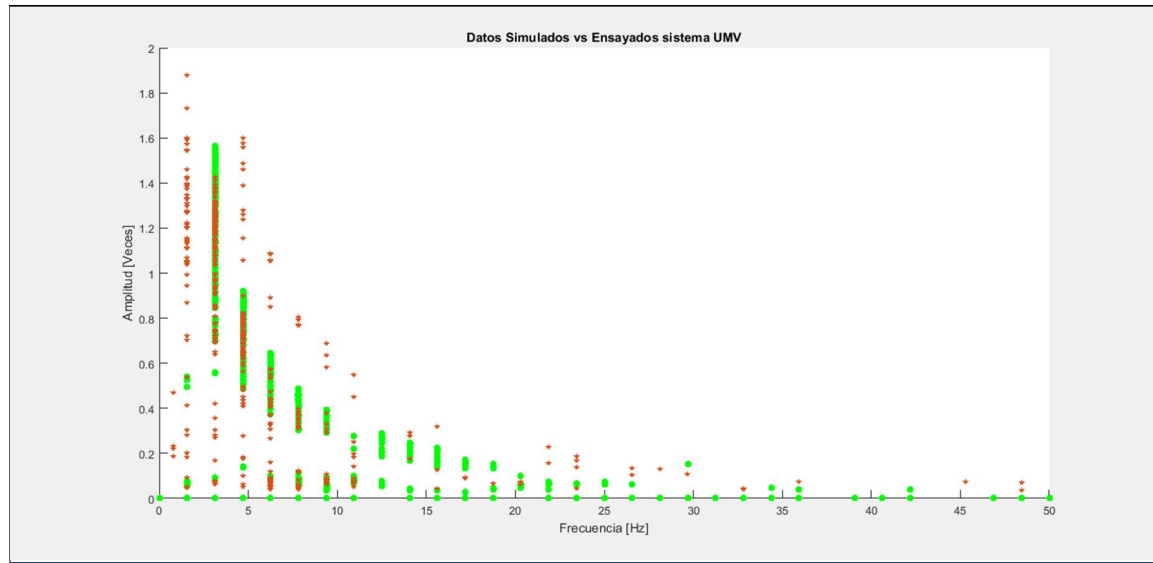


Ilustración 4-15 Datos simulados (verdes) vs ensayados (cruces), amplitud = veces

4.2.6 Respuesta de sistema ante presencia de ruido blanco

En esta sección se presentan la respuesta del sistema UMV ante estímulos de señales sinusoidales en presencia de *ruido blanco* equivalente un *canal Gaussiano* AWGN (AWGN por las siglas en inglés de Additive white Gaussian noise).

Se utilizan datos generados con el soporte de la herramienta MATLAB®, se generan muestras de valor decimal a una tasa de 1000 Muestras/seg que luego son utilizadas con dos finalidades: la primera es realizar simulaciones en entorno SIMULINK® con el modelo de sistema, la segunda es generar datos en formato hexadecimal que son utilizados posteriormente para excitar el sistema implementado en la plataforma de hardware.

Casos de test TC_SUMV_039

El objetivo del caso de test TC_SUMV_039, es verificar que el sistema detecta las señales sinusoidales de 17 Hz - 2 V, 34 Hz - 2 V y 48 Hz - 2V en presencia de ruido blanco generado por un canal AWGN.

Se analizan dos casos en los cuales se contrasta la respuesta del sistema simulado con la respuesta del sistema implementado. En el primer caso se presenta la respuesta del sistema (modelado vs implementado) ante una señal de entrada constituida de la suma de tres señales sinusoidales de 17 Hz, 34 Hz y 48 Hz, todas de amplitud 2 V. En el segundo caso se presenta la respuesta del sistema ante una señal de entrada constituida de la suma de tres señales sinusoidales de 17 Hz, 34 Hz y 48 Hz, todas de amplitud 2 V, en presencia de ruido blanco equivalente a un canal Gaussiano AWGN.

Respuesta del sistema ante señales fundamentales

Se estimula al sistema con la suma de tres señales sinusoidales a los fines de conocer la respuesta del mismo y así generar un elemento patrón de contrastación para efectuar el análisis.

Ilustración 4-16 presenta la PSD de una señal suma de tres sinusoidal, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 50 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos verdes representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

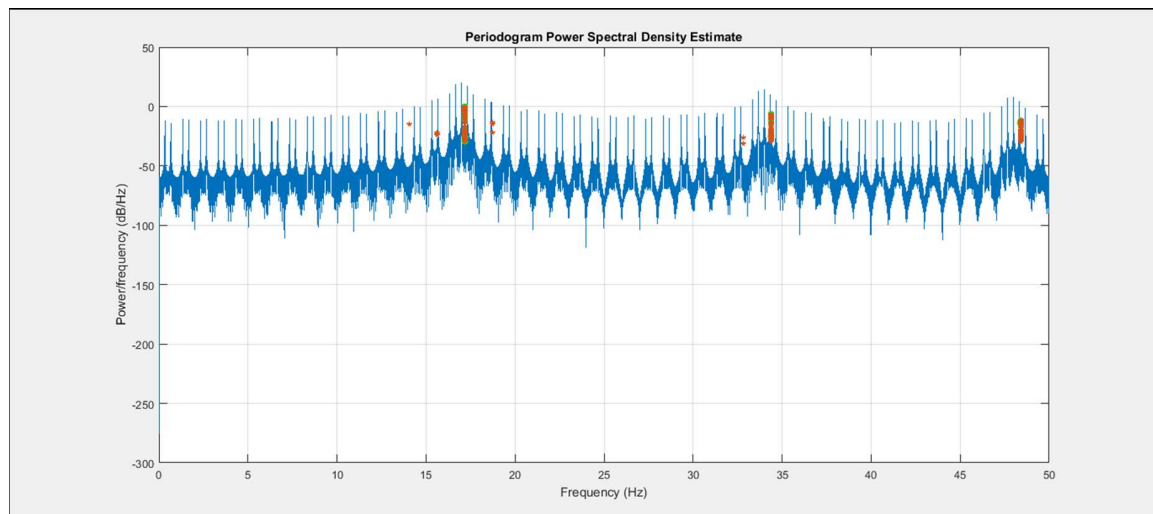


Ilustración 4-16 PSD señal suma de tres sinusoidales, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz

Ilustración 4-17 presenta el espectro de la señal suma de tres sinusoidal en amplitud, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 100 Hz, para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos rojos), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces celestes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBm/Hz).

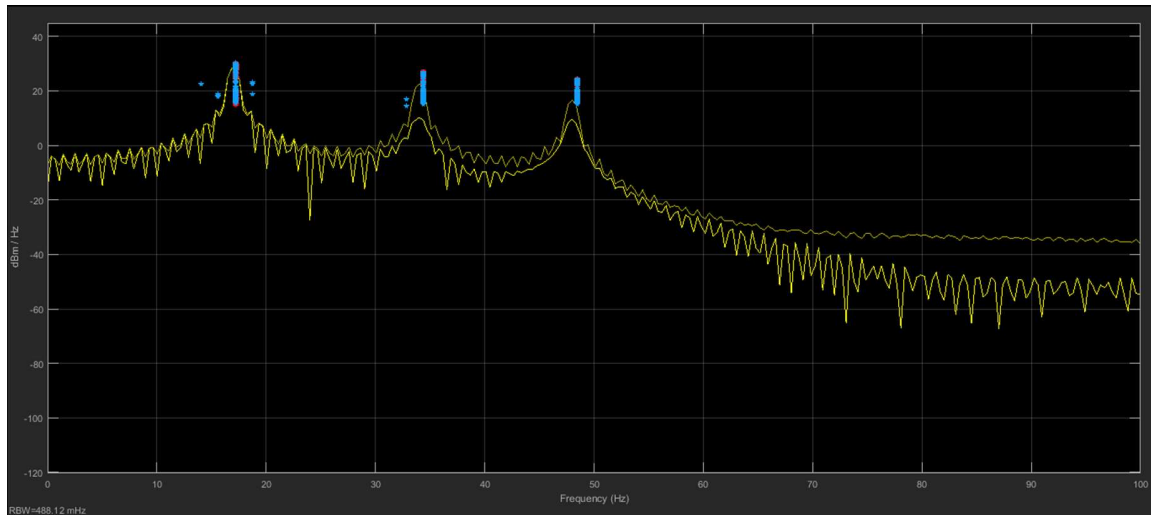


Ilustración 4-17 Espectro señal suma de tres sinusoidales, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBm/Hz, rango= 0 Hz - 100Hz

Respuesta del sistema ante señales fundamentales en presencia de ruido AWGN

Se estimula al sistema con la suma de tres señales sinusoidales en presencia de ruido blanco equivalente a un canal AWGN, a los fines de conocer la respuesta del mismo y así poder analizar las desviaciones respecto del patrón de contrastación.

Ilustración 4-18 presenta la PSD de una señal suma de tres sinusoidal en presencia de ruido blanco Gaussiano en el canal, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 50 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos verdes representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

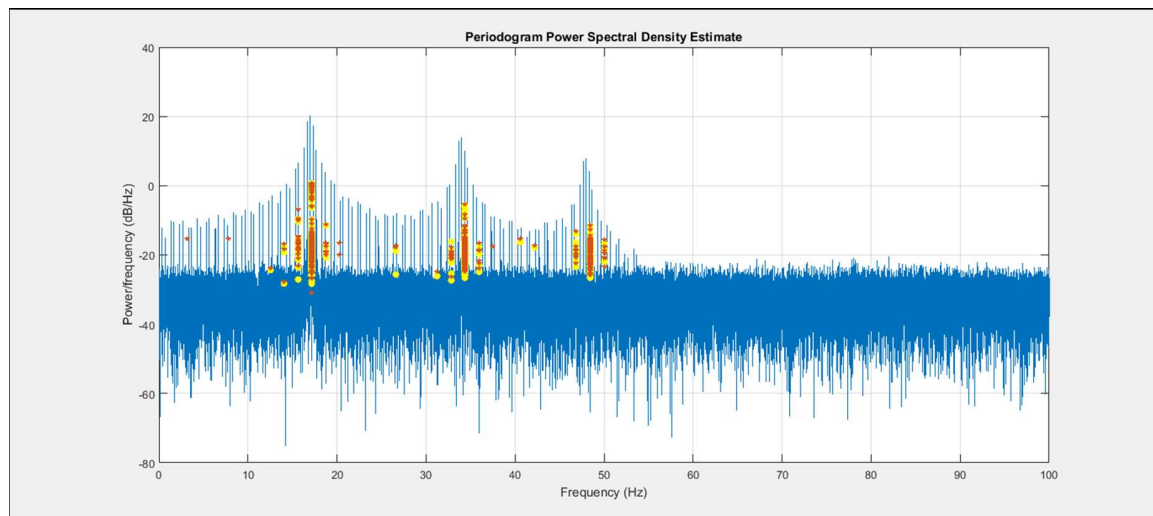


Ilustración 4-18 PSD señal suma de tres sinusoidales en canal AWGN, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 100 Hz

Ilustración 4-19 presenta el espectro de la señal suma de tres sinusoidal en amplitud, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 100 Hz, para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (cruces celestes), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (puntos verdes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBm/Hz).

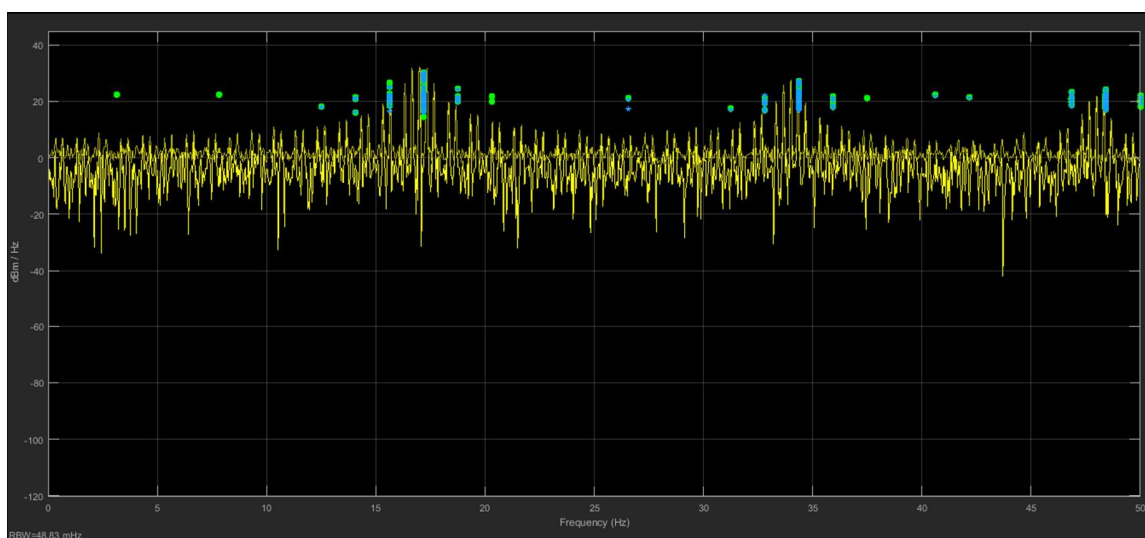


Ilustración 4-19 Espectro señal suma de tres sinusoidales en un canal AWGN, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBm/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz

4.2.7 Respuesta de Sistema ante estímulos de datos de ensayos en vuelos

En esta sección se presentan la respuesta del sistema UMV ante estímulos de señales tomadas de capturas en vuelo del cabezal optrónico.

Se utilizan capturas de datos tomadas con el analizador de protocolos desde el bus CAN de visibilidad del sistema cabezal optrónico el cual se encuentra montado en la aeronave P3-Orion de la Armada Argentina.

Se analiza el desempeño del sistema en dos ensayos en vuelo del cabezal optrónico (Vuelo 1 y vuelo 2).

Caso de test TC_SUMV_040 (Vuelo 1)

El objetivo del caso de test TC_SUMV_040, es verificar que el sistema implementado en entorno de simulación, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a

perturbaciones medidas sobre el eje de AZ, tomados durante el ensayo en vuelo 1 de la plataforma giro-estabilizada.

Caso de test TC_SUMV_043 (Vuelo 1)

El objetivo del caso de test TC_SUMV_043, es verificar que el sistema implementado en la plataforma de hardware seleccionada, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a perturbaciones medidas sobre el eje de AZ, tomados durante el ensayo en vuelo 1 de la plataforma giro-estabilizada.

Análisis de vibraciones vuelo 1 sobre el eje de acimut (Vuelo 1)

Ilustración 4-20 presenta la forma de onda de la velocidad angular (en °/seg) medida sobre el eje de AZ de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 1.

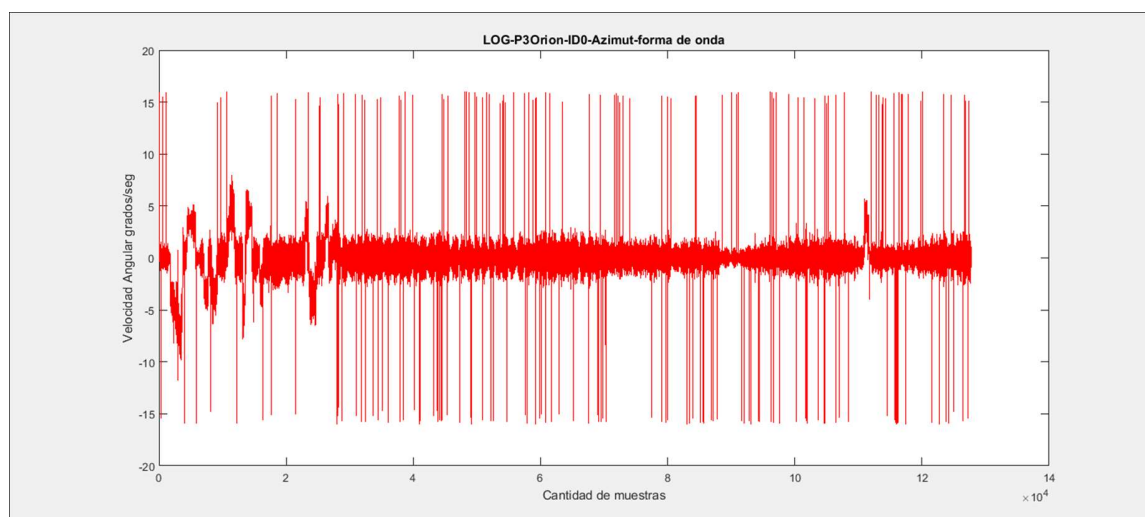


Ilustración 4-20 Forma de onda de señal de velocidad angular eje AZ, vuelo 1, amplitud °/seg

Ilustración 4-21 presenta la densidad de potencia espectral (en dB/Hz) medida sobre el eje de AZ de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 1.

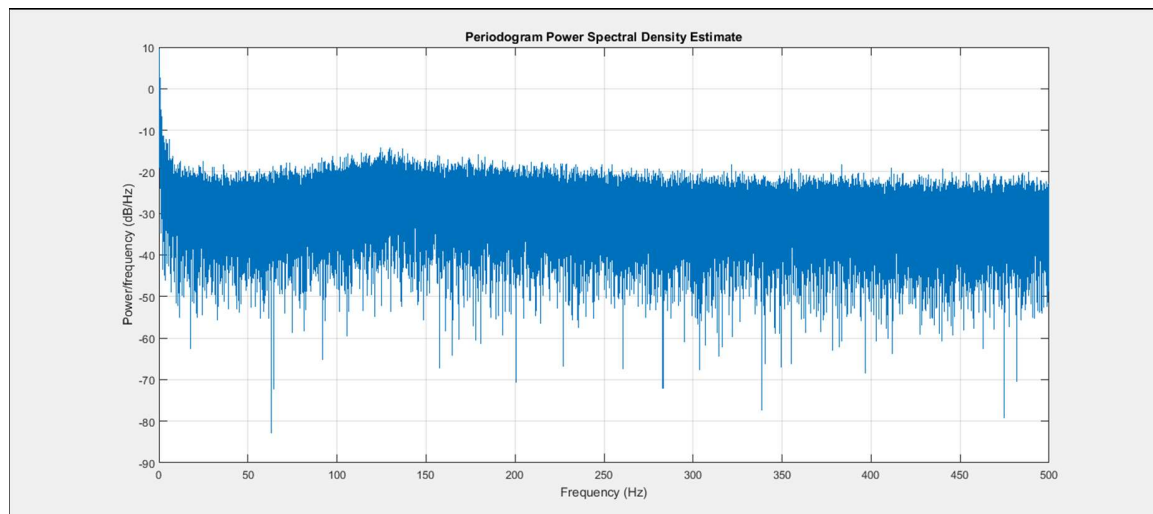


Ilustración 4-21 PSD de señal de velocidad angular eje AZ, vuelo 1, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz

Ilustración 4-22 presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos amarillos), y los datos obtenidos del ensayo vuelo 1 sobre el eje de AZ, del sistema implementado en plataforma hardware (cruces anaranjadas). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en veces).

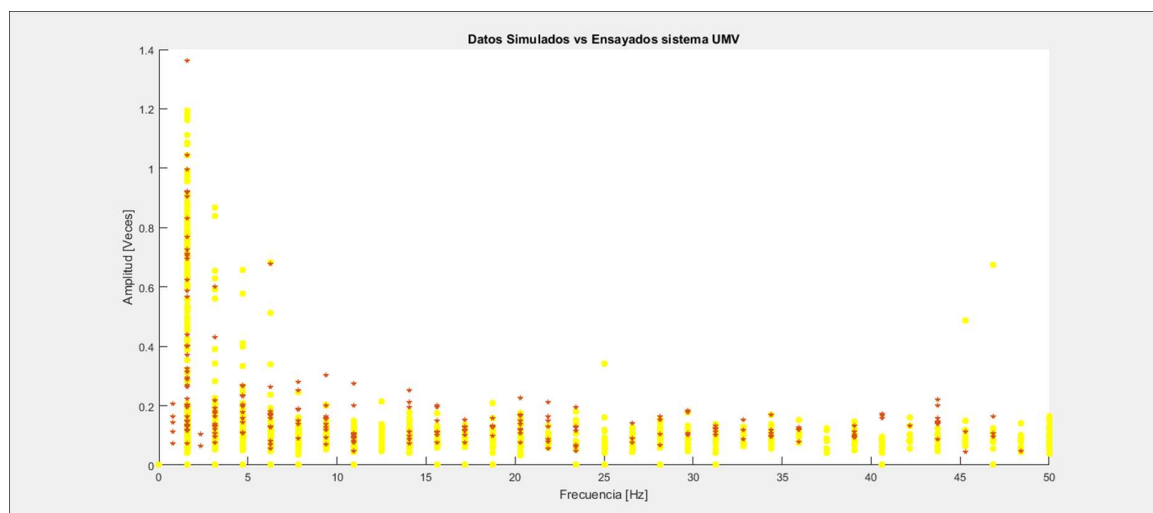


Ilustración 4-22 Datos ensayados (cruces) vs datos simulados (puntos) eje AZ, vuelo 1, amplitud = veces

Ilustración 4-23 presenta la PSD de la señal medida sobre el eje de AZ durante el ensayo en vuelo 1, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 100 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos amarillos representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

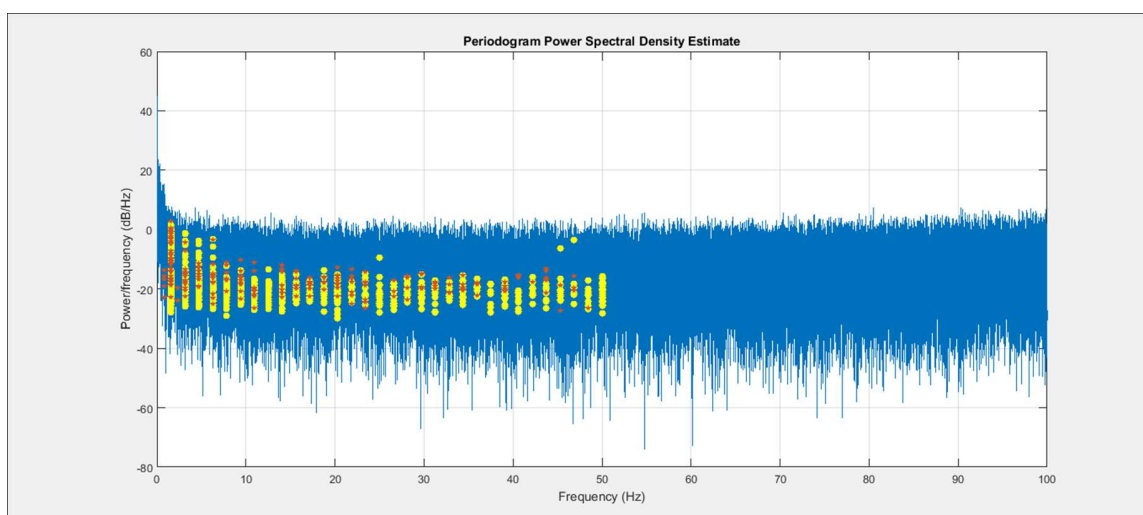


Ilustración 4-23 PSD de señal de velocidad angular del eje AZ, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 100 Hz

Ilustración 4-24 presenta el espectro de la señal medida sobre el eje de AZ durante el ensayo en vuelo 1, al sistema para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos amarillos), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces celestes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBW/Hz).

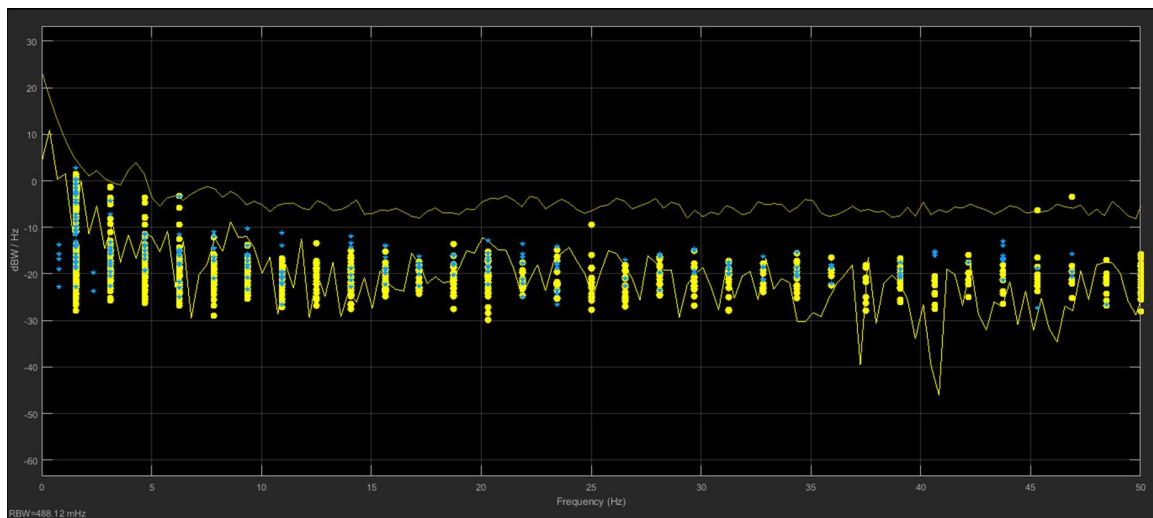


Ilustración 4-24 *Espectro de señal de velocidad angular eje AZ, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz*

Caso de test TC_SUMV_041 (Vuelo 1)

El objetivo del caso de test TC_SUMV_041, es verificar que el sistema implementado en entorno de simulación, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a perturbaciones medidas sobre el eje de EL, tomados durante el ensayo en vuelo 1 de la plataforma giro-estabilizada.

Caso de test TC_SUMV_044 (Vuelo 1)

El objetivo del caso de test TC_SUMV_044, es verificar que el sistema implementado en la plataforma de hardware seleccionada, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a perturbaciones medidas sobre el eje de EL, tomados durante el ensayo en vuelo 1 de la plataforma giro-estabilizada.

Análisis de vibraciones vuelo 1 sobre el eje de elevación

Ilustración 4-25 presenta la forma de onda de la velocidad angular (en °/seg) medida sobre el eje de EL de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 1.

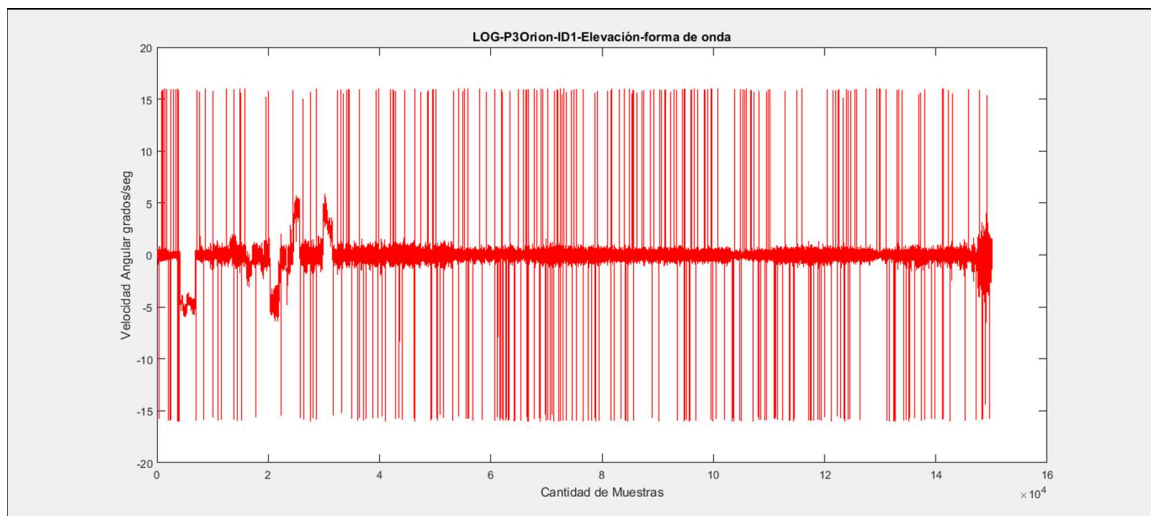


Ilustración 4-25 Forma de onda de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 1, amplitud °/seg

Ilustración 4-26 presenta la densidad de potencia espectral (en dB/Hz) medida sobre el eje de EL de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 1.

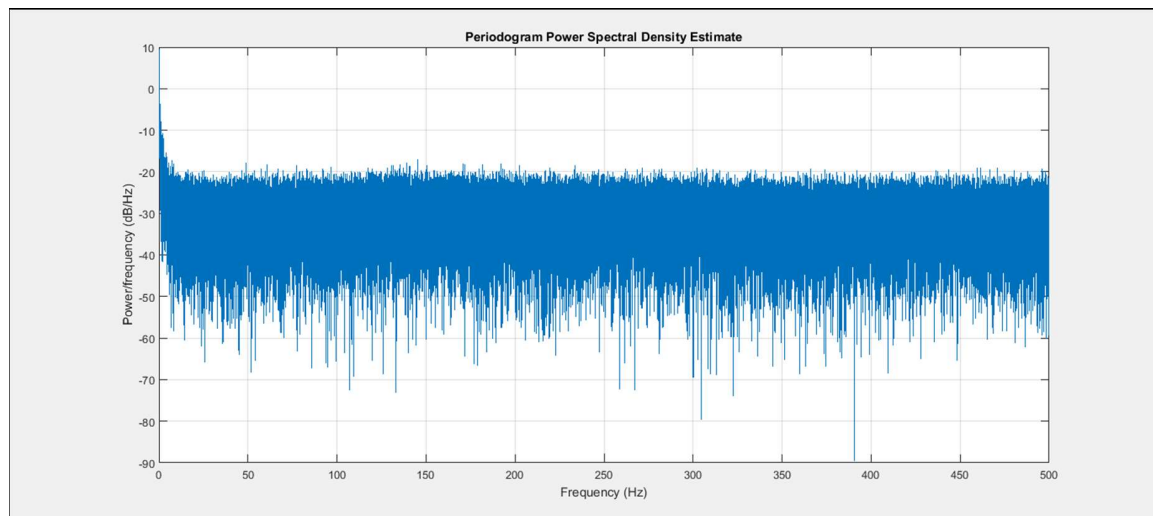


Ilustración 4-26 PSD de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 1, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz

Ilustración 4-27 presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos amarillos), y los datos obtenidos del ensayo vuelo 1 sobre el eje de EL, del sistema implementado en plataforma hardware (cruces anaranjadas). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en veces).

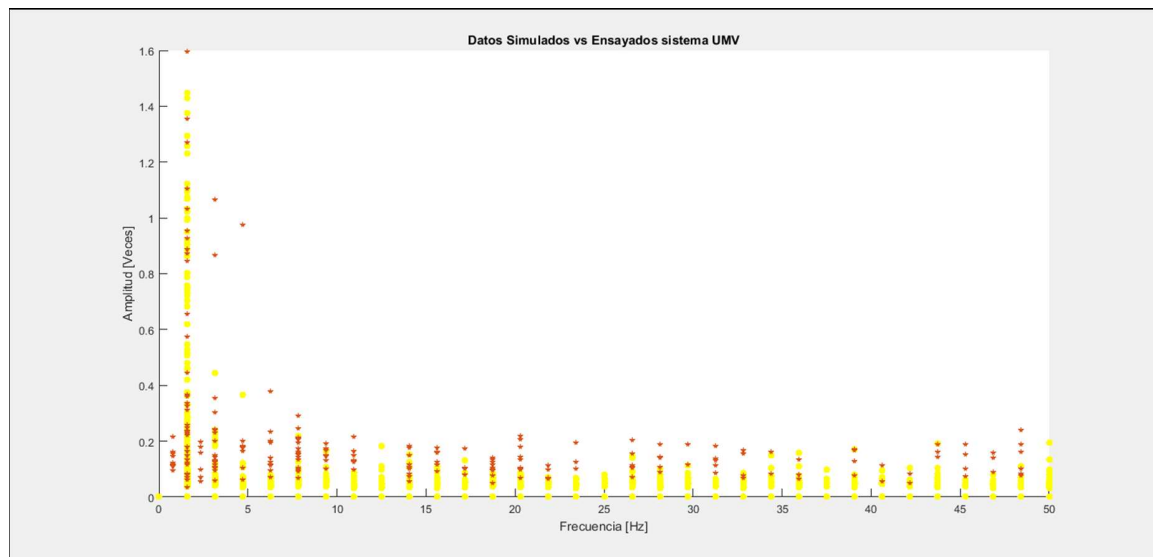


Ilustración 4-27 Datos ensayados (cruces) vs datos simulados (puntos) eje EL, vuelo 1, amplitud = veces

Ilustración 4-28 presenta la PSD de la señal medida sobre el eje de EL durante el ensayo en vuelo 1, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 50 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos verdes representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces anaranjadas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

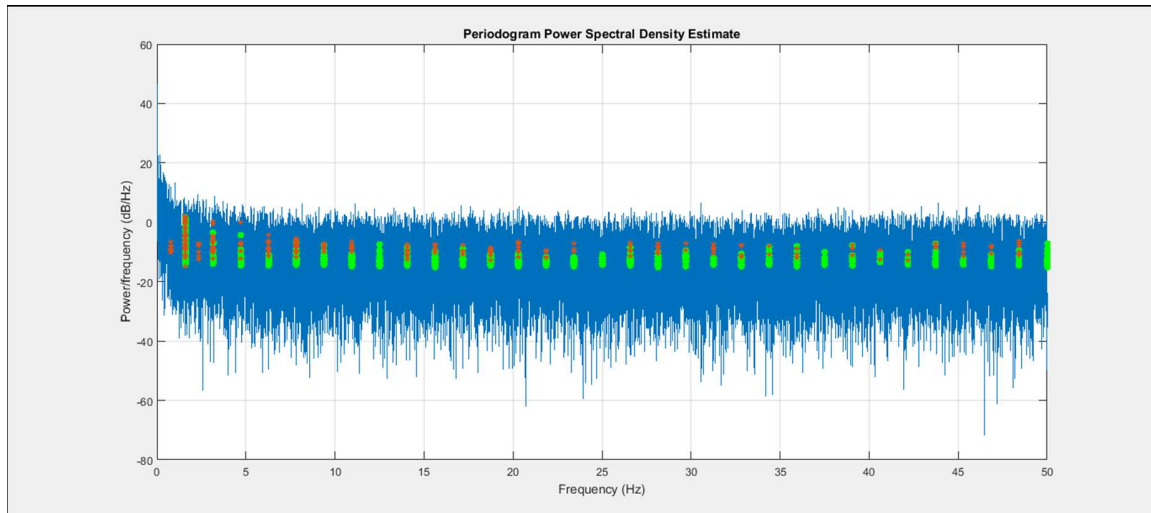


Ilustración 4-28 PSD de señal de velocidad angular del eje EL vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz

Ilustración 4-29 presenta el espectro de la señal medida sobre el eje de EL durante el ensayo en vuelo 1, al sistema para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos verdes), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces celestes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBW/Hz).

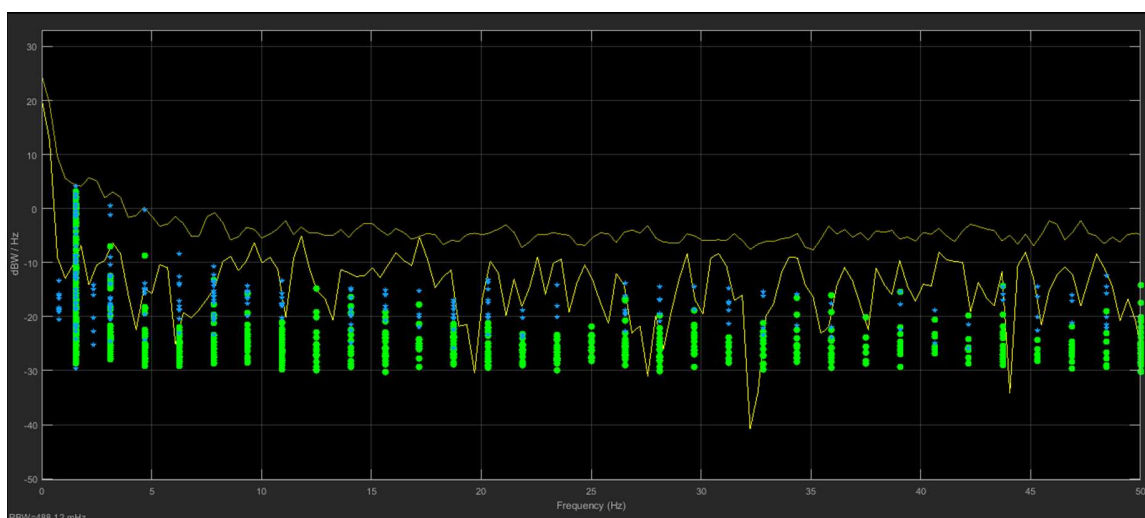


Ilustración 4-29 Espectro de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz

Caso de test TC_SUMV_042

El objetivo del caso de test TC_SUMV_042, es verificar que el sistema implementado en entorno de simulación, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a perturbaciones medidas sobre el eje de RL, tomados durante el ensayo en vuelo 1 de la plataforma giro-estabilizada.

Caso de test TC_SUMV_045

El objetivo del caso de test TC_SUMV_045, es verificar que el sistema implementado en la plataforma de hardware seleccionada, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a perturbaciones medidas sobre el eje de RL, tomados durante el ensayo en vuelo 1 de la plataforma giro-estabilizada.

Análisis de vibraciones vuelo 1 sobre el eje de rolido

Ilustración 4-30 presenta la forma de onda de la velocidad angular (en °/seg) medida sobre el eje de RL de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 1.

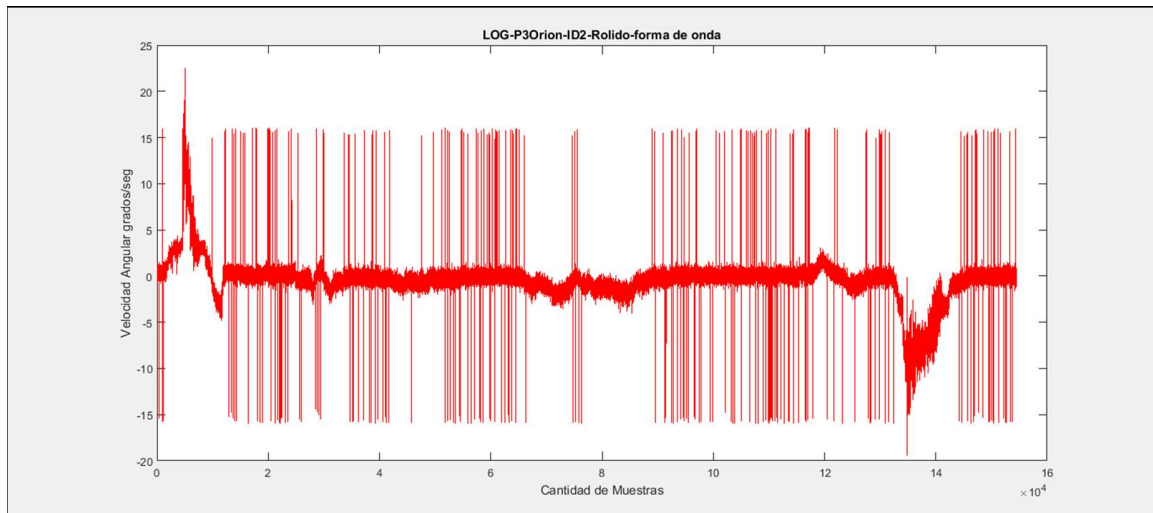


Ilustración 4-30 Forma de onda de señal de velocidad angular eje RL, vuelo 1, amplitud °/seg

Ilustración 4-31 presenta la densidad de potencia espectral (en dB/Hz) medida sobre el eje de RL de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 1.

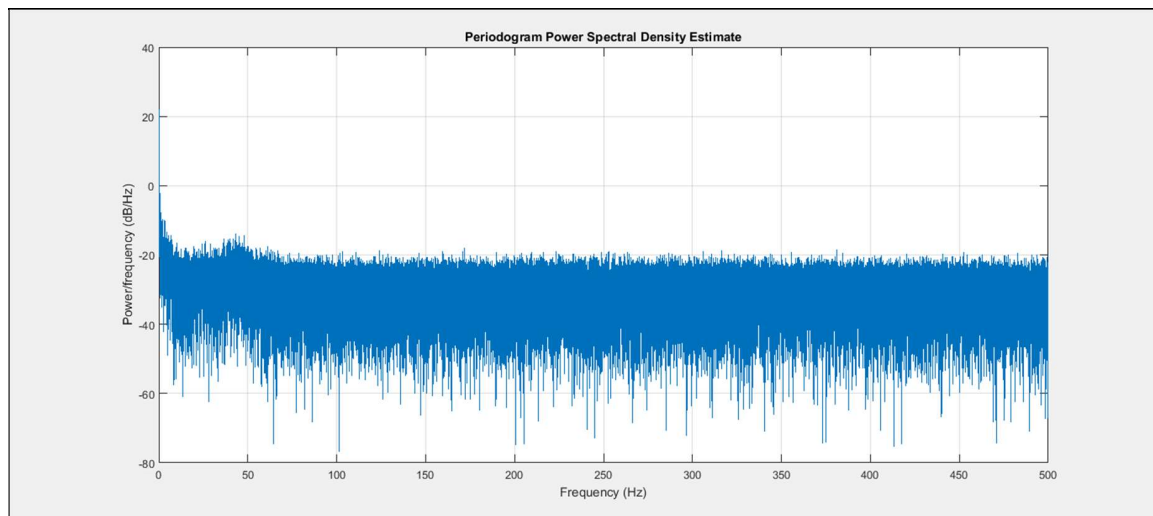


Ilustración 4-31 PSD de señal de velocidad angular eje RL, vuelo 1, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz

Ilustración 4-32 presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos amarillos), y los datos obtenidos del ensayo vuelo 1 sobre el eje de RL, del sistema implementado en plataforma hardware (cruces anaranjadas). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en veces).

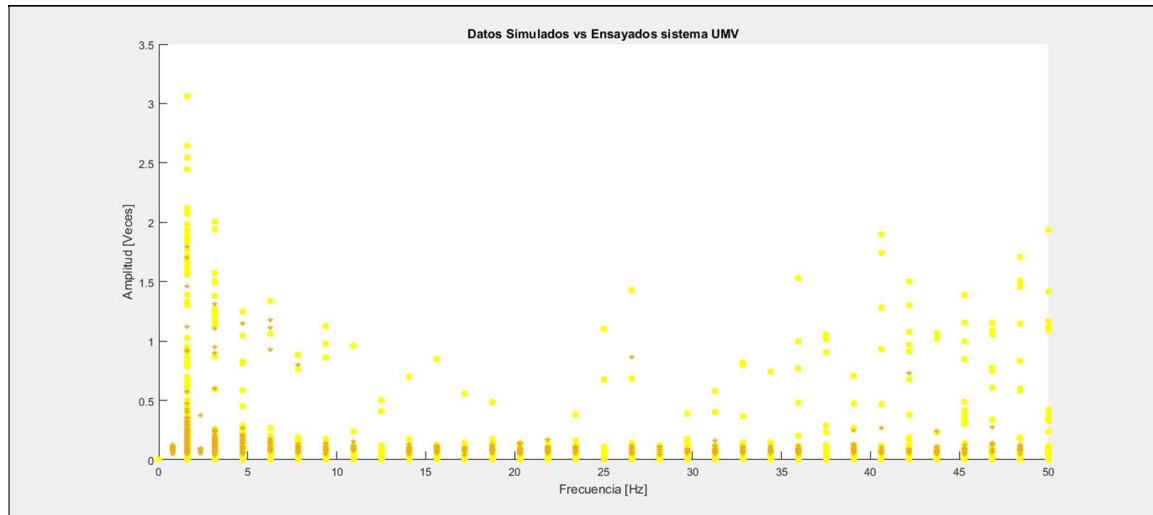


Ilustración 4-32 Datos ensayados (cruces) vs datos simulados (puntos) eje RL, vuelo 1, amplitud = veces

Ilustración 4-33 presenta la PSD de la señal medida sobre el eje de RL durante el ensayo en vuelo 1, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 50 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos amarillos representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces violetas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

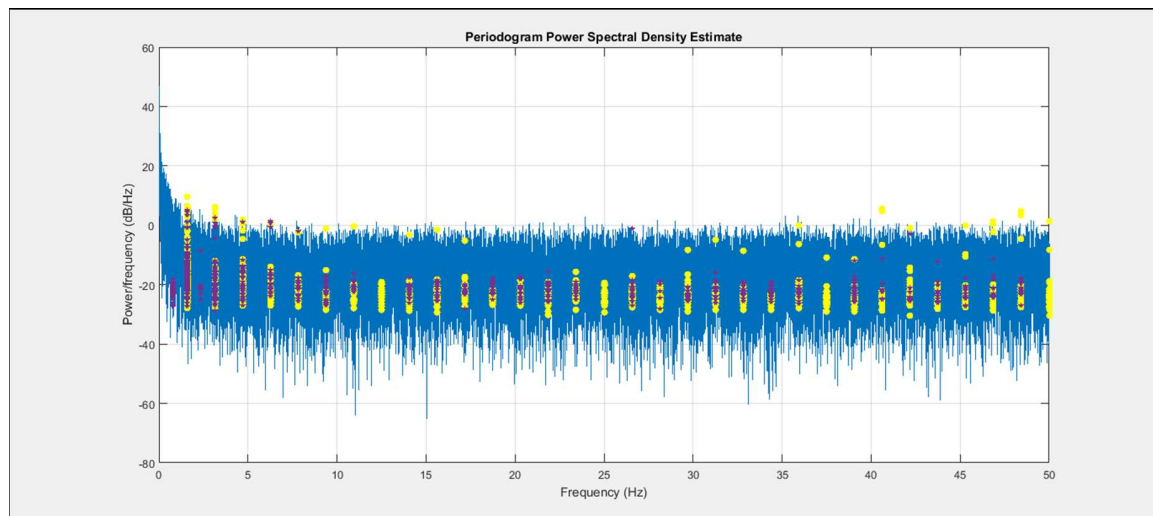


Ilustración 4-33 PSD de señal de velocidad angular del eje RL, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz

Ilustración 4-34 presenta el espectro de la señal medida sobre el eje de RL durante el ensayo en vuelo 1, al sistema para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos verdes), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces celestes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBW/Hz).

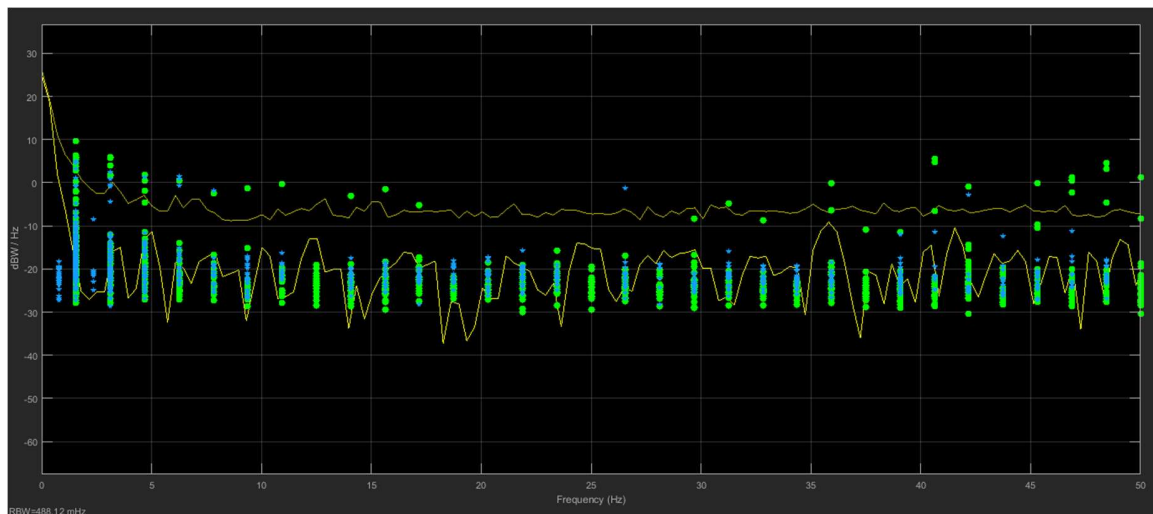


Ilustración 4-34 Espectro de señal de velocidad angular eje RL, vuelo 1, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 50Hz

Caso de test TC_SUMV_046 (Vuelo 2)

El objetivo del caso de test TC_SUMV_046, es verificar que el sistema implementado en entorno de simulación, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a perturbaciones medidas sobre el eje de EL, tomados durante el ensayo en vuelo 2 de la plataforma giro-estabilizada.

Caso de test TC_SUMV_047 (Vuelo 2)

El objetivo del caso de test TC_SUMV_047, es verificar que el sistema implementado en la plataforma de hardware seleccionada, es capaz de procesar una señal de datos correspondientes a perturbaciones medidas sobre el eje de EL, tomados durante el ensayo en vuelo 2 de la plataforma giro-estabilizada.

Análisis de vibraciones vuelo 2 sobre el eje de elevación

Ilustración 4-35 presenta la forma de onda de la velocidad angular (en °/seg) medida sobre el eje de EL de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 2.

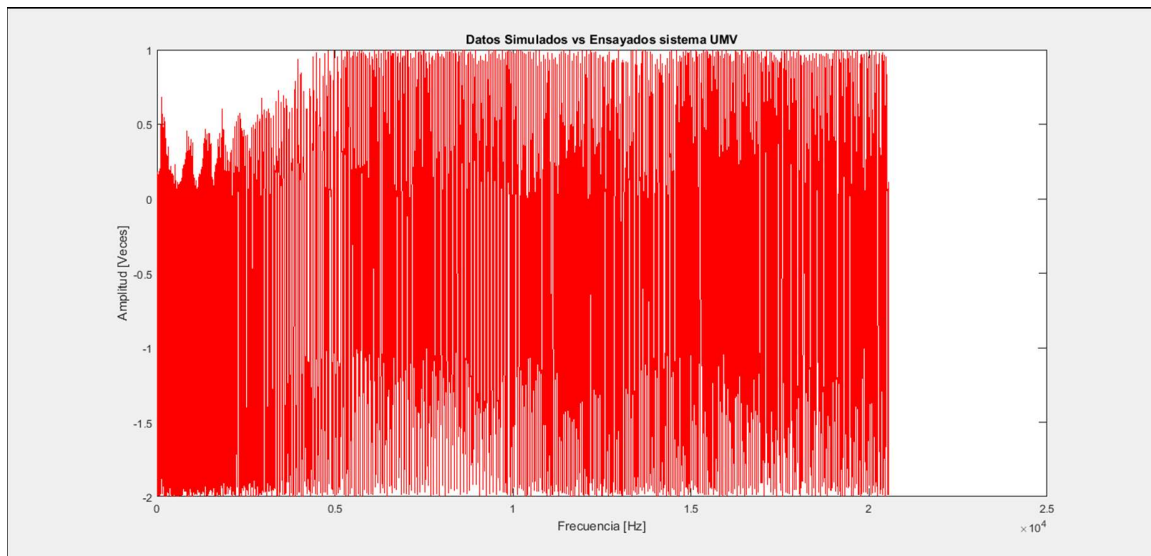


Ilustración 4-35 Forma de onda de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 2, amplitud °/seg

Ilustración 4-36 presenta la densidad de potencia espectral (en dB/Hz) medida sobre el eje de EL de la plataforma giro-estabilizada durante los ensayos en vuelo 2.

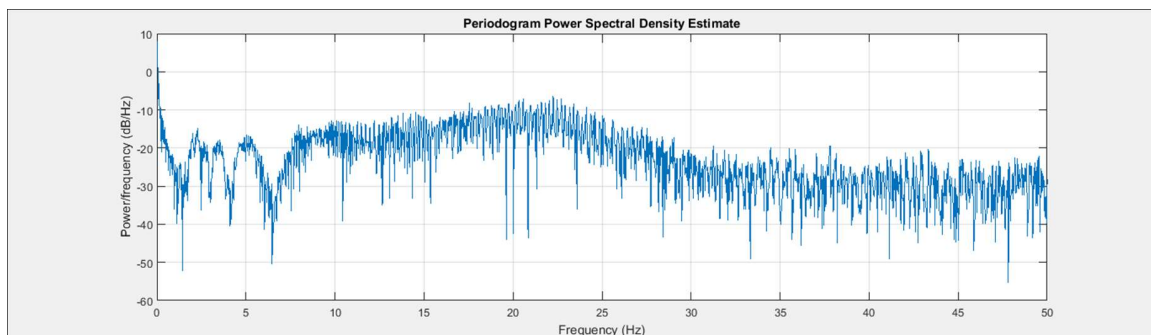


Ilustración 4-36 PSD de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 2, amplitud dB/Hz, rango = 0 Hz – 500 Hz

Ilustración 4-37 presenta la PSD de la señal medida sobre el eje de EL durante el ensayo en vuelo 2, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 150 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos verdes representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces violetas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

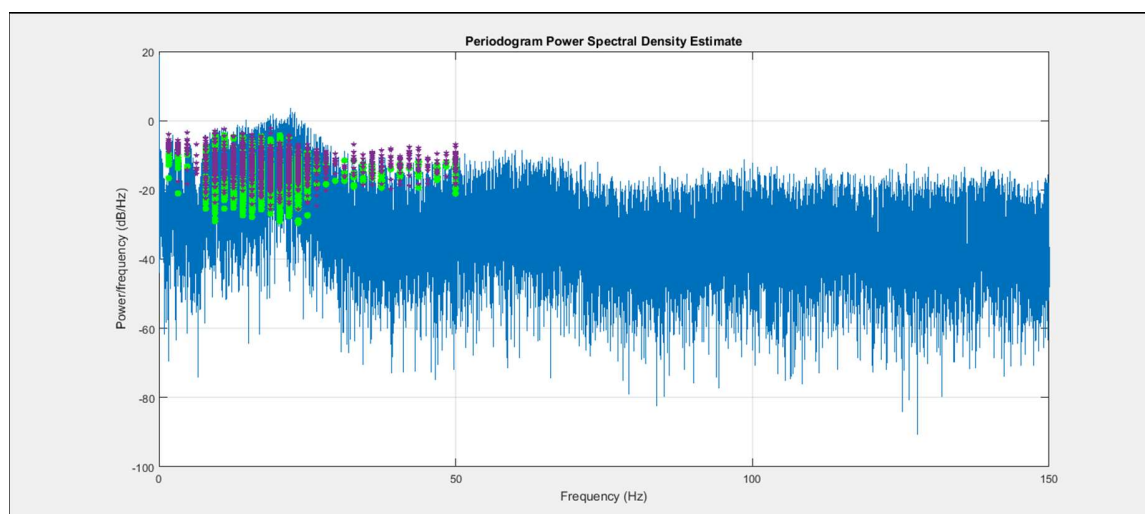


Ilustración 4-37 PSD de señal de velocidad angular del eje EL, vuelo 2, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 150 Hz

Ilustración 4-38 presenta la PSD de la señal medida sobre el eje de EL durante el ensayo en vuelo 2, para valores de frecuencia en el rango de 0 Hz – 50 Hz, en contraste con los datos obtenidos como respuesta del sistema simulado y del implementado en la plataforma de hardware. Los puntos verdes representan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación. Las cruces violetas en cambio corresponden a los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware. Puede notarse la superposición

de puntos y cruces para todos los valores del espectro que se encuentran dentro del rango especificado en la etapa de diseño.

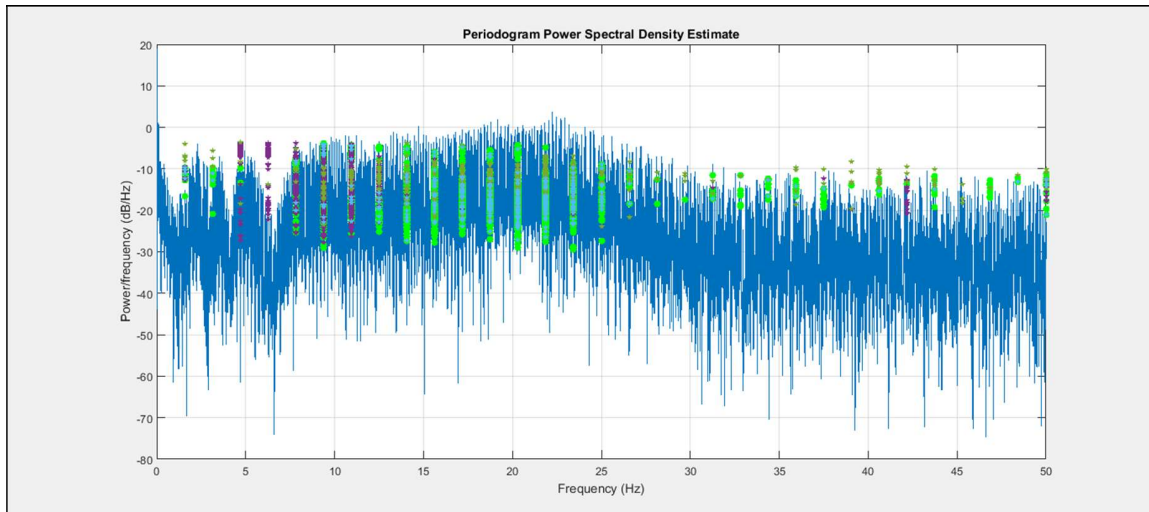


Ilustración 4-38 PSD de señal de velocidad angular del eje EL, vuelo 2, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dB/Hz, rango = 0 Hz – 50 Hz

Ilustración 4-39 presenta el espectro de la señal medida sobre el eje de EL durante el ensayo en vuelo 2, al sistema para un instante específico de tiempo. En contraste se presentan los datos de frecuencia-amplitud obtenidos del proceso de simulación del modelo (puntos verdes), y los datos obtenidos del ensayo del sistema implementado en plataforma hardware (cruces celestes). En el eje de abscisas se presentan los valores de frecuencia (en Hz) del espectro de la señal de entrada, mientras que en el eje de ordenadas los valores de amplitud (en dBW/Hz).

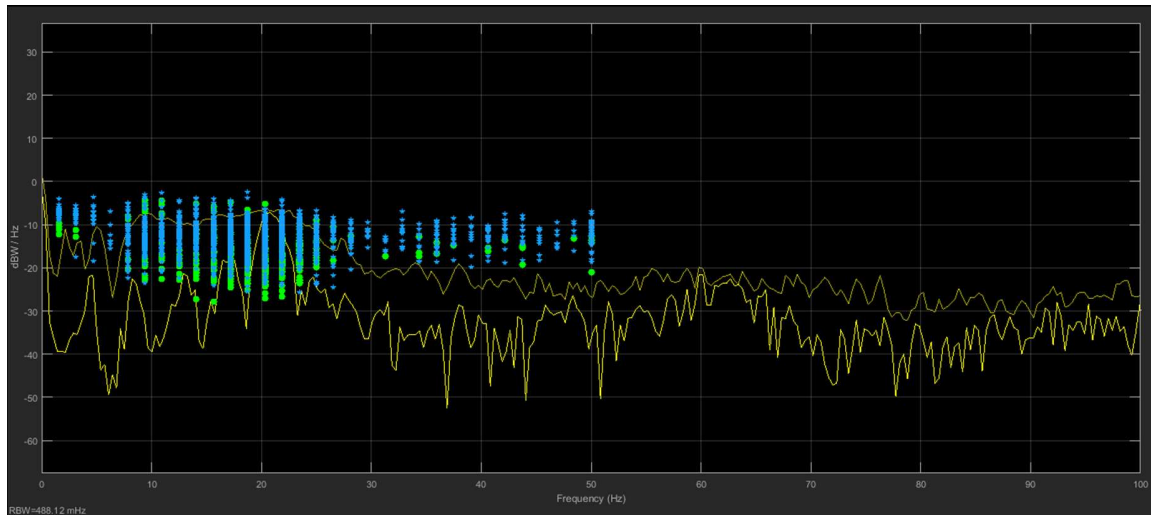


Ilustración 4-39 Espectro de señal de velocidad angular eje EL, vuelo 2, datos ensayados vs datos simulados, amplitud = dBW/Hz, rango= 0 Hz - 100Hz

4.2.8 Conclusiones preliminares de los ensayos de sistema realizados

El tiempo de muestreo que se define en Labview no es determinístico, varía entre 1 ms y 3 ms dependiendo del uso del sistema Operativo. Para mitigar ésta variabilidad se configuró mediante el API de Labview que la prioridad de las tareas fuera superior, pero aun así el valor de 1ms se encuentra en el límite de su capacidad.

Se puede observar (ver

Ilustración 4-38) una muy buena correspondencia entre los datos simulados y los ensayados, existiendo además una buena correspondencia con la PSD de la señal de entrada.

Cabe destacar que la PSD de la señal de entrada es considerada para un instante, pero es fluctuante en el tiempo cuando transcurre la simulación o el ensayo.

CAPÍTULO 5. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

A continuación, se ponen de manifiesto aquellos puntos encontrados durante el desarrollo de la tesis y que merecen ser destacados. Se indican los hallazgos y, en consecuencia, la comprobación o refutación de los objetivos del trabajo de investigación. Aquí se muestran los aportes a la disciplina de estudio y, si es adecuado, dependiendo de cada tema, se emiten recomendaciones que puedan resultar útiles a la problemática planteada o, en algunos casos, a los métodos de estudio.

5.1 Cumplimiento de los objetivos planteados por el trabajo de investigación

Se analiza en esta sección el cumplimiento de los objetivos generales y específicos del trabajo de investigación. En el caso de no cumplir con alguno de los objetivos preestablecidos, se analizan las desviaciones realizadas, el origen de sus causas y los caminos de acción utilizados.

Se desarrollan conclusiones para cada objetivo planteado y se agregan descubrimientos o criterios novedosos que representen contribuciones a la temática planteada.

5.1.1 Cumplimiento de objetivos generales

Se plantean en primer lugar el *objetivo general* (OBJG_x, donde x indica el número del objetivo) para el cual se verifica su condición de cumplimiento y a continuación la *conclusión*

general (CG_x, donde *x* indica el número del objetivo al cual se refiere la conclusión) relacionada:

[OBJG_1] Diseñar un sistema embebido que implemente una unidad de medición de vibraciones, que sea capaz de tomar los datos crudos de los giróscopos de los ejes de acimut, elevación y roldo por medio del bus CAN, realizar el análisis de los mismos en tiempo real en el dominio de la frecuencia y de entregarlos al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico, para que éste alimente sus algoritmos y mejore su performance degradada por las vibraciones que no han sido atenuadas por el sistema de control de la plataforma giro-estabilizada.

[CG_1] El objetivo general [OBJG_1] fue cumplido en su totalidad. Se logró diseñar un sistema embebido que implemente una unidad de medición de vibraciones, la cual constituye una mejora o avance en el estado del arte de la plataforma giro-estabilizada perteneciente al sistema cabezal optrónico.

[OBJG_2] Implementar una prueba de concepto de la unidad de medición de vibraciones, en una plataforma de microprocesador seleccionada a partir de los criterios establecidos en la etapa de diseño.

[CG_2] El objetivo general [OBJG_2] fue cumplido en su totalidad. Se implementó una prueba de concepto del sistema embebido UMV, para esto se seleccionó una plataforma hardware de acuerdo con los requisitos que impuso la etapa de diseño.

5.1.2 Cumplimiento de objetivos específicos

Se plantean en primer lugar el *objetivo específico* (OBJE_x, donde *x* indica el número del objetivo) para el cual se verifica su condición de cumplimiento y a continuación la *conclusión*

específica (CE_x, donde x indica el número del objetivo al cual se refiere la conclusión) relacionada:

[OBJE_1] Realizar un relevamiento de los requerimientos de sistema, subsistema, y componente para así formular una ingeniería de requerimientos, que permita dar comienzo con la fase de diseño de la solución. Este relevamiento incluye el detalle de las interfaces ICD de los distintos módulos que componen la plataforma giro-estabilizada.

[CE_1] El objetivo específico [OBJE_1] fue cumplido en su totalidad. Se realizó una colección sistemática de requerimientos donde fueron detallados y analizados a nivel sistema, módulo e interfaz de la UMV. Se analizaron además los requerimientos no funcionales o de performance del sistema. Se efectuó un análisis exhaustivo de la interfaz de bus CAN desarrollando en detalle el formato de los paquetes de datos provenientes de los ejes de libertad de la plataforma giro-estabilizada.

[OBJE_2] Diseñar el sistema embebido a partir de los requerimientos relevados en la etapa anterior.

[CE_2] El objetivo específico [OBJE_2] fue cumplido en su totalidad. El diseño se llevó a cabo utilizando una metodología formal de analizar, modelar y simular el modelo de sistema que implementara la solución definida por los requerimientos. Durante la etapa de diseño fue necesario realimentar los requerimientos del sistema. Los mismos fueron modificados, ampliados y fue necesario agregar requerimientos que no habían sido contemplados con anterioridad. El proceso iterativo de definición de requerimientos y diseño enriquece el proceso de ingeniería teniendo considerable impacto en la performance del sistema. El modelado del sistema con la herramienta SIMULINK®, permitió utilizar todo el poder de cálculo de MATLAB® para realizar simulaciones sobre el modelo, análisis de los datos, almacenamiento de las variables, gráficos de dispersión y análisis espectral de las componentes de vibración registradas por el sistema UMV.

[OBJE_3] Seleccionar la plataforma de microprocesador en función de los parámetros de diseño.

[CE_3] El objetivo específico [OBJE_3] fue cumplido en su totalidad. Se seleccionó una plataforma hardware de Microchip® que permitiera trabajar en un entorno de ingeniería basada en modelos. Se exploraron diferentes plataformas partiendo del objetivo intrínseco de utilizar un lenguaje de programación de alto nivel y una metodología de desarrollo incremental basada en modelos. Se priorizó el concepto de herencia tecnológica en el proceso de selección de la plataforma y se arribó a una solución satisfactoria. Se utilizó para el modelado del sistema la herramienta SIMULINK® de MATLAB®. La elección de SIMULINK® como plataforma de desarrollo, representa quizás el punto más relevante a destacar del trabajo de investigación. Se logró abstraer la implementación de la programación tradicional basada en líneas de código. A cambio se utilizó un lenguaje gráfico de alto nivel que permitió modelar el sistema desde la concepción de un diagrama en bloques muy intuitivo que lo sintetiza.

[OBJE_4] Realizar el diseño de una capa de hardware que sirva de interfaz eléctrica con los subsistemas del cabezal optrónico bajo análisis y la plataforma de microprocesador seleccionada para implementar el sistema embebido.

[CE_4] El objetivo específico [OBJE_4] fue cumplido en su totalidad. Se diseñó una placa de interfaz de hardware en formato prototipo que implementó los requerimientos no funcionales del sistema. El diseño contempló los requisitos impuestos por las normas MILSTD 461 como así también las restricciones de peso, tamaño y potencia derivadas de la envolvente del cabezal optrónico. Se definieron las interfaces en detalle de la UMV. Se diseñó e implementó el hardware de la placa del modelo prototipo de UMV para satisfacer los requerimientos de conexión con el bus CAN de visibilidad del cabezal optrónico. Se diseñó e implementó el hardware de la placa del modelo prototipo de UMV para satisfacer los requerimientos de peso, tamaño y potencia impuestos por el cabezal optrónico.

[OBJE_5] Construir e Implementar el modelo de prueba de concepto diseñado.

[CE_5] El objetivo específico [OBJE_5] fue cumplido en su totalidad. Se construyó un modelo de prueba de concepto de la placa prototipo de interfaz de hardware. En la construcción del modelo prototipo, se priorizó la velocidad de implementación de la plataforma hardware del sistema embebido, lo cual representó una alternativa flexible para la etapa de diseño y de depuración de errores del sistema

[OBJE_6] Programar el sistema embebido en la plataforma de hardware desarrollada como modelo de prueba de concepto.

[CE_6] El objetivo específico [OBJE_6] fue cumplido en su totalidad. Se realizó la programación del sistema embebido, utilizando la plataforma SIMULINK® con las librerías de DsPIC Embedded Target for Microchip® Devices desarrolladas por Lubin Kerhuel. La programación basada en lenguaje gráfico de diagramas en bloques, brindó al desarrollo del software del sistema embebido, atributos tales como: agilidad, robustez, minimización de errores introducidos por el programador, bajo acoplamiento, alta cohesión y dinámica de trabajo interactiva entre implementación, simulación y modelado.

[OBJE_7] Realizar las pruebas de verificación a nivel modelo de prueba de concepto, de manera de asegurar que el mismo cumple con todos los requerimientos para los cuales fue diseñado.

[CE_7] El objetivo específico [OBJE_7] fue cumplido en su totalidad. Se diseñó un plan de test para verificar que el modelo de UMV implementado cumpliera con todos los requerimientos de diseño. Se utilizó el poder de simulación de SIMULINK® para verificar el correcto funcionamiento de cada uno de los bloques que componen el sistema. Se construyeron modelos de simulación y test para cada uno de los módulos que implementan la UMV.

[OBJE_8] Integrar el modelo de prueba de concepto con los subsistemas del cabezal optrónico, teniendo en cuenta los aspectos de las interfaces involucradas descriptos en el ICD generado en la etapa de requerimientos.

[CE_8] El objetivo específico 8 [OBJE_8] se cumplió parcialmente debido a que no fue posible integrar el modelo de prueba de concepto de la UMV con el cabezal optrónico. Causas: problemas de disponibilidad del equipo.

[OBJE_9] Realizar las prueba de concepto y verificaciones a nivel sistema del conjunto integrado como un todo.

[CE_9] El objetivo específico 9 [OBJE_9] se cumplió parcialmente debido a que no fue posible realizar ensayos de sistema con la UMV integrada al cabezal optrónico. Causas: problemas de disponibilidad del equipo.

[OBJE_10] Documentar los resultados obtenidos y generar conclusiones que permitan abordar trabajos futuros sobre la temática en cuestión.

[CE_10] El objetivo específico [OBJE_1] fue cumplido en su totalidad. Se registraron los resultados obtenidos de los casos de test correspondientes a ensayos de sistema UMV.

Tabla 5-1 presenta el cumplimiento de los objetivos propuestos al inicio del desarrollo del trabajo de investigación. Se presentan con un tilde aquellos objetivos que se cumplieron en un porcentaje de 100% de forma satisfactoria (✓), los que cumplieron en forma parcial (∩) y aquellos objetivos que no se cumplieron (✖). En la sección 5.1.3 se analizan las desviaciones o amenazas a la validez que surgieron del análisis de cumplimiento de los objetivos.

Lkjko9ukkkkkcharobhgyg5jCumplimiento de Objetivos del Trabajo de Investigación												
Objetivos	OBJG_1	OBJG_2	OBJE_1	OBJE_2	OBJE_3	OBJE_4	OBJE_5	OBJE_6	OBJE_7	OBJE_8	OBJE_9	OBJE_10
Cumplimiento	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	~	~	✓

Tabla 5-1 Cumplimiento de objetivos del trabajo de investigación

5.1.3 Amenazas a la validez

En el presente desarrollo del trabajo de investigación los siguientes aspectos deben ser considerados como amenazas a las conclusiones sobre la validez del enfoque:

1. El modelo de prueba de concepto de la placa de hardware de la UMV, se desarrolló con características de prototipo y no con calidad de producto.
2. Se produjo una desviación con respecto al objetivo específico [OBJE_8] y por lo tanto un cumplimiento parcial. Debido a que no se contó con disponibilidad del cabezal oprónico, fue imposible realizar la integración del mismo con el modelo de prueba de concepto de la UMV. Esto trajo aparejado el desarrollo de un ambiente de emulación que permitiera reproducir las condiciones de operación de la UMV. Se diseñó entonces un banco de test que reprodujera las características de la interfaz del bus CAN de visibilidad del cabezal oprónico al que debería conectarse el modelo prototipo de la UMV. La herramienta de test fue desarrollada en lenguaje de programación visual Labview®, lo cual permitió ejecutar los ensayos de sistema con datos almacenados de pruebas en vuelo del cabezal oprónico.
3. Se produjo una desviación con respecto al objetivo específico [OBJE_9] y por lo tanto un cumplimiento parcial. El uso de la herramienta de test desarrollada

permitió crear un escenario real de test del sistema UMV. Se disminuyeron el tiempo y la complejidad de testeo. Fue posible enviar a la UMV, datos almacenados de capturas en vuelo de los giróscopos de los ejes de acimut, elevación y roldo de la plataforma giro-estabilizada del cabezal oprónico montado en la aeronave P3-Orion de ARA.

5.1.4 Estrategia de mitigación de amenazas a la validez

A modo de mitigación del cumplimiento parcial de los objetivos específicos 8 y 9, se realiza un uso exhaustivo de datos capturados, lo que permitió hacer una contrastación entre los resultados obtenidos de procesar los mismos con el modelo de simulación del sistema UMV, y de ensayar el sistema implementado con la herramienta de test desarrollada.

La estrategia de mitigación de amenazas implementada, tuvo foco en los siguientes puntos:

1. El modelo de sistema que fue sometido a estímulos reales de vibración de la aeronave P3-Orion, en entorno de simulación, es el que finalmente se implementó en la plataforma de hardware seleccionada.
2. Los datos almacenados durante vuelos de la aeronave, fueron procesados en MATLAB® y permitieron verificar el funcionamiento del modelo de simulación de la UMV desarrollado en SIMULINK®.
3. Durante los ensayos de sistema, la UMV recibió estímulos reales de vibración a través del bus CAN, procesó 1000 muestras por segundo de datos crudos de

velocidades angulares y por último les dio formato para entregarlas con un ID específico al bus CAN.

4. Los datos obtenidos del modelo de simulación fueron contrastados contra los obtenidos del modelo implementado de la UMV. Se graficaron en MATLAB® las formas de onda de las señales estímulo de entrada como así también su densidad espectral de potencia PSD.
5. El uso de técnicas HIL y de lenguajes de alto nivel, permitieron focalizarse en la funcionalidad del modelo de UMV. Fue posible ajustar el modelo de sistema tras haber obtenido su respuesta al estímulo de señales reales almacenadas de ensayos en vuelo del sistema cabezal optrónico.

5.1.5 Conclusiones específicas alcanzadas

El desarrollo del presente trabajo de investigación, arrojó las siguientes conclusiones específicas:

1. Los archivos capturados de ensayos en vuelo del sistema cabezal optrónico a bordo de la aeronave P3-Orion, demostraron que, cuando el sistema se encuentra en funcionamiento, no existen componentes espectrales de vibración relevantes presentes en los ejes internos de acimut, elevación y rolo de la plataforma giro-estabilizada.
2. Se realizó un análisis de las componentes de vibración presentes en la estructura de la aeronave P3-Orion. Se destacaron las componentes de 17 Hz y 34 Hz

correspondientes a múltiplos de la frecuencia de rotación de los motores de la aeronave (ver CAPÍTULO 2 sección 2.3.2).

3. Al analizar la densidad espectral de potencia de las capturas de datos obtenidos por medio del bus CAN de visibilidad del sistema (ver CAPÍTULO 4 sección 4.2.7) se aprecia que no se destacan las componentes espectrales de vibración de 17 Hz y 34 Hz. El fenómeno se debe al que subsistema de control de ejes internos de la plataforma giro-estabilizada del cabezal optrónico, se encuentra atenuando las componentes de vibración presentes en los ejes de acimut, elevación y roldo del gimbal cuando la aeronave se encuentra en condición de vuelo. Esta característica demuestra que el sistema de control de giro-estabilización posee una buena respuesta de filtro pasabajos.

4. Las bajas frecuencias ($f < 10$ Hz) presentes en los ejes internos de la plataforma giro-estabilizada corresponden a comandos de movimiento generados por el usuario del sistema. Estas componentes no deben ser filtradas por el subsistema de control de ejes internos.

5. Las componentes de vibración mayores a 17 Hz son generadas de forma intrínseca por la aeronave P3-Orion, el cabezal optrónico se encuentra anclado mecánicamente a la estructura de la aeronave y recibe las perturbaciones en mayor medida de forma de desplazamiento lineal en el eje transversal al sistema. Debido a que existen desbalances mecánicos en la plataforma giro-estabilizada, inducidos por rozamientos de cables y rodamientos, el desplazamiento lineal se transfiere al sistema como variaciones de velocidad angular en el eje de elevación principalmente.

6. Los sensores EO montados en el cabezal oprónico tienen una tasa de 30 imágenes por segundo, razón por la cual, según el teorema del muestreo es posible distinguir por métodos ópticos vibraciones entre 0 Hz y 15 Hz lo que fue comprobado como adecuado para el funcionamiento del sistema.

7. La respuesta en frecuencia del ojo humano tiene su mejor desempeño para valores de vibración comprendidos entre 7 Hz y 13 Hz, lo cual establece parámetros de borde para el sistema UMV implementado en el desarrollo del trabajo de investigación.

5.1.6 Trabajo a Futuro

Una línea de trabajo con tanto potencial deja, necesariamente, luego de éste esfuerzo de investigación algunas cuestiones que son interesantes para su consideración como trabajo futuro.

1. La evolución del modelo de prueba de concepto de la UMV hacia un producto de características constructivas comparables a las del sistema cabezal oprónico foco de estudio del trabajo de investigación.

2. La integración del sistema UMV con el cabezal oprónico. Integración mecánica y de interfaces físicas, eléctricas y de comunicaciones de bus CAN.

3. La ejecución de ensayos con el sistema cabezal oprónico montado en banco de vibraciones.

4. La ejecución de ensayos en vuelo con el sistema cabezal oprónico montado en la aeronave P3-Orion de ARA.

5. El análisis de impacto en la mejora de performance del subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico.

CAPÍTULO 6. ANEXOS

6.1 Anexo 1: Tabla de requerimientos de sistema detallada

Caso de Uso	Descripción	Agente	Num	ID_Req	Nivel	Descripción	Tipo
1	Medir datos de velocidad angular de los ejes internos de la plataforma giro-estabilizada	Vibraciones de la plataforma	1	SR_1	Sistema	La UMV deberá medir las vibraciones en los tres ejes de la plataforma estabilizada del cabezal oprónico.	Funcional
		Vibraciones de la plataforma	2	SSR_1.1	Subsistema	La UMV deberá adquirir los datos crudos de los giróscopos del subsistema de giro-estabilización	Funcional
		Vibraciones de la plataforma	3	SSR_1.1.1	Subsistema	La UMV deberá adquirir los datos crudos del giróscopo del eje de acimut del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		Vibraciones de la plataforma	4	SSR_1.1.1.1	Subsistema	La UMV deberá activar el envío de datos crudos del giróscopo del eje de acimut del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		Vibraciones de la plataforma	5	SSR_1.1.2	Subsistema	La UMV deberá adquirir los datos crudos del giróscopo del eje de elevación del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		Vibraciones de la plataforma	6	SSR_1.1.2.1	Subsistema	La UMV deberá activar el envío de datos crudos del giróscopo del eje de elevación del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		Vibraciones de la plataforma	7	SSR_1.1.3	Subsistema	La UMV deberá adquirir los datos crudos del giróscopo del eje de roldo del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		Vibraciones de la plataforma	8	SSR_1.1.3.1	Subsistema	La UMV deberá activar el envío de datos crudos del giróscopo del eje de roldo del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
2	Procesar datos de velocidad angular provenientes del módulo de captura de datos de giróscopos y encontrar componentes espectrales relevantes para el análisis	UMV	9	SR_2	Sistema	La UMV deberá procesar la información de vibraciones de los tres ejes del cabezal oprónico de manera de determinar las componentes espectrales presentes en el sistema	Funcional
		UMV	10	SSR_2.1	Subsistema	La UMV deberá procesar los datos crudos de los giróscopos del subsistema de giro-estabilización	Funcional
		UMV	11	SSR_2.1.1	Subsistema	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de acimut del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		UMV	12	SSR_2.1.1.1	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración del eje de acimut en el rango de frecuencia de 0-50Hz	Funcional
		UMV	13	SSR_2.1.1.2	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración del eje de acimut en el rango de amplitud de 0-127,99 [veces]	Funcional
		UMV	14	SSR_2.1.1.3	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales del eje de acimut con un valor de resolución espacial en frecuencia de 1,5625 [Hz]	Funcional
		UMV	15	SSR_2.1.1.4	Subsistema	La UMV deberá calcular la transformada rápida de Fourier a partir de los datos crudos del giróscopo del	Funcional

Caso de Uso	Descripción	Agente	Num	ID_Req	Nivel	Descripción	Tipo
						eje de acimut del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	
		UMV	16	SSR_2.1.2	Subsistema	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de elevación del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		UMV	17	SSR_2.1.2.1	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración del eje de elevación en el rango de frecuencia de 0-50Hz	Funcional
		UMV	18	SSR_2.1.2.2	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración del eje de elevación en el rango de amplitud de 0-127,99 [veces]	Funcional
		UMV	19	SSR_2.1.2.3	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales del eje de elevación con un valor de resolución espacial en frecuencia de 1,5625 [Hz]	Funcional
		UMV	20	SSR_2.1.2.4	Subsistema	La UMV deberá calcular la transformada rápida de Fourier a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de elevación del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		UMV	21	SSR_2.1.3	Subsistema	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de rolido del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
		UMV	22	SSR_2.1.3.1	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración del eje de rolido en el rango de frecuencia de 0-50Hz	Funcional
		UMV	23	SSR_2.1.3.2	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales de vibración del eje de rolido en el rango de amplitud de 0-127,99 [veces]	Funcional
		UMV	24	SSR_2.1.3.3	Módulo	La UMV deberá determinar las componentes espectrales del eje de rolido con un valor de resolución espacial en frecuencia de 1,5625 [Hz]	Funcional
		UMV	25	SSR_2.1.3.4	Subsistema	La UMV deberá calcular la transformada rápida de Fourier a partir de los datos crudos del giróscopo del eje de rolido del subsistema de giro-estabilización del cabezal oprónico	Funcional
3	Dar formato y entregar los datos procesados al subsistema de autotracking de la plataforma giroestabilizada	UMV	26	SR_3	Sistema	La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados al subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico	Funcional
		UMV	27	SSR_3.1	Subsistema	La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados del eje de acimut de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico	Funcional
		UMV	28	SSR_3.1.1	Subsistema	La UMV deberá entregar por medio del bus CAN de visibilidad los datos de vibraciones procesados del eje de acimut de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico	Funcional
		UMV	29	SR_3.2	Subsistema	La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados del eje de elevación de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal oprónico	Funcional

Caso de Uso	Descripción	Agente	Num	ID_Req	Nivel	Descripción	Tipo
		UMV	30	SSR_3.2.2	Subsistema	La UMV deberá entregar por medio del bus CAN de visibilidad los datos de vibraciones procesados del eje de elevación de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico	Funcional
		UMV	31	SSR_3.3	Subsistema	La UMV deberá entregar los datos de vibraciones procesados del eje de rolo de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico	Funcional
		UMV	32	SSR_3.3.1	Subsistema	La UMV deberá entregar por medio del bus CAN de visibilidad los datos de vibraciones procesados del eje de rolo de la plataforma giro-estabilizada al subsistema de seguimiento automático del cabezal optrónico	Funcional
			33	HWR_1	Subsistema	El formato físico de la UMV deberá estar de acuerdo con las restricciones de diseño que impone el cabezal optrónico	No funcional
			34	HWR_1.1	Subsistema	Las dimensiones de la UMV no podrán superar una envolvente de 7x12x2 [cm]	No funcional
			35	HWR_1.2	Subsistema	Las características de consumo de la UMV deberán estar de acuerdo con las restricciones de diseño que impone el cabezal optrónico	No funcional
			36	HWR_1.2.1	Subsistema	La potencia consumida por la UMV no podrá ser superior a 5W	No funcional
			37	HWR_1.2.2	Subsistema	El diseño de la UMV en función de sus consideraciones eléctricas, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la Norma MIL STD 704 Aircraft Electric Power Characteristics	No funcional
			38	HWR_1.3	Subsistema	El Peso de la UMV no podrá ser mayor a 300g	No funcional
			39	HWR_1.4	Subsistema	El diseño de la UMV en función de las condiciones ambientales, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la Norma MIL STD 810 G: Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests	No funcional
			40	HWR_1.5	Subsistema	El diseño de la UMV en función de sus consideraciones eléctricas de ensamblado, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la Norma IPC-J-STD-001 Requirements for Soldered Electrical and Electronic Assemblies	No funcional
			41	HWR_1.6	Subsistema	El diseño de la UMV en función de sus consideraciones de interferencia y compatibilidad electromagnética, deberá estar alineado con las secciones aplicables de la Norma MIL STD 461 Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment	No funcional
			42	IR_1	Subsistema	La UMV deberá conectarse mediante interfaz bus CAN al subsistema de giro-estabilización para adquirir los datos crudos de los giróscopos de los tres ejes del subsistema de giro estabilización	Funcional
			43	IR_1.1	Subsistema	La UMV deberá conectarse al bus CAN visibilidad del cabezal optrónico	No funcional
			44	IR_1.1.1	Módulo	La UMV deberá filtrar los paquetes de datos recibidos del eje de acimut con el ID=0x00	No funcional

Caso de Uso	Descripción	Agente	Num	ID_Req	Nivel	Descripción	Tipo
			45	IR_1.1.2	Módulo	La UMV deberá recibir los paquetes de datos del eje de acimut en formato Little Endian y concatenarlos en formato Big Endian.	No funcional
			46	IR_1.1.3	Módulo	La UMV deberá filtrar los paquetes de datos recibidos del eje de elevación con el ID=0x01	No funcional
			47	IR_1.1.4	Módulo	La UMV deberá recibir los paquetes de datos del eje de elevación en formato Little Endian y concatenarlos en formato Big Endian.	No funcional
			48	IR_1.1.5	Módulo	La UMV deberá filtrar los paquetes de datos recibidos del eje de roloido con el ID=0x02	No funcional
			49	IR_1.1.6	Módulo	La UMV deberá recibir los paquetes de datos del eje de roloido en formato Little Endian y concatenarlos en formato Big Endian.	No funcional
			50	IR_1.1.7	Módulo	La UMV deberá enviar los paquetes de datos procesados de vibraciones del eje de acimut por bus CAN de visibilidad de acuerdo con el siguiente formato: Byte 0:1 = Amplitd; Byte 2:3 = Frecuencia, ID=0x3F (DLC=0x08)	No funcional
			51	IR_1.1.8	Módulo	La UMV deberá enviar los paquetes de datos procesados de vibraciones del eje de elevación por bus CAN de visibilidad de acuerdo con el siguiente formato: Byte 0:1 = Amplitd; Byte 2:3 = Frecuencia, ID=0x3F (DLC=0x08)	No funcional
			52	IR_1.1.9	Módulo	La UMV deberá enviar los paquetes de datos procesados de vibraciones del eje de roloido por bus CAN de visibilidad de acuerdo con el siguiente formato: Byte 0:1 = Amplitd; Byte 2:3 = Frecuencia, ID=0x3F (DLC=0x08)	No funcional
			53	IR_1.2	Subsistema	La capa física de bus CAN deberá cumplir con las especificaciones del estándar ISO-11898	No funcional
			54	IR_1.2.1	Subsistema	La UMV deberá conectarse al bus CAN Visibilidad del Sistema – a una velocidad de bus de 500KB	No funcional
			55	IR_1.2.2	Módulo	Circuito de Interfaz eléctrica, alineada con especificación de Texas Instruments: SLLA270–January 2008 -Controller Area Network Physical Layer Requirements -Application Report	No funcional
			56	SR_4	Sistema	La UMV deberá ser capaz de medir vibraciones de 17Hz y amplitud 2V, presentes en los ejes internos de la plataforma estabilizada del cabezal oprtrónico.	No funcional
			57	SR_5	Sistema	La UMV deberá ser capaz de medir vibraciones de 34Hz y amplitud 2V, presentes en los ejes internos de la plataforma estabilizada del cabezal oprtrónico.	No funcional
			58	SR_6	Sistema	La UMV deberá ser capaz de medir vibraciones en los tres ejes de la plataforma giro-estabilizada del cabezal oprtrónico en presencia de ruido blanco definido por un canal AWGN con SNR=10 [dB]	No funcional
			59	SR_7	Sistema	La UMV deberá ser capaz de medir vibraciones en los tres ejes de la plataforma giro-estabilizada del cabezal oprtrónico para una señal de excitación de entrada en forma de rampa en frecuencia (0-50Hz) y en amplitud (0-5V).	No funcional

Tabla 6-1 Listado de requerimientos de sistema

6.2 ANEXO 2: Matriz de trazabilidad de requerimientos RTMX módulo-requerimientos de sistema

RTMX Requerimientos/Módulos					
Requerimiento Id / Módulo Id	1	2	3	4	Tipo req.
1	X				Requerimientos Funcionales
2	X				
3	X				
4	X				
5	X				
6	X				
7	X				
8	X				
9		X			
10		X			
11		X			
12		X			
13		X			
14		X			
15		X			
16		X			
17		X			
18		X			
19		X			
20		X			
21		X			
22		X			
23		X			
24		X			
25		X			
26			X		
27			X		
28			X		
29			X		
30			X		
31			X		
32			X		
33				X	Requerimientos No funcionales
34				X	
35				X	
36				X	
37				X	
38				X	
39				X	
40				X	
41				X	
42	X				

RTMX Requerimientos/Módulos					
Requerimiento Id / Módulo Id	1	2	3	4	Tipo req.
43	X				
44		X			
45		X			
46		X			
47		X			
48		X			
49		X			
50			X		
51			X		
52			X		
53				X	
54				X	
55				X	
56	X	X	X		
57	X	X	X		
58	X	X	X		
59	X	X	X		

Tabla 6-2 RTMX Módulo-Requerimientos de sistema

6.3 ANEXO 3: Listado de casos de prueba del sistema

ID_Test_Case	Descripción	Test_Case_tipo	ID_Req Aplicable
TC_SUMV_001	Verificar conectividad de UMV con capa física con bus CAN a velocidad 500KB	Integración	42,43, 54
TC_SUMV_002	Verificar que se envían los comandos de activación de datos FOG de eje de AZ	Integración	4
TC_SUMV_003	Verificar que se envían los comandos de activación de datos FOG de eje de EL	Integración	6
TC_SUMV_004	Verificar que se envían los comandos de activación de datos FOG de eje de RL	Integración	8
TC_SUMV_005	Verificar que UMV adquiere los datos del FOG del eje de AZ	Integración	2,3
TC_SUMV_006	Verificar que UMV adquiere los datos del FOG del eje de EL	Integración	2,5
TC_SUMV_007	Verificar que UMV adquiere los datos del FOG del eje de RL	Integración	2,7
TC_SUMV_008	Verificar que UMV filtra los paquetes recibidos por bus CAN del eje interno de AZ	Módulo	2,3,44
TC_SUMV_009	Verificar que UMV filtra los paquetes recibidos por bus CAN del eje interno de EL	Módulo	2,5,46
TC_SUMV_010	Verificar que UMV filtra los paquetes recibidos por bus CAN del eje interno de RL	Módulo	2,7,48
TC_SUMV_011	Verificar que los datos CAN del eje de AZ, son concatenados correctamente en formato	Módulo	45
TC_SUMV_012	Verificar que los datos CAN del eje de EL, son concatenados correctamente en formato	Módulo	47
TC_SUMV_013	Verificar que los datos CAN del eje de RL, son concatenados correctamente en formato	Módulo	49
TC_SUMV_014	Verificar que los valores de frecuencia de las componentes espectrales procesadas del eje de AZ están acotadas en el rango 0-50Hz	Módulo	12,10,11,42
TC_SUMV_015	Verificar que los valores de frecuencia de las componentes espectrales procesadas del eje de EL están acotadas en el rango 0-50Hz	Módulo	17,10,11,42
TC_SUMV_016	Verificar que los valores de frecuencia de las componentes espectrales procesadas del eje de RL están acotadas en el rango 0-50Hz	Módulo	22,10,11,21,25,42
TC_SUMV_017	Verificar que los valores de amplitud de las componentes espectrales procesadas del eje de AZ están acotadas en el rango 0-127,99	Módulo	13,10,11,21,25,42
TC_SUMV_018	Verificar que los valores de amplitud de las componentes espectrales procesadas del eje de EL están acotadas en el rango 0-127,99	Módulo	18,10,11,21,25,42
TC_SUMV_019	Verificar que los valores de amplitud de las componentes espectrales procesadas del eje de RL están acotadas en el rango 0-127,99	Módulo	18,10,11,42
TC_SUMV_020	Verificar que la resolución espectral en frecuencia del módulo de procesamiento de UMV es 1.5625Hz para el eje de AZ	Módulo	14,10,11,42
TC_SUMV_021	Verificar que la resolución espectral en frecuencia del módulo de procesamiento de UMV es 1.5625Hz para el eje de EL	Módulo	19,10,11,42

ID_Test_Case	Descripción	Test_Case_tipo	ID_Req Aplicable
TC_SUMV_022	Verificar que la resolución espectral en frecuencia del módulo de procesamiento de UMV es 1.5625Hz para el eje de RL	Módulo	24,10,11,42
TC_SUMV_023	Verificar que los datos procesados del eje de AZ, son entregados al bus CAN por el módulo formateador de datos	Integración	26,27,28
TC_SUMV_024	Verificar que los datos procesados del eje de EL, son entregados al bus CAN por el módulo formateador de datos	Integración	26,29,30
TC_SUMV_025	Verificar que los datos procesados del eje de RL, son entregados al BUS CAN por el módulo formateador de datos	Integración	26,31,32
TC_SUMV_026	Verificar que el paquete de datos del eje de AZ obtenido a la salida del módulo formateador de datos, tiene el formato definido en la etapa de diseño	Módulo	50
TC_SUMV_027	Verificar que el paquete de datos del eje de EL obtenido a la salida del módulo formateador de datos, tiene el formato definido en la etapa de diseño	Módulo	51
TC_SUMV_028	Verificar que el paquete de datos del eje de RL obtenido a la salida del módulo formateador de datos, tiene el formato definido en la etapa de diseño	Módulo	52
TC_SUMV_029	Verificar que los paquetes de datos del eje de AZ son transmitidos al bus CAN con el ID=63	Módulo	50
TC_SUMV_030	Verificar que los paquetes de datos del eje de EL son transmitidos al bus CAN con el ID=63	Módulo	51
TC_SUMV_031	Verificar que los paquetes de datos del eje de RL son transmitidos al bus CAN con el ID=63	Módulo	52
TC_SUMV_032	Verificar que la transmisión de datos de UMV hacia el bus CAN se realice a 500KB	Módulo	54
TC_SUMV_033	Verificar que UMV es capaz de procesar una entrada sinusoidal de $f=17\text{Hz}$ y $\text{amplitud}=2[\text{V}]$	Sistema	1,9,26,56
TC_SUMV_034	Verificar que UMV es capaz de procesar una entrada sinusoidal de $f=34\text{Hz}$ y $\text{amplitud}=2[\text{V}]$	Sistema	1,9,26,57
TC_SUMV_035	Verificar que UMV no reacciona a estímulos en la entrada de valores fuera de rango en amplitud	Sistema	1,9,26,13,18,23
TC_SUMV_036	Verificar que UMV no reacciona a estímulos en la entrada de valores fuera de rango en frecuencia	Sistema	1,9,26,12,17,22
TC_SUMV_037	Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en banco correspondientes al eje de AZ - estímulo: rampa en amplitud y frecuencia.	Sistema	1,9,26,59,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_038	Verificar la respuesta del sistema implementado ante estímulos de datos en banco correspondientes al eje de AZ - estímulo: rampa en amplitud y frecuencia.	Sistema	1,9,26,59,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_039	Verificar que UMV detecta las componentes espectrales de 17Hz-2V, 34Hz-2V en presencia de ruido blanco generado por un canal AWGN.	Sistema	1,9,26,58,27,28,29,30,31,32

ID_Test_Case	Descripción	Test_Case_tipo	ID_Req Aplicable
TC_SUMV_040	Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de AZ - vuelo1	Sistema	1,9,26,56,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_041	Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL - vuelo1	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_042	Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de RL -vuelo1	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_043	Verificar la respuesta del sistema implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de AZ - vuelo1	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_044	Verificar la respuesta del sistema Implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL -vuelo1	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_045	Verificar la respuesta del sistema Implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de RL -vuelo1	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_046	Verificar la respuesta del sistema simulado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL - vuelo2	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_047	Verificar la respuesta del sistema Implementado ante estímulos de datos en vuelo correspondientes al eje de EL -vuelo2	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32
TC_SUMV_048	Verificar por métodos de inspección que el diseño de UMV responde a restricciones impuestas por el cabezal oprónico	Módulo	33
TC_SUMV_049	Verificar por métodos de medición que la envolvente mecánica de UMV no supera los valores de 7x12x2 [cm]	Módulo	34
TC_SUMV_050	Verificar por métodos de medición que UMV consume menos de 5[W] de potencia	Módulo	35
TC_SUMV_051	Verificar por métodos de inspección que el diseño electrónico de UMV está alineado con Norma MIL STD 704 Aircraft Electric Power Characteristics	Módulo	36
TC_SUMV_052	Verificar por métodos de medición que el peso de UMV no sea mayor a 300g	Módulo	37
TC_SUMV_053	Verificar por métodos de inspección que el diseño de UMV está alineado con las secciones aplicables de la Norma MIL STD 810 G: Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests	Módulo	38
TC_SUMV_054	Verificar por métodos de inspección que el proceso de fabricación de UMV esté alineado con las secciones aplicables de la Norma IPC-J-STD-001 Requirements for Soldered Electrical and Electronic Assemblies	Módulo	39
TC_SUMV_055	Verificar por métodos de inspección que el diseño electrónico de UMV esté alineado con las secciones aplicables de la Norma MIL STD 461 Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment	Módulo	40

ID_Test_Case	Descripción	Test_Case_tipo	ID_Req Aplicable
TC_SUMV_057	Verificar por métodos de inspección que la capa física del protocolo CAN esté basado en el estándar ISO 11898	Módulo	53
TC_SUMV_058	Verificar por métodos de inspección que el diseño de la interfaz eléctrica siga las especificaciones de la nota de aplicación de Texas Instruments	Módulo	55

Tabla 6-3 Listado de casos de test de sistema

6.4 ANEXO 4: Matriz de Trazabilidad de Requerimientos RTMX casos de prueba - requerimientos

RTMX (Test Cases/Requerimientos)																									
TestCase/Reqs	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25
1																									
2				X																					
3						X																			
4								X																	
5		X	X																						
6		X			X																				
7		X					X																		
8		X	X																						
9		X			X																				
10		X					X																		
11																									
12																									
13																									
14										X	X	X													
15										X	X						X								
16										X	X											X			
17										X	X		X												
18										X	X							X							
19										X	X										X		X		X
20										X	X			X											
21										X	X									X					
22										X	X										X			X	X
23														X	X	X									
24														X			X	X							
25														X					X	X	X				X
26																									
27																									
28																									
29																									
30																									
31																									
32																									
33	X								X																
34	X								X																
35	X								X				X					X					X		
36	X								X			X					X					X			
37	X								X																
38	X								X																
39	X								X																
40	X								X																
41	X								X																
42	X								X																
43	X								X																
44	X								X																
45	X								X																

RTMX (Test Cases/Requerimientos)																										
TestCase/Reqs	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
46	X								X																	
47	X								X																	

Tabla 6-4 RTMX – Casos de prueba /Requerimientos

6.5 ANEXO 5: Casos de prueba – plan de test de sistema

ID_Test_Case	Test_Case_tipo	ID_Req Aplicable	Estado	1	2	3	Naturaleza de la Falla
TC_SUMV_001	Integración	42,43, 54	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_002	Integración	4	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_003	Integración	6	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_004	Integración	8	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_005	Integración	2,3	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_006	Integración	2,5	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_007	Integración	2,7	PLAN	OK	FALLA	OK	Requerimientos
TC_SUMV_008	Módulo	2,3,44	PLAN	OK	FALLA	OK	Diseño
TC_SUMV_009	Módulo	2,5,46	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_010	Módulo	2,7,48	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_011	Módulo	45	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_012	Módulo	47	PLAN	FALLA	FALLA	OK	Requerimientos
TC_SUMV_013	Módulo	49	PLAN	FALLA	OK	OK	Requerimientos
TC_SUMV_014	Módulo	12,10,11,42	PLAN	FALLA	OK	OK	Requerimientos
TC_SUMV_015	Módulo	17,10,11,42	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_016	Módulo	22,10,11,21,25,42	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_017	Módulo	13,10,11,21,25,42	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_018	Módulo	18,10,11,21,25,42	PLAN	FALLA	OK	OK	Requerimientos
TC_SUMV_019	Módulo	18,10,11,42	PLAN	FALLA	OK	OK	Requerimientos
TC_SUMV_020	Módulo	14,10,11,42	PLAN	FALLA	OK	OK	Requerimientos
TC_SUMV_021	Módulo	19,10,11,42	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_022	Módulo	24,10,11,42	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_023	Integración	26,27,28	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_024	Integración	26,29,30	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_025	Integración	26,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_026	Módulo	50	PLAN	OK	FALLA	OK	Diseño
TC_SUMV_027	Módulo	51	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_028	Módulo	52	PLAN	FALLA	OK	OK	Diseño
TC_SUMV_029	Módulo	50	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_030	Módulo	51	PLAN	FALLA	OK	OK	Diseño
TC_SUMV_031	Módulo	52	PLAN	FALLA	OK	OK	Diseño
TC_SUMV_032	Módulo	54	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_033	Sistema	1,9,26,56	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_034	Sistema	1,9,26,57	PLAN	OK	FALLA	OK	
TC_SUMV_035	Sistema	1,9,26,13,18,23	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_036	Sistema	1,9,26,12,17,22	PLAN	OK	OK	OK	NA

ID_Test_Case	Test_Case_tipo	ID_Req Aplicable	Estado	1	2	3	Naturaleza de la Falla
TC_SUMV_037	Sistema	1,9,26,59,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_038	Sistema	1,9,26,59,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_039	Sistema	1,9,26,58,27,28,29,30,31,32	PLAN	FALLA	OK	OK	Requerimientos
TC_SUMV_040	Sistema	1,9,26,56,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_041	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32	PLAN	FALLA	OK	OK	Requerimientos
TC_SUMV_042	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_043	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	FALLA	OK	Diseño
TC_SUMV_044	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_045	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_046	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_047	Sistema	1,9,26,27,28,29,30,31,32	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_048	Módulo	33	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_049	Módulo	34	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_050	Módulo	35	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_051	Módulo	36	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_052	Módulo	37	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_053	Módulo	38	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_054	Módulo	39	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_055	Módulo	40	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_057	Módulo	53	PLAN	OK	OK	OK	NA
TC_SUMV_058	Módulo	55	PLAN	OK	OK	OK	NA

Tabla 6-5 Plan de test de sistema

Bibliografía

- [1] C. A. W. G. (AWG), «C4ISR Architecture Framework Version 2.0,» USA, 1997.
- [2] P. P. a. G. Kingston, «Implementing C4ISR Architecture Framework -- An Australian Case Study,» DSTO Fern Hill, Department of Defence, Canberra, ACT, 2600, Australia.
- [3] G. B. Tejos, «EL PROCESO DE INTELIGENCIA, VIGILANCIA, ADQUISICIÓN DE BLANCOS Y RECONOCIMIENTO,» REVISMAR, 2010.
- [4] Ministerio de Defensa República Argentina, «ARGENTINA. LEY DE DEFENSA NACIONAL. Ley 23.554».
- [5] J. Donohue, «INTRODUCTORY REVIEW OF TARGET DISCRIMINATION CRITERIA,» PHILLIPS LABORATORY AIR FORCE SYSTEMS COMIMAND , MASSACHUSETTS, 1991.
- [6] USA Department of Defense, «Joint Security Operations in Theater,» 2014.
- [7] V. N. Indhu B, «GIMBALLED CAMERA CONTROL FOR ON-POINT TARGET TRACKING,» *American Research Journal of Electronics and Communication*, vol. 1, nº 1, pp. 1-9, June 2015.
- [8] J. K. S. K. a. K. W. N. Künzner, «Modern electro-optical imaging system for maritime surveillance applications,» de *2010 International WaterSide Security Conference*, 2010.
- [9] J. Johnson, «Analysis of image forming systems,» in *Image Intensifier Symposium, AD 220160*, p. pp. 244–273., 1958.
- [10] J. Johnson, «Image Intensifier Symposium,» 1958.
- [11] R. A. Ingeniería, «<http://diccionario.raing.es/es/lema/plataforma-giroestabilizada>,» [En línea].
- [12] Panavision, «Sensor Size & Field of View,» 2015.
- [13] J. L. A. J. D. & R. J. D. Patrik Vuilleumier, «Distinct spatial frequency sensitivities for processing faces and emotional expressions,» *Nature neuroscience*, vol. 6, nº 6, 2003.

-
- [14] C. S. S. a. G. C. B. Tracy A. Sjaardema, «History and Evolution of the Johnson Criteria,» California, 2015.
- [15] J. TYLER, «Aircraft-Engine-Accessory Vibration,» vol. 63, pp. 1334-1349, 1944.
- [16] B. Agrawal, «Jitter Control for Imaging Spacecraft,» de *2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, Istanbul, 2009.
- [17] Mathieu Marmion, Airborne attitude estimation using a Kalman filter , Longyearbyen, Norway, 2006.
- [18] J. Diebel, «Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors,» Stanford University , 2006.
- [19] D. A. Kienholz, «Active Alignment and Vibration Control System for Large Airborne Optical System,» de *SPIE Smart Structures and Materials Conference*, San Diego, 2000.
- [20] D. J. J. B. a. M. L. Alexandre Karpenko, «Digital Video Stabilization and Rolling Shutter Correction using Gyroscopes,» Stanford Tech Report CTSR 2011, 2011.
- [21] O. S. a. M. T. Matti Niskanen, «Video Stabilization Performance Assessment,» de *2006 IEEE International Conference on Multimedia and Expo*, Toronto, 2006.
- [22] J. HILKERT, «Inertially Stabilized Platform Technology,» *IEEE CONTROL SYSTEMS MAGAZINE*, pp. 26-46, 2008.
- [23] M. K. MASTEN, «Inertially Stabilized Platforms for Optical Imaging Systems,» *IEEE CONTROL SYSTEMS MAGAZINE*, pp. 47-64, February 2008.
- [24] L. X. H. C. G. Y. a. W. Y. Chengyu Jiang, «Signal Processing of MEMS Gyroscope Arrays to Improve Accuracy Using a 1st Order Markov for Rate Signal Modeling,» *Sensors 2012*, pp. 1720-1737, 2012.
- [25] H. X. B. X. BAO Wenliang, «Control System Design of Multi-Gimbal Electro-Optical Platform by the Technique of μ -Synthesis,» *Proceedings of the 29th Chinese Control Conference*, pp. 3447-3452, July 23-31 2010.

-
- [26] A. W.-Z. J. D. a. A. K. C. ZYCH, «A correction in feedback loop applied to two-axis gimbal stabilization,» *BULLETIN OF THE POLISH ACADEMY OF SCIENCES*, Vols. %1 de %2TECHNICAL SCIENCES, Vol. 63, nº 1, pp. 217-219, 2015.
- [27] M. C. A. a. J. Quinn, «Accelerometer Based Line-of-Sight Stabilization Approach for Pointing and Tracking Systems,» *Second IEEE Conference on Control Applications*, pp. 159-163, September 1993.
- [28] Y.-S. Shiao, «Design and Implementation of Real-Time Tracking System Based on Vision Servo Control,» *Tamkang Journal of Science and Engineering*, vol. 4, nº 1, pp. 45-58, 2001.
- [29] A. W. A. M. A. Ahlem Walha, «Video stabilization with moving object detecting and tracking for aerial video surveillance,» *Multimed Tools Appl*, 2014.
- [30] R. T. D. S. C. Ajeet Singh, «Design and Optimal Control of Line of Sight Stabilization of Moving Target,» *IOSR Journal of Electrical and Electronics Engineering (IOSR-JEEE)*, pp. 27-32, 2014.
- [31] A. T. O. N. & O. Planning, «Requirements Engineering Management Handbook,» U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2009.
- [32] N. A. a. S. Administration, *NASA System Engineering Handbook*, Vols. %1 de %2NASA/SP-2007-6105 Rev 1, 2007.
- [33] Q. M. E. P. a. S. d. K. Georgios Plataniotis, «Traceability and Modeling of Requirements in Enterprise Architecture from a Design Rationale Perspective,» de *2015 IEEE 9th International Conference on Research Challenges in Information Science (RCIS)*, Athens, 2015.
- [34] R. E. K. a. H. N. H. Vincent R. Lalli, *Training Manual for Elements of Interface Definition and Control*, Ohio: NASA Reference Publication 1370, 1997.
- [35] A. V. S. Jiménez, «La Industria de la Defensa y Seguridad en América Latina 2014-2015,» IDS, Madrid, 2015.

-
- [36] N. A. a. S. Administration, P-3B Orion (N426NA) Airborne Laboratory Experimenter Handbook, Wallops Island: Goddard Space Flight Center , 2010.
- [37] A. ARGENTINA, CUSTODIOS DEL MAR, Contenidos Gaceta Marinera, 2015.
- [38] M. K. M. a. H. R. Sebesta, «LINE-OF-SIGHT STABILIZATION TRACKING SYSTEMS: AN OVERVIEW,» de *American Control Conference*, Minneapolis, 1987.
- [39] P. J. K. a. R. L. Kennedy, «Direct Versus Indirect Line of Sight (LOS) Stabilization,» *IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY*, vol. 11, nº 1, pp. 3-15, January 2003.
- [40] I. I. a. K. D. Vladimir N. Dobrokhodov, "Vision-Based Tracking and Motion Estimation for Moving Targets Using Small UAVs," *American Institute of Aeronautics and Astronautics* , pp. 1-31.
- [41] Z. &. a. R. J. H. Ambrose, «Nonlinear Robust Control For A Passive Line-of-Sight Stabilization System,» de *Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Control Applications* , Mexico City, 2001.
- [42] C. S. Kuehl, «ARCHITECTING HD FULL MOTION VIDEO INTO MILITARY AVIONICS,» *29th Digital Avionics Systems Conference*, vol. 4E, nº 4, pp. 1-12, 2010.
- [43] X. Q. S. C. a. K. S. L. Hang Yu, «A Time-Delay-Integration CMOS Image Sensor with Pipelined Charge Transfer Architecture,» *Circuits and Systems (ISCAS)*, pp. 1624-1627, 2012.
- [44] P. F. a. T. R. Ákos Zarándy, «Per-pixel integration time controlled image sensor,» de *Circuit Theory and Design, 2005. Proceeding of the 2005 European Conference on Circuit Theory and Design, 2005.*, Cork, 2005.
- [45] W. S. J. C. Tian Qi, «Optimal Tracking Design and Performance Analysis for LTI Systems with Quantization Effects,» de *Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference*, Shanghai, 2009.

- [46] D. Z. Q. Z. H. H. Chong Jiang, «Optimal Tracking Control for a Class of Large-Scale Interconnected system with Time-varying Delay,» de *2007 IEEE International Conference on Control and Automation*, Guangzhou, 2007.
- [47] Z.-H. L. a. M. Krstic, «Optimal Design of Adaptive Tracking Controllers for Nonlinear Systems,» de *Proceedings of the American Control Conference*, Albuquerque, 1997.
- [48] F. L. L. a. Z. Q. Hongwei Zhang, «Lyapunov, Adaptive, and Optimal Design Techniques for Cooperative Systems on Directed Communication Graphs,» *IEEE E TRANSACTIONS ON INDUSTRIAL ELECTRONICS*, vol. 59, nº 7, pp. 3026 - 3040, 2012.
- [49] X. C. Yandong Zhao, «Design of Optimal Tracking Controller for Systems with Control-Affine Form,» *IEEE*.
- [50] M. N. F. a. A. Torre, «Automatic moving targets detection using a rule-based system: comparison between different study cases,» *IEEE*, pp. 1593-1595, 1998.
- [51] L. C. & Z. Y. TANG Gongyou, «Approximate design of optimal tracking controller for time-delay systems,» *IEEE*, vol. 51, nº 17, pp. 2158 - 2163.
- [52] G. T. S. H. CM Zhang, «Approximate design of optimal tracking controller for systems with delayed state and control,» *Control and Automation - IEEE*, 2009.
- [53] G.-Y. T. H.-H. W. Xiao-Han Wang, «Approximate Design of Optimal Output Tracking Controller for TimeDelay Systems with Sinusoidal Disturbances,» *IEEE*, 2006.
- [54] H. F. a. R. S. P. Alan J. Lipton, «Moving Target Classification and Tracking from Real-time Video,» *IEEE*, pp. 8-14, 1998.
- [55] S. H. P.I. Corke, «Real-Time Vision, Tracking and Control,» *IEEE*, 2000.
- [56] W. D. X. J. Wang Jianfeng, «The design of electric motor car's body network based on CAN-bus distributed control,» *IEEE*, 2009.
- [57] N. M. Jiang Ming, «Signal processing of fiber optic gyro under vehicle vibration environment,» *IEEE*, 2015.

-
- [58] J.-H. K. Seung-Kwon Lee, «An Implementation of Closed-loop Optical Image Stabilization System for Mobile Camera,» *IEEE International Conference on Consumer Electronics (ICCE)*, pp. 44-46, 2014.
- [59] R. L. J. D. A. H. PETER S. MAYBECK, «An Adaptive Extended Kalman Filter for Target Image Tracking,» *IEEE T TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS*, Vols. %1 de %2AES-17, nº 2, pp. 173-180, March 1981.
- [60] K. M. a. J. M. Zdenek Kalal, «Tracking-Learning-Detection,» *IEEE TRANSACTIONS ON PATTERN ANALYSIS AND MACHINE INTELLIGENCE*, vol. 6, nº 1, pp. 1-14, January 2010.
- [61] K. M. J. M. Zdenek Kalal, «Forward-Backward Error: Automatic Detection of Tracking Failures,» de *International Conference on Pattern Recognition*, Istambul, 2010.
- [62] K. M. J. M. Zdenek Kalal, «FACE-TLD: TRACKING-LEARNING-DETECTION APPLIED TO FACES,» de *2010 IEEE International Conference on Image Processing*, 2010.
- [63] O. H. Khan, «Fuzzy Logic based design of a Diagnostic System for the T56 Turboprop Engine,» *2007 IEEE*, 2007.
- [64] D. M. B. a. B. Rebbechi, «An investigation into active synchrophasing for cabin noise and vibration reduction in propeller aircraft.,» de *ACTIVE 2006*, Adelaide, 2006.
- [65] M. T. D. B. J.-P. Gagne, «Active control of vibrations by low-pass filter and state feedback on a flexible structure,» *IEEE*, 2002.
- [66] C. E. W. A. H. M. T. J. C. K. B. A. P. R. Ø. L. a. A. S. Øyvind Andreassen, "Studies of aerodynamically induced vibrations on the P-3C maritime surveillance aircraft and proposed vibration reducing measures," 2013.
- [67] S. Corrigan, «Texas Instruments: Controller Area Network Physical Layer Requirements,» *Application Report SLLA270*, 2008.
- [68] M. T. I. Jatinder Gharoo, «AN1249 (ECAN™ Operation with DMA on dsPIC33F and PIC24H Devices),» *Microchip*, 2009.

- [69] D. L. Jones, «Spectrum Analysis Using the Discrete Fourier Transform,» *Connexions module: m12032* .
- [70] M. C. Dudzik, *Electro-Optical Systems Design, Analysis, and Testing*, vol. 4, Electro Optics, 1993.
- [71] A. T. Smith, «Motion detection in human vision: an unifying approach based on energy and features,» *The Royal Society*, 2001.
- [72] S. J. C. Burr, «Spatial and temporal selectivity of the human motion detection system,» *Science*, vol. 25, nº 18, pp. 1147-1154, 1985.
- [73] L. Delligatti, *SysML Distilled*, OMG SysML, 2014.
- [74] M. Bacic, «On hardware-in-the-loop simulation,» *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference 2005*, 2005.
- [75] MathWorks, «Simulink and Raspberry Pi Simulink and Raspberry Pi,» *Mathworks*, 2015.
- [76] S. Jain, «Hardware Implementation of Software Radio Receivers,» *International Journal of Electronic and Electrical Engineering*, vol. 7, nº 4, pp. 379-385, 2014.
- [77] I. F. a. M. M. Wanderley, «Practical Evaluation of Synthesis Performance on the BeagleBone Black,» de *Proceedings of the International Conference on New Interfaces for Musical Expression*, Los Angeles, 2015.
- [78] M. D. A. C. L. A. P. Giovanni Betta, «An Intelligent FFT-Analyzer,» *IEEE TRANSACTIONS ON INSTRUMENTATION AND MEASUREMENT*, vol. 47, nº 5, pp. 1173-1179, October 1998.
- [79] J. R. J. R. Panos Papamichalis, «SYSTEM AND ALGORITHM IMPLEMENTATION TECHNIQUES ON THE TMS320 FAMILY,» *1995 IEEE* , pp. 2845-2848, 1995.
- [80] Microchip, «dsPIC30F3014/4013 High-Performance datasheet,» *DS70138C*, 2004.
- [81] C.-Y. Y. K.-C. W. Der-Cherng Liaw, «A CAN-based design for the control of electric vehicle,» *IEEE*, 2014.

-
- [82] H. L. G. A. G. A. WORKS, «A Pipeline Fast Fourier Transform,» *IEEE TRANSACTIONS ON COMPUTERS*, Vols. %1 de %2C-19, nº 11, pp. 1015-1019, Noviembre 1970.
- [83] Z. H. J. L. G. R. G. Long Chen, «Optimizing the Fast Fourier Transform on a Multi-core Architecture,» *2007 IEEE*, pp. 1-8, 2007.
- [84] U. o. S. University of Cassino, «Realizing an Intelligent FFT-Analyzer using TMS320C40 DSPs,» Application Report, 2000.
- [85] P. D. Welch, «The use of fast fourier transform of the estimation of powerspectra: A metod base on time avereging over short, modified periodograms,» *IEEE Trans. Audio and Electroacust*, Vols. %1 de %2AU-15, pp. 70-73, June 1967.
- [86] C. N. A. C. OFFELLI, «Real-Time High Accuracy Measurement of Multifrequency Waveforms,» *IEEE TRANSACTIONS ON INSTRUMENTATION AND MEASUREMENT*, pp. 964-970, 1987.
- [87] J. J. G. a. L. J. v. V. Ian T. Young, *Fundamentals of Image Processing*, Delft University of Technology, 1995-2007.
- [88] C. L. a. A. P. Giovanni Betta, «A Multi-Application FFT Analyzer Based on a DSP Architecture,» *IEEE TRANSACTIONS ON INSTRUMENTATION AND MEASUREMENT*, vol. 50, nº 3, pp. 825-832, June 2001.
- [89] C. L. A. P. a. A. P. Giovanni Betta, «A IMP-based FFT-Analyzer for the Fault Diagnosis of Rotating Machine Based on Vibration Analysis,» *IEEE Instrumentation and Measurement*, pp. 572-577, 2001.
- [90] K. N. P. Md. Zakir Hussain, «Q-point constant multipliers for FFT processors,» *IEEE*, 2016.
- [91] P. E. Colla, «Marco para evaluar garantía en desarrollos de software,» *ASSE 16º Simposio Argentino de Ingeniería de Software*, 2015.
- [92] R. R. Young, *The Requirements Engeneering Handbook*, Boston: Artech House, 2004.

- [93] U. D. o. T. F. A. Administration, «Requirements Engineering Management Handbook,» Air Traffic Organization NextGen & Operations Planning Office of Research and Technology Development , Washington, 2009.
- [94] D. R. a. S. Marcarella, Embedded Systems Development using SysML, OMG SysML TM, 2010.
- [95] McCabe, «A Complexity Measure,» *IEEE TRANSACTIONS ON SOFTWARE ENGINEERING*, Vols. %1 de %2SE - 2, nº 4, 1976.

GLOSARIO

- ARA: Armada Argentina
- ATP: Acceptance Test Procedure
- AWGN: Additive White Gaussian Noise
- AZ: Azimut

- CAN: Controller Area Network
- CCD: Charge-Coupled Device
- CG: Centro de Gravedad
- COFF: Common Object Format File
- CPU: Central Processing Unit

- DFT: Discrete Fourier Transform
- DLC: Data Length Code
- DRI: Detección Reconocimiento Identificación
- DSC: Discrete Signal Controller
- DSP: Digital Signal Processing

- EA: Ejército Argentino
- EL: Elevación
- EO: Electro Óptico
- EOIR: Electro Óptico Infra Rojo
- EOTL: Electro Óptico Teleméetro Laser
- EOVS: Electro Óptico Visible
- EOVP: Electro Óptico Visible Panorámico
- EOVS: Electro Óptico Visible Spotter
- FAA: Fuerza Aérea Argentina
- FFT: Fast Fourier Transform
- FIR: Finite Impulse Response
- FOG: Fiber Optic Gyroscope
- FOV: Field Of View
- FPS: Frame per Second

- HIL: Hardware In the Loop

- IC: Integrated Circuit
- ICD: Interface Control Document
- IDE: Integrated Development Enviroment
- ISTAR: Intelligence Surveillance Target Acquisition Reconnaissance
- IPS: Inch Per Second

- PIC: Peripheral Interface Controller
- POR: Power On Reset
- PSD: Power Spectral Density
- PWM: Pulse Width Modulation

- RAM: Random Access Memory
- ROI: Region of Interest
- RMS: Root Mean Square
- RTMX: Requirements Traceability Matrix

- SD: Secure Digital
- SDRAM: Synchronous Dynamic Random Access Memory
- TLD: Tracking Learning Detection

- UART: *Universal Asynchronous Receiver-Transmitter*
- UMV: Unidad de Medición de Vibraciones

- VCM: Voice Coil Motor
- VDD: Voltage Direct Drain

- ZOH: Zero Order Hold

INDICE DE PALABRAS

A

ARA	16
ATP	30
AWGN	154, 165, 166, 168, 169, 170, 204, 208
AZ 87, 88, 90, 95, 96, 113, 114, 115, 116, 129, 148, 154, 155, 162, 171, 172, 173, 174, 207, 208, 209	

C

CAN ... 27, 28, 32, 45, 46, 50, 69, 70, 72, 77, 78, 81, 83, 84, 85, 87, 88, 89, 93, 94, 95, 98, 99, 100, 104, 108, 109, 112, 113, 114, 115, 116, 117, 120, 128, 129, 130, 131, 132, 134, 135, 136, 137, 138, 139, 148, 149, 151, 152, 153, 156, 161, 170, 190, 192, 196, 198, 199, 202, 203, 204, 207, 208, 210, 223	
CCD	53
CG 65, 223	
COFF	103
CPU	99

D

DFT	90, 91, 223
DLC.87, 88, 89, 95, 113, 114, 115, 130, 131, 152, 153, 204	
DRI	16, 17, 20, 22, 24, 26, 28
DSC	100
DSP	100, 124

E

EA 16	
EL 87, 88, 89, 90, 95, 96, 113, 114, 116, 129, 148, 155, 174, 175, 176, 177, 178, 179, 184, 185, 186, 187, 188, 207, 208, 209	
EO 17, 19, 20, 22, 26, 38, 41, 42, 43, 51, 54, 56, 57, 60, 76, 92, 199, 224	
EOIR	36, 37
EOTL	36
EOV	91, 92, 224
EOVP	36, 37
EOVS	36, 37

F

FAA	16
FFT 79, 80, 86, 89, 92, 93, 100, 118, 119, 120, 126, 127, 128, 131, 133, 137, 139, 224	
FIR 118, 120, 121, 122, 123, 124, 125, 224	
FOG	47, 86, 87, 104, 113, 115, 116, 120, 207, 224
FOV	20, 21, 41, 42, 45, 54, 55, 224
FPS	36

G

GPU	98
-----------	----

H

HIL97, 197, 224	
-----------------	--

I	S
IC 107, 108	SD 99
ICD 33, 34, 77, 191, 194, 224 70, 87, 88, 89, 94, 95, 96, 113, 114, 115, 116, 129, 130, 131, 135, 138, 152, 153, 197, 201, 203, 204, 207, 208, 213	SDRAM.....98
IDE 103, 140, 141	T
ips 75	TLD..... 51, 225
ISTAR16	U
P	UART..... 112
PIC100	UMV..... 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85, 86, 92, 97, 109, 112, 114, 115, 116, 117, 120, 129, 130, 133, 134, 135, 136, 137, 138, 139, 149, 151, 152, 153, 154, 155, 156, 158, 161, 165, 170, 190, 191, 192, 193, 194, 195, 196, 197, 199, 201, 202, 203, 204, 207, 208, 209, 225
POR.....108	V
PSD156, 157, 158, 159, 160, 162, 163, 166, 167, 168, 169, 172, 173, 176, 177, 178, 181, 182, 183, 185, 186, 187, 188, 197	VCM47
PWM.....47	VDD..... 107
R	Z
RAM.....99	ZOH..... 124
RL 87, 88, 90, 95, 96, 113, 114, 115, 116, 130, 148, 155, 179, 180, 181, 182, 183, 184, 207, 208, 209	
ROI..... 27, 37, 57, 225	
RTMX..... 144, 145, 146, 205, 206, 211	