

ESCUELA POLITECNICA DEL EJÉRCITO

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA

“ANÁLISIS VIBRACIONAL EN UN AVION NO TRIPULADO (RPV)”

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO**

TNTE. TÉC. AVC. LUIS SANTIAGO JARAMILLO ENRÍQUEZ.

DIRECTOR: ING. LUIS ECHEVERRÍA

CODIRECTOR: ING. JORGE CORREA

SANGOLQUÍ, 2006

CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO

El proyecto “ANÁLISIS VIBRACIONAL EN UN AVION NO TRIPULADO (RPV)”, fue realizado en su totalidad por Tnte. Jaramillo Enríquez Luis Santiago, como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

ING. LUIS ECHEVERRÍA
DIRECTOR DEL PROYECTO

ING. JORGE CORREA
CODIRECTOR DEL PROYECTO

Sangolquí, 2006-01-25

LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO

“ANÁLISIS VIBRACIONAL EN UN AVION NO TRIPULADO (RPV)”

ELABORADO POR

Tnte. Jaramillo Enríquez Luis Santiago

FACULTAD DE INGENIERIA MECÁNICA

**Mayo. E. Ing. Edgar Pazmiño.
DECANO**

Sangolquí, 2006-01-25

DEDICATORIA

A la memoria de mi padre quien fue mi orgullo y mi ejemplo de superación en mi vida, y por él es lo que soy en la vida.

A mi esposa Jazmín a quién es el amor de mi vida y que la amo demasiado con toda mi alma, vida y corazón, y más que nada ha sido mi soporte en los buenos y malos momentos de toda mi carrera le, dedico mi proyecto de grado.

A mi orgullo y abnegación mi hijo Fher que es lo más hermoso que me ha pasado en mi vida ya que en él encuentro un apoyo moral en los momentos más difíciles y trato de inculcarle mis enseñanzas, para que de esta forma sea mejor que yo.

A mi bella madre que es una mujer única e incomparable, que se convirtió en padre y madre, y que siempre me dedicó parte de su vida para que sea la persona que soy, con los principios básicos que solo una madre transmite a sus hijos, por eso le dedico este proyecto y muchas gracias por estar siempre a mi lado.

A mis hermanos Sofía, Octavio, Arturo, que son un ejemplo a seguir por su tenacidad en la vida que los quiero demasiado y siempre estaré ahí para cualquier cosa pese a las circunstancias.

A mis sobrinos que los adoro con mi corazón, suegros y cuñados, que siempre están para darme el apoyo moral que se necesita en momentos que a veces son difíciles pero siempre superables.

Santiago Jaramillo

AGRADECIMIENTOS

A mi Dios por haberme dado salud y vida, que siempre está en los momentos buenos y malos y que ha sido el que me da la fuerza necesaria para seguir adelante.

A la Fuerza Aérea Ecuatoriana, que me dio la oportunidad de estudiar esta carrera tan hermosa, y que me ha permitido conseguir este título que es de superación propia.

Al Centro de Investigación y Desarrollo FAE, a Oficiales, Aerotécnicos y Empleados Civiles, por el apoyo incondicional para desarrollar mi proyecto de grado.

A la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Escuela Politécnica del Ejército, por el amor y la tenacidad para ser un ingeniero mecánico y por los conocimientos adquiridos.

A los Ingenieros Luis Echeverría y Jorge Correa por guiarme y ser comprensivos por mi carrera que es la vida militar, y ayudarme a culminar con éxito mi proyecto de grado.

A los Oficiales Técnicos de la ESPE de la 52 Promoción, con quienes hemos aprendido a vivir parte de nuestra vida tanto militar como profesional y que se han convertido como mis hermanos, y que hemos sabido llevar y superar los difíciles momentos.

ÍNDICE DE CONTENIDOS

	Página
CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO	ii
LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
INDICE DE CONTENIDOS	vi
CAPÍTULO I INTRODUCCION	
1.1. Resumen	1
1.2. Generalidades	3
1.3. Objetivos	
1.3.1. Objetivo General	5
1.3.2. Objetivos Específicos	5
1.4. Alcance	7
1.5. Justificación	8
CAPÍTULO II VIBRACIONES MECANICAS	
2.1. Vibraciones Forzadas de sistemas de un grado de Libertad	9
2.1.1. Introducción al análisis de vibraciones forzadas	11
2.2. Vibración de sistemas continuos	13
2.2.1. Ecuación de la onda	14
2.2.2. Obtención de propiedades mecánicas	16
2.2.3. Medición de Amplitud de Vibración	17
2.3. Causas de vibración	21
2.3.1. Generalidades y causas de vibración	22
2.3.2. Efectos de vibración	25
2.3.3. Técnicas para atacar el problema	25

2.3.3.1. Efectuar un diagnóstico de falla en cada caso	26
2.4. Aislamiento de vibración	27
2.4.1. Técnica de reducción de vibraciones	30
2.4.2. Diseño y montaje de antivibratorios	30
2.4.2.1. Aislamiento de fuerzas como desplazamientos	31
2.4.2.1.1. Disminución de la Fatiga Humana	33
2.4.2.1.2. Protección de Medio Ambiente	34
2.4.3. Materiales y dispositivos	35

CAPÍTULO III ANÁLISIS DE VIBRACIONES DEL AVIÓN NO TRIPULADO RPV

3.1. El avión no tripulado (RPV)	43
3.1.1. Generalidades, características técnicas, partes constitutivas, misiones	45
3.2. El avión no tripulado (RPV - FAE 101)	47
3.2.1. Características técnicas	48
3.2.2. Historial de operaciones o misiones realizadas	49
3.2.3. Pruebas realizadas, fallas producidas	57
3.3. Simulación del avión no tripulado (RPV)	59
3.3.1. Sistemas Mecánicos para el Análisis Vibracional	59
3.3.2. Estudio de normas y criterios de evaluación	60
3.3.3. Modelado de avión no tripulado en un sistema CAD	62
3.3.3.1. Introducción al SolidWorks	63
3.3.4. Análisis de vibraciones del avión no tripulado en el programa COSMOS DesignStar	65
3.3.4.1. Introducción al Cosmos DesignStar	66

CAPÍTULO IV DISEÑO DE LOS SISTEMAS DE AMORTIGUAMIENTO

4.1. Parámetros de diseño	79
4.1.1. Amortiguación	79

4.2. Diseño de elementos de amortiguación del sistema motriz	80
4.2.1. Estado Crítico de la Carga	83
4.2.1.1. Cargas Sometidas	83
4.2.1.1.1. Cargas Sometidas sistema Estructural	83
4.2.1.1.2. Cargas Sometidas al soporte Del motor	84
4.2.2. Análisis dinámico del motor	84
4.2.3. Diseño de Elementos	87
4.2.3.1. Transmisión de potencia vibracional	89
4.2.3.2. Modelado matemático	90
4.2.3.3. Control Adoptivo	90
4.3. Diseño de los elementos de amortiguación en la estructura del avión.	91
4.4. Instalación del Sistema de Amortiguamiento del Avión no Tripulado RPV.	97
 CAPÍTULO V PRUEBAS TÉCNICO OPERACIONALES	
5.1. Datos iniciales de frecuencia y amplitud de vibración	101
5.1.1. Resultados obtenidos	101
5.1.1.1. Recuperación de datos de vibración	101
5.2. Antes del diseño de los sistemas de amortiguamiento	106
5.3. Después del diseño de los sistemas de amortiguamiento	107
5.4. Pruebas Técnicas	107
5.4.1. Comprobación del avión no tripulado	108
5.4.1.1. Toma de Datos en avión no tripulado	108
5.4.1.2. Tabulación y conclusiones de los datos	110

5.4.1.3. Comprobación según normas y manuales	117
5.5. Pruebas Operacionales	118
5.5.1. Pruebas de operación con los operadores	118
5.6. Análisis de resultados	120

CAPÍTULO VI SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS

6.1. Necesidades de acondicionamiento	125
6.1.1. Elementos de acondicionamiento	126
6.1.1.1. Diseño y elaboración circuitos de acondicionamiento de señal	126
6.1.1.2. Diseño de la fuente de alimentación para los amplificadores	129
6.1.1.3. Diseño de la placa de la fuente de alimentación y los circuitos amplificadores	130
6.1.2. Sensores	131
6.1.2.1. Principio de operación	134
6.1.2.2. Montaje	135
6.1.2.3. Medios e impermeabilización del módulo de guía salida/compensación	137
6.1.2.4. Módulo de compensación	138
6.1.2.5. Amplificadores internos	140
6.1.2.6. Calibración de la desviación (r cal)	140
6.1.2.7. Opciones	141
6.1.2.8. Rango o escala completa (ec/fs)	142
6.1.2.9. Limite de sobre-rango	142
6.1.2.10. Overage stops	142
6.1.2.11. Ancho de banda de la frecuencia	142
6.1.2.12. Frecuencia natural	143
6.1.2.13. Salida a escala completa (fso) y sensibilidad	143
6.1.2.14. Excitación	143
6.1.2.15. Impedancia de entrada y salida	144
6.1.2.16. No linealidad	145

6.1.2.17. Compensación cero (zero offset)	146
6.1.2.18. Cambio termal cero – termal zero shift (tzs.)	146
6.1.2.19. Cambio termal de sensibilidad thermal sensitivity shift (tss)	146
6.1.2.20. Rango de temperatura de operación	146
6.1.2.21. Rango de temperatura compensada	147
6.1.2.22. Sensibilidad transversal	147
6.1.2.23. Peso	147
6.1.2.24. +g & Orientación del eje	147
6.1.3. Actuadores	147
6.2. Acondicionamiento de la señal	148
6.2.1. Creación de los instrumentos virtuales	148
6.3. Adquisición de Datos	152
6.3.1. PXI (PCI eXtensions for Instrumentation)	152
6.3.1.1. Generalidades	152
6.3.1.2. Características del PXI - 1000	152
6.3.1.3. Plano trasero del PXI – 1000	153
6.3.2. AT – MIO – 6070E	156
6.3.2.1. Introducción	156
6.3.3. Configuración de entradas analógicas	157
6.3.4. Modos de entrada	157
6.4. Programación del Sistema de Adquisición de Datos	159
6.4.1. Construcción de la herramienta virtual para la adquisición de datos de vibración	160
6.4.1.1 Programa de Sistema de Adquisición de Datos	162
6.4.1.2. Diagrama de Bloques del Programa de Sistema de Adquisición de Datos	165
6.4.1.3. Programa de Recuperación de Datos Grabados	169
6.4.1.4. Diagrama del Programa de Recuperación de Datos Grabados	171
6.5. Verificación de funcionamiento del sistema de adquisición	

de datos	173
6.5.1. Herramienta virtual para la adquisición de datos de Vibración	173
6.5.2. Herramienta virtual para la recuperación de datos guardados	175
6.6. Pruebas de conectividad y transferencia de datos	178
6.6.1. Montaje del acelerómetro	178
6.6.2. Desmontaje del acelerómetro	179
6.6.3. Conexión de equipos y dispositivos	179
6.6.3.1. Alimentación Equipos y dispositivos	179
6.7. Análisis de datos obtenidos con el sistema de adquisición de datos	181
6.8. Conclusiones de los datos y análisis realizado sen el sistema	182
 CAPÍTULO VII ANALISIS ECONOMICO-FINANCIERA	
7.1. Generalidades	183
7.2. Costos	184
7.2.1. Clasificación de los costos	184
7.2.1.1. Costos fijos	184
7.2.1.2. Costos variables	184
7.2.1.3. Costos semivariables	185
7.3. Costos del proyecto	185
7.3.1. Costos de inversión	185
7.3.1.1. Costo de la mano de obra	185
7.3.1.2. Costo materia prima	186
7.4. Dispositivos eléctricos y electrónicos	186

7.5. Elaboración del libro	187
7.6. Gatos adicionales	188
7.7. Evaluación Económica	188
7.8. Evaluación Financiera	190
7.9. Equipos con el auspicio del CID-FAE	191
7.10. Análisis de resultados	191
CAPÍTULO VIII CONCLUSIONES Y REOMENDACIONES	
8.1. Conclusiones	193
8.2. Recomendaciones	194
BIBLIOGRAFÍA	196
ANEXOS	197
PLANOS	223

LISTADO DE TABLAS

	Página
Tabla 2.1. Efectos de vibración	25
Tabla 3.1. Fallas Producidas	57
Tabla 3.2. Materiales Compuestos	68
Tabla 3.3. Análisis de Materiales RPV	69
Tabla 4.1. Análisis de Materiales	92
Tabla 4.2. Comparación Frecuencia Espesores	100
Tabla 5.1. Tabla de Resultados obtenidos	104
Tabla 5.2. Datos parte inferior del fuselaje	110

Tabla 5.3. Promedios obtenidos parte inferior del fuselaje	111
Tabla 5.4. Datos parte superior del fuselaje	111
Tabla 5.5. Promedios obtenidos parte superior del fuselaje	112
Tabla 5.6. Datos parte exterior del ala	113
Tabla 5.7. Promedios obtenidos parte exterior del ala	113
Tabla 5.8. Dato Iniciales parte inferior Sistema Amortiguamiento	114
Tabla 5.9. Promedios obtenidos parte inferior del fuselaje Sistema de Amortiguamiento	115
Tabla 5.10. Datos parte superior del fuselaje Sistema de Amortiguamiento	115
Tabla 5.11. Promedios obtenidos parte superior del fuselaje Sistema de Amortiguamiento	116
Tabla 5.12. Datos parte exterior del ala Sistema de Amortiguamiento	116
Tabla 5.13. Promedios obtenidos parte exterior del ala Sistema de Amortiguamiento	117
Tabla 5.14. Comparación de Datos	117
Tabla 5.15. Datos de Frecuencia fuselaje antes del Sistema de Amortiguamiento	122
Tabla 5.16. Datos de Frecuencia Ala Datos de Frecuencia Fuselaje después del Sistema de Amortiguamiento	123
Tabla 6.1. Definiciones e información de aplicaciones	141
Tabla 6.2. Control text rings	163
Tabla 6.3. Tabla de Resultados obtenidos	181
Tabla 7.1. Índice de Desempeño	189
Tabla 7.2. Depreciación	190

LISTADO DE FIGURAS

	Página
Figura 2.1. Diagrama de un sistema con un grado de libertad	10
Figura 2.2. Representación de un sistema con un grado de libertad	12
Figura 2.3. Acción perturbadora exterior senoidal y no amortiguado	13
Figura 2.4. Tipos generales de aisladores activos: (a) Inercial, (b) Paralelo, (c) Serial	28

Figura 2.5. Diagrama Esquemático del control activo en una viga	29
Figura 2.6. Aislamiento de los equipos	32
Figura 2.7 – Sufrimiento dinámico	33
Figura 2.8. Protección al medio ambiente	34
Figura 2.9. Material Aislante Serie AG	35
Figura 2.10. Material Aislante Serie AGBM	36
Figura 2.11. Material Aislante Serie PA/PAB	37
Figura 2.12. Material Aislante Serie TG/TGP/TPM	38
Figura 2.13. Material Aislante Serie Micro AM	39
Figura 2.14. WorkStation para la medición de vibraciones y su análisis mediante la utilización del computador	41
Figura 2.15. Sensor Acelerómetro	41
Figura 2.16. Dispositivo para medición de vibraciones Torsionales	42
Figura 3.1. (Avión no tripulado RPV)	44
Figura 3.2. Aterrizaje Normal Flap Derecho e Izquierdo ABAJO	58
Figura 3.3. Accidente en el Aterrizaje Flap Derecho ARRIBA y Flap Izquierdo ABAJO	58
Figura 3.4. Herramientas del SolidWorks	64
Figura 3.5. Modelado del avión no tripulado en Solid Works	65
Figura 3.6. Herramientas del COSMOS Design Star	66
Figura 3.7. Avión no tripulado en Cosmos	67
Figura 3.8. Selección del estudio de frecuencias	68
Figura 3.9. Selección del tipo de material del avión	70
Figura 3.10. Ubicación de puntos fijos (restricciones)	71
Figura 3.11. Ubicación de cargas en el castillo del motor	71
Figura 3.12. Creación de la malla (mesh)	72
Figura 3.13. Corrida del programa en COSMOS	73
Figura 3.14. Resultados de Frecuencias en el COSMOS	73
Figura 4.1. Respuesta de Frecuencia	80
Figura 4.2. Motor MEGGITT WAE 342	80
Figura 4.3. Motor MEGGITT WAE 342 y hélices	81
Figura 4.4. Castillo de soporte del motor	82
Figura 4.5. Posición del Castillo con la pared de fuego en el avión	82
Figura 4.6. Aislador activo: Paralelo	87

Figura 4.7. Fuerzas distribuidas	95
Figura 4.8. Caucho Serie PA/PAB MITSA	97
Figura 4.9. Sistema de Amortiguamiento	99
Figura 4.10. Sistema de Amortiguamiento Desmontado	99
Figura 5.1. Gráfico del espectro en la parte inferior del fuselaje con el uso del canal “Acelerómetro 0”	102
Figura 5.2. Gráfico del espectro en la parte inferior del fuselaje con el uso del canal “Acelerómetro 1”	102
Figura 5.3. Gráfico del espectro en la parte superior del fuselaje con el uso del canal “Acelerómetro 2”	103
Figura 5.4. Gráfico del espectro en la parte superior-exterior del ala con el uso del canal “Acelerómetro 3”	103
Figura 5.5. Colocación acelerómetro parte superior del fuselaje	105
Figura 5.6. Colocación acelerómetro parte inferior del fuselaje	105
Figura 5.7. Colocación acelerómetro ala	106
Figura 5.8. Pruebas técnicas en el avión no tripulado RPV	107
Figura 5.9. Pruebas técnicas en el avión no tripulado RPV	108
Figura 5.10. Armado del sistema de adquisición de datos	109
Figura 5.11. Grafico de los datos de amplitud en parte inferior	111
Figura 5.12. Grafico de los datos de amplitud en parte superior	112
Figura 5.13. Grafico de los datos de amplitud en exterior del ala	114
Figura 5.14. Pruebas técnicas en el avión no tripulado RPV	119
Figura 5.15. Tabla de análisis de vibración	122
Figura 6.1. Proceso	125
Figura 6.2. Diagrama Esquemático para los Acelerómetros con Orientación similar a la Gravedad (+g)	126
Figura 6.3. Diagrama Esquemático para los Acelerómetros con Orientación opuesta a la gravedad	128
Figura 6.4. Diagrama Esquemático de la Fuente de Alimentación	130
Figura 6.5. Circuito Impreso de La Fuente de Alimentación de los Amplificadores	131
Figura 6.6. Acelerómetro EGA	132
Figura 6.7. Acelerómetro EGAX	132
Figura 6.8. Acelerómetro Miniatura EGA Composición	134

Figura 6.9. Acelerómetro Miniatura EGA	138
Figura 6.10. Acelerómetro con módulo interno de compensación	139
Figura 6.11. Acelerómetro con Módulo Externo de Compensación	140
Figura 6.12. Curva de No linealidad del acelerómetro	145
Figura 6.13. Analizador de Espectros	149
Figura 6.14. Diagrama Bloques del Analizador de Espectros	149
Figura 6.15. Wave From Graph	150
Figura 6.16. Controles de Texto y Numéricos	150
Figura 6.17. Controles Boléanos	151
Figura 6.18. Controles de I/O	151
Figura 6.19. PXI – 1000	153
Figura 6.20. Vista frontal del PXI – 1000	154
Figura 6.21. Vista trasera del PXI – 1000	154
Figura 6.22. Bus local del PXI y Distribución de los Disparos de Arranque	155
Figura 6.23. Programa de adquisición de Datos de Vibración	162
Figura 6.24. Canales de Entrada	164
Figura 6.25. Diagrama de Bloques del Programa de Adquisición de Datos de Vibración	165
Figura 6.26. Función File Dialog	166
Figura 6.27. Función New File	167
Figura 6.28. Función Write File	167
Figura 6.29. Función Close File	167
Figura 6.30. Etapa de Grabado de Datos	169
Figura 6.31. Recuperación de Datos Guardados	170
Figura 6.32. Diagrama de Bloque de la Recuperación de Datos Guardados	171
Figura 6.33. Función Open File	171
Figura 6.34. Función Read File	172
Figura 6.35. Auto escala de displays	173
Figura 6.36. Funcionamiento del programa	174
Figura 6.37. Deshabilitar auto escala del display	176
Figura 6.38. Cursor del Display	177
Figura 6.39. Indicación del cursor	178

LISTADO DE ANEXOS

Anexo A	HOJA DE ESPECIFICACIONES PXI 1000
Anexo B	HOJA DE ESPECIFICACIONES NI DAQ AT MIO 6070E
Anexo C	HOJA DE ESPECIFICACIONES ACELERÓMETRO EGA
Anexo D	BALANCING GRADES FOR VARIOUS GROUPS OF REPRESENTATIVE RIGID ROTORS
Anexo E	TABLA GENERAL DE JUICIOS DE VIBRACION
Anexo F	NORMA VDI 2056
Anexo G	NORMA ISO-2631
Anexo H	CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS SERIE PA/PAB MITSA

NOMENCLATURA UTILIZADA

RPV:	Vehículos Remotamente Piloteados
UAV:	Unmanned Air Vehicle
FAE:	Fuerza Aérea Ecuatoriana
CID FAE:	Centro de Investigación y Desarrollo FAE
m:	Masa [kg].
c:	Constante.
Z:	Representa diferentes grados de libertad.
k:	Constante de Elasticidad.
F:	Fuerza [N].
P_0 :	Intensidad máxima de la fuerza de excitación [N]
ω :	Frecuencia Forzada [Hz]
\ddot{X}	Segunda derivada del sistema de un grado de libertad
\dot{X}	Primera derivada del sistema de un grado de libertad
d:	Desplazamiento instantáneo [m*s]
D:	Desplazamiento máximo o pico [m]
t:	Tiempo [s]
v:	velocidad instantánea [in/s]
a:	aceleración instantánea [in/s ²]
Pk:	Amplitud Pico
Pk-Pk:	Amplitud Pico a Pico
RPC:	Amplitud de Raíz Promedio de los Cuadrados
G:	aceleración promedia debida a la gravedad en la superficie
FOD:	Daños por Objetos Extraños

Kts:	Nudos
Hp:	Medida de Empuje
SolidWorks:	Software de diseño mecánico
CosmosWorks	Software de simulación mecánica
MEGGITT WAE 342	Motor de fabricación inglesa del RPV.
W_{Total} :	Peso total de la aeronave en [Lbs.]
W_f :	Peso total del combustible en [Lbs.]
W_p :	Peso total del Peilload en [Lbs.]
W_A :	Peso aeronave vacía en [Lbs.]
V_{cr} :	Velocidad de crucero en [Knots.]
SFC:	Consumo especifico de combustible en [Lbs./Hr*bhp]
g:	Gravedad
Rcall:	Calibración de la desviación.
ec/fs:	Rango o escala completa
Fso:	Salida A Escala Completa
I:	Intensidad [A]
V:	Voltios [V]
R:	Resistencia [Ω]
A:	Amplitud
Ω :	Ohmios
V:	Voltaje.
PXI:	PCI extentions for instrumentation
AT – MIO – 6070E:	Tarjeta de adquisición de datos
LABVIEW:	Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench
CAD:	Conversor Análogo – Digital

CDA:	Convertor Digital – Análogo
DIFF:	Diferencial
DNL:	No linealidad diferencial
FIFO:	Primera Salida – Primera Entrada
FSR:	Rango a escala completa
ft:	Pies
GPB:	Bus de interface de propósito general
IDE:	Conductor electrónico integrado
I/O:	Entradas – Salidas
NRSE:	Señal no referenciada a tierra
NI-DAQ:	Software de Nacional Instruments para Tarjetas de Adquisición de Datos
PCI:	Componente periférico bus de 32 bits o 64 bits
PGIA	Amplificador de instrumentación de ganancia programable
RSE:	Señal referenciada a tierra
RTSI:	Sistema de integración en tiempo real

“ANÁLISIS VIBRACIONAL EN UN AVION NO TRIPULADO (RPV)”

1. RESUMEN

El presente tema de proyecto plantea el análisis de vibraciones en un avión no tripulado RPV, el mismo que a futuro servirá para tener un control sobre las partes en las que las estas afectan al avión, y que además tiene la particularidad que será utilizado en todos las restantes aeronaves de la flota que posee la Fuerza Aérea Ecuatoriana, para que de esta manera no se produzcan fallas en los diferentes sistemas que lo conforman, puesto que es un peligro potencial.

En el proceso de análisis de vibraciones, empieza con los criterios de las fallas producidas en el avión no tripulado RPV, para saber los lugares más susceptibles a producirse fallas.

En primer lugar se tiene que desarrollar en el software de diseño mecánico Solid Works el dibujo del avión no tripulado RPV, para de esta forma conocer las dimensiones, materiales exactos que permitirán simular en el software COSMOS WORKS, las vibraciones a las que se encuentra sometida la aeronave, y así poder obtener la simulación de frecuencias, que nos permitirá realizar la comparación con las ya obtenidas en el sistema de adquisición de datos, que son datos reales.

En segundo lugar se debe realizar un Sistema de Adquisición de Datos en el software LABVIEW, que nos permite mediante este conocer a ciencia cierta en que partes se encuentran las frecuencias más elevadas, y con los resultados obtenidos por la herramienta virtual, se compara con los del software de simulación COSMOS WORKS.

Este proceso nos permitirá comprobar a ciencia cierta en que sitio de la aeronave se encuentran las frecuencias más altas y por consiguiente las vibraciones que alteran el funcionamiento y comportamiento normal del avión no tripulado RPV.

Una vez concluidas las partes anteriores se procede a diseñar el sistema de amortiguamiento, que será la solución más efectiva y segura, que nos permitirá poder controlar las vibraciones en el avión y aumentar el rendimiento de la aeronave y si es posible igualar o superar su capacidad de operatividad de la flota.

Se realiza la comparación final de los datos tanto antes de la colocación del sistema de amortiguamiento, como después del mismo, y es en este momento donde se comprueba que el análisis desarrollado con los software de simulación y con la herramienta virtual ha dado resultado, y que ha sido la respuesta para saber como diseñar en un futuro más aeronaves.

Este análisis es de muy importante nivel puesto que se tiene con más certeza y realidad los puntos críticos de la aeronave en los cuales son sometidos a más vibraciones y que luego de un exhaustivo análisis se ha dado solución con un sistema de amortiguamiento ideal para evitar estos problemas que son graves para el avión no tripulado RPV.

2. OBJETIVO GENERAL

Estudiar y analizar las vibraciones en el avión no tripulado RPV, mediante el análisis matemático y ensayos, a fin de disminuir fallas en las operaciones y riesgo de accidentes.

3. VIBRACIONES MECÁNICAS

3.1. VIBRACIONES FORZADAS DE SISTEMAS DE UN GRADO DE LIBERTAD

La razón principal para analizar y diagnosticar el estado de una máquina es determinar las medidas necesarias para corregir la condición de vibración – reducir el nivel de las fuerzas vibratorias no deseadas y no necesarias. De manera que, al estudiar los datos, el interés principal deberá ser la identificación de las amplitudes predominantes de la vibración, la determinación de las causas, y la corrección del problema que ellas representan.

La vibración se puede considerar como la oscilación o el movimiento repetitivo de un objeto alrededor de una posición de equilibrio. La posición de equilibrio es a la que llegará cuando la fuerza que actúa sobre él sea cero. Este tipo de vibración se llama vibración de cuerpo entero, lo que quiere decir que todas las partes del cuerpo se mueven juntas en la misma dirección en cualquier momento.

4. EL AVIÓN NO TRIPULADO (RPV).

La tendencia de la aviación mundial es la no tripulada, es así que en las últimas guerras que se han desarrollado en diferentes partes del mundo, las operaciones con aeronaves no tripuladas se incrementaron ostensiblemente, de ahí que el desarrollo y la innovación de tecnología no se hayan detenido.

Actualmente, la aviación no tripulada ha ejecutado misiones civiles y militares de toda índole, abarcando casi toda la gama que antes había sido propiedad exclusiva de la aviación tripulada.

Algunos modelos RPV o mejor conocidos como UAVs están propulsados por motores diesel de bajo consumo y fácil reparación o están fabricados en un gran porcentaje a partir de productos disponibles en el mercado comercial lo que reduce aún más el coste final unitario de estos vehículos no tripulados. Y por último, y puede que sea la ventaja más importante, permiten vigilar zonas sin necesidad de exponer a las tripulaciones, o a vehículos más caros, a situaciones peligrosas



Figura 4.1. (Avión no tripulado RPV)

4.1. CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS

- Wing span 4.4 m
- Velocidad. de Crucero 90 Kts
- Carga 60lbs (26 hp)

- Techo 100 lbs (38 hp)
- V stall 15000 pies
- Despegue 35 Kts
- Aterrizaje 300 pies
- Transmisión de video 350 pies
- Cámara flir
- Pod ge
- Relay comunicaciones
- Sar
- Radar sar, etc

OPERACIÓN

- rpv 150 Kms a la redonda
- Tiempo de vuelo
 - 5 hrs. 60 lbs 26 hp (15000 pies)
 - 7 hrs. 100 lbs 38 hp (15000 pies)
- Alcance: 60 Millas

4.2. MODELADO DE AVIÓN NO TRIPULADO EN UN SISTEMA CAD.

EL modelado del avión no tripulado se lo realizo en el software Solid Works (FIGURA 4.2) en el Centro de Investigación y Desarrollo (CID-FAE), para lo cual se anexa los planos de la respectiva aeronave.

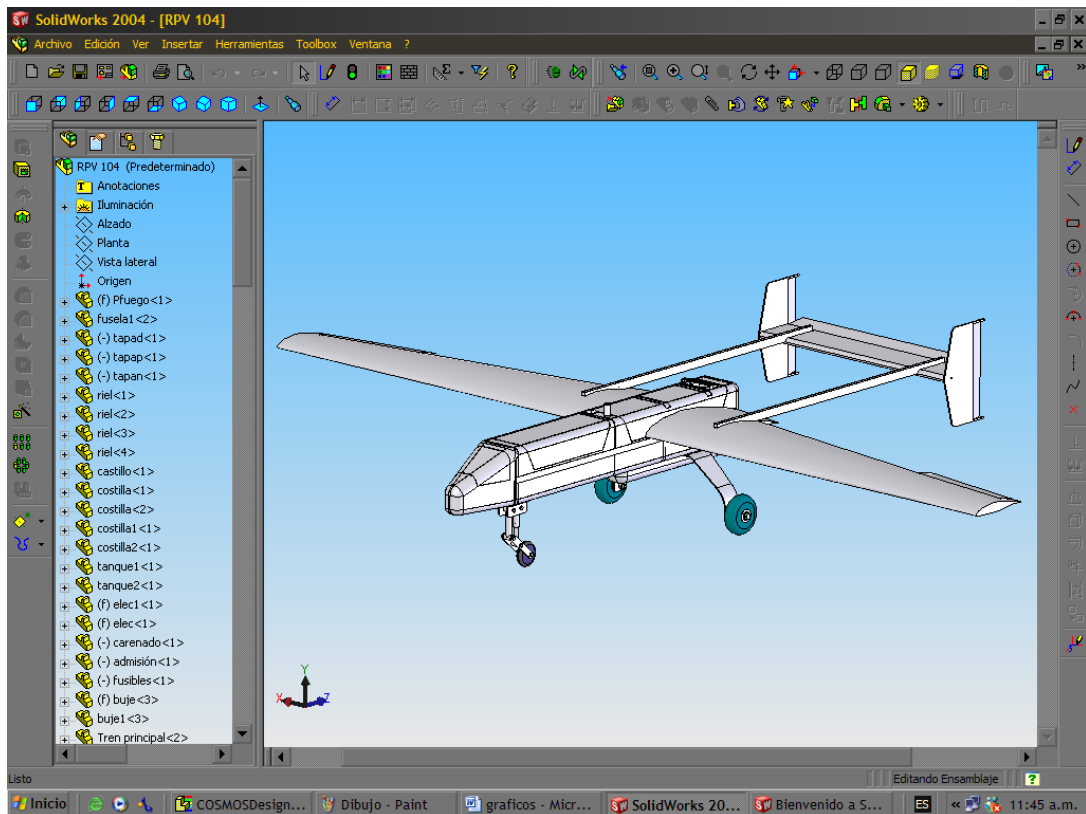


Figura 4.2. Modelado del avión no tripulado en Solid Works

4.3. ANÁLISIS DE VIBRACIONES DEL AVIÓN NO TRIPULADO EN EL PROGRAMA COSMOS DesignStar.

Para el análisis del avión no tripulado RPV en el software COSMOS se lo realiza con el estudio de frecuencia, para poder obtener datos de frecuencias en los puntos más críticos y compararlos con los datos obtenidos en el sistema de adquisición de datos (FIGURA 4.3).

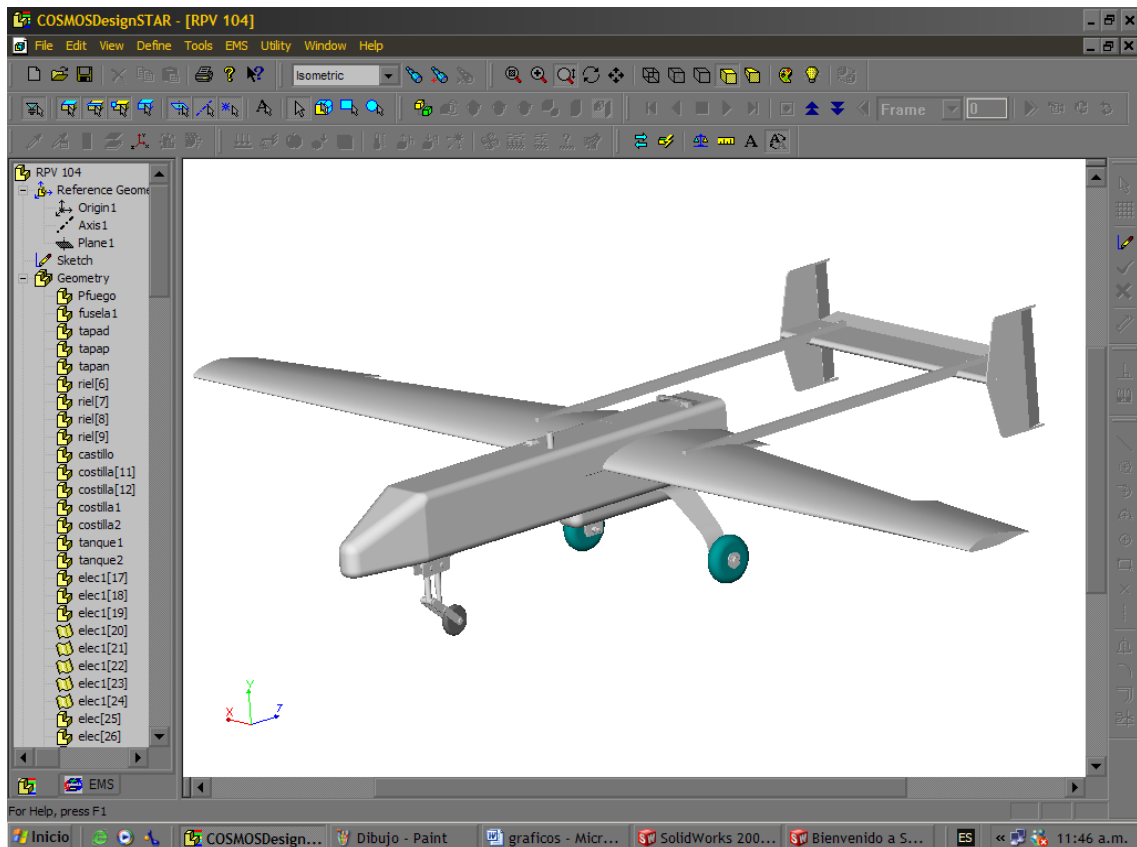


Figura 4.3. Avión no tripulado en Cosmos

5. DISEÑO DE LOS SISTEMAS DE AMORTIGUAMIENTO

5.1. PARÁMETROS DE DISEÑO

Los Parámetros de Diseño en el Sistema de Amortiguamiento tienen diferentes aspectos que se toman en cuenta, puesto que en el avión la parte en la que va a ir colocado se encuentra entre el castillo y la pared de fuego, tomando en cuenta el material que se va a utilizar se debe obtener las ventajas y desventajas que ayudarán a no perder la performance ni la aerodinámica del Avión no Tripulado RPV.

La información de la cual se parte para realizar el diseño del sistema de amortiguamiento es la experiencia que se obtiene en las pruebas y fallas producidas en la aeronave y en base a estos parámetros, se toma como una fuente principal de información, y también con los resultados obtenidos en el software Cosmos DesignStar.

5.2. DISEÑO DE ELEMENTOS

El caso, denominado en paralelo FIGURA 4.6, utiliza un actuador de control colocado entre la fuente vibratoria y la estructura.

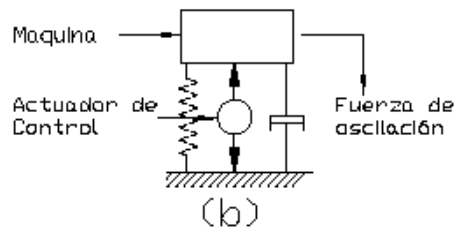


Figura 5.1. Aislador activo: Paralelo

Para el desarrollo de este proyecto se propone el análisis del aislador de vibraciones en paralelo FIGURA 4.6, debido a que el actuador de control puede ejercer simultáneamente fuerzas relativamente grandes sobre la fuente vibratoria y sobre la estructura de soporte, lo cual implica que se puede alcanzar una buena atenuación a bajas frecuencias sin la necesidad de utilizar masas inerciales o intermedias.

La maquinaria en vibración usualmente genera fuerzas de vibración en más de una dirección. Por lo general se controla únicamente el movimiento en la dirección de vibración predominante.

En este caso (control de vibración en una viga simplemente apoyada), tratándose de un sistema con un solo grado de libertad, la acción de control se ejerce en el plano del movimiento, es decir, en dirección vertical.

Elemento	Ventajas	Desventajas
Caucho	Las pastillas antivibratorias de caucho (PA) están fabricadas a partir de la vulcanización del caucho	Por la composición del material el desgaste puede ser mayor.

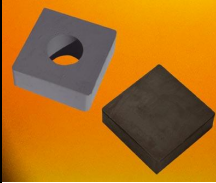

	<p>Obtención de Frecuencias Naturales más bajas conseguir valores de aislamiento más altos.</p>	<p>Por condiciones atmosféricas las propiedades mecánicas del caucho en vuelo pueden perderse.</p>
	<p>Su geometría está bien perfilada y sus dimensiones son idénticas siempre, resiste temperaturas de hasta 200 C.</p>	<p>Al tener contacto con superficies de mayor temperatura de 200 C. puede llegar a una deformación total del elemento.</p>
	<p>Modelos poseen orificios centrales para conseguir un mayor grado de compresión y por lo tanto mejores ventajas de aislamiento.</p>	<p>Al momento de darle la forma al caucho sin tener las herramientas correctas, se tiene el riesgo de dañar su geometría en general.</p>
<p>Resortes</p>	<p>Los modelos están formados por un sistema de 4 aisladores combinados en paralelo.</p>	<p>EL tipo de material en condiciones de lluvia o atmosféricas puede producir oxidación o deterioro.</p>
	<p>Muelle de acero normalizado de alta resistencia y proceso "Shot Peeling" para prolongar su resistencia al envejecimiento dinámico.</p>	<p>El costo es más alto por el tipo de material utilizado.</p>
	<p>Casquillos cilindros metálicos que arman exteriormente al muelle por sus extremos.</p>	<p>El peso del componente es mayor y por consiguiente exceder en peso en la aeronave.</p>
	<p>Bases metálicas conformadas en "U" para dotarlas de mayor rigidez.</p>	<p>El tamaño del material no es el conveniente para la ubicación entre el castillo y el motor.</p>

Tabla 5.2. Análisis de Materiales

La Pastilla de Caucho permite controlar las frecuencias naturales más bajas para conseguir valores de aislamiento más altos y a su vez llegar a dar la solución del aislamiento de vibraciones que es el principal problema que afecta a la aeronave.

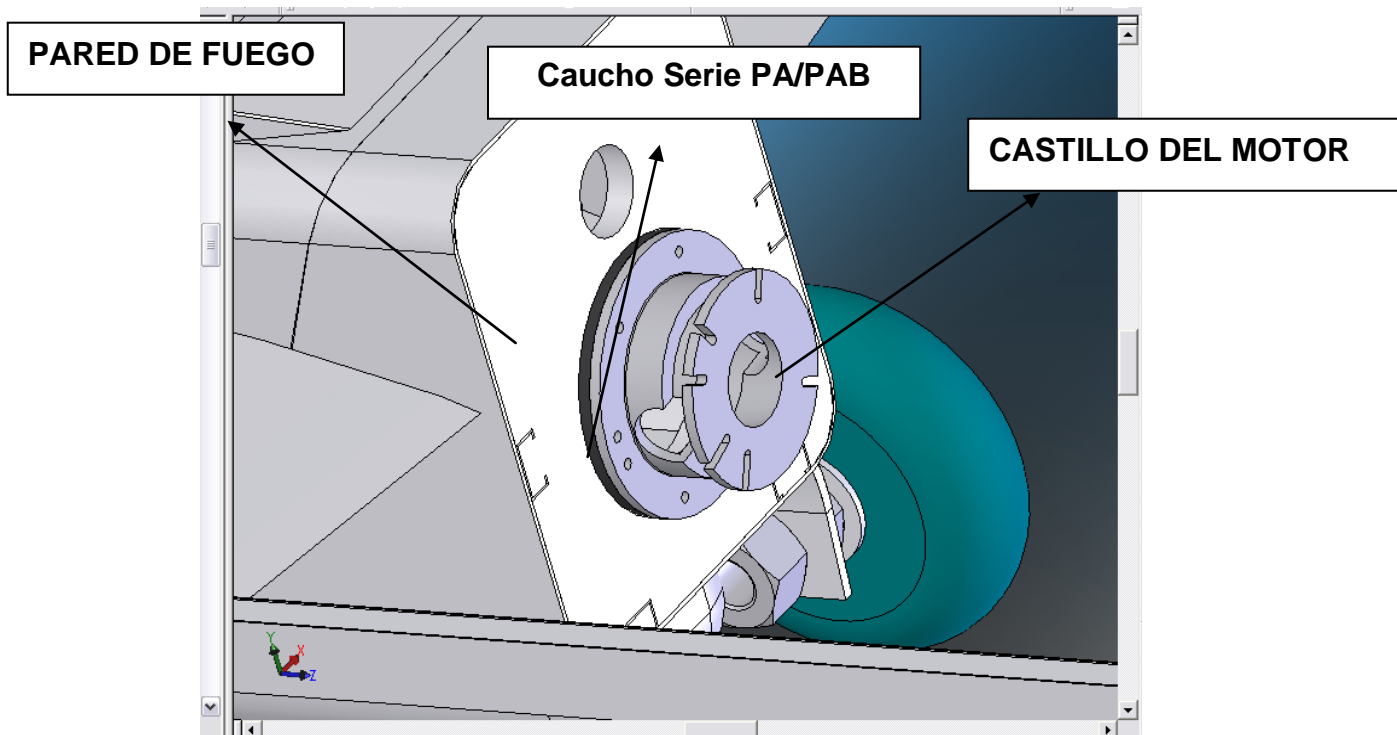


Figura 5.3. Sistema de Amortiguamiento

Para el Sistema de Amortiguamiento se escogió una sola pastilla de Caucho de espesor = 7.5, puesto que es el ideal luego de las pruebas realizadas y se comprobó que el indicado es el mejor ya que facilita una excelente compactación entre el castillo y la pared de fuego de la aeronave, y por condiciones de peso, en la tabla 4.2 se indica los valores de los espesores existentes y el que se instaló.

Espesor	Frecuencia Antes Sis. Amor. (Hz)	Frecuencia Después Sis. Amor. (Hz)	Diferencia
2.5	107.04	106.7	0.34
5	107.04	100.4	6.64
7.5	107.04	92.45	14.59

Tabla 5.1. Comparación de Frecuencias de los Espesores

Como se puede observar en la tabla 4.2 el valor de frecuencia de la parte inferior del ala que es la parte más vulnerable a las vibraciones tiene un valor de 107.04 (Hz), antes de la colocación del sistema de amortiguamiento, y una vez colocado este se tiene diferentes valores que se los puede observar,

pero con la pastilla de espesor = 7.5 es la que menor frecuencia da en el avión no tripulado RPV.

6. PRUEBAS TÉCNICO OPERACIONALES

6.1 DATOS INICIALES DE FRECUENCIA Y AMPLITUD DE VIBRACIÓN

Luego de realizar las pruebas de vibración con el sistema de adquisición se obtuvieron los datos de frecuencia y de amplitud, con los cuales podremos tomar estos antes del diseño e implementación del sistema de amortiguamiento.

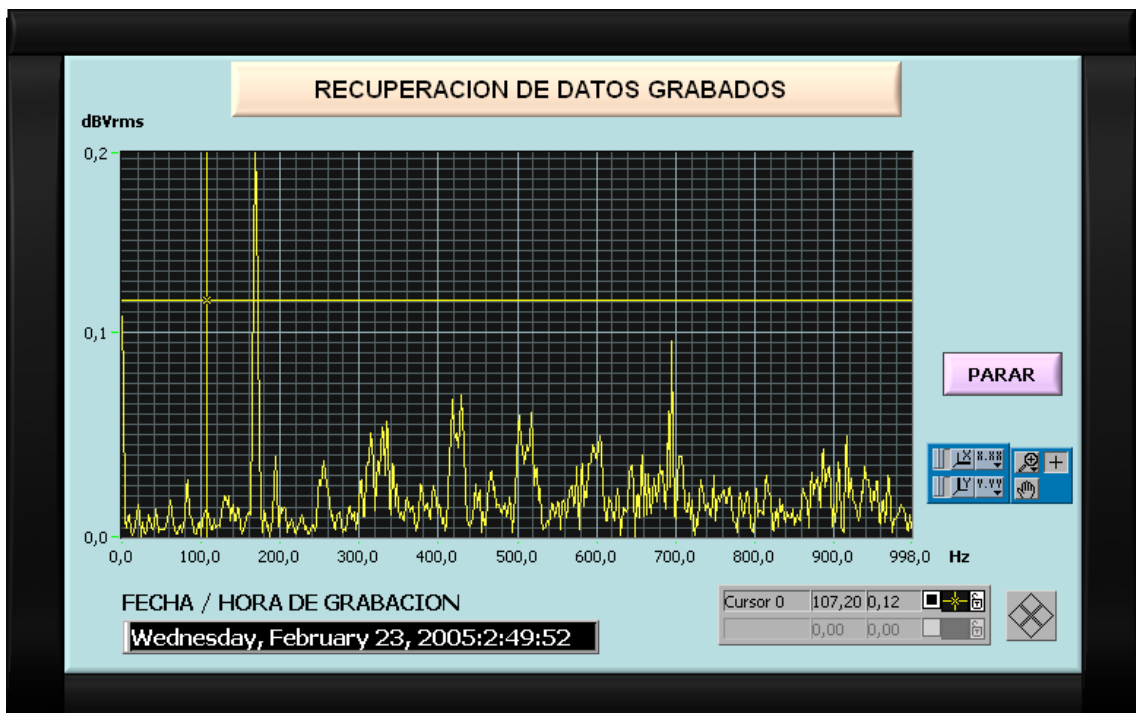


Figura 6.1. Gráfico del espectro en la parte inferior del fuselaje con el uso del canal "Acelerómetro 0"

Para el análisis obtenidos en el software COSMOS se puede decir que la parte más crítica en donde se encuentran mayores frecuencias y por consecuencia obtener los puntos con mayor vibración están ubicadas en la parte inferior del fuselaje y en el ala, por estas razones es que se han suscitado

fallas en diferentes partes electrónicas que es el principal problema que causan las vibraciones.

En la parte inferior del fuselaje

Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
107,04	0,28

Tabla 6.1. Datos de Frecuencia fuselaje antes del Sistema de Amortiguamiento
En la parte inferior del fuselaje

Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
92.45	0,13

Tabla 6.2. Datos de Frecuencia Fuselaje después del Sistema de Amortiguamiento

Introducimos los valores obtenidos tanto de frecuencia (Hz) en el eje x y el valor de potencia (Vrms) en el eje y, nos da como resultado para nuestro análisis en el avión no tripulado RPV que se encuentra en el nivel de Still Admisible (Todavía Admisible).

7. SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS

7.1. NECESIDADES DE ACONDICIONAMIENTO

Elemento o elementos de un sistema de medida o control que procesan la señal procedente de un transductor bien para adecuarla a un nuevo formato, bien para mejorar su *calidad*.

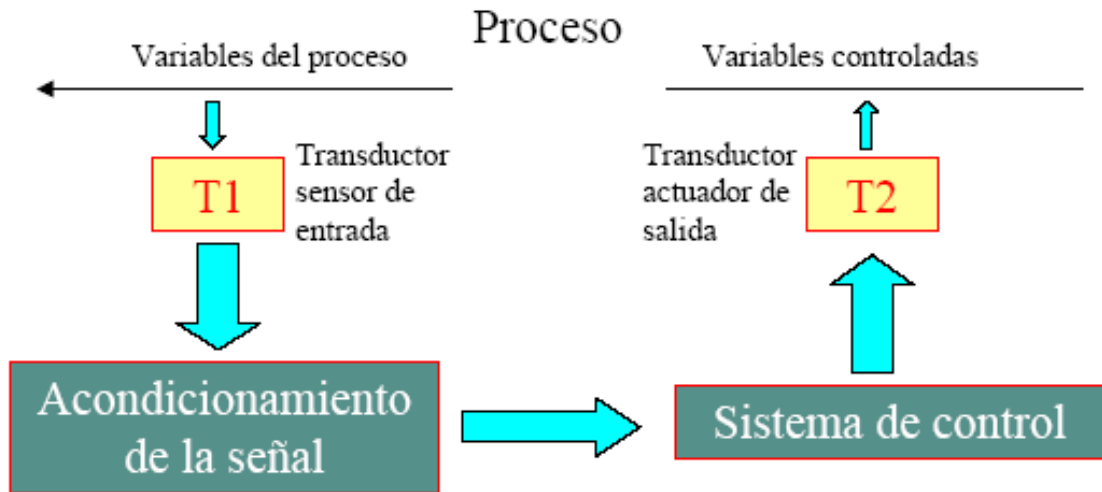


Figura 7.1. Proceso

7.2. Creación de los instrumentos virtuales

LabVIEW es un software que simplifica el trabajo mediante la programación gráfica de los instrumentos virtuales.

El usuario de LabVIEW puede crear sus instrumentos virtuales con o sin la ayuda de ejemplos previamente diseñados en LabVIEW, estos ejemplos guían al programador y en ocasiones ofrecen otras vías para realizar un programa.

Para la creación de la Herramienta Virtual de Adquisición de Datos de Vibración, ha sido de gran ayuda un ejemplo de *análisis espectral de una señal adquirida*, es decir, la creación de los complementos necesarios para nuestra herramienta virtual partirán tomando como referencia dicho ejemplo.

Se desarrollo el programa de adquisición de datos para poder medir las frecuencias y potencias, y después se realizo un programa igual en LabView para realizar la grabación de los datos y a su vez para la recuperación de los mismos, para de esta forma poder tener los datos de cada parte en la cual se colocan los acelerómetros.

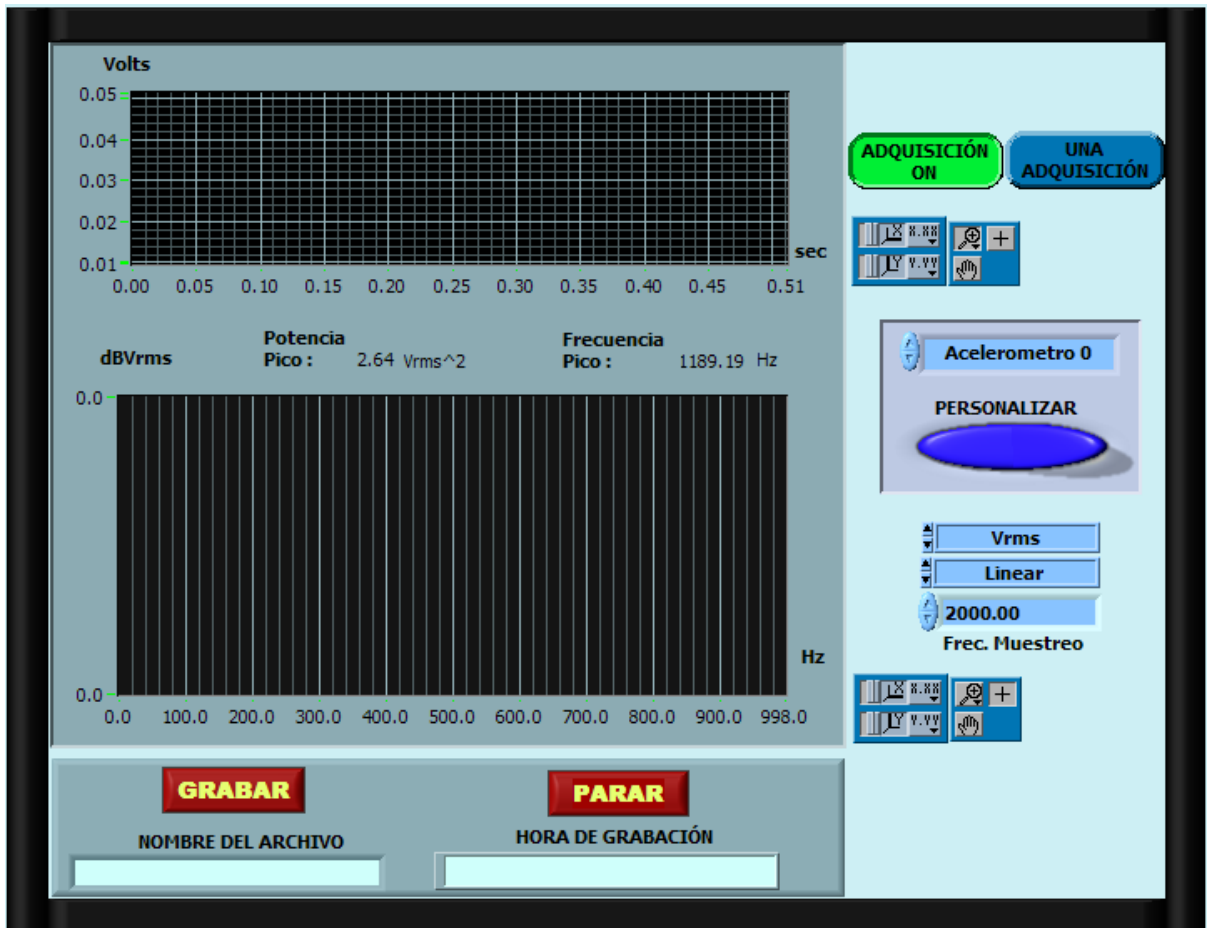


Figura 7.2. Programa de adquisición de Datos de Vibración

La implementación de esta herramienta virtual, constituye el inicio de un análisis vibracional muy detallado en los RPV. Los datos obtenidos por la herramienta virtual, permitirán, establecer parámetros de tolerancia que pueden soportar los RPV.

La adquisición de datos en diferentes puntos del RPV, ayudará a determinar cuales son los sectores más propicios para la ubicación de los dispositivos mecánicos y electrónicos. Los datos adquiridos por la herramienta virtual varían, dependiendo de la potencia a la que se encuentra en ese momento el RPV; es decir, la potencia y la frecuencia de las señales son diferentes en el arranque y en el momento que el motor funciona al máximo de la capacidad.

Mediante el uso del PXI 1000 y la MIO 6070E, se logra: adquirir, analizar, adecuar y mostrar señales de vibración. La herramienta virtual, brinda la posibilidad de recuperar los datos obtenidos, aún después de haber puesto en operación el RPV. La noción de poder conocer la situación en que se

encuentra el avión no tripulado con el programa de adquisición de datos es significativo ya que nos permite saber en donde se pueden producir fallas en el mismo y tomar soluciones que a futuro darán grandes resultados.

8. EVALUACIÓN ECONÓMICO – FINANCIERA

En el Costo – Beneficio del proyecto realizado en el CIDFAE, se puede observar que se ahorra una gran parte del presupuesto como son la parte de ingeniería, operadores, utilización de los Softwares respectivos, horas de pruebas de campo, acelerómetros y construcción del sistema de adquisición de datos, se ahorra a la empresa, puesto que se lo realiza con personal propio de la Fuerza Aérea Ecuatoriana que trabaja incasablemente por el bienestar y mejoramiento de la Institución, y en lo referente al material, que es una parte de los activos que posee el Centro de Investigación y Desarrollo.

El costo total del proyecto es de USD. 8979.60, pero el ahorro que se genera por parte del CID-FAE es de USD. 7150.00 que realmente es una cantidad considerable que beneficia para que este análisis se lo lleve a cabo.

Se puede llegar a concluir que el proyecto es totalmente aprobado, puesto que el TIR es mayor que la tasa de rendimiento mínima aceptable.

La recuperación de la inversión se la realiza al momento que el avión tiene que ingresar a mantenimiento mayor, antes de la instalación del sistema de amortiguación el avión ingresaba a las 20 horas de vuelo, y una vez instalado el sistema ingresara pasadas las horas establecidas, puesto que los problemas de vibración que eran los más frecuentes y afectaban a la aeronave ya no se producirán y con esto se recupera completamente la inversión.

El beneficio tecnológico que permitirá aprovechar las características básicas de estos materiales utilizados para el análisis de vibraciones, para lograr las metas que inicialmente se requerirán en las operaciones de las aeronaves no tripuladas RPV y que permite tener un conocimiento básico y

conciso del problema que ataca a la misma que son las vibraciones y mediante el análisis realizado se obtienen los mejores resultados en el mismo.

9. CONCLUSIONES

- Se ha estudiado y analizado las vibraciones en el avión no tripulado RPV, mediante métodos analíticos y ensayos, y de esta forma se puede llegar a disminuir el riesgo de accidentes en las operaciones aéreas.
- Con los resultados obtenidos tabla 5.14. se comprobó que el sistema de amortiguamiento del avión no tripulado RPV, fue eficaz, ya que disminuyó en un 40% los problemas de vibraciones que afectan a la aeronave.
- El análisis vibracional introducido en el avión no tripulado RPV para un estado de carga particular, ha permitido conocer los valores de frecuencia y a su vez determinar cual es la parte más crítica en la que se producen las vibraciones, que en este caso es el motor Meggit WAE 342.
- El sistema de amortiguamiento utilizado es el de Aislador Activo en paralelo, para lo cual se diseñó un material aislante denominado caucho Serie PA / PAB, que permite controlar las vibraciones alcanzadas por la aeronave dentro del rango permitido.
- Con la instalación del Sistema de Amortiguación se aumenta el tiempo de operación del Avión No Tripulado RPV antes de ingresar al Mantenimiento mayor que se lo realiza, para solucionar diferentes problemas que afectan a la aeronave.
- Se han determinado los valores tanto de frecuencia como de amplitud en el sistema de adquisición de datos desarrollado en el CIDFAE y en el software COSMOS, se encuentran dentro del rango permitido luego de

la colocación del sistema de amortiguamiento, que servirá en un futuro para la fabricación y mantenimiento del Avión no Tripulado.

- Se analizó el proyecto en términos económicos y financieros con un beneficio de construcción para el CID FAE, puesto que la mano de obra utilizada se encuentra en el personal que labora tesoneramente en el Centro de Investigación, y con lo que es posible desarrollar proyectos como en este caso el presente análisis.
- Esta clase de estudio permite desarrollar en la Fuerza Aérea Ecuatoriana, los estudios adquiridos en la ESPE y también de esta forma poder llegar a obtener una tecnología diseñada en el extranjero, realizarla en el país sin ningún tipo de ayuda.

10. RECOMENDACIONES

- Aplicar y considerar el presente análisis, puesto que permitirá tener procedimientos claros para el funcionamiento de los aviones no tripulados RPV en el manual de mantenimiento.
- Indicar en el Manual de Mantenimiento del Avión que para el sistema de amortiguación se debe realizar un programa de mantenimiento preventivo que permita revisar cada 10 horas de vuelo de misiones cumplidas, comprobar las propiedades mecánicas del caucho o pastilla antivibratoria, para comprobar el estado en el que se encuentra. Escribir las novedades observadas a fin de tener un control estadístico de mantenimiento del sistema.
- Una vez obtenidos los resultados verificar en que tiempo de operación el sistema de amortiguación pierde sus propiedades mecánicas, y en ese determinado tiempo se debe remover y cambiar la parte del caucho o pastilla antivibratoria del sistema, para de esta forma colocar un nuevo y proseguir con las misiones de vuelo establecidas.

- Tomar en cuenta que el sistema de adquisición de datos realizado, puede servir para análisis futuros para toma de vibraciones en aviones no tripulados RPV que se los fabrique en serie, y sean un bienestar para la Fuerza Aérea Ecuatoriana.
- Utilizar los planos dibujados a escala en el SOLID WORKS como base, para la construcción de futuras aeronaves. Esta información servirá para futuros proyectos del CIDFAE.
- Considerar los resultados de los análisis de frecuencia obtenidos en el sistema de adquisición de datos y en el software COSMOS DESIGN STAR, para en un futuro de construcción de aeronaves.
- Proponer un estudio de materiales compuestos que conforman el avión no tripulado RPV, y conocer de que forma afectan estos a las vibraciones.
- Realizar el cambio de material de la Pared de Fuego del avión no tripulado RPV, por uno que sea apropiado para que el motor que es la fuente de vibraciones sean absorbidas por este y el sistema de amortiguación que se encuentra colocado y no se disminuyan en un porcentaje mayor al estudio realizado.
- Incentivar al estudio y conocimiento de las herramientas de dibujo, análisis y diseño como son SOLID WORKS y COSMOS DesignStar.
- Considerar el análisis en un futuro de las vibraciones en los momentos críticos del avión como son el en despegue, vuelo y aterrizaje, y así obtener información y datos sobre la aeronave.
- Brindar las facilidades a futuros estudios que se realicen sobre vibraciones, puesto que van a ser en beneficio de la Fuerza Aérea Ecuatoriana y del Centro de Investigaciones y Desarrollo FAE.

CAPITULO I

INTRODUCCIÓN

1.1. RESUMEN

El presente tema de proyecto plantea el análisis de vibraciones en un avión no tripulado RPV, el mismo que a futuro servirá para tener un control sobre las partes en las que las estas afectan al avión, y que además tiene la particularidad que será utilizado en todos las restantes aeronaves de la flota que posee la Fuerza Aérea Ecuatoriana, para que de esta manera no se produzcan fallas en los diferentes sistemas que lo conforman, puesto que es un peligro potencial.

En el proceso de análisis de vibraciones, empieza con los criterios de las fallas producidas en el avión no tripulado RPV, para saber los lugares más susceptibles a producirse fallas.

En primer lugar se tiene que desarrollar en el software de diseño mecánico Solid Works el dibujo del avión no tripulado RPV, para de esta forma conocer las dimensiones, materiales exactos que permitirán simular en el software COSMOS WORKS, las vibraciones a las que se encuentra sometida la aeronave, y así poder obtener la simulación de frecuencias, que nos permitirá realizar la comparación con las ya obtenidas en el sistema de adquisición de datos, que son datos reales.

En segundo lugar se debe realizar un Sistema de Adquisición de Datos en el software LABVIEW, que nos permite mediante este conocer a ciencia cierta en que partes se encuentran las frecuencias más elevadas, y con los resultados obtenidos por la herramienta virtual, se compara con los del software de simulación COSMOS WORKS.

Este proceso nos permitirá comprobar a ciencia cierta en que sitio de la aeronave se encuentran las frecuencias más altas y por consiguiente las vibraciones que alteran el funcionamiento y comportamiento normal del avión no tripulado RPV.

Una vez concluidas las partes anteriores se procede a diseñar el sistema de amortiguamiento, que será la solución más efectiva y segura, que nos permitirá poder controlar

las vibraciones en el avión y aumentar el rendimiento de la aeronave y si es posible igualar o superar su capacidad de operatividad de la flota.

Se realiza la comparación final de los datos tanto antes de la colocación del sistema de amortiguamiento, como después del mismo, y es en este momento donde se comprueba que el análisis desarrollado con los software de simulación y con la herramienta virtual ha dado resultado, y que ha sido la respuesta para saber como diseñar en un futuro más aeronaves.

Este análisis es de muy importante nivel puesto que se tiene con más certeza y realidad los puntos críticos de la aeronave en los cuales son sometidos a más vibraciones y que luego de un exhaustivo análisis se ha dado solución con un sistema de amortiguamiento ideal para evitar estos problemas que son graves para el avión no tripulado RPV.

1.2. GENERALIDADES

La Fuerza Aérea Ecuatoriana a través del CIDFAE (Centro de Investigación y Desarrollo) es un ente el cual se dedica a desarrollar e implementar tecnología de punta que permite que los proyectos realizados tengan la satisfacción de los clientes.

El CIDFAE, ente netamente técnico encargado de la investigación, en el cumplimiento de su misión de apoyar al desarrollo socio-económico del país, ha sido encargado, de realizar un análisis de vibraciones en el avión no tripulado RPV, puesto que facilita tener pruebas y resultados para tomar decisiones y soluciones para que éstas no se produzcan en un alto grado en el avión no tripulado.

La aviación no tripulada en nuestro país es un campo nuevo e innovador que no se lo esta explotando y por esta razón se lo quiere implementar para así no tener que lamentar pérdida de vidas humanas, de este modo poder desarrollar este proyecto que se lo está desarrollando.

La tendencia de la aviación mundial es la aviación no tripulada, es así que en las últimas guerras que se han desarrollado en diferentes partes del mundo, las operaciones con aeronaves no tripuladas se incrementaron ostensiblemente, de ahí que el desarrollo y la innovación de tecnología no se hayan detenido. Actualmente, la aviación no tripulada ha ejecutado misiones civiles y militares de toda índole, abarcando casi toda la gama que antes había sido propiedad exclusiva de la aviación tripulada.

No existe un análisis vibracional acorde con el avión no tripulado, no se ha desarrollado esta teoría con claridad, y es por esta razón se han producido accidentes y por estas razones se lo quiere realizar para tomar decisiones que serán fundamentales que se las aplicara posteriormente en el avión.

En los aviones no tripulados RPV no se ha realizado un determinado y buen estudio de las vibraciones por razones de que la construcción en el país es un sistema innovador que quiere implantar y que se lo está realizando, para esto el análisis es importante para que el proyecto no se quede atrás y las fallas producidas no se vuelvan a dar y mejor si en otros casos se pueden realizar modificaciones y adecuaciones es una óptima y gran solución que se realizaría.

La aviación no tripulada es un gran proyecto ya que este permite innovar nuevos sistemas que permitan desarrollar el mismo y por esta razón se va a incorporar un sistema de vibraciones al avión no tripulado RPV.

1.3. OBJETIVOS

1.3.1. OBJETIVO GENERAL

Estudiar y analizar las vibraciones en el avión no tripulado RPV, mediante el análisis matemático y ensayos, a fin de disminuir fallas en las operaciones y riesgo de accidentes.

1.3.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Introducir el análisis vibracional que se implantará en los aviones no tripulados RPV.
- Determinar las causas de vibración y sus consecuencias en el avión no tripulado RPV.
- Determinar los tipos de vibraciones que afectan considerablemente el funcionamiento eficiente en el avión no tripulado RPV.
- Diseñar los sistemas de amortiguamiento para disminuir las causas de vibración en el avión RPV.
- Determinar los valores permisibles de frecuencia y amplitud de vibración de los tipos de vibraciones indicadas anteriormente.
- Realizar el análisis de vibraciones en el avión no tripulado RPV mediante la simulación en paquetes computacionales afines.
- Desarrollar un sistema de adquisición de datos que permitirá conocer las partes en donde se producen las vibraciones.
- Mejorar e implementar soluciones en el Mantenimiento del Avión No Tripulado RPV, y sobre todo tratar de reducir las horas de inspección de la aeronave.
- Desarrollar este tipo de tecnología en nuestro país sin tener que estar necesariamente acudiendo a ayudas del extranjero.
- Servir a la Fuerza Aérea Ecuatoriana con los conocimientos adquiridos en la ESPE para la superación tecnológica de la institución.

1.4. ALCANCE

- Asegurar la disponibilidad de las aeronaves a ser utilizados.
- Reducir los accidentes de los aviones no tripulados RPV causados por las vibraciones.
- Minimizar los costos en las partes y repuestos de los aviones no tripulados las cuales son afectadas por las vibraciones como son:
 - ✓ Alerones
 - ✓ Servos (Equipo electrónico)
 - ✓ Flaps
 - ✓ Estabilizador horizontal
 - ✓ Rudder (Estabilizador Vertical)
- Tener un conocimiento consistente para poder realizar y construir los sistemas de amortiguamiento necesario e importante para que las vibraciones no afecten al avión no tripulado RPV.
- Rediseñar los elementos que serán colocados en la parte del motor que están en contacto con la pared de fuego.

1.5. JUSTIFICACIÓN

El avance de la aviación no tripulada en el mundo actual, es un gran paso puesto que permite desarrollar diferentes teorías para aplicarlas a este proyecto que dan soluciones y permite un buen desarrollo del mismo.

Las vibraciones son el principal problema para elementos de control tales como (flaps, alerones entre otros), puesto que pueden tener un daño no solo en su estructura sino en sus conexiones.

El análisis vibracional permitirá tomar decisiones que deberán ser eficaces y a su vez estas deben dar sobre todo soluciones que deberán ser tomadas para que en futuras construcciones de aviones no se produzcan.

CAPÍTULO II VIBRACIONES MECÁNICAS

2.5. VIBRACIONES FORZADAS DE SISTEMAS DE UN GRADO DE LIBERTAD

La razón principal para analizar y diagnosticar el estado de una máquina es determinar las medidas necesarias para corregir la condición de vibración – reducir el nivel de las fuerzas vibratorias no deseadas y no necesarias. De manera que, al estudiar los datos, el interés principal deberá ser la identificación de las amplitudes predominantes de la vibración, la determinación de las causas, y la corrección del problema que ellas representan.

La vibración se puede considerar como la oscilación o el movimiento repetitivo de un objeto alrededor de una posición de equilibrio. La posición de equilibrio es a la que llegará cuando la fuerza que actúa sobre él sea cero. Este tipo de vibración se llama vibración de cuerpo entero, lo que quiere decir que todas las partes del cuerpo se mueven juntas en la misma dirección en cualquier momento.

La vibración de un objeto es causada por una fuerza de excitación. Esta fuerza se puede aplicar externamente al objeto o puede tener su origen a dentro del objeto. Mas adelante veremos que la proporción (frecuencia) y la magnitud de la vibración de un objeto dado, están completamente determinados por la fuerza de excitación, su dirección y frecuencia.

Esa es la razón porque un análisis de vibración puede determinar las fuerzas de excitación actuando en una máquina. Esas fuerzas dependen del estado de la máquina, y el conocimiento de sus características e interacciones permite de diagnosticar un problema de la máquina.

El primer paso en el análisis de cualquier sistema dinámico, es dibujar un diagrama esquemático del sistema, mostrando los grados de libertad, las masas, las fuerzas aplicadas, así como los elementos rigidizantes y amortiguadores.

En teoría, un sistema dinámico de este tipo puede tener infinitos grados de libertad. Desde el punto de vista de control, se requerirían infinitos actuadores para controlar la dinámica del sistema, lo cual es claramente impráctico. Por esta razón en las aplicaciones de ingeniería es necesario hacer simplificaciones, lo cual no quiere decir que se está trivializando el problema, pues el tratamiento matemático no es realmente simple.

En la FIGURA 2.1 la notación "Z" se utiliza para representar los diferentes grados de libertad del sistema. En el problema que se plantea en esta propuesta (un solo grado de libertad), el diagrama esquemático que se utilizará es el mostrado en la Figura 2.1.

El soporte estructural (viga) está representado por el piso, mientras que la fuente está representada por la fuerza F

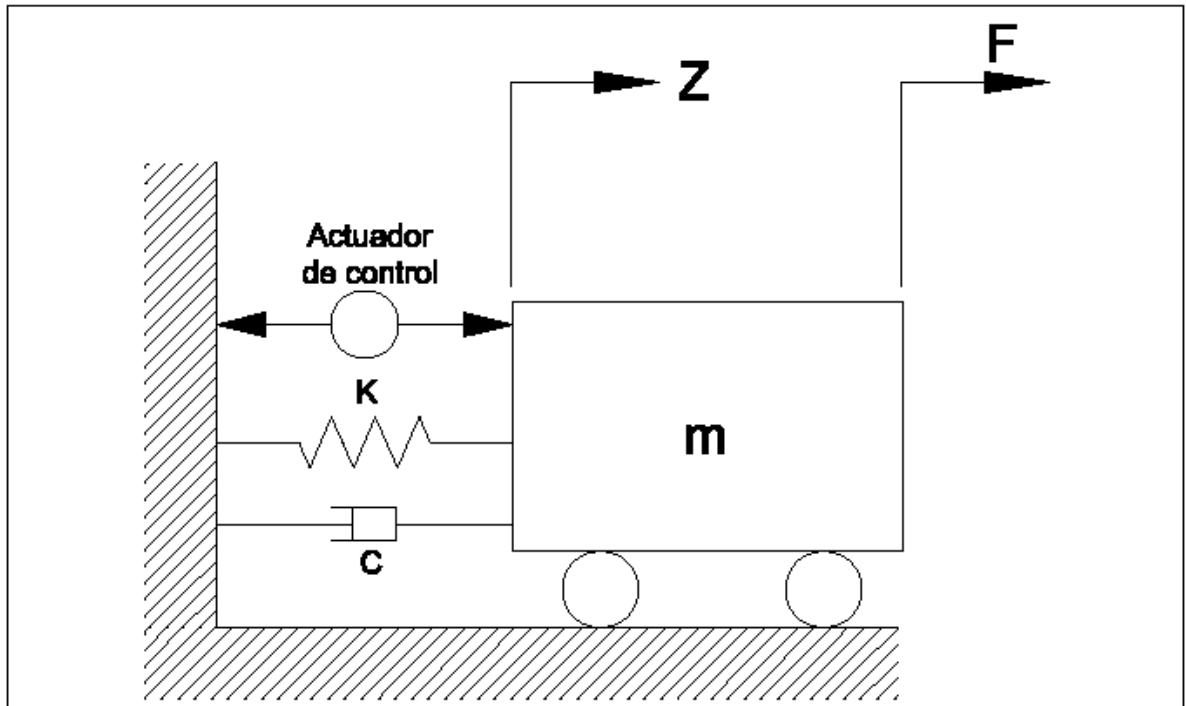


Figura 2.1. Diagrama de un sistema con un grado de libertad.

2.1.1. INTRODUCCIÓN AL ANÁLISIS DE VIBRACIONES FORZADAS

La vibración forzada es aquella excitada por fuerzas externas que se mantienen durante el movimiento. El cuerpo vibra a la frecuencia de la fuerza de excitación. Ocurre que si la frecuencia de excitación es igual a la frecuencia natural, el sistema entra en resonancia.

La vibración forzada en un sistema rotativo pueden ser el desbalanceo, el desalineamiento, las fuerzas reactivas a los movimientos alternativos de pistones en motores de combustión, en compresores, etc.

Un sistema vibratorio está sujeto a vibración cuando la perturbación exterior permanece en el tiempo, como por ejemplo, una que responde a una función senoidal del tipo:

$$P = P_o * \text{sen}(\omega * t) \quad (2.1)$$

P_o = Intensidad máxima de la fuerza de excitación [N]

ω = Frecuencia Forzada [Hz]

siendo P_o y ω constantes, ω es la pulsación con que opera la perturbación exterior, por ejemplo la velocidad angular del rotor de un motor.

Resultando que, si el mismo no ha sido balanceado, la sustentación debe proporcionar la fuerza centrípeta P_o (solicitud dinámica), el peso (solicitud estática) del motor.

La representación de un sistema con un grado de libertad, actuando bajo estas circunstancias, resulta conforme muestra la FIGURA 2.2 en la siguiente página.

A esta situación, corresponde la ecuación de equilibrio:

$$M * \ddot{X} + C * \dot{X} + k - P_o * \text{sen}(\omega * t) = 0 \quad (2.2)$$

- M = Masa de la máquina [kg]
- \ddot{X} = Segunda derivada del sistema de un grado de libertad
- \dot{X} = Primera derivada del sistema de un grado de libertad
- k = Constante

En estas condiciones, la masa correspondiente al peso W ya no vibra con la pulsación natural del sistema ω_n , sino que lo hace con el valor ω , pulsación propia de la acción perturbadora exterior, la cual podrá coincidir o no con ω_n .

$$\left(\frac{k}{M} \right)^{(1/2)} = \text{Pulsación natural del sistema} \quad (2.3)$$

ω = Pulsación con que actúa la acción perturbadora exterior

Un sistema más simple de un grado de libertad, con acción perturbadora exterior senoidal y no amortiguado como muestra la siguiente FIGURA 2.3 y ecuación de equilibrio como sigue:

$$P_o * \text{sen}(\omega t)$$

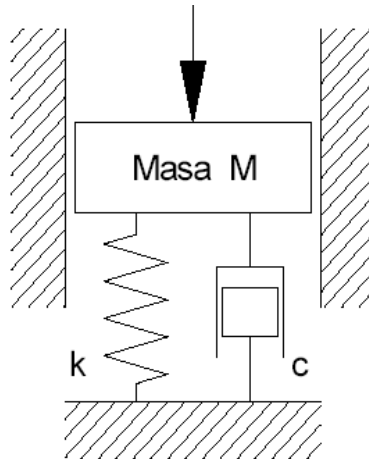


Figura 2.2. Representación de un sistema con un grado de libertad

La fórmula de representación de un sistema con un grado de libertad tiene la siguiente ecuación:

$$P = P_o * \text{sen}(\omega t) \quad (2.4)$$

Se tiene el grafico de acción perturbadora exterior senoidal y no amortiguado que se puede apreciar en la siguiente FIGURA 2.3:

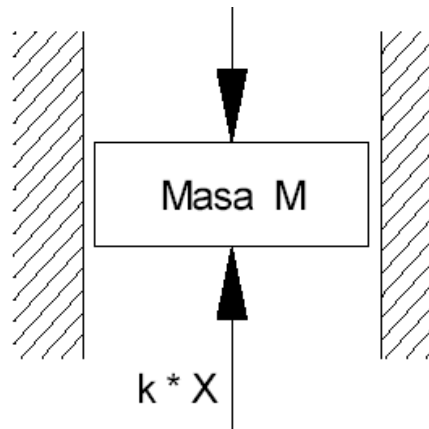


Figura 2.3. Acción perturbadora exterior senoidal y no amortiguado

$$M * \ddot{X} + C * \dot{X} + k - P_o * \text{sen}(\omega * t) = 0 \quad (2.5)$$

Ensayando la siguiente solución :

$$X = X_1 * \text{sen}[(\omega * t) + \phi_1] \quad (2.6)$$

donde: X_1 y ϕ_1 = Condiciones de referencia del movimiento

ω = Pulsación con que actua la perturbación exterior

2.6. VIBRACIÓN DE SISTEMAS CONTINUOS

En el estudio de sistemas continuos, son aquellos modelos reales en los que se considera que sus propiedades, fundamentalmente, inercia, amortiguamiento y rigidez, no se encuentran localizadas sino distribuidas a lo largo de todo el sistema.

2.2.1. ECUACIÓN DE LA ONDA

Si se anota la posición o el desplazamiento de un objeto que está sometido a un movimiento armónico sencillo contra el tiempo en una gráfica, la curva resultante será una onda seno o senoidal que se describe en la siguiente ecuación:

$$d = D \sin(\omega t) \quad (2.7)$$

Donde:

d = desplazamiento instantáneo [m*s]
D = desplazamiento máximo o pico [m]
t = tiempo [s]

Esta es la misma curva que la de una función senoidal trigonométrica, y se puede considerar como la más sencilla y básica de todas las formas repetitivas de ondas. La función senoidal matemática se deriva de las longitudes relativas de los lados de un triángulo rectangular y la onda senoidal es una anotación del valor de la función senoidal contra el ángulo. En el caso de vibración, la onda senoidal se anota como una función de tiempo pero a veces, se considera que un ciclo de la onda es igual a 360 grados de ángulo. Se comentará más a cerca de este sujeto cuando trataremos el tema **fase**.

La velocidad del movimiento que describimos arriba es igual a la proporción del cambio del desplazamiento, o en otras palabras a que tan rápido se cambia su posición. La razón de cambio de una cantidad respecto a otra se puede describir con la derivada siguiente:

$$v = \omega D \cos(\omega t) \quad (2.8)$$

Donde v = velocidad instantánea [in/s]

Se puede ver que la forma de la función de velocidad también es senoidal, pero ya que está descrita por el cóseno, está desplazado de 90 grados. En un momento veremos lo que eso significa.

La aceleración del movimiento que aquí se describe está definida como la proporción de cambio de la velocidad, o que tan rápido la velocidad está cambiando en cualquier momento.

$$a = -\omega^2 D \sin(\omega t) \quad (2.9)$$

Donde

$$a = \text{aceleración instantánea [in/s}^2\text{]}$$

También aquí hay que notar que la función de aceleración fue desplazada por 90 grados adicionales como lo indica el signo negativo.

Si examinamos estas ecuaciones, se ve que la velocidad es proporcional al desplazamiento por la frecuencia, y que la aceleración es proporcional al cuadrado de la frecuencia por el desplazamiento. Eso quiere decir que con un gran desplazamiento y a una alta frecuencia, resultan velocidades muy altas, y se requerirían niveles de aceleración extremadamente altos. Por ejemplo, supongamos que un objeto vibrando está sometido a un desplazamiento de 0.1 pulgada a 100 Hz. La velocidad es igual a desplazamiento por frecuencia, o: $v = 0.1 \times 100 = 10$ pulgadas por segundo.

La aceleración es igual a desplazamiento por el cuadrado de la frecuencia, o:

$$a = 0.1 \times (100)^2 = 1000 \text{ pulgadas por segundo.}$$

Un G de aceleración es igual a 386 pulgadas por segundo, por eso la aceleración es:

$$\frac{1000}{386} = 2.59G \quad (2.10)$$

Vemos ahora lo que pasa cuando subimos la frecuencia a 1000 Hz:

$$v = 0.1 \times 1000 = 100 \text{ pulgadas por segundo}$$

$$a = 0.1 \times (1000)^2 = 100.000 \text{ pulgadas por seg}^2 \text{ o } 259 G$$

Así vemos que en la práctica las altas frecuencias no se pueden asociar con altos niveles de desplazamiento.

2.2.2. OBTENCIÓN DE PROPIEDADES MECÁNICAS

Cuando analizamos la vibración de una máquina, que es un sistema mecánico más o menos complejo es útil considerar las fuentes de la energía de vibración y las rutas en la máquina que sigue esta energía. Energía siempre se mueve o fluye de la fuente de la vibración hacia el punto de absorción, donde se transforma en calor. En algunos casos eso puede ser una ruta muy corta, pero en otras situaciones es posible que la energía viaje largas distancias antes de ser absorbida.

La más grande absorbadora de energía es la fricción, que puede ser fricción deslizadora o fricción viscosa. La fricción deslizadora tiene su origen en el movimiento relativo de las partes de la máquina, y un ejemplo de fricción viscosa es la película de aceite en un rodamiento con gorrón. Si una máquina tiene poca fricción, su nivel de vibración tiende a ser muy alto, ya que la energía de vibración se va incrementando debido a la falta de absorción. Por otra parte, una máquina con una fricción más importante tendrá niveles de vibración más bajos, ya que su energía se absorbe más rápidamente. Por ejemplo, una máquina con rodamientos a elementos rodantes (muchas veces se le llama rodamientos anti-fricción) vibra más que una máquina con chumaceras, donde la película de aceite absorba una cantidad importante de energía.¹

La razón porque las estructuras de aviones son remachadas en lugar de soldadas en una unidad sólida, es que las juntas remachadas se mueven ligeramente y absorben la energía por medio de la fricción deslizadora. Eso impide que las vibraciones se incrementen hasta niveles destructivos. De una estructura de este tipo se dice que está altamente amortiguada y la amortiguación es en realidad una medida de su capacidad de absorción de energía.¹

2.2.3. MEDICIÓN DE AMPLITUD DE VIBRACIÓN

Las definiciones siguientes son de aplicación a la medición de la amplitud de las vibraciones mecánicas.

Amplitud Pico (Pk) es la distancia máxima de la onda del punto cero o del punto de equilibrio.

Amplitud Pico a Pico (Pk-Pk) es la distancia de una cresta negativa hasta una cresta positiva. En el caso de una onda senoidal, el valor pico a pico es exactamente dos veces el valor pico, ya que la forma de la onda es simétrica. Pero eso no es necesariamente el caso con todas las formas de ondas de vibración, como lo veremos dentro de poco.

Amplitud Raíz del Promedio de los Cuadrados (RPC)

Es la raíz cuadrada del promedio de los cuadrados de los valores de la onda. En el caso de una onda senoidal el valor RPC es igual a 0.707 del valor pico, pero esto es solo válido en el caso de una onda senoidal. El valor RPC es proporcional al área abajo de la curva. Si se rectifican los picos negativos, eso quiere decir si se les hace positivos, y el área abajo de la curva resultante está promediado hasta un nivel medio este nivel es proporcional al valor **RPC**.

Promedio de Amplitud: Es sencillamente el promedio aritmético del nivel de la señal sobre tiempo. No se usa en la medición de vibración y de aquí en adelante ya no será considerada.

¹ Vibraciones Mecánicas (W.W. Seto)

El valor RPC de una señal de vibración es una medida importante de su amplitud. Como lo mencionamos con anterioridad, es numericamente igual a la raíz cuadrada del promedio de los cuadrados de los valores de amplitud. Para calcular este valor, los valores instantáneos de amplitud de la onda se deben elevar al cuadrado y esos cuadrados se deben promediar durante un cierto tiempo. Este tiempo debe ser por lo menos un período de la onda para llegar al valor RPC.

El valor RPC debe usarse en todos los cálculos acerca de fuerza o energía en forma de onda. Un ejemplo de eso es la línea de corriente 117 Voltios CA. Los 117 Voltios es el valor RPC del voltaje y se usa en los cálculos de la energía vatimétrica (fuerza), que impulsa las máquinas conectadas. Hay que recordar que el valor RPC de una onda senoidal es 0.707 veces el valor pico y que esa es la única forma de onda donde este es válido. Veremos dentro de poco porque esto es importante.

Unidades de Vibración

Hasta ahora, solamente hemos considerado el **desplazamiento** de un objeto vibrando como una medida de la amplitud de su vibración. El desplazamiento es sencillamente la distancia desde una posición de referencia o punto de equilibrio. Aparte de un desplazamiento variable, un objeto vibrando tendrá una **velocidad** variable y una aceleración variable.

La velocidad se define como la proporción de cambio en el desplazamiento y en el sistema inglés, se mide por lo general en pulgadas por segundo (PPS). Aceleración se define como la proporción de cambio en la velocidad y en el sistema inglés se mide en unidades **G**, o sea la aceleración promedio debida a la gravedad en la superficie de la tierra.

El desplazamiento de un cuerpo, que está sujeto a un movimiento sencillo armónico es una onda senoidal, como hemos visto. También resulta (y se puede comprobar fácilmente matemáticamente) que la velocidad del movimiento es senoidal. Cuando el desplazamiento está a su máximo, la velocidad estará cero, porque esa es la posición en la que la dirección del movimiento se da la vuelta. Cuando el desplazamiento está cero (el punto de equilibrio), la velocidad estará en su máximo.

Esto quiere decir que la fase de la onda de velocidad se desplazará hacia la izquierda a 90 grados, comparada a la forma de onda del desplazamiento. En otras palabras, se dice que la velocidad tiene un avance sobre el desplazamiento de un ángulo de 90 grados fase.

Si nos recordamos que la aceleración es la proporción del cambio de velocidad, se puede demostrar que la forma de onda de aceleración de un objeto sujeto a un movimiento sencillo armónico, también es senoidal y también que cuando la velocidad está en su máximo, la aceleración es cero. En otras palabras, la velocidad no se está cambiando en este momento. Cuando la

velocidad es cero, la aceleración está en su máximo--en este momento la velocidad está cambiando lo más rápido.

La curva senoidal de la aceleración contra tiempo se puede ver de esta manera como desplazada en fase hacia la izquierda de la curva de velocidad y por eso la aceleración tiene un avance de 90 grados sobre la velocidad. Las relaciones se enseñan a continuación:

Es posible definir otro parámetro, que es la proporción de cambio de la aceleración, y se llama **jalón**. Jalón es lo que se siente, cuando se para su carro, si se mantiene una presión constante en el pedal del freno. Realmente es la terminación brusca de la aceleración. Los constructores de elevadores les interesa la medición del jalón, ya que los pasajeros de elevadores son especialmente sensibles a las variaciones de aceleración.

Unidades de Amplitud

En el sistema inglés de medición, el **desplazamiento** se mide generalmente en mils (milésimos de pulgada), y el valor pico a pico se usa por convención.

La **velocidad** generalmente se mide en pulgadas por segundo y la convención es de usar el valor pico o el valor RPC. Lo mas común es de usar el valor pico, no porque sea mejor, pero debida a una larga tradición.

La **aceleración** se mide generalmente en Gs. 1 G es la aceleración debida a la gravedad en la superficie de la tierra. El G en realidad no es una unidad de aceleración--es sencillamente una cantidad de aceleración a que estamos sometidos como habitantes de la tierra.

A veces la aceleración se mide en pulgadas por segundo por segundo (pulgadas/seg²) o m/seg², que son unidades verdaderas. Un G es igual a 386 pulgadas / seg² o 9. 81 m/seg².

El procedimiento de convertir una señal de desplazamiento hacia velocidad o de velocidad hacia aceleración es equivalente a la operación matemática de diferenciación.

Del modo contrario, la conversión de aceleración a velocidad o de velocidad a desplazamiento es la integración matemática. Es posible llevar a cabo estas operaciones con instrumentos que miden la vibración y de esta manera convertir los datos de cualquier sistema de unidades a cualquier otro.

Desde un punto de vista práctico la diferenciación es un procedimiento ruidoso en sí, y muy raras veces se lleva a cabo. La integración, por otra parte se lleva a cabo con mucha precisión, con un circuito eléctrico muy barato. Esa es una de las razones de que el acelerómetro de hecho es el transductor estándar para medición de vibraciones, ya que su señal de salida se puede integrar fácilmente una o dos veces para mostrar velocidad o desplazamiento.

La integración no es adecuada para señales con una frecuencia muy baja (Abajo de 1 Hz), ya que en esta área el nivel de ruido se va incrementando y la precisión del procedimiento de integración padece.

La mayoría de los integradores disponibles comercialmente funcionan correctamente arriba de un Hz, lo que es lo suficiente bajo para casi todas las aplicaciones de vibraciones.

2.7. CAUSAS DE VIBRACIÓN

Son muchas, pero básicamente las vibraciones se encuentran estrechamente relacionadas con tolerancias de mecanización, desajustes, movimientos relativos entre superficies en contacto, desbalances de piezas en rotación u oscilación, etc.; es decir, todo el campo de la técnica.

Los fenómenos anteriormente mencionados producen casi siempre un desplazamiento del sistema desde su posición de equilibrio estable originando una vibración mecánica.

La mayor parte de vibraciones en máquinas y estructuras son indeseables porque aumentan los esfuerzos y las tensiones y por las pérdidas de energía que las acompañan. Además, son fuente de desgaste de materiales, de daños por fatiga y de movimientos y ruidos molestos.

"Todo sistema mecánico tiene características elásticas, de amortiguamiento y de oposición al movimiento; unas de mayor o menor grado a otras; pero es debido a que los sistemas tienen esas características lo que hace que el sistema vibre cuando es sometido a una perturbación ".²

"Toda perturbación se puede controlar, siempre y cuando anexemos bloques de control cuya función de transferencia sea igual o invertida a la función de transferencia del sistema".²

"Si la perturbación tiene una frecuencia igual a la frecuencia natural del sistema, la amplitud de la respuesta puede exceder la capacidad física del mismo, ocasionando su destrucción".²

²Vibraciones y Ondas (A.P. French)

2.3.1. GENERALIDADES Y CAUSAS DE VIBRACIÓN

A continuación detallamos las razones más habituales por las que una máquina o elemento de la misma pueden llegar a vibrar.

- Vibración debida al Desbalance (maquinaria rotativa).
- Vibración debida a la Falta de Alineamiento (maquinaria rotativa)
- Vibración debida a la Excentricidad (maquinaria rotativa).
- Vibración debida a la Falla de Rodamientos y cojinetes.
- Vibración debida a problemas de engranajes y correas de Transmisión (holguras, falta de lubricación, roces, etc.).

a.- Vibración debida a Desbalance

El desbalance de la maquinaria es una de las causas más comunes de la vibración. En muchos casos, los datos arrojados por un estado de desbalance indican:

- La frecuencia de vibración se manifiesta a 1x las rpm de la pieza desbalanceada.
- La amplitud es proporcional a la cantidad de desbalance.
- La amplitud de la vibración es normalmente mayor en el sentido de medición radial, horizontal o vertical (en las maquinas con ejes horizontales).

El análisis de fase indica lecturas de fase estables. ·

La fase se desplazará 90° si se desplaza el captador 90°. ·

Nota: el desbalance de un rotor saliente a menudo tiene como resultado una gran amplitud de la vibración en sentido axial, al mismo tiempo que en sentido radial.

b.- Vibración debida a falta de alineamiento

En la mayoría de los casos los datos derivados de una condición de falta de alineamiento indican lo siguiente:

- La frecuencia de vibración es de 1x rpm; también 2x y 3x rpm en los casos de una grave falta de alineamiento.
- La amplitud de la vibración es proporcional a la falta de alineamiento.
- La amplitud de la vibración puede ser alta también en sentido axial, además de radial.
- El análisis de fase muestra lecturas de fase inestables.
- La falta de alineamiento, aun con acoplamientos flexibles, produce fuerzas tanto radiales como axiales que, a su vez, producen vibraciones radiales y axiales.

Nota: Uno de los indicios más importantes de problemas debidos a falta de alineamiento y a ejes torcidos es la presencia de una elevada vibración en ambos sentidos, radial y axial. En general, cada vez que la amplitud de la vibración axial sea mayor que la mitad de la lectura radial más alta, hay un buen motivo de sospechar la existencia de un problema de alineamiento o eje torcido.

Los tres tipos básicos de falta de alineamiento en el acoplamiento son: angular, en paralelo y una combinación de ambos.

b.1.- Una falta de alineamiento angular sujeta principalmente los ejes de las maquinas accionadora y accionada a vibración axial igual a la velocidad de rotación (rpm) del eje.

b.2.- La falta de alineamiento en paralelo produce principalmente vibración radial con una frecuencia igual al doble de la velocidad de rotación del eje.

b.3.- Vibración debida a Excentricidad La excentricidad es otra de las causas comunes de vibración en la maquinaria rotativa. Excentricidad en este caso no significa "ovalización", sino que la línea central del eje no es la misma que la línea central del rotor el centro de rotación verdadero difiere de la línea central geométrica. La excentricidad es en realidad una fuente común de desbalances, y se debe a un mayor peso de un lado del centro de rotación que del otro.

La excentricidad en rodetes o rotores de ventiladores, sopladores, bombas y compresores puede también crear fuerzas vibratorias. En esos casos las fuerzas son el resultado de fuerzas aerodinámicas e hidráulicas desiguales que actúan contra el rotor.

c.- De Elementos Rodantes Defectuosos

Defectos en las pistas, en las bolas o en los rodillos de rodamientos de elementos rodantes ocasionan vibración de alta frecuencia; y, lo que es mas, la frecuencia no es necesariamente un múltiplo integral de la velocidad de rotación del eje. La amplitud de la vibración dependerá del desgaste de la falla del rodamiento.

Nota: la vibración generada por el rodamiento normalmente no es transmitida a otros puntos de la máquina. Por lo tanto, el rodamiento defectuoso es generalmente el que se encuentra más cerca del punto donde ocurre el mayor nivel de vibración de este tipo.

d.- Falla de Rodamientos – Otras causas

Los rodamientos no fallan prematuramente a menos que alguna otra fuerza actúe sobre ellos; y tales fuerzas son generalmente las mismas que ocasionan vibración.

Causas comunes de fallas en los rodamientos de elementos rodantes:

- Carga excesiva.
- Falta de alineamiento.
- Defectos de asientos del eje y/o de las perforaciones en el alojamiento.
- Montaje defectuoso.
- Ajuste incorrecto.
- Lubricación inadecuada o incorrecta.
- Sellado deficiente.
- Falsa brinelación (Deformación bajo carga).
- Corriente eléctrica.

2.3.2. EFECTOS DE VIBRACIÓN

Dentro de los efectos de vibraciones se destacan diferentes tipos ya que estas pueden producir varios daños tanto a las maquinarias o herramientas y a su vez en los seres humanos también se dan varios problemas que suelen ser leves o en algunos casos graves.

Frecuencia	Máquina o herramienta	Efectos
Muy baja frecuencia 1 Hz	Transporte: avión, automóvil, tren, barco. (Movimiento de balanceo)	Efectos al oído interno. Trastorno al sistema Nervioso Central. Mareos y vómitos.
Baja frecuencia 1 – 20 Hz	• Vehículos: transporte, industriales o de obras públicas • Tractores, maquinarias	• Lumbalgias, hernias, Lesiones raquídeas. • Síndromes neurológicos, trastornos de visión.
Alta frecuencia 20 – 1000 Hz	Herramientas manuales, rotativas, alternativas o percutoras.	• Problemas articulares. • Lesiones de muñeca, brazos y piernas. • ↑ enf. Estomacales. • Trastornos circulatorios

Tabla 2. 1 Efectos de vibración

2.3.3. TÉCNICAS PARA ATACAR EL PROBLEMA

Una vibración mecánica se produce casi siempre cuando un sistema es desplazado desde una posición de equilibrio estable. El sistema tiende a regresar a esa posición bajo la

acción de fuerzas de restitución (ya sean fuerzas elásticas, como en el caso de la masa unida a un resorte, o fuerzas gravitacionales en el caso del péndulo).

Cuando el movimiento es mantenido únicamente por las fuerzas de restitución se dice que la vibración es una vibración libre. Cuando se aplica una fuerza periódica al sistema, el movimiento resultante se describe como una vibración forzada.

Cuando los efectos del rozamiento pueden despreciarse se dice que las vibraciones son no amortiguadas. Pero en realidad todas las vibraciones son amortiguadas hasta cierto grado.

Si una vibración libre es sólo ligeramente amortiguada, su amplitud decrece lentamente hasta que después de cierto tiempo el movimiento se detiene. Pero el amortiguamiento puede ser lo bastante grande para impedir cualquier vibración real; el sistema regresa entonces lentamente a su posición inicial.

Una vibración forzada amortiguada dura tanto como dura la aplicación de la fuerza periódica que produce la vibración. Pero la amplitud de la vibración se modifica por la magnitud de las fuerzas de amortiguamiento.

2.3.3.1. Efectuar un Diagnóstico de falla en cada caso

- Adopción de medidas técnicas preventivas
 - Actuación sobre los focos productores o generadores de vibración.
 - Aplicación de diseño ergonómico en herramientas y maquinarias, en asientos y empuñaduras.
 - Modificación de la frecuencia de resonancia.
 - Utilización de materiales aislantes y/o absorbentes de vibración.
- Selección de personal
- Aislamiento del personal expuesto mediante suspensión del asiento y / o cabina.
- En los aviones no tripulados RPV, se tiene un foco actuador de vibración que es la parte del motor, fuente de empuje que le permite a la aeronave alcanzar su performance establecido.
- Aislamiento de las vibraciones mediante un material que le permita a su vez maniobrar con facilidad sin alterar su aerodinámica.

2.8. AISLAMIENTO DE VIBRACIÓN

Básicamente existen tres clases de aisladores de vibración activos, los cuales se muestran en la (FIGURA 2.4) . Cada aislador consiste de elementos pasivos y activos que generan fuerzas de reacción para cancelar la vibración. Pueden utilizarse combinaciones de estas clases en el diseño de un sistema de control activo.

El primero de los casos, denominado de tipo inercial (véase la FIGURA 2.4 (a)), utiliza una masa inercial y un actuador de control (pulsador) 3 para crear una fuerza de reacción.

El segundo caso, denominado en paralelo (FIGURA 2.4 (b)), utiliza un actuador de control colocado entre la fuente vibratoria y la estructura.

El tercer caso en serie, (FIGURA 2.4(c)), utiliza un actuador de control colocado entre la fuente de vibración y una masa intermedia. La masa intermedia y el soporte aislante pasivo se utilizan para aislar el actuador de control y la fuente vibratoria de la dinámica de la estructura de soporte flexible, lo cual supone una mejora en el comportamiento del sistema.

Para el desarrollo de este proyecto se propone el análisis del aislador de vibraciones en paralelo (FIGURA 2.4 (b)), debido a que el actuador de control puede ejercer simultáneamente fuerzas relativamente

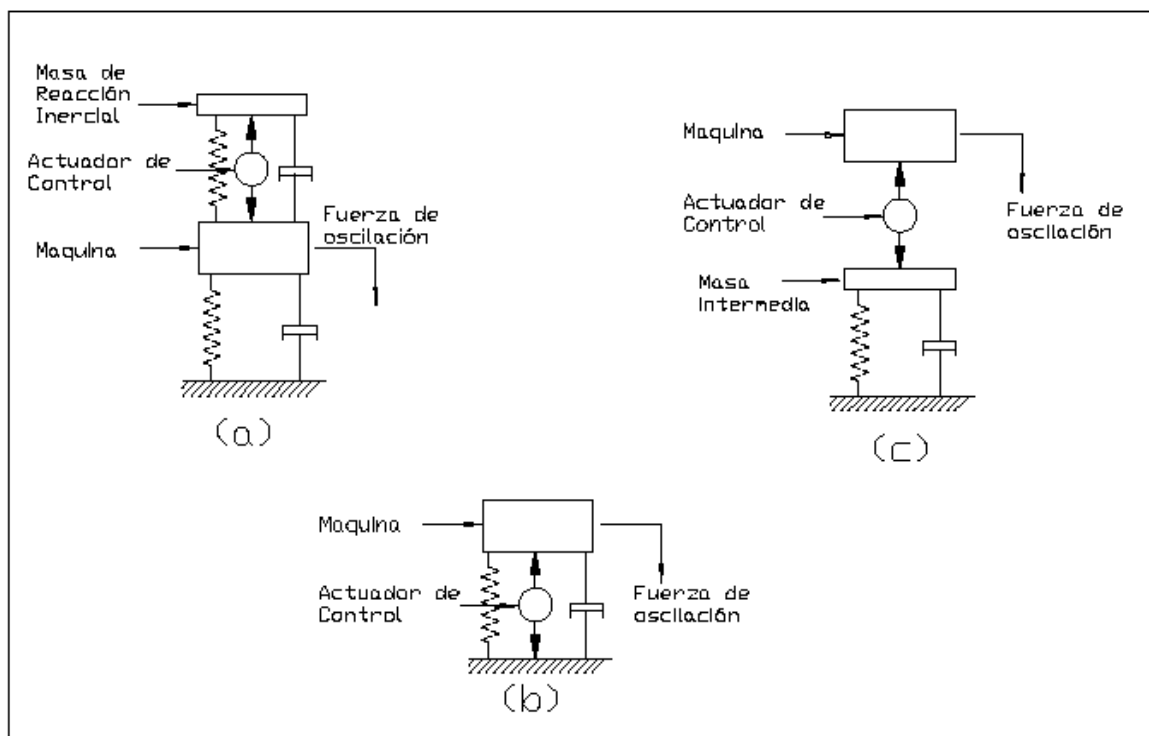


Figura 2.4. Tipos generales de aisladores activos: (a) Inercial, (b) Paralelo, (c) Serial

grandes sobre la fuente vibratoria y sobre la estructura de soporte, lo cual implica que se puede alcanzar una buena atenuación a bajas frecuencias sin la necesidad de utilizar masas inerciales o intermedias.

La maquinaria en vibración usualmente genera fuerzas de vibración en más de una dirección. Por lo general se controla únicamente el movimiento en la dirección de vibración predominante. En este caso (control de vibración en una viga simplemente apoyada), tratándose de un sistema con un solo grado de libertad, la acción de control se ejerce en el plano del movimiento, es decir, en dirección vertical.

El modelo que se propone analizar (mostrado en la FIGURA 2.5), consiste básicamente de una viga recta de longitud L , de sección transversal constante A , construida con un material de propiedades conocidas. Las propiedades del material y las condiciones de apoyo definen el comportamiento de la viga bajo condiciones de carga. La fuente vibratoria está representada en este caso por un cuerpo rígido en rotación (masa rígida excéntrica rotatoria, colocada en la parte superior de la viga en la (FIGURA 2.5).

Tratándose de una masa excéntrica, la variación de la velocidad de rotación producirá fuerzas horizontales y verticales que harán vibrar la estructura, con modos de vibración que dependen de todas las variables anteriores (incluyendo el punto de localización de la fuente sobre la viga).

El controlador activo (adaptativo) se representa por medio del pulsador (actuador de control eléctrico, electroneumático o electrohidráulico en la FIGURA 2.5).

La fuerza de reacción generada por el pulsador dependerá de las condiciones variables del sistema, que es lo que se pretende estudiar.

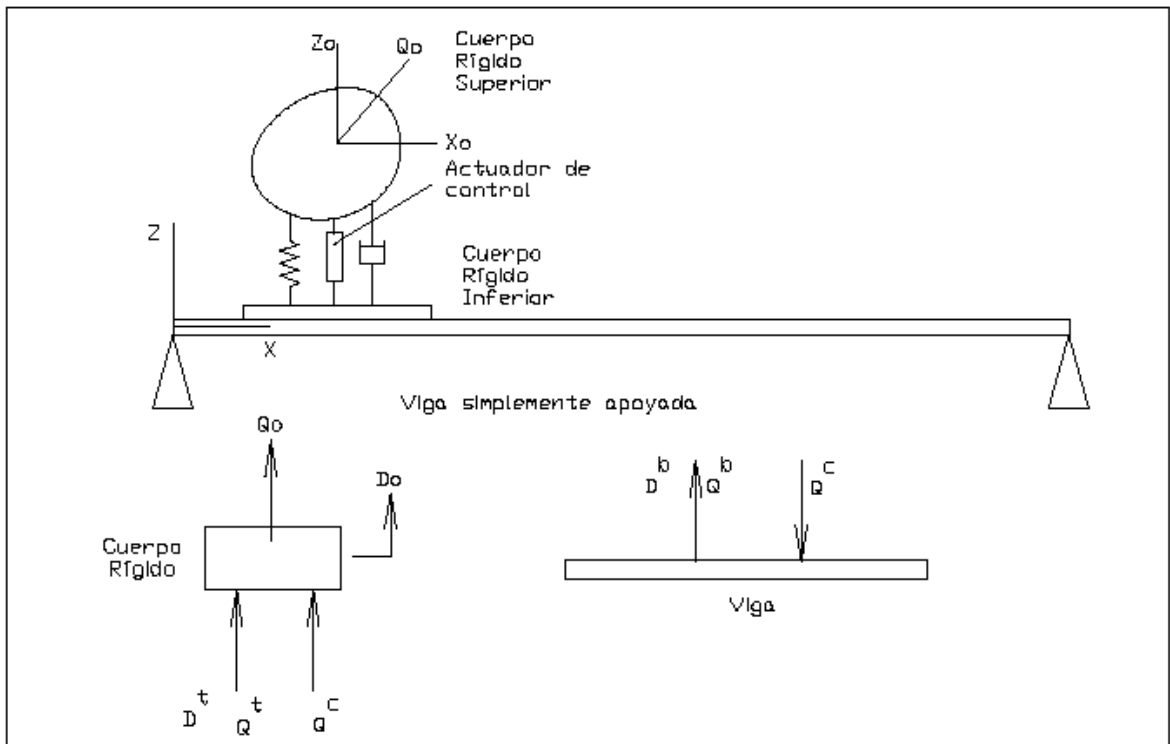


Figura 2.5. Diagrama Esquemático del control activo en una viga

2.4.1. TÉCNICA DE REDUCCIÓN DE VIBRACIONES

En la actualidad en la técnica de reducción de vibraciones existen diferentes y variados métodos que son aplicados en determinados sistemas y por eso se estudia lo que se relaciona con el amortiguamiento que nos permite tener o reducirlas.

En todo proceso físico hay pérdidas por el motivo, no existe el movimiento continuo, y en este caso se producen por el amortiguamiento de movimiento vibratorio.

El amortiguamiento se comporta como una fuerza proporcional a la velocidad, como lo son las fuerzas de rozamiento con fluidos (aire, agua....) y por ello la fórmula es la misma.

2.4.2. DISEÑO Y MONTAJE DE ANTIVIBRATORIOS

Aunque hay casos que mediante procesos industriales se tiene como medio generar choques (martillos de forja) o vibración (zarandas vibratorias), la mayoría de las máquinas y equipos genera estos fenómenos como residuos indeseables de su funcionamiento.

En todos los casos los choques y las vibraciones producen efectos nocivos al equipamiento y al medio ambiente que deben ser evitados.

Existen varias prácticas para controlarlos (balanceo, diseño de avanzada, etc.) no obstante la aislamiento de vibraciones y choques es la manera más eficaz de resolver los problemas.

Absorber las vibraciones y los choques es con certeza el rol principal de una suspensión. Los parámetros fundamentales para fijar las características de la misma son el amortiguamiento deseado y la frecuencia natural del amortiguador.

La eficiencia del aislamiento es función del cociente entre amortiguador. Solo una elevada amortiguación interna permite limitar los riesgos de la amplificación.

Esto es particularmente importante en máquinas que en su arranque y parada, atraviesan por los momentos de resonancia en forma periódica.

En la práctica las vibraciones reales producidas por una máquina son una mezcla de diversas frecuencias y sus armónicos; la elección resulta por lo tanto un compromiso entre una filtración correcta y amplitudes de desplazamiento compatibles con la funcionalidad del sistema.

Una óptima atenuación de las vibraciones mecánicas evita las resonancias por estructuras disminuyendo apreciablemente el ruido y eliminando riesgo de roturas.

2.4.2.1. Aislamiento de fuerzas como desplazamientos

Solamente en un sistema de tres apoyos la carga es distribuida sobre cada uno de ellos independientemente del nivel del piso.

Las máquinas en general poseen cuatro o más puntos de apoyo, y siendo así, aún una muy cuidadosa nivelación no asegura el perfecto asentamiento.

Con el transcurrir del tiempo, dejan de apoyarse firmemente y generan tensiones en la estructura que producen desgastes prematuros y/o roturas.

Si bien la utilización de amortiguadores no elimina toda la carga en los apoyos menos solicitados, por ser naturalmente flexibles, ellos presentan reacciones menores cuanto menos deflexionan, consecuentemente la tensión generada también es mucho menor.

Además las dilataciones diferenciadas de las fundiciones y del cuerpo de la máquina también son absorbidas por los amortiguadores.

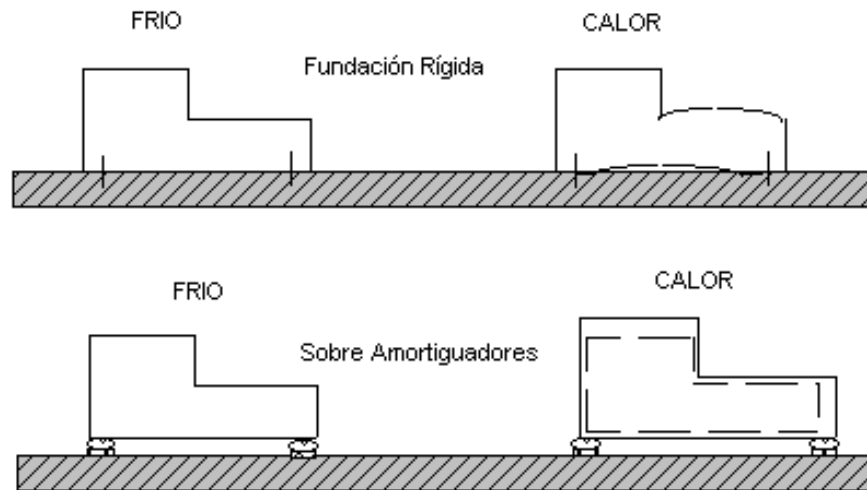


Figura 2.6 – Aislamiento de los equipos

Los esfuerzos dinámicos generados por el funcionamiento de la máquina existen independientemente del tipo de fundición. En el caso de un montaje rígido (sin amortiguadores), la fundición reacciona con fuerzas de igual intensidad - pues el piso no se deforma - haciendo que en la práctica todos los esfuerzos sean absorbidos por la estructura de la propia máquina.

En el caso de un montaje sobre amortiguadores, como son elementos flexibles, se deforman y presentan reacciones muy menores, provocando un movimiento de cuerpo entero sin que ocurran deformaciones perjudiciales de la máquina.

Esa diferencia de comportamiento, ante la solicitud de un mismo esfuerzo dinámico, puede llevar a razonamientos erróneos: Una máquina sobre amortiguadores se mueve más, esto la perjudica. La realidad es que fijada rígidamente se mueve menos porque la fundición presenta una mayor reacción, al mismo tiempo los desgastes internos son mucho mayores y perjudiciales.

Para ilustrar mejor ese efecto, basta imaginarnos la acción de golpear una pared de hormigón e inmediatamente golpear esta misma ahora revestida con espuma.

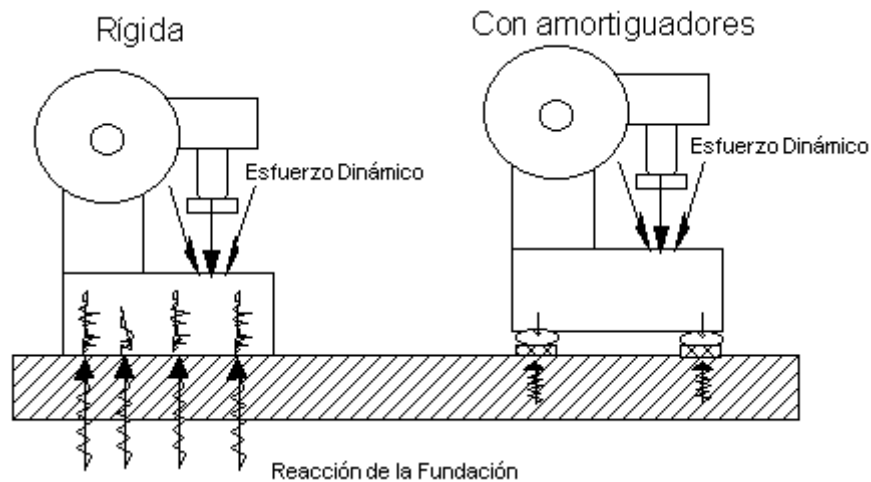


Figura 2.7 – Sufrimiento dinámico

En conclusión: Una máquina sobre amortiguadores presenta menor desgaste que otra instalada sin ellos. Esto ha sido muy comprobado en máquinas de gran esfuerzo dinámico, tipo guillotinas, donde se observa hasta menor desgaste de las herramientas de corte.

2.4.2.1.1. Disminución de la Fatiga Humana

Varios estudios mostraron el efecto dañino de las Vibraciones sobre el cuerpo humano. La norma ISO 2631 (Ver Anexo E) define tres niveles para un periodo determinado de permanencia en un local donde existan vibraciones:

1. Limite de Exposición
2. Aumento de la fatiga
3. Confort reducido

Además en la Ley Nacional de Seguridad e Higiene en el trabajo también se fijan límites de exposición en función de las horas trabajadas y las amplitudes de vibración existentes y aunque no se detallan los aspectos 2 y 3 mencionados en la norma ISO 2631 (Ver Anexo G), podemos decir que estos puntos inciden directamente sobre la capacidad productiva de los individuos.

El montaje de las máquinas sobre amortiguadores permite disminuir sensiblemente las vibraciones que afectan a personas que trabajan en esas áreas.

Las vibraciones y choque contribuyen al aumento de los niveles de Ruido existentes en un local ya que la vibración de las estructuras (paredes, piso, techo), generan y amplifican las ondas sonoras llevando en algunos casos a exceder los niveles permitidos por las

reglamentaciones. En salas vecinas la vibración transmitida a través de la misma estructura da origen a ruidos que pueden ser primordiales.

2.4.2.1.2. Protección del Medio Ambiente

En el caso de industrias instaladas próximas a residencias, por lo expuesto en el punto anterior, las vibraciones y choques pueden transmitirse hasta las mismas generando reclamos justificados. Exactamente lo mismo sucede en el caso de instalaciones de equipos auxiliares (Aire Acondicionado, Grupos electrógenos, Bombas, etc.) que terminan afectando a viviendas vecinas por vibraciones percibidas o por el aumento de los niveles de ruido.

Existen reglamentaciones a nivel Nacional, Provincial y Municipal que fijan los límites de trascendencia a casas vecinas y contribuyen a controlar la contaminación ambiental por Ruido y Vibraciones.

El primer aspecto a tener en cuenta en estos casos es verificar si el sistema de instalación de los equipos o máquinas que generan Ruido o Vibraciones cuenta con efectivos sistemas de aislamiento y amortiguamiento, por lo tanto es en el momento de la instalación donde se pueden evitar problemas posteriores.

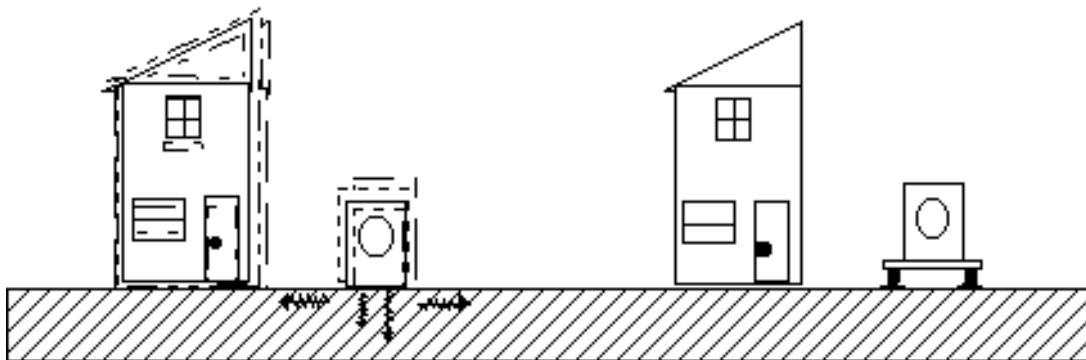


Figura 2.8 – Protección al medio ambiente

2.4.3. MATERIALES Y DISPOSITIVOS

Dentro de los materiales que se pueden utilizar para el aislamiento acústico de las vibraciones se tiene los siguientes:

- **Serie AG**

La serie AG, es una de las series más conocidas de MITSA en todo el mundo; su exclusiva geometría, economía, versatilidad y sobre todo su gran comportamiento a esfuerzos laterales la convierten en un modelo idóneo en los sectores de Climatización y Acústica.

Como novedad presentamos los modelos ISOWALL 2L e ISOWALL 2Y pensados para el sector de acústica ya que incorporan los accesorios necesarios para la desolidarización de paredes. Estos modelos son muy utilizados; el primero sobre todo para la separación entre tabiques de cartón-yeso y el modelo ISOWALL 2Y para la desolidarización entre tabiques de ladrillo; los accesorios de este modelo se pueden combinar para conseguir el resultado necesario, ponemos a disposición de nuestros clientes los certificados de ensayo realizados en APPLUS tanto de comportamiento dinámico como resistencia y grado de aislamiento.



Figura 2.9. Material Aislante Serie AG

Serie AGBM

La serie AGBM nace de la fusión de las series AGB y BM de MITSA, que por su parecida función y geometría se ha creído más conveniente unir en una misma serie. Esta serie destaca fundamentalmente por su polivalencia, tanto en su colocación en paredes o suelo como por la infinidad de sectores industriales que utilizan este material.

Dentro de esta serie diferenciamos los AGBM 20L y AGBM 20Y, especialmente pensados para acústica, para la realización de trasdosados y la desolidarización de paredes de cartón yeso. Los modelos AGBM 30 y AGBM 40 son muy conocidos en el sector de la climatización. Para bombas, cuadros eléctricos, ventiladores, pequeña maquinaria, incorporando además su tornillería de nivelación en M8. Por último, los modelos AGBM 100, 150 y 200 son utilizados en equipos industriales como maquinaria de inyección de plástico, grupos electrógenos y en general equipos que necesitan de

un amortiguador con una gran capacidad para absorber esfuerzos laterales y un comportamiento óptimo a bajas y medias frecuencias.

Como se puede observar dentro de esta serie podemos encontrar un amplio abanico de soluciones que van desde la Climatización hasta la Industria o la Acústica con un excelente comportamiento dinámico, y todos los accesorios para poder acoplarse a los más difíciles montajes.



Figura 2.10. Material Aislante Serie AGBM

Serie PA/PAB

Las pastillas antivibratorias de caucho (PA) están fabricadas a partir de la vulcanización del caucho con las figuras ya definidas en el propio molde. Este sistema es superior a otros contratipos existentes en el mercado, obtenidos a partir de planchas de caucho de alta dureza cortados por cizalla, las ventajas de este producto son:

1. Gama de durezas Shore A notablemente inferior y por tanto se obtienen frecuencias naturales más bajas para conseguir valores de aislamiento más altos.
2. Su geometría está bien perfilada y sus dimensiones son idénticas siempre; no ocurre lo mismo cuando estos productos se hacen a partir de plancha de caucho.
3. Algunos modelos poseen orificios centrales para conseguir un mayor grado de compresión y por tanto mejores ventajas en el aislamiento. Además permite su fijación a bases metálicas o traspasar anclajes metálicos. La serie PAB está especialmente diseñada para el aislamiento vibratorio, está fabricada en caucho natural de 35° Sh A,

lo que le otorga una deflexión muy elevada y un excelente comportamiento a las bajas frecuencias, incorporando además todas las ventajas comentadas anteriormente en el modelo PA más utilizado en vibración, industria y sobre todo la climatización.

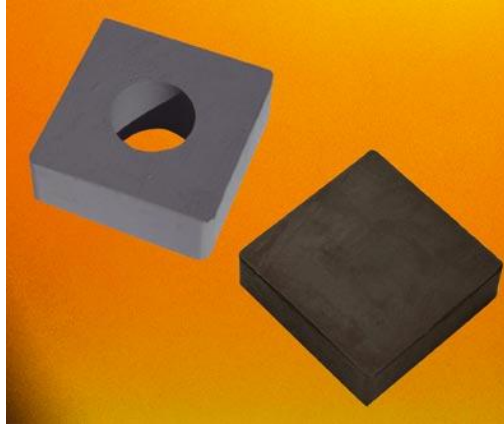


Figura 2.11. Material Aislante Serie PA/PAB

Serie TG/TPG/TPM

Esta serie está pensada para evitar la transmisión de vibraciones y ruido estructural, tanto de techos acústicos, conductos, tuberías, fan coils, ventiladores, como cualquier elemento susceptible de transmitir vibraciones estando suspendidas del techo. Dentro de esta serie encontramos dos tipos de envolvente o carcasa. El modelo TG está pensado para suspender una varilla roscada del techo de M6 o M8; su carcasa muy robusta permite una mayor soportación de carga, muy indicado para techos acústicos. Los modelos TPG y TPM en cambio, poseen una carcasa galvanizada que incorpora dos tornillos M8 para facilitar su instalación de tuberías, conductos, fan coils.

Otra gran diferencia de estos dos modelos es que se puede aplicar un aislador (modelo TPM) muy económico para instalaciones que necesiten además una baja silueta por problemas de altura; este modelo es muy utilizado en

instalaciones de frío en grandes áreas, supermercados y edificios de oficinas, sustituyendo los modelos TM 15 y TM 25.



Figura 2.12. Material Aislante Serie TG/TPG/TPM

Serie Micro AM

Los modelos están formados por un sistema de 4 aisladores combinados en paralelo. La variada capacidad de carga que pueden soportar (desde 40 Kg. hasta 500 Kg.) los hacen los más idóneos para aislar todo tipo de maquinaria con régimen de trabajo de ciclo bajo (por encima de las 600 rpm). Su característica más destacada es su blindaje lateral que limita el balanceo del aislador ante fuerzas periódicas en régimen dinámico. Por otro lado posee una lámina de caucho en el interior del blindaje que amortigua por rozamiento, disipando parte de la energía vibratoria en calor, descripción de sus componentes:

- 1.** Muelle de acero normalizado de alta resistencia según norma DIN y tratado en proceso "Shot Peeling" para prolongar su resistencia al envejecimiento dinámico. Su acabado en EPOXY NEGRO muy superior, en espesor y protección, a sus homólogos realizados con tratamientos galvánicos que además dañan la superficie del hilo del muelle debido al ataque de iones ricos en hidrógeno (hidrogenación).
- 2.** Casquillos cilíndricos metálicos que arman exteriormente al muelle por sus extremos. Por su particular geometría, la tuerca de fijación está unida de forma inversa al sistema tradicional de sus homólogos, proporcionando una seguridad máxima. Incorpora además una masilla viscoelástica que evita el contacto directo de las partes metálicas y favorece la opacidad al sonido.
- 3.** Coquilla Polietileno Flexibilizado para evitar la entrada de elementos sólidos y evitar daños en las espiras al comprimirse.
- 4.** Bases metálicas conformadas en "U" para dotarlas de mayor rigidez.



Figura 2.13. Material Aislante Serie Micro AM

Los materiales utilizados son los más comunes para el aislamiento acústico y pertenecen a la marca MITSA, que se especializa en la fabricación de estas series.

La vibración se determina mediante los siguientes dispositivos:

- Detectores de vibración (receptor y traductor).
- Un amplificador completo con aguja trasadora.
- Analizador de frecuencia o filtros de paso de banda para frecuencias limitadas a la escala de interés.
- Osciloscopio de rayos catódicos para la observación visual de de las variaciones de la vibración en el tiempo.

Las vibraciones que se van a medir pueden clasificarse como:

- Vibraciones periódicas.
- Vibraciones de choque o transitorias.
- Vibraciones aleatorias o estadísticas.

De éstas, el movimiento periódico es el más conocido, y los instrumentos para medir la frecuencia, amplitud, velocidad, aceleración o pendiente de onda, están bien evolucionados.

En la medición de choques las mismas cantidades mencionadas anteriormente pueden ser interesantes; sin embargo, en general, las aceleraciones pico son muy importantes. En el caso de los movimientos aleatorios, es deseable un espectro de frecuencias de los valores cuadráticos medios, y la instrumentación para esas mediciones son muy complejos y de evolución algo reciente.

El sistema sísmico resorte – masa representa el elemento básico transductor de muchos instrumentos para medir la vibración. Según sean los

límites de frecuencias utilizados, el desplazamiento, la velocidad o la aceleración, se indica por el movimiento relativo de la masa suspendida con respecto a su punto de fijación. Como las vibraciones son muchas veces demasiado pequeñas para la indicación mecánica, el movimiento relativo se convierte, en general, a tensión eléctrica (voltaje) por el movimiento de una bobina en campo magnético.

Dichas señales se pueden procesar en una Estación de Trabajo Asistida por Computador o WorkStation:

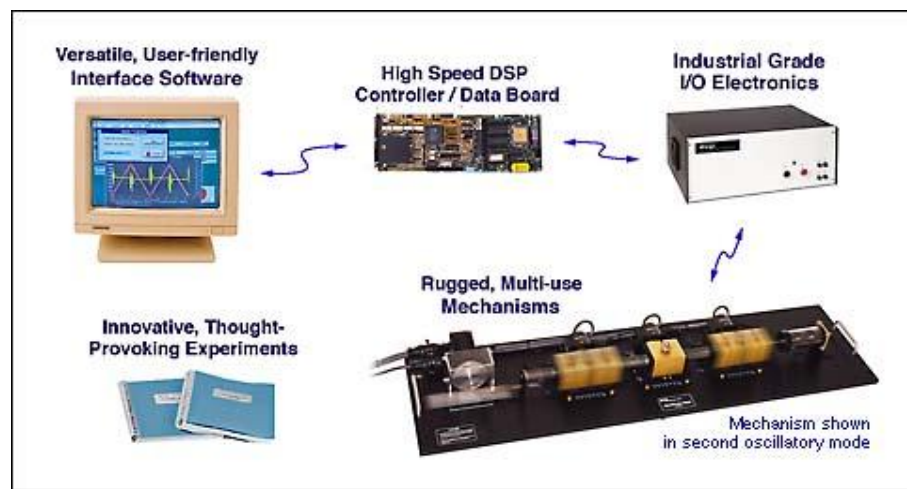


Figura 2.14. WorkStation para la medición de vibraciones y su análisis mediante la utilización del computador.

Los sensores mostrados (Acelerómetros) funcionan bajo el principio de resorte

Masa sísmica:

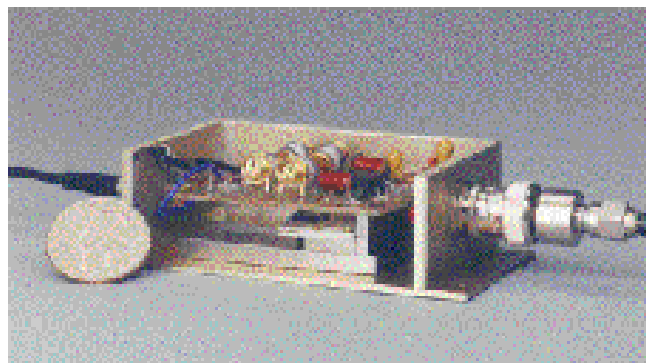


Figura 2.15. Sensor Acelerómetro

Además, existen dispositivos especiales para la medición de vibraciones de torsión:



Figura 2.16. Dispositivo para medición de vibraciones Torsionales

El acelerómetro piezoeléctrico se utiliza para medir vibraciones cuya frecuencia sea inferior a unos 2 KHz, porque su frecuencia natural es del orden de los 5 KHz. Para su utilización, todo el conjunto se fija al equipo al que se le van a medir las vibraciones. Cuando la masa sísmica aumenta o disminuye la presión sobre el cristal piezoeléctrico, éste genera un voltaje alterno cuya amplitud es proporcional a las aceleraciones de las vibraciones; y cuya frecuencia es igual a la de dichas vibraciones.

CAPITULO III

ANÁLISIS DE VIBRACIONES DEL AVIÓN NO TRIPULADO RPV

3.2. EL AVIÓN NO TRIPULADO (RPV).

La tendencia de la aviación mundial es la no tripulada, es así que en las últimas guerras que se han desarrollado en diferentes partes del mundo, las operaciones con aeronaves no tripuladas se incrementaron ostensiblemente, de ahí que el desarrollo y la innovación de tecnología no se hayan detenido. Actualmente, la aviación no tripulada ha ejecutado misiones civiles y militares de toda índole, abarcando casi toda la gama que antes había sido propiedad exclusiva de la aviación tripulada.

Algunos modelos RPV o mejor conocidos como UAVs están propulsados por motores diesel de bajo consumo y fácil reparación o están fabricados en un gran porcentaje a partir de productos disponibles en el mercado comercial lo que reduce aún más el coste final unitario de estos vehículos no tripulados. Y por último, y puede que sea la ventaja más importante, permiten vigilar zonas sin necesidad de exponer a las tripulaciones, o a vehículos más caros, a situaciones peligrosas

En otros países se ha determinado que en proyectos de este tipo, ha ocurrido que luego de un largo período de tiempo y de haber invertido millones de dólares, han llegado a la conclusión de que los resultados de dichos proyectos no son los esperados y se los ha finiquitado.

Los UAVs son realizadores significantes de la Fuerza. Cuando por primera vez se introdujo, los UAVs fueron referidos como vehículos remotamente pilotados (RPVs). Con el desarrollo tecnológico el nombre se ha variado para UAV, término que será usado a todo lo largo de esta publicación.

El UAV de corto alcance (SR-UAV) soporta a “divisiones y escuadrones”, incluyendo a batallones y brigadas, responsabilizándose por la necesidad de informar acerca de actividades enemigas dentro de un rango de 150 kilómetros o más allá de la línea de vista de las propias tropas o barcos avanzados (en operaciones navales). Los sistemas UAV en esta categoría son más robustos y sofisticados, llevan una variedad de cargas útiles, pueden constar de más que un vehículo en el aire y realizar más tipos de misiones que los sistemas CR-UAV.

La categoría Combate (UCAV) podrá realizar misiones de destrucción de blancos. La tecnología permitirá sistemas de armas inteligentes, vuelos virtuales y UCAV de bajo costo. Su alcance podrá variar de acuerdo a las categorías indicadas anteriormente en función de los objetivos y la magnitud de daño deseado. El futuro no esta en contar con armas de gran destrucción sino en la precisión de éstas.



Figura 3.1. (Avión no tripulado RPV)

Dentro de las misiones que pueden cumplir los RPV's, tanto en el campo civil y militar se pueden anotar las siguientes:

MISIONES CIVILES:

- Control Forestal
- Control de carreteras
- Control de puertos marítimos
- Fotografía aérea
- Vigilancia SOTE, OCP
- Otras

MISIONES MILITARES:

- Reconocimiento
- Búsqueda
- Relay de comunicaciones
- Contra – guerrilla
- Contra – Narcotráfico
- Otras

3.1.1. GENERALIDADES, CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS, PARTES CONSTITUTIVAS, MISIONES.

La misión primaria de unidades UAV es cumplir las órdenes del gran comando como un sistema táctico RSTA, proveyéndole al Comandante la capacidad de recoger datos cerca del tiempo real de la fuerza enemiga como su composición y estado de reacción.

El comandante de la fuerza tiene autoridad completa para asignar misiones a los UAVs y dirigir operaciones en apoyo de la Fuerzas Armadas o una de las fuerzas. Cuando son dadas en forma apropiada las unidades UAV serán capaces de dar soporte total al Comandante u otros componentes de la Fuerza, durante operaciones de tierra, aire y mar en el día y en la noche.

Los UAVs discutidos en esta doctrina no son letales, las misiones de este tipo pueden incluirse y no limitarse.

GENERALIDADES

Dentro de la constitución del avión no tripulado RPV se tiene diferentes partes que lo conforman como son:

ARMADO Y DESARMADO DE LA AERONAVE RPV COTOPAXI

PARTES CONSTITUTIVAS DE LA AERONAVE:

1. Fuselaje
2. Alas Izquierda y derecha
3. Semifuselaje
4. Estabilizador Horizontal
5. Estabilizador Vertical
6. Motor
7. Hélice
8. Tanques de Combustible (Tres)
9. Tren de aterrizaje de nariz
10. Tren de aterrizaje principal
11. Caja de Baterías
12. Baterías
13. Sistema de cañerías de combustible
14. Carenados
15. Tapas
16. Paracaídas
17. Tapa paracaídas
18. Servos
19. Aviónica
20. Antenas de transmisión de video y datos

21. Antena de recepción
22. Tapizado
23. Llantas
24. Castillo Motor
25. Castillo tren de nariz
26. Filtro de combustible
27. Alternador
28. Servos de Potencia
29. Contrapesos
30. Combustible
31. Baterías arrancador
32. Arrancador
33. Sistema Peso y Balance
34. Sistema Admisión y filtro

CAMPO DE APLICACIÓN

Este reporte contiene la información técnica-operativa de la aeronave COTOPAXI, relacionada con las características del sistema Motor-Propulsor y sus subsistemas.

3.2. EL AVIÓN NO TRIPULADO (RPV - FAE 101)

Las mejoras futuras ofrecen crecimiento de área de operación. El UAV también provee a unidades como apoyo de fuego con la habilidad de permitir apuntar y ajustar las armas significativamente a distancias mayores y con reducción de riesgo, semejante a un observador avanzado (FO) y observador aéreo avanzado (FAC).

El UAV provee información del blanco en tiempo real y con capacidad de designación de armas, lo cual puede reducir el riesgo para aeronaves

tripuladas. Las tareas de los UAV pueden ser organizadas y las categorías pueden ser seleccionadas para lograr flexibilidad máxima y el éxito de la misión.

Las asignaciones presentes giran alrededor de la habilidad de UAV para realizar a RSTA y BDA.

3.2.1. CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS

- Wing span 4.4 m
- Velocidad. de Crucero 90 Kts
- Carga 60lbs (26 hp)
100 lbs (38 hp)
- Techo 15000 pies
- V stall 35 Kts
- Despegue 300 pies
- Aterrizaje 350 pies
- Transmisión de video
- Cámara flir
- Pod ge
- Relay comunicaciones
- Sar
- Radar sar, etc

OPERACIÓN

- rpv 150 Kms a la redonda
- Tiempo de vuelo
 - 5 hrs. 60 lbs 26 hp (15000 pies)
 - 7 hrs. 100 lbs 38 hp (15000 pies)

- Alcance: 60 Millas

3.2.2. HISTORIAL DE OPERACIONES O MISIONES REALIZADAS

Las pruebas realizadas en el avión no tripulado han sido varias ya que para tener la capacidad que ahora tiene se ha tenido que pasar por diferentes configuraciones, no se puede especificar todo el historial de pruebas ya que este proyecto esta clasificado como secreto y a continuación se describe en resumen de cómo más o menos se realiza una operación en el avión no tripulado RPV.

SABADO 16 SEPTIEMBRE/00

Desmontaje equipo y armado de carpas

DOMINGO 17 SEPTIEMBRE/00

Armado A/Naranja y A/Amarillo

Mezcla Combustible / Aceite (ABRO) de 25/1

MOTOR 1929-AE

Instalado en la aeronave Naranja con Hélice Halter 2919

Prendido por 10 minutos para probar empuje y calibrar agujas del motor, Ajuste Gap de las Bujías a 0.21 mm.

Seteado de agujas a nivel del mar:

H: 1 1/8

L: 1 5/8

Pruebas de empuje con Hélice Halter 2919:

Relantí: 20 Lbs.

¼ Pot. : 50 Lbs.

½ Pot. : 70 Lbs.

¾ Pot. : 80 Lbs.

Full Pot.: 100 Lbs.

Máximas RPM: 6400

Pruebas de empuje con Hélice Halter 2635:

Relantí: 20 Lbs.

¼ Pot. : 22 Lbs.

½ Pot. : 30 Lbs.

¾ Pot. : 40 Lbs.

Full Pot.: 55 Lbs.

Máximas RPM: 4900

Pruebas de empuje con Hélice Halter 2822:

Relantí: 20 Lbs.

¼ Pot. : 25 Lbs.

½ Pot. : 30 Lbs.

¾ Pot. : 50 Lbs.

Full Pot.: 70 Lbs.

Máximas RPM: 5700

MOTOR 1931-AE

Instalado en la aeronave Azul con Hélice Meggitt 2820

Prendido por 10 minutos para probar empuje y calibrar agujas del motor, ajuste Gap de las Bujías a 0.21 mm.

Seteado de agujas a nivel del mar:

H: 1 1/8

L: 1 5/8

Pruebas de empuje con Hélice Meggitt 2820:

Relantí: 20 Lbs.

¼ Pot. : 40 Lbs.

½ Pot. : 50 Lbs.

¾ Pot. : 70 Lbs.

Full Pot.: 90 Lbs.

Máximas RPM: 6300

Aeronave Azul con problema electrónico. (Levantado el Reportaje)

Carreteo A/Azul para probar tren de nariz con rueda pequeña, prueba S/N, tren tiene buena respuesta.

Pre-vuelo A/Naranja S/N

LUNES 18 SEPTIEMBRE/00

Mezcla Combustible / Aceite (ABRO) 25/1

Pre-vuelo A/Naranja encontrándose que:

Timones no giraban al mismo lado del tren de nariz (Corregido dando la vuelta a los servos)

Vuelo A/Naranja con motor 1929-AE por 60 minutos con apagado del motor y accidente de la aeronave al aterrizar.

Pos-vuelo A/Naranja y comprobación de las siguientes novedades:

Motor fundido por FOD (Daños por Objetos Extraños) y por falta de lubricación (Reparado con cambio de cilindro y pistón del lado derecho)

Hélice golpeada en la punta (Reparada)

Viga de unión Ala derecha rota

Semi-fuselaje doblado

Estabilizador horizontal golpeado

Rudders golpeados

Tren de nariz doblado por impacto

Tren principal tensores expandidos y rotos

Causas:

Motor fundido por falta de lubricación y presencia de FOD, debido a tomas de admisión laterales hacia abajo.

Falta de asentamiento de los motores

Centro de gravedad adelantado, avión con nariz pesada.

Pruebas de porcentajes de mezcla de aceite combustible de 20/1 con aceite ABRO, sin que se humedezca hélice ni tubo de escape.

Adquisición de Aceite Valvoline de 2 T para probar comportamiento en motores, con mezcla de 20/1, pruebas con buenos resultados.

Pre-vuelo A/Azul S/N

Armada A/Azul y A/Verde

Puesta a punto y limpieza de motor accidentado 1929-AE con cambio de piezas y limpieza del motor 1931-AE

MARTES 19 DE SEPTIEMBRE/00

Mezcla Combustible / Aceite (Valvoline) 20/1

Asentamiento motor 1931-AE con hélice Halter 2919 por 35 minutos en intervalos de 10, 15 y 10 minutos respectivamente, con espaciamentos de 10 minutos para enfriamiento del motor en A/Azul.

Temperaturas encontradas en cilindros, no sobrepasaron los 130°C.

Afinamiento y calibración de agujas del motor y bujías.

Asentamiento motor 1929-AE con hélice Halter 1929 por 35 minutos en intervalos de 10, 15 y 10 minutos respectivamente, con espaciamentos de 10 minutos para enfriamiento del motor en A/Verde.

Temperaturas encontradas en cilindros, no sobrepasaron los 130°C

Afinamiento y calibración del motor y bujías.

Pre-vuelo A/Azul S/N

Vuelo A/Azul por 5 minutos y motor prendido por 9 minutos, al aterrizar se dobla tren de nariz y se apaga el motor en bajas RPM.

Pos-vuelo A/Azul con las siguientes novedades:

Tren de nariz doblado (Corregido)

Trimear motor a 3700 RPM en bajas para que no se apague al abajar RPM para aterrizar (Corregido)

Hélice Meggitt picada por FOD (Corregida)

El resto de la aeronave se encuentra S/N

Trimear planos de vuelo (Corregidos)

2do. Vuelo A/Azul por 8 minutos y motor prendido por 12 minutos, al aterrizar se dobla el tren de nariz.

Pos-vuelo A/Azul S/N

Desarmado A/NAranja

MOTOR 1928-AE

Instalado en la aeronave Amarilla con Hélice Meggitt 2820

Prendido por 10 minutos para probar empuje y calibrar agujas del motor, ajuste Gap de las Bujías a 0.21 mm.

Seteado de agujas a nivel del mar:

H: 1 1/8

L: 1 5/8

Pruebas de empuje con Hélice Meggitt 2820:

Relantí:	20 Lbs.
¼ Pot. :	40 Lbs.
½ Pot. :	50 Lbs.
¾ Pot. :	70 Lbs.
Full Pot.:	90 Lbs.
Máximas RPM:	6300

MIÉRCOLES 20 SEPTIEMBRE/00

Pre-vuelo A/Amarillo S/N

Vuelo A/Amarillo por 5 minutos y prendida del motor por 8 minutos, aterrizaje S/N.

Pos-vuelo A/Amarillo con hélice picada por FOD (Daños por Objetos Extraños) (Corregida)

Entrega A/Amarillo a Dpto. Ing. Electrónica para montar equipos RPV

Armado A/FAE 300 S/N

Pre-vuelo A/Amarillo S/N

Vuelo A/Amarillo por 10 minutos y prendida del motor por 15 minutos, aterrizaje con rotura del tren de nariz y nariz aeronave.

Pos-vuelo A/Amarillo con las siguientes novedades:

Hélice Meggitt rota por tren de nariz

Nariz destruida de aeronave

Tren de nariz roto en base

Motor 1928-AE S/N

Escape derecho aeronave roto (Corregido)

Planos de vuelo, estabilizador horizontal S/N

Reparación de la nariz de la aeronave

Cambio de tren de nariz a la A/Amarilla

Cambio de Hélice al motor por otra hélice Meggitt 2820.

Pre-vuelo A/Amarillo S/N (Levantado reportajes)

Puesta a punto del A/FAE 3000

Desarmado A/Azul

Desarmada de la A/Verde

Pre-vuelo A/FAE3000

JUEVES 21 SEPTIEMBRE/00

Pre-vuelo A/Amarillo S/N

Pre-vuelo A/FAE 3000 S/N.

Vuelo A/FAE 3000 por 30 minutos y 30 minutos de prendido del motor, aterrizaje aeronave S/N

Pos-vuelo A/FAE 3000 con las siguientes novedades:

Llanta tren delantero se salió la válvula de seguridad

Hélice con picadura por FOD (Corregida)

El resto de la aeronave S/N.

Desarmado A/FAE 3000

Fuga de combustible en tanque por manguera de medición de novel

Levantado reportaje problema de fuga de combustible con cambio de abrazadera

Revisión de funcionamiento del sistema electrónico RPV de la aeronave

Pre-vuelo de la A/Amarilla S/N

Embalaje del material para el repliegue.

VIERNES 22 SEPTIEMBRE/00

Mezcla Combustible / Aceite relación de 20/1

Pre-vuelo A/Amarilla S/N

Encendida del motor por 10 minutos para el calentamiento

Vuelo de la A/Amarilla por 20 minutos de los cuales 2 minutos y 30 segundos vuela en modo RPV S/N, luego aterriza la aeronave S/N.

Pos-vuelo A/Amarilla S/N

Desarmado y embalaje A/Amarilla S/N

En 30 minutos de funcionamiento del motor a más de la mitad de potencia (70% aproximadamente) se consumió $\frac{1}{2}$ tanque de combustible, sobrando $\frac{1}{4}$ de tanque al aterrizar.

Montaje de los equipos en los vehículos para el repliegue

SABADO 23 SEPTIEMBRE/00

Desembarque del material en la Base S/N

INFORME SOBRE MOTORES Y TANQUES DE COMBUSTIBLE

MOTORES

NOVEDADES:

- ✓ Motor 1929-AE, es el motor que se apago en vuelo en el momento de una aproximación, a causa de falta de lubricación y la presencia de FOD en la pista el momento de decolar, debido a que en fuselaje de la aeronave en donde se encontraba instalado tenía tomas laterales hacia abajo, lo que produjo que el momento de la admisión, el motor aspirara FOD por su cilindro derecho, causado por el giro de la hélice en el mismo sentido.
- ✓ Motor 1928-AE, es el motor que más tiempo tiene funcionando, no presento ninguna novedad operativa, se tomaron las medidas preventivas necesarias, colocándole un sistema de admisión con filtro provisional.
- ✓ Motor 1931-AE, este motor no tubo problemas para operar, se tomo las medidas preventivas colocándole un sistema de admisión con filtro provisional.
- ✓ Se tuvo problemas con la cruceta del arrancador, teniendo que fijar de mejor manera el pin para poder arrancar los motores.
- ✓ Se tuvo problemas con el ahogamiento de los motores ya que tocaba desarmar el sistema de admisión para poder ahogarlos.
- ✓ Se debe tener muy en cuenta el tipo de mezcla a realizar y su porcentaje.
- ✓ Las hélices se picaban por presencia de FOD el momento de aterrizar y de decolar.
- ✓ El tren de nariz no soportaba la carga a la que ere sometido por lo que se doblaba en cada aterrizaje e inclusive en un caso se rompió en su base soldada, causando que se destruya la nariz de una aeronave y que se rompa una hélice Meggitt.
- ✓ 2 Hélices Meggitt destruidas, 1 por reparar, 2 hélices Halter reparadas y 8 S/N

TANQUES DE COMBUSTIBLE:

Los tanques de combustible trabajaron adecuadamente, debiéndose tomar en cuenta su estanqueidad y el sellamiento de sus cañerías.

REPORTAJES:

- ✓ Los reportajes producidos en los motores fueron solucionados a tiempo, haciendo uso de las herramientas y repuestos que fueron llevados para el despliegue, como fue el caso del motor 1929-AE al que se le cambio de pistón y cilindro derecho por haberse reportado los que estaban puestos originalmente a causa de un mal mantenimiento de los mismos y presencia de FOD (Daños por Objetos Extraños).
- ✓ Las hélices presentaron picaduras al momento del decolaje y aterrizaje, debido a que las llantas del tren principal arrojaban piedras hacia atrás, las que chocaban con las hélices y las lastimaban, reportajes que fueron solucionados sobre la marcha.
- ✓ Los motores antes de ser calibrados, no funcionaban adecuadamente, ya que tenían intermitencias de operación en altas y bajas RPM, reportaje que fue solucionado regulando los motores y sus bujías de acuerdo a lo que indica el manual de operación del motor.

A continuación se va a establecer cuales han sido los problemas principales que ha tenido el avión no tripulado RPV:

SISTEMA	PROBLEMA	CAUSAS	SOLUCIONES
Motor	El motor tiene altas revoluciones y por consiguiente vibraciones	Vibraciones	Colocar un sistema de amortiguamiento
Estructura Avión	Las partes de los servos y dispositivos electrónicos.	Vibraciones	Colocar un sistema de amortiguamiento
Tren de Nariz	Rotura del tren de nariz	Aterrizaje	Procedimientos de aterrizaje adecuados
Hélice de motor	Rotura de la hélice	Aterrizaje	Procedimientos de aterrizaje adecuados para que no produzca que roce y tope a tierra la hélice.
Motores	Calibración	Tiempo	Se debe calibrar con anticipación los motores para que se encuentren a punto y operativos.

Tabla 3.1. Fallas Producidas

3.2.3. PRUEBAS REALIZADAS, FALLAS PRODUCIDAS.

El Avión no Tripulado RPV tiene condiciones ya establecidas como son la performance y aerodinámica con el cual ha venido trabajando y se han producido pequeñas fallas, puesto que no se tiene estudios sobre vibraciones, ya que es el principal problema por el cual es atacada la aeronave.

En las fallas producidas se encuentran diferentes problemas que han ido incrementando con su desarrollo, la falla más importante que se podría citar es la siguiente:

En el mes de marzo del año 2004 se procedió a realizar el despliegue a la ciudad de Salinas para probar los aviones no tripulados, cuando se realizaban las pruebas del mismo, al cumplir la misión establecida con los parámetros conocidos, se procedió a realizar los procedimientos para el aterrizaje, en el cual se produjo una falla en el servo que controla el flap derecho, por consiguiente el desacople y separación del lugar en el que se encontraba dando los siguientes resultados:

Para el aterrizaje Flap Derecho abajo y Flap Izquierdo abajo aterrizaje normal (FIGURA 3.2).

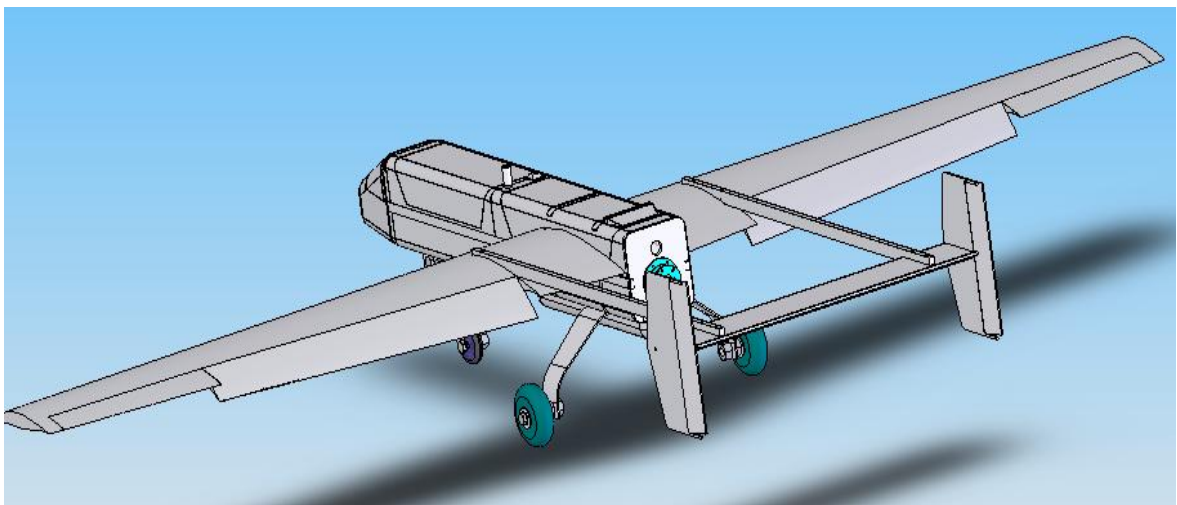


Figura 3.2. Aterrizaje Normal Flap Derecho e Izquierdo ABAJO

Produjo el accidente Flap Derecho arriba y Flap izquierdo abajo provocó cambio de dirección y vuelta en el aire, por consiguiente el siniestro. (FIGURA 3.3).

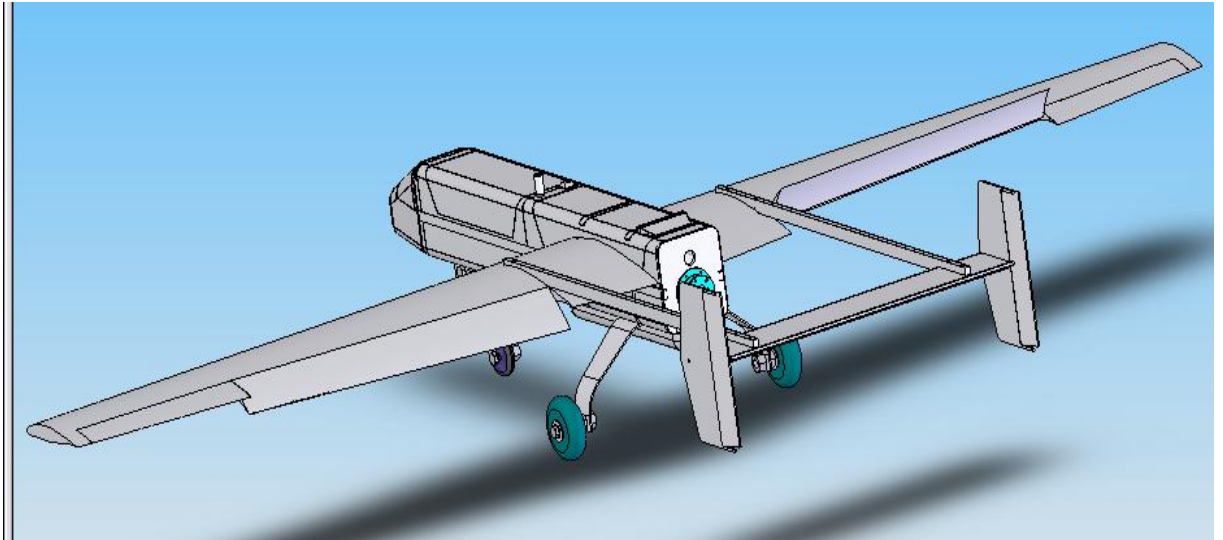


Figura 3.3. Accidente en el Aterrizaje Flap Derecho ARRIBA y Flap Izquierdo ABAJO

Por estas razones es lo que se produjo el cambio de dirección y por consiguiente el accidente indicado. Se llegó a establecer que el accidente fue producido por la vibración en el servo del ala derecha, puesto que este se lo encontró desconectado por la parte que une al mismo, y a su vez este sería la principal causa de este determinado incidente.

Luego del accidente se tomó las medidas de precaución y se llegó a la determinación de realizar el análisis de vibraciones el cual se encuentra en ejecución, esperando que los datos sean la técnica para atacar el problema y más que nada den soluciones instalando un sistema de amortiguamiento necesario, y a su vez satisfagan las necesidades presentadas.

3.3. SIMULACIÓN DEL AVIÓN NO TRIPULADO (RPV)

El avión no tripulado RPV su diseño estructural se ha realizado en el programa SOLIDWORKS 2004 y la simulación del mismo en el software COSMOS para de esta forma poder obtener las frecuencias que se dan en el avión no tripulado y así poder comparar con los resultados obtenidos en la práctica con el sistema de adquisición de datos de vibraciones.

3.3.1. SISTEMAS MECÁNICOS PARA EL ANÁLISIS VIBRACIONAL

En el estudio de alternativas se tienen diferentes razones por las cuales se tienen que tomar decisiones acerca del sistema de amortiguamiento que se utilizará en el avión no tripulado como las que se detallan a continuación:

- Peso del avión.
- Aerodinámica del avión
- Capacidad de carga del avión
- Diseño del sistema de amortiguamiento.

Las partes que producen fuertes vibraciones en el Avión no Tripulado RPV son los sistemas que se describen a continuación:

- Motor.
- Estructura del avión

El Motor es una gran fuente de vibración, puesto que por las altas revoluciones que maneja (3600 rpm), afecta a la parte de la estructura del avión y por consiguiente a las partes que lo conforman como son (servos y dispositivos electrónicos).

Dentro de las razones que se han enumerado anteriormente se tiene que tomar en cuenta que para realizar el diseño de un sistema de amortiguamiento, la mejor solución es instalarla en la parte que une al motor con la pared de fuego, porque de acuerdo a los problemas que ha dado el mismo con las altas revoluciones permite a este sistema no transmitir a la estructura del avión las vibraciones producidas, para de esta forma no tener

que alterar su performance y aerodinámica con la que cuenta actualmente la aeronave.

El sistema de amortiguamiento se lo colocaría entre el castillo del motor que es la parte más importante, puesto que este sostiene al motor y lo une a la pared de fuego, ya que este recibe todas las vibraciones emitidas por el motor y trasladada al avión en su totalidad.

Entonces tomando en cuenta todos estos aspectos y con los resultados obtenidos en las pruebas y las comparaciones detalladas se puede proceder a realizar un sistema de amortiguamiento que reduzca las vibraciones en el mismo.

3.3.2. ESTUDIO DE NORMAS Y CRITERIOS DE EVALUACIÓN

Para el estudio de normas y criterios de evaluación que son aplicables al estudio de vibraciones para lo cual permite conocer como se encuentran comportándose estas en el avión no tripulado.

Se tienen diferentes normas que son aplicadas para el análisis de vibraciones, pero sirven estas para el análisis de equipos más grandes que igual se comportan de formas parecidas a las vibraciones en el avión no tripulado ya que la principal fuente es el motor y esta es la generadora de movimiento ¹.

La información de que la fuente principal generadora de vibraciones es el motor se la obtuvo del Manual de Mantenimiento del Avión RPV. Esta información se encuentra escrita y a su vez evaluada, por motivos establecidos que para toda aeronave se remita el respectivo manual de procedimientos y mantenimiento.

Dentro de las normas y criterios de evaluación que se han tomado en cuenta para el presente análisis se encuentran las siguientes como son:

- NORMA ISO 1940 de tolerancias de desbalanceo permisible.

- NORMA VDI 2056

Las normas que van a ser utilizadas para el análisis de vibraciones tanto para el motor como para la parte estructural en conjunto, ya que permite garantizar si se encuentran dentro de los parámetros permisibles.

NORMA ISO 1940 DE TOLERANCIAS DE DESBALANCEO PERMISIBLE

Partiendo del hecho que no es posible lograr un balanceo perfecto, se han determinado normas de tolerancia de desbalanceo permisible suscritas por la ISO 1940. Las tolerancias dependen del tipo de equipo, la velocidad de operación y el peso del rotor. Se calculan de la siguiente manera:

$$TB(\text{onz} - p\lg) = \frac{0.381 * G * \text{Peso}}{\omega} \quad (3.1)$$

G = es el grado de calidad que depende del tipo de equipo y ya se encuentra determinado.

¹ Manual de Mantenimiento Avión RPV (CID-FAE)

Se puede concluir que para un mismo requerimiento (por ejemplo ventiladores G = 6.3) mientras mayor sea la velocidad y menor el peso, menor es la exigencia de la tolerancia de desbalanceo permisible.

Observación:

A mayor velocidad y menor peso, menor es la tolerancia requerida.

NORMA VDI 2056

Dentro de la Norma VDI 2056 se establecen cuatros grupos en los cuales se establecen los parámetros de mediciones que están establecidos de la siguiente manera:

GRUPO K:

Las máquinas pequeñas, los motores eléctricos < 15 Kw.

GRUPO M:

Las máquinas medianas, los motores eléctricos de 15 a 75 Kw.

GRUPO G:

Las máquinas grandes, en las fundiciones rígidas, sin componentes que tienen el movimiento de reciprocidad.

GRUPO T:

Las máquinas grandes, en las fundiciones ligeras, con un frecuencia baja de sus propias vibraciones, sin componentes que tienen el movimiento de reciprocidad, las turbinas, los alternadores, los compresores.

Para ver los cuadros se encuentran en el (anexo F).

3.3.3. MODELADO DE AVIÓN NO TRIPULADO EN UN SISTEMA CAD.

EL modelado del avión no tripulado se lo realizo en el software Solid Works (FIGURA 3.5) en el Centro de Investigación y Desarrollo (CID-FAE), para lo cual se anexa los planos de la respectiva aeronave.

Para la utilización de los programas señalados se procede a escribir las herramientas que utiliza este programa:

3.3.3.1. Introducción al SolidWorks

El modelo de SolidWorks consiste en:

- Piezas
- Ensamblajes
- Dibujos

Una pieza es un objeto 3D individual formado por operaciones. Una pieza puede transformarse en un componente de un ensamblaje y puede

representarse en 2D en un dibujo. Entre los ejemplos de piezas se encuentran los pernos, las espigas, las chapas, etc. La extensión de un nombre de archivo de pieza de SolidWorks es .SLDPRT.

Las operaciones son las formas y las funciones que construyen la pieza. La operación base es la primera operación creada. Constituye la infraestructura de la pieza.

Un ensamblaje es un documento en el que las piezas, las operaciones y otros ensamblajes (subensamblajes) se encuentran agrupados en una relación de posición. Las piezas y los subensamblajes existen en documentos independientes del ensamblaje.

Por ejemplo, en un ensamblaje, un pistón puede agruparse con otras piezas, como una varilla o un cilindro de conexión. Este nuevo ensamblaje puede utilizarse entonces como un subensamblaje en el ensamblaje de un motor. La extensión de un nombre de archivo de ensamblaje de SolidWorks es .SLDASM.

Un dibujo es una representación 2D de una pieza o un ensamblaje 3D. La extensión de un nombre de archivo de dibujo de SolidWorks es .SLDDRW.

Perspectiva general de la ventana de SolidWorks

- Aparece un origen de croquis en el centro de la zona de gráficos.
- Aparecen las barras de herramientas Relaciones de croquis y Herramientas de croquizar.
- Aparece la inscripción “Editando croquis” en la barra de estado que se encuentra en la parte inferior de la pantalla.
- Aparece Sketch1 (Croquis 1) en el gestor de diseño del FeatureManager™.

- La barra de estado muestra la posición del cursor o de la herramienta de croquizar en relación con el origen del croquis.

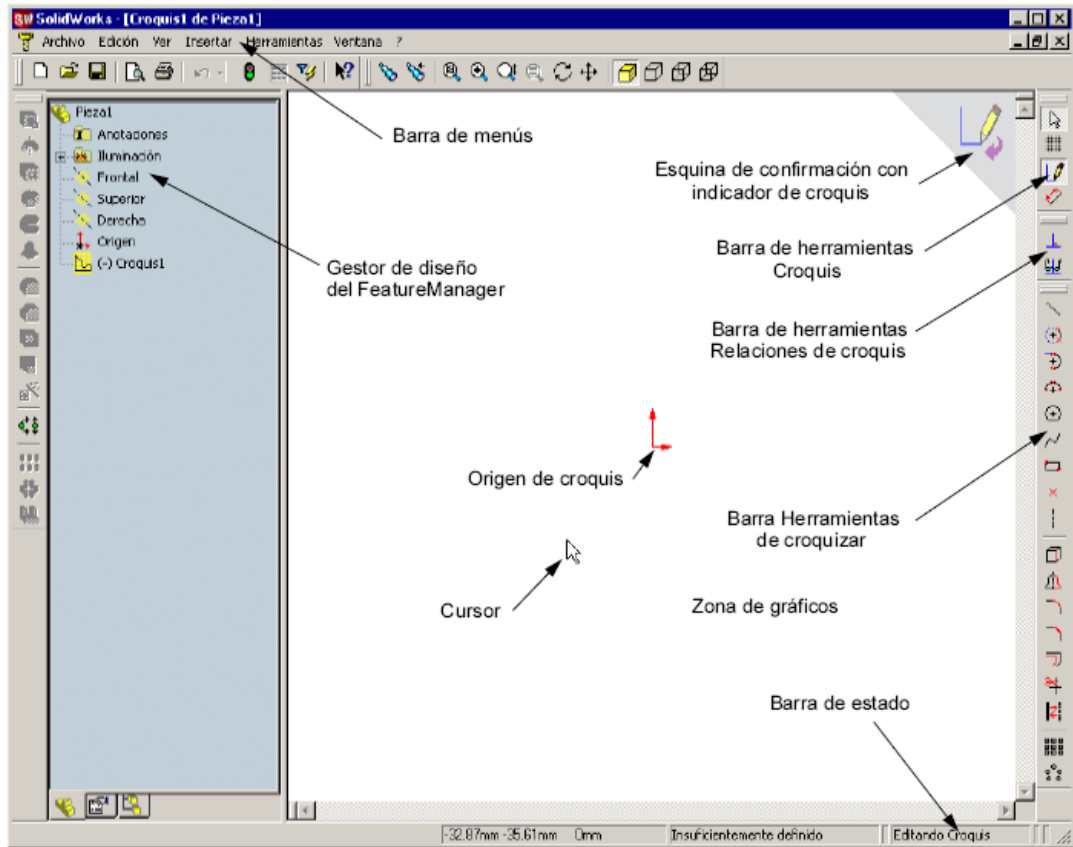


Figura 3.4. Herramientas del SolidWorks

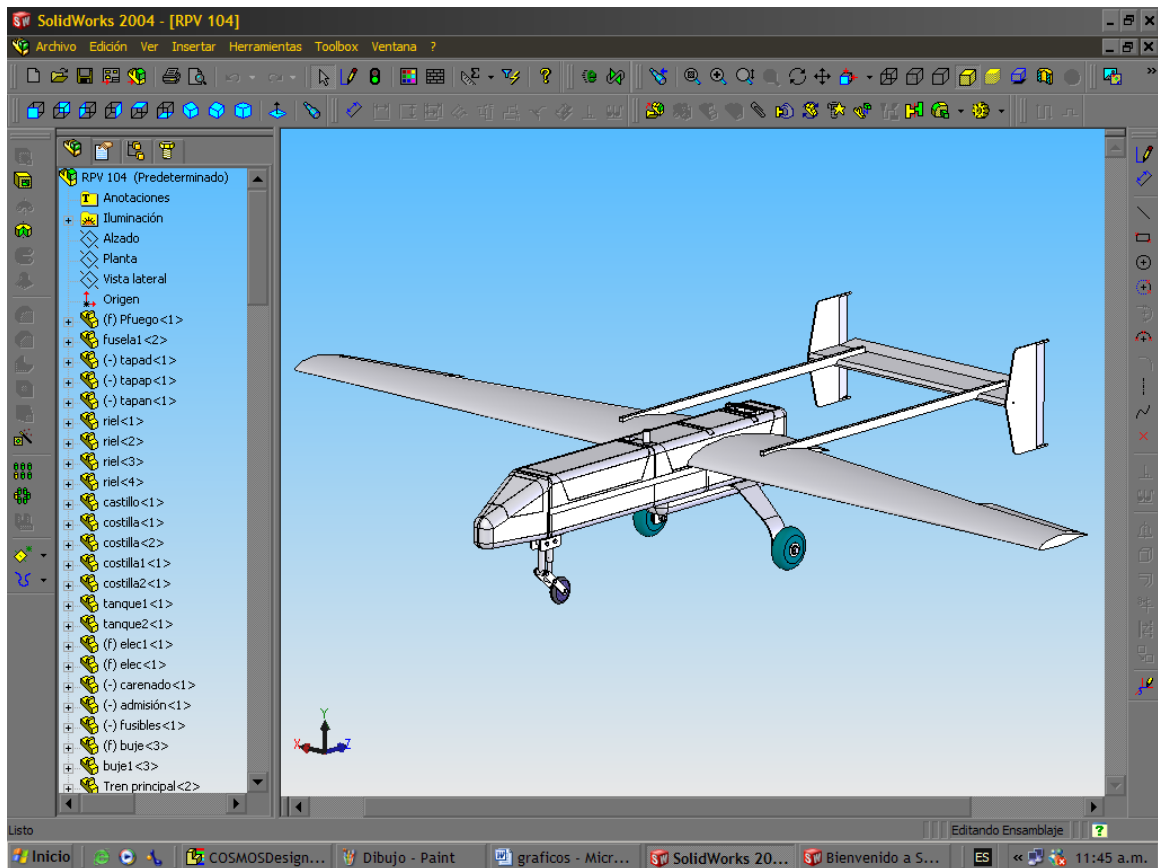


Figura 3.5. Modelado del avión no tripulado en Solid Works

El modelado del avión no tripulado RPV se realizó con dimensiones reales, para que de esta forma los resultados obtenidos en el programa COSMOS sean precisos y así poder comparar con los datos de frecuencia obtenidos en el programa de adquisición de datos.

3.3.4. ANÁLISIS DE VIBRACIONES DEL AVIÓN NO TRIPULADO EN EL PROGRAMA COSMOS DesignStar.

Para el análisis del avión no tripulado RPV en el software COSMOS se lo realiza con el estudio de frecuencia, para poder obtener datos de frecuencias en los puntos más críticos y compararlos con los datos obtenidos en el sistema de adquisición de datos (FIGURA 3.7).

3.3.4.1. Introducción al Cosmos Design Star

El modelo de Cosmos Design Star consiste en:

- Análisis Estático
- Análisis de Frecuencias
- Trabajar con Sistemas CAD (Autocad, SolidWorks).

Al realizar una pieza en 3D el software COSMOS permite exportar el dibujo directamente grabando con una extensión que es .SLDDRW, mientras que desde el Autocad se tiene que grabar con la extensión .SAT.

Por ejemplo luego de haber exportado el dibujo en 3D se procede a realizar el análisis ya sea este estático o de frecuencias según el caso y permite obtener los puntos de esfuerzos permisibles más altos y bajos que serán los definitivos, para el diseño final.

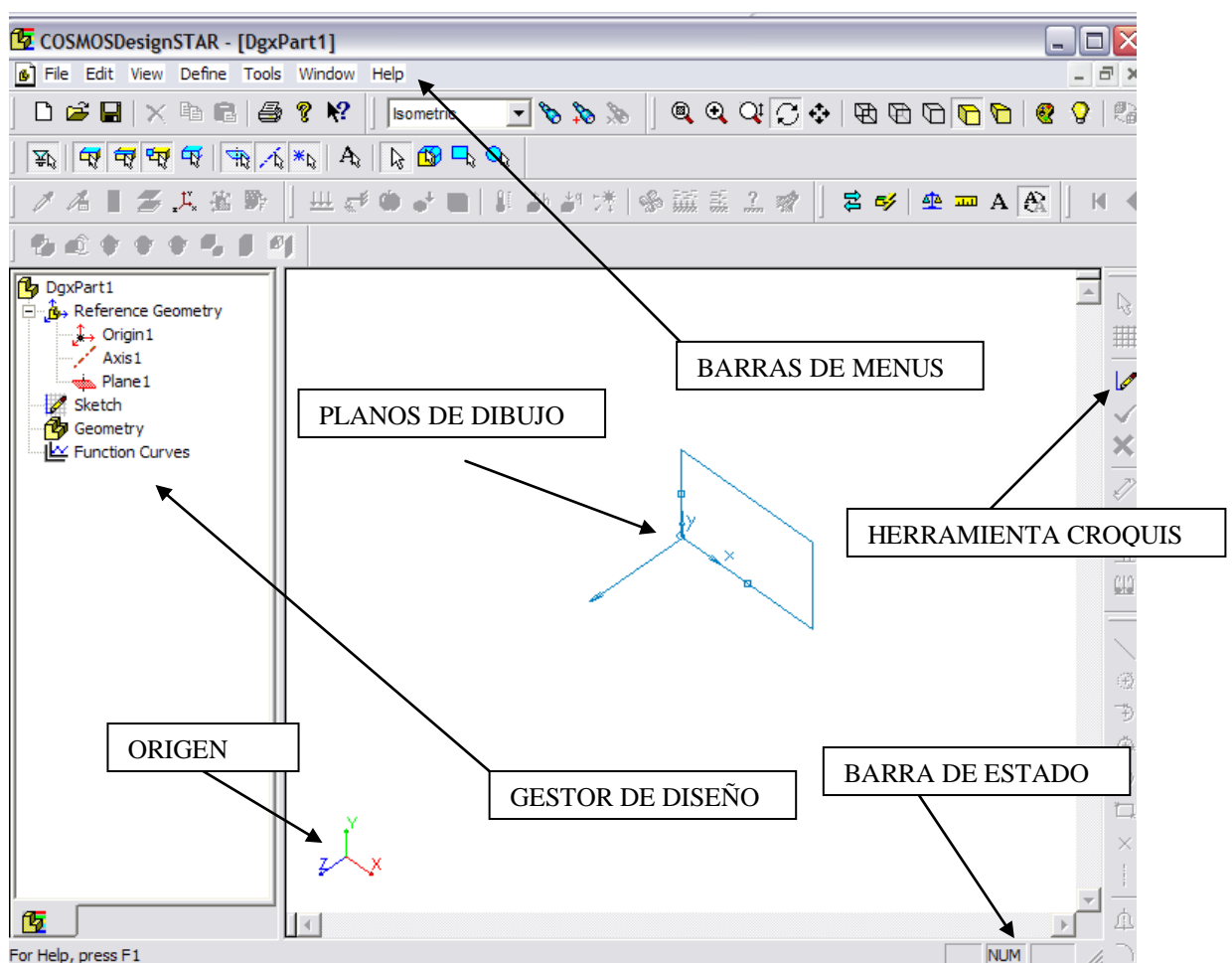


Figura 3.6. Herramientas del COSMOS Design Star

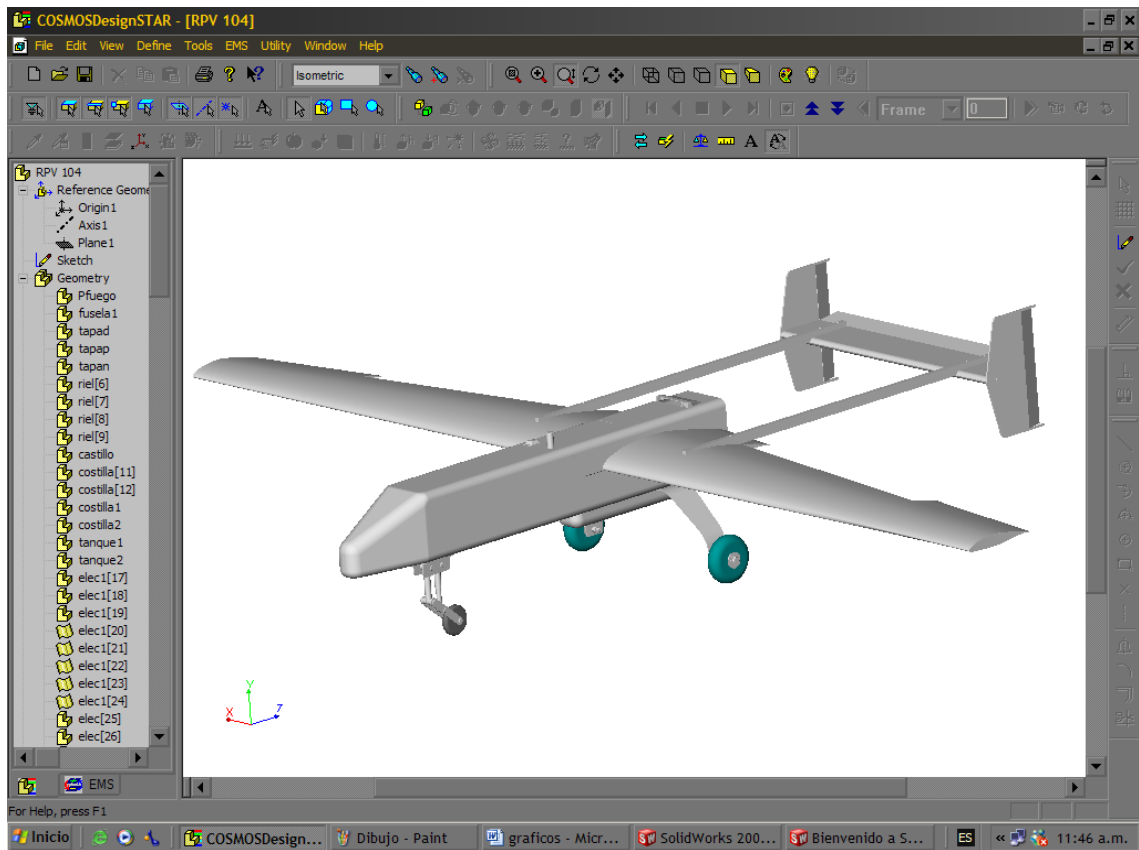


Figura 3.7. Avión no tripulado en Cosmos

El estudio realizado en el programa COSMOS se tiene que tomar en cuenta los materiales utilizados para simular el avión no tripulado, la mayor parte del avión se encuentra construido con materiales compuestos y la constitución de las vigas, costillas de las alas y elevadores son de aluminio, así como también la parte del tren principal y el de nariz.

Los materiales se encuentran establecidos en el Manual de Mantenimiento del Avión no tripulado RPV, el cual ya tiene dados sus parámetros de diseño y colocación de los mismos.²

A continuación se detalla la lista de materiales compuestos con los que se encuentra conformadas las partes del Avión no Tripulado RPV, que son fundamentalmente parte de la composición de la estructura y alas de la aeronave respectivamente (Tabla 3.2).

² Manual de Mantenimiento Avión RPV (CID-FAE)

MATERIALES COMPUESTOS		
No.	Material	Utilización
1	Foam	Conformado de alas y fuselaje
2	Foam Líquido	Utilización en partes de conformado en las alas
3	Resina	Líquido para pegar las partes del foam
4	Viniléster I (A)	Reforzados con fibras de vidrio
5	Viniléster II (B)	Viniléster de epoxy con bisfenol-A y estireno
6	Isopoliéster I	Resina fenólica reforzada
7	Isopoliéster II	Resina fenólica reforzada
8	Epoxy Amida	Epoxy reforzado con fibras de vidrio (epoxy-poliamida)

Tabla 3.2. Materiales Compuestos

Para iniciar con el análisis se selecciona primeramente el tipo de análisis que se va a realizar, como es el estudio de frecuencias (FIGURA 3.8).

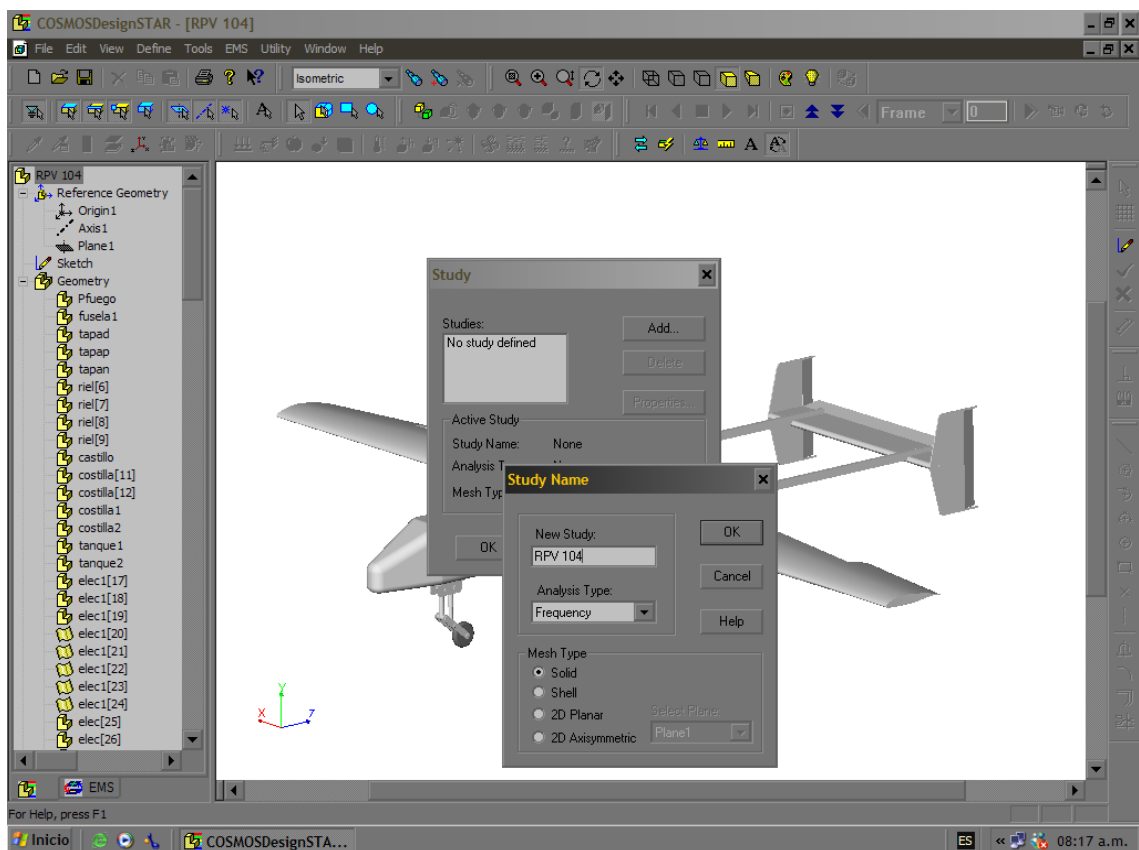


Figura 3.8. Selección del estudio de frecuencias

Una vez seleccionado se procede a escoger el material de las partes que forman el avión no tripulado.

Por ejemplo el material que se escoge en la parte del castillo (Aluminio 2024), que sirve para todo lo que es relacionado en avión tanto militar como en aviación civil (FIGURA 3.9), en donde se encuentra la parte más crítica del avión puesto que este es el que resiste toda la fuerza de empuje del motor sobre el avión y el que transmite las vibraciones al avión no tripulado RPV,

En el Tabla 3.3 se detalla la composición de cada material del Avión No Tripulado RPV, y esta información se extrajo del Manual de Mantenimiento de la Aeronave³.

ANÁLISIS DE MATERIALES RPV		
No.	Nombre de Parte	Material
1	Castillo	Aluminio 2024
2	Ala derecha	Materiales Compuestos
3	Ala izquierda	Materiales Compuestos
4	Tren de nariz	Aluminio 2024
5	Tren principal	Aluminio 2024
6	Semifuselaje	Aluminio 2024
7	Estabilizador Horizontal	Materiales Compuestos
8	Estabilizador Vertical	Materiales Compuestos
9	Alerón	Materiales Compuestos
10	Flaps	Materiales Compuestos
11	Rudder	Materiales Compuestos
12	Fuselaje	Materiales Compuestos
13	Pared de Fuego	Madera
14	Tanques de Combustible	Aluminio 2024

Tabla 3.3. Análisis de Materiales RPV

³ Manual de Mantenimiento Avión RPV (CID-FAE)

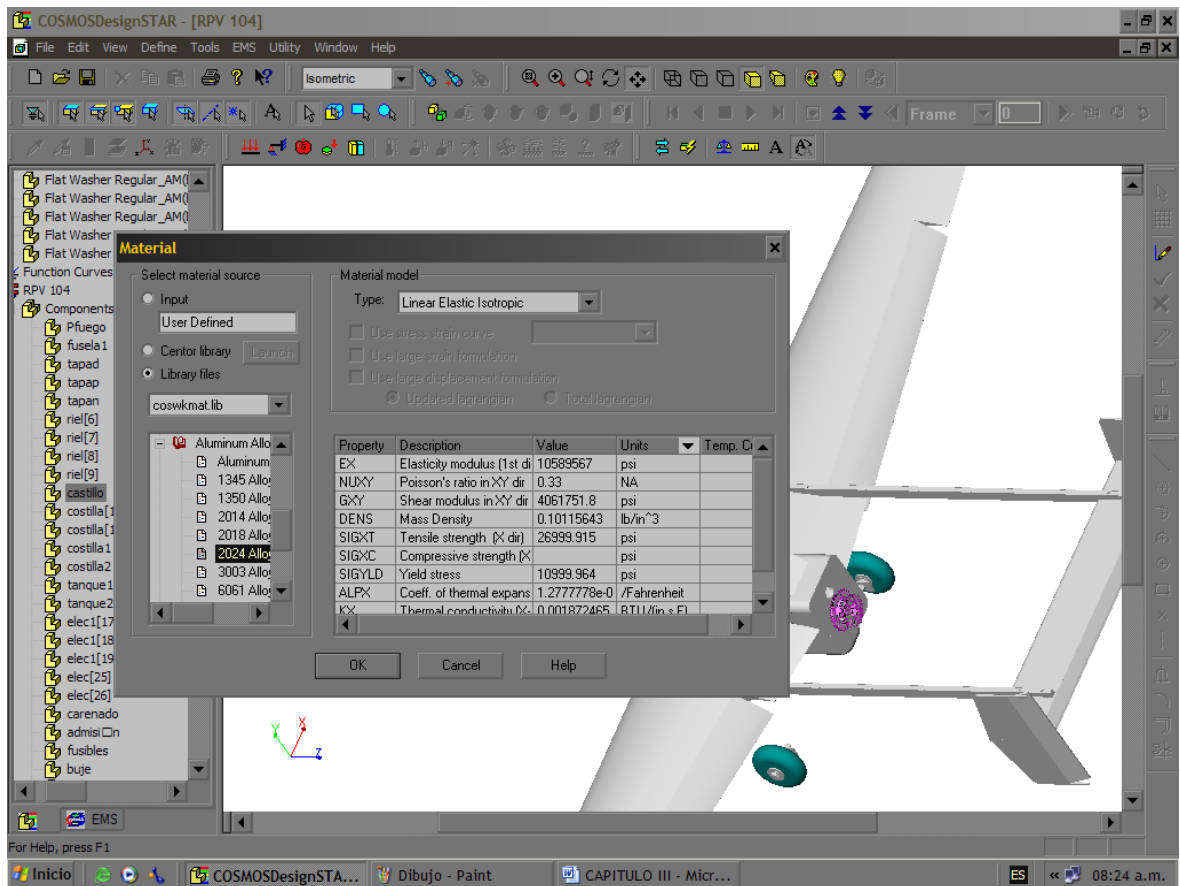


Figura 3.9. Selección del tipo de material del avión

Posteriormente se ubican las cargas como es la fuente de vibración que en nuestro caso sería en donde está ubicado el motor que está sostenido por el castillo y unido a la pared de fuego, que prácticamente son las que sostienen al mismo y transmiten las vibraciones a todo el avión no tripulado RPV, aquí se procede a poner las cargas y se escogen las unidades y el valor de las mismas en este caso el empuje que nos da el motor es de 100 lb., valor que se obtiene del manual de fabricación del motor a plena carga. ⁴ (FIGURA 3.10).

Mientras tanto las partes fijas (restricciones) es todo lo que van a ser las llantas tanto del tren principal como del de nariz.

Como se puede apreciar se ve la dirección de las cargas que van actuar en el avión no tripulado, para de esta forma poder realizar luego el análisis de frecuencia (FIGURA 3.11).

⁴ Manual de Fabricación del Motor Meggitt WAE 342

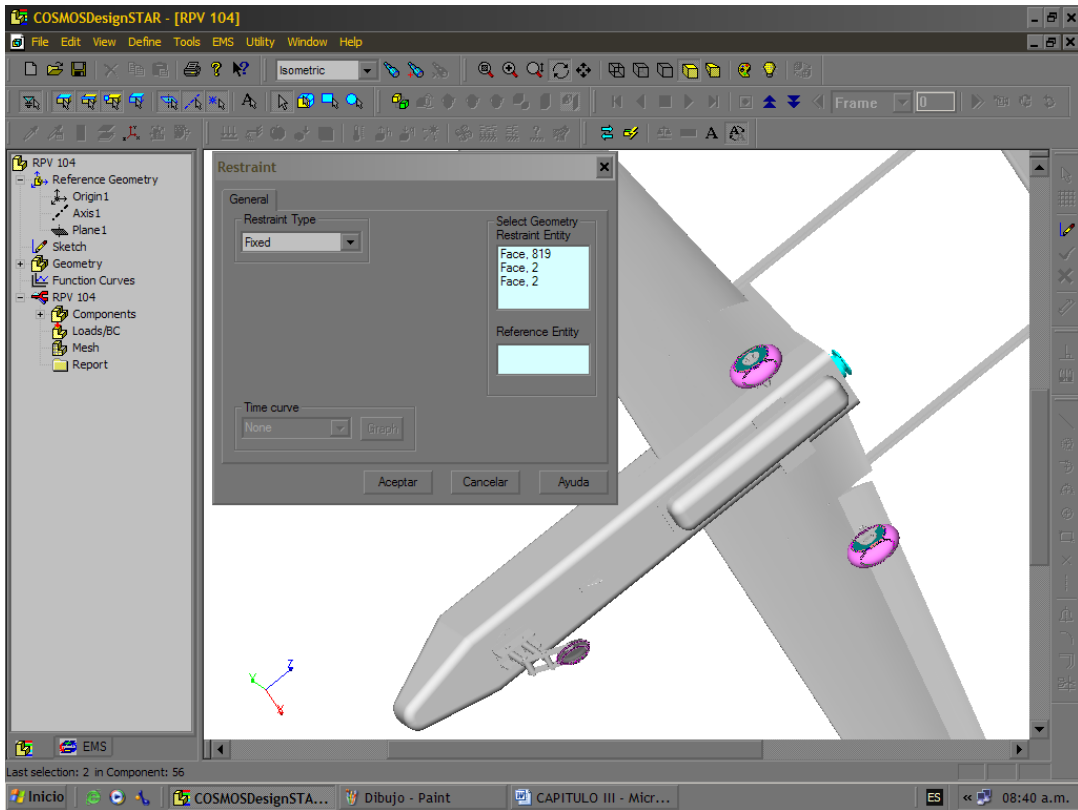


Figura 3.10. Ubicación de puntos fijos (restricciones)

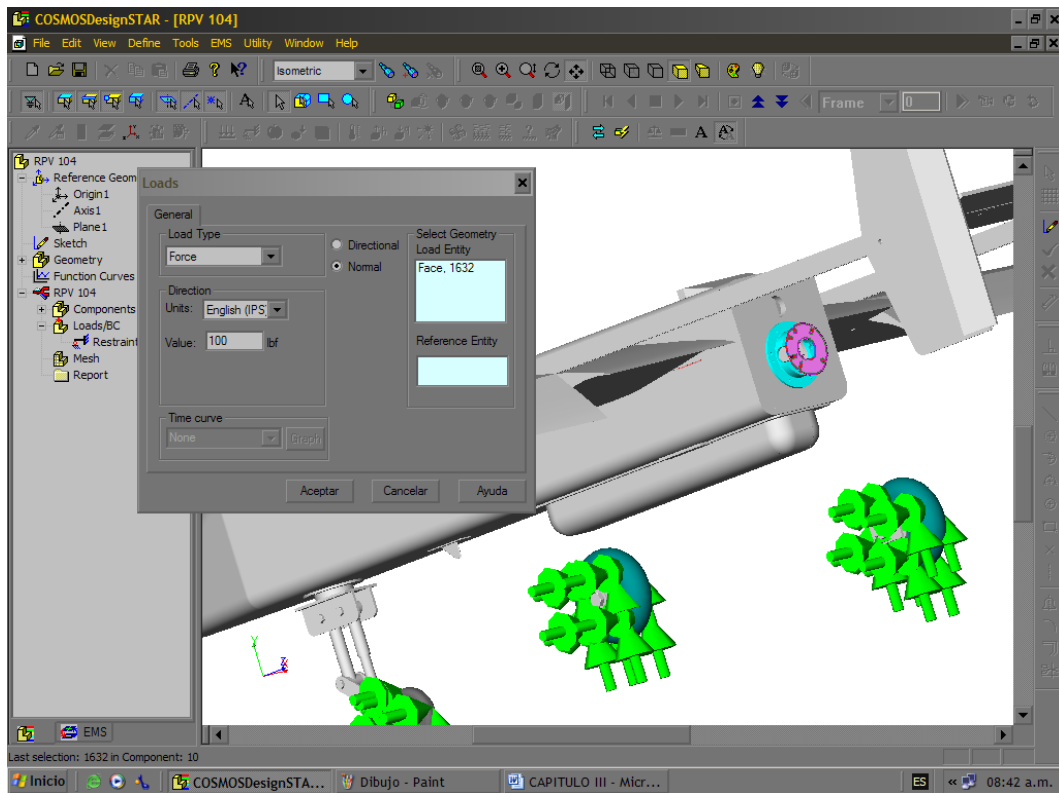


Figura 3.11. Ubicación de cargas en el castillo del motor

Después de haber realizado los pasos anteriores, se procede a la parte del mallado que nos permite comprobar si la estructura dibujada se encuentra bien realizada y nos da a escoger entre una mallado fino, intermedio y grueso, que es para realizar la solución posterior del problema, el mallado es una matriz que nos permite escoger entre cuantos puntos vamos a resolver el sistema (FIGURA 3.12).

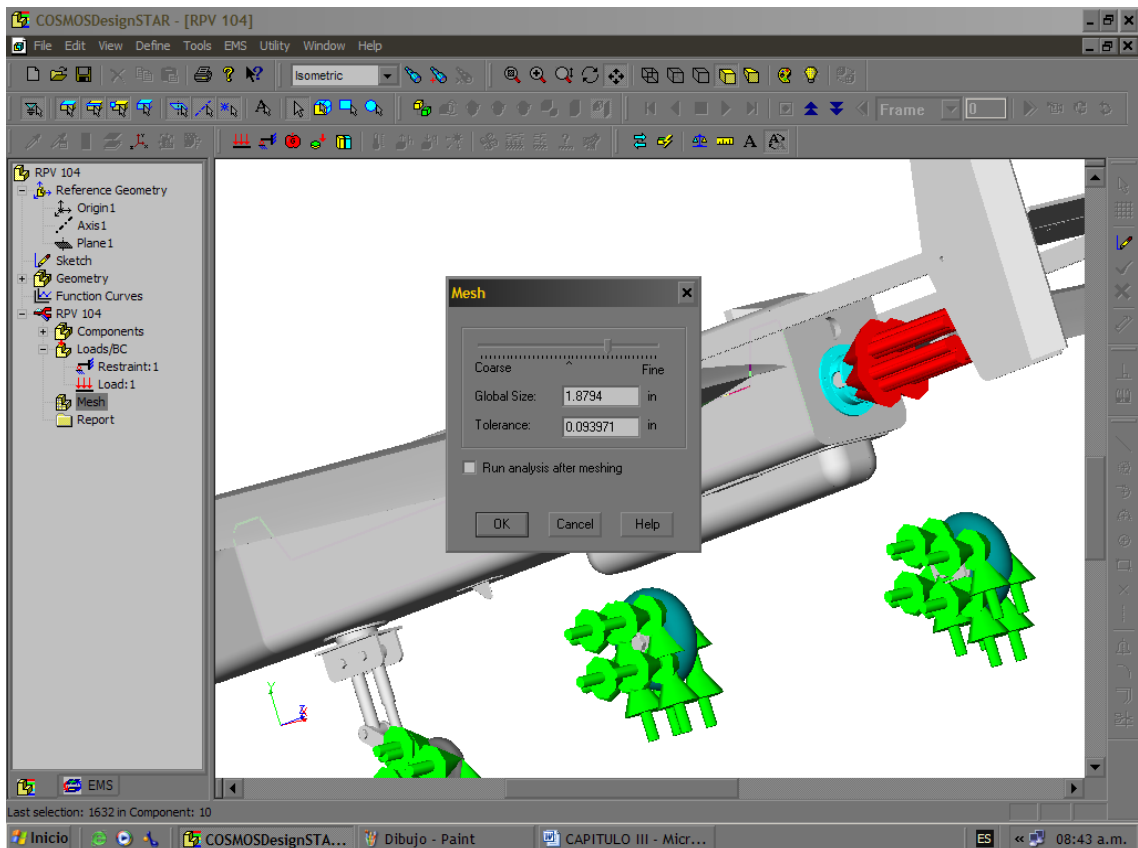


Figura 3.12. Creación de la malla (mesh)

Luego de finalizado el mallado se hace correr el programa con la opción RUN, este es el paso final que nos permite encontrar tanto las soluciones del problema presentado y a su vez nos da las frecuencias que nosotros obtenemos, para de está forma poder comparar con el sistema de adquisición de datos (FIGURA 3.13), y posterior se hace la presentación de los datos y resultados (FIGURA 3.14).

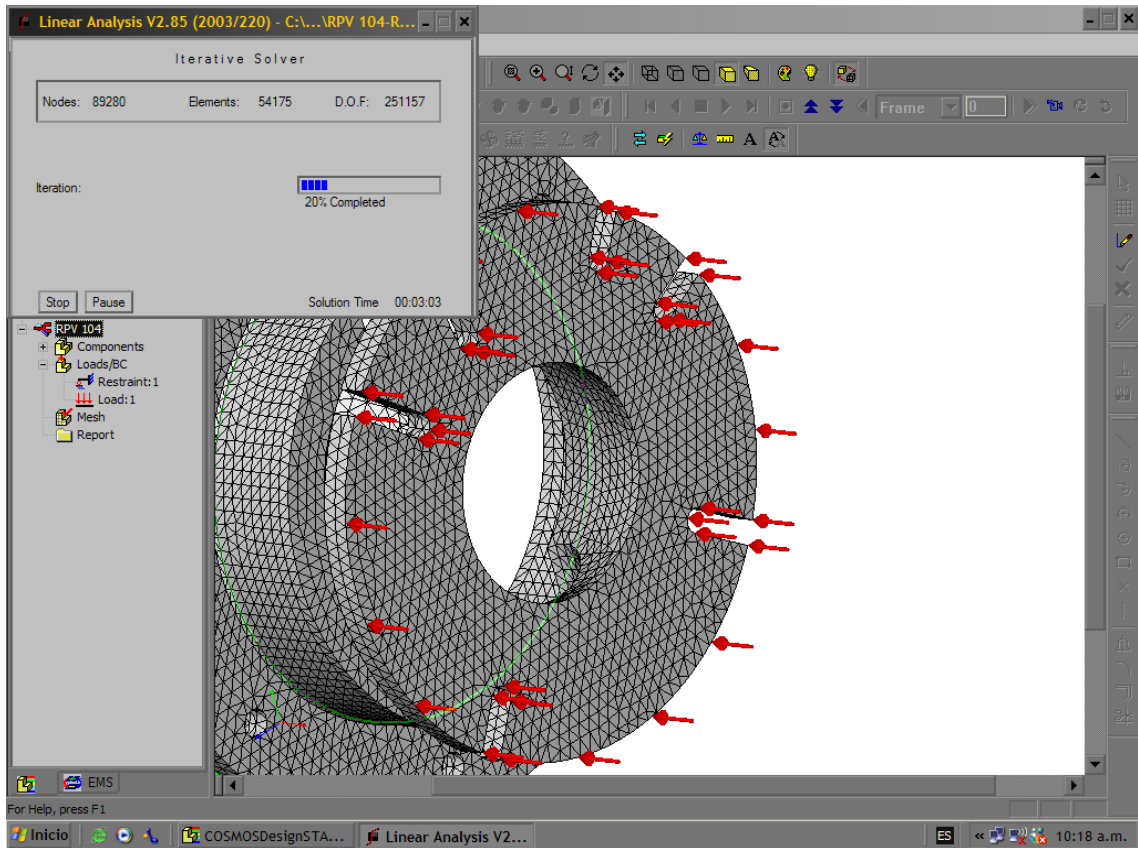


Figura 3.13. Corrida del programa en COSMOS

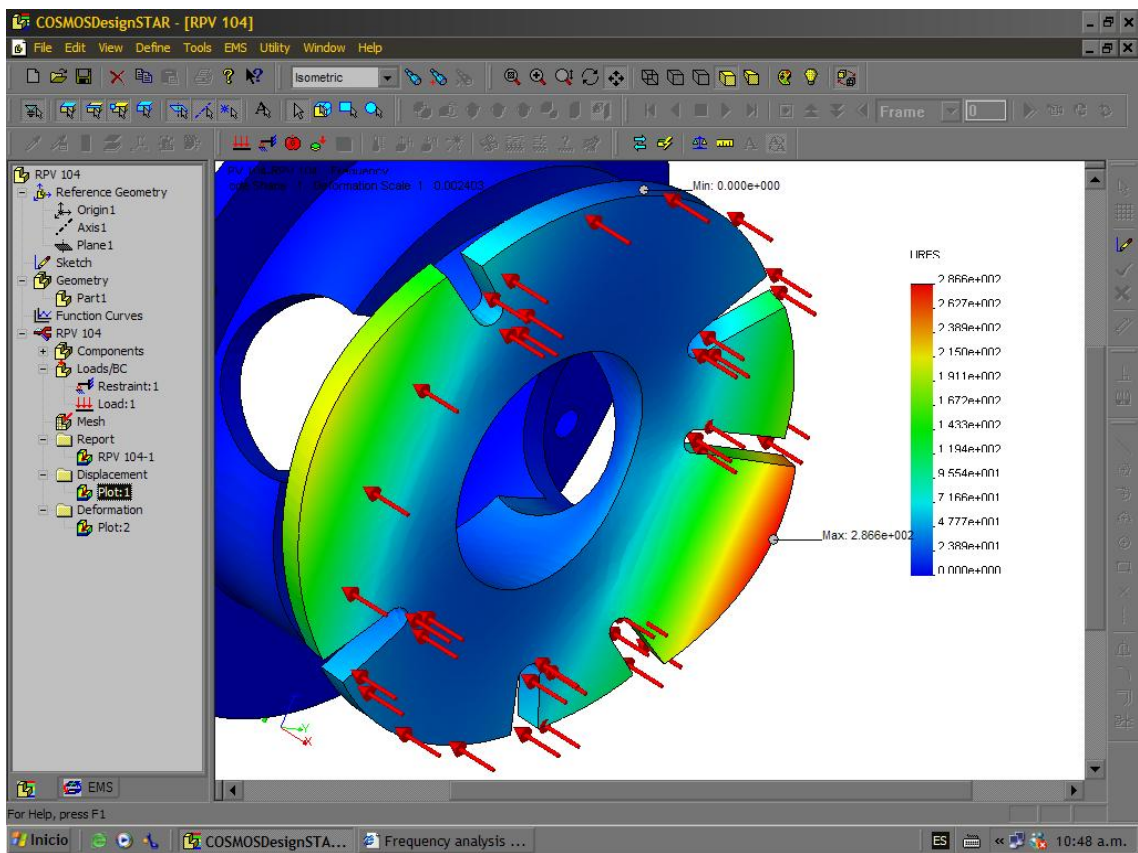


Figura 3.14. Resultados de frecuencias en el COSMOS

Al finalizar la presentación de datos en el software se tiene también la facilidad de elaborar un informe en una página web en donde se encuentran todos los resultados obtenidos en el mismo, y de esta forma se puede comprobar con los datos del sistema de adquisición de datos.

INFORME DEL SOFTWARE COSMOS WORKS

Frequency analysis of RPV 104

Author: Subt. Santiago Jaramillo E.

Company: Fuerza Aérea Ecuatoriana

1. [Introduction](#)
2. [File Information](#)
3. [Materials](#)
4. [Load Information](#)
5. [Study Property](#)
6. [Displacement Results](#)
7. [Deformation Results](#)
8. [Mode List](#)
9. [Appendix](#)

1. Introduction

Summarize the FEM analysis on RPV 104

2. File Information

Model name:	RPV 104
Model location:	C:\Documents and Settings\Santiago Jaramillo E\Escritorio\
Results location:	C:\Documents and Settings\Santiago Jaramillo E\Escritorio\
Study name:	RPV 104

3. Materials

No.	Part Name	Material
1	Castillo	2024 Alloy
2	Ala derecha	Compound material
3	Ala izquierda	Compound material
4	Tren de nariz	2024 Alloy
5	Tren principal	2024 Alloy
6	Semifuselaje	2024 Alloy
7	Estabilizador Horizontal	Compound material
8	Estabilizador Vertical	Compound material
9	Alerón	Compound material
10	Flaps	Compound material
11	Rudder	Compound material
12	Fuselaje	Compound material
13	Pared de Fuego	wood
14	Tanques de Combustible	2024 Alloy

4. Load Information

Restraint	
Restraint:1 <Part1>	on 1 Face(s) Fixed.
Description:	

Load	
Load:1 <Part1>	on 1 Face(s) apply normal force 1 lbf using uniform distribution
Description:	

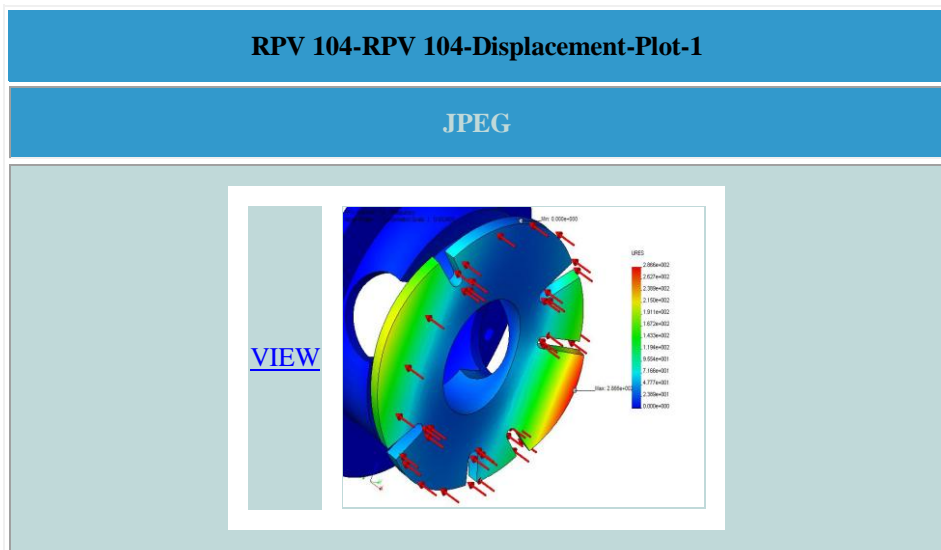
5. Study Property

Mesh Information	
Mesh Type:	Solid Mesh
Mesher Used:	Standard
Automatic Transition:	Off
Include Mesh Controls:	On
Smooth Surface:	On
Jacobian Check:	4 Points
Element Size:	0.25903 in
Tolerance:	0.012952 in
Quality:	High
Number of elements:	7954
Number of nodes:	15801

Solver Information	
Solver Type:	FFEPlus
Number of frequencies:	10

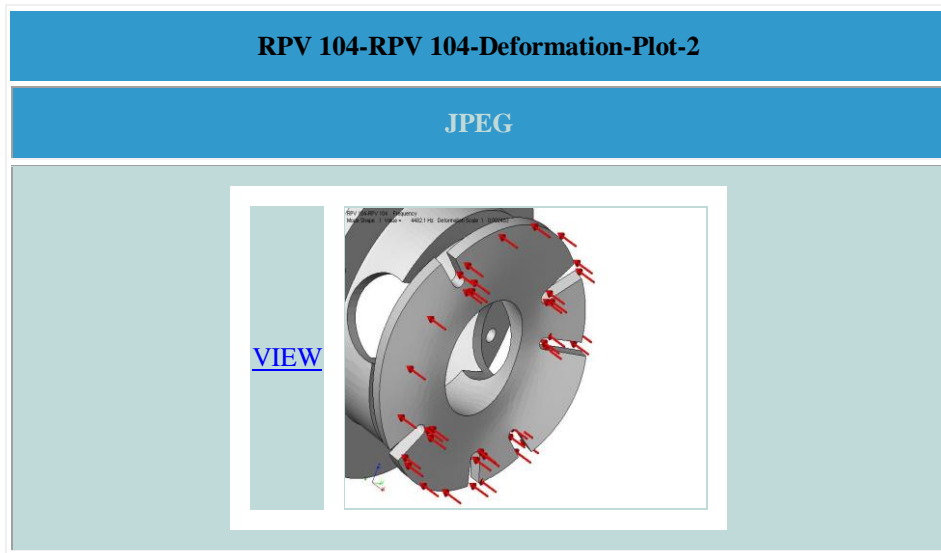
6. Displacement Results

Name	Type	Min	Location	Max	Location
Plot-1	URES: Resultant displacement	0 in Node: 31	(-1.87931e-015 in, 2.89812 in, 1.67323 in)	286.627 in Node: 9184	(2.28346 in, 2.55479 in, -0.147674 in)



7. Deformation Results

Plot No.	Mode Shape	Frequency	Scale Factor
1	1	176.9Hertz	0.002403



8. Mode List

Mode List		
Mode Number	Frequency in Hertz	Time period in Seconds
1	101.7	0.00022311
2	140.3	0.00022091
3	105.3	0.00021408
4	170.6	0.00019444
5	166.3	0.00018231
6	103.5	0.00017142
7	108.6	0.00016246
8	166.9	0.00015673
9	106.5	0.00014653
10	176.9	0.00013456

9. Appendix

Material name:	2024 Alloy
Description:	
Material Source:	Library files
Material Library Name:	coswkm.mat.lib
Material Model Type:	Linear Elastic Isotropic

Property Name	Value
Elastic modulus	1.059e+007 psi
Poisson's ratio	0.33
Shear modulus	4.0618e+006 psi
Mass density	0.10116 lb/in ³
Tensile strength	27000 psi
Yield strength	11000 psi
Thermal expansion coefficient	1.2778e-005 /Fahrenheit
Thermal conductivity	0.0018725 BTU/(in.s.F)
Specific heat	0.19111 Btu/(lb.F)

CAPÍTULO IV DISEÑO DE LOS SISTEMAS DE AMORTIGUAMIENTO

4.1. PARÁMETROS DE DISEÑO

Los Parámetros de Diseño en el Sistema de Amortiguamiento tienen diferentes aspectos que se toman en cuenta, puesto que en el avión la parte en la que va a ir colocado se encuentra entre el castillo y la pared de fuego, tomando en cuenta el material que se va a utilizar se debe obtener las ventajas y desventajas que ayudarán a no perder la performance ni la aerodinámica del Avión no Tripulado RPV.

La información de la cual se parte para realizar el diseño del sistema de amortiguamiento es la experiencia que se obtiene en las pruebas y fallas producidas en la aeronave y en base a estos parámetros, se toma como una fuente principal de información, y también con los resultados obtenidos en el software Cosmos DesignStar.

4.1.1. AMORTIGUACIÓN:

El amortiguar sirve para varias funciones:

- Para reducir al mínimo el pico resonante permitido de sobre-rango del acelerómetro en cualquier frecuencia (véase la Figura 4.1).
- Minimizar la excitación de impacto del pico resonante para prevenir daños en la entrada.
- Reducir la excitación del pico resonante por entradas de aceleración no deseadas o ruido, de tal modo que se reduce al mínimo una ondulación resonante sobre la señal de salida.
- Proporciona mejores condiciones para daño por calor para permitir la más exacta compensación termal y mejor estabilidad del zero offset.
- Puede aumentar el aplanamiento de la curva de respuesta a partir de un 20% hasta 50% o el 60% de la frecuencia natural.

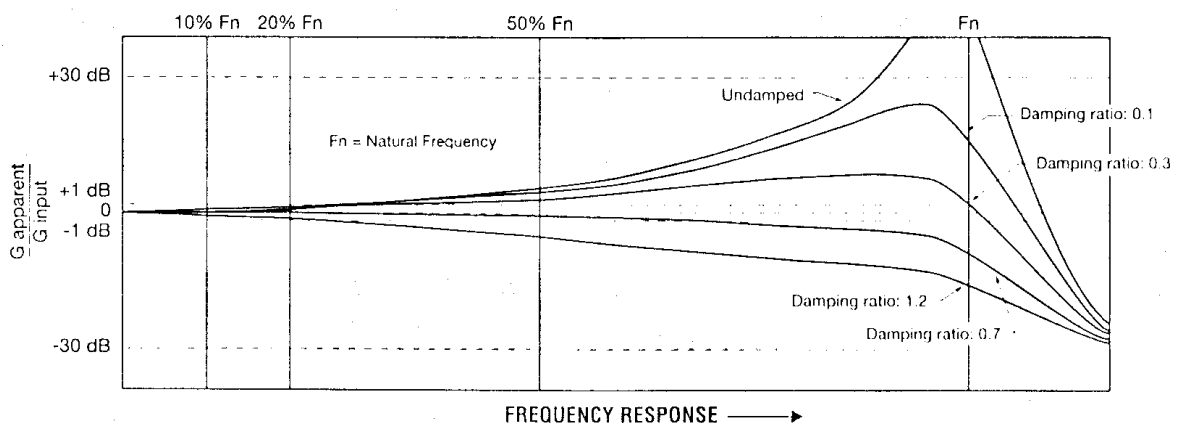


Figura 4.1. Respuesta de Frecuencia

4.2. DISEÑO DE ELEMENTOS DE AMORTIGUACIÓN DEL SISTEMA MOTRIZ

Para el diseño de los elementos de amortiguación se deben tomar en cuenta los parámetros de diseño del tipo de motor como son la admisión y el escape, que nos permite desarrollar su capacidad de empuje y las características del mismo.

El motor utilizado en la aeronave no tripulada RPC es un motor MEGGITT WAE 342 de fabricación inglesa



Figura 4.2. Motor MEGGITT WAE 342



Figura 4.3. Motor MEGGITT WAE 342 y hélices

En el diseño de amortiguación de los sistemas que se encuentran incorporados en el avión no tripulado RPV se debe tomar en cuenta la parte más importante en la sujeción del motor el cual es el castillo que permite unir la parte estructural del avión con el motor.

El castillo del motor es de material de aluminio con el cual permite tener un peso ideal que no afecta a la estructura del avión no tripulado y se

encuentra colocado en la pared de fuego, y resistir las cargas que al momento de prender el motor produce.

Castillo se sujeción del motor.

El castillo de sujeción del motor fue diseñado en el COSMOS ³ para que resista las cargas que ejerce el motor al estar operando a su máxima capacidad, aproximadamente 100 Kg. ¹ de carga vertical y a 200 Kg. ¹ de carga horizontal, todas estas cargas están sometidas a aproximadamente cuatro gravedades², conservando un factor de seguridad como mínimo de 1.5, como se puede apreciar en la siguiente figura.

¹ Vibraciones Mecánicas (W.W. Seto)

² Manual de Operación Motor MEGGITT WAE 342

³ Trabajo de diseño del Castillo M. Mantenimiento CID-FAE

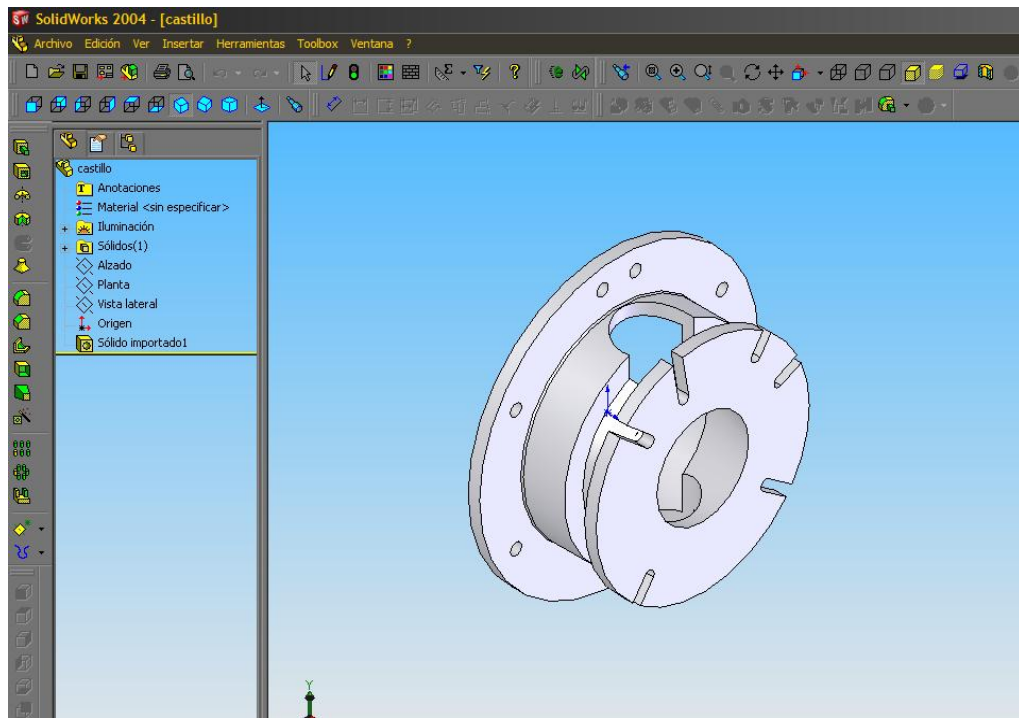


Figura 4.4. Castillo de soporte del motor

El Castillo permite la unión entre el motor y la pared de fuego, para que de esta forma tenga la estabilidad que necesita y trabaje con los parámetros establecidos.

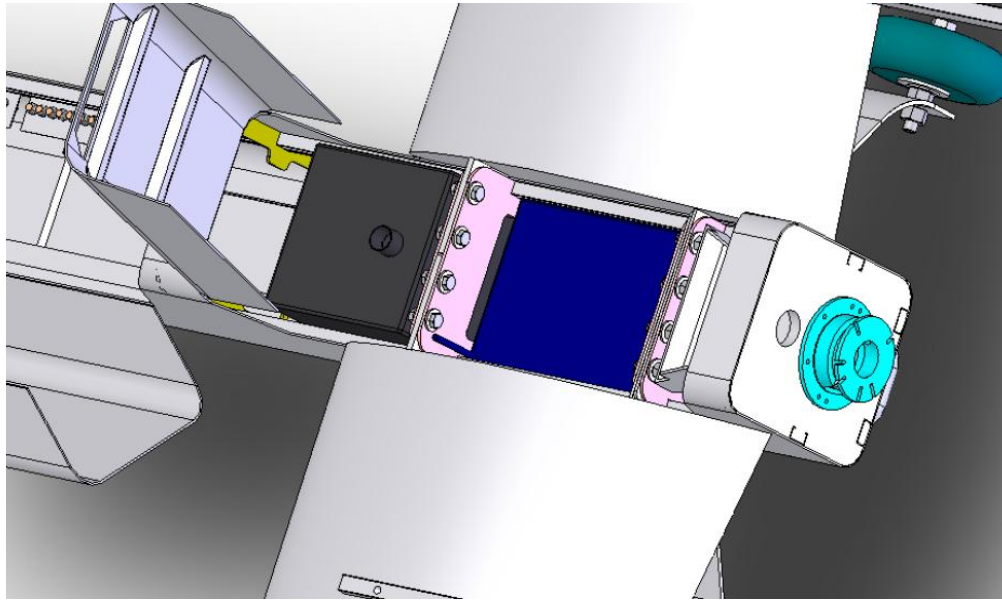


Figura 4.5. Posición del Castillo con la pared de fuego en el avión

4.2.1. ESTADO CRÍTICO DE LA CARGA.

Dentro del análisis cinemático que se realiza, se debe tomar en cuenta que hay que analizar dependiendo de distintos puntos como son los siguientes:

- Cargas sometidas
- Selección del motor

4.2.1.1. Cargas sometidas

Para el adecuado y correcto diseño, construcción y posterior funcionamiento del equipo de apoyo del proyecto RPV "Cotopaxi" es necesario establecer las cargas a las que el equipo de apoyo se encuentra sometido, estas cargas se clasifican en 2 grupos:

- Cargas sometidas al sistema estructural
- Cargas sometidas al soporte del motor

Se ha considerado todas las cargas que los sistemas que conforman el equipo de apoyo deben soportar; en el capítulo 4 correspondiente al diseño de

los sistemas, se establecerá si algunas de estas cargas son despreciables o no.

4.2.1.1.1 Cargas sometidas al sistema estructural

El sistema estructural esta sometido a diversos tipos de cargas, siendo las principales el peso del avión, el empuje del motor, adicionalmente se puede considerar cargas menores como el peso del mecanismo de arranque, peso de accesorios como baterías, extintores, herramientas, tanques de combustible y sistemas eléctricos y electrónicos; de todas las cargas a las que está sometido el sistema estructural, el empuje es el más importante.

Debido a que el avión se va a operar en diferentes zonas y debe ser transportado desde los hangares a los puntos de decolaje por carreteras alternas a la pista, hay que considerar que no todas las carreteras se encuentran en buen estado, por lo que es necesario que el equipo de apoyo sea lo suficientemente estable y resistente para soportar estos esfuerzos generados.

4.2.1.1.2. Cargas sometidas al soporte del motor

El soporte del motor Meggitt WAE 342 se encuentra sometido a cargas como el peso del motor, peso del tanque de combustible y peso de los accesorios así como también el peso de la instrumentación necesaria para medir los parámetros del motor.

4.2.2. ANÁLISIS DINÁMICO DEL MOTOR

En el cálculo dinámico del motor se toma en consideración diferentes variables que permiten realizar el cálculo para este análisis.

Se toma en consideración los siguientes puntos a ser evaluados ⁴:

Potencia nominal del motor $\eta = 3600 \text{ rpm}$

Número de cilindros $i = 2$

Relación de compresión $\varepsilon = 2,1$

Coeficiente de exceso de aire $\alpha = 0,9$

Combustible: Gasolina súper A-93 (C= 0,885; H= 0,145)

Poder calorífico inferior $H_u = 44$ MJ/kg.

Tiempo de operación $t = 1$ h.

La cantidad teórica de aire necesaria para la combustión.

$$l_o = \frac{1}{0,23} \left(\frac{8}{3} C + 8H - Oc \right)$$
$$l_o = \frac{1}{0,23} \left(\frac{8}{3} 0,885 + 8 * 0,145 - Oc \right) \quad (4.1)$$
$$l_o = 14,96 \text{ kg.}$$

⁴ Motores M.S. Jívaj.

Para calcular las magnitudes l_o y L_o se ha asumido que el contenido de oxígeno en el aire es un 20,9% en volumen y 23% en masa.

$$L_o = \frac{l_o}{\mu_a}$$
$$L_o = \frac{14,96}{28,96} \quad (4.2)$$

$$L_o = 0,515 \text{ kmol.}$$

$$\alpha l_o = 0,9 * 14,96$$
$$\alpha l_o = 13,46 \text{ kg.} \quad (4.3)$$

$$\alpha L_o = 0,9 * 0,516$$
$$\alpha L_o = 0,4644 \text{ kmol.} \quad (4.4)$$

Consideramos la velocidad media del pistón que es $v_p = 9$ m/s

$$P_m = 0,105 + 0,012 * 9$$
$$P_m = 0,213 \text{ MPa} \quad (4.5)$$

La presión media efectiva se determina:

$$Pe = Pi - Pm$$

$$Pe = 0,925 - 0,213 \quad (4.6)$$

$$Pe = 0,712 \text{ MPa}$$

El rendimiento mecánico es:

$$\eta_m = \frac{Pe}{Pi}$$

$$\eta_m = \frac{0,712}{0,925} \quad (4.7)$$

$$\eta_m = 0,77$$

Para el cálculo del rango (alcance) se empleó la siguiente ecuación, que toma en cuenta el peso de la aeronave vacía, el peso del combustible y el peso de la carga, obteniendo de esta manera el peso total de la misma.

$$W_{Total} = W_f + W_P + W_A$$

$$W_f = W_{Total} - W_P - W_A \quad (4.8)$$

$$Range = \frac{W_f * V_{cr}}{SFC * HP_{req.}}$$

Donde: ⁵

W_{Total} : Peso total de la aeronave en [Lbs.]

W_f : Peso total del combustible en [Lbs.]

W_P : Peso total del Peilload en [Lbs.]

W_A : Peso aeronave vacía en [Lbs.]

V_{cr} : Velocidad de crucero en [Knots.]

SFC : Consumo específico de combustible en [Lbs./Hr*bhp]

Para luego reemplazar con los datos de la plataforma de 250 Lbs de peso total, 50 Lbs. de combustible, 35 Lbs de Peil-load, una velocidad de crucero de

75 Knts y un consumo específico de aproximadamente 0.9 Lbs./Hr.*Hp y un bhp de 9.36 Hp., obtendríamos un rango aproximado de 450 Km.

Al mismo tiempo se puede obtener el Endurance (Autonomía), mediante la aplicación de la ecuación:

$$Endurance = \frac{W_f}{SFC * bhp} = [Hr.] \quad (4.9)$$

Obteniendo una autonomía de 5 Horas aproximadamente.

Luego se puede establecer la Rata de Ascenso (**R_C**), en base a la siguiente ecuación:

⁵Vibraciones Mecánicas (W.W. Seto)

$$R_C = \frac{\Delta P}{W_{Total}} * 33000 \quad (4.10)$$

Donde:

$$\Delta P = HP_{Avi.} - HP_{req.} \quad (4.11)$$

HP_{Avi.} : A 10000 ft es 18.46 [Hp.]

HP_{req.} : A 10000 ft es 9.36 [Hp.]

Obteniéndose una Rata de Ascenso de Aproximadamente 1300 [ft/min.]

4.2.3. DISEÑO DE ELEMENTOS

El caso, denominado en paralelo FIGURA 4.6, utiliza un actuador de control colocado entre la fuente vibratoria y la estructura.

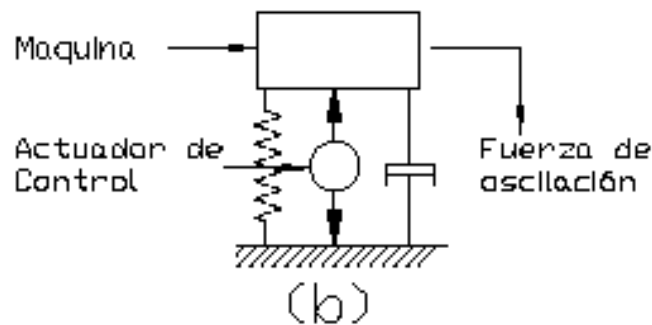


Figura 4.6. Aislador activo: Paralelo

Para el desarrollo de este proyecto se propone el análisis del aislador de vibraciones en paralelo FIGURA 4.6, debido a que el actuador de control puede ejercer simultáneamente fuerzas relativamente grandes sobre la fuente vibratoria y sobre la estructura de soporte, lo cual implica que se puede alcanzar una buena atenuación a bajas frecuencias sin la necesidad de utilizar masas inerciales o intermedias.

La maquinaria en vibración usualmente genera fuerzas de vibración en más de una dirección. Por lo general se controla únicamente el movimiento en la dirección de vibración predominante.

En este caso (control de vibración en una viga simplemente apoyada), tratándose de un sistema con un solo grado de libertad, la acción de control se ejerce en el plano del movimiento, es decir, en dirección vertical.

Para el caso que es el motor del avión no tripulado, es la fuente principal de vibración se ha tomado el aislador activo de tipo paralelo, ya que este conecta a la fuente de vibración con la estructura del avión, para quede esta forma se no se produzcan las mismas fuerza de vibración a las que se ha sometido el avión no tripulado RPV.

En el caso del aislador activo utilizado se tiene la parte de la maquinaria, que en este caso sería el motor del avión, seguido a un actuador de control y conectado finalmente a la estructura del avión.

Una de las formas de abordar el problema de aislamiento de las vibraciones sin el problema de las restricciones mencionadas, es reemplazar el sistema de control pasivo por un sistema denominado de control totalmente activo. Una opción preferida, es la de adicionar un sistema de *control activo* en serie o en paralelo con soportes convencionales de control de vibración pasivos.

Las ventajas de esto último son obvias, ya que el sistema es mucho más confiable: si el sistema de control de vibración activo falla, el sistema de soporte pasivo continúa en funcionamiento.

Una desventaja, sin embargo, es que el sistema de control activo genera vibraciones que pueden inducir vibraciones no deseadas, o generar fuerzas o momentos que se traducen en incremento de vibraciones en la estructura de soporte.

El control activo involucra el uso de una fuente de energía externa, sensores, actuadores y algún tipo de sistema de control electrónico con el objeto específico de reducir o mantener los niveles de vibración dentro de unos márgenes definidos previamente.

4.2.3.1. Transmisión de potencia vibracional

Para efectos de trabajo en control adaptativo, algunos investigadores hacen referencia a la necesidad de obtener una cantidad “derivada”, denominada potencia vibracional transmitida a la estructura (o al objeto en estudio), la cual es una medida de las energías cinética y potencial expresadas en un parámetro único. ⁶

Esto, debido a que la potencia, expresada en general como el producto entre la fuerza y la velocidad, indica que el intento de reducir la vibración que se transmite por medio de la reducción independiente de la fuerza transmitida o la velocidad, sin tener en cuenta los ángulos de fase entre los vectores, puede dar lugar a la obtención de resultados inadecuados. Para obviar este problema, en control adaptativo es necesario “disminuir” de alguna forma la potencia neta transmitida a la estructura.

Existen varios métodos para tratar de lograr lo anterior, los cuales involucran la derivación de una señal de error que sea proporcional a la transmisión de potencia vibracional. De esta forma, la transmisión de potencia puede utilizarse como una función de costo que puede ser minimizada en el control de sistemas vibratorios.

⁶ Vibraciones Mecánicas (W.W. Seto)

4.2.3.2. Modelado matemático

La naturaleza del amortiguamiento de un sistema, determina cual es el mejor modelo de representación para el mismo. En estructuras o sistemas muy ligeramente amortiguados, se prefiere el uso de “análisis modal” ya que permite plantear el problema en términos de modos individuales de vibración con un tipo particular de amortiguamiento denominado “amortiguamiento proporcional”.

En sistemas que tienen un amortiguamiento significativo, como en los sistemas con un “elemento amortiguador” ⁷, se deberán utilizar las ecuaciones diferenciales acopladas originales para hallar la solución del sistema.

En este último caso, si se tiene un sistema dinámico amortiguado para el cual se conocen las ecuaciones acopladas de movimiento, se dispondrá de un conjunto de condiciones iniciales y una definición de la función de fuerza que será aplicada. Ya que el amortiguamiento es significativo, las ecuaciones de movimiento deberán ser resueltas en su forma.

4.2.3.3. Control adaptativo

Por lo general, los procesos de identificación y control se realizan en etapas diferentes, aunque esto no quiere decir que siempre deba ser realizado de esta forma. Cuando la identificación del sistema es recursiva, esto es, que el modelo de la planta se actualiza periódicamente sobre la base de estimativos previos y nuevas actualizaciones de datos, el proceso de identificación y el control se pueden realizar en forma concurrente. Por esta razón, el control adaptativo puede entenderse como la combinación de una metodología de control con un sistema de identificación recursivo.

El control adaptativo es por lo tanto un procedimiento que utiliza algún sistema de identificación para obtener el modelo de un proceso y de su ambiente a partir de experimentos de entrada–salida, y diseñar el controlador con base en los resultados.

⁷ Vibraciones Mecánicas (W.W. Seto)

Los parámetros de control se ajustan durante la operación de la planta en la medida que los datos disponibles con la identificación de la planta se van actualizando.

Cuando el número de parámetros en el control es grande o cuando estos son variables en el tiempo, es necesario que el ajuste de los mismos se haga en forma automática. Las técnicas de diseño para sistemas adaptativos, se aplican específicamente a plantas desconocidas pero fijas, esto es, plantas invariantes en el tiempo. En la práctica, estas técnicas se aplican especialmente a plantas desconocidas, pero que varían muy lentamente en el tiempo.

En el diseño de elementos que se van a utilizar dentro de los cuales se tienen que tomar en cuenta los materiales que sean los más convenientes.

Dentro del actuador de control se puede tomar de dos formas como son:

- Resortes
- De caucho

Estas dos formas son utilizables para controlar las vibraciones del motor, puesto que los resortes o el caucho absorben las vibraciones, para que estas no sean transmitidas a la estructura del avión.

4.3. DISEÑO DE LOS ELEMENTOS DE AMORTIGUACIÓN EN LA ESTRUCTURA DEL AVIÓN.

La estructura de avión no tripulado RPV se encuentra constituida por los siguientes elementos:

- Alas
- Semifuselaje
- Cuerpo

Para realizar el diseño de los elementos se ha tomado en cuenta que ser lo más liviano posible, para de esta forma no tener que modificar la estructura del avión, puesto que ya se encuentran fabricados y diseñados.

Para el diseño de los elementos de amortiguación se ha escogido el aislador activo en paralelo, puesto que este permite que las fuerzas que transmite el motor a la estructura sean disminuidas.

Se debe tomar en cuenta la parte del castillo de sujeción del motor, que se encuentra sujeta a la pared de fuego, y analizar la transmisión de las vibraciones a la estructura del avión y considerando que no se puede afectar a al fuselaje ni a la aviónica del avión, se debe tener en cuenta partes pequeñas que permitirían tener la funcionalidad de amortiguamiento.

En las partes de sujeción del motor con el castillo y de este a la pared de fuego se puede aplicar el material de caucho que iría a los lados del castillo, y que para de esta forma pueda absorber las vibraciones.

Otra solución es colocar resortes en las partes de colocación del motor al castillo de sujeción, y de esta forma también absorber las vibraciones.

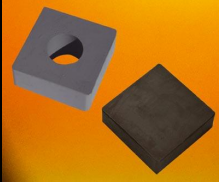

Elemento	Ventajas	Desventajas
Caucho	Las pastillas antivibratorias de caucho (PA) están fabricadas a partir de la vulcanización del caucho	Por la composición del material el desgaste puede ser mayor.
	Obtención de Frecuencias Naturales más bajas conseguir valores de aislamiento más altos.	Por condiciones atmosféricas las propiedades mecánicas del caucho en vuelo pueden perderse.
	Su geometría está bien perfilada y sus dimensiones son idénticas siempre, resiste temperaturas de hasta 200 C.	Al tener contacto con superficies de mayor temperatura de 200 C. puede llegar a una deformación total del elemento.
	Modelos poseen orificios centrales para conseguir un mayor grado de compresión y por lo tanto mejores ventajas de aislamiento.	Al momento de darle la forma al caucho sin tener las herramientas correctas, se tiene el riesgo de dañar su geometría en general.
Resortes	Los modelos están formados por un sistema de 4 aisladores combinados en paralelo.	EL tipo de material en condiciones de lluvia o atmosféricas puede producir oxidación o deterioro.
	Muelle de acero normalizado de alta resistencia y proceso "Shot Peeling" para prolongar su resistencia al envejecimiento dinámico.	El costo es más alto por el tipo de material utilizado.
	Casquillos cilindros metálicos que arman exteriormente al muelle por sus extremos.	El peso del componente es mayor y por consiguiente exceder en peso en la aeronave.
	Bases metálicas conformadas en "U" para dotarlas de mayor rigidez.	El tamaño del material no es el conveniente para la ubicación entre el castillo y el motor.

Tabla 4.1. Análisis de Materiales

La selección del sistema de amortiguamiento se le realiza de acuerdo a la performance del avión y la disponibilidad de carga del avión, y por esta razón se optó por el caucho que es uno de los materiales que nos brinda mejor capacidad de reducir la vibraciones transmitidas por el motor y adicional por las características que son composición, diseño y peso que no altera la aerodinámica de la aeronave.

En la tabla 4.1. describe las ventajas y desventajas del material seleccionado.

El sistema está compuesto por 4 componentes: el peso del motor W , que actúa como elemento inercial, el resorte derecho de constante k , el resorte izquierdo de constante k_s , y el amortiguador de constante c .

El subsistema resorte-amortiguador en serie del lado izquierdo se conoce como sistema de tipo Maxwell.

Dentro de los amortiguamientos de Maxwell es para cada componente, es posible escribir la ecuación matemática que gobierna su comportamiento. Para el componente inercial y el resorte derecho se tiene que:

$$\begin{aligned}
 F &= m\ddot{z} \quad \Rightarrow \text{Masa} \\
 fr &= k(z - u_g) \Rightarrow \text{Resorte}
 \end{aligned}
 \tag{4.12}$$

donde fr representa la fuerza en el resorte paralelo y \ddot{z} representa la aceleración de la masa. Si se considera que z es el desplazamiento de la masa, \dot{z} corresponde a la velocidad, que se calcula como:

$$\ddot{z} = \frac{zk + 1 - zk}{h}
 \tag{4.13}$$

donde h representa el intervalo de tiempo usado en la discretización. En dicha discretización, el tiempo tk se calcula como $tk = k h$. La aceleración se define en forma análoga a la velocidad, pero considerando la variación \ddot{z} en la velocidad.

Para los dos componentes que están en serie, ellos necesariamente deben transmitir la misma fuerza f_s , y las ecuaciones que gobiernan su comportamiento son:

$$\begin{aligned}
 f_s &= k_s(z - y) \Rightarrow \text{Resorte de Maxwell} \\
 f_r &= c(\dot{y} - \dot{u}_g) \Rightarrow \text{Amortiguador de Maxwell}
 \end{aligned}
 \tag{4.14}$$

Para conectar matemáticamente los componentes del sistema, se usa la segunda ley de Newton $\sum F = m \cdot a$, donde la masa por la aceleración vertical, es igual a las fuerzas que ejerce el sistema de amortiguación.

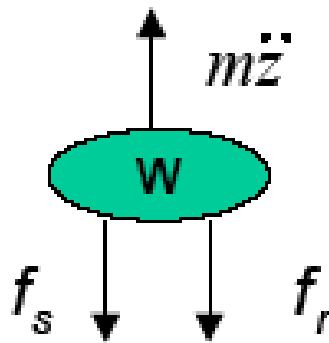


Figura 4.7. Fuerzas distribuidas

$$m\ddot{z} = -f_s - f_r
 \tag{4.15}$$

reemplazando la fuerza del resorte en paralelo f_r usando la ecuación (4.16), se tiene que:

$$m\ddot{z} + f_s + kz = ku_g
 \tag{4.16}$$

CALCULO DE CONSTANTES

Datos:

$$F = 100 \text{ kgf.}$$

$$M = 200 \text{ kg.}$$

$$FS = 1.5$$

$$T = 1 \text{ h.}$$

$$\Sigma F = m * a$$

$$F = m * a$$

$$a = \frac{F}{m}$$

$$a = \frac{100}{200} \tag{4.17}$$

$$a = 0.5 \left[\frac{m}{s^2} \right]$$

$$F = m \ddot{z}$$

$$\ddot{z} = 0.5 \left[\frac{m}{s^2} \right] \tag{4.18}$$

$$\ddot{z} = \frac{zk + 1 - zk}{h}$$

$$\ddot{z} * h = z * (k + 1)$$

$$z = \frac{\ddot{z} * h}{k + 1} \tag{4.19}$$

$$z = \frac{0.5 * 3600}{1 + 1}$$

$$z = 900 \left[\frac{m}{s} \right]$$

$$fs = k_s (z - y)$$

$$fs = 1.5 \tag{4.20}$$

$$fs = c(\dot{y} - \dot{u}_g)$$

$$m \ddot{z} + fs + kz = ku_g$$

$$ku_g = 100 * 0.5 + 1.5 + 1 * 900 \tag{4.21}$$

$$ku_g = 951.5$$

Con el análisis desarrollado se llega a calcular la constante que se necesita para diseñar el sistema de amortiguamiento.

La constante para realizar el diseño del sistema de amortiguación es de $k_{u_g} = 951.5$ que se utiliza para conocer el tipo de material a utilizar.

4.4. INSTALACIÓN DEL SISTEMA DE AMORTIGUAMIENTO EN EL AVIÓN NO TRIPULADO RPV.

La instalación del sistema de amortiguamiento en la aeronave va a ser de acuerdo a las características del caucho que se realizó el análisis.

PRODUCTO
Serie PA/PAB

FABRICANTE
MITSA

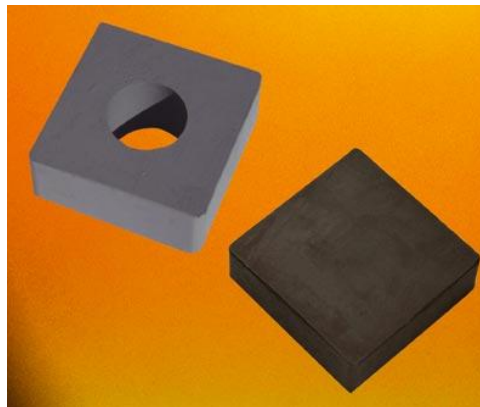


Figura 4.8. Caucho Serie PA/PAB MITSA

Las pastillas antivibratorias de caucho (PA) están fabricadas a partir de la vulcanización del caucho con las figuras ya definidas en el propio molde. Este sistema es superior a otros contratipos existentes en el mercado, obtenidos a partir de planchas de caucho de alta dureza cortados por cizalla.

Las ventajas de este producto son:

1. Gama de durezas Shore A notablemente inferior y por tanto se obtienen frecuencias naturales más bajas para conseguir valores de aislamiento más altos.
2. Su geometría está bien perfilada y sus dimensiones no varían; no ocurre lo mismo cuando estos productos se hacen a partir de plancha de caucho.
3. Algunos modelos poseen orificios centrales para conseguir un mayor grado de compresión y por tanto mejores ventajas en el aislamiento.

Además permite su fijación a bases metálicas o traspasar anclajes metálicos.

La serie PAB está especialmente diseñada para el aislamiento acústico, está fabricada en caucho natural de 35° Sh A, lo que le otorga una deflexión muy elevada y un excelente comportamiento a las bajas frecuencias, incorporando además todas las ventajas comentadas anteriormente en el modelo PA más utilizado en la industria y sobre todo la climatización.

Además de estos modelos, se está desarrollando actualmente un modelo capaz de resistir 200° - 2 horas, ideal para instalaciones en que se deben cumplir las normas de seguridad contra incendios, sobre todo en las instalaciones de ventilación.

Para este modelo se entrega certificado de resistencia al fuego del material. Para otras aplicaciones como resistencia a aceites, hidrocarburos, etc.

El sistema de amortiguamiento se lo puede apreciar en la (Figura 4.9), en donde se encuentran los elementos que intervienen como son:

- El Castillo
- La Pastilla de Caucho
- La Pared de Fuego

La Pastilla de Caucho permite controlar las frecuencias naturales más bajas para conseguir valores de aislamiento más altos y a su vez llegar a dar la

solución del aislamiento de vibraciones que es el principal problema que afecta a la aeronave.

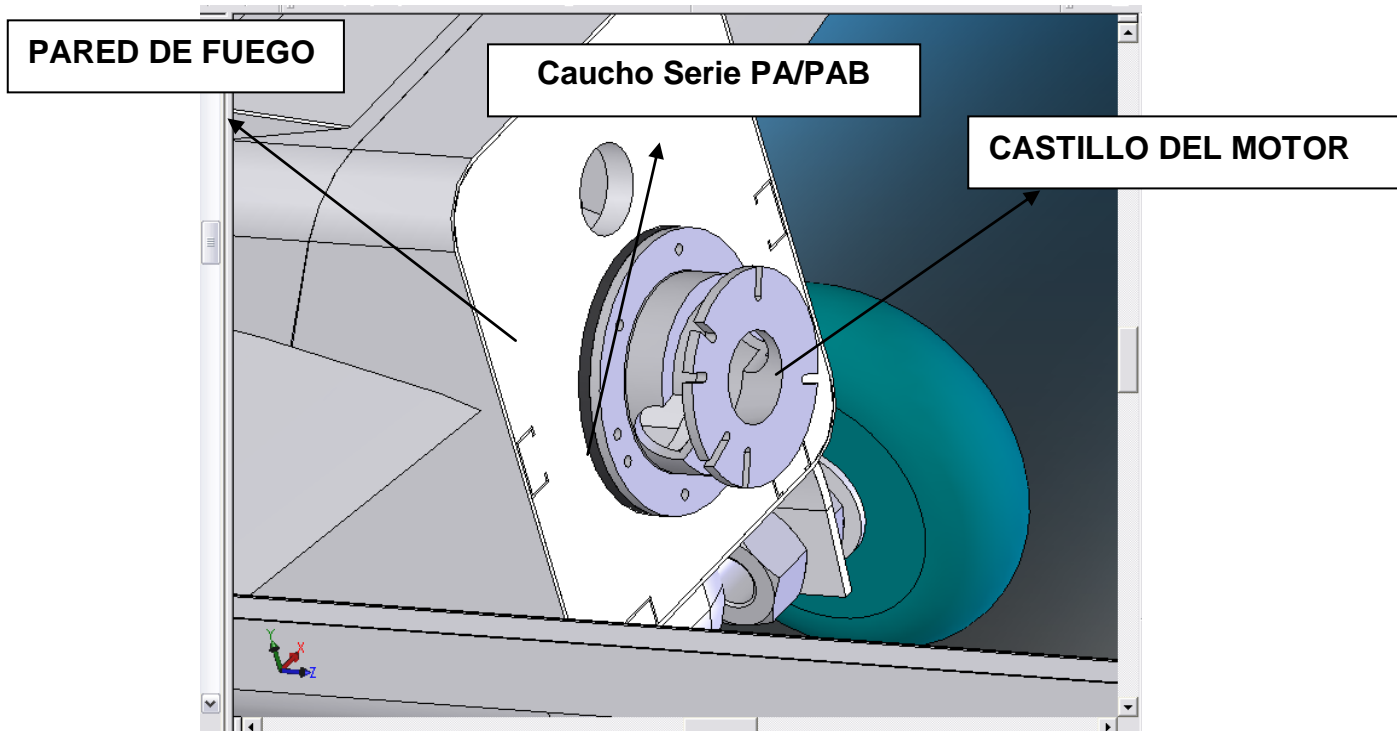
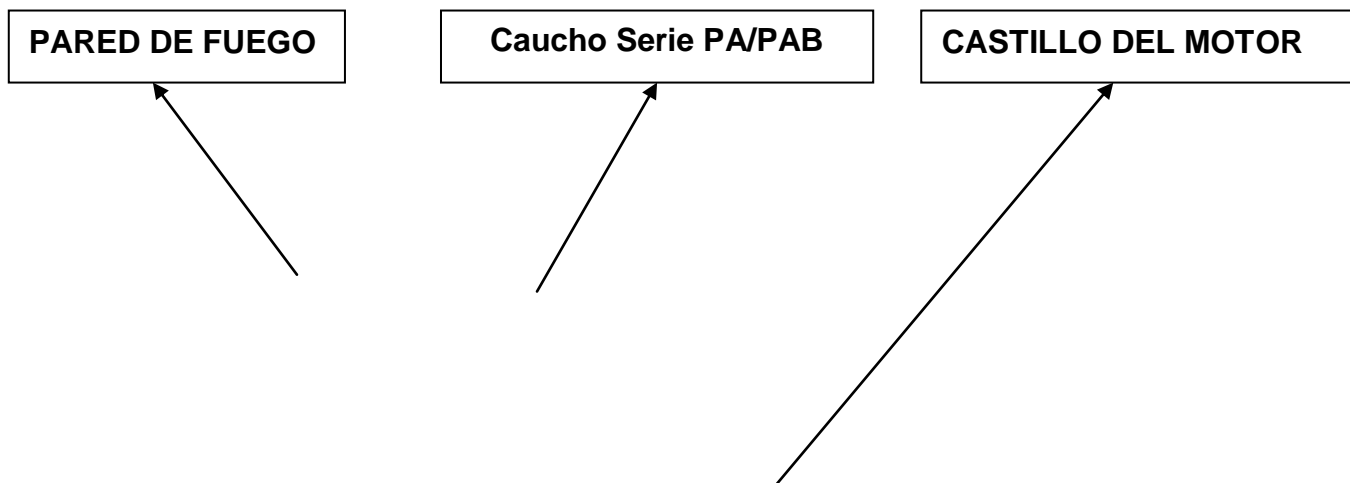


Figura 4.9. Sistema de Amortiguamiento



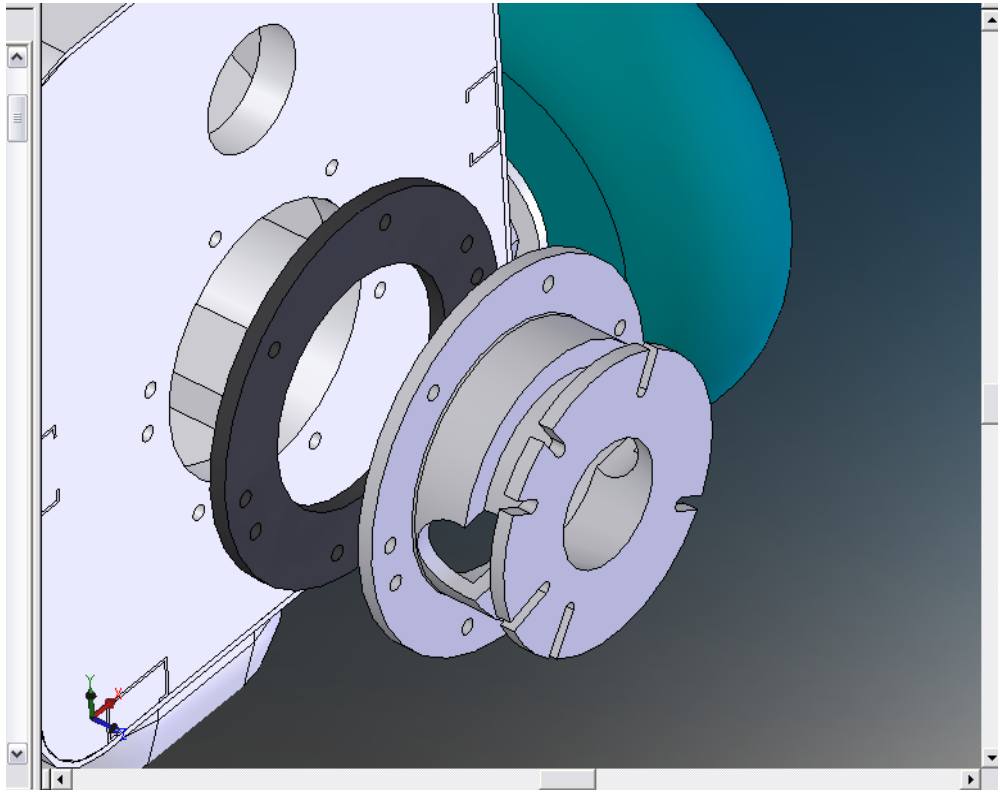


Figura 4.10. Sistema de Amortiguamiento Desmontado

Para el Sistema de Amortiguamiento se escogió una sola pastilla de Caucho de espesor = 7.5, puesto que es el ideal luego de las pruebas realizadas y se comprobó que el indicado es el mejor ya que facilita una excelente compactación entre el castillo y la pared de fuego de la aeronave, y por condiciones de peso, en la tabla 4.2 se indica los valores de los espesores existentes y el que se instalo.

Espesor	Frecuencia Antes Sis. Amor. (Hz)	Frecuencia Después Sis. Amor. (Hz)	Diferencia
2.5	107.04	106.7	0.34
5	107.04	100.4	6.64
7.5	107.04	92.45	14.59

Tabla 4.2. Comparación de Frecuencias de los Espesores

Como se puede observar en la tabla 4.2 el valor de frecuencia de la parte inferior del ala que es la parte más vulnerable a las vibraciones tiene un valor de 107.04 (Hz), antes de la colocación del sistema de amortiguamiento, y una ves colocado este se tiene diferentes valores que se los puede observar,

pero con la pastilla de espesor = 7.5 es la que menor frecuencia da en el avión no tripulado RPV.

Se escogió la pastilla antivibratoria de espesor = 7.5, puesto que si se habría realizado una combinación de espesores colocando dos pastillas de 7.5 que resultaría 15, la sujeción con el castillo y la pared de fuego mediante esta pastilla produce que no existe una buena compactación entre estas superficies, y por consecuencia el sistema de amortiguación no tiene la misma capacidad de reducción de vibraciones en la aeronave.

El Sistema de Amortiguamiento diseñado no interfiere en la aerodinámica, ni el performance de la aeronave. La verificación de esta hipótesis se la realiza mediante el análisis de los resultados en el sistema de adquisición de datos.

CAPÍTULO V PRUEBAS TÉCNICO OPERACIONALES

5.1. DATOS INICIALES DE FRECUENCIA Y AMPLITUD DE VIBRACIÓN

Luego de realizar las pruebas de vibración con el sistema de adquisición se obtuvieron los datos de frecuencia y de amplitud, con los cuales podremos tomar estos antes del diseño e implementación del sistema de amortiguamiento.

5.1.1. RESULTADOS OBTENIDOS.

Los resultados que brinda esta herramienta virtual permite comparar los obtenidos en el análisis en el programa COSMOS Design Star, luego de haber implementado el sistema de amortiguación. En este capítulo se presentan dichos resultados mediante la herramienta virtual para la *recuperación de datos de vibración*.

5.1.1.1. Recuperación de datos de vibración previamente guardados.

Los resultados que se muestran a continuación corresponden a diferentes sectores del fuselaje con el uso de todos los canales virtuales creados.

En cada caso se puede apreciar las frecuencias que se han obtenido en las diferentes partes del avión, así de esta forma para la obtención de los datos requeridos.

A. PARTE INFERIOR DEL FUSELAJE.

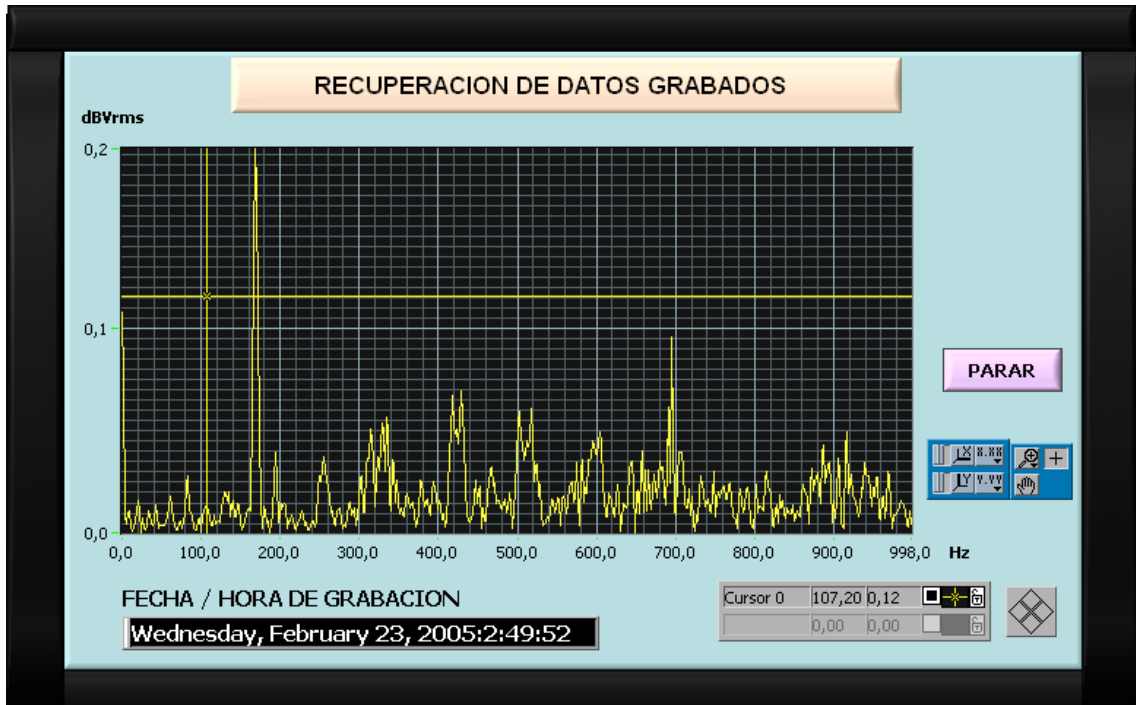


Figura 5.1. Gráfico del espectro en la parte inferior del fuselaje con el uso del canal "Acelerómetro 0"

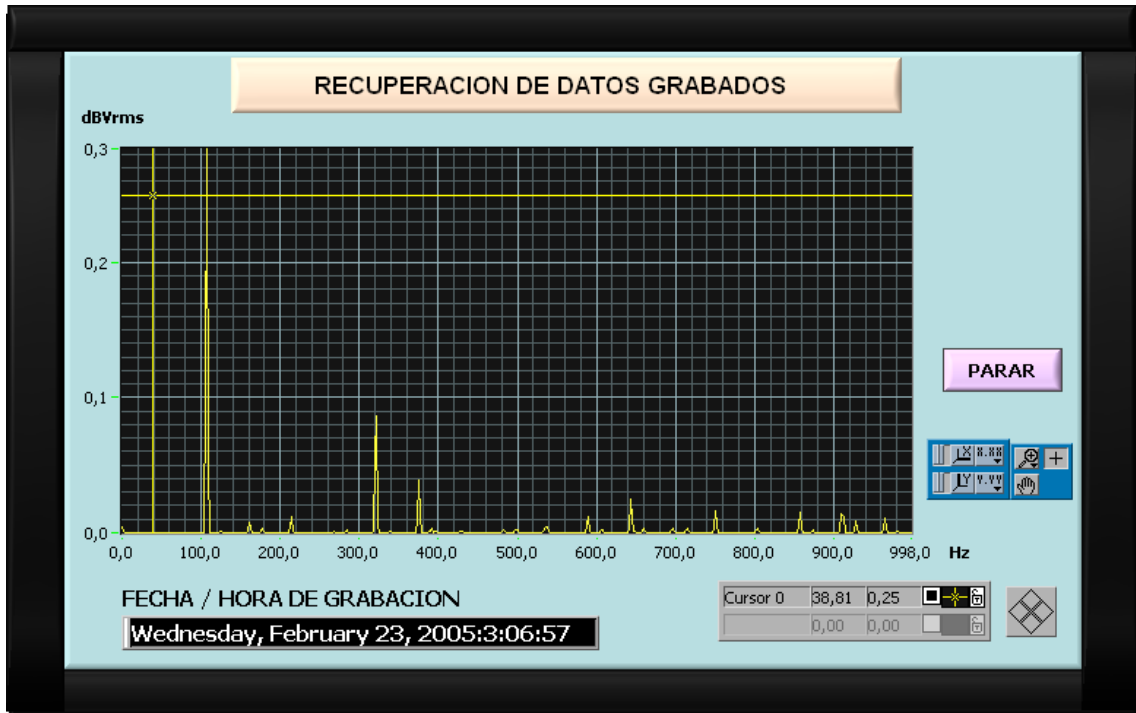


Figura 5.2. Gráfico del espectro en la parte inferior del fuselaje con el uso del canal “Acelerómetro 1”

B. PARTE SUPERIOR DEL FUSELAJE.

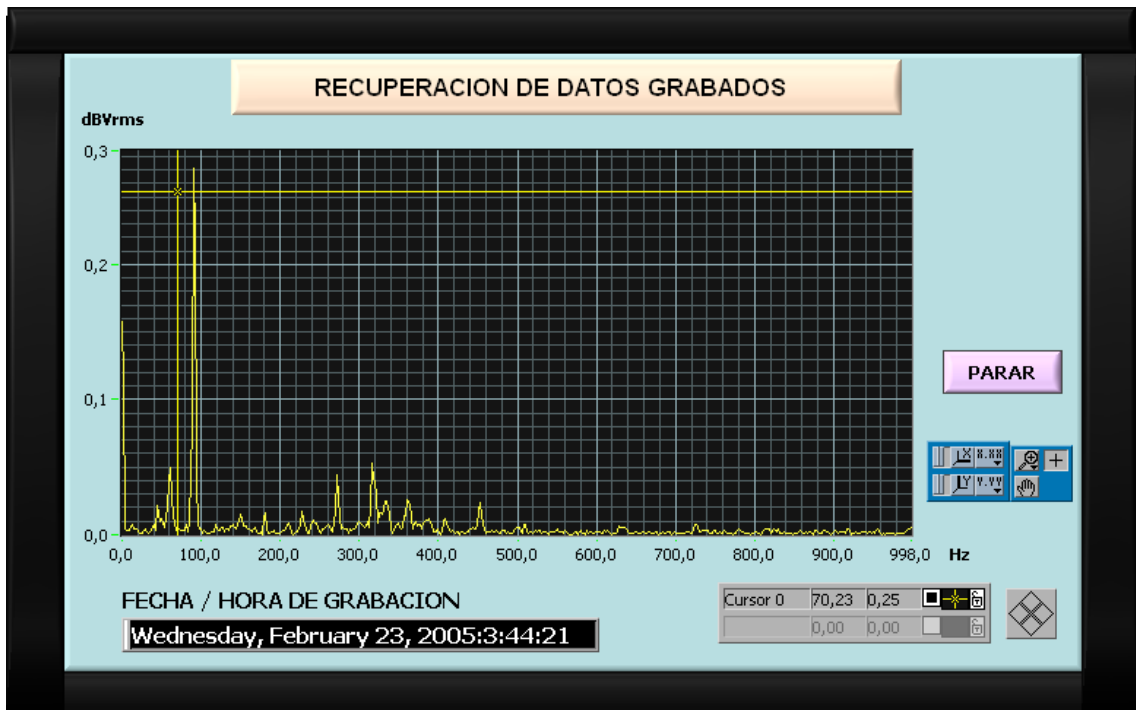


Figura 5.3. Gráfico del espectro en la parte superior del fuselaje con el uso del canal “Acelerómetro 2”

C. PARTE SUPERIOR-EXTERIOR DEL ALA

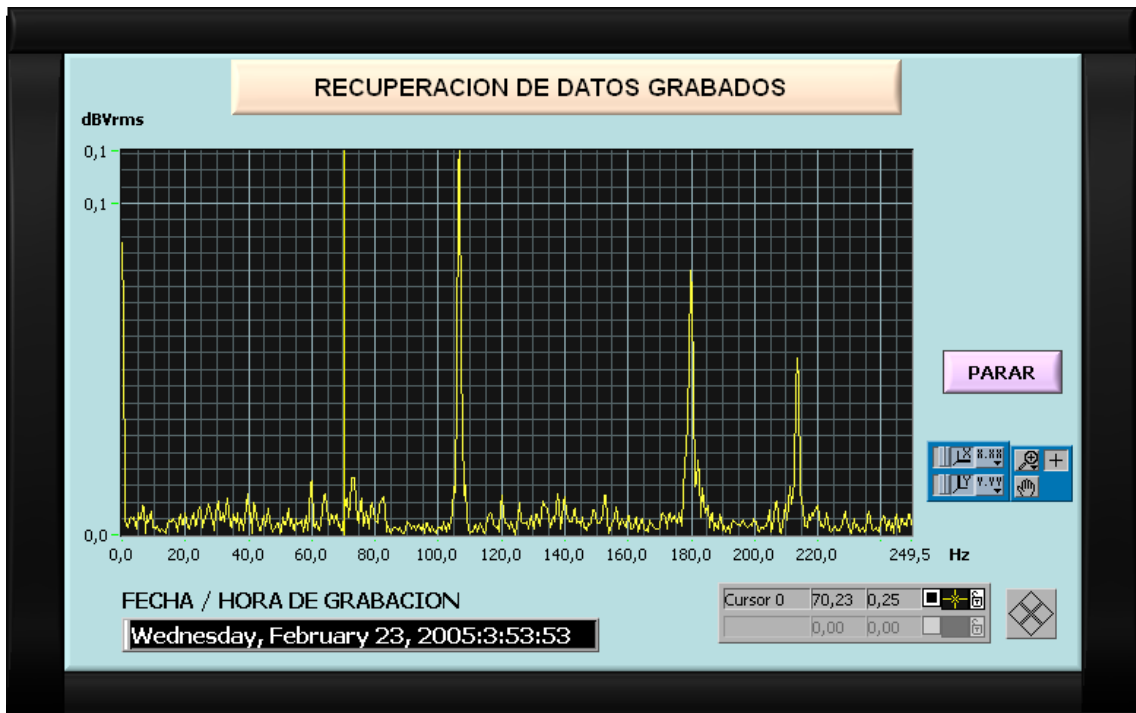


Figura 5.4. Gráfico del espectro en la parte superior-exterior del ala con el uso del canal “Acelerómetro 3”

Los resultados de frecuencias y potencias picos en los diferentes sectores del avión y con el uso de todos los canales se muestra a continuación.

Los resultados que se presentan en la siguiente tabla son con el motor operando a su máxima capacidad.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte inferior del fuselaje, junto a la antena Tx/Rx	Acelerómetro 0	107,04	0,28
	Acelerómetro 1	107,46	0,28
Parte superior del fuselaje	Acelerómetro 2	89,96	0,27
Parte superior – exterior del ala.	Acelerómetro 3	106,74	0,15

Tabla 5.1. Tabla de Resultados obtenidos

Como se observa en los gráficos y en la tabla de resultados, la herramienta virtual determina la frecuencia y la potencia de una señal de vibración en cualquier sector del avión, esto al CIDFAE a determinar que niveles de vibración son tolerantes, y de igual manera realizar comparaciones y concluir en que sector del avión la vibración es menos perjudicial.

Los datos que se toman se las realiza en las partes más críticas del avión como son:

- Parte inferior del fuselaje
- Parte superior del fuselaje
- Alas

En la parte superior del avión se coloca el acelerómetro de forma que al tomar los datos de frecuencia, permitirán comparar con los del programa COSMOS (FIGURA 5.5.).



Figura 5.5. Colocación acelerómetro parte superior del fuselaje

Posteriormente se colocan los acelerómetros en la parte inferior para de igual forma tomar los datos abajo del avión y comparar en que parte del avión no tripulado existe más concentración de vibración FIGURA 5.6.



Figura 5.6. Colocación acelerómetro parte inferior del fuselaje

Por último se colocan los acelerómetros en las alas para de la misma forma realizar la comparación de datos en el avión no tripulado FIGURA 5.7.

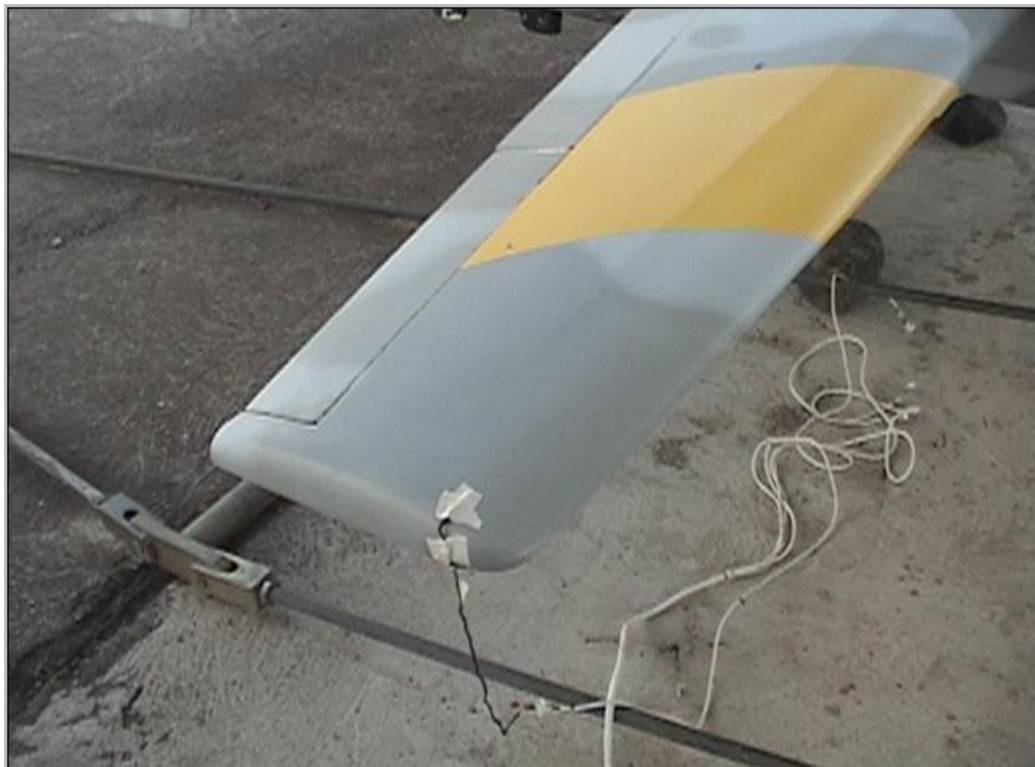


Figura 5.7. Colocación acelerómetro ala

5.2. ANTES DEL DISEÑO DE LOS SISTEMAS DE AMORTIGUAMIENTO

El avión no tripulado RPV en general en su composición tiene grandes niveles de vibración y por ende la toma de datos de frecuencia son altos.

El avión no tripulado RPV anteriormente nunca se ha realizado ningún análisis de vibraciones y por estas razones no se pueden realizar comparaciones con anteriores estudios.

Antes del diseño de los sistemas de amortiguamiento se debe obtener los datos de vibraciones y luego compararlas con los datos que se van a obtener en el presente análisis.

5.3. DESPUÉS DEL DISEÑO DE LOS SISTEMAS DE AMORTIGUAMIENTO

Luego se tomarán los datos de vibración con el sistema de amortiguación que se ha diseñado en el Capítulo IV, para de esta forma poder comparar con los datos iniciales y comprobar que los esta ha bajado sus niveles de intensidad.

5.4. PRUEBAS TÉCNICAS

Las pruebas técnicas se las realiza conjuntamente entre la parte de aviónica y lo que constituye aeronáutica, con ello cabe destacar que las pruebas se las realiza de la mejor manera como se puede apreciar en la FIGURA 5.8.



Figura 5.8. Pruebas técnicas en el avión no tripulado RPV

Las pruebas técnicas nos permiten comprobar que cada parte del avión conjuntamente aviónica y aeronáutica establezcan parámetros para que funcionen con los mejores resultados posibles y alcanzar confiabilidad con todos los sistemas armados.

5.4.1. COMPROBACIÓN DEL AVIÓN NO TRIPULADO.

La comprobación del avión no tripulado con el sistema de adquisición que se ha realizado tiene los resultados esperados ya que los datos son factibles de comprobación y comparación con el los obtenidos en el software COSMOS.

5.4.1.1. Toma de Datos en avión no tripulado

Para la toma de datos en el avión no tripulado RPV se debe tener conectados los aparatos que constituyen o conforman el sistema de adquisición de datos. Luego de realizada la conexión de los respectivos equipos y

colocados los acelerómetros se procede a la toma de datos que servirán para la comparación con los datos obtenidos en el programa COSMOS.



Figura 5.9. Pruebas técnicas en el avión no tripulado RPV

Los elementos del sistema de adquisición de datos son los siguientes:

- Monitor
- PXI-1000
- Fuentes de alimentación
- Acelerómetros
- Amplificador de señales
- Conexión de terminales
- Teclado
- Mouse



Figura 5.10. Armado del sistema de adquisición de datos

Se realizan toma datos de la siguiente manera:

- En cada parte donde se encuentran los acelerómetros colocados se toma un grupo de 10 mediciones, porque estimo que es la muestra necesaria para obtener los datos requeridos.
- Se procede a tomar el dato de mayor frecuencia en cada toma de diez datos y se saca un promedio y un dato de la mayor frecuencia obtenida en el mismo.
- Se realizan comparaciones entre las partes donde se toman los datos como son parte superior e inferior del fuselaje y alas respectivamente.
- Se comprueba con las normas establecidas si las vibraciones están dentro de parámetros admisibles.

5.4.1.2. Tabulación y conclusiones de los datos obtenidos.

En la tabulación de datos se tiene que tomar un promedio que será el dato que nos permitirá tomar los criterios de evaluación en el avión no tripulado RPV.

Datos de Frecuencia antes del Sistema de Amortiguamiento en parte inferior del Fuselaje

Datos de Frecuencia en parte inferior		
Parte	Frecuencia	Potencia
Inferior	107.2	0.75
Inferior	147.86	0.58
Inferior	177.43	0.57
Inferior	171.9	0.06
Inferior	105.35	0.28
Inferior	107.2	0.17
Inferior	107.2	0.22
Inferior	105.35	0.71
Inferior	166.34	0.24
Inferior	105.35	0.71

Tabla 5.2. Datos Iniciales parte inferior del fuselaje

A continuación en la Tabla 5.3 se tiene los valores promedios de frecuencia y de potencia obtenidos en el sistema de adquisición de datos.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte inferior del fuselaje, junto a la antena Tx/Rx	Acelerómetro 0	107,04	0,28
	Acelerómetro 1	107,46	0,28

Tabla 5.3. Promedios obtenidos parte inferior del fuselaje.

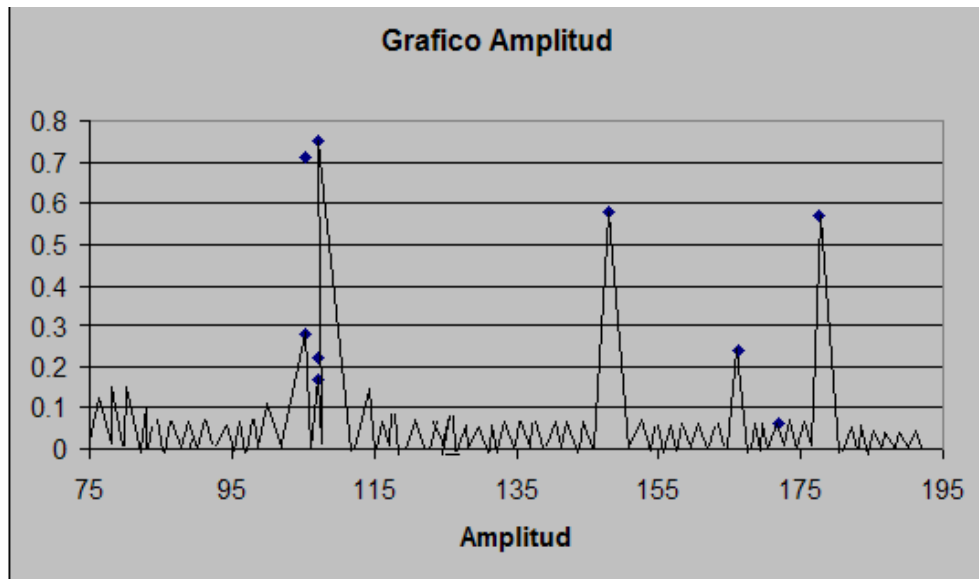


Figura 5.11. Gráfico de los datos de amplitud en parte inferior

Datos de Frecuencia en parte superior del fuselaje

Datos de Frecuencia en parte superior		
Parte	Frecuencia	Potencia
Superior	90.56	0.27
Superior	90.56	0.25
Superior	57.76	0.35
Superior	90.56	0.27
Superior	90.56	0.25
Superior	57.76	0.35
Superior	90.56	0.27
Superior	90.56	0.25
Superior	57.76	0.35
Superior	90.56	0.27

Tabla 5.4. Datos parte superior del fuselaje

En la TABLA 5.5 se pueden apreciar los datos promedios obtenidos en la parte superior del fuselaje del avión no tripulado RPV.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte superior del fuselaje	Acelerómetro 2	89,96	0,27

Tabla 5.5. Promedios obtenidos parte superior del fuselaje.

Los datos tabulados se encuentran en un gráfico en donde se observa la frecuencia mayor que se encuentra tabulada.

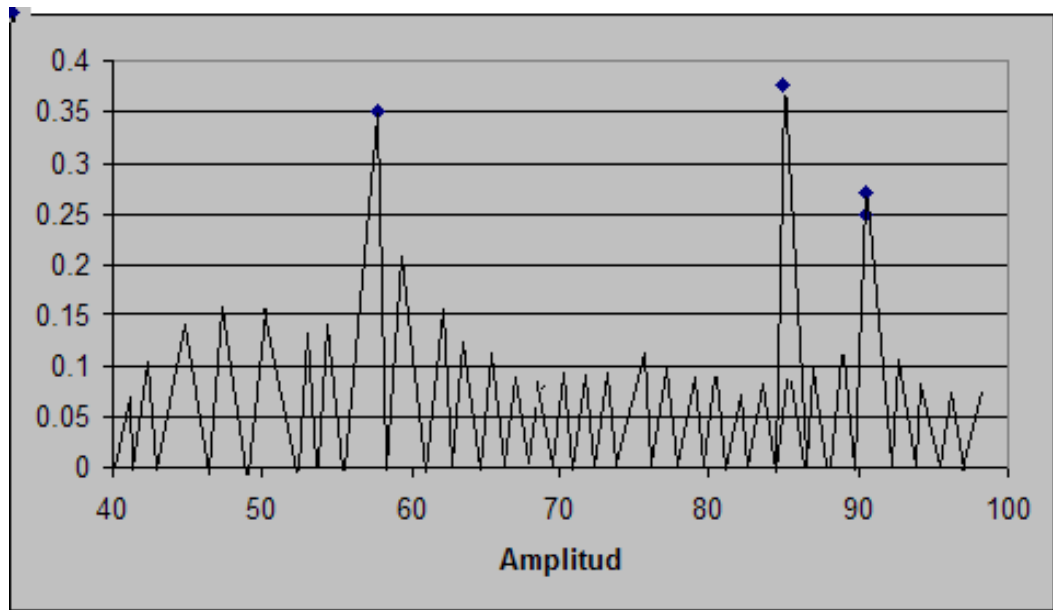


Figura 5.12. Grafico de los datos de amplitud en parte superior

Los datos de frecuencia que se obtienen en la parte superior del fuselaje son menores a los obtenidos en la parte inferior del avión no tripulado RPV.

Datos de Frecuencia en parte exterior del ala

Datos de Frecuencia en parte exterior ala		
Parte	Frecuencia	Potencia
Ala	107.2	0.12
Ala	105.81	0.15
Ala	106.74	0.11
Ala	107.2	0.17

Ala	105.81	0.15
Ala	106.74	0.11
Ala	107.2	0.17
Ala	107.2	0.12
Ala	105.81	0.15
Ala	106.74	0.11

Tabla 5.6. Datos parte exterior del ala

En la TABLA 5.7 se pueden apreciar los datos promedios obtenidos en la parte exterior del ala del avión no tripulado RPV.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte superior – exterior del ala.	Acelerómetro 3	106,74	0,15

Tabla 5.7. Promedios obtenidos parte exterior del ala.

Para observar que la frecuencia máxima tenemos el GRAFICO 5.13 de frecuencia que podemos observar a continuación.

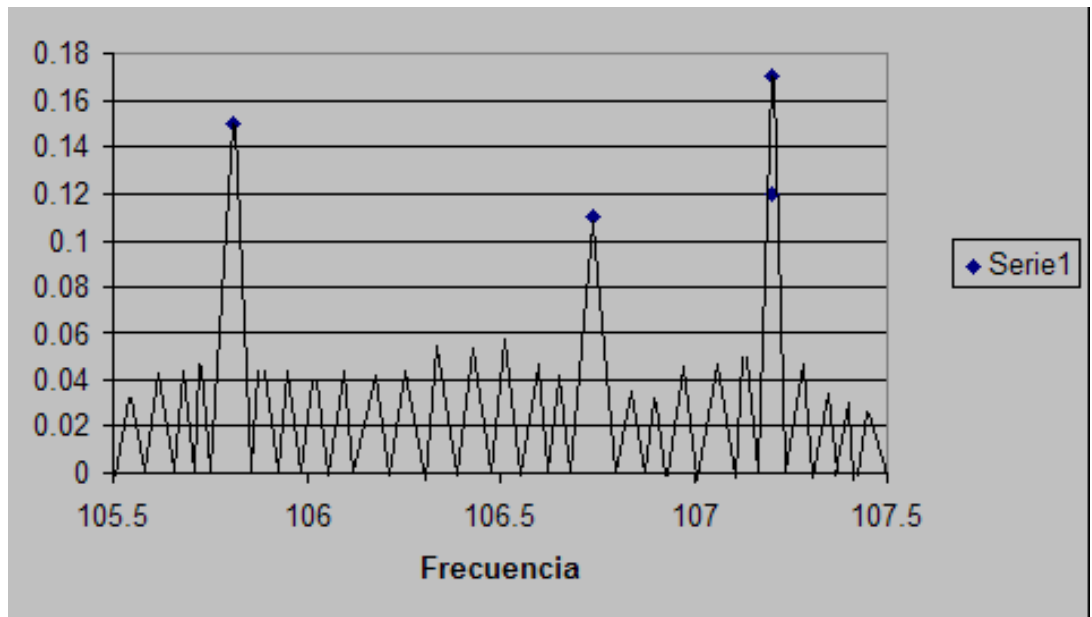


Figura 5.13. Grafico de los datos de amplitud en exterior del ala

Datos de Frecuencia con el Sistema de Amortiguamiento en parte inferior del Fuselaje

Datos de Frecuencia en parte inferior		
Parte	Frecuencia	Potencia
Inferior	97.2	0.44
Inferior	90.86	0.27
Inferior	100.43	0.38
Inferior	97.9	0.49
Inferior	95.35	0.20
Inferior	85.2	0.30
Inferior	89.2	0.16
Inferior	91.35	0.37
Inferior	96.34	0.13
Inferior	88.35	0.37

Tabla 5.8. Datos Iniciales parte inferior del fuselaje Sistema Amortiguamiento

A continuación en la Tabla 5.9 se tiene los valores promedios de frecuencia y de potencia obtenidos en el sistema de adquisición de datos.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte inferior del fuselaje, junto a la antena Tx/Rx	Acelerómetro 0	93.22	0,13
	Acelerómetro 1	92.45	0,13

Tabla 5.9. Promedios obtenidos parte inferior del fuselaje Sistema Amortiguamiento

Datos de Frecuencia en parte superior del fuselaje

Datos de Frecuencia en parte superior		
Parte	Frecuencia	Potencia
Superior	60.56	0.16
Superior	76.56	0.45
Superior	65.76	0.36
Superior	74.56	0.27
Superior	67.56	0.23
Superior	57.76	0.35
Superior	84.56	0.36
Superior	76.56	0.23
Superior	49.76	0.33
Superior	68.56	0.26

Tabla 5.10. Datos parte superior del fuselaje Sistema Amortiguamiento

En la TABLA 5.11 se pueden apreciar los datos promedios obtenidos en la parte superior del fuselaje del avión no tripulado RPV.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte superior del fuselaje	Acelerómetro 2	62.22	0,16

Tabla 5.11. Promedios obtenidos parte superior del fuselaje Sistema Amortiguamiento

Los datos de frecuencia que se obtienen en la parte superior del fuselaje son menores a los obtenidos en la parte inferior del avión no tripulado RPV.

Datos de Frecuencia en parte exterior del ala

Datos de Frecuencia en parte exterior ala		
Parte	Frecuencia	Potencia
Ala	88.2	0.12
Ala	85.81	0.15
Ala	90.74	0.11
Ala	89.2	0.17
Ala	86.81	0.15
Ala	91.74	0.11
Ala	89.2	0.17
Ala	92.2	0.12
Ala	86.81	0.15
Ala	94.74	0.11

Tabla 5.12. Datos parte exterior del ala Sistema Amortiguamiento

En la TABLA 5.13 se pueden apreciar los datos promedios obtenidos en la parte exterior del ala del avión no tripulado RPV.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte superior – exterior del ala.	Acelerómetro 3	89.55	0,11

Tabla 5.13. Promedios obtenidos parte exterior del ala Sistema Amortiguamiento

Al poder comparar los datos iniciales antes del sistema de amortiguamiento y luego de implementar el mismo se observa que si es satisfactorio ya que ha reducido las vibraciones en un factor considerable.

Los datos obtenidos y comparados son los siguientes:

LUGAR	CANAL	Comparación	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte inferior del fuselaje, junto a la antena Tx/Rx	Acelerómetro antes Sis. Amort.	107,04	0,28
	Acelerómetro después Sis. Amortiguamiento	92.45	0,13

Tabla 5.14. Comparación de Datos

Se puede observar que se ha reducido en un 40% las vibraciones que afectan al avión no tripulado RPV y de esta forma se ha mejorado el tratamiento de las vibraciones.

5.4.1.3. Comprobación según normas y manuales.

Para realizar el análisis y la comprobación según normas y manuales ya establecidos se tiene diferentes normas que son aplicables en diversos puntos

y sobre todo con diferentes aspectos que son tratados en las normas de vibraciones como la ISO 1940 y VDI 2056.

Las Normas se aplican para el conocimiento de cómo se encuentran comportándose las vibraciones si están dentro de los parámetros permisibles establecidos, esto nos permitirá especificar el nivel que puede soportar el avión no tripulado RPV y transcribirlo en el Manual de procedimientos y de mantenimiento de la aeronave.

Dentro de las normas y criterios de evaluación que se tiene se encuentran las siguientes como son:

- NORMA ISO 1940 de tolerancias de desbalanceo permisible.
- NORMA VDI 2056
- NORMA ISO-2631

Las normas que van a ser utilizadas son para el análisis de vibraciones tanto para el motor como para la parte en conjunto como es el motor y la parte estructural, ya que esto permite garantizar si se encuentran dentro de los parámetros permisibles.

5.5. PRUEBAS OPERACIONALES

5.5.1. PRUEBAS DE OPERACIÓN CON LOS OPERADORES DEL AVIÓN RPV.

Los técnicos que operan el avión no tripulado RPV son un personal altamente capacitado en las áreas en las que se requiere para la manipulación del avión tanto en las áreas de aviónica y aeronáutica.

El sistema de adquisición de datos implementado en el avión sirve para la toma de datos de vibraciones, no existe ningún inconveniente ya que el uso del mismo es de fácil aprendizaje, debido a que existe el material adecuado para el manejo del mismo.

En las pruebas que se realizaron con el avión no tripulado y a su con el sistema de adquisición de datos que se implemento se lo realizo en el banco de pruebas en donde se comprueba que todos los dispositivos se encuentren en buen estado y sobre todo brinde las capacidades para las cuales han sido fabricados.



Figura 5.14. Pruebas técnicas en el avión no tripulado RPV

En general los operadores se sienten en capacidad de poder manejar todos los dispositivos de la aeronave y sobre todo del sistema de adquisición de datos que se ha implementado.

El sistema del avión no tripulado RPV se encuentra en su fase de diseño final y pruebas que permiten a los diseñadores y operadores de la aeronave poder tener en funcionamiento con éxito todos los sistemas en el avión, y para ello también se realiza el análisis de vibraciones.

Los Operadores del avión no tripulado RPV tienen la capacidad de poder controlar el sistema de adquisición de datos, para poder en un futuro

estar constantemente en el seguimiento del comportamiento de las vibraciones en la aeronave.

Estos datos son una fuente valiosa de consulta, para de esta manera saber a ciencia cierta si es que el sistema de amortiguamiento funciona.

Los datos y las conclusiones que se obtengan después de finalizado el presente análisis, servirá para complementar el manual de mantenimiento y procedimientos del avión no tripulado RPV, en donde se especifique el problema de las vibraciones que servirán a futuro para las construcción de aeronaves según la necesidad de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

5.6. ANÁLISIS DE RESULTADOS.

Para el análisis obtenidos en el software COSMOS se puede decir que la parte más crítica en donde se encuentran mayores frecuencias y por consecuencia obtener los puntos con mayor vibración están ubicadas en la parte inferior del fuselaje y en el ala, por estas razones es que se han suscitado fallas en diferentes partes electrónicas que es el principal problema que causan las vibraciones.

Los datos de frecuencia que se ha obtenido tanto en el sistema de adquisición de datos como en el software COSMOS son similares y esto permite tomar en consideración el nivel en que se encuentran las vibraciones, adicional se puede tomar acciones y saber en que parte se ubican los puntos más críticos.

Los puntos críticos como se señalo anteriormente son las alas y la parte inferior del fuselaje, con lo cual se puede confirmar que las fallas que se han dado ya sean con las antenas Rx que se encuentran ubicadas en la parte inferior y los servos colocados en las alas para tener el control de los planos de vuelo como son los alerones y flaps.

Según las normas aplicadas en el caso de vibración se tomo dos que son:

- Norma ISO 1940
- Norma VDI 2056
- NORMA ISO-2631

Con la Norma ISO 1940 se calcula la tolerancia utilizando la ecuación (3.1.), de desbalanceo que se produce en el motor calculando de la siguiente forma:

$$TB(\text{onz} - p \lg) = \frac{0.281 * 6.3 * 4000}{6300} \quad (5.1)$$
$$TB(\text{onz} - p \lg) = 1.124 \text{ onz} - p \lg$$

Luego del cálculo realizado se llega a concluir que el contrapeso permisible que se debe utilizar en el plano de corrección, para que no tenga desbalanceo es: 1.49 gr.

Con este análisis realizado podemos llegar a concluir que los datos obtenidos son reales y eficaces ya que permite tomar decisiones que permitirán y disminuirán accidentes que se pueden presentar en un futuro.

Según la Tabla de juicio de vibración ¹ y con los datos obtenidos de frecuencia se puede ir a la tabla de juicio de vibración en la cual nos permite analizar si es que las vibraciones se encuentran dentro de un grado admisible o inadmisibles, para ello utilizamos el mayor valor tanto de frecuencia como de amplitud que obtuvimos y tomando la siguiente tabla:

¹ Tablas de Vibraciones Norma VDI 2956

TABLA GENERAL DE JUICIO DE VIBRACION

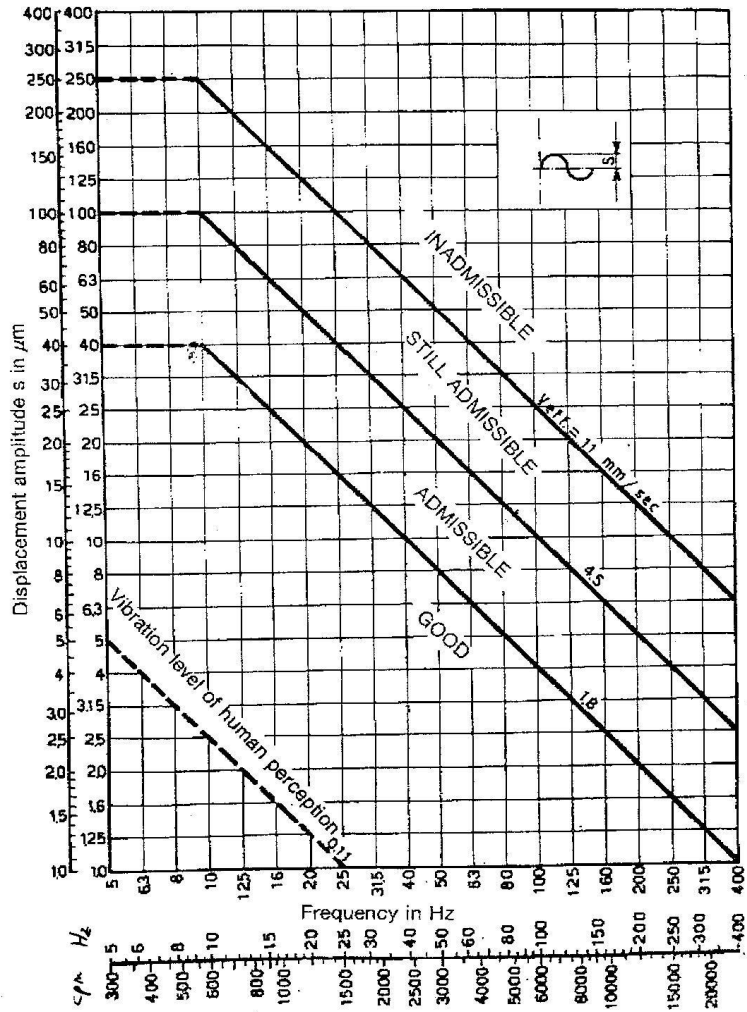


Figura 5.15. Tabla de análisis de vibración

En la tabla que se encuentra el (anexo F) y con los valores como son:

En la parte inferior del fuselaje

Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
107,04	0,28

Tabla 5.15. Datos de Frecuencia fuselaje antes del Sistema de Amortiguamiento

En la parte inferior del fuselaje

Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
92.45	0,13

Tabla 5.16. Datos de Frecuencia Fuselaje después del Sistema de Amortiguamiento

Introducimos los valores obtenidos tanto de frecuencia (Hz) en el eje x y el valor de potencia (Vrms) en el eje y, nos da como resultado para nuestro análisis en el avión no tripulado RPV que se encuentra en el nivel de Still Admisible (Todavía Admisible).

Lo que nos quiere decir con esto que las vibraciones comparadas con otras máquinas son mínimas, pero para el avión no tripulado RPV todavía están dentro de un nivel que es permitido, y llega también a concluir que no afecta a todas las partes del avión sino a ciertas partes como son las electrónicas que cambiando por otras se puede solucionar este problema.

Por consiguiente los datos tanto antes y después del Sistema de Amortiguamiento se encuentra en el nivel Admisible, por lo tanto nos lleva a concluir que el sistema de amortiguamiento ha sido válido y efectivo.

Finalmente con los datos obtenidos y los juicios de vibración ya establecidos, se puede dar soluciones y recomendaciones que será utilizadas en el Manual de Mantenimiento de los aviones no tripulados RPV, para que se tomen las medidas necesarias en el momento de la construcción de los RPV's y no se tenga los mismos problemas suscitados con anteriormente y accidentes causados.

En el Manual de Mantenimiento se tendrá que tomar muy en cuenta este análisis, puesto que en un futuro que se fabriquen más aeronaves para incrementar la flota, se tiene que realizar con las medidas de control necesarias que son básicas para que el avión no tripulado RPV no sufra pérdidas graves que lamentar.

En conclusión se puede apreciar muy claramente que el Sistema de Amortiguamiento es ideal para la aeronave puesto que no influye en su performance ni en su peso que es el apropiado con el que se lo fabricó, manteniendo las características del productor.

CAPÍTULO VI

SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS

6.1. NECESIDADES DE ACONDICIONAMIENTO

Elemento o elementos de un sistema de medida o control que procesan la señal procedente de un transductor bien para adecuarla a un nuevo formato, bien para mejorar su *calidad*.

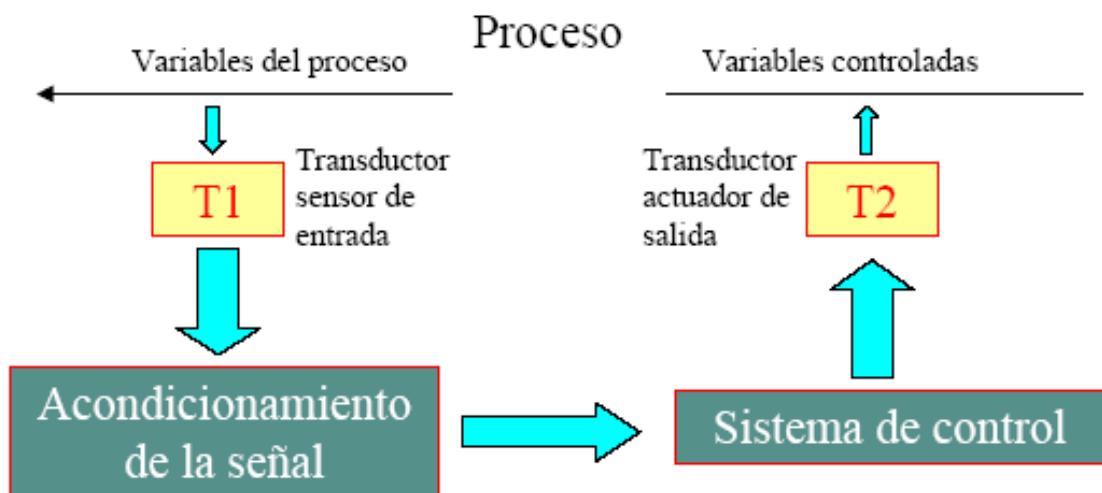


Figura 6.1. Proceso

Dos formas de implantación

- Analógica
- Circuitos pasivos (con resistencias, condensadores y bobinas).
- Circuitos activos (con Amplificadores operacionales).
- Menor coste.
- Menor tiempo de procesado.
- Digital
- Menor incertidumbre (menor influencia de ruidos, impedancias, etc.).
- Rápido aumento del uso de computadores para medida y control.
- Posibilidad de implementar procesamientos más complejos.
- Siempre es necesario un primer procesado analógico aun cuando la mayor parte del procesado sea digital.

6.1.1. ELEMENTOS DE ACONDICIONAMIENTO

6.1.1.1. Diseño y elaboración circuitos de acondicionamiento de señal.

Debido a que los acelerómetros entregan una señal muy baja de voltaje a su salida, se ha visto necesaria la elaboración de circuitos amplificadores.

En el avión serán colocados dos acelerómetros orientados en forma paralela a la dirección de la gravedad, lo que dará como salida una señal positiva y dos en dirección opuesta a la gravedad lo que dará como salida una señal negativa. Los amplificadores están diseñados para tener una ganancia de 15, es decir, en su salida se obtendrá una señal 15 veces mayor a la señal de entrada.

Para los acelerómetros que se encuentren montados de tal manera que su orientación esté acorde a la dirección de la gravedad "+g", se diseñó el siguiente circuito.

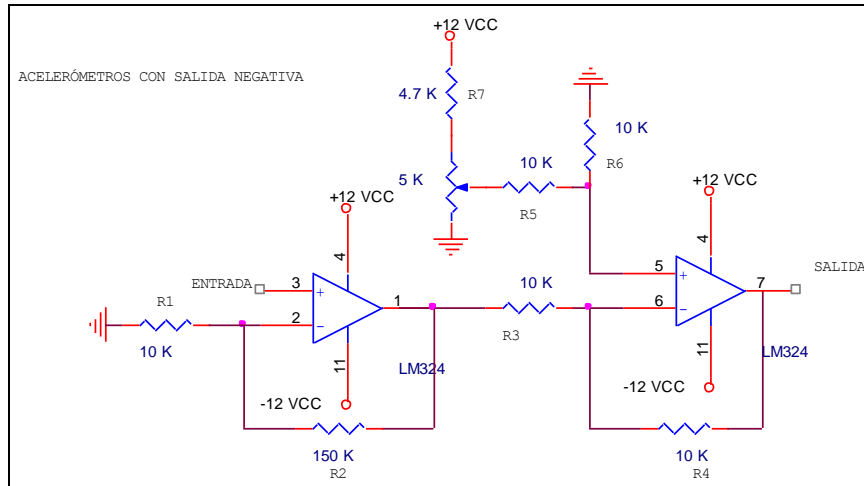


Figura 6.2. Diagrama Esquemático para los Acelerómetros con Orientación similar a la Gravedad (+g)

El circuito se encuentra dividido en 2 bloques. El primero corresponde al amplificador con ganancia de 15 ($A_v = 15$) y el segundo corresponde a un circuito restador con $A_v = 1$, en cuya entrada no inversora tendrá un voltaje variable y en la entrada inversora estará el voltaje amplificado proveniente del primer bloque.

Para los cálculos del voltaje que entregan los acelerómetros, se ha tomado el voltaje más alto registrado, se lo amplificará acorde a las especificaciones de la tarjeta MIO 6070E.

Las fórmulas utilizadas y los cálculos se describen a continuación:

Circuito Amplificador:

$$A_v = \frac{R_2}{R_1} + 1 \quad (6.1)$$

$$A_v = \frac{150K\Omega}{10K\Omega} + 1$$

$$A_v = 15 + 1$$

$$A_v = 16 \quad (6.2)$$

$$V_o = V_i \left(\frac{R_2}{R_1} + 1 \right) \quad (6.3)$$

$$V_o = 0.6V \left(\frac{150K\Omega}{10K\Omega} + 1 \right)$$

$$V_o = 0.6V(16) \quad (6.4)$$

$$V_o = 9.6V$$

El siguiente diagrama se presenta en forma similar al anterior, con la única diferencia que a este se le ha añadido un circuito inversor con $A_v = 1$, el cual se encargará de acondicionar la señal de los acelerómetros que aceleren negativamente.

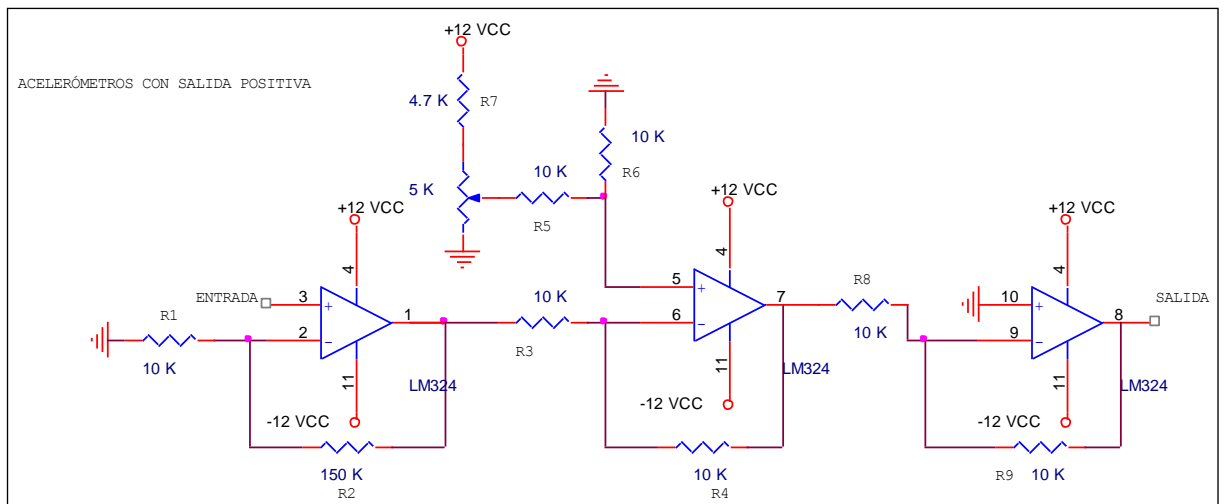


Figura 6.3. Diagrama Esquemático para los Acelerómetros con Orientación opuesta a la gravedad.

Las fórmulas utilizadas y los cálculos se describen a continuación:

Circuito Amplificador:

$$A_v = -\frac{R_9}{R_8} \quad (6.5)$$

$$\begin{aligned}
A_v &= -\frac{10K\Omega}{10K\Omega} \\
A_v &= -1 \\
A_v &= 1 \\
V_o &= -V_i \frac{R_9}{R_8} \tag{6.6} \\
V_o &= -(-9.6) \left(\frac{10K\Omega}{10K\Omega} \right) \\
V_o &= 9.6V
\end{aligned}$$

El segundo bloque de los diagramas, muestra un circuito restador, el mismo que constituye la compensación OFF – SET.

Los voltajes obtenidos son satisfactorios, ya que no exceden las especificaciones de la tarjeta.

Para el circuito de compensación Off-set, se utilizaron las siguientes fórmulas.

$$V_o = V_2 \left(\frac{R_4}{R_4 + R_2} \frac{R_1 + R_3}{R_1} \right) - \frac{R_3}{R_1} V_1 \tag{6.7}$$

En vista de que las resistencias son del mismo valor, la ganancia del circuito es 1, entonces la fórmula quedaría de la siguiente manera:

$$V_o = V_2 - V_1 \tag{6.8}$$

El voltaje v_2 corresponderá a las señales que entreguen los acelerómetros previamente amplificados, a este voltaje se le restará el voltaje variable v_1 hasta obtener a la salida un voltaje de 0.0 V cuando los acelerómetros no estén en operación. v_1 es acorde con las variaciones del potenciómetro del circuito.

Tomando como referencia el acelerómetro que utilizamos en este proyecto, tenemos una salida de 0.17V cuando este no está en operación, a este valor tenemos que restarle 0.17V para obtener un valor de 0.0V.

$$V_o = 0.17V - 0.17V$$

$$V_o = 0V \quad (6.9)$$

6.1.1.2. Diseño de la fuente de alimentación para los amplificadores.

La función de la fuente de alimentación es de proveer el voltaje necesario para abastecer a los cuatro amplificadores.

El circuito se alimenta directamente de una red de 120VAC/60Hz, la cual a través de un transformador T1 produce una salida de voltaje de 12 o 12 VAC, con una corriente de 1A, como se indica en la figura 6.4.

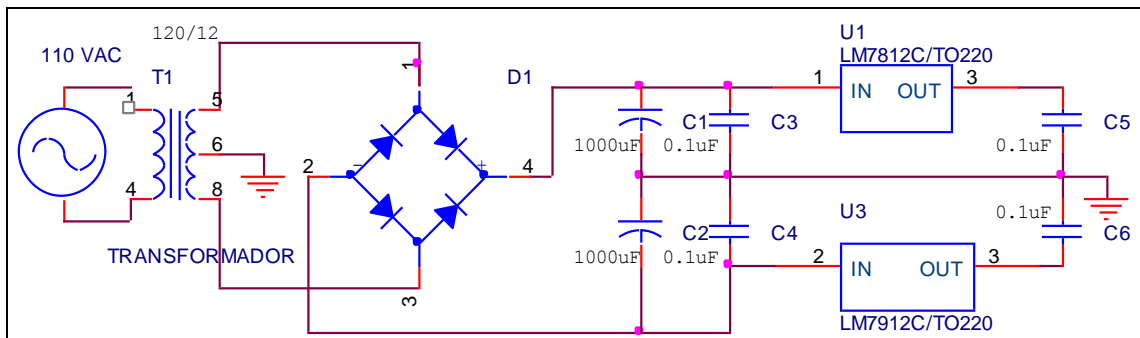


Figura 6.4. Diagrama Esquemático de la Fuente de Alimentación.

Conectado a la salida del transformador se encuentra un puente rectificador de onda completa D1 y filtros de entrada electrolíticos, los mismos que proporcionan corriente de rizado a los 2 reguladores de voltaje (LM7812 y LM7912), para posteriormente obtener salidas de +12VDC y -12VDC estables y sin variaciones.

6.1.1.3. Diseño de la placa de la fuente de alimentación y los circuitos amplificadores.

Antes de realizar las placas de los circuitos, se debe revisar que los diagramas esquemáticos estén bien, posteriormente realizar las pruebas en el Protoboard.

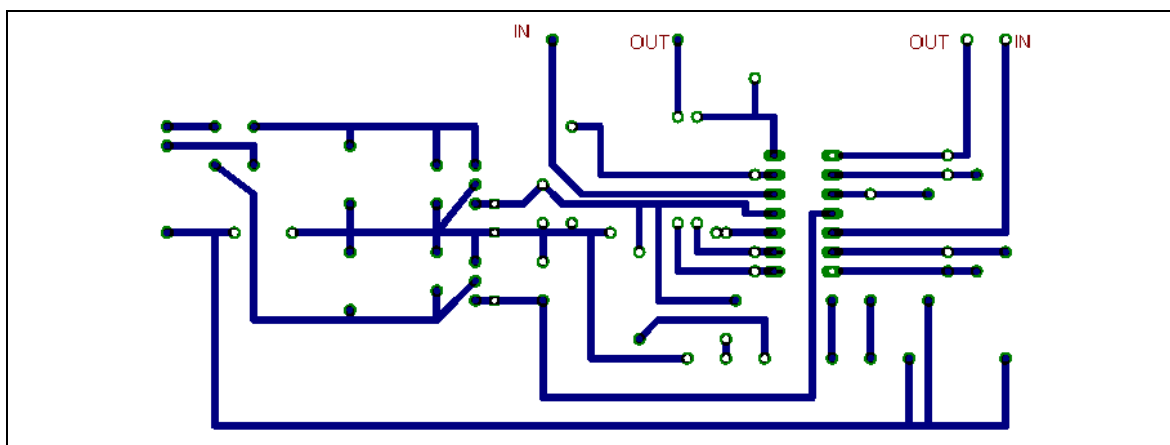
Para el diseño de las placas es necesario el uso del paquete electrónico EAGLE 4.03, este paquete nos ayuda a la elaboración de cualquier tipo de placas para circuitos, como se puede observar en la figura 6.5.

Antes de realizar el trazo de las pistas, se debe realizar una medición de las dimensiones de los elementos, ya que existe una variedad de tamaños.

El trazo de las pistas se realiza siguiendo el diagrama esquemático, tratando de ahorrar el mayor espacio posible y procurando de evitar el mayor número de puentes posibles.

Diseñado en el programa imprimir las pistas y trazarlas en las placas de baquelita virgen con marcador indeleble. Posteriormente soldar uno por uno los elementos en la placa.

Para los amplificadores operacionales, es recomendable el uso de zócalos para evitar el recalentamiento de los operacionales.



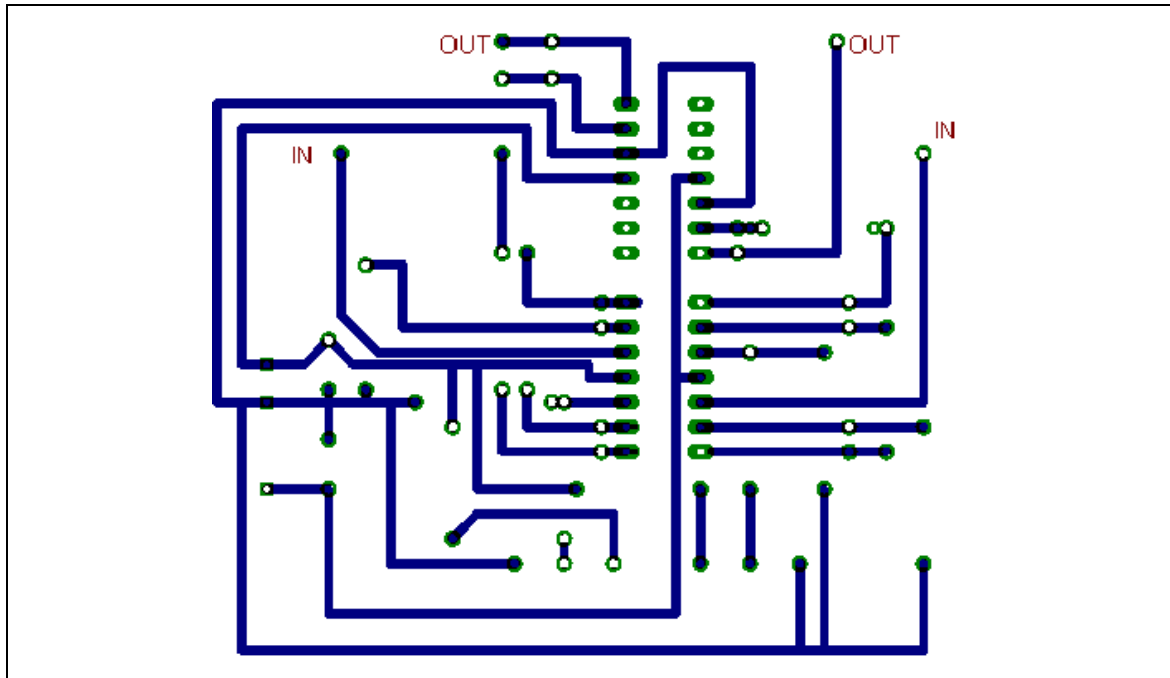


Figura 6.5. Circuito Impreso de La Fuente de Alimentación de los Amplificadores.

6.1.2. SENSORES

Los Acelerómetros Piezorresistivos de ENTRAN destacan por su tamaño minúsculo, peso mínimo y alta sensibilidad. La gama de acelerómetros con elemento sensible de substrato de silicio pueden tener una ganancia de hasta 100mV/g, con peso menor a 0,5g y un ancho de banda entre 0..150Hz y 0..10kHz. Debido a su robustez y prestaciones son utilizados en sectores tan severos como crash test o ensayos espaciales. Debido a su tecnología no necesitan de electrónica sofisticada (y por tanto cara). Características: rangos: entre 0.±2g hasta 0.±5000g precisión: < 1% F.E. Aplicaciones típicas: biodinámica, crash test y ensayos en automóvil, ensayos en vuelo, medidas en bogie en sector del ferrocarril, test en túneles de viento , etc.



Figura 6.6. Acelerómetro EGA

Figura 6.7. Acelerómetro EGAX

El acelerómetro de tipo de compresión como se muestra en el diagrama fue el primer tipo a ser desarrollado. Por lo general se prefiere el acelerómetro del tipo de cizallamiento, configurado de tal manera que el elemento activo esta sujeto a fuerzas de cizallamiento. También hay otros tipos de diseños para acelerómetros.

Se puede considerar al acelerómetro piezo eléctrico como el transductor estándar para medición de vibración en máquinas. Se produce en varias configuraciones, pero la ilustración del tipo a compresión sirve para describir el principio de la operación. La masa sísmica está sujeta a la base con un perno axial, que se apoya en un resorte circular. El elemento piezo eléctrico está ajustado entre la base y la masa. Cuando una materia está sujeta a una fuerza, se genera una carga eléctrica entre sus superficies. Hay muchas materias de este tipo.

Cuartzo se usa más. También hay materias piezo eléctricos sintéticos que funcionan bien y en algunos casos son capaces de funcionar a temperaturas más altas que el cuarzo lo puede hacer. Si se incrementa la temperatura de un material piezo eléctrico, se va llegar al llamado "punto curie" o " temperatura curie" y se pierde la propiedad piezo eléctrica. Una vez que esto pasa, el transductor está defectuoso y no se puede reparar.

Cuando se mueve el acelerómetro en la dirección arriba abajo, la fuerza que se requiere para mover la masa sísmica esta soportada por el elemento activo. Según la segunda ley de Newton, esa fuerza es proporcional a la aceleración de la masa. La fuerza sobre el cristal produce la señal de salida, que por consecuente es proporcional a la aceleración del transductor. Los acelerómetros son lineales en el sentido de la amplitud, lo que quiere decir que tienen un rango dinámico muy largo. Los niveles más bajos de aceleración que puede detectar son determinado unicamente por el ruido electrónico del

sistema electrónico, y el límite de los niveles más altos es la destrucción del mismo elemento piezo eléctrico. Este rango de niveles de aceleración puede abarcar un rango de amplitudes de alrededor de 10 , lo que es igual a 160 dB. Ningún otro transductor puede igualar esto.

El acelerómetro piezo eléctrico está muy estable sobre largos periodos. Mantendrá su calibración si no se le maltrata. Las dos maneras de que se puede dañar un acelerómetro son la exposición a un calor excesivo y la caída en una superficie dura. Si se cae de una altura de más de un par de pies, en un piso de concreto, o en una cubierta de acero, se debe volver a calibrar el acelerómetro para asegurarse que el cristal no se cuarteó. Una pequeña cuarteadura causará una reducción en la sensibilidad y también afectará de manera importante a la resonancia y a la respuesta de frecuencia. Es una buena idea calibrar los acelerómetros una vez al año, si están en servicio con colectores de datos portátiles.

El rango de frecuencias del acelerómetro es muy ancho y se extiende desde frecuencias muy bajas en algunas unidades hasta varias decenas de kilohertzios. La respuesta de alta frecuencia está limitada por la resonancia de la masa sísmica, junto con la elasticidad del piezo elemento. Esa resonancia produce un pico importante en la respuesta de la frecuencia natural del transductor, y eso se sitúa normalmente alrededor de 30 kHz para los acelerómetros que se usan normalmente. Una regla general es que un acelerómetro se puede usar alrededor de 1/3 de su frecuencia natural. Datos arriba de esta frecuencia se acentuarán debido de la respuesta resonante, pero se pueden usar si se toma en cuenta este efecto.

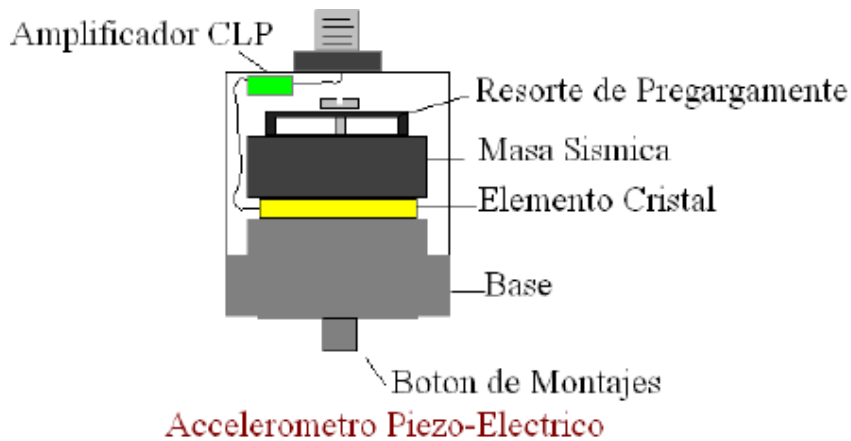


Figura 6.8. Acelerómetro Miniatura EGA Composición

6.1.2.1. Principio de operación.

Los acelerómetros de Entrán emplean un Puente de Wheatston completamente activo o medianamente activo consistiendo cada uno de galgas de tensión semiconductoras, expandidas, fina película o galgas de tensión piezoresistiva epitaxial o las galgas de tensión de hoja de metal. Las galgas de tensión son cualquiera que este enlazada a un objeto sensante de vibración el cual esta sujetado a una o más superficies o difundido atómicamente, implantado o desarrollado como parte del objeto sensante. Otras técnicas tales como un diafragma micro-maquinado o un colector de fuerza también son empleados. El objeto de aceleración soporta una masa en un cierto punto a lo largo de su longitud libre.

Cuando la masa experimenta la aceleración, esta produce flexión o doblamiento, que alternadamente crea la tensión en las galgas de tensión. La tensión es proporcional a la aceleración aplicada y como las galgas de tensión están situadas en áreas de ambos tensores y la tensión compresiva, produce un desequilibrio del puente. Con un voltaje aplicado a la excitación del puente, este desequilibrio produce un cambio del voltaje en el puente como la salida del mismo que es proporcional a la aceleración que actúa en la masa.

6.1.2.2. Montaje.

Para alcanzar medidas exactas con su acelerómetro, es importante que el acelerómetro esté montado firmemente al objeto de la prueba. El impulso de la aceleración se debe transmitir al acelerómetro sin alteración y la unidad entera debe experimentar la aceleración. Para los acelerómetros con montajes del tornillo o perno, la superficie entera debe estar firmemente en contacto con el objeto de prueba. Cerciórese de que ninguna suciedad u otras partículas estén entre el acelerómetro y su superficie de montaje. Si la unidad no está herméticamente sujeta, el acelerómetro así mismo puede vibrar en el objeto de prueba dando resultados erróneos y puede causar daños a la unidad.

Para los acelerómetros de montaje sin agujeros, la sujeción con pegamento o abrazadera externa es el método típico del montaje. Para las unidades que se sujetan con abrazadera al objeto de prueba, tener cuidado de sujetar firmemente el acelerómetro con abrazadera a la superficie de montaje. Se debe tener la precaución de no crear demasiada fuerza de sujeción puede torcer, doblar o presionar la carcasa del acelerómetro.

Algunas de las carcasas se construyen de una aleación de aluminio para conservar la masa y se deben sujetar con extremo cuidado. Si usted está inseguro sobre su procedimiento para sujetarlo, controle la salida cero "g" del acelerómetro. Cualquier cambio repentino o grande en la salida puesta indicará demasiada presión de sujeción.

Si usted está poniendo el acelerómetro en su lugar, tenga cuidado de no exceder la temperatura de funcionamiento del acelerómetro. Utilice un pegamento rígido y mantenga una línea fina del pegamento entre el acelerómetro y la superficie de montaje. Un pegamento suave con un volumen grande actuará como resorte y puede torcer la frecuencia entrada al acelerómetro.

Para bajas medidas "g" o el montaje de acelerómetros ligeros, un cemento de contacto comercial puede ser utilizado. La unidad se puede entonces quitar con el solvente apropiado.

Algunos usuarios quitan los acelerómetros montados en esta manera torciendo la unidad de la superficie de montaje con los alicates. Encajando a presión o torciendo una unidad montada con cemento no es recomendada y puede dañar el acelerómetro.

Sin embargo si usted utiliza este procedimiento, cubra las quijadas de los alicates con cinta masking (taipe). Esto prevendrá una acción rápida metal sobre metal (lo que generalmente excita la resonancia) mientras que usted quita la unidad. Agarre la unidad firmemente pero no oprima la cubierta.

Entonces tuerza suavemente la unidad paralela a su superficie de montaje para crear una fuerza de esquileo en el cemento (los cementos son generalmente los más débiles del modo de esquileo). Tenga cuidado de no golpear el acelerómetro contra el objeto de prueba.

Para el bajo "g", datos de baja frecuencia con los acelerómetros miniatura, es posible utilizar doble cinta u otros los métodos de envolver con cinta para asegurar el acelerómetro en su lugar. Asegurarse que la unidad está pegada firmemente al objeto de prueba y que un ambiente frecuente no debilitará la cinta.

6.1.2.3. Medios e impermeabilización del módulo de guía salida/compensación.

A) CONSIDERACIONES DE LOS MEDIOS DE SALIDA.

La guía de salida del acelerómetro (lado eléctrico de conexión) usualmente no esta sellado para la intrusión de agua o a la exposición general de los medios y no se pueden generalmente sumergir en agua sin una protección especial.

Muchos sensores de Entran están disponibles con una pequeña salida resistente al agua para pequeños períodos (opción "X") que pueda permitir la exposición al agua por períodos a partir de ocho horas a varios meses dependiendo de la presión, temperatura, y si o no el tratamiento de la opción X del acelerómetro incluye una envoltura resistente al agua sobre los alambres o el cable de guía. La envoltura esta incluida en los acelerómetros que tienen suficiente tamaño.

B) MEDIOS DE PROTECCIÓN PARA LA COMPENSACIÓN DEL MÓDULO

En los acelerómetros que tienen un módulo externo de compensación, el módulo no está ambientalmente sellado y no se puede ser sumergido en agua sin dañarse. Si la protección de los medios es requerida para la compensación del módulo, esto se debe especificar y pedir como opción.

C) AMBIENTES SEVEROS

Para la exposición o la sumersión en ambientes corrosivos o severos compatibles con 304SS o largos períodos de sumersión en agua, Entran puede proveer acelerómetros especiales con un tubo flexible de acero inoxidable sobre los alambres de guía. Esta tubería de 1/8" (3.2m m) de diámetro está disponible con longitudes continuas hasta 20 pies. (6m) con secciones adicionales de 20 pies (6m) conectadas por un sistema simple de acoplamiento.

En consideración los acelerómetros de este tipo, esté seguro que el acelerómetro está seleccionado para resolver los requerimientos ambientales extremos. El acelerómetro modelo de EGS de Entran está provisto de la tubería de acero como estándar.

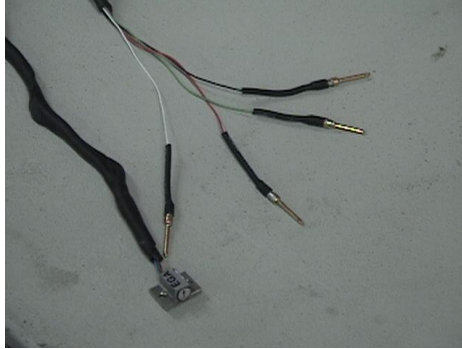


Figura 6.9. Acelerómetro Miniatura EGA

D) CONECTORES Y TERMINACIÓN DEL ALAMBRE DE GUÍA

La terminación del alambre de guía y las opciones del empalme eléctrico por lo general no son ambientalmente tolerantes o sumergibles en agua. Las opciones de la impermeabilización que utilizan el forro o la tubería sobre los alambres o el cable de guía están abiertas en el extremo de la terminación de la guía. Deben estar terminadas en un área protegida. La terminación especial de la guía o los conectores impermeables deben estar especificados para resolver requerimientos ambientales en esta área.

6.1.2.4. Módulo de compensación.

Algunos acelerómetros, generalmente el más pequeño, tienen circuito de acondicionamiento para la compensación del Cambio Termal Cero y Cambio Termal de Sensibilidad situado en un módulo externo el cual está conectado en línea con los alambres de la guía. Se llama Módulo de Compensación y se cubre típicamente con un tubo pequeño del acero inoxidable de solo algunos milímetros de diámetro.

El módulo contiene generalmente varios resistores miniatura los cuales no tienen que estar mantenidos en la misma temperatura que el acelerómetro. Las características del módulo no cambian con la temperatura sobre el Rango de Temperatura Compensada y funciona como un circuito pasivo independiente. Los módulos estándares se pueden exponer a una gama de temperaturas de -40°C a 120°C (-40°F a 250°F) sin daño

El módulo está localizado a una distancia del sensor que se indica en la hoja de especificaciones, típicamente 46 centímetros (18 pulgadas) de la parte posterior del acelerómetro.

No quite el módulo de compensación del acelerómetro en las unidades que tienen un módulo externo. Sin el módulo de compensación, el acelerómetro no resolverá especificaciones termales y puede ser dañado si se aplica el voltaje estándar de la excitación cuando el módulo no está conectado con la unidad. Si usted debe volver a poner el módulo en su sitio, usted puede re-empalmarlo a otra posición.

Sin embargo, esté seguro de volver a conectar todos los alambres a sus colores respectivos y no invierta el módulo. Cada módulo se empareja a un acelerómetro específico; usted no puede empalmar un módulo a partir de un acelerómetro a otro.

Los acelerómetros sin módulos externos de compensación tienen un módulo interno de compensación (dentro del sensor) o son puestos en operación sin necesidad de usar uno.

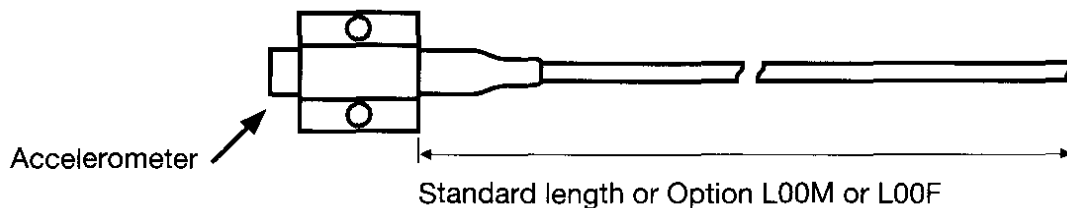


Figura 6.10. Acelerómetro con módulo interno de compensación

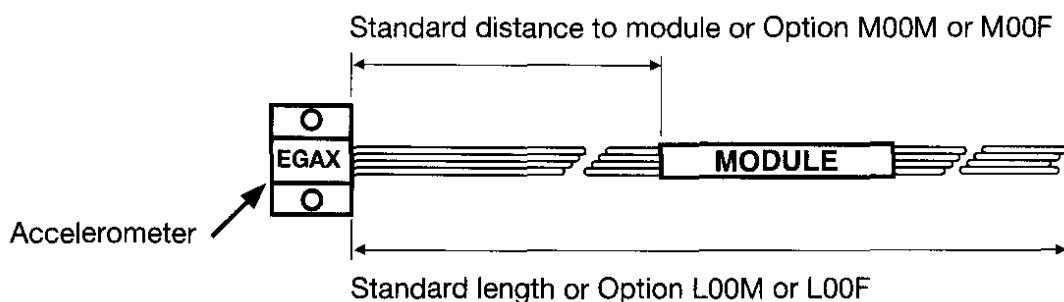


Figura 6.11. Acelerómetro con Módulo Externo de Compensación

6.1.2.5. Amplificadores internos.

Algunos de los acelerómetros en este catálogo están disponibles con un amplificador de instrumentación incorporado de alto grado. Los acelerómetros de este tipo tienen una salida a escala completa de $\pm 2.5V$ o $\pm 5V$ y están generalmente disponibles con una excitación no regulada de $\pm 15V$ bipolar o de 24 a 30V.

6.1.2.6. Calibración de la desviación (r cal).

La calibración de la desviación es un método que crea un cambio eléctrico de la salida en el acelerómetro para chequear la integridad del sensor y de cualquier acondicionamiento de señal conectado al mismo. Esto es logrado conectando un resistor a través de una pierna del puente del acelerómetro que produce un cambio en la compensación cero (ZERO OFFSET) del acelerómetro.

El cambio previsto en la compensación cero con un resistor de desviación específico está predeterminado y puede ser escogido para coincidir con una aceleración específica o un porcentaje de la Escala de Salida Completa (ESC/FSO). Esta técnica se puede realizar solamente en un acelerómetro que no contenga un amplificador interno. Porque la resistencia de la galga de tensión cambiará generalmente con temperatura, una calibración insensible de la desviación de la temperatura puede ser alcanzada substituyendo $\frac{1}{2}$ del puente del sensor por $\frac{1}{2}$ del puente inactivo del arreglo de resistores sobre los cuales una calibración de la desviación se pueda realizar, por ejemplo en las series EGAS, EGE y EGV. Esto no es necesario para los sensores con galga de tensión de lámina metálica tales como la serie EGM

6.1.2.7. Opciones.

Cada código de opción es precedido por "/"y pueden ser ligados uno detrás de otro. El grupo entero de opciones está conectado con el número del modelo estándar con "-".

Ejemplo:

EGA-F-100 - /L12M/RZ2

Número de Modelo del acelerómetro Varias Opciones

Descripción de las opciones generales:

ACELERÓMETRO	OPCIÓN
Alambre de guía especial y Longitudes del cable	L00M y L00F
Situación especial con Módulo de Compensación	M00M y M00F
Alambrado con Conectores para guía o cables	C, R, y RS
Instalación de un Acelerómetro para una entrada de amplificador	WI
Puente con alambre-5 para control de Compensación cero	5
Cambio en el Voltaje de Excitación	V00
Cambio en la gama de temperatura compensada	Z00
Cambio en la Escala de Salida Completa	S0000
Salida de guía hermética (período corto)	X
Acelerómetro de longitud especial	0000M & 00001
Acelerómetro para equipos electrónicos	Opcional

Tabla 6.1. Definiciones e información de aplicaciones

6.1.2.8. Rango o escala completa (ec/fs).

El nivel de la aceleración a el cual el acelerómetro fue diseñado para funcionar mientras se encuentra sus especificaciones es el Rango o Escala Completa (FS). Puede ser aplicado en todas las frecuencias dentro de un ancho de banda de $\pm 1/2$ dB.

Hay que tener la precaución de no aplicar el rango en frecuencias superiores al 40% de la frecuencia natural a menos que el acelerómetro haya sido apropiadamente humedecido para eliminar picos resonantes.

6.1.2.9. Limite de sobre-rango.

El límite de sobre-rango es la aceleración máxima a la cual el acelerómetro se puede exponer sin daño dentro de su $\pm 1/2$ dB de ancho de banda.

Hay que tener la precaución de no sobrepasar el límite de los acelerómetros a una frecuencia más allá ancho de banda a menos que hayan sido amortiguados apropiadamente para eliminar picos resonantes.

6.1.2.10. Overrange stops.

Éstos son los límites mecánicos que se fijan para prohibir el desplazamiento interno de la masa sísmica más allá de su capacidad. Esto es de gran uso para protección del acelerómetro, por ejemplo en caídas al piso o golpes bruscos.

6.1.2.11. Ancho de banda de la frecuencia.

El rango de frecuencia sobre el cual los acelerómetros deben ser usados es el Ancho de Banda.

6.1.2.12. Frecuencia natural.

La frecuencia natural es la frecuencia en la cual el elemento de sensante activo del acelerómetro entrará resonancia y responderá con el movimiento máximo por una aceleración aplicada específica en un estado sin amortiguación. En la frecuencia natural, el desplazamiento de fase entre la aceleración aplicada y la señal de salida es el 90° . Exponer un acelerómetro a

aceleraciones con una frecuencia mayor al 40% de la frecuencia natural puede causar daños al acelerómetro.

Hay que tener la precaución de que la excitación de la frecuencia natural probablemente dañará el acelerómetro.

6.1.2.13. Salida A Escala Completa (Fso) Y Sensibilidad.

El cambio eléctrico producido en la salida del acelerómetro cuando está alimentado por el voltaje de excitación recomendado y el rango de aceleración se aplica se llama Salida a Escala Completa (FSO). La sensibilidad de un acelerómetro, expresada por la unidad de aceleración como g, puede ser calculada matemáticamente dividiendo la Salida a Escala Completa (FSO) por la escala completa de aceleración o determinando su sensibilidad dinámica en vibración sinusoidal.

Los acelerómetros que no tienen amplificadores internos pueden funcionar con voltajes de excitación más bajos que el valor recomendado con un decremento correspondiente en sensibilidad. Por ejemplo, un acelerómetro alimentado con la mitad del voltaje recomendado tendría aproximadamente la mitad de la sensibilidad indicada.

6.1.2.14. Excitación.

El voltaje recomendado con el cual un acelerómetro estándar debe ser excitado se indica para cada serie de acelerómetro. Es deseable una fuente o una batería de alta calidad de voltaje constante con bajo ruido. Cada acelerómetro está ajustado y calibrado para tener un máximo de su funcionamiento con un voltaje específico de excitación y el uso de un voltaje inadecuado cambiará el funcionamiento del acelerómetro. Los acelerómetros con amplificadores internos deben funcionar con la excitación requerida para la que están calibrados, además de que se debe tener mucho cuidado al momento de polarizarlos.

Tenga cuidado de seguir los códigos del color del alambre de guía o las conexiones de pines para asegurar que los alambres de la guía estén conectados correctamente. Hay que tomar en cuenta la precaución de que en las conexiones incorrectas de los alambres pueden causar daño a un acelerómetro o amplificador. Si su sistema de condicionamiento de señal conecta un lado de la excitación del acelerómetro con la tierra, evite de poner a tierra cualesquiera de los plomos de la señal del acelerómetro al mismo tiempo que esto circuito corto el acelerómetro y podría estropear.

Los requerimientos de corriente pueden ser calculados a partir de la ley de ohm:

$$I = V/R \quad (6.10)$$

6.1.2.15. Impedancia de entrada y salida.

Para los acelerómetros sin los amplificadores, la impedancia nominal del puente con sus galgas de tensión individuales es la impedancia de salida. Para mejores resultados, la instrumentación usada para controlar el acelerómetro debe tener una impedancia de entrada por lo menos de 1 megohmio. La instrumentación con una impedancia baja de entrada puede reducir la sensibilidad del acelerómetro cargando la salida (típicamente una reducción del 1% con una impedancia de entrada de 100 veces la impedancia de salida del sensor, del 2% por 50 veces y tanto como el 5% por 20 veces).

La impedancia de entrada en un acelerómetro no amplificado es igual a la resistencia del puente más cualquier resistor en serie el mismo que está en una red de compensación termal.

Las impedancias de entrada y de salida en los acelerómetros con semiconductor como elementos sensantes cambiarán con la temperatura, en algunos casos tanto como el 25% por 50°C (100°F) o más.

6.1.2.16. No linealidad.

La no linealidad es la desviación de la señal de salida del acelerómetro de una línea recta teórica que se ha ajustado a los puntos de referencias de una calibración real. Expresa la desviación máxima de todos los puntos de referencias en esa calibración y se expresa como un porcentaje del FSO, generalmente como un $\pm\%$ de la banda de error.

La curva de no linealidad de un acelerómetro se puede trazar y utilizar para corregir datos de prueba reales para mejorar exactitud.

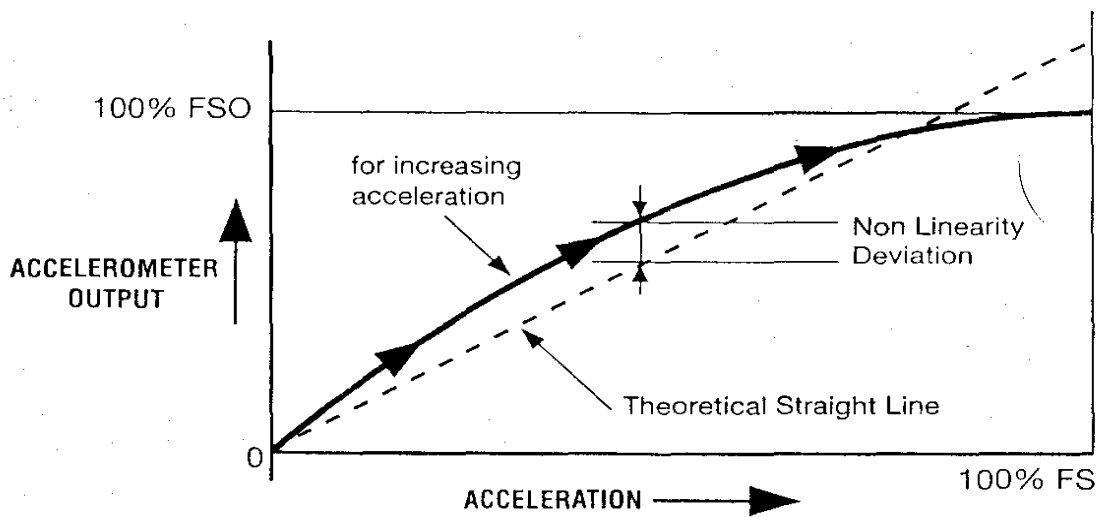


Figura 6.12. Curva de No linealidad del acelerómetro

6.1.2.17. Compensación cero (zero offset).

El offset está presente cuando a la salida eléctrica del acelerómetro no hay aceleración aplicada. Se refiere a veces como la "inclinación nula" o "línea base" del acelerómetro. Ya que los acelerómetros pueden detectar estáticamente la fuerza gravitacional de la tierra de 1g, el acelerómetro debe estar en cualquiera de sus orientaciones no sensibles del eje por lo que se refiere a gravedad, determinar su offset verdadero.

Para las medidas dinámicas, el offset se puede eliminar totalmente a través de un acoplador de AC.

6.1.2.18. Cambio termal cero – termal zero shift (tzs).

El cambio en el offset en función de la temperatura es el cambio termal cero.

6.1.2.19. Cambio termal de sensibilidad thermal sensitivity shift (tss)

El cambio en la sensibilidad del acelerómetro en función de la temperatura es el cambio termal de sensibilidad. El TSS puede ser eliminado o reducido al mínimo usando determinados números de sensibilidad en o cerca de la temperatura de uso.

6.1.2.20. Rango de temperatura de operación

El rango de temperaturas en la cual el acelerómetro funcionará sin daño de efectos termales es el rango de temperatura de operación. La exposición a las temperaturas sobre o debajo del rango de temperatura de operación causará daño permanente al acelerómetro.

6.1.2.21. Rango de temperatura compensada

El rango de temperatura en la cual el acelerómetro actuará bajo las especificaciones de cambio termal cero y cambio termal de sensibilidad es la gama de temperaturas compensada.

6.1.2.22. Sensibilidad transversal.

La sensibilidad transversal es la sensibilidad a la aceleración en dirección no sensible. Baje las sensibilidades transversales están disponible a petición.

6.1.2.23. Peso.

En algunos tipos de medidas de aceleración, el peso del acelerómetro es muy crítico y debe ser mínimo. Tenga presente, de que si el acelerómetro experimenta una fuerza "g", el peso evidente de la unidad esta en los tiempos estáticos de la carga del "g ". Si un acelerómetro pesara medio kilogramo (1,1 libras) y está sujeto a 500g, el peso aparente sería 250 kilogramos (550 libras) en 500g. Los acelerómetros de tamaño y peso pequeño, son ideales para circunstancias en las que este efecto es inevitable.

6.1.2.24. +g & Orientación del eje.

La dirección sensible del eje está indicada para cada serie de acelerómetro por una flecha dibujada. Cuando un acelerómetro se monta a una superficie que acelera positivamente en dirección de la flecha (+g), el acelerómetro producirá un cambio positivo en señal de salida (+).

6.1.3. ACTUADORES

Dentro de los actuadores que se utilizan para realizar el acondicionamiento de señal se pueden nombrar a los siguientes entre los más generales:

- Eléctricos
- Relés
- Solenoides
- Motores CC
- Motores AC
- Motores paso a paso
- Hidráulicos o neumáticos
- Válvulas neumáticas

- Válvulas de solenoide
- Cilindros y válvulas piloto
- Motores

6.2. ACONDICIONAMIENTO DE LA SEÑAL

6.2.1. Creación de los instrumentos virtuales

LabVIEW es un software que simplifica el trabajo mediante la programación gráfica de los instrumentos virtuales.

El usuario de LabVIEW puede crear sus instrumentos virtuales con o sin la ayuda de ejemplos previamente diseñados en LabVIEW, estos ejemplos guían al programador y en ocasiones ofrecen otras vías para realizar un programa.

Para la creación de la Herramienta Virtual de Adquisición de Datos de Vibración, ha sido de gran ayuda un ejemplo de *análisis espectral de una señal adquirida*, es decir, la creación de los complementos necesarios para nuestra herramienta virtual partirán tomando como referencia dicho ejemplo.

Para encontrar el ejemplo de análisis espectral, es necesario seguir los siguientes pasos:

- Abrir *LabVIEW*
- Clic en *Help*
- Clic en *Examples*
- Escribir *Spectrum Analyzer*
- Escoger *Signal and Spectrum Analyzer*
- Finalmente abrir el ejemplo *Benchmark Spectrum Analyzer*

El panel frontal se presenta como se muestra en la siguiente figura:

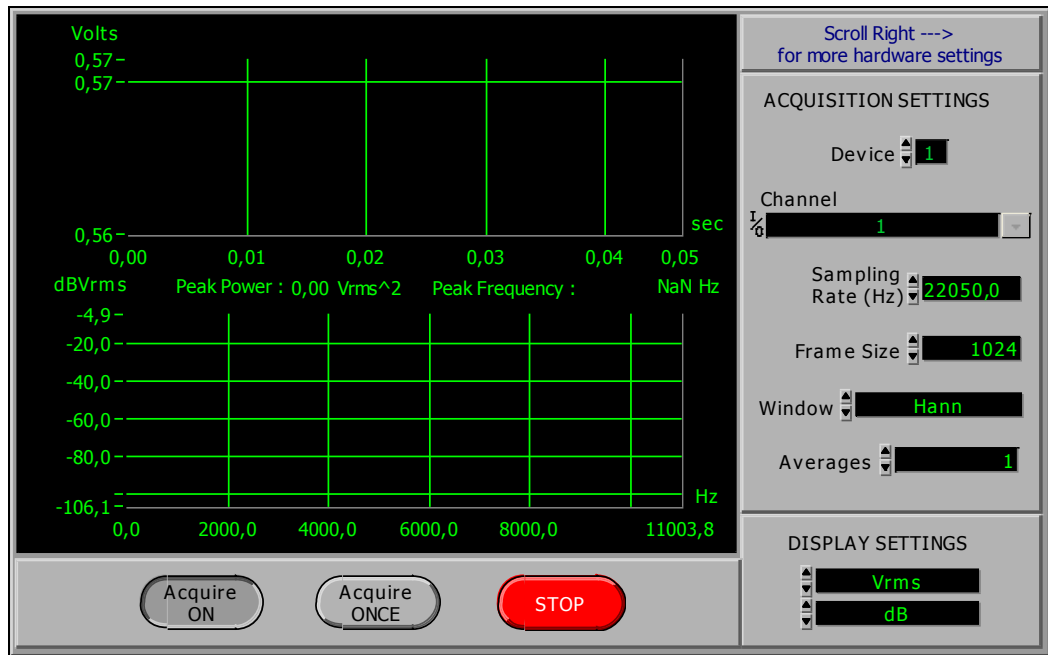


Figura 6.13. Analizador de Espectros

El diagrama de bloques se presenta de la siguiente manera:

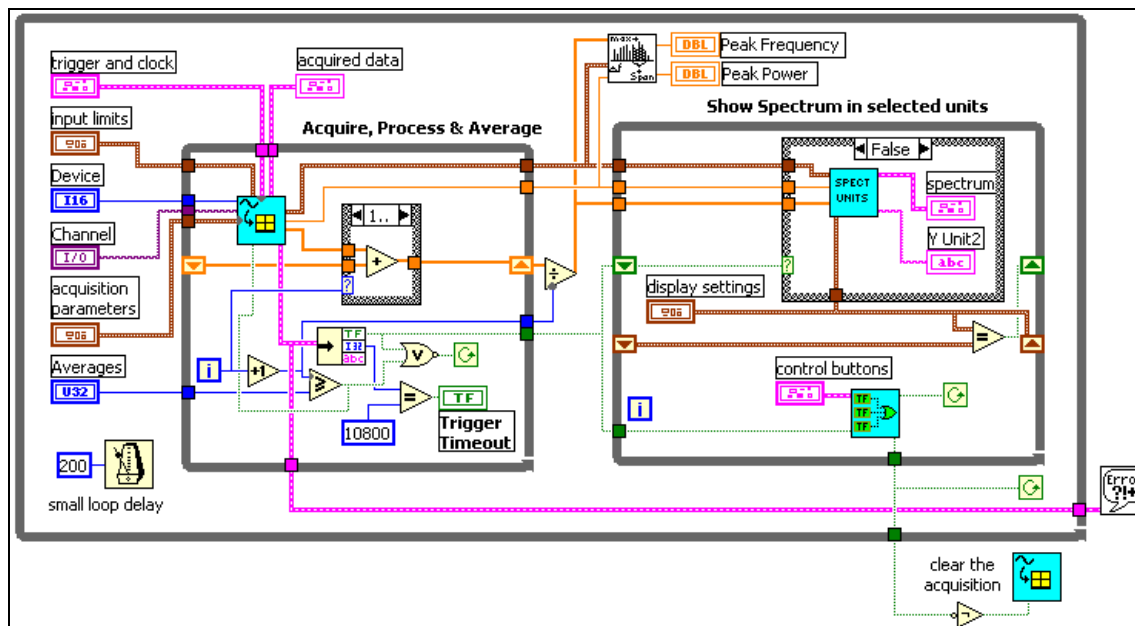


Figura 6.14. Diagrama Bloques del Analizador de Espectros

El ejemplo brinda una gran ayuda, ya que nuestro objetivo principal es el de realizar un análisis espectral de las señales que entreguen los acelerómetros.

Como se observa en el panel frontal, se tendrá que aumentar varios elementos que son necesarios para complementar la adquisición de datos de vibración, pero de igual manera se eliminarán otros que no resultan útiles.

El ejemplo utiliza los siguientes objetos en su panel de control:

- Wave From Graph

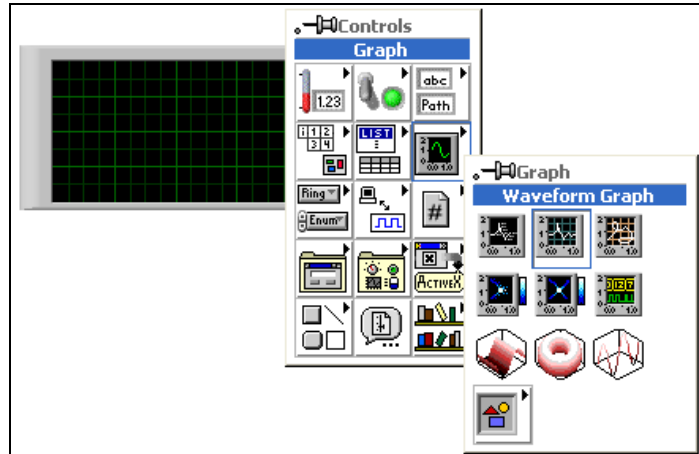


Figura 6.15. Wave From Graph

- Controles Numéricos y de Texto

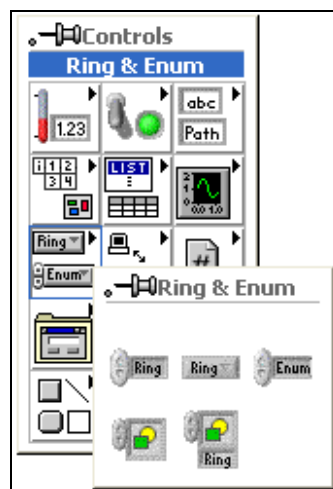


Figura 6.16. Controles de Texto y Numéricos

- Controles Booleanos

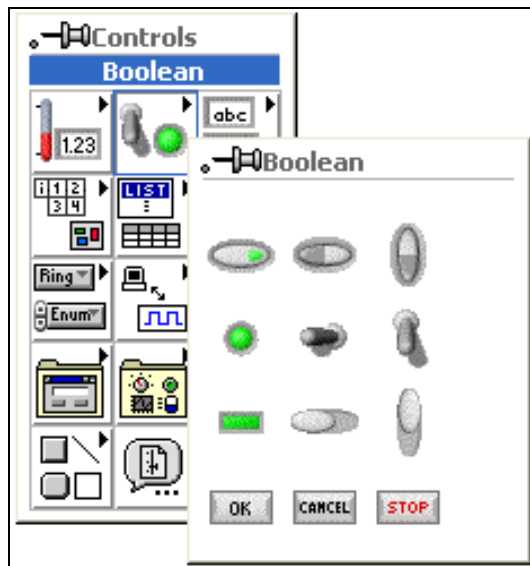


Figura 6.17. Controles Booleanos

- Controles de Entrada – Salida

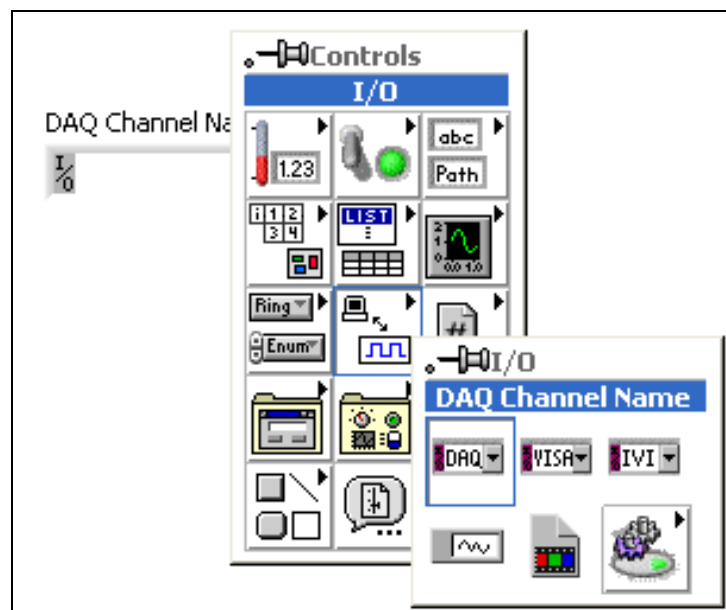


Figura 6.18. Controles de I/O

6.3. ADQUISICIÓN DE DATOS

6.3.1. PXI (PCI EXTENTIONS FOR INSTRUMENTATION).

6.3.1.1. Generalidades

Extensiones de PCI para Instrumentación - forma compacta de PCI optimizado para medición y automatización – es la plataforma que integra la velocidad y el rendimiento del bus del PCI con temporización avanzada y características de disparo, paquete modular. Los sistemas con PXI son la manera ideal para realizar todos los beneficios basados en sistemas de computadores y para lograr una integración incomparable en un paquete mecánico conveniente para ambientes industriales.

El PXI y los módulos compactos PCI, los cuales son compatibles, son usados juntos para construir sistemas con una amplia funcionalidad. Si se quiere construir una plataforma de instrumentación, un sistema de pruebas automatizado, un sistema de automatización industrial, o un sistema de adquisición de datos, el PXI puede ayudar a reducir un sistema exageradamente costoso, incrementando el rendimiento y logrando un alto nivel de competitividad.¹

6.3.1.2. Características del PXI - 1000.

El PXI – 1000 combina 8 slots en una plataforma de alto rendimiento con una alta salida de alimentación y un diseño estructural que ha sido optimizado para su máximo uso en amplio rango de aplicaciones. El diseño modular del sistema garantiza el más alto nivel de maniobrabilidad resultando en un desgaste de tiempo muy bajo.

Las características del PXI – 1000 incluyen:

- Compatibilidad entre PXI y módulos PCI.
- Chasis compacto con 8 slots.
- 300W de potencia disponible.

¹ Nacional Instruments, “PXI Product Guide 2004”

- Entrada AC
- Protección de sobre corriente con un fusible reemplazable.
- Módulo de alimentación removible.
- Condición de energía remota y un panel trasero de conectores.
- Switch ON/OFF localizado en el panel frontal.
- Ventilación regulable para una optima refrigeración del equipo.



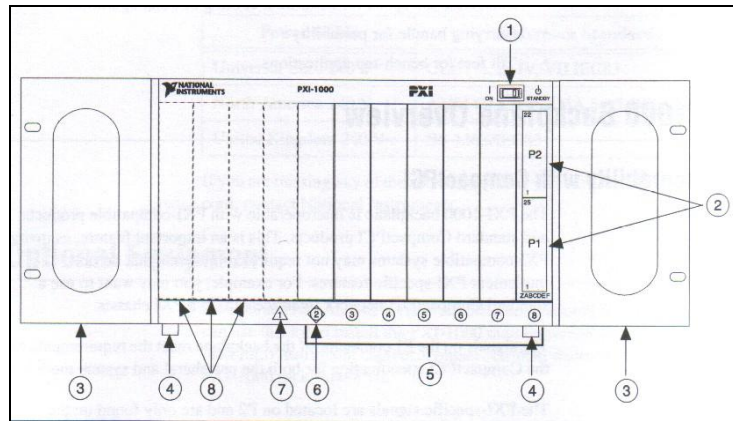
Figura 6.19. PXI – 1000

6.3.1.3. Plano trasero del PXI – 1000.

A. Interoperabilidad con PCI.

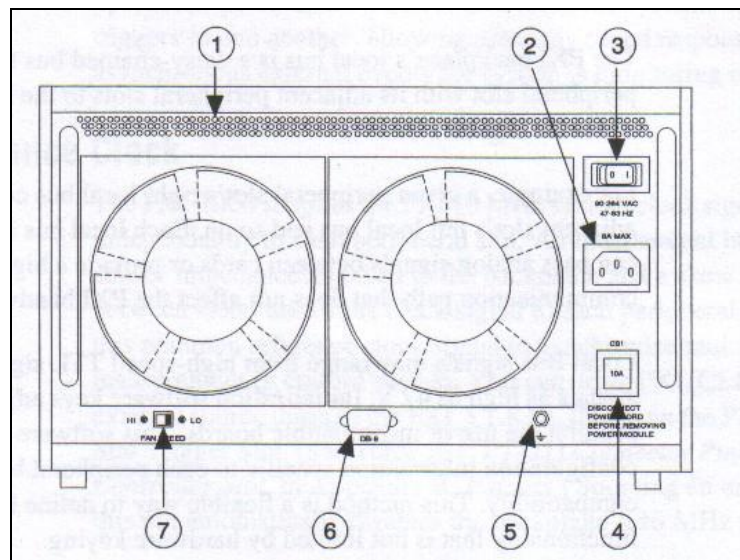
Es una característica muy importante del PXI ser compatible con los módulos PCI. Las señales en el conector P1 del panel trasero reúne los requerimientos del PCI tanto para los periféricos como para los módulos.

Las señales específicas del PXI están localizadas en P2, las figuras 6.20 y 6.21 muestra algunas de las características y componentes del PXI – 1000. La figura 6.20 muestra la vista frontal y la figura 6.21 muestra la vista posterior del PXI.



- | | |
|--|--|
| 1. Switch on/off | 5. Slots de los periféricos |
| 2. Conectores del plano trasero
(Localizados en los slots 1 al 8) | 6. Slot para el disparo de arranque. |
| 3. Repisas opcionales adicionales | 7. Slot del sistema controlador |
| 4. Patas removibles | 8. Slots para los controladores de expansión |

Figura 6.20. Vista frontal del PXI – 1000



- | | |
|---------------------------------|---|
| 1. Módulo de aire acondicionado | 5. Tierra conectada al chasis |
| 2. Entrada de AC | 6. Conector inhabilitado |
| 3. Switch principal de energía | 7. Selector de velocidad del ventilador |
| 4. Circuit breaker | |

Figura 6.21. Vista trasera del PXI – 1000

B. Slot para el sistema controlador.

Está localizado en el slot 1 del chasis, así definido por la especificación del PXI. Tiene 3 slots para controladores de expansión, los cuales son usados por los módulos del sistema controlador que son más amplios que un slot.

C. Slot para el disparo de arranque.

Está localizado en el slot 2. Este slot tiene una línea de disparo especificada entre cada slot periférico (ver figura 6.22). Este slot está proyectado para módulos con funcionalidad ST (star Tigger) que pueden suministrar disparos individuales a todos los demás periféricos.

D. Slots de Periféricos.

Hay 7 slots de periféricos incluyendo el slot controlador del disparo de arranque.

E. Bus Local.

Es un bus flexible que conecta cada slot de periférico con sus slots adyacentes a la derecha e izquierda, como se muestra en la figura 6.22.

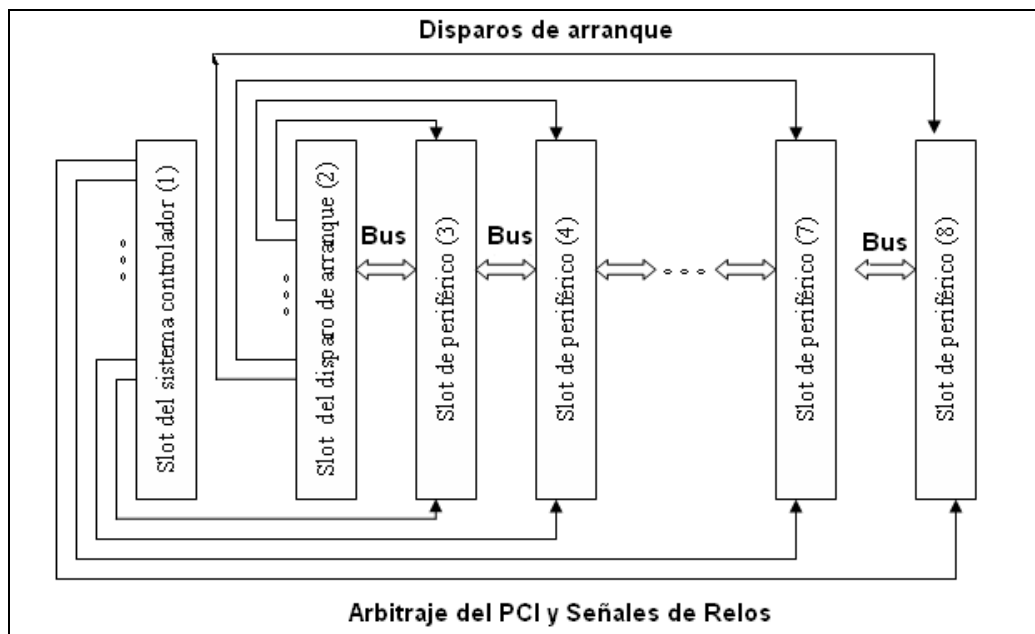


Figura 6.22. Bus local del PXI y Distribución de los Disparos de Arranque

F. Bus de Disparo.

Las 8 líneas de disparo del PXI son llevadas a cada slot. Se puede usar las líneas de disparo de varias maneras. Por ejemplo para sincronizar la operación de diferentes módulos.

G. Reloj del sistema de referencia.

El PXI – 1000 provee una señal de disparo de 10 MHz, independientemente para cada slot.²

6.3.2. AT – MIO – 6070E.

6.3.2.1. Introducción.

La AT – MIO – 6070E es una tarjeta de adquisición de datos de 16 bits de alto rendimiento, software configurable, está diseñada para laboratorio, prueba y medición, adquisición de datos y aplicaciones de control. La tarjeta realiza mediciones de alta precisión con autocalibración, establecimiento para 16 bits de alta velocidad, ruido tan bajo como 0,8 LSB_{rms} (bit menos significativo), y un DNL (No linealidad Diferencial) máximo de $\pm 0,5$ LSB.

Debido a los amplificadores de instrumentación requiere 500 μ s. y más para establecer a 16 bits con exactitud en ganancias altas cuando se muestrea por múltiples canales, National Instruments desarrolló el NI- PGIA (Amplificador de instrumentación programable para Ganancia). El NI- PGIA, el cual es usado en la tarjeta AT – MIO – 6070E, es un amplificador de instrumentación que establece a 16 bits en 40 μ s, incluso cuando la tarjeta es usada en su más alta ganancia de 100.

Un problema común con las DAQs es que no se puede sincronizar fácilmente varias mediciones para un disparo común o un evento cronometrado. La AT – MIO – 6070E tiene el Sistema de Integración para

² Nacional Instruments, "PXI 1000 User Manual"

Tiempo Real (RTSI) para resolver este problema, que no es mas que un bus de datos que sirve de interfaz entre la PC y la tarjeta.

Con la AT – MIO – 6070E se puede adquirir por encima de 3000 señales analógicas desde termocuplas, RTDs, galgas extensiométricas, fuentes de voltaje y corriente. También se puede adquirir o generar señales digitales para comunicación y control.

6.3.3. CONFIGURACIÓN DE ENTRADAS ANALÓGICAS.

La sección de entradas analógicas de la AT – MIO – 6070E es el software configurable. Se puede seleccionar diferentes configuraciones de entradas analógicas mediante la programación del registro apropiado en el conjunto de registros.

A continuación se describe en detalle cada una de las categorías de entradas analógicas.

6.3.4. MODOS DE ENTRADA

La AT – MIO – 6070E ofrece tres diferentes configuraciones de entrada:

➤ DIFF (8 canales)

Configuración Diferencial, tiene 8 entradas diferenciales, entrada diferencial significa que cada señal tiene su propia referencia y la diferencia entre cada señal y su referencia es medida. La señal y su referencia están asignadas por un canal de entrada. Esta configuración es recomendada. Con esta configuración de entrada, la AT – MIO – 6070E puede monitorear a las 8 diferentes señales analógicas de entrada. Esta configuración es seleccionada vía software. El resultado de esta configuración es como lo siguiente:

- Uno de los canales del 0 al 7 está conectado a la entrada positiva del PGIA.

- Uno de los canales del 8 al 15 está conectado a la entrada negativa del PGIA.
- El Control del multiplexor está configurado para controlar los 8 canales de entrada.
- Al SENSE puede ser conducido por la tierra de la señal de entrada.

➤ **RSE (16 canales)**

Configuración Señal Referenciada a Tierra, tiene 16 entradas la entrada negativa del PGIA referenciado a la tierra analógica. Entrada RSE significa que todas las señales de entrada están referenciadas a un punto de tierra común que está también conectado a la tierra de entrada analógica de la tarjeta AT-MIO-6070E. Ésta configuración se usa normalmente cuando se realiza la medición de fuentes de señal flotante. Con ésta configuración de entrada, la AT-MIO-6070E puede monitorear a 16 señales analógicas de entrada.

Los resultados de ésta configuración son de la siguiente manera:

- La entrada negativa del PGIA está conectada a la tierra de la señal del PGIA.
- Las salidas del Multiplexor son conectadas al mismo tiempo a la entrada positiva del PGIA.
- El control del multiplexor está configurado para controlar a 16 canales.
- Al SENSE puede ser conducido por la tierra de la señal de entrada.

➤ **NRSE (16 canales)**

Configuración Señal no Referenciada a Tierra, tiene 16 entradas con la entrada negativa del PGIA conectada a Al SENSE y no conectada a tierra.

Entrada NRSE significa que todas las señales de entrada están referenciadas al mismo modo común de voltaje, pero este modo común de voltaje puede flotar con respecto a la tierra analógica de la AT-MIO-6070E.

Esta configuración es usada en la medición de fuentes de señal de tierra referenciada. Los resultados de esta configuración son los siguientes:

- Al SENSE está conectado a la entrada negativa del PGIA.
- Las salidas del multiplexor están conectadas a la entrada positiva del PGIA.
- El control del multiplexor está configurado para controlar 16 canales de entrada.

6.4. PROGRAMACIÓN DEL SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS

El programa de Adquisición de Datos se lo realizó en el software LabView para de esta forma poder utilizar la tarjeta de adquisición de datos Mio 6070E en el módulo PXI-1000, con la que nos permite tomar datos de frecuencia y potencia picos para de esta forma poder comparar los datos que se dan en el análisis en el software COSMOS, de esta forma tenemos los datos de vibración en los puntos más críticos del avión no tripulado.

Se desarrolló el programa de adquisición de datos para poder medir las frecuencias y potencias, y después se realizó un programa igual en LabView para realizar la grabación de los datos y a su vez para la recuperación de los mismos, para de esta forma poder tener los datos de cada parte en la cual se colocan los acelerómetros.

6.4.1. CONSTRUCCIÓN DE LA HERRAMIENTA VIRTUAL PARA LA ADQUISICIÓN DE DATOS DE VIBRACIÓN

La construcción de la herramienta virtual se encuentra dividida en dos programas principales, el primero adquiere los datos directamente de los acelerómetros, realiza el análisis de los mismos y finalmente está en la capacidad de guardar el espectro de la señal en un instante de tiempo. El segundo programa está diseñado para recuperar los datos guardados por el programa de adquisición.

a. Adquisición de datos de vibración

Este programa adquiere las señales provenientes de los acelerómetros, señales que previamente fueron acondicionadas.

Partiendo del ejemplo de LabVIEW, se han realizado varios cambios, con el objetivo de obtener como resultado final una herramienta fácil y entendible de manipular.

➤ **Panel Frontal.**

El panel frontal muestra los siguientes elementos:

- *Wave From Graph.* El primero ubicado en la parte superior de la pantalla, indica el gráfico real de la señal vibratoria en función del tiempo. En la parte inferior se observará el espectro de la señal en función de la frecuencia, el gráfico se presenta en forma lineal (por defecto).
- *Indicadores Numéricos.* Dos indicadores numéricos están ubicados en medio de los Wave From Graph, uno muestra la potencia pico de la señal en Vrms (por defecto), el segundo presenta las indicaciones de la frecuencia pico de la señal.

- *Controles booleanos para la adquisición.* Identificados con palabras; al oprimir “Adquisición On”, el programa empieza a adquirir los datos en tiempo real y los presenta en forma continua. Cuando se presiona “Una Adquisición”, el programa realiza la adquisición de un solo instante de tiempo y los presenta una sola vez, si se quiere obtener otra adquisición se lo presiona otra vez.
- *Control para los canales.* Identificado con la palabra acelerómetro y seguido por un numeral, controla los canales de entrada del programa de adquisición, el numeral identifica el canal virtual creado con anterioridad.
- *Control Pulsador para Grabado de Datos.* Identificado con la palabra “GRABAR”, ejecuta la opción de grabado del programa.
- *Control para Detener el Programa.* Identificado con la palabra “PARA”, da la orden al programa para detenerse.
- *Switch Personalizar”.* Al presionar este switch aparecerán las opciones para personalizar la configuración del programa, aparecerán controladores para configuración de señal (frecuencia de muestreo) y para configuración de display (opciones para el indicador numérico de potencia pico y opciones para configurar el indicador gráfico del espectro)
- *Control String.* En este control se escribe el nombre con el que se quiere guardar una señal adquirida.
- *Indicador String.* En este indicador de texto se presentará la hora en la que se está llevando a cabo la adquisición de datos.

6.4.1.1 Programa de Sistema de Adquisición de Datos

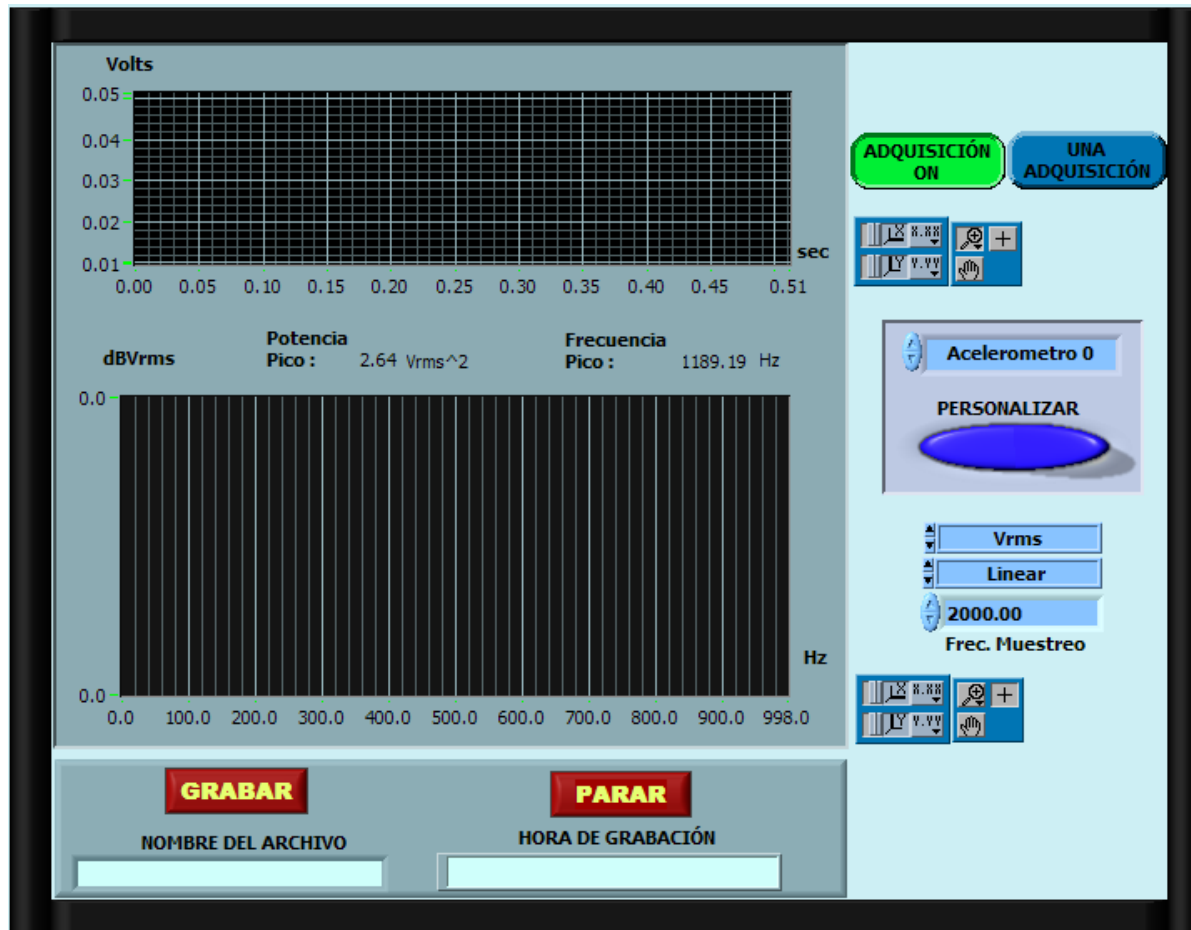


Figura 6.23. Programa de adquisición de Datos de Vibración

➤ **Diagrama de Bloques.**

Siendo aquí en donde se va a realizar la programación gráfica, se explica a continuación como se desarrollo la herramienta virtual.

La programación se encuentra dividida en dos partes, la primera que corresponde a la adquisición, proceso y análisis de la señal de vibración, la segunda parte realiza la grabación de los datos adquiridos.

La adquisición y análisis espectral corresponde en su mayoría al ejemplo mencionado anteriormente, los cambios que se realizaron fueron los siguientes:

1. *Canales de entrada.*

Se reemplazo el control *string* por un control *text ring*.

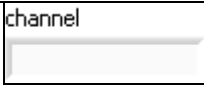



String	Text Ring
	
	

Tabla 6.2. Control text ring

Luego se conecta el text ring con *Format Into String*, el mismo que entrega una salida de tipo string, esta salida corresponde a números del 0 al 3, a estos números se sumará la constante de texto “Acelerómetro” con el uso de *K Concatenate String*, y finalmente con la ayuda de *Kbuil Array* irá a la entrada de canales del Sub VI *AI Waveform Scan*.

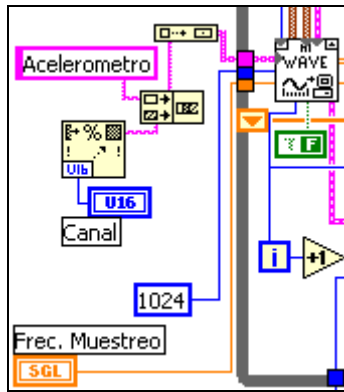


Figura 6.24. Canales de Entrada

2. Configuraciones de Adquisición y de Display.

Los controles correspondientes al tamaño de muestras adquiridas (Frame Size) y Promedios (Averages) fueron reemplazados por constantes de 1024 y 1 respectivamente.

El Control *Window* y el *Trigger Time out* fueron ocultados a la vista del operador. Para ocultar un control o indicador en el panel frontal se realiza los siguientes pasos.

- Ir al diagrama de bloque e identificar el objeto a ocultar.
- Clic derecho sobre el objeto
- Clic en la opción *Hide Control*.

Por último los controles que determinan la Frecuencia de Muestreo, la indicación de la Potencia Pico y los Modos del Display, serán ocultos mientras el switch "*Personalizar*" esté en OFF y serán visibles cuando este sea puesto en ON. Esta opción permitirá simplificar la manipulación del programa a los operadores que desconozcan la definición de estas propiedades, pero, se habilitarán para operadores que tengan conocimiento de las mismas y quieran alterarlas.

6.4.1.2. Diagrama de Bloques del Programa de Sistema de Adquisición de Datos

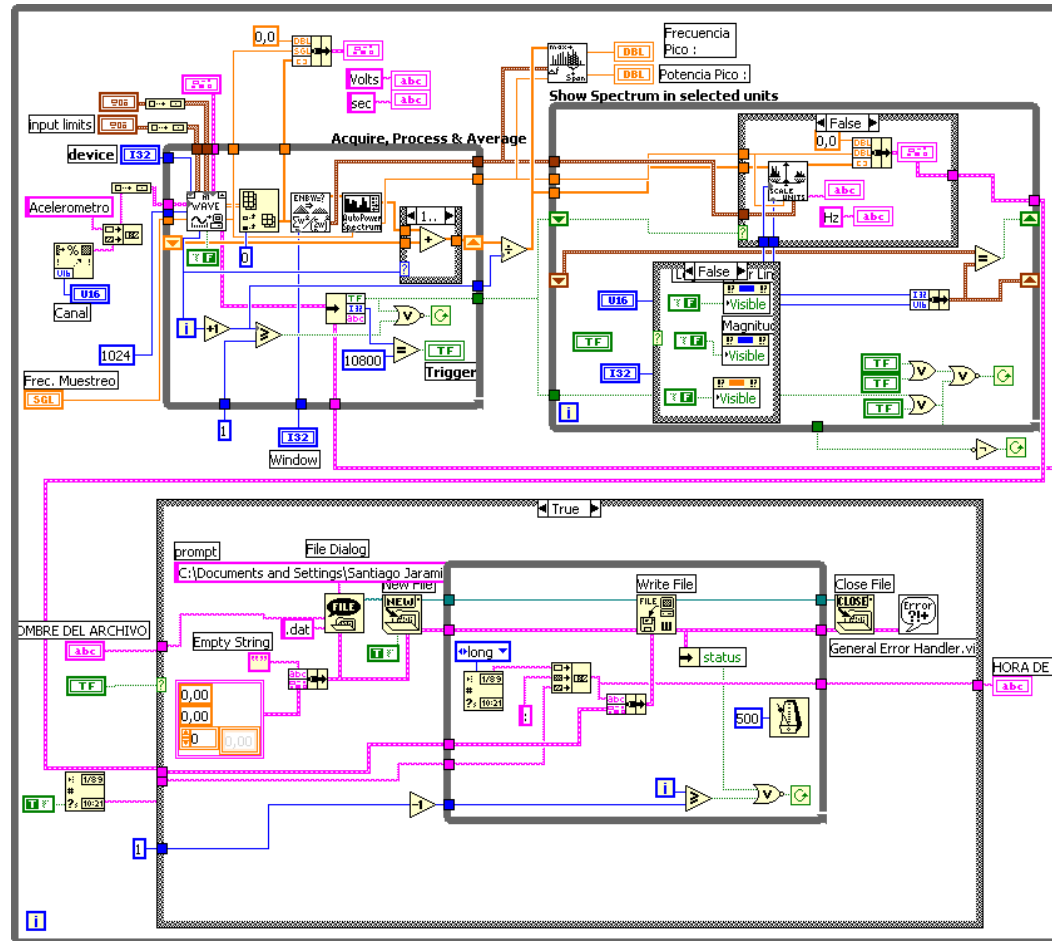


Figura 6.25. Diagrama de Bloques del Programa de Adquisición de Datos de Vibración.

Para crear esta opción del programa se siguieron los siguientes pasos:

- Ir al diagrama de bloques
- Clic derecho sobre el objeto que va a ocultar de forma parcial
- Escoger *Create* y luego *Propiety Node*, por defecto aparecerá la opción *Visible*
- Clic derecho sobre esta opción
- Escoger *Change All to Write*
- Crear constantes de verdadero y falso
- Introducir dentro de un lazo *Case*
- Las constantes de verdadero irán en la opción *True* del lazo y las de falso en la opción *False* del lazo
- El lazo a su vez se conectará a un switch de dos posiciones.
- Repetir estos pasos para todos los objetos
- Utilizar el mismo lazo para todos los objetos.

NOTA: Al correr el programa se mantendrán constantes acorde con las señales de vibración de los RPV.

Se describe a continuación la etapa de grabado de datos adquiridos, en esta etapa se siguió un proceso y se utilizaron las siguientes funciones:

- **File Dialog.** Muestra un cuadro de diálogo de donde usted puede escoger una opción.

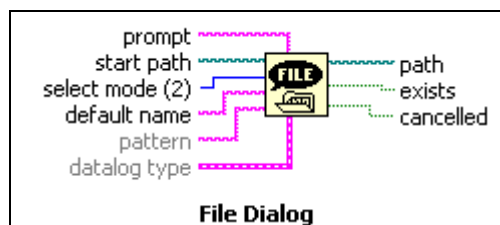


Figura 6.26. Función File Dialog

- **New File.** Crea el archivo especificado por la ruta y lo abre para realizar lecturas y escrituras.

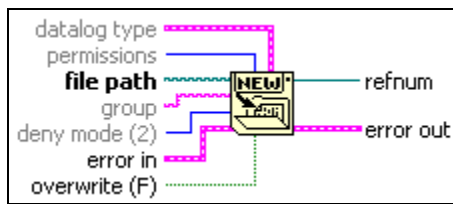


Figura 6.27. Función New File

- **Write File.** Escribe datos en el archivo especificado por el directorio (*refnum*).

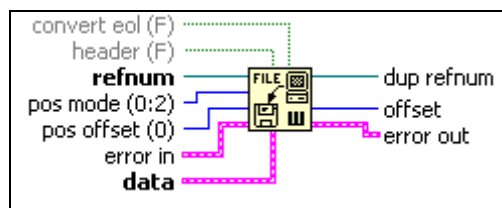


Figura 6.28. Función Write File

- **Close File.** Cierra el archivo especificado por el directorio y regresa la ruta al archivo asociado con el directorio.

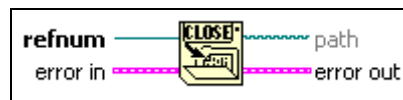


Figura 6.29. Función Close File

Los pasos que seguiremos para la grabar los datos utilizando las funciones anteriormente estudiadas serán los siguientes:

- Abrir un lazo case y conectar a este un switch pulsador.
- Poner una constante en la opción *promt* con la dirección específica donde se quiere guardar el archivo.
- Crear una constante con el texto “.dat”, esto corresponderá a la extensión del archivo y se conectará a la entrada *pattern*.
- Conectaremos el control string a la entrada *default name*.
- Mediante un *Bundle* uniremos un *Empty String* y una constante cero de tipo *Cluster*, esta unión corresponderá al tipo de dato que

se va a guardar e irá conectada a la entrada *datalog type* del *file dialog*.

- La salida de la ruta (File Path) se unirá con la entrada del mismo tipo la función *New File*. Poner una constante de verdadero en la entrada de sobreescritura, para poder cambiar el nombre del archivo si se quiere.
- El *New File* entrega un directorio que se conectará a la función *Write File*.
- En la función *Write File* introduciremos la señal proveniente del gráfico del espectro, pero antes, debemos grabar ésta señal conjuntamente con la fecha y hora en la que se adquirieron los datos. Para esto utilizaremos la función *Get Date/Time String*.
- Clic derecho en el diagrama de bloques, escoger la opción *Time & Dialog* y luego dicha función
- Se debe ocupar dos funciones, una que indicará continuamente la hora y estará ubicada fuera del lazo case y otra que guardará la fecha.
- Colocar una constante de Verdadero a la función que indicará la hora en la opción *want seconds?*
- Colocar la constante Long (1) a función que guardará la fecha, esto se hará en la opción *date format*.
- Unir las dos funciones de tiempo con la señal proveniente del espectro mediante un *Bundle*, cuya salida irá a la entrada *Data* de la función *write File*.
- Finalmente cerrar el archivo con el uso de la función *close file*.

A continuación se muestra la etapa de grabado:

6.4.1.3. Programa de Recuperación de Datos Grabados



Figura 6.30. Etapa de Grabado de Datos.

a. Recuperación de datos guardados.

El programa que se muestra a continuación, está diseñado para recuperar los datos que previamente fueron guardados por el programa de adquisición.

El diseño de éste programa facilita de gran manera el análisis de los datos obtenidos, ya que se lo puede operar lejos del campo de trabajo habitual con o sin el uso del PXI, es decir se puede utilizar una PC que no tenga DAQs.

El panel frontal de ésta herramienta, se asemeja casi en su totalidad al panel de la herramienta de adquisición.

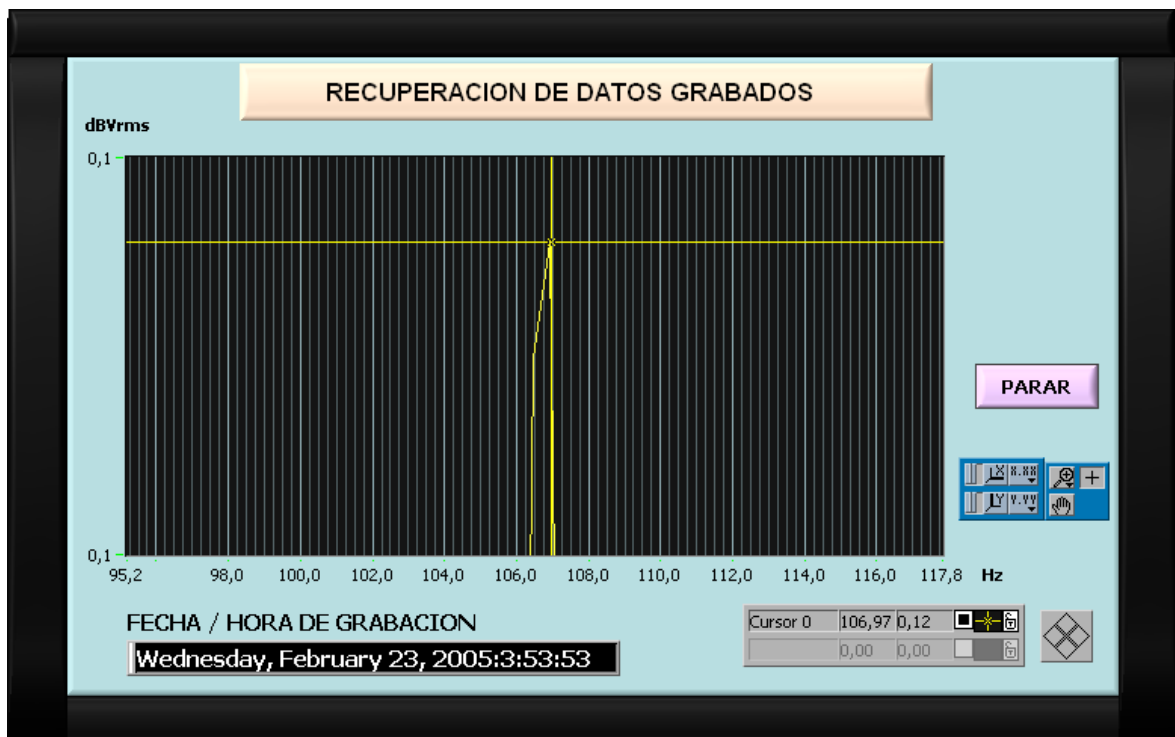


Figura 6.31. Recuperación de Datos Guardados

Consta de un *Wave From Graph* con las propiedades de cursor y herramientas de display. Muestra el grafico del espectro de los datos guardados.

Un indicador de texto en donde se presentará la fecha y hora en la que se grabaron los datos. Por último un switch pulsador que detiene el programa.

El diagrama de bloque se presenta de la siguiente manera:

6.4.1.4. Diagrama del Programa de Recuperación de Datos Grabados

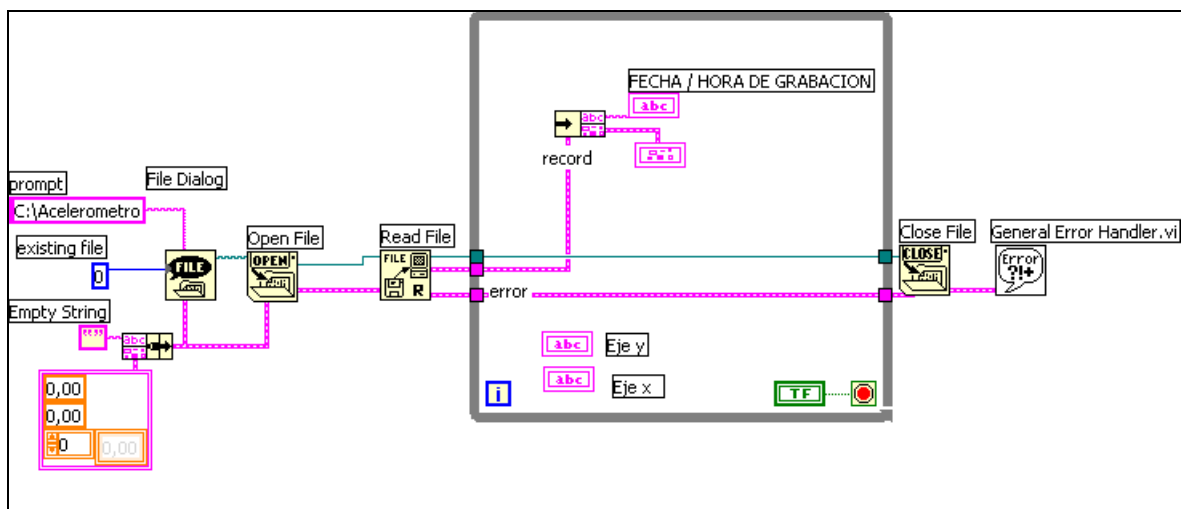


Figura 6.32. Diagrama de Bloque de la Recuperación de Datos Guardados

Las funciones utilizadas para la creación de este programa, son similares en su mayoría a las utilizadas para la grabación, de igual manera el proceso.

- **Open File.** Abre un archivo especificado por la ruta, para ser escrito o leído.

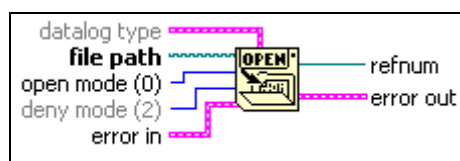


Figura 6.33. Función Open File

- **Read File.** Lee los datos de un archivo especificado por el directorio (refnum)

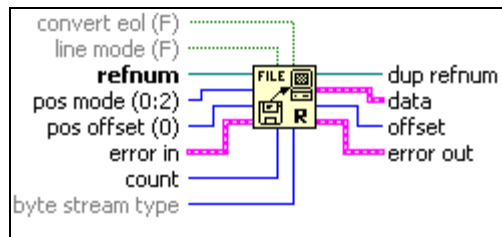


Figura 6.34. Función Read File

Los pasos que se siguen para recuperar datos guardados se describen a continuación:

- Obtener la función *File Dialog*
- Conectar las entradas y salidas como se explicó anteriormente en la grabación de datos
- Conectar la ruta del *File Dialog* con la del *Open File*
- Conectar el directorio de *Open File* a la entrada del directorio de la función *Read File*, el cual estará dentro de un **lazo** While Loop que hará que la indicación del gráfico guardado se presente en forma continua.
- La salida del dato recuperado por la función *Read File* debe primero ir hacia un *Unbundle*
- Una salida corresponderá al gráfico del espectro y la otra a la fecha y hora.
- Finalmente cerrar el archivo con la función *Close File*.

6.5. VERIFICACIÓN DE FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS.

6.5.1. HERRAMIENTA VIRTUAL PARA LA ADQUISICIÓN DE DATOS DE VIBRACIÓN.

A continuación se describe la forma de operar la herramienta virtual para la adquisición de datos de vibración y las funciones que realizan cada uno de los componentes de la misma.

a) *Abrir la herramienta virtual.*

- Clic en My Computer.
- PXI C:
- Acelerómetro
- Programa de Adquisición de Datos de Vibración

b) *Adquisición de datos*

- Correr el programa.
- Verificar que los display gráficos se encuentren en auto escala.

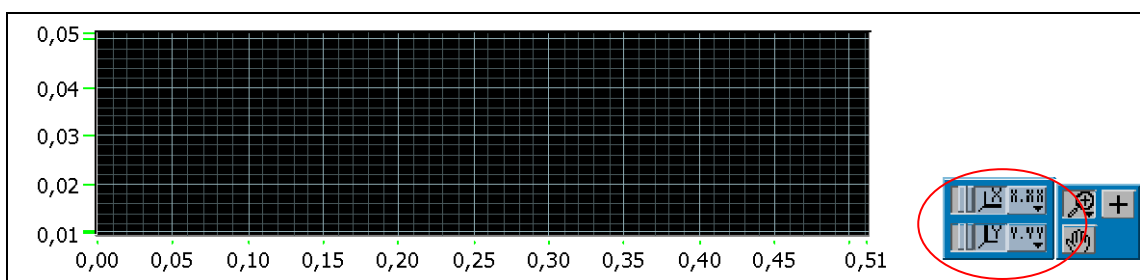


Figura 6.35. Auto escala de displays.

- El botón ADQUISICIÓN ON debe estar activado para realizar una adquisición continua. Para una sola adquisición presionar UNA ADQUISICIÓN
- Escoger el canal de adquisición mediante el control de canales virtuales (Acelerómetro 0)

c) **Grabación de datos.**

- Escribir el nombre del archivo en el control String.
- Presionar Grabar
- Aceptar.

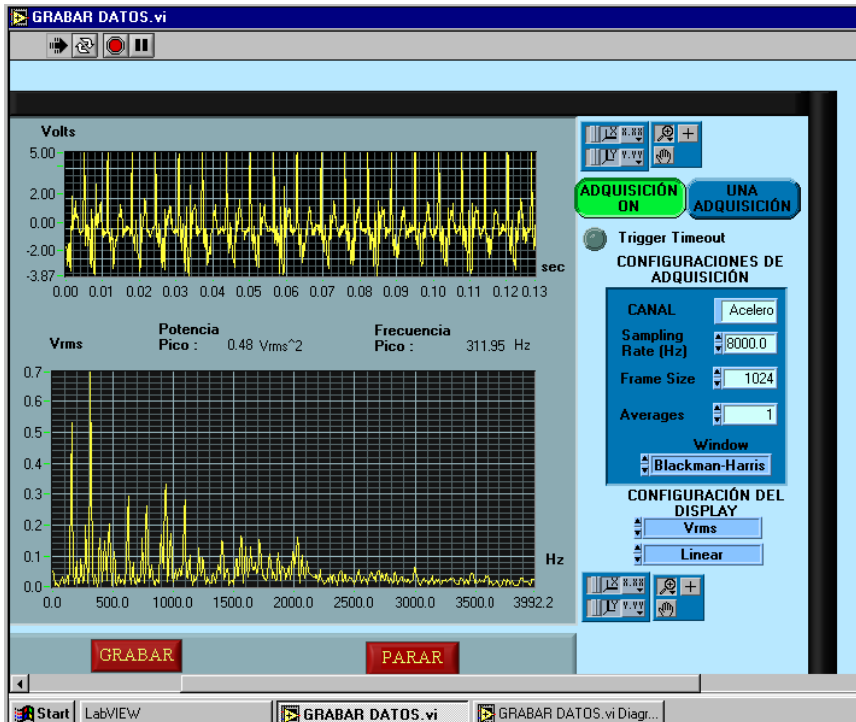


Figura 6.36. Funcionamiento del programa

d) **Personalizar la configuración**

La opción personalizar le permite configurar la adquisición y la presentación del espectro en el display.

- Oprimir personalizar
- La opción , le permite indicar los valores picos de la potencia en otras unidades, tales como: Vpk, Vrms^2, Vpk^2, Vrms/rtHz, Vpk/rtHz, Vrms^2/Hz, Vpk^2/Hz.
- La opción , selecta los modos del display. Los modos en que se presenta el display son: Lineal, db y dbm.

 2000,00

- La opción **Frec. Muestreo** corresponde a la frecuencia de muestreo.

Por defecto se encuentra configurado en unidades Vrms, modo Lineal y con una frecuencia de muestreo de 2000 Hz.

Es recomendable que la opción personalizar sea usada únicamente por los operadores que comprenden de estas definiciones.

e) Parar el programa.

Para detener el programa de adquisición, únicamente presionar PARA.

6.5.2. HERRAMIENTA VIRTUAL PARA LA RECUPERACIÓN DE DATOS GUARDADOS.

a) Recuperación de datos.

- Correr el programa
- Escoger en el cuadro de diálogo el dato que desea abrir
- Aceptar.

b) Manipulación del Display.

Mediante un cursor se puede ir observando las indicaciones de frecuencias y amplitudes pico del espectro. Para Poder operar las propiedades del cursor, seguir los siguientes pasos:

- Deshabilitar auto escala del display.

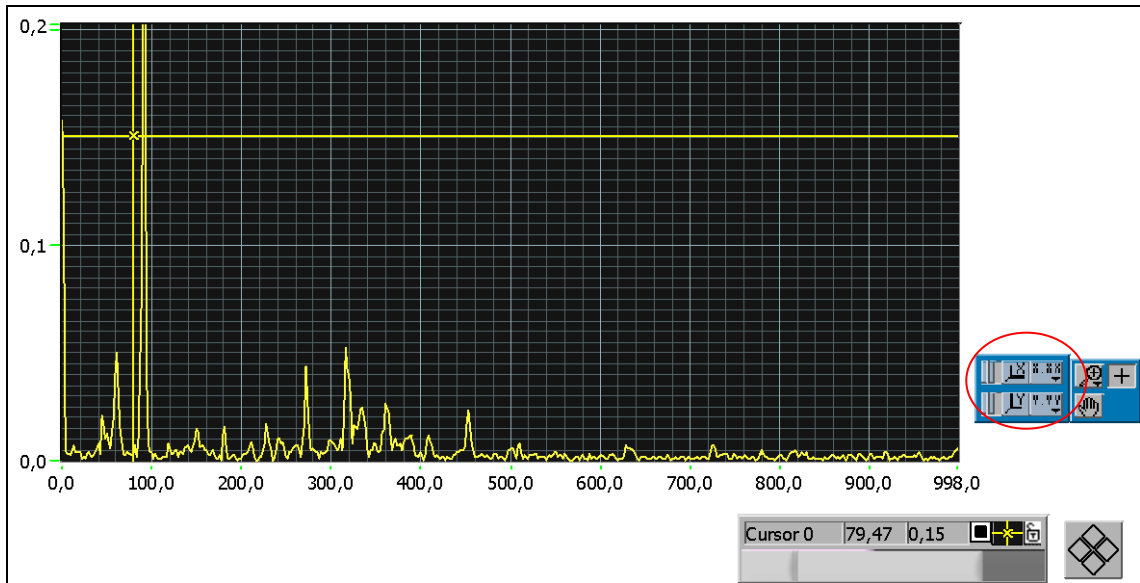



Figura 6.37. Deshabilitar auto escala del display.

c) **Opción Zoom**

La opción Zoom  le permite hacer acercamientos en cualquier parte del display. Tiene diferentes subopciones como son:



Acercar o un sector de coordenadas (x,y). Por ejemplo si quiere realizar la observación de un pico del espectro.



Escoge un rango del eje “y” y lo presenta en todo el display.



Escoge un rango del eje “x” y lo presenta en todo el display.



Regresa la presentación del display a un estado anterior.



Realiza el alejamiento de un punto específico del display.



Realiza el acercamiento de un punto específico del display.

No se puede usar la opción zoom si el display se encuentra en auto escala.

d) Explorador.



Permite el desplazamiento del display a cualquier sector del mismo

e) Opciones del Cursor.

Se presenta en forma de un plano cartesiano manipulable en el display.

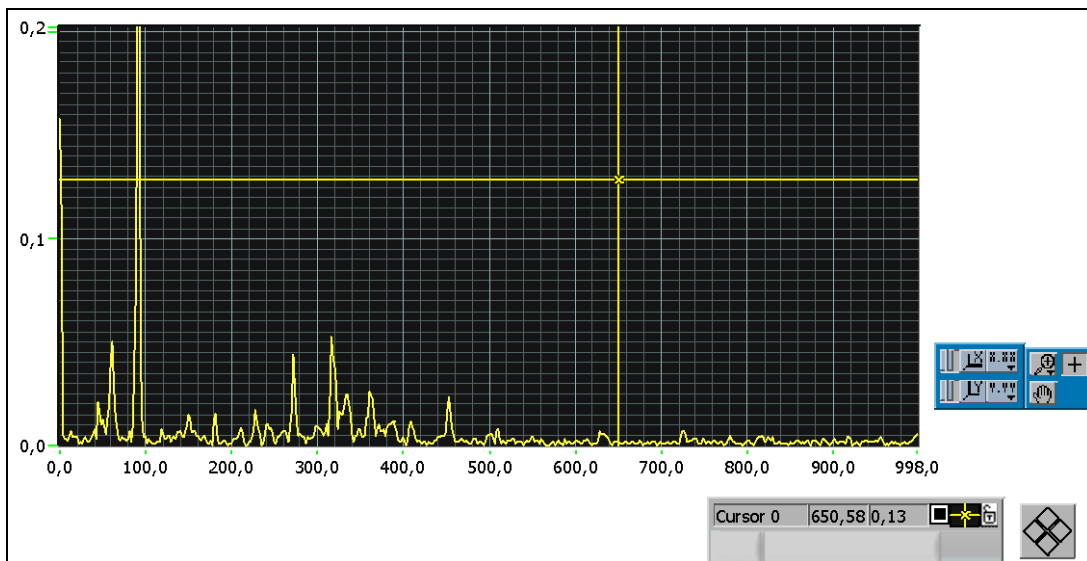


Figura 6.38. Cursor del Display

Al desplazar el cursor por cualquier sector del display, se mostrará automáticamente la frecuencia y la potencia pico del punto en donde se encuentre el cursor.

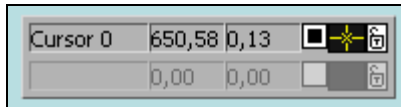


Figura 6.39. Indicación del cursor



Por último la opción de movimiento permite hacer movimientos precisos del cursor en el display.

6.6. PRUEBAS DE CONECTIVIDAD Y TRANSFERENCIA DE DATOS

Las pruebas de conexión y transferencia de datos se los tienen con un gran resultado ya que todo se conecta como se espera, a continuación se va a resumir un diagrama de conexión del sistema de adquisición de datos con los acelerómetros en el avión no tripulado RPV.

6.6.1. MONTAJE DEL ACELERÓMETRO.

Para alcanzar medidas exactas con el acelerómetro, es importante que el acelerómetro esté montado firmemente al objeto de prueba. El impulso de la aceleración se debe transmitir al acelerómetro sin alteración y la unidad entera debe experimentar la aceleración.

Para el tipo de acelerómetro miniatura que se usa es recomendable la utilización de pegamento. El uso del pegamento debe ser en cantidades pequeñas, procurando que el acelerómetro quede firme y bien pegado a la superficie del RPV.

La guía de acelerómetro debe asegurarse con cinta adhesiva, esto evitará los daños internos de la misma como son las rupturas.



Figura 6.40. Montaje del acelerómetro

El acelerómetro debe entrar en operación cuando el pegamento esté seco y la guía correctamente asegurada.

Hay que tomar en cuenta de no crear demasiada fuerza de sujeción puede torcer, doblar o presionar la carcasa del acelerómetro.

6.6.2. DESMONTAJE DEL ACELERÓMETRO.

Para el desmontaje del acelerómetro, se debe quitar la cinta adhesiva de las guías y girar el acelerómetro en forma paralela a la superficie en que está montado.

No es recomendable utilizar objetos corto punzantes o alicates, ya que se puede dañar la estructura física del dispositivo, si se utilizan alicates, cubrir las quijadas con aislantes blandos. Como cintas adhesivas o taipe.

6.6.3. CONEXIÓN DE EQUIPOS Y DISPOSITIVOS.

6.6.3.1. Alimentación de los equipos y dispositivos

El procedimiento a seguir se explica a continuación:

- Alimentar el PXI – 1000

- Alimentar el monitor.
- Alimentar la Caja de Acondicionamiento de Señal.
- Conectar la fuente de alimentación de los acelerómetros.

Para alimentar los equipos y dispositivos, es recomendable utilizar un dispositivo de protección eléctrico, tales como reguladores o corta picos.

6.6.3.2. Conexión.

El procedimiento a seguir se explica a continuación:

- Conectar los periféricos de entradas y salida correspondientes a la PC, es decir, mouse y monitor. Los conectores se encuentran identificados con gráficos.
- Conectar la entrada de la caja de acondicionamiento con el conector DB 9 Macho del arnés eléctrico.
- A la salida de la caja irá el conector de salidas correspondiente (DB 9 Hembra)
- Conectar la salida AIGND de la caja con AIGND del bloque de terminales.
- Conectar cada una de las salidas a los canales de entrada del bloque de terminales. Las salidas están identificadas con el número de canal al que deben ir.
- Conectar la interfaz entre el bloque de terminales y la tarjeta MIO 6070E del PXI – 1000
- Los terminales del arnés eléctrico correspondientes a la alimentación del acelerómetro se conectan en la fuente de alimentación de + 15VDC.
- Conectar los extremos del arnés con las guías de los acelerómetros. Cada conector del arnés se encuentra identificado con el número del acelerómetro.
- Por último encender el PXI – 1000, la caja de acondicionamiento de señal y la fuente de alimentación de los acelerómetros.

No hay que realizar las conexiones con los equipos encendidos.

6.7. ANÁLISIS DE DATOS OBTENIDOS CON EL SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS

Los resultados que se presentan a en la siguiente tabla son con el motor operando a su máxima capacidad.

LUGAR	CANAL	RESULTADOS OBTENIDOS	
		Frecuencia (Hz)	Potencia Pico (Vrms)
Parte inferior del fuselaje, junto a la antena Tx/Rx	Acelerómetro 0	107,04	0,28
	Acelerómetro 1	107,46	0,28
Parte superior del fuselaje	Acelerómetro 2	89,96	0,27
Parte superior – exterior del ala.	Acelerómetro 3	106,74	0,15

Tabla 6.3. Tabla de Resultados obtenidos

Como se observa en los gráficos y en la tabla de resultados, la herramienta virtual determina la frecuencia y la potencia de una señal de vibración en cualquier sector del avión, esto ayudará al CIDFAE a determinar que niveles de vibración son tolerantes, y de igual manera realizar comparaciones y concluir en que sector del avión la vibración es menos perjudicial.

6.8. CONCLUSIONES DE LOS DATOS Y ANÁLISIS REALIZADOS EN EL SISTEMA

La implementación de esta herramienta virtual, constituye el inicio de un análisis vibracional muy detallado en los RPV. Los datos obtenidos por la herramienta virtual, permitirán, establecer parámetros de tolerancia que pueden soportar los RPV.

La adquisición de datos en diferentes puntos del RPV, ayudará a determinar cuales son los sectores más propicios para la ubicación de los dispositivos mecánicos y electrónicos. Los datos adquiridos por la herramienta virtual varían, dependiendo de la potencia a la que se encuentra en ese momento el RPV; es decir, la potencia y la frecuencia de las señales son diferentes en el arranque y en el momento que el motor funciona al máximo de la capacidad.

Mediante el uso del PXI 1000 y la MIO 6070E, se logro: adquirir, analizar, adecuar y mostrar señales de vibración. La herramienta virtual, brinda la posibilidad de recuperar los datos obtenidos, aún después de haber puesto en operación el RPV. La noción de poder conocer la situación en que se encuentra el avión no tripulado con el programa de adquisición de datos es significativo ya que nos permite saber en donde se pueden producir fallas en el mismo y tomar soluciones que a futuro darán grandes resultados.

CAPITULO VII EVALUACIÓN ECONÓMICO – FINANCIERA

7.1. GENERALIDADES

En el país el crecimiento económico se fundamenta en la inversión total, del monto de recursos que se destinan a la inversión. Para lo cual se exige grandes cambios y sacrificios a la comunidad que requiere aumentos importantes en ahorro, tanto interno como externo.

Estos modelos económicos mucho más elaborados, establecieron que el crecimiento es consecuencia de realizar proyectos rentables, que además de incrementos en la fuerza laboral empleada y una serie de factores de difícil cuantificación o identificación.

En una toma de decisiones de inversión en ciertos casos surgen diferentes incertidumbres o preguntas sobre el comportamiento futuro de ciertas variables que pueden afectar las distintas posibilidades que se presentan al inversionista. Ahora si bien es cierto en algunos sectores marcados así como es en el sector privado se debe tomar en cuenta los beneficios en donde se ven reflejados la consideración de tomar riesgos en los cuales se incurre en una inversión frente a la obra.

En una perspectiva ya sea general o detallada para evaluar o emitir un juicio acerca de la bondad de un objeto, se requiere emitir una opinión, para lo cual es necesario establecer parámetros de comparación, que tienen en forma directa una influencia en diferentes aspectos tales como: religiosos, morales, laborables y legales, etc.

Para poder realizar un análisis económico acorde a las necesidades que se requiera, se debe evaluar económicamente un proyecto donde se concibe como un ente generador de beneficios y utilizador de recursos a través del tiempo, para de esta manera realizar la evaluación económica y que trata de identificar costos y beneficios, para medirlos y valorarlos comparablemente.

7.2. COSTOS

Dentro de los costos se tienen diferentes significados para poder realizar el mismo ya que expresa los factores técnicos de la producción y costo de inversión.

7.2.1 CLASIFICACION DE LOS COSTOS

Dentro de una amplia gama de costos existen los cuales son clasificados de diversas maneras, sin embargo existen diferentes tipos de costos entre los más importantes se encuentran:

- Costos fijos
- Costos variables
- Costos semivariables

7.2.1.1 Costos Fijos

Son aquellos que en su magnitud permanecen constantes o casi constante, independiente de las fluctuaciones en los volúmenes de producción y/o venta.

7.2.1.2 Costos Variables

Son aquellos costos que cambian directamente de acuerdo con la variación en el volumen de producción. Tienden a fluctuar en proporción al volumen total de la producción, de venta de artículos o la prestación de un servicio, se incurren debido a la actividad de la empresa.

7.2.1.3 Costos Semivariantes

Son aquellos costos que cambian según fluctuantes en el volumen, pero gradualmente y no directamente. Tienen una raíz fija y un elemento variable, sufren modificaciones bruscas al ocurrir determinados cambios en el volumen de producción o venta.

En este caso se trata de una evaluación Económica que permite y que a su vez significa que limita el interés de evaluación al contexto de la economía, o sea que se utiliza la lógica económica para evaluar.

7.3. COSTOS DEL PROYECTO

7.3.1. COSTOS DE INVERSION

7.3.1.1 Costo de la mano de obra

CANTIDAD	DESCRIPCIÓN	PRECIO UNITARIO (\$)	PRECIO FINAL (\$)
2	Ingenieros Mecánicos	600	1200
5	Operadores Avión RPV	300	1500
1	Software Solid Works (10 horas)	100	1000
1	Software Cosmos DesignStar (10 horas)	100	1000
1	Adquisición de Datos LabView 6.1	300	300

10	Horas Pruebas de Campo	60	600
1	Construcción Sistema de Amortiguamiento	1500	1500
1	Transporte de Equipos	5	50
SUBTOTAL 1			7150

7.3.1.2 Costo de la materia prima

Para el presente análisis de investigación se ha utilizado como materia prima los siguientes elementos:

- Acelerómetros
- Dispositivos eléctricos y electrónicos

ACELEROMETROS

SENSOR	CARACTERISTICA	PRECIO UNITARIO	PRECIO FINAL
ACELEROMETRO			
EGA, -F or -R	Miniature, Smallest Size & Weight	\$425.	\$1490.

Nota: El precio de los acelerómetros esta incluido IVA y costos de importación.

7.4. DISPOSITIVOS ELÉCTRICOS Y ELECTRÓNICOS

CANTIDAD	DESCRIPCIÓN	PRECIO UNITARIO (\$)	PRECIO FINAL (\$)
4	LM324, Amplificador Operacional	1.20	4.80
4	Zócalo de 14 pines	0.10	0.40
35	Resistencia	0.04	1.40
2	Capacitor Electrolítico, 1000 μ F – 35V	0.40	0.80
8	Capacitor Cerámico, 0.1 μ F	0.10	0.80
4	Regulador de voltaje	0.75	3.00

1	Transformador, 12V-0V-12V a 1ª	5.00	5.00
5m	Estaño	0.20	1.00
4	Potenciómetro, 5 KΩ	0.30	1.20
1	Switch con luz Indicadora	0.60	0.60
2	Placa de Baquelita 20 x 30cm	0.80	1.60
4	Perilla	0.45	1.80
4	Conector DB9	0.40	1.60
4	Protector del Conector DB9	0.40	1.60
2	Marcador Indeleble	1.60	3.20
200cm ³	Cloruro Férrico	2.00	2.00
6m	Spaghetti protector de cables	1.00	6.00
8	Conector de 4 pines	0.50	4.00
2	Fotograbado	15.00	30.00
4	Tornillos	0.20	0.80
3	Broca, 1mm, 4mm.	0.50	1.50
1	Cable de alimentación AC	3.00	3.00
SUBTOTAL 2			76.10

7.5. ELABORACIÓN DEL LIBRO

CANTIDAD	DESCRIPCIÓN	PRECIO UNITARIO (\$)	PRECIO FINAL (\$)
4	Resma de papel	3.50	14.00
50	Hora de Internet	1.00	50.00
2	Cartucho de Impresora	35.00	70.00
2	Recarga de cartucho	5.00	10.00
20	Disket	0.30	6.00
5	CD	0.80	4.00
1000	Fotocopias	0.025	25.00

3	Anillado	1.50	4.50
3	Empastado	5.00	15.00
SUBTOTAL 3			198.50

7.6. GASTOS ADICIONALES

CANTIDAD	DESCRIPCIÓN	PRECIO UNITARIO (\$)	PRECIO FINAL (\$)
	Elaboración de una caja metálica		10.00
	Letras de Identificación		10.00
	Edición de video		20.00
	Transporte		20.00
	Alquiler de Video cámara		5.00
SUBTOTAL 4			65.00

- El Precio Total del Análisis Vibracional en un Avión no Tripulado RPV es el siguiente:

PARTE	PRECIO FINAL
COSTO MANO DE OBRA	\$ 7150.00
ACELEROMETROS ELÉCTRICOS Y ELECTRÓNICOS	\$ 1490.00 DISPOSITIVOS \$ 76.10
ELABORACIÓN DEL LIBRO	\$ 198.50
GASTOS ADICIONALES	\$ 65.00
TOTAL	\$ 8979.60

7.7. EVALUACIÓN ECONÓMICA

El análisis económico se lo hace mediante el cálculo de índices de desempeño, como son el Valor Presente Neto (VPN) o también denominado VAN y la Tasa Interna de Retorno (TIR).

El VPN de una propuesta de inversión es el valor presente de los flujos de efectivo neto de dicha propuesta menos una inversión inicial, y se puede representar con la fórmula 7.1.

$$VPN = \frac{FE_1}{(1+k)^1} + \frac{FE_2}{(1+k)^2} + \dots + \frac{FE_n}{(1+k)^n} - GI \quad (7.1)$$

k = Tasa de rendimiento requerida

FE= Flujos de Efectivo

GI = Inversión Inicial

El TIR de una propuesta de inversión es la tasa de descuento que iguala el valor presente de los flujos de efectivo netos esperados con el gasto inicial. Si el gasto inicial o costo ocurre en el momento 0, queda representado por la tasa TIR.

$$GI = \frac{FE_1}{(1+TIR)^1} + \frac{FE_2}{(1+TIR)^2} + \dots + \frac{FE_n}{(1+TIR)^n} \quad (7.2)$$

TIR = Tasa interna de retorno

Para aprobar un proyecto se debe comparar con la tasa interna de retorno o con una tasa de rendimiento requerida conocida como, tasa de rendimiento mínima aceptable. Si la tasa de retorno rebasa la tasa requerida el proyecto es aprobado.

En la 7.1 se indica los índices de desempeño para este proyecto, la tasa determinada para este proyecto es la suma de la tasa pasiva (4.36%) y el riesgo país (7.5%).

ITEM	Costos	Costos
INVERSIÓN INICIAL	-7150	
FLUJO EFECTIVO	-7150	
FLUJOS DE CAJA DESC. Y ACUM.	-7150	
VALOR PRESENTE DE LOS FLUJOS		8979.6
VPN		1829.6
TIR (24 MESES)		14%
TIEMPO DE RECUPERACIÓN		8 Meses

7.1. Índices de Desempeño

Los resultados del análisis de los flujos de efectivo arrojaron que el VPN es de 1829,6 USD, el cual obtenido en un período de análisis de 8 trimestres (2 años) de funcionamiento del proyecto, logrando así la recuperación de la inversión y ganancia. El TIR que se obtuvo es de 14%, que es mayor que la tasa de rendimiento mínima aceptable.

7.8. EVALUACIÓN FINANCIERA

En la evaluación financiera de este proyecto, primeramente se ha calculado la depreciación mensual constante que tendrán las máquinas que se han utilizado en este caso es el costo de operación de hora de vuelo del avión no tripulado RPV en un período útil de 10 años.

Máquina	Precio	Depreciación Mensual
	USD	USD
Avión No tripulado RPV	300	30
Mntto. Avión RPV	2000	200
	TOTAL	230
Depreciación trimestral		690

7.2. Depreciación

En este análisis se considera el costo de operación de vuelo del avión no tripulado RPV que es de 1 hora por cada misión que se realiza y la operación es de USD.300 por vuelo, y el Mantenimiento del Avión RPV que tiene un costo de USD. 2000, cuando se realiza una inspección mayor. El costo de cada operador del avión es de USD 300, el costo de mano de obra directa para el funcionamiento de la aeronave:

$$MOD_{operación} = \frac{2400}{360}$$

$$MOD_{operación} = USD 6.66$$

Otro parámetro importante que se debe analizar es en el que se recupera la inversión, en la tabla 7.1. se observa que la variación de flujo de caja acumulado que durante cierto tiempo permanece negativo pero, cuando este valor se hace positivo se ha recuperado la inversión inicial. En nuestro caso el tiempo de recuperación es de aproximadamente 8 meses.

7.9. EQUIPOS CON EL AUSPICIO DEL CIDFAE

- Software SolidWorks 2004
- Software LabView 6.1
- Software Cosmos DesignStar
- Módulo PXI 1000
- DAQ AT MIO 6070E
- Acelerómetro EGA 100
- Mano de Obra

7.10. ANALISIS DE LOS RESULTADOS ECONOMICO-FINANCIERO

En el Costo – Beneficio del proyecto realizado en el CIDFAE, se puede observar que se ahorra una gran parte del presupuesto como son la parte de ingeniería, operadores, utilización de los Softwares respectivos, horas de pruebas de campo, acelerómetros y construcción del sistema de adquisición de datos, se ahorra a la empresa, puesto que se lo realiza con personal propio de la Fuerza Aérea Ecuatoriana que trabaja incasablemente por el bienestar y mejoramiento de la Institución, y en lo referente al material, que es una parte de los activos que posee el Centro de Investigación y Desarrollo.

El costo total del proyecto es de USD. 8979.60, pero el ahorro que se genera por parte del CID-FAE es de USD. 7150.00 que realmente es una cantidad considerable que beneficia para que este análisis se lo lleve a cabo.

Se puede llegar a concluir que el proyecto es totalmente aprobado, puesto que el TIR es mayor que la tasa de rendimiento mínima aceptable.

La recuperación de la inversión se la realiza al momento que el avión tiene que ingresar a mantenimiento mayor, antes de la instalación del sistema de amortiguación el avión ingresaba a las 20 horas de vuelo, y una vez instalado el sistema ingresara pasadas las horas establecidas, puesto que los problemas de vibración que eran los más frecuentes y afectaban a la aeronave ya no se producirán y con esto se recupera completamente la inversión.

El beneficio tecnológico que permitirá aprovechar las características básicas de estos materiales utilizados para el análisis de vibraciones, para lograr las metas que inicialmente se requerirán en las operaciones de las aeronaves no tripuladas RPV y que permite tener un conocimiento básico y conciso del problema que ataca a la misma que son las vibraciones y mediante el análisis realizado se obtienen los mejores resultados en el mismo.

Cuando en un futuro se trabaje solo con la aviación no tripulada este análisis sirve para poder fabricar y desarrollar mejor los sistemas y subsistemas para que alcancen un buen y excelente desempeño dentro de los parámetros establecidos y sin tener más que nada sufrir algún accidente por causas relacionadas con las vibraciones.

CAPITULO VIII

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

8.1. CONCLUSIONES

- Se ha estudiado y analizado las vibraciones en el avión no tripulado RPV, mediante métodos analíticos y ensayos, y de esta forma se puede llegar a disminuir el riesgo de accidentes en las operaciones aéreas.
- Con los resultados obtenidos tabla 5.14. se comprobó que el sistema de amortiguamiento del avión no tripulado RPV, fue eficaz, ya que disminuyó en un 40% los problemas de vibraciones que afectan a la aeronave.
- El análisis vibracional introducido en el avión no tripulado RPV para un estado de carga particular, ha permitido conocer los valores de frecuencia y a su vez determinar cual es la parte más crítica en la que se producen las vibraciones, que en este caso es el es el motor Meggit WAE 342.
- El sistema de amortiguamiento utilizado es el de Aislador Activo en paralelo, para lo cual se diseño un material aislante denominado caucho Serie PA / PAB, que permite controlar las vibraciones alcanzadas por la aeronave dentro del rango permitido.
- Con la instalación el Sistema de Amortiguación se aumenta el tiempo de operación del Avión No Tripulado RPV antes de ingresar al Mantenimiento mayor que se lo realiza, para solucionar problemas diferentes problemas que afectan a la aeronave.
- Se han determinado los valores tanto de frecuencia como de amplitud en el sistema de adquisición de datos desarrollado en el CIDFAE y en el software COSMOS, se encuentran dentro del rango permitido luego de

la colocación del sistema de amortiguamiento, que servirá en un futuro para la fabricación y mantenimiento del Avión no Tripulado.

- Se analizó el proyecto en términos económicos y financieros con un beneficio de construcción para el CID FAE, puesto que la mano de obra utilizada se encuentra en el personal que labora tesoneramente en el Centro de Investigación, y con lo que es posible desarrollar proyectos como en este caso el presente análisis.
- Esta clase de estudio permite desarrollar en la Fuerza Aérea Ecuatoriana, los estudios adquiridos en la ESPE y también de esta forma poder llegar a obtener una tecnología diseñada en el extranjero, realizarla en el país sin ningún tipo de ayuda.

8.2. RECOMENDACIONES

- Aplicar y considerar el presente análisis, puesto que permitirá tener procedimientos claros para el funcionamiento de los aviones no tripulados RPV en el manual de mantenimiento.
- Indicar en el Manual de Mantenimiento del Avión que para el sistema de amortiguación se debe realizar un programa de mantenimiento preventivo que permita revisar cada 10 horas de vuelo de misiones cumplidas, comprobar las propiedades mecánicas del caucho o pastilla antivibratoria, para comprobar el estado en el que se encuentra. Escribir las novedades observadas a fin de tener un control estadístico de mantenimiento del sistema.
- Una vez obtenidos los resultados verificar en que tiempo de operación el sistema de amortiguación pierde sus propiedades mecánicas, y en ese determinado tiempo se debe remover y cambiar la parte del caucho o pastilla antivibratoria del sistema, para de esta forma colocar un nuevo y proseguir con las misiones de vuelo establecidas.

- Tomar en cuenta que el sistema de adquisición de datos realizado, puede servir para análisis futuros para toma de vibraciones en aviones no tripulados RPV que se los fabrique en serie, y sean un bienestar para la Fuerza Aérea Ecuatoriana.
- Utilizar los planos dibujados a escala en el SOLID WORKS como base, para la construcción de futuras aeronaves. Esta información servirá para futuros proyectos del CIDFAE.
- Considerar los resultados de los análisis de frecuencia obtenidos en el sistema de adquisición de datos y en el software COSMOS DESIGN STAR, para en un futuro de construcción de aeronaves.
- Proponer un estudio de materiales compuestos que conforman el avión no tripulado RPV, y conocer de que forma afectan estos a las vibraciones.
- Realizar el cambio de material de la Pared de Fuego del avión no tripulado RPV, por uno que sea apropiado para que el motor que es la fuente de vibraciones sean absorbidas por este y el sistema de amortiguación que se encuentra colocado y no se disminuyan en un porcentaje mayor al estudio realizado.
- Incentivar al estudio y conocimiento de las herramientas de dibujo, análisis y diseño como son SOLID WORKS y COSMOS DesignStar.
- Considerar el análisis en un futuro de las vibraciones en los momentos críticos del avión como son el en despegue, vuelo y aterrizaje, y así obtener información y datos sobre la aeronave.
- Brindar las facilidades a futuros estudios que se realicen sobre vibraciones, puesto que van a ser en beneficio de la Fuerza Aérea Ecuatoriana y del Centro de Investigaciones y Desarrollo FAE.

ANEXOS

ANEXO A

HOJA DE ESPECIFICACIONES PXI 1000

Specifications

This appendix contains complete specifications for the PXL-1000 mainframe.

Electrical

Characteristic	Description										
Input Voltage Range	90-264 VAC										
Input Frequency Range	47 to 63 Hz										
Over-Current Protection	10 A circuit breaker										
Operating Current	8 A										
Line Regulation	± 05% over operating fine range, all outputs										
Efficiency	80% typical										
Transient Response	Output maximum excursion of ±5% for 25% load step. Recovery less than 500 µs.										
Power Disconnect	The rear main power switch supplies AC power to power module. The front (standby) power switch causes the power module to supply DC power to the CompactPCI/PXI backplane whenever the main power switch (rear panel) is in the On (1) position. The rear-panel D-sub connector facilitates remote inhibiting operation. Both the rear main power switch and the front (standby) switch must be in the On position prior to use of remote inhibit. The power cord provides main power disconnect.										
Maximum Usable Power	300W										
DC Current Capacity (I_{MP})	<table style="width: 100%; border: none;"> <tr> <td style="width: 50%;">Voltage</td> <td style="width: 50%;">I_{MP} (Steady-State Current)</td> </tr> <tr> <td>+3.3V</td> <td>40A</td> </tr> <tr> <td>+12V</td> <td>4A</td> </tr> <tr> <td>+5V</td> <td>20A</td> </tr> <tr> <td>-12V</td> <td>1A</td> </tr> </table>	Voltage	I_{MP} (Steady-State Current)	+3.3V	40A	+12V	4A	+5V	20A	-12V	1A
Voltage	I_{MP} (Steady-State Current)										
+3.3V	40A										
+12V	4A										
+5V	20A										
-12V	1A										
Load Regulation	1% for 10% to 100% load changes, all outputs 10% min. load required on V1 (+3.3 V) for max. load regulation on outputs V2 (+5V), V3 (+12V), and V4 (-12 V).										
Maximum Ripple and Noise	1% ripple, 1% noise, or 100 mV, whichever is greater 20 MHz bandwidth										
Over-Current Protection	All outputs protected from short circuit and overload, automatic recovery										
Over-Voltage Protection	3.3V clamps at 20% to 30% above output voltage 5V, +12V, and -12V clamps at 10% to 20% above output voltage										

Power Supply Unit MTBF	90,000+ hr
Power Supply/Fan Unit MTTR	Replacement in under 5 minutes

Cooling

Characteristic	Description
Per Slot Cooling Capacity	Slot cooling capacity in worst-case slot is 20 W with fan speed set to 111
Module Cooling System	Forced air circulation (positive pressurization) via two 60 cfm fans with HI/LO speed selector
Slot Airflow Direction	P1 to P2, bottom of module to top of module
Module Cooling Intake	Bottom rear of mainframe
Module Cooling Exhaust	Along both sides of mainframe
Power Supply Cooling System	Forced air circulation via integrated fan
Power Supply Cooling Intake	Rear of mainframe
Power Supply Cooling Exhaust	Along both sides of mainframe rear and upper rear panel
Module Cooling Fan MTBF	40,000 + hr
Power Supply/Fan Unit	Replacement in under 5 minutes

Safety

Characteristic	Description
Safety Characteristics	UL 3111-1, WC 1010-1, CSA 22.2 No. 1010.1 Installation Category II Pollution Degree 2 Safety Class 1

Environmental

Characteristic	Description
Operating Temperature	0° to 50° C (fan in LO position) 0° to 55° C (fan in HI position)
Storage Temperature	-20° to 70° C
Operating Relative Humidity	Maximum 80% for temperatures up to 31°C, decreasing linearly to 50% at 40°C
Functional Shock (Operating)	MIL-T-28800E CLASS 3, Half-Sine Shock Pulse, 11 ms duration, 30g peak
Operating Location	Indoor use
Random Vibration (Operational) *	5 to 500Hz, 0.31 g _{RMS}
Random Vibration (Non-Operational)*	10 to 500Hz, 2.46 g _{RMS}
EMC Emissions	FCC Class A compliant and EN 55011 Group 1 Class A Compliant
EMC Immunity	Refer to DOC supplied with chassis for compliance to relevant directives.
Altitude	2km (1.24mi)
* Random vibration profiles were developed in accordance with MIL-T-28800E CLASS 3 and MIL-STD-B10E Method 514 test levels exceed those recommended in MIL-STD-S10E for Category 1 (Basic Transportation).	

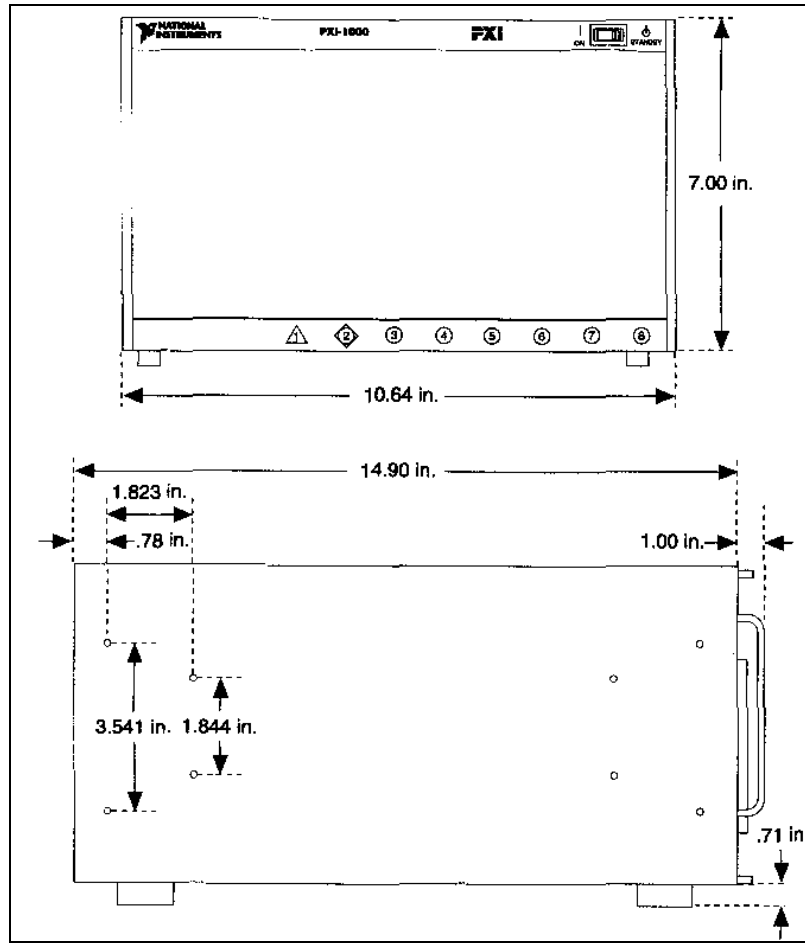
Backplane

Characteristic	Description
Size	3U-sized; one system slot (with three system expansion slots) and seven peripheral slots. Compliant with IEEE 1101.10 mechanical packaging. PXI Specification Revision 1.0 compliant. Accepts both PXI and CompactPCI (PICMG 2.0 R2. 1) 3U modules.
Backplane Bare-Board Material	UL 94V-0 recognized (File No. E 116551)
Backplane Connectors	Conform to IEC 917 and IEC 1076-4-101, and are UL 94 V-0 rated

Mechanical

Characteristic	Description
Overall Dimensions Standard Mainframe Height Width Depth	17.78cm (7.00 in.) 27.02cm (10.64 in.) 37.85cm (14.90 in.) Notes: 1.80 cm (.71 in.) added to height when feet are installed. When tilted with front feet extended on table top, height is increased approximately 5.29cm (2.083 in.) in front and 1.48cm (.583 in.) in rear.
Weight	8.6kg (19 lb.)
Maximum Module Weight	1.8kg (4 lb.)
Materials	Sheet Aluminum (5052-H32) and Cold Rolled Steel
Finish Unpainted Aluminum Cold Rolled Steel Paint	Conductive Clear Iridite Clear Chromate Zinc Plating Polyurethane Enamel

The figure shows the PXI-1000 dimensions. The holes shown are for the installation of the optional rack-mount kit. You can install this kit on the front or rear of the chassis, depending on which end of the chassis you wish to face toward the front of the instrument cabinet. Note that the front and rear chassis mounting holes (size M4) are symmetrical.



ANEXO B

HOJA DE ESPECIFICACIONES NI DAQ AT MIO 6070E

Specifications

This appendix lists the specifications of the AT-MIO-16X. These are typical at 25°C unless otherwise stated. The operating temperature range is 00 to 700 C. A warmup time of at least 15 minutes is required.

Analog Input

Number of input crannels	16 single-ended, 8 differential
Analog resolution	16-bit, 1 in 65,536
Maximum sampling rate	100 ksamples/sec

Relative accuracy	± 1 LSE maximum over temperature, ± 0.75 LSB typical
Differential nonlinearity (DNL) LSB typical	± 1 LSB maximum (no missing codes over temperature), ± 0.5 LSB typical
Differential analog input ranges	± 10 V or 0 to +10 V, software-selectable
Common-mode input range range	Each input to the instrumentation amplifier should remain within ± 11 V of AIGND at any gain or range
Overvoltage protection (ACH0 to ACH15 and AISENSE)	± 15 V power off, ± 25 V power on
Common-mode rejection ratio	105 dB, all gains DC to 60 Hz
Bandwidth (-3 dB)	DC to 255 kHz, all gains
Input bias current	± 1 nA
Input impedance	100 G Ω in parallel with 100 pF
Gains	1, 2, 5, 10, 20, 50, and 100, software-selectable
Pregain offset error After calibration Before calibration Temperature coefficient	± 3 μ V maximum ± 2.2 mV maximum ± 5 μ V/ $^{\circ}$ C
Postgain offset error After calibration Before calibration Temperature coefficient	± 76 pV maximum ± 102 mV maximum ± 120 μ V/ $^{\circ}$ C
Gain error (relative to reference) After calibration Before calibration (any gain) Gain 1 Temperature coefficient (any gain)	$\pm 0.00305\%$ (30.5 ppm) maximum $\pm 0.215\%$ (2,150 ppm) maximum $\pm 0.02\%$ (200 ppm) maximum, with gain error adjusted to 0 at gain = 1 ± 8 ppm/ $^{\circ}$ C
System noise (including quantization noise) Bipolar (± 10 V range)	0.6 LSB rms for gains 1 to 10 0.7 LSB rms for gain 20 1.1 LSB rms for gain 50 2.0 LSB rms for gain 100
Unipolar (0 to 10V range)	0.8 LSB rms for gains 1 to 10 1.1 LSB rms for gain 20 2.0 LSB rms for gain 50 3.8 LSB rms for gain 100
Crosstalk (other than from settling)	-70 dB (DC to 100 kHz)
Onboard reference Temperature coefficient	5.000V (± 2 mV) 2 ppm/ $^{\circ}$ C maximum (10 μ V/ $^{\circ}$ C maximum)

Long-term stability $15 \text{ ppm}/\sqrt{1000}$ hours ($75 \text{ } \mu\text{V}/\sqrt{1000}$ hours)

Explanation of Analog Input Specifications

Linear Errors

Pregain offset error is the amount of possible voltage offset error in the circuitry before the gain stage. Its contribution to total offset error is multiplied by the gain.

Postgain offset error is the amount of possible voltage offset error in the circuitry following the gain stage. Its contribution to total offset error is not multiplied by the gain. The total offset error is the postgain offset error plus the gain times the pregain offset error.

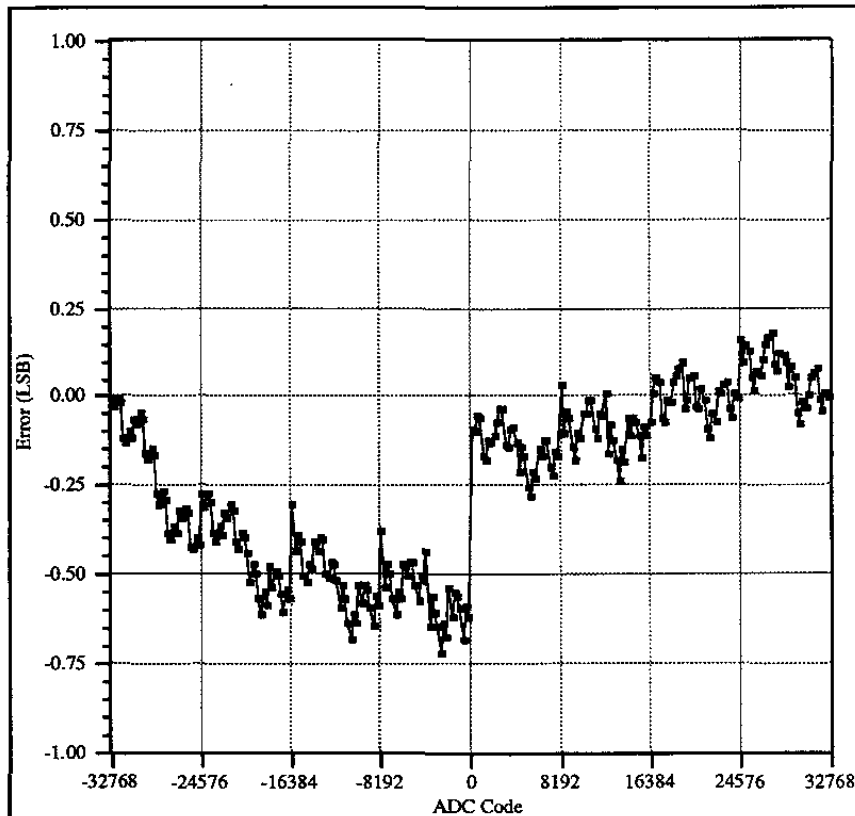
Gain error is the amount of possible deviation from ideal gain, expressed as a proportion of $\pm e$ gain.

The total linear measurement error for a given input voltage takes into account all gain and offset errors but does not include any nonlinear errors (such as relative accuracy). It is the sum of the gain error times the input voltage, the gain times the pregain offset error, and the postgain offset error.

The tables list equivalent offset and gain errors for 16-bit ADC systems and may be useful for comparing systems. They also apply to 16-bit DAC systems.

Range	LSB	Voltage	% of FSR
0 to 10V	1	152.6 μV	0.001526 %
-10 to 10V	1	305.2 μV	0.001526 %

Range	Error at Full-scale		Gain Error	
	LSB	% of FSR	% of Gain	PPM of Gain
0 to 10V	1	0.001526 %	0.001526 %	15.26 ppm
-10 to 10V	1	0.001526 %	0.003052 %	30.52 ppm



Nonlinear Errors

Relative accuracy is a measure of the (non)linearity of an analog system. It indicates the maximum deviation of the averaged analog-input-to-digital-output transfer curve from an endpoint-fit straight line. If the analog circuitry has been calibrated perfectly, then the endpoint-fit straight line is the ideal transfer function, and the relative accuracy specification indicates the farthest deviation from the ideal that the system permits. Figure shows the typical relative accuracy of the AT-MIO-6070E input.

Differential nonlinearity (DNL) is a measure of deviation of code widths from their theoretical value of 1 LSB. The width of a given code is the size of the range of analog values that can be input to produce that code, ideally 1 LSE. A specification of ± 1 LSB differential nonlinearity ensures that no code has a width of 0 LSBs (that is, no missing codes) and that no code width exceeds 2 LSBs. DNL is measured using histograms.

Noise

System noise is the amount of noise (in LSB rms) in the ADC data when there is no signal present at the input of the board. This figure includes the quantization noise of the ADC.

Analog Data Acquisition Rates

Single-Channel Acquisition Rates

The maximum single-channel data acquisition rate of the AT-MIO- 16X is 100 ksamples/sec (10- μ sec sample period). The AT-MIO- 16X may run as fast as 111 ksamples/sec (9- μ sec sample period), but with unspecified accuracy.

Multiple-Channel Scanning Acquisition Rates

When scanning among channels with different voltages, the analog circuitry on the AT-MIO-6070E needs time to settle from one voltage to the next. Because of its complex transient response, the AT-MIO-6070E is not always able to settle to full 16-bit accuracy within 10 μ sec, which is the shortest guaranteed sampling interval. Table lists the typical worst-case voltage settling times to within three different percentages of full-scale range.

Accuracy	± 0.0061 % FSR (± 4 LSB)	± 0.0015 % FSR (± 1 LSB)	± 0.0076 % FSR (± 0.5 LSB)
Worst-case settling time	10 μ sec	20 μ sec	40 μ sec
Maximum per-channel acquisition rate	100 ksamples/sec	50 ksamples/sec	25 ksamples/sec

When scanning among channels at various gains, the settling times may further increase. The settling times given in Table are for signals changing from and the voltages within in the same full-scale range. When the PGIA switches to a higher gain, the signal on the previous channel may be well outside the new, smaller range. For instance, suppose a 4-V signal is connected to Channel 0 and a 1-mV signal is connected to Channel 1, and suppose the PGIA is programmed to apply a gain of 1 to Channel 0 and a gain of 100 to Channel 1. When the multiplexer switches to Channel 1 and the PGIA switches to a gain of 100, the new full-scale range is ± 100 mV (if the ADC is in bipolar mode). The approximately 4-V step from 4 V to 1 mV is 2,000% of the new full-scale range. To settle within 0.0015% (15 ppm) of the ± 100 mV full scale on channel 1, the input circuitry has to settle to within 0.000075% (0.75 ppm) of the 4-V step. It may take as long as 4,000 μ sec for the circuitry to settle this much. In general, this extra settling time is not needed when the PGIA is switching to a lower gain.

Because of the problems with settling times, multiple-channel scanning is not recommended unless sampling rates are low enough or it is necessary to simultaneously sample several signals as close as possible. The data is much more accurate (and channel-to-channel independent) if you acquire data from each channel independently (for example, 100 points from Channel 0, ten 100 points from Channel 1, ten 100 points from Channel 2, and so on). If, however, all the channels are scanned at the same gain and all the signals are within 10% of the full-scale range of each other (for example, within 2 V of each other with a ± 10 -V range), the circuitry settles to full 16-bit accuracy (± 0.5 LSB) in 10 μ sec and the channels can be scanned at the full rate of 100 ksamples/sec.

Analog Output

Number of output channels	2
Type of DAC	16-bit, multiplying
Data transfers	DMA, programmed I/O, or interrupts
Maximum update rate	100 ksamples/sec
Relative accuracy (nonlinearity)	± 4 LSB maximum, ± 2 LSB typical, bipolar ± 8 LSB maximum, ± 4 LSE typical, unipolar
Differential nonlinearity	± 0.5 LSB maximum (monotonic over temperature)
Offset error	
After calibration	± 305 μ V maximum
Before calibration	± 8.15 mV maximum

Temperature coefficient	$\pm 50 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$
Gain error	
Using internal reference	
After calibration	$\pm 0.0061\%$ (61 ppm) maximum
Before calibration	$\pm 0.182\%$ (1,820 ppm) maximum
Temperature coefficient	$\pm 7.3 \text{ ppm}/^\circ\text{C}$
Using external reference	$\pm 0.15\%$ (1,500 ppm), not adjustable
Temperature coefficient	$\pm 7.3 \text{ ppm}/^\circ\text{C}$
Onboard reference	
Temperature coefficient	2 ppm/ $^\circ\text{C}$ maximum
Long-term stability	15 ppm/ $\sqrt{1000}$ hours
Output voltage ranges (software-selectable)	0 to 10 V, unipolar mode; ± 10 V, bipolar mode
Current drive capability	± 5 mA (short-circuit protected) 2 k Ω minimum load, 1,000 pF maximum capacitive load
Output settling time to $\pm 0.003\%$ FSR	10 μsec for a 20V step
Output slew rate	5 V/ μsec
Output noise	50 μV rms, DC to 1 MHz
Output impedance	0.3 Ω
External reference input impedance	10 k Ω
External reference input range	± 18 V (protected to ± 30 V, power on or off)
External reference bandwidth (-3 dB)	DC to 300 kHz

Explanation of Analog Output Specifications

Offset error is the amount of possible voltage offset error in the analog output circuitry, expressed in mV.

Gain error is the amount of possible deviation from ideal gain of the analog output circuitry, expressed as a proportion of the gain.

The total linear error for a DAC at a given output voltage is the output voltage times the gain error, plus the offset error.

Relative accuracy in a DAC is the same as integral nonlinearity because no uncertainty is added by quantization. Unlike an ADC, every digital code in a DAC represents a specific analog value rather than a range of values. The relative accuracy of the system is therefore limited to the worst-case deviation from the ideal correspondence (a straight line), excepting noise. If a DAC has been perfectly calibrated, then the relative accuracy specification reflects its worst-case absolute error.

Differential nonlinearity in a DAC is a measure of deviation of code width from 1 LSB. For a DAC, code width is the difference between the analog values produced by consecutive digital

codes. A specification of ± 0.5 LSB differential nonlinearity ensures that the code width is always greater than 0.5 LSB (guaranteeing monotonicity) and less than 1.5 LSB.

Digital I/O

Compatibility	TTL-compatible
Output current source capability	Can source 2.6 mA and maintain V_{OH} at 2.4 V
Output current sink capability	Can sink 24 mA and maintain V_{OL} at 0.5 V

Timing I/O

Number of channels	3 counter/timers 1 frequency output
Resolution	16-bit for 3 counter/timers, 4-bit for frequency output channel
Base clock available	5MHz, 1MHz, 100kHz, 10kHz, 1kHz, 100Hz
Base clock accuracy	$\pm 0.01\%$
Compatibility	TTL-compatible inputs and outputs. Counter gale and source inputs are pulled up with 4.7- k Ω resistors onboard.
Counter input frequency	6.9 MHz maximum (145- μ sec period) with a minimum pulse width of 70 nsec

Power Requirement (from PC 110 Channel)

Power consumption	2.0 A typical at +5 VDC
-------------------	-------------------------

Physical

Board dimensions	13.3 by 4.5 iii.
I/O connector	50-pin male ribbon-cable connector or 68-pin male shielded cable connector

Operating Environment

Component temperature	00 10 +70° C
Relative humidity	5% to 90% noncondensing

Storage Environment

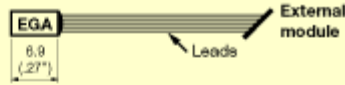
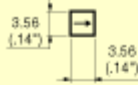
Temperature	-55° to +150°C
Relative humidity	5% to 90% noncondensing

ANEXO C

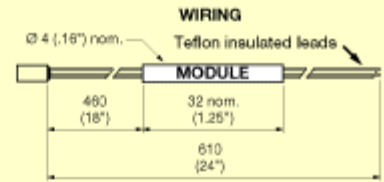
HOJA DE ESPECIFICACIONES ACELERÓMETRO EGA

EGA, EGA-F & EGA-R

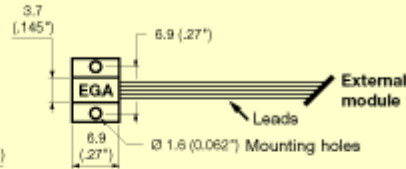
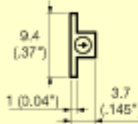
EGA



Weight without leads: 1/2 gram nom.

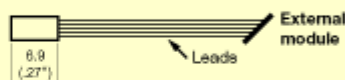


EGA-F

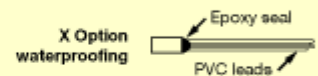


Weight without leads: 1/2 gram nom.

EGA-R



Weight without leads: 1/2 gram nom.



Dim: mm (inches)

EGA Series

g RANGES "FS"	g OVERRANGE LIMIT	FREQUENCY RESPONSE $\pm 1/2$ dB nom./min.	NATURAL FREQUENCY nom.	SENSITIVITY mV/g nom.	OUTPUT "FSO" mV nom.
± 5	± 25	0 to 150/70 Hz	300 Hz	15	± 75
± 10	± 50	0 to 250/120 Hz	500 Hz	12.5	± 125
± 25	± 125	0 to 500/240 Hz	1000 Hz	5	± 125
± 50	± 250	0 to 600/290 Hz	1200 Hz	4	± 200
± 100	± 500	0 to 750/360 Hz	1500 Hz	2.5	± 250
± 250	± 1250	0 to 1000/500 Hz	2000 Hz	1	± 250
± 500	± 2500	0 to 1500/750 Hz	3000 Hz	0.5	± 250
± 1000	± 3000	0 to 2000/1000 Hz	4000 Hz	0.25	± 250
± 2500	± 5000	0 to 3000/1400 Hz	6000 Hz	0.1	± 250
± 5000	± 10000	0 to 3500/2000 Hz	8000 Hz	0.05	± 250

EXCITATION: 15VDC
IMPEDANCE IN: 1000 Ω nom. typ.
IMPEDANCE OUT: 450 Ω nom.
NON-LINEARITY: $\pm 1\%$
TRANSVERSE SENSITIVITY: 3% max.
DAMPING RATIO AT 20°C (70°F): 0.7 nom. (0.3 to 1)
THERMAL ZERO SHIFT: ± 2.5 mV/50°C (± 2.5 mV/100°F)
THERMAL SENSITIVITY SHIFT (TSS): $\pm 2.5\%$ /50°C ($\pm 2.5\%$ /100°F)
OPERATING TEMPERATURE: -40°C to 120°C (-40°F to 250°F)
COMPENSATED TEMPERATURE: 20°C to 80°C (70°F to 170°F)
ZERO OFFSET AT 20°C (70°F): ± 15 mV typ.

■ "Off-the-Shelf" Stocking Program

Options and Accessories:

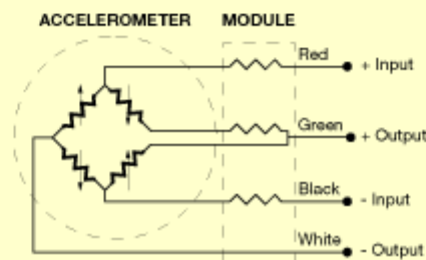
COMPENSATED TEMPERATURE RANGES:	STANDARD	= 20°C to 80°C (70°F to 170°F)
	Z1	= -20°C to 40°C (0°F to 100°F)
	Z2	= 0°C to 60°C (32°F to 140°F)
	Z4	= 40°C to 80°C (100°F to 200°F)
	Z*	= Non-standard, contact Entran
5 WIRE BRIDGE WIRING FOR ADJUSTABLE ZERO OFFSET:	5	= 5 Wire
EXCITATION VOLTAGE:	STANDARD	= 15VDC
	V00	= Replace "00" With Excitation between 1 and 15. If less than 15, Sensitivity (FSO) will decrease accordingly.
	V*	= Non-standard Excitation with standard FSO and non-standard TSS, contact Entran.
SPECIAL LEAD LENGTH:	L00F	= Replace "00" With total length in feet.
	L00M	= Replace "00" With total length in meters.
SPECIAL MODULE LOCATION:	M00F	= Replace "00" With distance between sensor and module in feet.
	M00M	= Replace "00" With distance between sensor and module in meters.
WATERPROOFING LEAD EXIT:	X	= Short term waterproofing. Limited to 105°C (220°F).
CONNECTOR WIRED TO LEADS:	C	= Microtech type male or equivalent (w/o mate)
	R	= RJ Telephone type male (w/o mate)
MATING CONNECTORS FOR CONNECTOR OPTIONS:	See Cable and Connector Bulletin	
TRIAxIAL MOUNTING BLOCKS:	MTG-A1 & A1M for mounting 3 EGA (see EG Accessories)	

Model Number construction:

EGA Series	-F Housings	-	100 Range	-	/Z1/L2M/R Options
	" "				C or R
	-F				L00F or L00M
	-R				M00F or M00M
					V1 thru V15 or V*
					X
					Z1,Z2,Z4, or Z*
					5

"Off-the-Shelf" Stocking Program

Wiring:



ANEXO D

BALANCING GRADES FOR VARIOUS GROUPS OF REPRESENTATIVE RIGID ROTORS (ISO/TC108, DR1940)

Quality Grade	Rotor Types	General Examples
$e \omega = \frac{mm}{sec}$		
G 4000		Crankshaft-drives - (3) of rigidly mounted slow marine diesel engines with uneven number of cylinders (4).
G 1600		Crankshaft-drives of rigidly mounted large two-cycle engines.
G 630		Crankshaft-drives of rigidly mounted large four-cycle engines. Crankshaft-drives of elastically mounted marine diesel engines.
G 250		Crankshaft-drives of rigidly mounted fast four - cylinder diesel engines (4).
G 100		Crankshaft-drives of fast diesel engines with six and more cylinders (4) Complete engines (gasoline or diesel) for cars, trucks, and locomotives (5).
G 40		Car wheels, wheel rims, wheel sets, drive shafts. Crankshaft-drives of elastically mounted fast four cycle engines (gasoline or diesel) with six and more cylinders (4). Crankshaft-drives for engines of cars, trucks, and locomotives.
G 16		Drive shafts (propeller shafts, cardan shafts) with special requirements, Parts of crushing machinery.

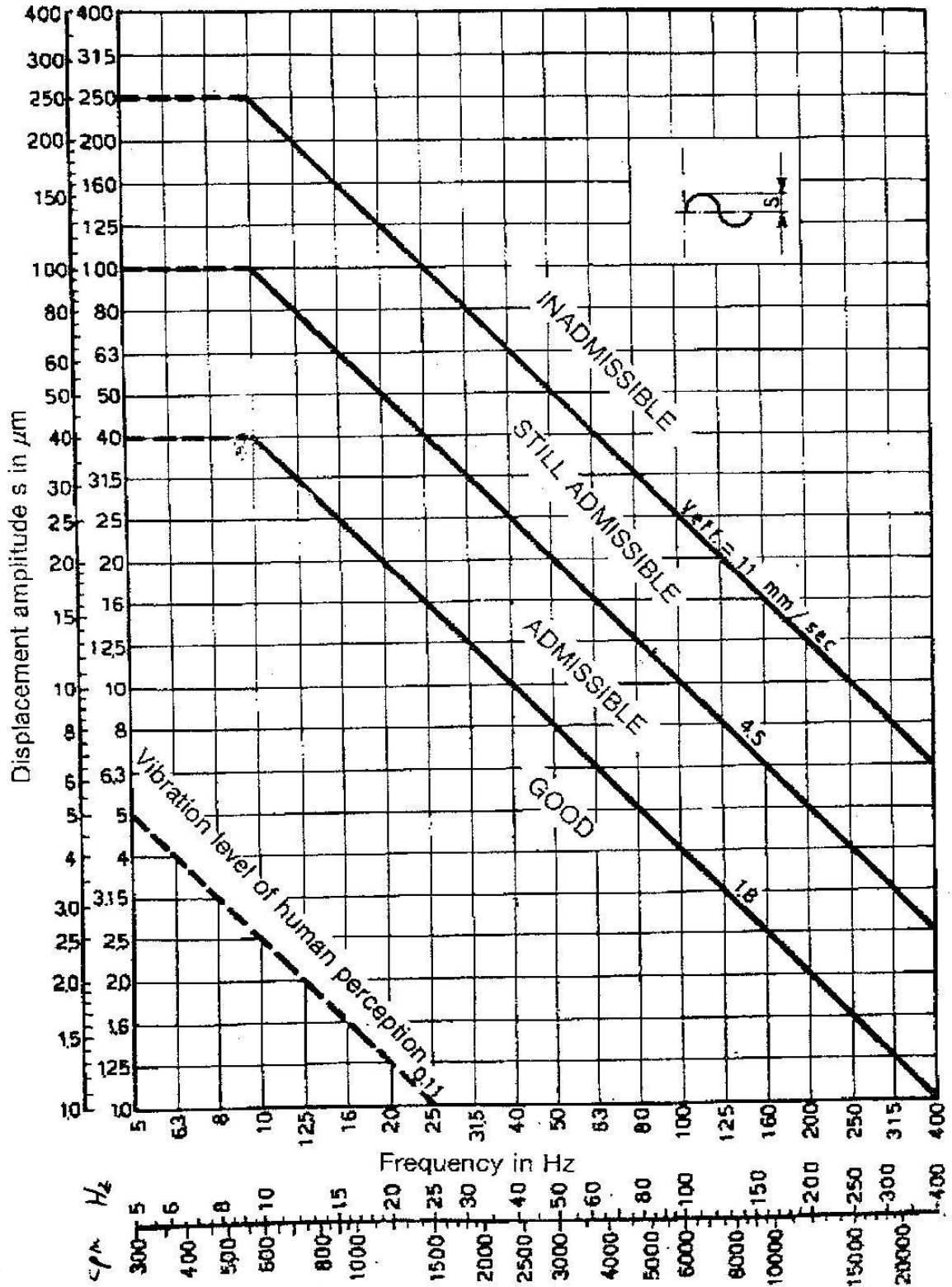
BALANCING GRADES FOR VARIOUS GROUPS OF REPRESENTATIVE RIGID ROTORS (CONT'D.)

Quality Grade	Rotor Types	General Examples
$e \omega = \frac{mm}{sec}$		

- G16 Parts of agricultural machinery. Individual components of engines (gasoline or diesel) cars, trucks, and locomotives Crankshaft-drives of engines with six and more **cylin** under special requirements.
- G 6.3 $\frac{mm}{sec}$ Parts of process plant machines.
- Marine main turbine gears (merchant service).
 - Centrifuge drums.
 - Fans.
 - Assembled aircraft gas turbine rotors.
 - Flywheels.
 - Pump impellers.
 - Machine-tool and general machinery parts.
 - Normal electrical armatures.
 - Individual components of engines under special requirements.
- G 2.5
- Gas and steam turbines, including marine main turbine (merchant service).
 - Rigid turbo-generator rotors.
 - Rotors.
 - Turbo-compressors.
 - Machine-tool -drives.
 - Medium and large electrical armatures with special requirements.
 - Small electrical -armatures.
 - Turbine-driven pumps.
- G 1
- Tape recorder and phonograph (gramophone) drives.
 - Grinding-machine drives.
 - Small, electrical armatures with special requirements.

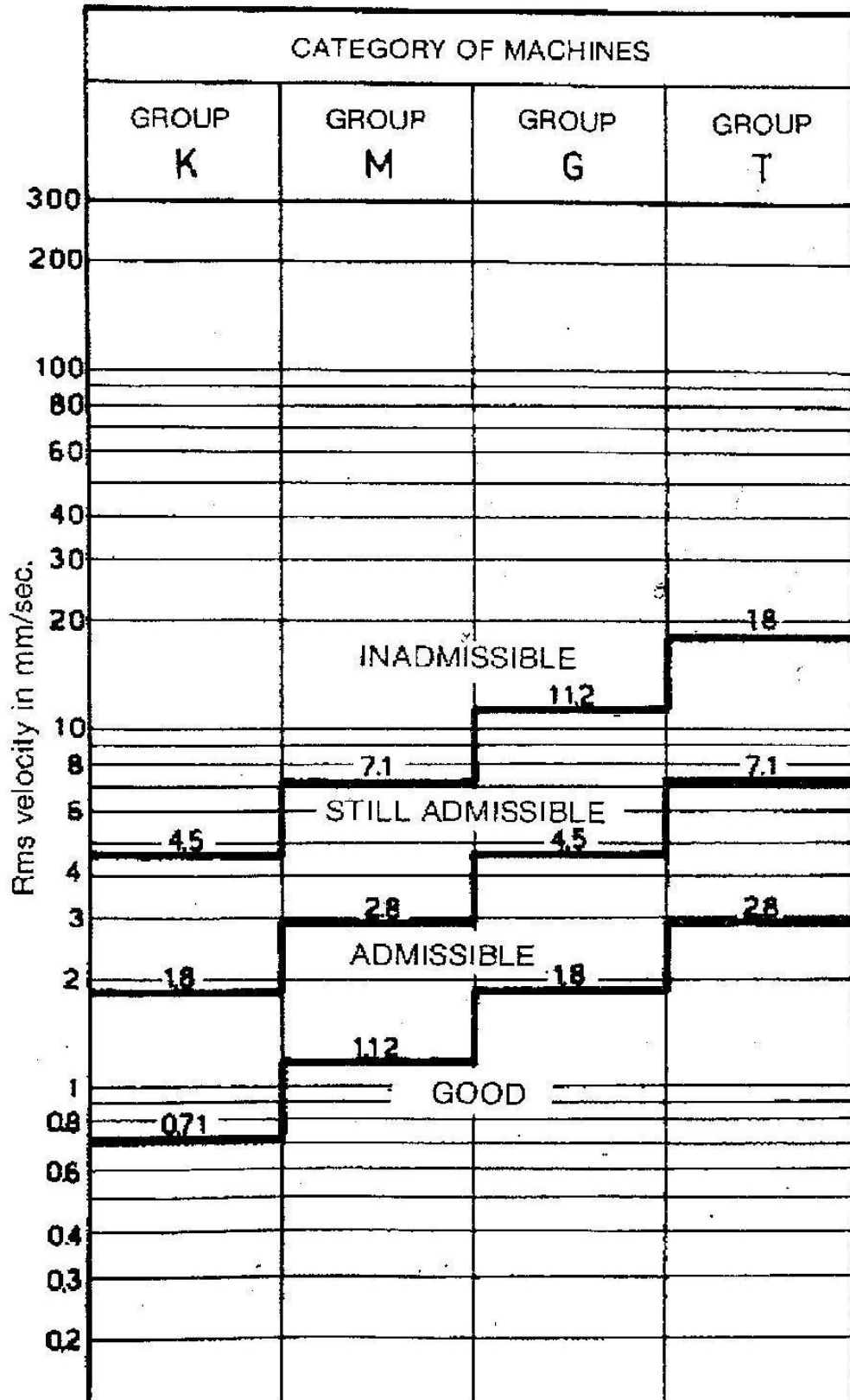
ANEXO E

TABLA GENERAL DE JUICIO DE VIBRACION

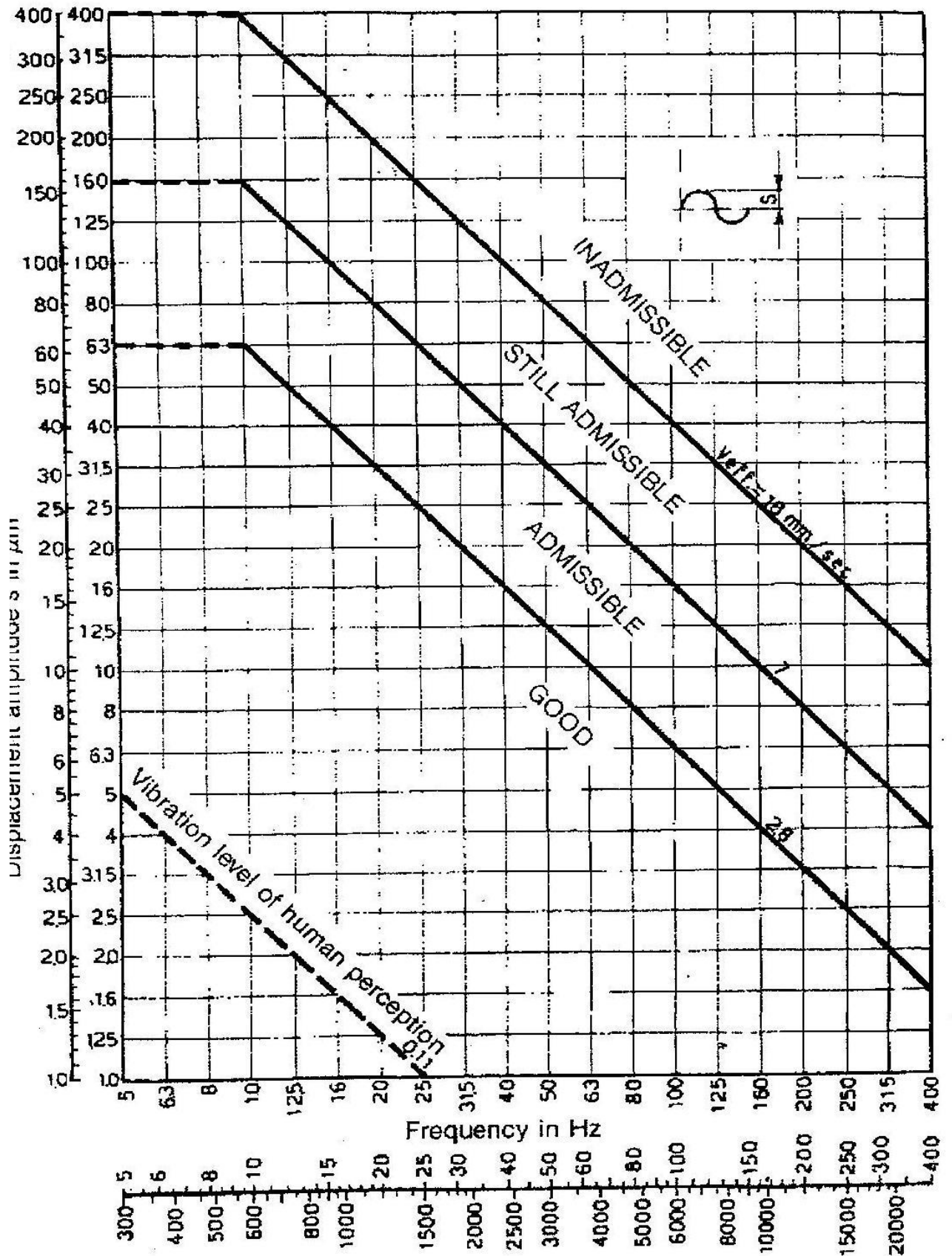


ANEXO F

NORMA VDI 2056



GRUPO T



Evaluation of human exposure to whole-body vibration - Part 2: Continuous and shock-induced vibration in buildings (1 to 80 Hz)

1. INTRODUCCION

Esta parte de ISO 2631 ofrece una guía para la aplicación de ISO 2631-1, para la

Vibración continua es aquella que permanece ininterrumpida sobre el periodo de tiempo considerado.

4. CARACTERIZACIÓN DE LA VIBRACIÓN EN EDIFICIOS CON RESPECTO A LA RESPUESTA HUMANA.

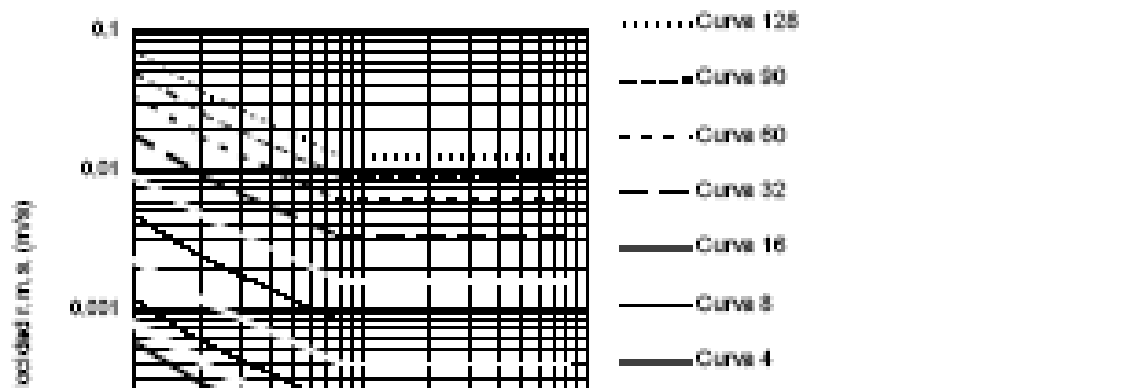
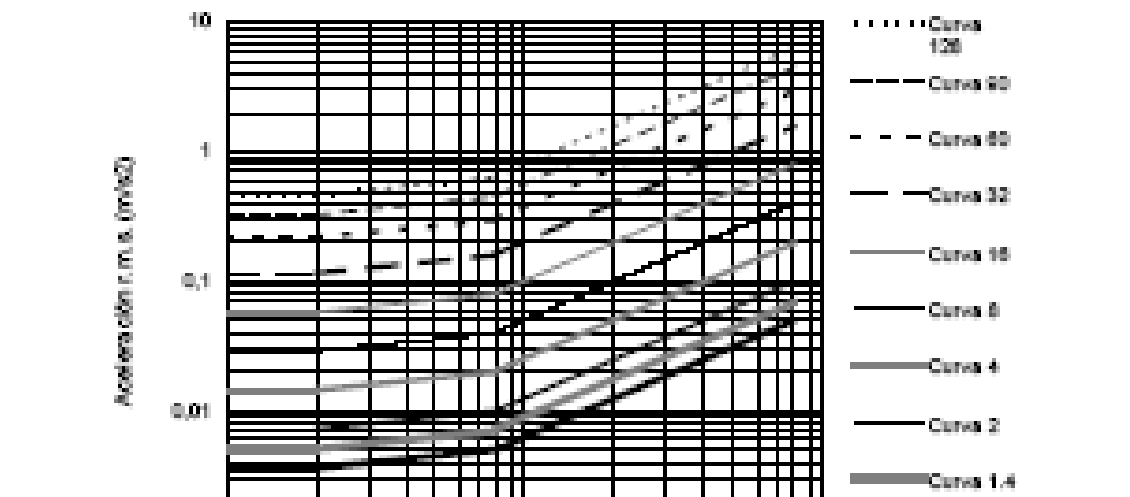
4.1 Curvas base combinadas para ejes indefinidos de exposición humana a vibración

En los casos en que una misma área del edificio sea ocupada por personas en distintas posiciones, se puede aplicar una curva combinada standard, usando el peor caso de las condiciones de los ejes z y $x-y$. Ésta se obtiene usando la respuesta del eje z de 8 a 80 Hz y la respuesta de los ejes $x-y$ de 1 a 2 Hz. Para las frecuencias entre 2 y 8 Hz se realiza una interpolación entre las dos curvas.

Estas curvas base combinadas se pueden utilizar para investigaciones preliminares, con el objeto de decidir si es necesaria una investigación posterior.

Tabla 2: Rango de factores multiplicadores para especificar las magnitudes satisfactorias de vibración en edificios con respecto a la respuesta humana (ver figuras).

Lugar	Hora	Vibración continua o intermitente	Excitación transiente de vibración con varias ocurrencias al día
Áreas críticas de trabajo (hospitales, laboratorios de precisión, etc.)	Día	1	1
	Noche		
Residencial	Día	2 a 4	30 a 60
	Noche	1.4	1.4 a 30
Oficina	Día	4	60 a 120
	Noche		
Taller	Día	8	90 a 120
	Noche		

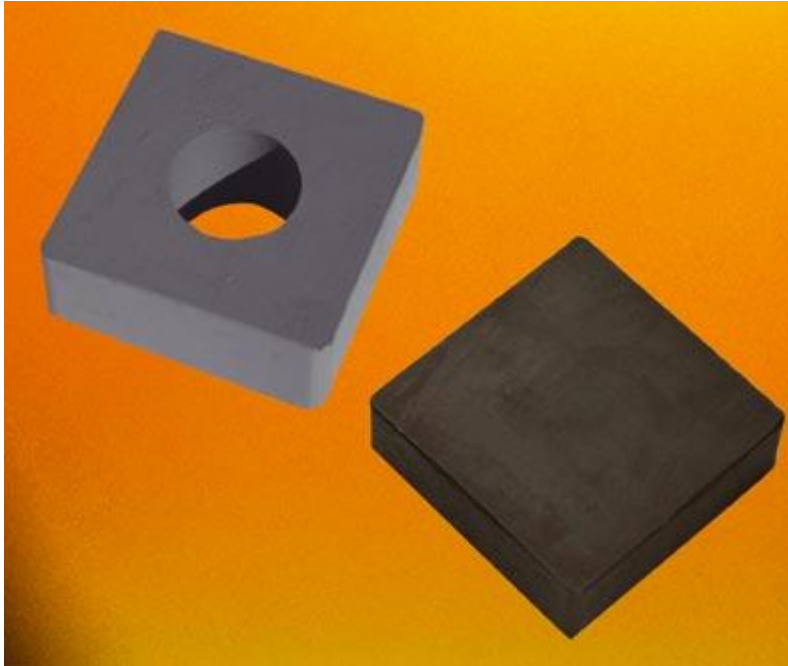


ANEXO H

Características Técnicas Serie PA/PAB MITSA

PRODUCTO

Serie PA/PAB



MITSA®

Sector Climatización
Industrial

Sector Acústica

Aplicaciones:

- Acústica
- Maquinaria de Laboratorio
- Compresores
- Suelos Flotantes

Serie PA/PAB

Las pastillas antivibratorias de caucho (PA) están fabricadas a partir de la vulcanización del caucho con las figuras ya definidas en el propio molde. Este sistema es superior a otros contratipos existentes en el mercado, obtenidos a partir de planchas de caucho de alta dureza cortados por cizalla.

Las ventajas de este producto son:

- 1.** Gama de durezas Shore A notablemente inferior y por tanto se obtienen frecuencias naturales más bajas para conseguir valores de aislamiento más altos.
- 2.** Su geometría está bien perfilada y sus dimensiones son idénticas siempre; no ocurre lo mismo cuando estos productos se hacen a partir de plancha de caucho.
- 3.** Algunos modelos poseen orificios centrales para conseguir un mayor grado de compresión y por tanto mejores ventajas en el aislamiento. Además permite su fijación a bases metálicas o traspasar anclajes metálicos.

La serie PAB está especialmente diseñada para el aislamiento acústico, está fabricada en caucho natural de 35° Sh A, lo que le otorga una deflexión muy elevada y un excelente comportamiento a las bajas frecuencias, incorporando además todas las ventajas comentadas anteriormente en el modelo PA más utilizado en la vibración, industria y sobre toda climatización.

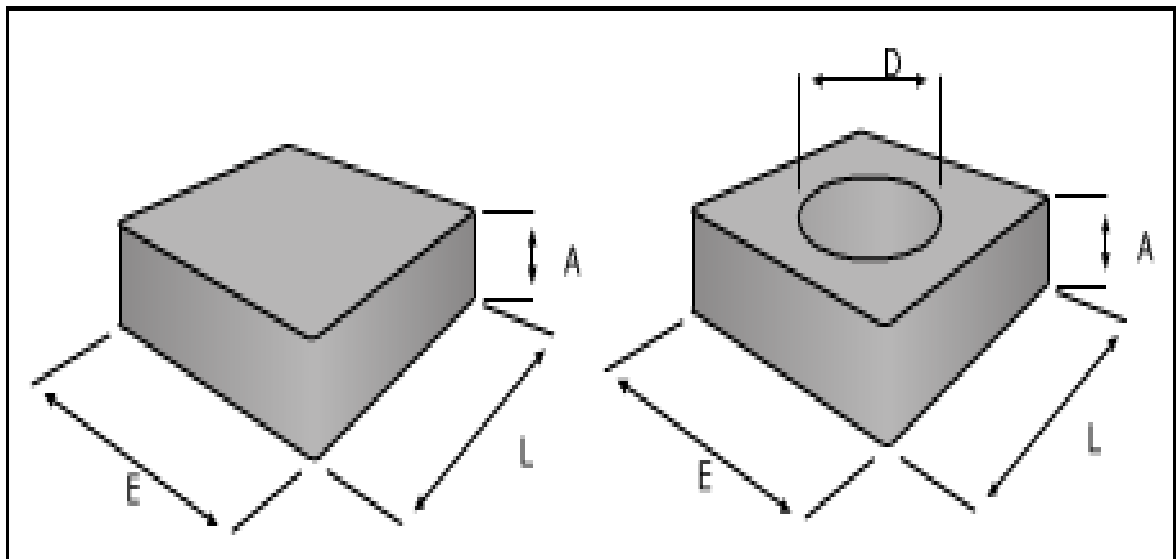
Además de estos modelos, se está desarrollando actualmente un modelo capaz de resistir 200° - 2 horas, ideal para instalaciones en que se deben cumplir las normas de seguridad contra incendios, sobre todo en las instalaciones de ventilación. Para este modelo se entrega certificado de resistencia al fuego del material. Es aplicable en otras aplicaciones como resistencia a aceites, hidrocarburos, etc.

Dimensiones y Análisis Físico

Ref.	Modelo <i>Model</i>	Carga en Kg. <i>Load in Kg.</i> min-max	Flecha en mm. <i>Deflection</i> <i>in mm.</i>	Dimensiones en mm. <i>Dimensions in mm.</i>			
				E	L	A	D
13052252	PA 5020	35 - 150	4	50	50	20	11
13072251	PA 7025	40 - 200	5	70	70	25	*
13072151	PA 7030	50 - 300	6	70	70	30	*
13072131	PAB 7030	25 - 250	7	70	70	30	*
13073251	PA 7035	60 - 400	6	70	70	35	*
13083252	PA 8035	100 - 600	7	80	80	35	35
13103251	PA 10030	75 - 900	6	100	100	30	39
13103231	PAB 10030	25 - 600	7	100	100	30	39
13106252	PA 10060	150 - 1500	10	100	100	60	40

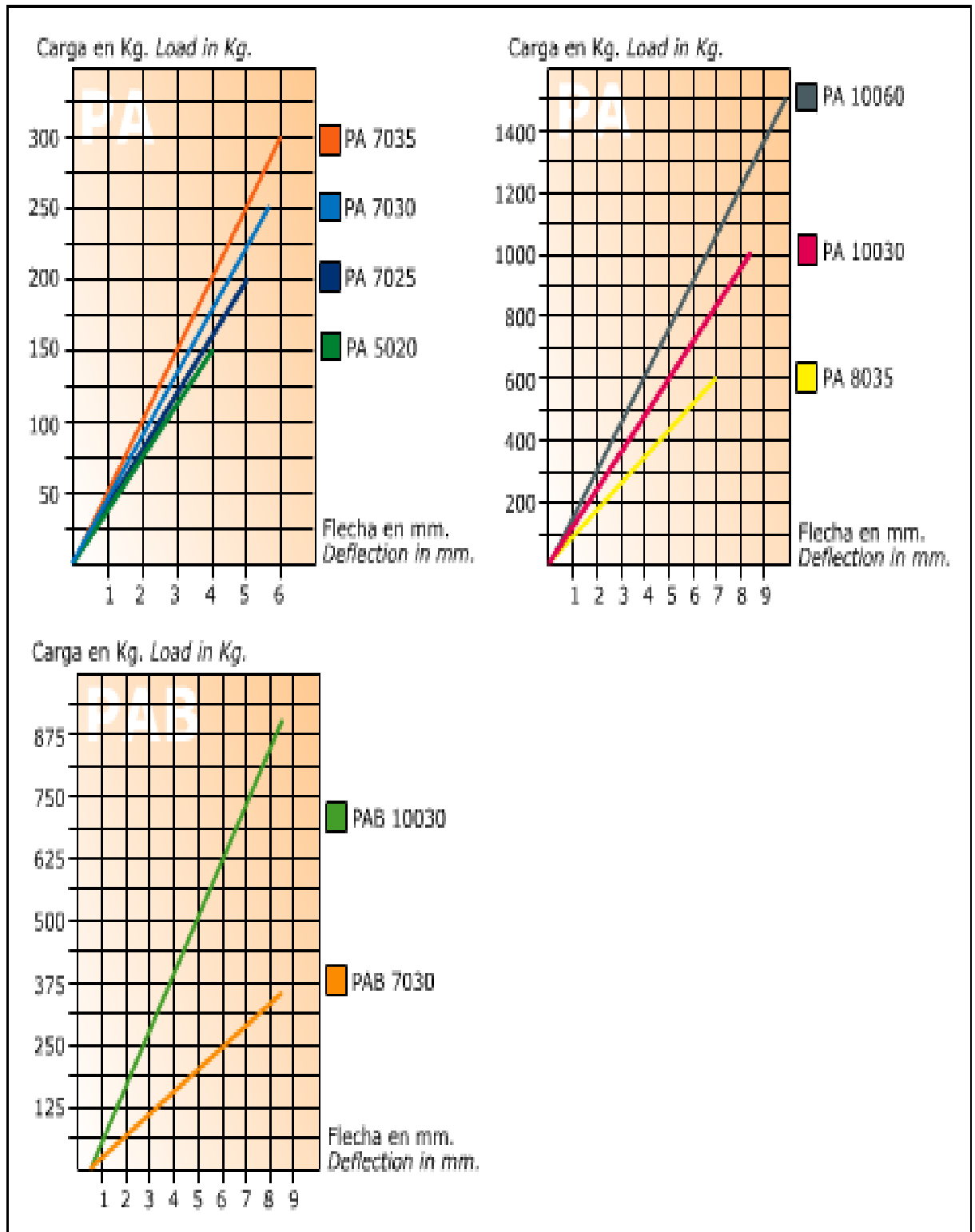
* Sin agujero. *No hole.*

Click botón derecho sobre la imagen para ampliarla o imprimirla.



Click botón derecho sobre la imagen para ampliarla o imprimirla.

Gráficas de Comportamiento



Click botón derecho sobre la imagen para ampliarla o imprimirla.

BIBLIOGRAFÍA

- Ing. Jorge Álvarez, Estudio de Vibraciones Mecánicas, 1era. Ed. Escuela Politécnica Nacional, 1999.
- A. T. Arya, Introduction to Classical Mechanics (Allyn & Bacon).
- Manuales, revistas diversas, catálogos y softwares.
- W. W. Seto, Vibraciones mecánicas (Schaum), 1995.
- Terrazas Lobo Juan, Vibraciones Mecánicas, 1era. Ed., 2001, UMSS
- A. P. French, Vibraciones y ondas (Reverté).
- A. Rañada, Dinámica clásica (Alianza Universidad).
- National Instruments, "LabVIEW Measurement Manual", Edición Julio 2000, Austin – Texas.
- National Instruments, "PXI – 1000 User Manual", Edición Enero 1998, Austin – Texas.
- National Instruments, "AT – MIO- 16X Manual User", Edición Abril 1994, Austin – Texas
- National Instruments, "PXI Product Guide 2004", Edición 2004, Austin – Texas.
- ENTRAN; " Acceleration Vibration & Shock", Edición Enero 1998, USA
- M.S. Jovaj, Motores, 1era. Edición, 1982, Traducida Español 1982, Pág. 636.