

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA



**CONTROL SEMIACTIVO DE FLUTTER UTILIZANDO UN
AMORTIGUADOR DE MASA SINTONIZADO LINEAL DE
ELASTOMEROS MAGNETOREOLÓGICOS**

TESIS

EN OPCIÓN AL GRADO DE

**MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN
ESTRUCTURAS**

PRESENTA

ALFONSO URIBE RAMIREZ

SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN. AGOSTO DE 2020

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA



**CONTROL SEMIACTIVO DE FLUTTER UTILIZANDO UN
AMORTIGUADOR DE MASA SINTONIZADO LINEAL DE
ELASTOMEROS MAGNETOREOLÓGICOS**

TESIS

EN OPCIÓN AL GRADO DE

**MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN
ESTRUCTURAS**

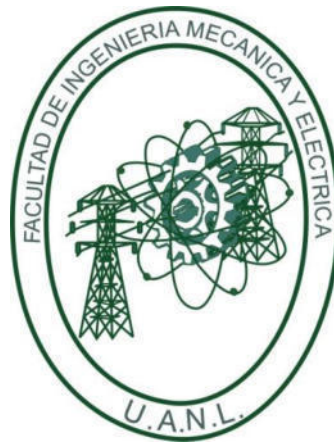
PRESENTA

ALFONSO URIBE RAMIREZ

SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN. AGOSTO DE 2020

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON

FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA



**CONTROL SEMIACTIVO DE FLUTTER UTILIZANDO UN
AMORTIGUADOR DE MASA SINTONIZADO LINEAL DE
ELASTOMEROS MAGNETOREOLÓGICOS**

TESIS

EN OPCIÓN AL GRADO DE

**MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN
ESTRUCTURAS**

PRESENTA

ALFONSO URIBE RAMIREZ

SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN. AGOSTO DE 2020



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

Universidad Autónoma de Nuevo León
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Subdirección de Estudios de Posgrado

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis "Control Semiactivo de Flutter utilizando un amortiguador de masa sintonizado lineal de elastómeros magnetoreológico", realizada por el alumno Alfonso Ramirez Uribe, con número de matrícula 1985267, sea aceptada para su defensa como requisito para obtener el grado de Maestría en Ciencias de la Ingeniería Areronáutica con especialidad en Estructuras.

El Comité de Tesis

[Signature of Dr. Diego Francisco Ledezma Ramirez]

Dr. Diego Francisco Ledezma Ramirez
Director

[Signature of Dr. Emiliano Rustighi]

Dr. Emiliano Rustighi
Co-Director

[Signature of Dr. Pedro López Cruz]

Dr. Pedro López Cruz
Revisor

[Signature of Dr. Martin Castillo Morales]

Dr. Martin Castillo Morales
Revisor

Vo. Bo.

[Signature of Dr. Sergio Martínez Martínez]

Dr. Sergio Martínez Martínez
Subdirector de Estudios de Posgrado



076

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, diciembre de 2020



RESUMEN

Conforme las estructuras aeronáuticas son optimizadas en su resistencia mecánica y reducción de peso, la rigidez del sistema se reduce como resultado. Como consecuencia, aumenta la sensibilidad de la estructura a fallas causadas por la interacción fluido-estructura. En aeroelasticidad dinámica, “flutter” es un tipo de falla causada por las fuerzas aerodinámicas en el ala. Algunas de las técnicas clásicas para reducir los efectos de flutter es cambiando el centro de gravedad o incrementando la rigidez. Ambas técnicas involucran el incremento de la masa, también conocido como penalización estructural porque la masa agregada no agrega otro beneficio aparte de anular flutter. En recientes artículos, el uso de amortiguadores de masa sintonizado como control pasivo ha demostrado un incremento en la velocidad de flutter con un pequeño incremento de masa en comparación a las técnicas clásicas. Pero su limitación es que funcionamiento solamente es efectiva en un pequeño rango.

El propósito de esta tesis es proponer un nuevo método de control al cambiar el absorbedor dinámico de pasivo a semi-activo utilizando elastómeros magnetoreológicos. Este material inteligente tiene la capacidad de cambiar su rigidez al estar expuesto a un campo magnético y es un candidato potencial para método semi-activos. En el primer capítulo, parte de los antecedentes en control de flutter, materiales inteligentes y sus posibles usos en aeroelasticidad son mostrados. Después la matemática y teoría de estructuras dinámicas y aerodinámica es incluida junto el estado del arte, a la escritura de esta tesis, del elastómero magnetoreológico y su equivalente en estructuras dinámicas. Posteriormente, el modelo matemático de un sistema resorte-placa es demostrado para su uso analítico en MATLAB y numérico en ANSYS Workbench. El modelo incluye el método pasivo y el método conmutable semi-activo para su comparación y demostrar el mejoramiento causado por el elastómero magnetoreológico para control de flutter.

AGRADECIMIENTOS

Primero que nada, le doy gracias a Dios por darme esta oportunidad de empezar y terminar este capítulo de mi vida. Y realizar mi deseo de estudiar vibraciones como mi investigación principal.

También le doy gracias a Dr. Diego Francisco Ledezma Ramírez por ser mi asesor, darme la oportunidad de trabajar con materiales inteligentes, introducirme al mundo de estructuras dinámicas y apoyándome en mi decisión de implementar el material inteligente la rama complicada que es aeroelasticidad.

Al Dr. Emiliano Rustighi como coach en la matemática de estructuras dinámicas y una de las pocas personas que me tocó conocer en mi estancia en Southampton. También fue el que envió las muestras del material inteligente, sin saber en ese entonces que se iban a implementar en aeroelasticidad.

A los profesores que tuve en mis clases, donde la mayoría de las materias que tuve realmente me ayudaron durante el proceso de esta investigación, lo cual nunca aprendí durante mis estudios de ingeniería.

Al equipo AXIOS Aerodesign, por permitirme estar en el equipo e implementar mis ideas, aun cuando la primera vez que escucharon creyeron que estaba loco. Yo espero que algunas de mis enseñanzas al equipo les ayudaran en la parte académica y en sus vidas. Y con su ayuda, ANSYS fue posible de usar en esta investigación ya que me permitieron utilizar su servidor.

A la Universidad Autónoma de Nuevo León, la Facultad de Mecánica y Eléctrica y el Centro de Investigación e Innovación de Ingeniería Aeronáutica por darme la oportunidad de ser estudiante en sus facultades.

A CONACYT por la beca nacional durante mi trayecto como estudiante de maestría y la beca de estancia en mi tiempo en Southampton.

A mis amigos y compañeros que había hecho y los nuevos que hice en este ciclo. A mi tía Gloria por darme oportunidad de vivir en su casa.

Y especialmente a mi familia, mi papá Blas Alfonso, mi mamá María Elena y mis dos hermanos, Eduardo y Jonathan, que siempre han estado disponibles y su apoyo de lejos y cruzando el océano.

A partir de aquí empieza un nuevo capítulo y ha sido gracias a todos ustedes.

TABLA DE CONTENIDO

| | |
|------------------------------------------------------------------|-----------|
| RESUMEN..... | i |
| AGRADECIMIENTOS | ii |
| TABLA DE CONTENIDO | iv |
| LISTA DE TABLAS | xiv |
| NOMENCLATURA | xv |
| 1. INTRODUCCIÓN | 1 |
| 1.1 Introducción..... | 1 |
| 1.2 Estado del Arte | 4 |
| 1.3 Planteamiento del Problema | 5 |
| 1.4 Hipótesis | 6 |
| 1.5 Objetivo General..... | 6 |
| 1.6 Objetivos Específicos | 6 |
| 1.7 Metodología | 7 |
| 1.8 Resumen de la Tesis | 7 |
| 2. TEORÍA DE AEROELASTICIDAD Y MRES..... | 9 |
| 2.1 Introducción..... | 9 |
| 2.2 Fundamentos de Estructuras Dinámicas | 9 |
| 2.2.1 Sistemas de un solo grado de libertad..... | 9 |
| 2.2.2 Sistema de múltiples grados de libertad | 14 |
| 2.2.3 Amortiguador de Masa Sintonizada | 17 |
| 2.3 Teoría Aerodinámica | 21 |
| 2.3.1 Nomenclatura de perfiles alares y alas | 21 |
| 2.4 Aeroelasticidad Dinámica..... | 25 |
| 2.4.1 Aerodinámica cuasi-estática | 26 |
| 2.4.2 Inestabilidades aeroelásticas..... | 28 |
| 2.5 Elastómeros Magnetoreológicos (MREs)..... | 31 |
| 2.5.1 Función y modelo de un elastómero | 31 |
| 2.5.2 Modelo y Función de MREs | 32 |
| 2.5 Resumen | 37 |
| 3. MODELO MATEMÁTICO, DISEÑO PRELIMINAR Y SIMULACIÓN | 38 |
| 3.1 Introducción..... | 38 |
| 3.2 Modelo Aeroelástico | 38 |

| | | |
|------------|-----------------------------------------------------------------------------|------------|
| 3.2.1 | Parámetros preliminares del ala | 40 |
| 3.2.2 | Análisis de inestabilidad..... | 43 |
| 3.2.3 | Validación numérica..... | 45 |
| 3.3 | Amortiguador de Masa Sintonizada usando MREs | 60 |
| 3.3.1 | Modelo con el amortiguador de masa sintonizado..... | 65 |
| 3.3.2 | Método numérico con el amortiguador de masa sintonizado | 70 |
| 3.3.3 | Control conmutativo con el método numérico | 80 |
| 3.4 | Resumen | 85 |
| 4. | CONCLUSIONES GENERALES Y RECOMENDACIONES..... | 86 |
| 4.1 | Conclusiones Generales..... | 86 |
| 4.2 | Recomendaciones..... | 87 |
| | REFERENCIAS | 88 |
| | APENDICE A: MODELO CUASI-ESTÁTICO..... | 93 |
| | APENDICE B: ELEMENTO COMBIN37 DE ANSYS | 101 |
| | APENDICE C: COMANDOS DE APDL PARA EL MODELO SIMPLIFICADO | 112 |
| | APENDICE D: COMANDOS DE APDL PARA EL SISTEMA PLACA- RESORTE..... | 114 |

LISTA DE FIGURAS

| | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1.1: Triangulo de Aeroelasticidad de Collar [8] | 2 |
| Figura 1.2: Modelo Equivalente de la Ec. (1.1) con Resortes Traslacionales y Rotacionales, adaptado de [6] | 2 |
| Figura 2.1: Sistemas Amortiguados de un Solo Grado de Libertad adaptados de [25]. a) Traslacional SDOF b) Rotacional SDOF..... | 10 |
| Figura 2.2: Elemento Resorte con Ambos Extremos Libres, Adaptado de [25] | 11 |
| Figura 2.3: Elemento Amortiguador con Ambos Extremos Libres, Adaptado de [25]..... | 11 |
| Figura 2.4: Vibraciones Libres a $\omega_n = 0.25 \text{ hz}$ con Diferentes Valores ζ y Condiciones de Frontera $x_0 = 1, x(0) = 0$. El incremento de la relación de amortiguación reduce el tiempo en que el sistema alcanza su punto de equilibrio | 13 |
| Figura 2.5: Receptancia utilizando los mismos valores de la figura 2.4. Cuando $\omega = \omega_d$, el pico de resonancia es mostrado y decrementa conforme incrementa ζ [29]..... | 14 |
| Figura 2.6: Ejemplo de un análisis modal de 3-grados de libertad utilizando Abaqus con valores $k_1 = k_2 = k_3 = 1 \text{ N/m}$ y $m_1 = m_2 = m_3 = 10 \text{ kg}$. a) Estado Neutral b) Primer Modo c) Segundo Modo d) Tercer Modo | 15 |
| Figura 2.7: Respuesta de Frecuencia del ejemplo de la figura 2.4. Al avanzar en las frecuencias naturales, la receptancia total decrementa. | 16 |
| Figura 2.8: Clasificación de Control de Vibraciones en ingeniería Civil [28] | 18 |
| Figura 2.9: Sistema Primario, con elementos $j = 1$, acoplado con un amortiguador de masa sintonizado, $j = 2$. De un sistema de un grado de libertad, el sistema completo se convierte en un sistema de dos grados de libertad | 19 |
| Figura 2.10: Receptancia del sistema primario con un amortiguador de masa sintonizado con valores $\omega_1 = \omega_2, m_2/m_1 = 0.1$ | 19 |

| | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 2.11: Amortiguador de Masa Sintonizado en el Edificio Taipéi 101 instalado en la cima [30] | 20 |
| Figura 2.12: Amortiguador de Masa Sintonizado debajo del “Infinity Bridge” para Cargas Inducidas por el Aire [31]..... | 20 |
| Figura 2.13: Nomenclatura de un Perfil Alar [34] | 21 |
| Figura 2.14: Dirección de las fuerzas por unidad de envergadura actuando en un perfil alar, donde α representa AOA, adaptado de [8]..... | 22 |
| Figura 2.15: Modelos Equivalente al cambiar el punto de referencia en diagramas de cuerpo libre [8]. a) Borde de Ataque b) Cuarto de la cuerda c) Centro de presiones | 23 |
| Figura 2.16: Datos experimentales del cl, cm vs AOA a diferentes Re para el NACA 0012 [4] | 24 |
| Figura 2.17: Dimensiones Geométricas de una Ala Finita [8] | 25 |
| Figura 2.18: Ejes de una Aeronave [35]. El eje del alabeo es el eje longitudinal (x), eje del cabeceo es el eje lateral (y) y de la guiñada es el eje vertical (z) ... | 26 |
| Figura 2.19: Modelo 2D para Aerodinámica Cuasi-Estática [8] | 27 |
| Figura 2.20: AOA instantáneo del perfil alar y sus componentes | 28 |
| Figura 2.21: Ejemplo de gráficas $v\omega_n$ y $v\zeta$ con el punto de flutter (Estabilidad Neutral). Modo 1 se refiere al cabeceo y el modo 2 al movimiento traslacional [9] | 29 |
| Figura 2.22: Ejemplo de divergencia estática con los componentes de los eigenvalores. Cuando uno de los modos alcanza $\omega_{nj} = 0$, entonces ζ_j se separa en dos partes. Uno siendo positivo y otro negativo..... | 30 |
| Figura 2.23: Gráfica $v\omega_n$ mostrando la velocidad de flutter con y sin el lastre desacoplador [20] | 31 |
| Figura 2.24: Tres modelos comunes para predecir las propiedades viscoelásticas usando resortes y amortiguadores lineales [37]. a) Modelo Maxwell b) Modelo Kelvin-Voigt c) Modelo de Cuatro Elementos | 32 |

| | |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 2.25: Modos Operacionales Básico de MREs con las flechas apuntando la dirección del campo magnético [15]. a) Fuerza Cortante b) Tensión/Compresión c) Cambio de forma por el campo magnético | 32 |
| Figura 2.26: Diferentes tipos de modelos viscoelástico propuestos por Nadzharyan et al [38] para aproximar el comportamiento de MREs. a) Maxwell b) Kelvin-Voigt c) Zener d) Kelvin-Voigt Generalizado e) Híbrido Maxwell-Kelvin-Voigt f) Maxwell Generalizado con dos ramas | 33 |
| Figura 2.27: MREs usado como absorbedores dinámicos [15]. a) Compresión/Elongación b) Corte | 34 |
| Figura 2.28: Configuración de materiales magnetoreológicos con electroimanes [15] a) A los lados del electroimán b) Arriba/Abajo del electroimán c) Dentro del electroimán como núcleo | 34 |
| Figura 2.29: Configuración híbrida utilizando electroimanes e imanes permanentes. Al usar imanes permanentes, el MRE se estira por el campo magnético. El electroimán puede aumentar o disminuir la intensidad del campo para aumentar/disminuir rigidez [39]..... | 35 |
| Figura 2.30: Modelo de Rigidez Conmutador [28]..... | 35 |
| Figura 2.31: Respuestas de desplazamiento, velocidad y aceleración; líneas negro, azul y rojo; al usar el algoritmo conmutado con $\Delta k_{effk} = 0.5$ [40]..... | 36 |
| Figura 2.32: Modelo de rigidez conmutadora para control de flutter con α como el valor a comparar con el valor de referencia [21]..... | 37 |
| Figura 3.1: Modelo aeroelástico de la placa con resortes vértices como soporte con z , θ y sustentación establecidos. | 39 |
| Figura 3.2: Imagen del túnel de viento disponible en el CIIIA [42] | 40 |
| Figura 3.3: Vista lateral de la sección de prueba en el túnel de viento | 41 |
| Figura 3.4: Distribución de sustentación en un ala real y utilizando “strip theory” | 41 |
| Figura 3.5: Diseño preliminar del ala creado en SOLIDWORKS | 43 |

| | |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 3.6: Velocidad de inestabilidad usando los valores de la tabla 3.1 y $k_{total} = 1000 N/m$, con un rango de búsqueda $0 m/s \leq v < 20 m/s$. Las dos líneas discontinuas negras representan el centro aerodinámico mientras la línea discontinua blanca representa cuando el centro de gravedad coincide con el centro elástico..... | 44 |
| Figura 3.7: Las gráficas a) $v\omega_n$ y b) $v\zeta$ del sistema con el centro de gravedad en la mitad, $k_1 = 550 N/m$, $k_2 = 450 N/m$ y datos de la tabla 3.1. Los títulos son: a) Frecuencias Naturales b) Velocidad de Flutter | 45 |
| Figura 3.8: Sistema Placa-Resorte para simulación modal y transitoria en ANSYS | 46 |
| Figura 3.9: Primera Frecuencia y Modo Natural, 2.14 Hz | 47 |
| Figura 3.10: Segunda Frecuencia y Modo Natural, 3.57 Hz | 47 |
| Figura 3.11: Tercera Frecuencia y Modo Natural, 51.62 Hz | 48 |
| Figura 3.12: Cuarta Frecuencia y Modo Natural, 85.04 Hz..... | 48 |
| Figura 3.13: Quinta Frecuencia y Modo Natural, 92.68 Hz..... | 49 |
| Figura 3.14: Localización de la fuerza de impacto y los sensores de desplazamiento..... | 49 |
| Figura 3.15: Vista lateral del mallado para CFD | 50 |
| Figura 3.16: Acercamiento de la capa límite..... | 50 |
| Figura 3.17: Vista frontal del mallado para CFD | 52 |
| Figura 3.18: Simple distribución para una simulación acoplada | 53 |
| Figura 3.19: Desplazamientos en el dominio del tiempo del sensor 1 para diferentes velocidades del aire en simulación transitoria a) Sin aire b) $v = 5 m/s$ c) $v = 6 m/s$ d) $v = 7 m/s$ e) $v = 8 m/s$ f) $v = 9 m/s$ g) $v = 9.5 m/s$ h) $v = 10 m/s$ | 54 |
| Figura 3.20: Desplazamientos en el dominio del tiempo del sensor 2 para diferentes velocidades del aire en simulación transitoria a) Sin aire b) $v = 5 m/s$ | |

| | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 9.5 \text{ m/s}$ h) $v = 10 \text{ m/s}$ | 55 |
| Figura 3.21: Receptancia del sensor 1 para diferentes velocidades del aire a) Sin aire b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v =$ 9.5 m/s h) $v = 10 \text{ m/s}$ | 56 |
| Figura 3.22: Receptancia del sensor 2 para diferentes velocidades del aire a) Sin aire b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v =$ 9.5 m/s h) $v = 10 \text{ m/s}$ | 57 |
| Figura 3.23: Las gráficas a) $v\omega_n$ y b) $v\zeta$ con la predicción original, predicción ajustada a $v = 0$ y resultados de ANSYS | 59 |
| Figura 3.24: Muestras de MRE con mezclas a) 0% y b) 30%..... | 60 |
| Figura 3.25: Datos y línea regresiva de ambos electroimanes | 61 |
| Figura 3.26: Instalación de la medición modal de los MREs. a) MRE con el electroimán y agitador b) Imán permanente agregad entre el MRE y agitador c) Imagen del experimento con el imán permanente | 62 |
| Figura 3.27: Distribución general del experimento, con un amplificador de potencia para encender el agitador..... | 62 |
| Figura 3.28: Receptancia para 0T y ajuste de curva usando el modelo Kelvin- Voigt a) MRE 0% b) MRE 10% c) MRE 30% | 64 |
| Figura 3.29: Placa Aeroelástica con el amortiguador de masa sintonizada..... | 66 |
| Figura 3.30: Velocidad de inestabilidad de la placa incluyendo el MRE. Las líneas discontinuas representan las frecuencias de flutter y la línea discontinua con punto es el promedio de ambas frecuencias. | 68 |
| Figura 3.31: Graficas $v\omega_n$ y $v\zeta$ para a) y b) respectivamente considerando la predicción original sin el absorbedor dinámico y con el absorbedor dinámico.. | 69 |
| Figura 3.32: Sistema placa-resorte con el amortiguador de masa sintonizado para simulación modal y transitoria..... | 71 |
| Figura 3.33: Primer modo natural con el absorbedor dinámico, 2.079 Hz | 71 |

| | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 3.34: Segundo modo natural con el absorbedor dinámico, 2.5 Hz | 72 |
| Figura 3.35: Tercer modo natural con el absorbedor dinámico, 3.72 Hz | 72 |
| Figura 3.36: Cuarto modo natural con el absorbedor dinámico, 51.44 Hz | 73 |
| Figura 3.37: Quinto modo natural con el absorbedor dinámico, 84.29 Hz | 73 |
| Figura 3.38: Comparación en el dominio del tiempo del sensor 1 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 10 \text{ m/s}$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo | 75 |
| Figura 3.39: Comparación en el dominio del tiempo del sensor 2 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 10 \text{ m/s}$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo | 76 |
| Figura 3.40: Comparación en el dominio de la frecuencia del sensor 1 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 10 \text{ m/s}$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo | 77 |
| Figura 3.41: Comparación en el dominio de la frecuencia del sensor 2 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 10 \text{ m/s}$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo | 78 |
| Figura 3.42: Graficas $v\omega_n$ y $v\zeta$ dado en a) y b) con los valores analíticos en Matlab y los datos de ANSYS con y sin el control pasivo..... | 80 |
| Figura 3.43: Ilustración de COMBIN37 funcionando en el eje Y del Manual de ANSYS [55]..... | 81 |
| Figura 3.44: Modelo equivalente a la figura 2.30 y Ec. (3.8) usando COMBIN37 | 82 |
| Figura 3.45: Comparación del dominio del tiempo en el sensor 1 para diversas velocidades a) Sin aire b) $v = 10 \text{ m/s}$ c) $v = 10.5 \text{ m/s}$ | 83 |

| | |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 3.46: Comparación del dominio del tiempo en el sensor 2 para diversas velocidades a) Sin aire b) $v = 10 \text{ m/s}$ c) $v = 10.5 \text{ m/s}$ | 84 |
| Figura A.1: Modelo aeroelástico para análisis matemático | 93 |
| Figura A.2: Localización del centro elástico (E.C.)..... | 94 |
| Figure A.3: Movimiento de la placa con desplazamiento positivo z y θ | 94 |
| Figura A.4: Mapa de Inestabilidad base basado de los valores de la tabla A.1 | 98 |
| Figura A.5: Velocidad de inestabilidad al incrementar $ktotal$. a) $ktotal = 2000 \text{ N/m}$, b) $ktotal = 5000 \text{ N/m}$ | 98 |
| Figura A.6: Velocidad de inestabilidad al incrementar J . a) $J = 0.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, b) $J = 0.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, c) $J = 1000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ | 99 |
| Figura A.7: Velocidad de inestabilidad al incrementar m . a) $m = 2 \text{ kg}$, b) $m = 5 \text{ kg}$, c) $m = 1000 \text{ kg}$ | 100 |
| Figura B.1: Ilustración de COMBIN37 funcionando en el eje Y del Manual de ANSYS [55]..... | 101 |
| Figura B.2: Algoritmo conmutador modificado para su funcionamiento en el ciclo negativo | 101 |
| Figura B.3: Masa de conexión con líneas cruzando exactamente en el centro del cuerpo..... | 102 |
| Figura B.4: La carpeta de conexiones en la ventana "Outline" y el icono de selección de vertices..... | 103 |
| Figura B.5: Propiedades de resorte creado | 103 |
| Figura B.6: Modelo del resorte de ANSYS Mechanical..... | 104 |
| Figura B.7: Datos de la fuerza declarada en Mechanical..... | 105 |
| Figura B.9: Ventana de comandos en Mechanical..... | 106 |
| Figura B.10: Comportamiento ON-OFF-ON para COMBIN37 basado en las entradas de la lista g. y h. | 107 |
| Figura B.11: El icono del seleccionador de nodos. | 108 |

Figura B.12: Ejemplo para obtener la identificación del nodo del soporte. 109

LISTA DE TABLAS

| | |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Tabla 3.1: Parámetros preliminares del ala y propiedades del aire..... | 42 |
| Tabla 3.2: Comparación de frecuencias naturales en Hz | 46 |
| Tabla 3.3: Características del Mallado para CFD | 51 |
| Tabla 3.4: Modelo utilizado con el número de Reynolds, basándose de los valores de [49], sugerencias de [50] y los datos de la tabla 3.1 | 52 |
| Tabla 3.5: Comparación entre el FRF y Vibrationdata de las frecuencias naturales en Hz | 58 |
| Tabla 3.6: Relaciones de amortiguación viscosas de Vibrationdata en Ns/m ... | 58 |
| Tabla 3.7: Propiedades físicas de las muestras de MRE..... | 60 |
| Tabla 3.8: Valores base de los MREs a 0T..... | 63 |
| Tabla 3.9: Propiedades de los MREs expuesto a campos magnéticos | 65 |
| Tabla 3.10: Comparación de las frecuencias naturales con el absorbedor dinámico en Hz | 70 |
| Tabla 3.11: Frecuencias Naturales obtenidas del Vibrationdata con el absorbedor dinámico en Hz | 79 |
| Tabla 3.12: Relaciones de Amortiguación obtenidas del Vibrationdata con el absorbedor dinámico en Ns/m | 79 |
| Tabla 3.13: Valores de cada COMBIN37 dependiendo del MRE utilizado | 82 |
| Tabla A.1: Valores de un Prototipo Previo | 97 |
| Tabla B.1: Valores del modelo simplificado | 102 |

NOMENCLATURA

Alfabeto Latín

| | |
|--------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|
| A | Acelerancia |
| \mathbf{A} | Matriz Inercial |
| AR | Alargamiento |
| a_1 | Pendiente de la Curva de Levantamiento |
| a_w | Pendiente de la Curva del Ala |
| \mathbf{B} | Matriz del Amortiguamiento Aerodinámico |
| b | Mitad de la Cuerda |
| \mathbf{C} | Matriz del Amortiguamiento, Matriz de Rigidez Aerodinámico |
| c | Coeficiente de Amortiguación, Cuerda |
| c_D | Coeficiente de Arrastre del Ala |
| c_d | Coeficiente de Arrastre del Perfil Alar |
| c_L | Coeficiente de Levantamiento del Ala |
| c_l | Coeficiente de Levantamiento del Perfil Alar |
| c_M | Coeficiente de Momento del Ala, Coeficiente de Amortiguación del Amortiguador de Masa Sintonizado |
| c_m | Coeficiente de Momento del Perfil Alar |
| c_r | Cuerda de Raíz |
| c_t | Cuerda de Punta |
| D' | Arrastre por Unidad de Envergadura |
| \mathbf{D} | Matriz de Amortiguación Estructural |
| \mathbf{E} | Matriz de Rigidez Estructural |

| | |
|--------------|----------------------------------------------------------|
| ec | Distancia entre el Centro Elástico y Centro Aerodinámico |
| F | Fuerza Externa |
| f | Fuerza Interna |
| I | Matriz de Identidad |
| J | Momento de Inercia por Masa |
| K | Matriz de Rigidez |
| k | Rigidez de Resorte |
| k_n | Rigidez de n Resorte |
| k_M | Rigidez del Amortiguador de Masa Sintonizado |
| L' | Levantamiento por Unidad de Envergadura |
| M | Momento Externo |
| M' | Momento por Unidad de Envergadura |
| M | Matriz de Masa |
| M_∞ | Número de Mach |
| m | Masa Concentrada |
| P | Posición del Centro Elástico |
| \mathbf{q} | Vector de Coordenadas Generalizadas |
| Re | Número de Reynolds |
| t | Tiempo |
| v | Velocidad del Aire |
| v_∞ | Corriente Libre |
| X | Amplitud |

| | |
|----------------|--------------------------------|
| \mathbf{X} | Vector de Amplitud |
| x | Grado de Libertad Traslacional |
| \mathbf{x} | Vector de Grado de Libertad |
| Y | Mobilidad |
| z | Coordenada Vertical |
| \dot{z}_{ec} | Velocidad de Inmersión |

Alfabeto Griego

| | |
|-------------------------|----------------------------------------------------------------|
| α | Receptancia, Ángulo de Ataque |
| $\alpha_{\dot{z}_{ec}}$ | Ángulo de Ataque por Velocidad de Inmersión |
| α_{θ} | Ángulo de Ataque por Cabeceo |
| Δ_{CG} | Distancia entre el Centro de Gravedad y Posición de z |
| Δ_M | Posición del Amortiguador de Masa Sintonizado |
| Δk | Rigidez Adicional |
| Δk_{eff} | Rigidez Adicional por el Circuito Mecánico |
| ζ | Relación de Amortiguamiento |
| θ | Grado de Libertad Rotacional, Cabeceo Rotacional |
| λ | Exponente Característico, Matriz de Eigenvalor, Estrechamiento |
| ν | Viscosidad Cinemática |
| ρ | Densidad del Aire |
| Φ | Matriz Modal |
| ω_n | Frecuencia Natural no Amortiguada |
| ω_d | Frecuencia Natural Amortiguada |

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN

1.1 Introducción

Las vibraciones son fenómenos los cuales ocurren en la vida real. Por ejemplo, al caminar se genera una oscilación por cada paso. Las oscilaciones son generadas por fuerzas cíclicas, un motor desbalanceado, o excitaciones transitorias, como las de un terremoto [1][2]. Aunque las vibraciones pueden ser beneficiosas en algunos casos, existen casos donde se debe encontrar una solución para minimizar o evitar sus efectos dañinos. Algunos ejemplos incluyen molestia en el cuerpo humano, generación de ruido y hasta un total fallo estructural [2]. En aeronáutica, las fuerzas aerodinámicas son una de varias fuentes de vibraciones y de posibles fallas [3].

La aerodinámica estudia la interacción entre el aire y un sólido dentro del fluido. De forma simplificada, las fuerzas aerodinámicas dependen de la geometría del cuerpo, las propiedades del fluido y la velocidad relativa entre sólido y fluido [4][5]. Pero se asume que el cuerpo es completamente rígido o nunca cambiar de forma [6]. Esta declaración contradice la mecánica de sólidos, el cual establece que un cuerpo se deforma en la presencia de cargas [7]. Para un estudio completo, Aeroelasticidad es el resultado de combinar aerodinámica con mecánica de sólidos [6,8]. Cada subdivisión de aeroelasticidad depende de cuales fuerzas se incluyen en el análisis, demostrado en el Triángulo de Collar en la Figura 1.1 [6][8][9].

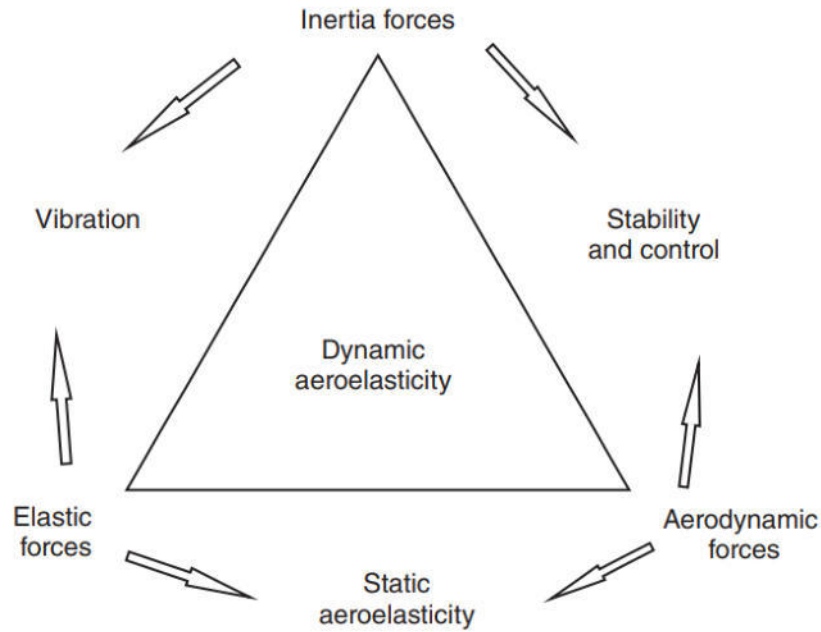


Figura 1.1: Triangulo de Aeroelasticidad de Collar [8]

Aeroelasticidad Dinámica investiga la respuesta de la estructura y las fuerzas aerodinámicas en función del tiempo y el sistema en general se puede representar como un perfil alar con resortes, mostrado en Figura 1.2, y como una ecuación diferencial de segundo orden [8], el cual es:

$$\mathbf{A}\ddot{\mathbf{q}} + (\rho v \mathbf{B} + \mathbf{D})\dot{\mathbf{q}} + (\rho v^2 \mathbf{C} + \mathbf{E})\mathbf{q} = 0 \quad (1.1)$$

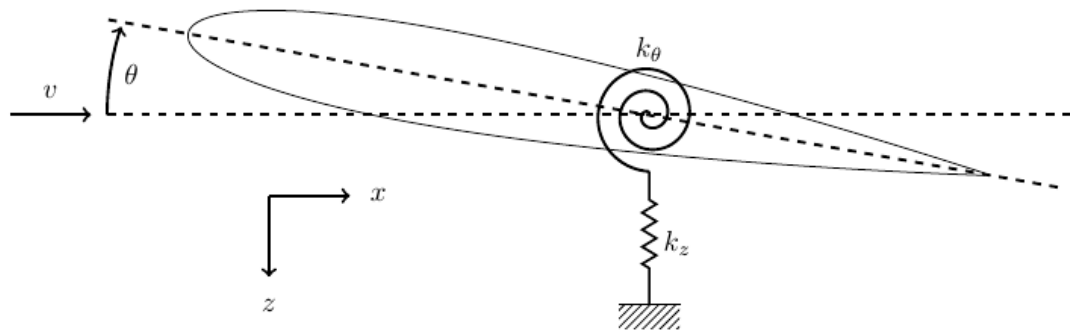


Figura 1.2: Modelo Equivalente de la Ec. (1.1) con Resortes Traslacionales y Rotacionales, adaptado de [6]

Donde \mathbf{q} es el vector de coordenadas generalizado, $\dot{\mathbf{q}}$ and $\ddot{\mathbf{q}}$ representando la primera y segunda derivada con respecto al tiempo, \mathbf{A} es la matriz inercial, \mathbf{B} y \mathbf{C}

son las matrices de amortiguación y rigidez aerodinámico, \mathbf{D} y \mathbf{E} son las matrices de amortiguación y rigidez estructural, ρ es la densidad del aire y v es la velocidad del aire. Como las fuerzas aerodinámicas dependen de la velocidad, existe un límite nombrado velocidad de “flutter” (por su palabra en Ingles). Si la velocidad del aire supera el límite, la estructura eventualmente fallará porque la estructura solamente absorbe energía del fluido [8]. En diseño de aeronaves, incrementar la velocidad de flutter es crítico. Especialmente para estructuras de bajo peso, los cuales incrementan la flexibilidad de la estructura. Esta baja rigidez produce sensibilidades a efectos aeroelásticos en la estructura [3][6][8][10]. Técnicas de control de vibraciones pueden reducir los efectos causados por cargas inducidas por el aire [11], también estudiadas en ingeniería civil [12].

El Control de Vibraciones se puede clasificar en tres categorías: pasivo, activo y semi-activo [12]. Control pasivo establece características fijas a la estructura, los cuales pueden ser inercial, amortiguación y/o rigidez configurado a un específico entorno [11][12]. Control activo utiliza actuadores para genera fuerzas para cancelar las fuerzas externas y movimiento por retroalimentación de sensores [11]. Control semi-activo combina control pasivo con control active para cambiar las propiedades de la estructura [12]. Una forma de lograr el cambio es por medio de materiales inteligentes, materiales los cuales se adaptan y cambian por estímulos externos [13]. Algunos ejemplos incluyen materiales piezoeléctricos, piroeléctricos y aleaciones con memoria de forma [14]. Una manera de obtener rigidez y amortiguación variables es por medio del efector magnetorestrictivo o, en otras palabras, exponer el material a un campo magnético [14][15]. Un elastómero es un tipo de material conocido como un eficiente aislador de vibraciones. Al agregar partículas magnéticas a la mezcla, un elastómero magnetoreológico (MRE por sus siglas en inglés) se obtiene [15] y es la propuesta de esta investigación para incrementar de forma optimizada la velocidad de flutter por medio de control semi-activo.

1.2 Estado del Arte

El proceso en el diseño de reducir los efectos de flutter y ráfagas de aire fue establecido por Karpel en 1981 [10]. Las metodologías explican cómo obtener y entender los datos aeroelásticos basados en las propiedades estructural y aerodinámicas del sistema. Los métodos pasivos mencionados son el balanceo de masa y sintonizado de la rigidez, los cuales involucran agregar peso a la estructura. También se conoce como penalización estructural porque la masa extra no contribuye a la estructura y es peso muerto. Para el método activo, servoaeroelasticidad utiliza las superficies de control como actuadores para contrarrestar las fuerzas aerodinámicas. El método también depende de un modelo aeroelástico por lo cual su precisión depende de los modelos estructurales y aerodinámicos. Aunque el peso de la aeronave no aumenta, su confiabilidad en el modelo aerodinámico es la principal preocupación. Hasta en la actualidad, el trabajo de Karpel es la base en el estudio de aeroelasticidad. En una investigación reciente, Verstraelen escribió una tesis doctoral el cual aplica amortiguadores de masa sintonizados lineales y no-lineales para aeroelasticidad no-lineal [9]. Su fundamento fue que flutter es causada por la aproximación de frecuencias y una frecuencia de flutter puede ser determinada. Usando esta frecuencia y considerando el uso previo de absorbedores dinámicos en ingeniería civil para la supresión de flutter [16][17], un absorbedor se sintoniza y cambia la velocidad de flutter. En el experimento con el absorbedor lineal, Verstraelen obtuvo un incremento en la velocidad de flutter del 36% con solo incrementar la masa del ala por un 2.3% [18]. Su limitación como técnica lineal es su sensibilidad a los cambios de frecuencia. Si no está cuidadosamente sintonizado, el resultado es un decremento en la velocidad de flutter lo cual es un efecto negativo. Por esa misma razón, Verstraelen propuso también un absorbedor no-lineal. Otra propuesta pasiva es el uso de absorbedores con histéresis viscosa [19]. La investigación utiliza el modelo Bouc-Wen para representar la fuerza con histéresis viscosa y su resultado es un incremento de la velocidad de flutter por 240% con una relación de masa del 1%.

El primer uso del control pasivo combinado con un control activo para supresión de flutter fue 1980 por Reed et al [20]. El diseño fue utilizado en aeronaves militares los cuales cambian su distribución de masa al soltar carga. El resultado fue un lastre el cual dinámicamente desacopla el cabeceo del ala con el cargamento. El lastre utiliza resortes pasivos, amortiguadores y actuadores para ser alineado. El diseño incrementa la velocidad de flutter y hace el sistema insensible a los cambios inerciales. La propuesta de utiliza un control semi-activo con rigidez variable salió por primera vez en 1995 por Yang et al [21]. La técnica de control fue el método conmutable utilizando un ángulo de referencia. Los resultados demostraron que un simple método de control exitosamente controlaba los efectos no-lineales e incrementaba la velocidad de flutter por 20% sin incrementar la masa. El uso de materiales inteligentes para control semi-activo también ha sido explorado. Los amortiguadores magnetoreológicos (MRD por sus siglas en inglés) también ha sido usado para aislamiento de vibraciones y supresión de flutter [22]. Con el control conmutable, una comparación se realizó con un control pasivo equivalente. Un incremento del 40.8% se obtuvo en comparación al control pasivo. Investigaciones para sustituir los MRDs con MREs sigo en aumento porque tienen las mismas características de cambiar la amortiguación y se agrega el cambio de rigidez por tener propiedades viscoelásticas. también se evita los problemas que tienen los MRD, por ejemplo, el pre-agitamiento, problemas de sellado y contaminación al medio ambiente [15]. Hasta el tiempo de escritura, no existe investigación de utilizar MREs para aplicaciones en aeroelasticidad.

1.3 Planteamiento del Problema

Con cada iteración de eficientizar las estructuras, la estructura de la aeronave incrementa su sensibilidad a fallas por flutter. Nuevos modelos y técnicas para suprimir flutter con la menor masa posible sigue en investigación y no existe un experimento o propuesta que utilice los elastómeros magnetoreológicos como posible solución.

1.4 Hipótesis

Basado en investigaciones previas, un diseño de un absorbedor dinámico incrementa la velocidad de flutter con bajo incremento de peso. Al cambiar el absorbedor de fijo a variable utilizando elastómeros magnetoreológicos y combinándolo un control semi-activo, es posible incrementar la velocidad de flutter en comparación al control pasivo.

1.5 Objetivo General

Diseñar un modelo analítico y validarlo por medio de la combinación de Elemento Finito (FEA por sus siglas en inglés) con Dinámica de Fluidos Computacional (CFD por sus siglas en inglés) donde la velocidad de flutter se podrá predecir utilizando características aerodinámicas, estructurales e inerciales del sistema; y agregar un amortiguador de masa sintonizado lineal con propiedades pasivas y semi-activas.

1.6 Objetivos Específicos

- Caracterizar las propiedades mecánicas de las muestras de elastómeros magnetoreológicos.
- Estudiar la causa de porque flutter puede ocurrir en un sistema utilizando modelos aeroelásticos existentes.
- Desarrollar las ecuaciones matemáticas para predecir flutter en una placa plana rígida con resortes.
- Proponer y diseñar un prototipo para ser introducido a un túnel de viento virtual y desarrollar una falla por flutter.
- Evaluar cada configuración del amortiguador de masa sintonizado al cambiar su frecuencia, relación de amortiguación y posición en la placa.
- Validar los resultados analíticos y numéricos del prototipo sin el absorbedor, con el absorbedor con características pasivas y absorbedor con características semi-activas

1.7 Metodología

- Estudio del Estado del Arte: Revisar trabajos relevantes que involucren el uso de elastómeros magnetoreológicos y fallas por flutter con soluciones pasivas y semi-activas.
- Caracterización de las Muestras de MRE: Utilizando un agitador de prueba de vibraciones y un sensor de impedancia del laboratorio de estructuras dinámicas, la rigidez y amortiguación se obtendrán de las muestras de MRE.
- Construir el Modelo Matemático: Como no hay historial de pruebas de aeroelasticidad en las instalaciones, el modelo aeroelástico utilizará la teoría de perfiles delgados, aerodinámica cuasi-estática y cuerpos rígidos con resortes.
- Diseñar el Cuerpo Aerodinámico: De los parámetros y limitaciones del túnel de viento, junto con el modelo analítico, un sistema placa-resorte se utilizará con enfoque de fallo por flutter. También, la placa deberá ser hueca para implementar futuros experimentos.
- Diseñar un Absorbedor Dinámico Lineal: Del diseño del cuerpo aerodinámico, un modelo adicional se agregará utilizando un amortiguador de masa lineal. AL modificar y simular los absorbedores, sus características serán elegidas para el experimento.
- Validación Numérica: Los datos del diseño serán insertados en ANSYS y comparado con los valores analíticos. La simulación será realizada en un túnel de viento virtual con características similares al de las instalaciones.
- Diseño y Simulación del Absorbedor Dinámico Semi-activo: Con la validación y ajuste del modelo analítico, el absorbedor pasivo será cambiado a semi-activo al agregarle las propiedades del MRE. Una simulación será realizada para comparar con la solución pasiva.

1.8 Resumen de la Tesis

La tesis está dividida en cuatro capítulos y el primer capítulo ya fue introducido. El Segundo capítulo explica la teoría necesaria para entender aeroelasticidad

dinámica, incluyendo las materias de estructuras dinámicas y aerodinámica; el amortiguador con masa sintonizada con sus propiedades y aplicaciones y la introducción de los MRE con el algoritmo conmutable siendo el método semi-activo. En el tercer capítulo el diseño, análisis y algoritmo de un sistema placa-resorte es presentado y su inclusión de los métodos pasivos y semi-activos al sistema. En el último capítulo, las conclusiones y recomendaciones de la investigación son presentados.

CAPÍTULO 2

TEORÍA DE AEROELASTICIDAD Y MRES

2.1 Introducción

Como se mencionó en el Capítulo 1, Aeroelasticidad es la combinación de Mecánica de Sólidos con Aerodinámica. Para entender los modelos matemáticos presentados en los siguientes capítulos, una cierta base es necesaria en la teoría estructuras dinámicas y aerodinámica. Desde la representación de una estructura compleja a una serie de resortes, amortiguadores y masas concentradas hasta el entendimiento en como las fuerzas aerodinámicas interactúan en el ala y las posibles inestabilidades causadas por las fuerzas. Además, información en Absorbedores de Vibraciones Dinámicos (DVA por sus siglas en inglés) es incluido para entender cómo se puede implementar MREs a amortiguadores de masa sintonizados.

2.2 Fundamentos de Estructuras Dinámicas

Todo tipo de estructuras tiene una respuesta compleja cuando se aplica fuerzas externas que varían con el tiempo. En estructuras dinámicas, el objetivo es desarrollar un modelo matemático utilizando una combinación de resortes, amortiguadores y masas concentradas para representar propiedades similares a la estructura original con ciertas limitaciones y suposiciones. Las propiedades de la estructura como las frecuencias y modos naturales se calculan del modelo matemático y son esenciales para el modelo aeroelástico [3].

2.2.1 Sistemas de un solo grado de libertad

Estructuras reales son continuas o, en otras palabras, son representadas por medio de una infinita cantidad de resortes, amortiguadores y masas concentradas conectadas unas a otras [23]. Sin embargo, en la práctica pocos elementos son necesarios porque la mayoría de los grados de libertad están restringidos o tienen pequeños desplazamientos, los cuales son despreciables [23]. Estas suposiciones son necesarias para crear un simple modelo que tiene la capacidad de representar precisamente el comportamiento del sistema. El

modelo más simple es el sistema amortiguado de un solo grado de libertad (SDOF por sus siglas en ingles). Un grado de libertad es una coordenada independiente y necesaria para describir el movimiento de un sistema [24]. La Figura 2.1 muestra dos ejemplos de sistemas de un grado de libertad y son descritas por la Ec. (2.1) y Ec. (2.2).

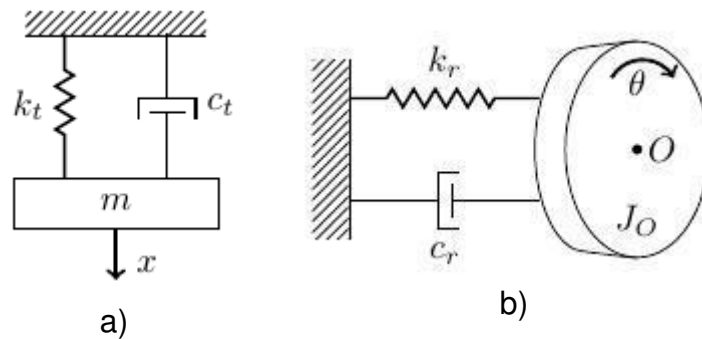


Figura 2.1: Sistemas Amortiguados de un Solo Grado de Libertad adaptados de [25]. a) Traslacional SDOF b) Rotacional SDOF

$$m\ddot{x} + c_t\dot{x} + k_t x = 0 \quad (2.1)$$

$$J_o\ddot{\theta} + c_r\dot{\theta} + k_r\theta = 0 \quad (2.2)$$

Donde m es la masa concentrada, J_o es el momento de inercia por masa del punto O , k_t y k_r son la rigidez traslacional y rotacional, c_t y c_r son la amortiguación traslacional y rotacional, x y θ son los grados de libertad. Ec. (2.1) y (2.2) representan la suma de fuerzas y momentos de acuerdo a la Segunda Ley de Newton [25], el cual declara “La velocidad de cambio de la cantidad de movimiento (momento) de una masa es igual a la fuerza que actúa en ella”:

$$F(t) = m\ddot{x} \quad (2.3)$$

$$M(t) = J_o\ddot{\theta} \quad (2.4)$$

Un resorte lineal, donde su masa y amortiguación son muy pequeñas y despreciables, crean una fuerza proporcional al desplazamiento relativo entre los dos extremos del resorte [25], mostrado en la figure 2.2:

$$f = k(x_2 - x_1) \quad (2.5)$$

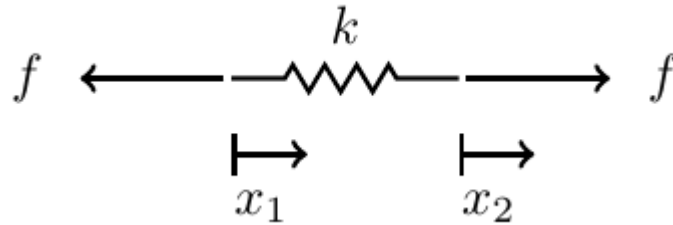


Figura 2.2: Elemento Resorte con Ambos Extremos Libres, Adaptado de [25]

Un amortiguador lineal, también con masa y rigidez despreciable, crea una fuerza proporcional a la velocidad relativa entre dos conexiones [25], mostrado en la figura 2.3:

$$f = c(v_2 - v_1) = c(\dot{x}_2 - \dot{x}_1) \quad (2.6)$$

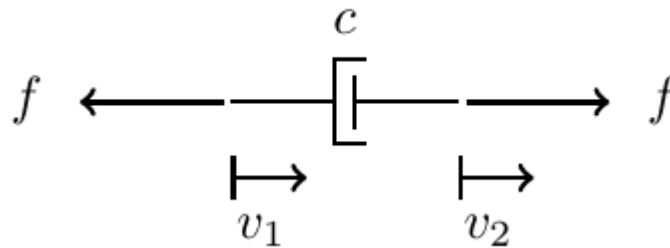


Figura 2.3: Elemento Amortiguador con Ambos Extremos Libres, Adaptado de [25]

El Sistema se puede clasificar en cuatro categorías dependiendo del valor de c , específicamente la relación de amortiguación ζ [1]. El valor es definido como:

$$\zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}} \quad (2.7)$$

Y las categorías son:

- Sistema No Amortiguado ($\zeta = 0$)
- Sistema Subamortiguado ($\zeta < 1$)
- Sistema Críticamente Amortiguado ($\zeta = 1$)
- Sistema Sobreamortiguado ($\zeta > 1$)

Para los propósitos de este proyecto, solo los casos no amortiguados y subamortiguados son considerados. Al restringir un extremo del resorte y amortiguador, un sistema SDOF es obtenido. Si un SDOF no amortiguado oscila libremente, la vibración ocurre a una frecuencia en particular [1]. Esta frecuencia es la frecuencia natural no amortiguada del sistema [8] y su valor se calcula por:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (2.8)$$

Si el sistema es subamortiguado, la frecuencia natural en oscilación libre es afectada por la cantidad de amortiguación y es llamada la frecuencia natural amortiguada [1]. Puede ser calculada por:

$$\omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (2.9)$$

El cual depende de la frecuencia natural no amortiguada. Si la relación de amortiguación es pequeña, la frecuencia amortiguada se aproxima a la frecuencia no amortiguada. La respuesta lineal del sistema, dada por la ecuación diferencial (2.1), es [8]:

$$x(t) = X e^{\lambda t} \quad (2.10)$$

Donde X es la amplitud y λ es el exponente característico que define el decaimiento [8]. Al sustituir la Ec. (2.10) en la Ec (2.1), la ecuación final es:

$$\lambda^2 m + \lambda c + k = 0 \quad (2.11)$$

Al resolver la ecuación y reordenando los términos usando la Ec. (2.8) y (2.9), el resultado es:

$$\lambda_{1,2} = -\zeta \omega_n \pm i \omega_d \quad (2.12)$$

Al conocer $\lambda_{1,2}$, las frecuencias naturales y relaciones de amortiguación del sistema son obtenidas y viceversa. Algunos ejemplos de respuesta libre se muestran en la figura 2.4.

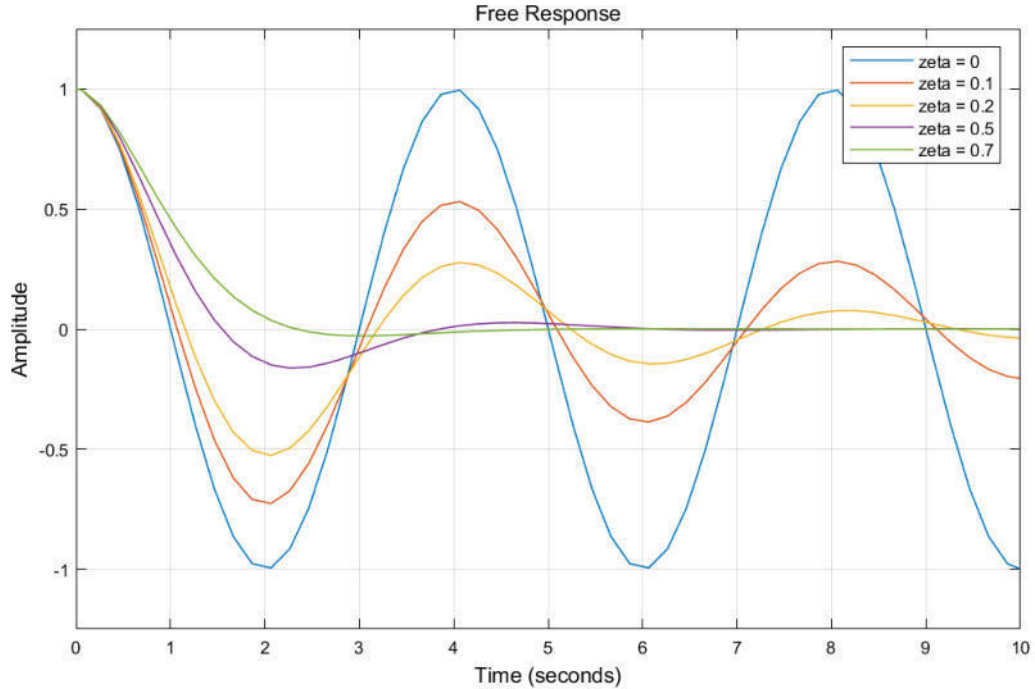


Figura 2.4: Vibraciones Libres a $\omega_n = 0.25 \text{ hz}$ con Diferentes Valores ζ y Condiciones de Frontera $x(0) = 1, \dot{x}(0) = 0$. El incremento de la relación de amortiguación reduce el tiempo en que el sistema alcanza su punto de equilibrio

Cuando una fuerza armónica externa es aplicada al sistema deja de ser una respuesta libre. Ahora se considera una respuesta forzada. La respuesta depende de la frecuencia de la fuerza armónica junto con las características del sistema. Una condición llamada resonancia se obtiene cuando la frecuencia de la fuerza externa es igual a la frecuencia natural. Lo que se obtiene es una amplitud grande X que conlleva a la falla y se debe de evitar [1]. Del componente imaginario de la Ec. (2.12), siendo la frecuencia del sistema, una relación se puede establecer entre la fuerza externa y el desplazamiento al cambiar del dominio del tiempo al dominio de la frecuencia. La relación se llama la función de respuesta de frecuencia $X(\omega)/F(\omega)$ (FRF por sus siglas en inglés) o también conocido como receptancia $\alpha(\omega)$ [26]. Aun siendo formado por una relación, FRF es independiente de la relación. Además, la velocidad y aceleración se pueden utilizar para la respuesta vibratoria, también conocido como movilidad $Y(\omega)$ y acelerancia $A(\omega)$. En el dominio de frecuencia la receptancia, movilidad y

acelerancia están directamente relacionadas al calcular la amplitud, por lo tanto obteniendo una función, ya sea analítico, numero o experimental, puede explicar las propiedades del sistema y visualizar los efectos de resonancia. En la figura 2.5, un ejemplo de receptancia es mostrado con los mismos valores de la figura 2.4.

$$|A(\omega)| = \omega|Y(\omega)| = \omega^2|\alpha(\omega)| \quad (2.13)$$

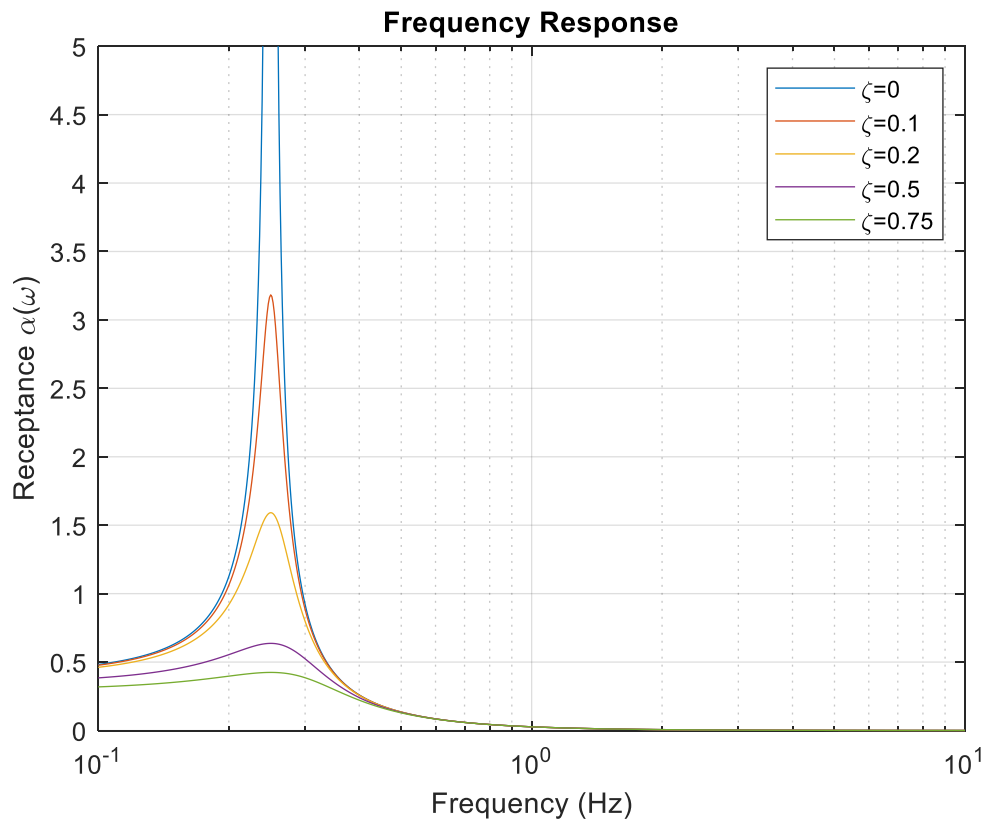


Figura 2.5: Receptancia utilizando los mismos valores de la figura 2.4. Cuando $\omega = \omega_d$, el pico de resonancia es mostrado y decrementa conforme incrementa ζ [29]

2.2.2 Sistema de múltiples grados de libertad

En el caso de múltiples coordenadas independientes, el sistema resultante tiene múltiples grados de libertad (MDOF por sus siglas en inglés). Su respuesta se

obtiene utilizando las formas generales de las Ecs. (2.1), (2.2) and (2.11). La ecuación diferencial de una estructura dinámica de n -grados de libertad [8] es:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{f}(t) \quad (2.14)$$

Donde \mathbf{M} , \mathbf{C} y \mathbf{K} son las matrices de masa, amortiguación y rigidez; \mathbf{x} es el vector de desplazamiento y $\mathbf{f}(t)$ es el vector de fuerzas externas. El tamaño de las matrices es $n \times n$. Un sistema A n -grados de libertad tiene n frecuencias naturales y relaciones de amortiguación con diferentes patrones de desplazamiento cada uno. La respuesta especial se llama modo natural y cada sistema tiene n modos naturales [26]. Un ejemplo es mostrado en la figura 2.6 y figura 2.7.

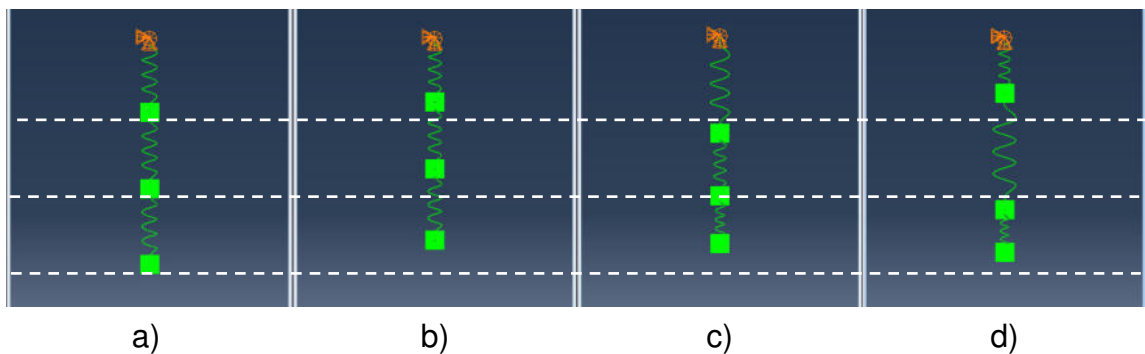


Figura 2.6: Ejemplo de un análisis modal de 3-grados de libertad utilizando Abaqus con valores $k_1 = k_2 = k_3 = 1 \text{ N/m}$ y $m_1 = m_2 = m_3 = 10 \text{ kg}$. a) Estado Neutral b) Primer Modo c) Segundo Modo d) Tercer Modo

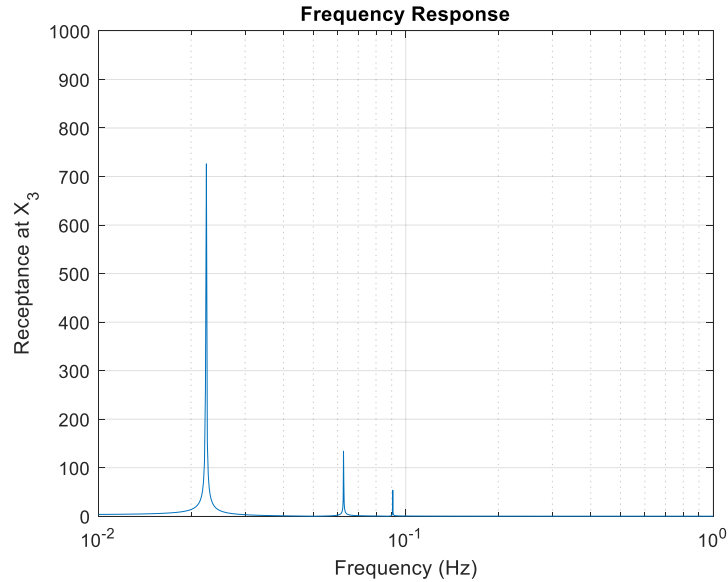


Figura 2.7: Respuesta de Frecuencia del ejemplo de la figura 2.4. Al avanzar en las frecuencias naturales, la receptancia total decrementa.

Si la Ec. (2.14) es lineal, utilizando la Ec. (2.10) como base, su solución es:

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{X}e^{\lambda t} \quad (2.15)$$

Donde \mathbf{X} es el vector de amplitud. Al sustituir Ec. (2.15) dentro de la Ec. (2.14) y reorganizando los términos se obtiene:

$$[\lambda^2 \mathbf{M} + \lambda \mathbf{C} + \mathbf{K}] \mathbf{X} = 0 \quad (2.16)$$

Los corchetes representan una matriz. Ya que la amplitud no puede ser cero, λ se convierte en un polinomio de segundo orden y, previamente establecido en 2.2.1, da información de las frecuencias naturales y relaciones de amortiguación. Matemáticamente λ son los eigenvalores del sistema y, dependiendo de la masa, amortiguación y rigidez, pueden ser reales o complejas. Otra forma de visualizar la solución es transformando la Ec. (2.14), con $\mathbf{f}(t) = 0$, en forma de espacio de estados. Esto significa reducir las ecuaciones en ecuaciones diferenciales de primer orden [24] al establecer:

$$\dot{\mathbf{x}}_j = \mathbf{x}_{N+j} \quad (2.17)$$

Donde j es el número de grados de libertad y N es el número total de grados de libertad. La forma de espacio de estados es [10]:

$$\dot{\mathbf{x}} - \mathbf{Q}\mathbf{x} = 0 \quad (2.18)$$

Al reorganizar los términos de la Ec. (2.14) y sustituyendo Ec. (2.17), la forma de espacio de estados de estructuras dinámicas es:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ \ddot{\mathbf{x}} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{x} \\ \dot{\mathbf{x}} \end{Bmatrix} = 0 \quad (2.19)$$

Donde \mathbf{I} es la matriz de identidad con tamaño $N \times N$ y la Ec. (2.19) tiene el mismo reordenamiento como Ec. (2.18). Los eigenvalores de la matriz \mathbf{Q} son los mismos valores λ de la Ec. (2.16). Al obtener los valores de las masas concentradas, amortiguaciones y rigideces, las frecuencias naturales y relaciones de amortiguación se obtienen de la Ec. (2.12) utilizando algebra compleja [8]:

$$\omega_{n_j} = \sqrt{\left(Real(\lambda_j)\right)^2 + \left(Imaginario(\lambda_j)\right)^2} \quad (2.20)$$

$$\zeta_j = -\frac{Real(\lambda_j)}{\omega_{n_j}} \quad (2.21)$$

Los eigenvectores de la matriz \mathbf{Q} representan los modos naturales de cada frecuencia natural [27]. El valor de cada eigenvector no es importante, porque el valor real depende de las condiciones de frontera, pero la relación entre componentes. Al graficar cada eigenvector, los componentes representan los grados de libertad, el modo natural se obtiene. La matriz que contiene todos los modos naturales es:

$$\Phi = [X_1, X_2, \dots, X_N] \quad (2.22)$$

2.2.3 Amortiguador de Masa Sintonizada

El control de vibraciones tiene de objetivo en reducir la vibración en las estructuras [28]. Dependiendo si la estructura necesita energía externa, el tipo de control se divide en pasivo y activo. Activo se subdivide en completamente activo o semi-activo, mostrado en la figura 2.8 [28].

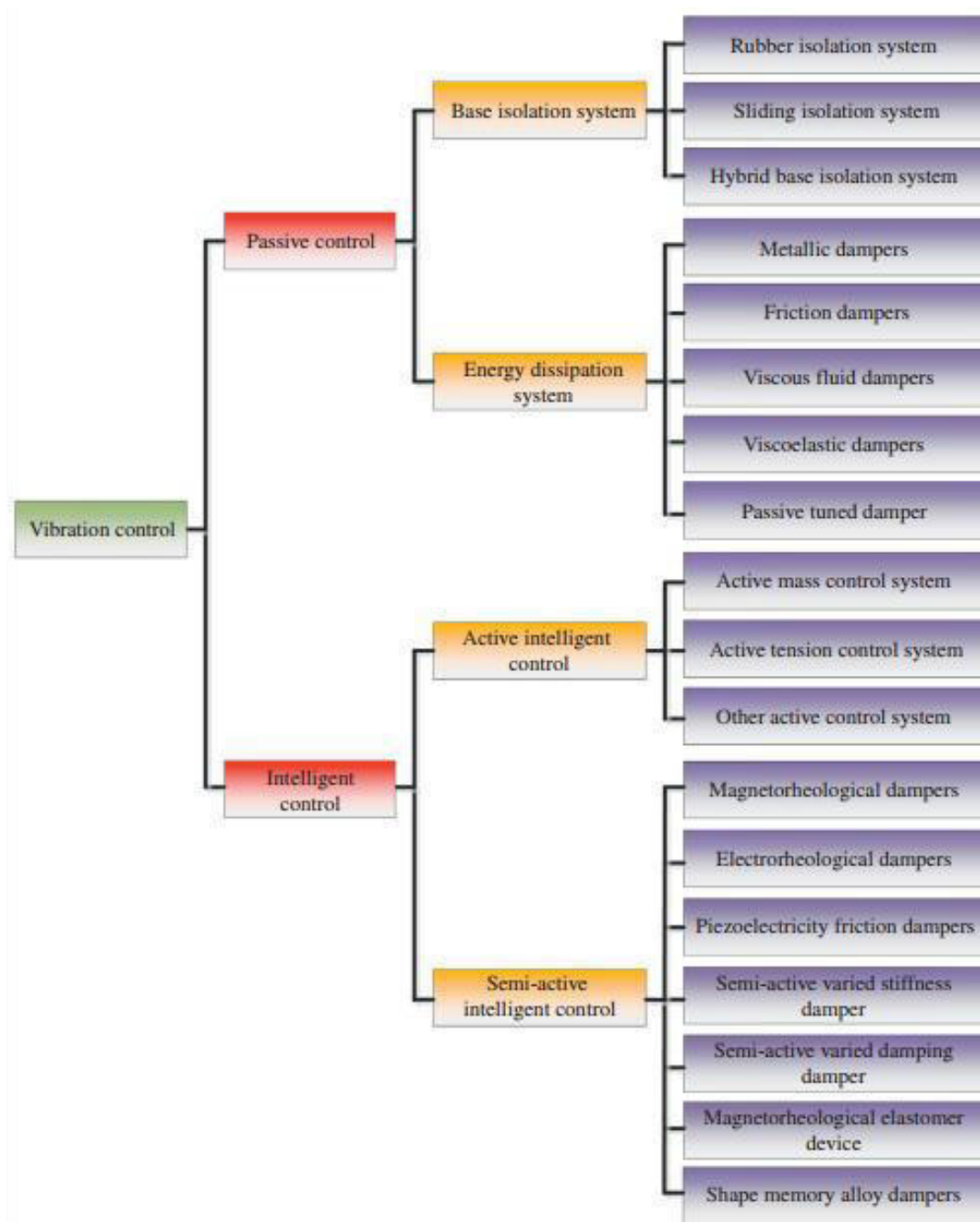


Figura 2.8: Clasificación de Control de Vibraciones en ingeniería Civil [28]

La clasificación en la figura 2.5 es aplicada en ingeniería civil pero las técnicas también se utilizan en ingeniería aeronáutica, tomando como ejemplo el amortiguador de masa sintonizada de la tesis de Verstraelen [9] o los MRDs de Hu & Zhou [22]. Un amortiguador de masa sintonizado, también conocido como un absorbedor dinámico lineal, es un sistema amortiguado secundario donde su

frecuencia natural esta sintonizada a la frecuencia natural del sistema primario [2], mostrado en la figura 2.9:

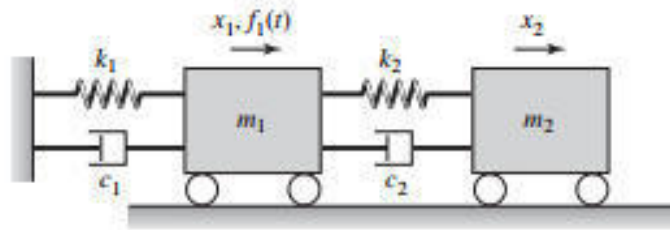


Figura 2.9: Sistema Primario, con elementos $j = 1$, acoplado con un amortiguador de masa sintonizado, $j = 2$. De un sistema de un grado de libertad, el sistema completo se convierte en un sistema de dos grados de libertad

La razón de sintonizar m_2 , c_2 y k_2 para obtener $\omega_1 = \omega_2$ es generar una fuerza armónica opuesta al movimiento del sistema primario y cancelar el desplazamiento [28]. Para ver el efecto, la figura 2.10 muestra la receptancia del sistema primario.

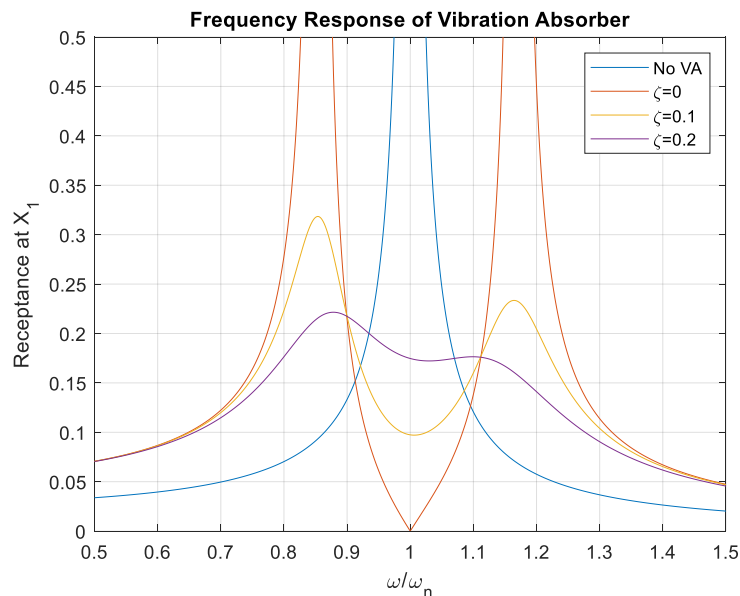


Figura 2.10: Receptancia del sistema primario con un amortiguador de masa sintonizado con valores $\omega_1 = \omega_2$, $m_2/m_1 = 0.1$

La figura muestra un decremento de la receptancia si la fuerza externa armónica actúa con la misma frecuencia natural. Si el absorbedor es no amortiguado teóricamente no existe movimiento en el sistema primero a la frecuencia sintonizada. Este efecto se llama anti-resonancia [27]. Un efecto secundario es generar dos frecuencias naturales con receptancias altas. Esto significa que el absorbedor dinámico solo trabaja en un cierto rango de frecuencias y teniendo un efecto peor afuera de ellas [1]. Con la inclusión de amortiguación, el rango incrementa y la amplitud se reduce a las frecuencias de resonancia, pero la amplitud en el punto de anti-resonancia incrementa. Algunas aplicaciones reales se muestran en las figuras 2.11 y 2.12.



Figura 2.11: Amortiguador de Masa Sintonizado en el Edificio Taipéi 101 instalado en la cima [30]



Figura 2.12: Amortiguador de Masa Sintonizado debajo del “Infinity Bridge” para Cargas Inducidas por el Aire [31]

El enfoque de usar un absorbedor dinámico es evitar resonancia en un grupo de frecuencias, pero su efecto de separar una frecuencia en dos es importante para la supresión de flutter.

2.3 Teoría Aerodinámica

Aerodinámica es la ciencia que estudia el movimiento del aire pasando a la de un sólido [32]. Antes analizar las fuerzas generadas por el aire en cuerpos aerodinámicos, algunas propiedades geométricas y teoría de mecánica de fluidos se deben de conocer.

2.3.1 Nomenclatura de perfiles alares y alas

La parte de una aeronave que produce la mayor sustentación es el ala. Esto se debe al diseño de la sección transversal del ala llamado perfil alar [32][33], con un ejemplo mostrado en la figura 2.13. La cuerda c es la distancia lineal entre el borde ataque con el borde de salida. El valor de la cuerda es importante para definir las propiedades geométricas y del fluido. También se utiliza para medir el ángulo con respecto al flujo libre v_{∞} , también llamado Angulo de ataque (AOA por sus siglas en inglés) [5].

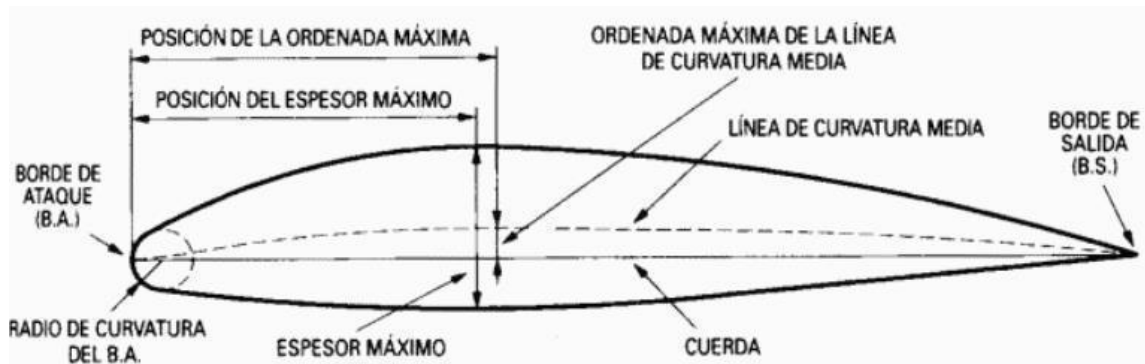


Figura 2.13: Nomenclatura de un Perfil Alar [34]

Para entender que tipo de interacción tiene el fluido con el sólido, el Número de Reynolds Re debe ser establecida. Es un valor adimensional que define si el flujo es laminar o turbulento [8] y el valor se establece como:

$$Re = \frac{v_{\infty} c}{\nu} \quad (2.23)$$

Donde ν es la viscosidad cinemática del fluido analizado. El perfil alar es un ala 2D, donde teóricamente actúa como un ala infinita en 3D. Esto significa que las fuerzas que actúan en un perfil cambian cuando un ala se define con una dimensión finita. Para diferencia entre términos, las fuerzas y momentos de perfil son dadas por unidad de envergadura y son representadas con subíndices en minúscula. Las fórmulas para calcular las cargas por unidad de envergadura [8] son:

$$L' = \frac{1}{2} \rho v_{\infty} c c_l \quad (2.24)$$

$$D' = \frac{1}{2} \rho v_{\infty} c c_d \quad (2.25)$$

$$M' = \frac{1}{2} \rho v_{\infty} c^2 c_m \quad (2.26)$$

Donde ρ es la densidad del aire, L' , D' y M' son la sustentación, perpendicular a v_{∞} ; arrastre, paralelo a v_{∞} ; y momento por unidad de envergadura; c_l , c_d y c_m son los coeficientes de sustentación, arrastre, y momento de un perfil alar. La dirección de las fuerzas se muestra en la figura 2.14.

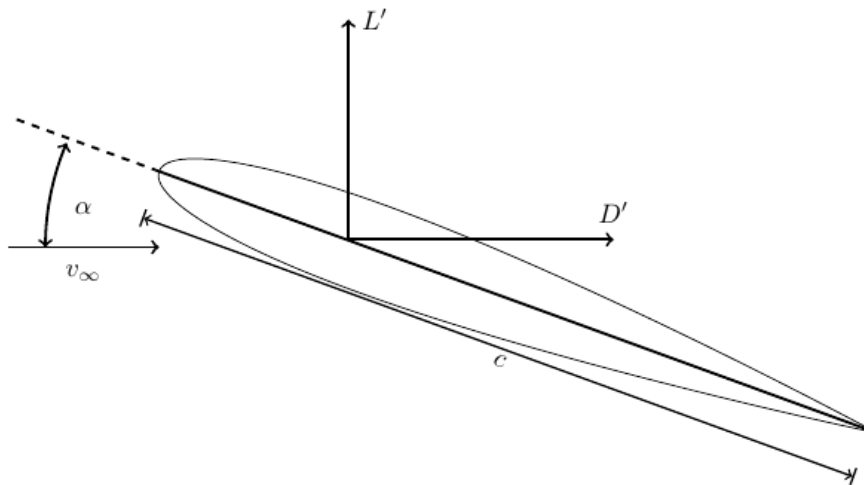


Figura 2.14: Dirección de las fuerzas por unidad de envergadura actuando en un perfil alar, donde α representa AOA, adaptado de [8]

La localización de las fuerzas resultantes es el centro de presiones, donde es la suma de las fuerzas distribuidas de la presión de fluido y fuerzas cortantes. Si el diagrama de cuerpo libre posiciona las fuerzas en el centro de presiones, entonces $M' = 0$. El problema de utilizar este punto es que cambia de posición si el AOA cambia [5]. De otra manera, si el punto de referencia es afuera del centro de presiones, el momento aerodinámico M' se debe agregar para compensar la distancia utilizada [8]. El centro aerodinámico es la posición donde M' , y por consiguiente c_m , no cambia al cambiar AOA, un punto de referencia comúnmente utilizado para cálculos estructurales. Para flujos no viscoso e incompresibles, una condición donde ρ es constante a velocidades bajo 0.3 la velocidad del sonido y fricción no ocurre [5], el centro aerodinámico es localizado a $c/4$ [32]. Algunos ejemplos son ilustrados en la figura 2.15:

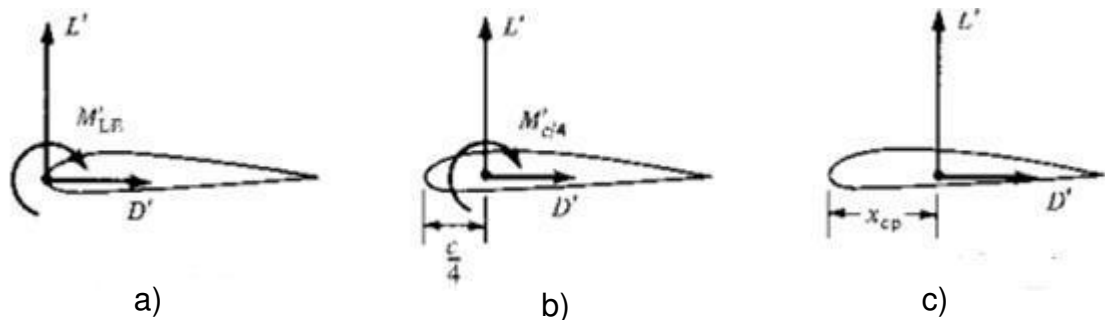


Figura 2.15: Modelos Equivalente al cambiar el punto de referencia en diagramas de cuerpo libre [8]. a) Borde de Ataque b) Cuarto de la cuerda c) Centro de presiones

Como las fuerzas distribuidas cambian al cambiar el AOA, entonces los valores de las cargas cambian. Bases de datos para diferentes perfiles alares con datos del c_l , c_d y c_m son graficados a diferentes AOA con diferentes Re . Valores importantes obtenidos de la grafica c_l vs AOA es el ángulo de cero sustentación, donde perfiles simétricos es $\alpha = 0$, y la pendiente de sustentación a_1 dentro de la parte lineal de la gráfica [8]. Figura 2.16 muestra un ejemplo básico.

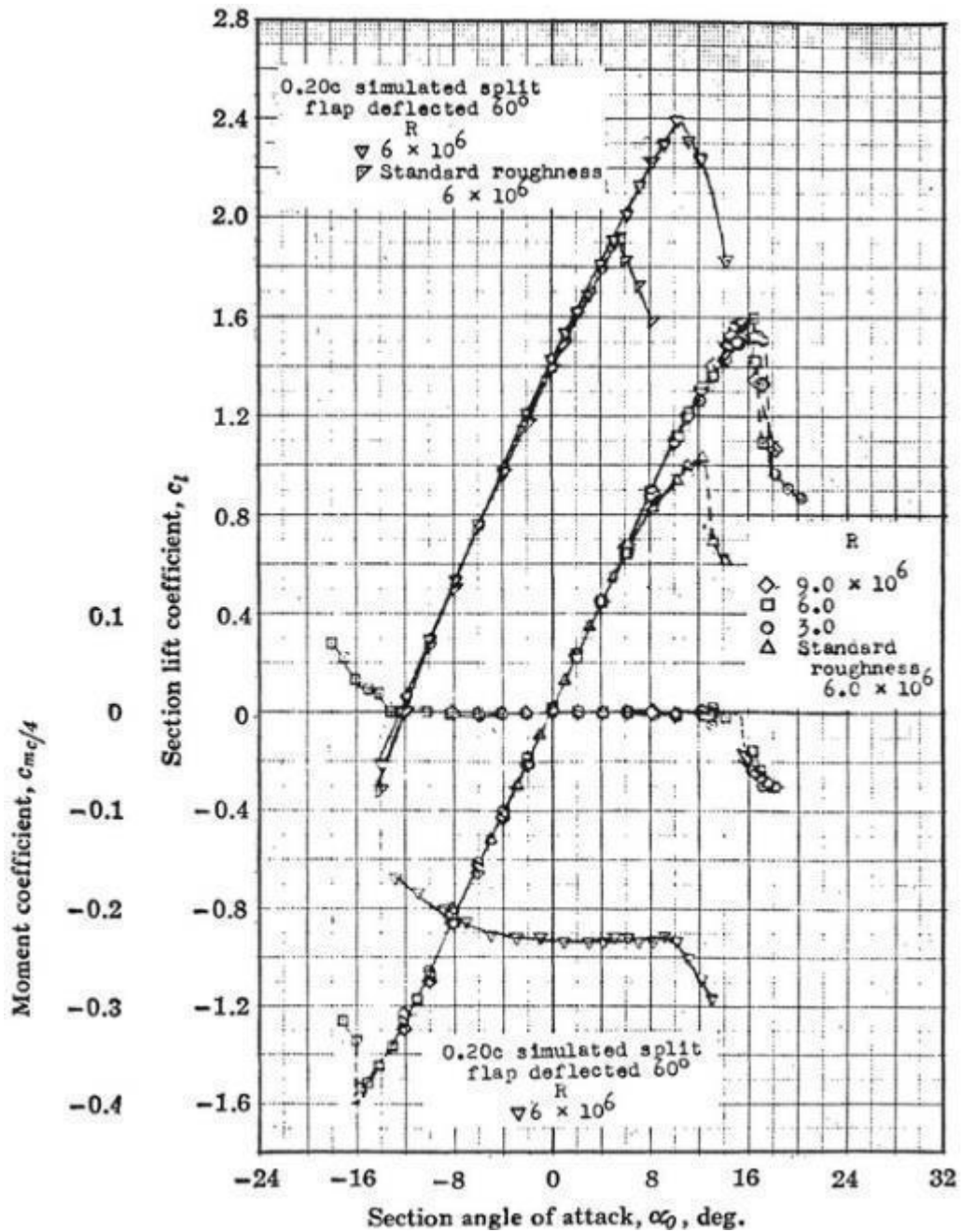


Figura 2.16: Datos experimentales del c_l, c_m vs AOA a diferentes Re para el NACA 0012 [4]

La transición de las propiedades aerodinámicas de 2D a 3D depende de las propiedades geométricas del ala, por ejemplo el alargamiento y estrechamiento. El estrechamiento λ es la relación entre la cuerda de raíz c_r y cuerda de punta c_t .

El alargamiento es la medida de la esbeltez del ala, cuya relación es entre la envergadura $2s$ y la superficie alar S [8].

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2.27)$$

$$AR = \frac{(2s)^2}{S} \quad (2.28)$$

De la "Lifting Line Theory", alargamientos bajos tienen pendientes de sustentación del ala a_w con diferencia a a_1 . Cuando AR tiende a infinito entonces $a_w = a_1$. Las características del ala se muestran en la figura 2.17:

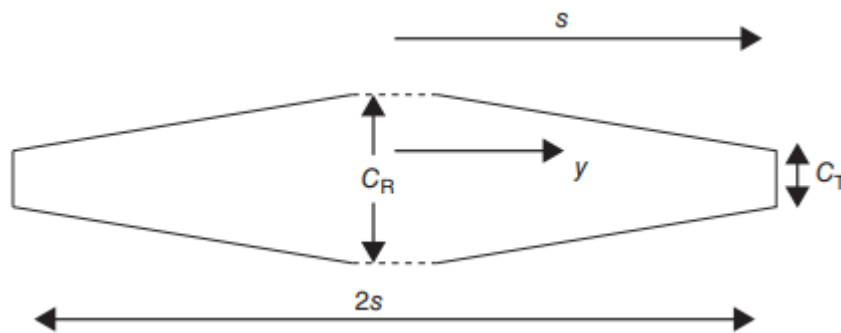


Figura 2.17: Dimensiones Geométricas de una Ala Finita [8]

La parte importante de estudiar aerodinámica es obtener los coeficientes de un dado cuerpo para uso general. Los coeficientes se necesitan para calcular las cargas mientras las propiedades del ala son dadas y las propiedades del fluido están en constante medición. Según Anderson, el valor de los coeficientes del ala, c_L , c_D y c_M ; son en función a Re , numero de Mach M_∞ y AOA [5].

$$c_L = f(Re, M_\infty, AOA) \quad (2.29)$$

$$c_D = f(Re, M_\infty, AOA) \quad (2.30)$$

$$c_M = f(Re, M_\infty, AOA) \quad (2.31)$$

2.4 Aeroelasticidad Dinámica

Al combinar estructuras dinámicas y aerodinámica, de acuerdo con el Triángulo de Collar, la aeroelasticidad dinámica es obtenida. La matemática para construir

las ecuaciones es explicada en esta sección junto con los diferentes tipos de inestabilidades y como identificarlos.

2.4.1 Aerodinámica cuasi-estática

Al introducir los cambios del ala como deformaciones, movimiento, torcimiento, etc., las cargas aerodinámicas en el ala son directamente influenciados, Una decisión se debe realizar en como considerar estos cambios. El método más simple es utilizar aerodinámica cuasi-estática [8]. Las suposiciones son que las fuerzas y momentos cambian de acuerdo a las propiedades del perfil, los cambios son instantáneo y no existen efectos dependientes de la frecuencia [8] Antes de introducir las fórmulas, los ejes de una aeronave se deben establecer, mostrado en la figura 2.18.

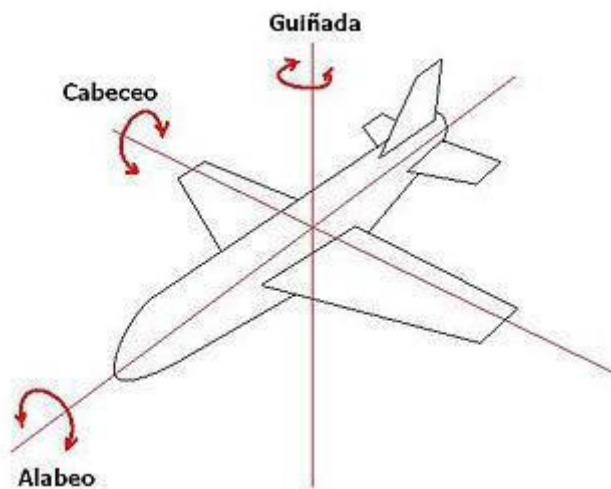


Figura 2.18: Ejes de una Aeronave [35]. El eje del alabeo es el eje longitudinal (x), eje del cabeceo es el eje lateral (y) y de la guiñada es el eje vertical (z)

La explicación y aplicación son dadas con los términos del modelo bidimensional mostrado en la figura 2.19. El ala es rectangular, con cuerda constante, y el perfil alar es la misma a lo largo del ala. Los grados de libertad considerados es el movimiento traslacional en la coordenada z y el cabeceo rotacional θ . El mejor lugar para establecer el eje z es en el eje elástico. La posición se llama el eje elástico el cual tiene la propiedad no cambiar el cabeceo si una fuerza es aplicada

sobre ella [8]. Las fuerzas aerodinámicas de la sección 2.3.1 son aplicadas en el centro aerodinámico ubicado a $c/4$ para el flujo no viscoso e incompresible.

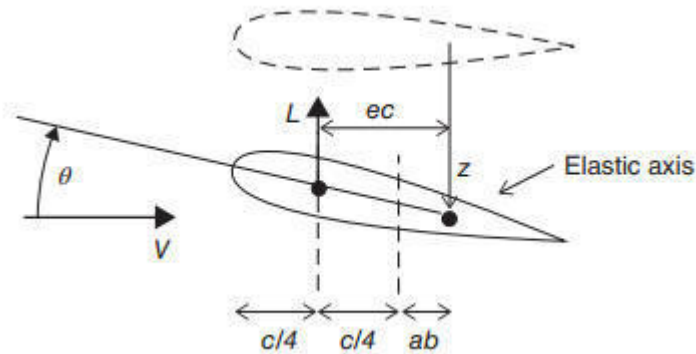


Figura 2.19: Modelo 2D para Aerodinámica Cuasi-Estática [8]

Utilizando la Segunda Ley de Newton, las ecuaciones dinámicas del modelo son:

$$\begin{cases} m\ddot{z} + c\dot{z} + kz = -L \\ I_o\ddot{\theta} + C\dot{\theta} + K\theta = M \end{cases} \quad (2.32)$$

El momento M es la suma del momento aerodinámico y el momento causado por la sustentación, El arrastre no es incluido porque el eje x no está incluido en el modelo y se asume que su fuerza es pequeña. De la Ec. (2.24), se necesita el parámetro c_l . Si las propiedades del aire y la geometría son seleccionadas, solo el AOA debe ser calculado. Como se prestableció, el AOA depende del ángulo entre el vector de la velocidad del aire y la cuerda. El ángulo directo entre las dos es el cabeceo θ pero la velocidad de inmersión debe ser incluida [6], mostrada en la figura 2.20. La velocidad de inmersión es en la dirección z en el centro elástico y, para ángulos pequeños, el AOA es:

$$\alpha = \alpha_\theta + \alpha_{\dot{z}_{ec}} = \theta + \frac{\dot{z}_{ec}}{v} \quad (2.33)$$

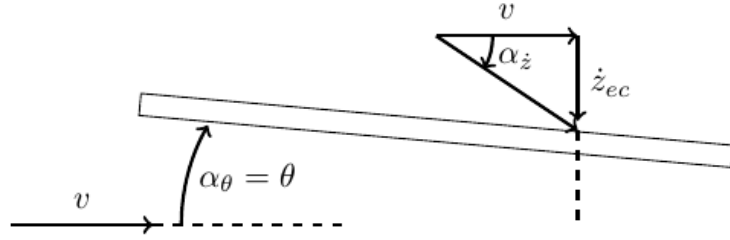


Figura 2.20: AOA instantáneo del perfil alar y sus componentes

Por lo tanto, la sustentación es en función de los grados de libertad del ala y las fuerzas aerodinámicas actúan como un resorte y amortiguador. Al reorganizar los términos de la Ec. (2.32), la ecuación general para aeroelasticidad dinámica es obtenida:

$$\mathbf{A}\ddot{\mathbf{q}} + (\rho v \mathbf{B} + \mathbf{D})\dot{\mathbf{q}} + (\rho v^2 \mathbf{C} + \mathbf{E})\mathbf{q} = 0 \quad (2.34)$$

Al combinar z y θ , el vector de coordenada general \mathbf{q} es obtenida considerando que z se puede establecer en cualquier punto para simplificar \mathbf{A} , \mathbf{B} , \mathbf{C} , \mathbf{D} y \mathbf{E} . El efecto de las fuerzas aerodinámicas puede ser beneficioso o perjudicial dependiendo de las posiciones de los centros de gravedad, aerodinámico y elástico. Las complicaciones surgen porque las fuerzas aerodinámicas acoplan z y θ , pero con la Eq. (2.19) la solución de las frecuencias y relaciones de amortiguación se puede obtener:

$$\begin{Bmatrix} \dot{q} \\ q \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I \\ -\mathbf{A}^{-1}(\rho v^2 \mathbf{C} + \mathbf{E}) & -\mathbf{A}^{-1}(\rho v \mathbf{B} + \mathbf{D}) \end{bmatrix} = 0 \quad (2.35)$$

2.4.2 Inestabilidades aeroelásticas

La estabilidad de un sistema SDOF se define si:

$$|x(t)| \leq X \quad (2.36)$$

Eso es si la función de desplazamiento del sistema tiene un valor finito o si el sistema está delimitado. De otro modo, el sistema es inestable [2]. Para definir la condición, uno debe analizar las propiedades del sistema, eso es la frecuencia natural y la relación de amortiguación. La estabilidad asintótica de un sistema libre es definida como [2]:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) \rightarrow 0 \quad (2.37)$$

El sistema siempre alcanza su posición de equilibrio, $x = 0$. De la Ec. (2.12), la ecuación característica de un SDOF el componente real del eigenvalor siempre se negativo. LA razón es porque la frecuencia natural es $\omega_n > 0$ y la relación de amortiguación $\zeta > 0$, o la rigidez y la amortiguación siempre es positiva. Dependiendo cual valor se vuelve negativo, la inestabilidad aeroelástica se puede determinar.

Porque el valor final de la rigidez y amortiguación aerodinámica depende de la velocidad y densidad del aire, su comportamiento se debe estudiar variando ρ , para diferentes altitudes; y v . Los resultados son establecen en gráficas $v\omega_n$ y $v\zeta$, mostradas en la figura 2.21.

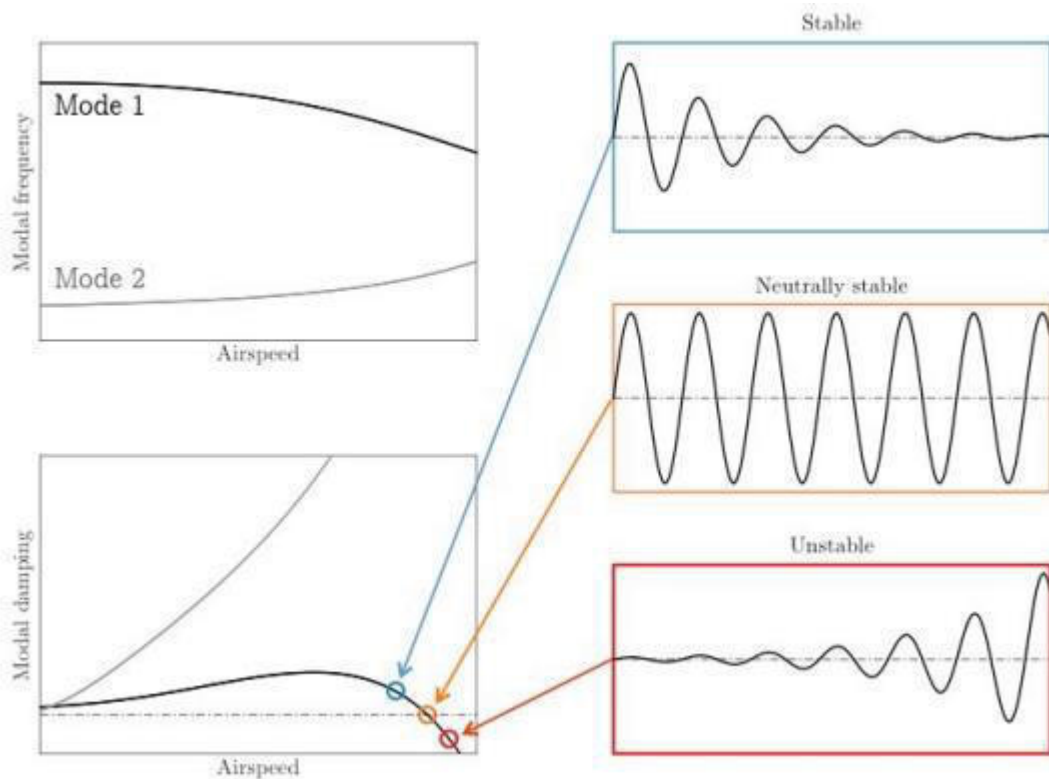


Figura 2.21: Ejemplo de gráficas $v\omega_n$ y $v\zeta$ con el punto de flutter (Estabilidad Neutral). Modo 1 se refiere al cabeceo y el modo 2 al movimiento traslacional [9]

Flutter ocurre cuando $\zeta_j < 0$ en uno de los grados de libertad y por consiguiente el sistema oscila de forma divergente conforme pasa el tiempo [9]. El punto donde $\zeta_j = 0$ es llamado velocidad de flutter y para cualquier estructura con cargas aerodinámicas se debe establecer. En otro caso, si $\zeta_j < 0$ y $\omega_{n_j} = 0$, donde la rigidez es cero, flutter de cero frecuencia ocurre, también conocido como divergencia estática [36], con un ejemplo mostrado en la figura 2.22.

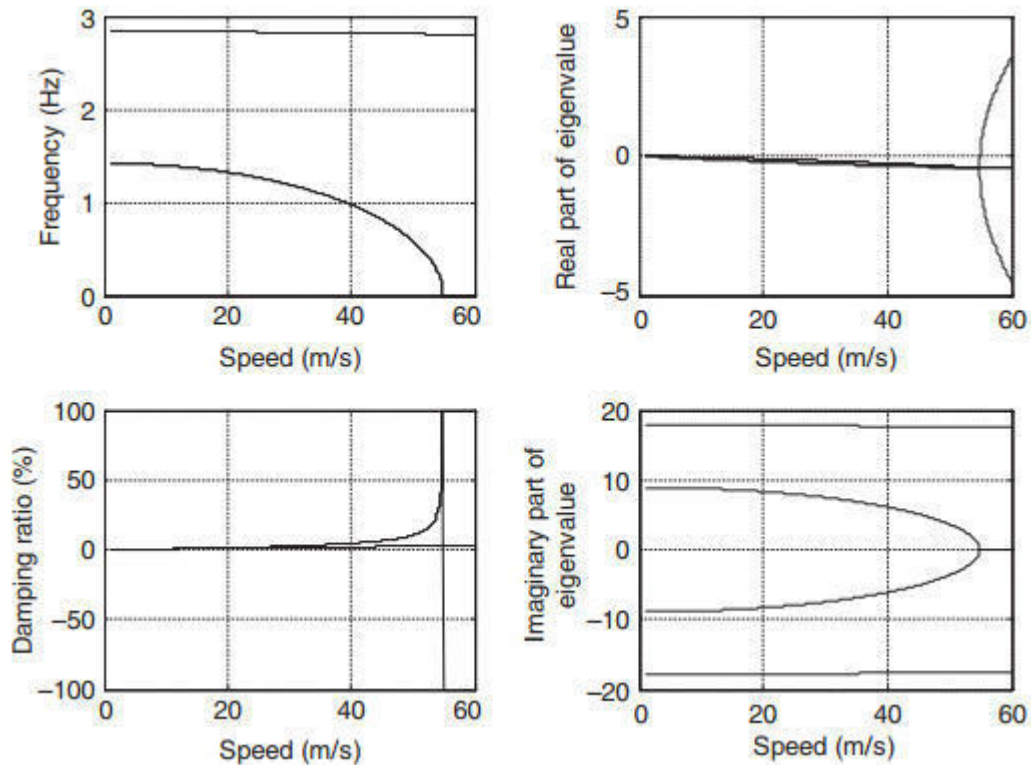


Figura 2.22: Ejemplo de divergencia estática con los componentes de los eigenvalores. Cuando uno de los modos alcanza $\omega_{n_j} = 0$, entonces ζ_j se separa en dos partes. Uno siendo positivo y otro negativo.

Al analizar las gráficas de la figura 2.21, una de las relaciones de amortiguación disminuye conforme las dos frecuencias de los modos se acercan uno al otro. Esto se comprueba cuando Reed et utiliza el lastre desacoplador, que tiene de efecto el retrasar el cambio de frecuencias y por lo tanto incrementa en la velocidad de flutter [20], con su ilustración mostrado en la figura 2.23.

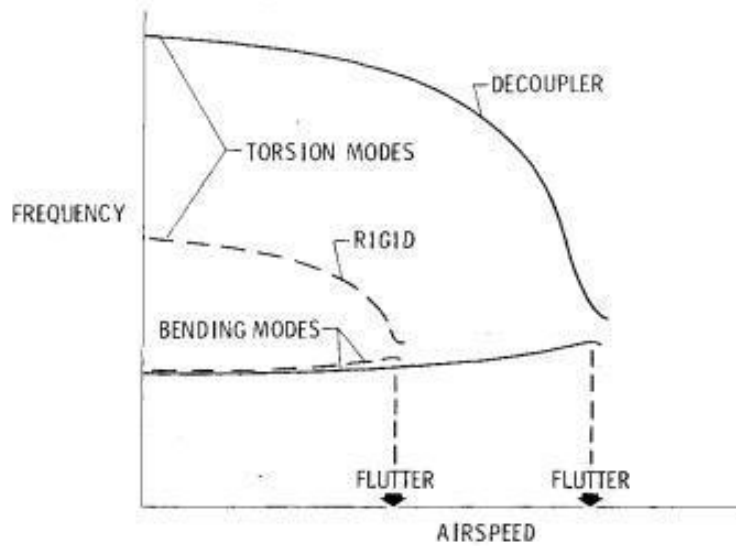


Figura 2.23: Gráfica $v\omega_n$ mostrando la velocidad de flutter con y sin el lastre desacoplador [20]

2.5 Elastómeros Magnetoreológicos (MREs)

Un MRE es un material compuesto con propiedades mecánicas que cambian al estar expuesto a un campo magnético, ya sea rigidez y/o amortiguación [28]. La razón de ser un material compuesto es porque las partículas magnéticas son suspendidas en una matriz, el elastómero. Como se mencionó en el Capítulo 1, un MRE es categorizado como material inteligente y se puede usar para control semi-activo.

2.5.1 Función y modelo de un elastómero

Un elastómero es un caucho natural o polímero, con propiedades similares al caucho; el cual es utilizado para el aislamiento de vibraciones [29]. La parte complicada de utilizar elastómeros es modelar su complejo comportamiento considerando sus propiedades viscoelásticas. Esto significa que el material tiene propiedades de un sólido, rigidez; y de un líquido, viscosidad actuando como amortiguación. [37]. Adicionalmente, las propiedades intrínsecas son no lineales. En estructuras dinámicas, un elastómero se puede aproximar utilizando analogías mecánicas para predecir sus propiedades [37], con algunos ejemplos mostrados en la figura 2.24.

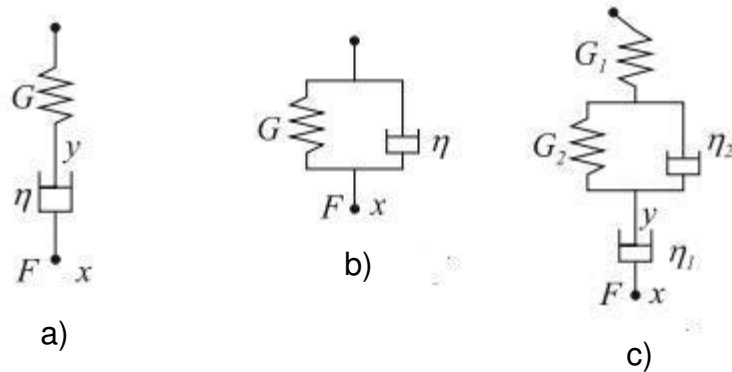


Figura 2.24: Tres modelos comunes para predecir las propiedades viscoelásticas usando resortes y amortiguadores lineales [37]. a) Modelo Maxwell b) Modelo Kelvin-Voigt c) Modelo de Cuatro Elementos

Las principales ventajas de los elastómeros, en comparación a otros aisladores, son ser ligeros, ocupan poco espacio, pueden tener diferentes formas y pueden ser utilizados con diferentes configuraciones de cargas [29].

2.5.2 Modelo y Función de MREs

Los MREs están hechos de tres componentes: un elastómero, partículas magnéticas y un aditivo. Las partículas pueden ser mezclados aleatoriamente o alineados usando imanes durante la manufactura [15][37]. Cuando un MRE está expuesto a un campo magnético, el material se estira y este efecto se llama magnetorestricción. Al ser estirado, el módulo elástico cambia y por lo tanto afecta la rigidez [15][37]. Cuando se apaga el campo magnético, el material regresa a su estado original. Cada uso del MRE se muestra en la figura 2.25.

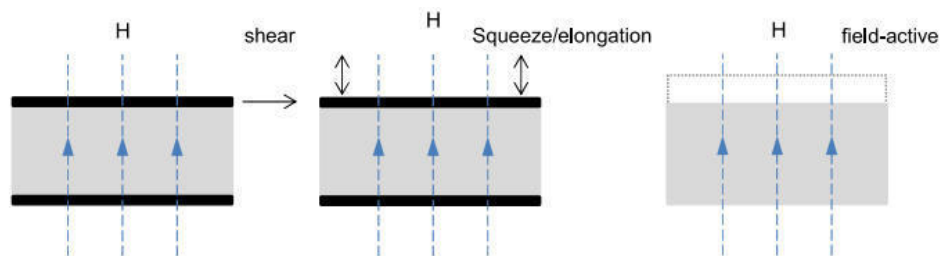


Figura 2.25: Modos Operacionales Básico de MREs con las flechas apuntando la dirección del campo magnético [15]. a) Fuerza Cortante b) Tensión/Compresión c) Cambio de forma por el campo magnético

Los MREs tienen las mismas características de los elastómeros más el cambio de rigidez. Por la misma razón los MREs son diseñados para aislamiento de vibraciones y absorbedor, pero actualmente existen pocas aplicaciones aparte de propuestas teóricas y experimentales [37]. Los modelos para aproximar las características de un MRE son similares a un material viscoelástico con la inclusión de un elemento variable. Algunos modelos propuestos en [38] y [15] se muestran en la figura 2.26 y figura 2.27.

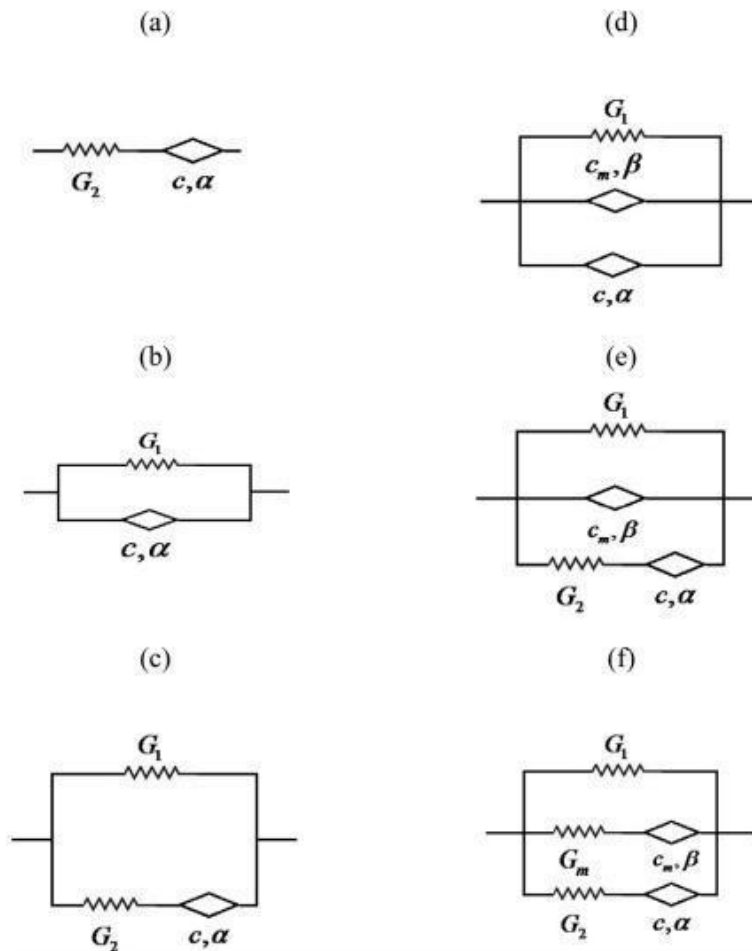


Figura 2.26: Diferentes tipos de modelos viscoelástico propuestos por Nadzharyan et al [38] para aproximar el comportamiento de MREs. a) Maxwell b) Kelvin-Voigt c) Zener d) Kelvin-Voigt Generalizado e) Híbrido Maxwell-Kelvin-Voigt f) Maxwell Generalizado con dos ramas

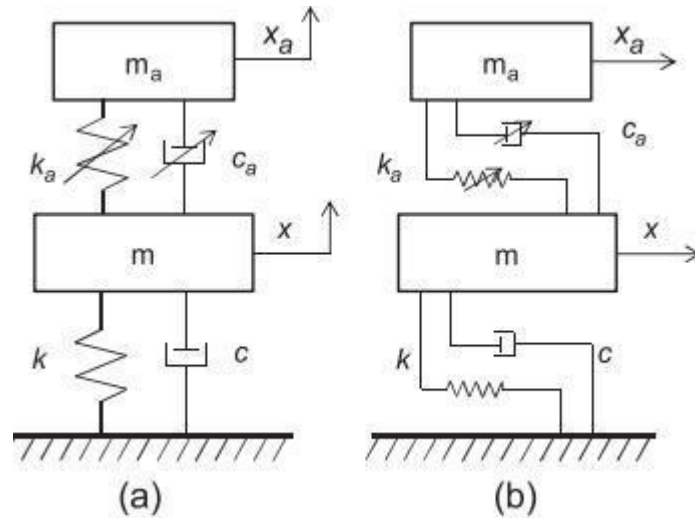


Figura 2.27: MREs usado como absorbedores dinámicos [15]. a)

Compresión/Elongación b) Corte

Parte de diseñar un control semi-activo para un MRE es escoger la manera en que el flujo magnético pasa a través del material. En general existen tres configuraciones al trabajar con electroimanes, mostrado en la figura 2.28. Otra manera es usar electroimanes con imanes permanentes, un diseño híbrido, dando el efecto de rigidez negativo [39], mostrado en la figura 2.29.

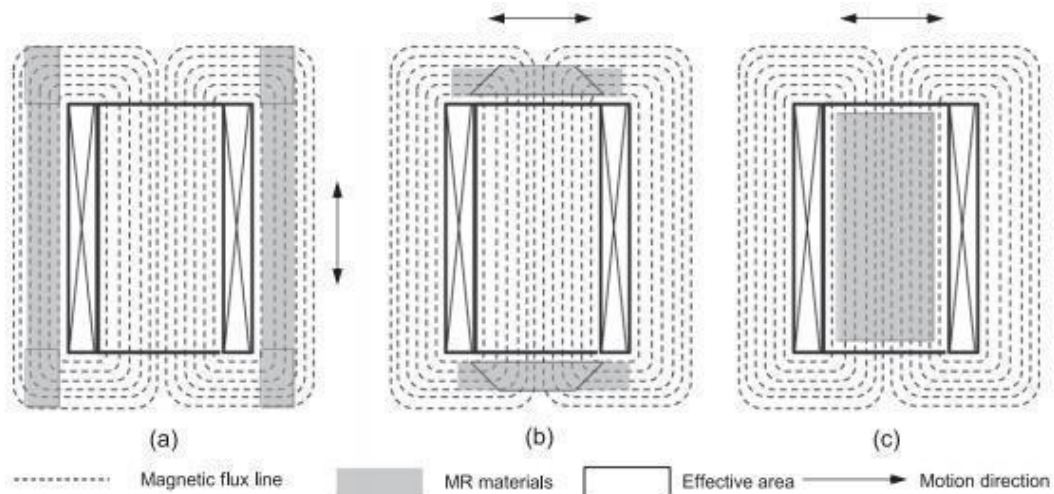


Figura 2.28: Configuración de materiales magnetoreológicos con electroimanes [15] a) A los lados del electroimán b) Arriba/Abajo del electroimán c) Dentro del electroimán como núcleo

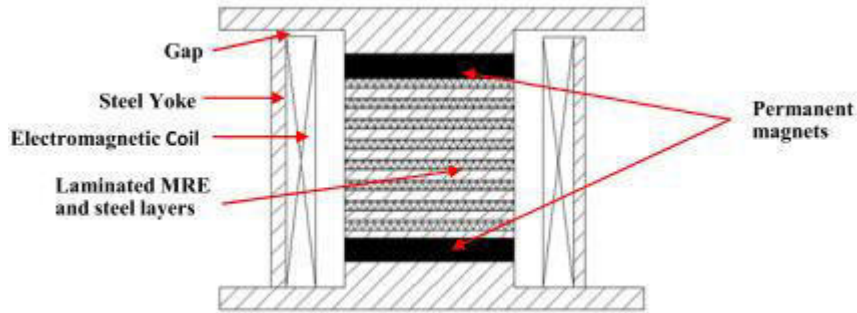


Figura 2.29: Configuración híbrida utilizando electroimanes e imanes permanentes. Al usar imanes permanentes, el MRE se estira por el campo magnético. El electroimán puede aumentar o disminuir la intensidad del campo para aumentar/disminuir rigidez [39]

Existen pocas opciones de técnicas semi-activas para usarse con elastómeros magnetoreológicos porque sigue en la etapa teórica y experimental. El algoritmo más básico para el control de rigidez es el algoritmo conmutador. En la figura 2.30 se muestra el modelo para el algoritmo y la ecuación que describe el modelo es [28]:

$$m\ddot{x} + b\dot{x} + (k + \Delta k)x = -m\ddot{x}_g \quad (2.37)$$

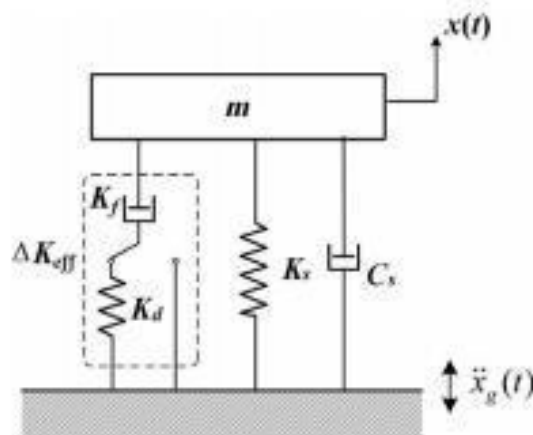


Figura 2.30: Modelo de Rigidez Conmutador [28]

Donde Δk es la rigidez adicional del material y su valor es:

$$\Delta k = \begin{cases} \Delta k_{eff} & \text{OFF} \\ 0 & \text{ON} \end{cases} \quad (2.38)$$

Δk_{eff} es la rigidez adicional del circuito mecánico donde el valor OFF significa el circuito está cerrado y ON cuando el circuito está abierto. La condición depende de la aplicación. Una aplicación es la reducción de la amplitud máxima del sistema [28]. Esto es causado por el cambio de energía potencial al cambiar la rigidez de alto a bajo y por lo tanto reduce la energía cinética del estado neutral, actuando como un algoritmo de disipación [40]. Un ejemplo de los resultados del algoritmo se muestra en la figura 2.31.

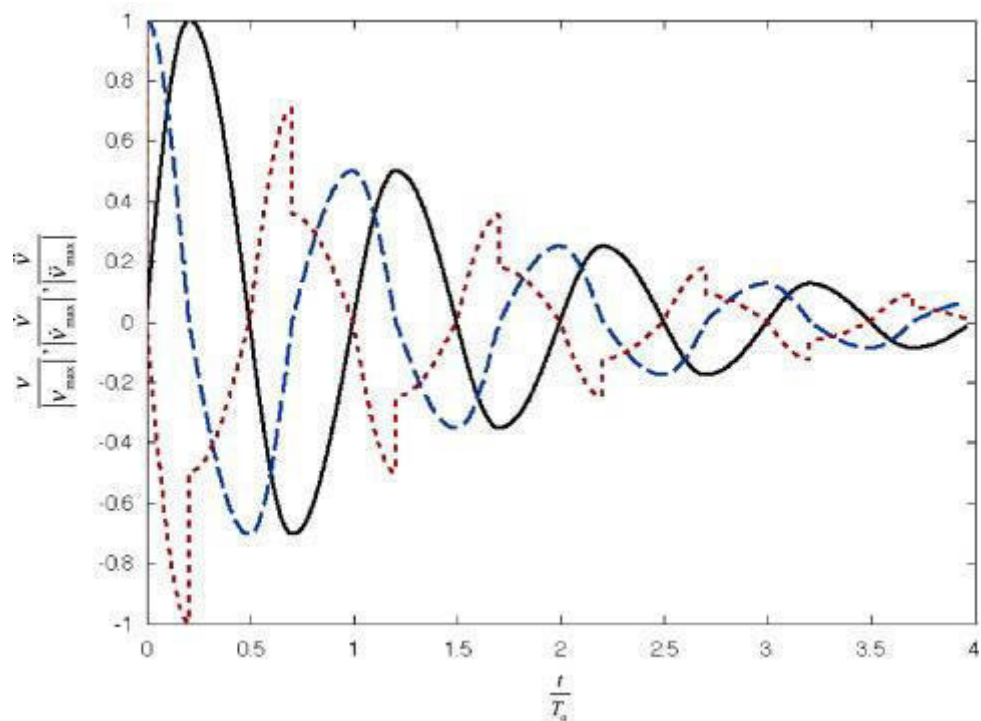


Figura 2.31: Respuestas de desplazamiento, velocidad y aceleración; líneas negro, azul y rojo; al usar el algoritmo conmutado con $\Delta k_{eff}/k = 0.5$ [40]

Para Yang et al, con el algoritmo conmutador, se usó el cabeceo del perfil alar con un punto de referencia para el control semi-activo para flutter, su propuesta se muestra en la figura 2.31, y se cambia directamente el sistema en vez utilizar un sistema secundario [21].

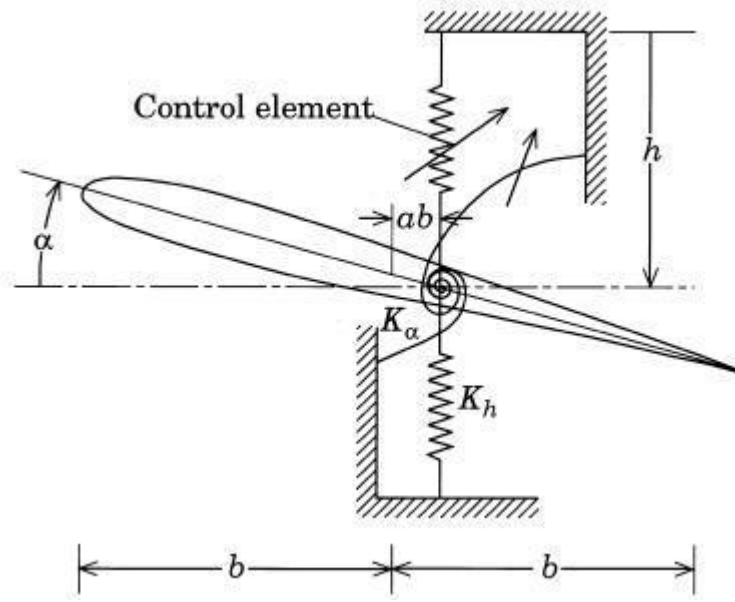


Figura 2.32: Modelo de rigidez conmutadora para control de flutter con α como el valor a comparar con el valor de referencia [21]

2.5 Resumen

Los modelos matemáticos para SDOD y MDOF fueron analizados y el método de eigenvalores se estableció para obtener las frecuencias naturales y las relaciones de amortiguación del sistema. El método también funciona para las ecuaciones de aeroelasticidad dinámica, donde incluye el efecto de las fuerzas aerodinámicas como resortes y amortiguadores equivalentes. Al graficar $v\omega_n$ y $v\zeta$, el punto de flutter se puede establecer de cualquier estructura y una posible solución de incrementar la velocidad de flutter es separar las frecuencias naturales de cada modo.

Un absorbedor dinámico tiene la capacidad de divide la frecuencia natural de un SDOF cuando es cuidadosamente sintonizado y también incrementa la velocidad de flutter. Un tipo de material para vibraciones es el elastómero y utilizando sus propiedades viscoelásticas es un material útil para absorbedores dinámicos. Al agregar partículas magnéticas, la posibilidad de utilizar el algoritmo conmutador para control de flutter es considerado.

CAPÍTULO 3

MODELO MATEMÁTICO, DISEÑO PRELIMINAR Y SIMULACIÓN

3.1 Introducción

Con los conceptos matemáticos definidos, la siguiente parte es establecer los modelos matemáticos para predecir los efectos aeroelásticos utilizando suposiciones básicas y MATLAB. Algunos valores serán seleccionados basados en instrumentos disponibles en el túnel de viento. Con la predicción, el siguiente paso es simular el modelo con el uso de ANSYS Workbench y su módulo de acoplamiento para comparar los datos analíticos y numéricos. Con la validación, el amortiguador de masa sintonizado pasivo y semi-activo será agregado al sistema, el método pasivo también será predicho por MATLAB, y la comparación entre métodos será observada. Los valores del control semi-activo serán basados en datos experimentales obtenidos de MREs.

3.2 Modelo Aeroelástico

Antes de implementar el amortiguador de masa sintonizado, una estructura se debe diseñar y construir para que su velocidad de flutter pueda ser predicha. Después el objetivo será incrementar la velocidad de flutter al agregar el absorbedor dinámico. Para obtener las propiedades del modelo matemático, las siguientes suposiciones serán consideradas:

- El ala será considerada como cuerpo rígido y solo la masa y momento de inercia tendrán influencia en las frecuencias y modos naturales.
- La estructura es simétrica al plano xz y 2 grados de libertad son necesarios para describir el modelo, traslación en z y cabeceo θ , resultando un modelo 2D.
- El perfil alar escogido es una placa plana, el cual actuará a la teoría de perfiles delgados.
- “Strip theory” será usada para predecir las características aerodinámicas del ala.

- El flujo es incompresible y no viscoso, por lo tanto, la velocidad del aire no excede $0.3M$ y no hay fricción en la placa.
- Las fuerzas del modelo actúan a un efecto cuasi-estático.

El modelo es basado de un puente suspendido simple, donde resortes axiales representan la rigidez traslacional y rotacional del sistema y no contiene amortiguación [41], ilustrado en la figura 3.1.

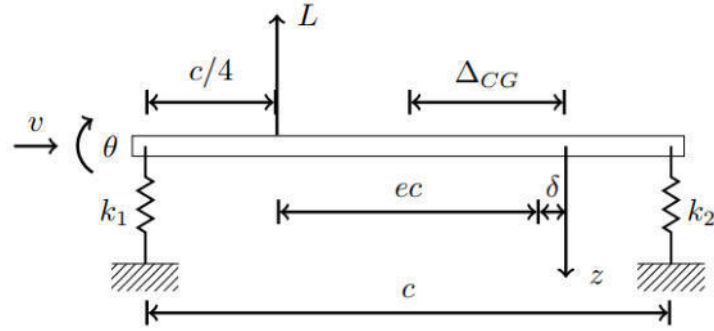


Figura 3.1: Modelo aeroelástico de la placa con resortes vértices como soporte con z , θ y sustentación establecidos.

Donde Δ_{CG} es la distancia del eje z al centro de gravedad, δ es la distancia entre el eje z al centro elástico y ec es la distancia entre el centro elástico al centro aerodinámico. El modelo es la forma general de establecer el eje z en cualquier posición de la cuerda. Usando Ec. (2.34), los valores \mathbf{A} , $\rho v \mathbf{B}$, $\rho v^2 \mathbf{C}$, \mathbf{D} y \mathbf{E} son:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & -m\Delta_{cg} \\ -m\Delta_{cg} & J_z \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$\rho v \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho v S a_1 & -\frac{1}{2} \rho v S a_1 \delta \\ -\frac{1}{2} \rho v S a_1 (ec + \delta) & \frac{1}{2} \rho v S a_1 \delta (ec + \delta) \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$\rho v^2 \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{2} \rho v^2 S a_1 \\ 0 & -\frac{1}{2} \rho v^2 S a_1 (ec + \delta) \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\mathbf{D} = 0 \quad (3.4)$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -(P + \delta)k_1 + (c - P - \delta)k_2 \\ -(P + \delta)k_1 + (c - P - \delta)k_2 & (P + \delta)^2k_1 + (c - P - \delta)^2k_2 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Donde P es la posición del centro elástico, dependiendo de la combinación k_1 y k_2 . Para más información sobre el modelo matemático, el Apéndice A da una detalla explicación sobre como las matrices fueron calculadas.

3.2.1 Parámetros preliminares del ala

Al analizar las Ecs. (3.1-3.5), demasiados parámetros deben ser determinados y gran cantidad de combinaciones de valores que pueden o no pueden causar inestabilidad en el sistema. Empezando de la cuerda y la envergadura de la estructura, para la fuerza aerodinámica resultante, se restringe los valores de acuerdo al túnel de viento en el Centro de Investigación e Innovación de Ingeniería Aeronáutica (CIIA), mostrado en la figura 3.2 y figura 3.3. La razón de restringirlo de esta manera es para futuros experimentos siguiendo esta investigación



Figura 3.2: Imagen del túnel de viento disponible en el CIIA [42]



Figura 3.3: Vista lateral de la sección de prueba en el túnel de viento

La sección transversal en la parte de pruebas tiene de dimensiones 1 m x 1 m, por lo tanto la envergadura debe ser menor a las dimensiones. Adicionalmente, para alargamientos menores a 2 [43], las alas tienen la propiedad de no incluir el eje y como coordenada [36], solamente como parámetro, dando mayor soporte a la segunda suposición. Sin embargo, la sustentación depende del alargamiento y al reducir el alargamiento la velocidad de flutter incrementa. Entonces el alargamiento será limitado $1 \leq AR \leq 2$. Para la propiedad del perfil alar, siguiendo la tercera suposición, la teoría de perfiles delgados establece $a_1 = 2\pi$ [44], lo cual es verdadero para $t/c < 12\%$ y t siendo el grosor del perfil [45]. Considerando la cuarta suposición, “strip theory” establece que cada sección del ala contribuye equitativamente actuando como ala infinita para velocidades $M < 0.3$ y $AR \geq 6$ [8]. La comparación entre un ala real y “strip theory” se muestra en la figura 3.4 [8].

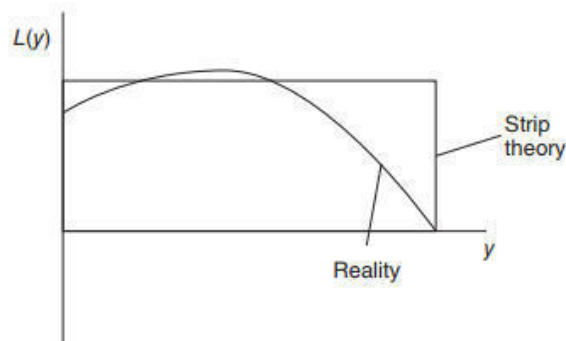


Figura 3.4: Distribución de sustentación en un ala real y utilizando “strip theory”

La cuarta suposición contradice el bajo alargamiento de la segunda suposición excepto cuando las puntas del ala tocan un muro. Esto sucede en pruebas de perfiles alares en túneles de viento y un ejemplo de este tipo de configuración se encuentra en la referencia [46]. Las características preliminares del ala se muestran en la tabla 3.1 hecha de 3 mm PMMA, con la ayuda de SOLIDWORKS para calcular la masa y el momento de inercia en el centro de gravedad, mostrado en la figura 3.5. El grosor del ala es basado en las dimensiones de muestras de MREs, lo cual serán introducidas en el capítulo. Para las propiedades del aire, se basó de la Atmósfera Estándar Internacional (ISA por sus siglas en inglés) al nivel medio del mar (NMM) [47].

Tabla 3.1: Parámetros preliminares del ala y propiedades del aire

| | |
|------------------------------------------------------|--------|
| Cuerda c (m) | 0.5 |
| Envergadura $2s$ (m) | 0.7 |
| Grosor t (m) | 0.057 |
| Superficie S (m ²) | 0.35 |
| Alargamiento (AR) | 1.4 |
| Pendiente de Sustentación a_1 (1/°) | 2π |
| Densidad del Aire al NMM ρ (kg/m ³) | 1.225 |
| Masa m (kg) | 3.26 |
| Momento de Inercia J_{cg} (kg-m ²) | 0.143 |

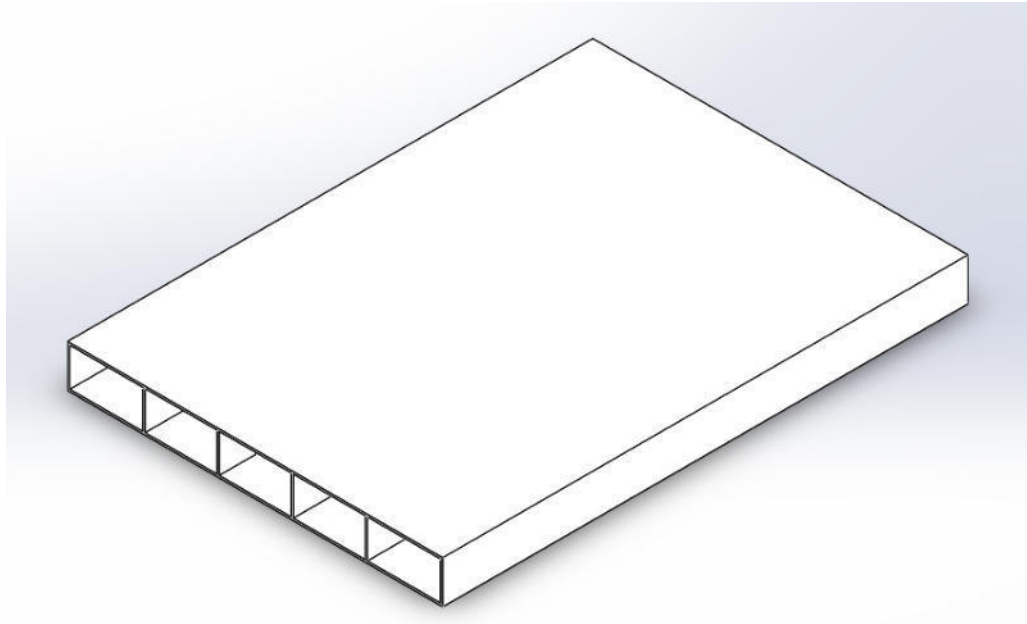


Figura 3.5: Diseño preliminar del ala creado en SOLIDWORKS

3.2.2 Análisis de inestabilidad

Considerando los límites del túnel de viento, la velocidad máxima es de 20 m/s. Por lo tanto, la velocidad de flutter debe estar debajo del límite y se puede manipular al variar el centro de gravedad y centro elástico. De resultado la rigidez de ambos resortes debe ser seleccionado, definiendo k_{total} como la suma de k_1 y k_2 . Utilizando MATLAB, la Ec. (2.35) se resolvió considerando los valores de la tabla 3.1 y Ecs. del (3.1) a (3.5) para obtener los eigenvalores. Al variar v , P y el centro de gravedad, un mapa de la velocidad de inestabilidad es obtenido cuando $\zeta < -0.01$, esta comparación es para evitar falsos positivos, con una resolución de 0.1 por cada paso de v . Para k_{total} , el valor final es 1000 N/m y la graficas se muestra en la figura 3.6.

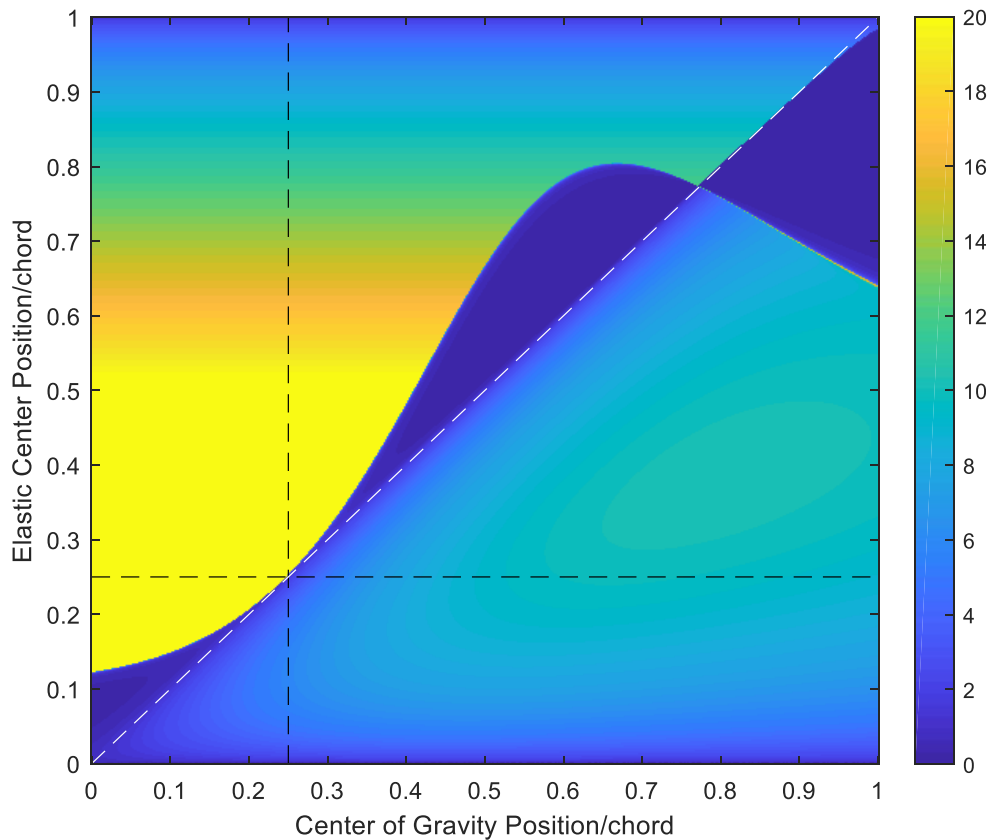


Figura 3.6: Velocidad de inestabilidad usando los valores de la tabla 3.1 y $k_{total} = 1000 \text{ N/m}$, con un rango de búsqueda $0 \text{ m/s} \leq v < 20 \text{ m/s}$. Las dos líneas discontinuas negras representan el centro aerodinámico mientras la línea discontinua blanca representa cuando el centro de gravedad coincide con el centro elástico.

Después de escoger k_{total} , la combinación of k_1 y k_2 se debe escoger dependiendo de la posición del centro elástico. Como la placa es simétrica en cada dirección, el centro de gravedad es exactamente en medio. Las rigideces escogidas de los resortes son $k_1 = 550 \text{ N/m}$ y $k_2 = 450 \text{ N/m}$. Con todas las propiedades escogidas las graficas $v\omega_n$ y $v\zeta$ se generan usando MATLAB, ahora utilizando una resolución de 0.001 por cada paso de v e imprimiendo los valores de las frecuencias naturales de la estructura y velocidad de flutter. Los resultados se muestran en la figura 3.7.

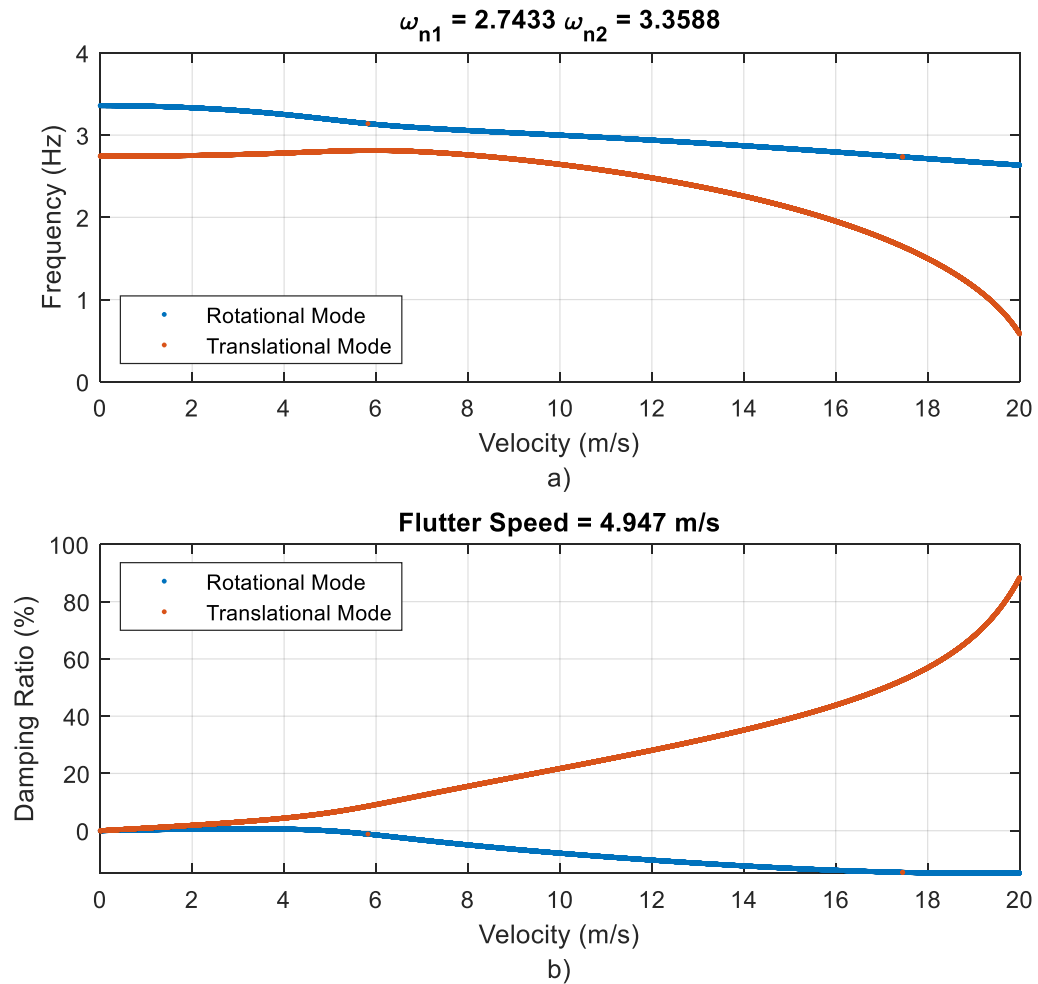


Figura 3.7: Las gráficas a) $v\omega_n$ y b) $v\zeta$ del sistema con el centro de gravedad en la mitad, $k_1 = 550 N/m$, $k_2 = 450 N/m$ y datos de la tabla 3.1. Los títulos son:
a) Frecuencias Naturales b) Velocidad de Flutter

3.2.3 Validación numérica

El siguiente paso es validar los resultados analíticos utilizando ANSYS. Dos resultados se deben comparar, las frecuencias naturales del sistema y la velocidad de flutter. La primera se puede validar utilizando el componente modal de ANSYS Mechanical, donde solamente se necesita la geometría, material y condiciones de frontera. El segundo resultado se obtiene por un proceso empírico utilizando el módulo de acoplamiento de sistemas, para acoplar el sistema mecánico transitorio con Fluent para obtener la solución en el dominio del tiempo y procesarlo para obtener frecuencias y relaciones de amortiguación.

Primero, la placa se dibujó en SpaceClaim, incluido con el paquete de ANSYS Mechanical, porque el mallado del fluido debe tener la región de la placa exactamente en la posición del cuerpo [48]. Por lo tanto, el sólido y fluido se generan en el mismo proyecto, pero como cuerpos separados para su mallado. El siguiente paso es utilizar Modal para obtener las primeras cinco frecuencias naturales del sistema y verificar los valores a $\nu = 0$, con movimientos restringidos en el eje Y y X como condiciones de frontera. Las propiedades del PMMA fueron extraídas de Solidworks. Los resultados se muestran en la tabla 3.2 y figura del 3.8 al 3.13. Es importante resaltar que solamente dos movimientos rígidos se calcularon en MATLAB, mientras tres de los modos restantes calculados en ANSYS representan los modos flexibles.

Tabla 3.2: Comparación de frecuencias naturales en Hz

| | Matlab | ANSYS | Diferencia |
|---------|--------|--------|------------|
| Primero | 2.7433 | 2.1478 | 27.72% |
| Segundo | 3.3588 | 3.5702 | 5.92% |
| Tercero | -- | 51.628 | -- |
| Cuarto | -- | 85.046 | -- |
| Quinto | -- | 92.685 | -- |

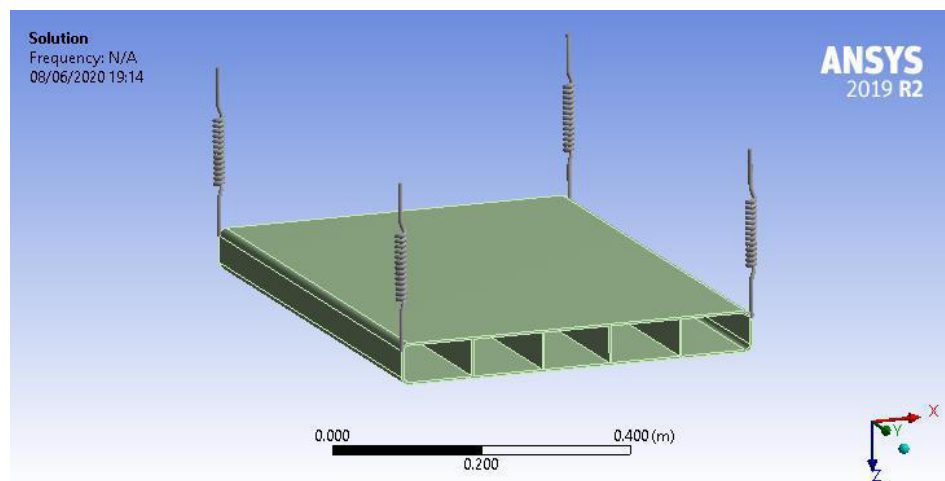


Figura 3.8: Sistema Placa-Resorte para simulación modal y transitoria en ANSYS

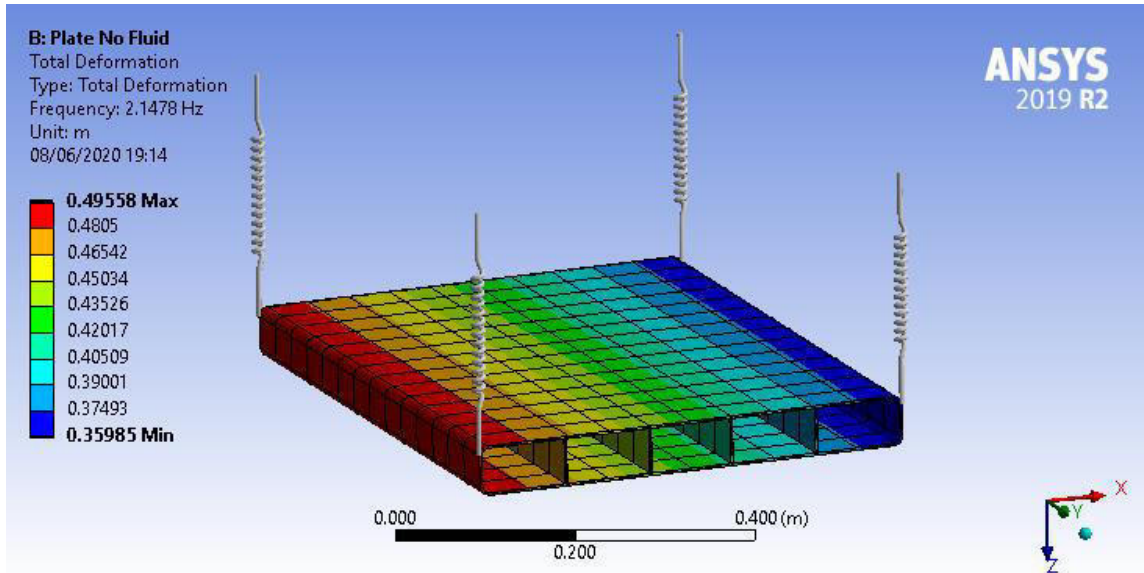


Figura 3.9: Primera Frecuencia y Modo Natural, 2.14 Hz

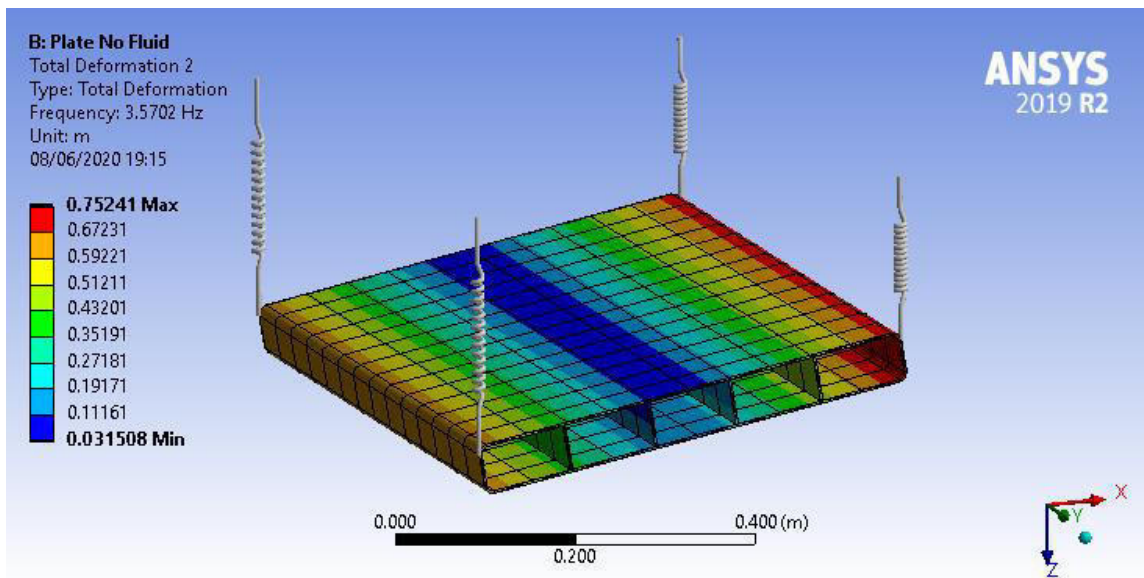


Figura 3.10: Segunda Frecuencia y Modo Natural, 3.57 Hz

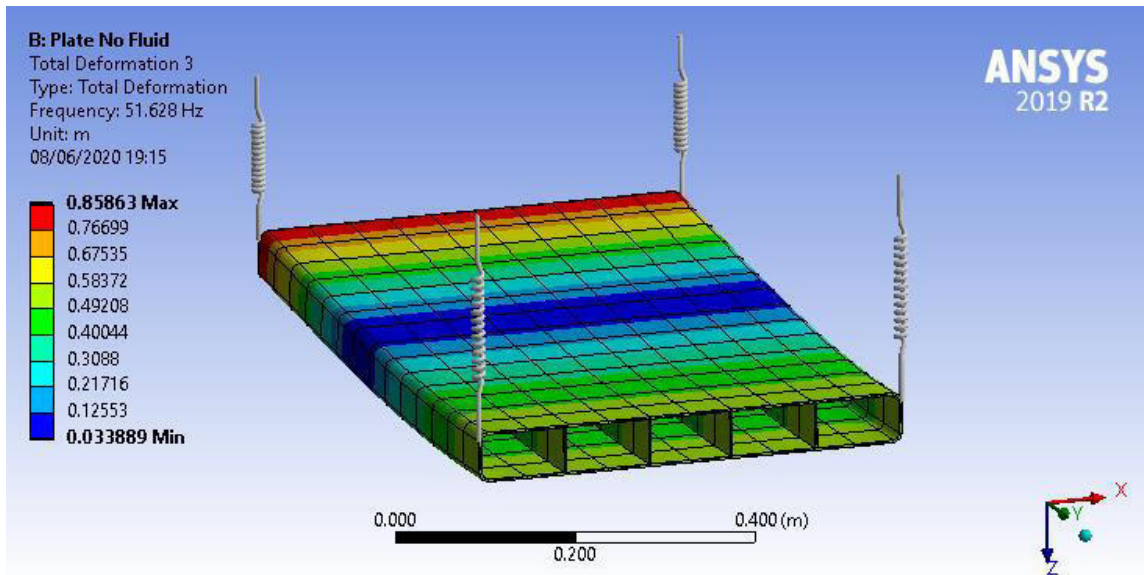


Figura 3.11: Tercera Frecuencia y Modo Natural, 51.62 Hz

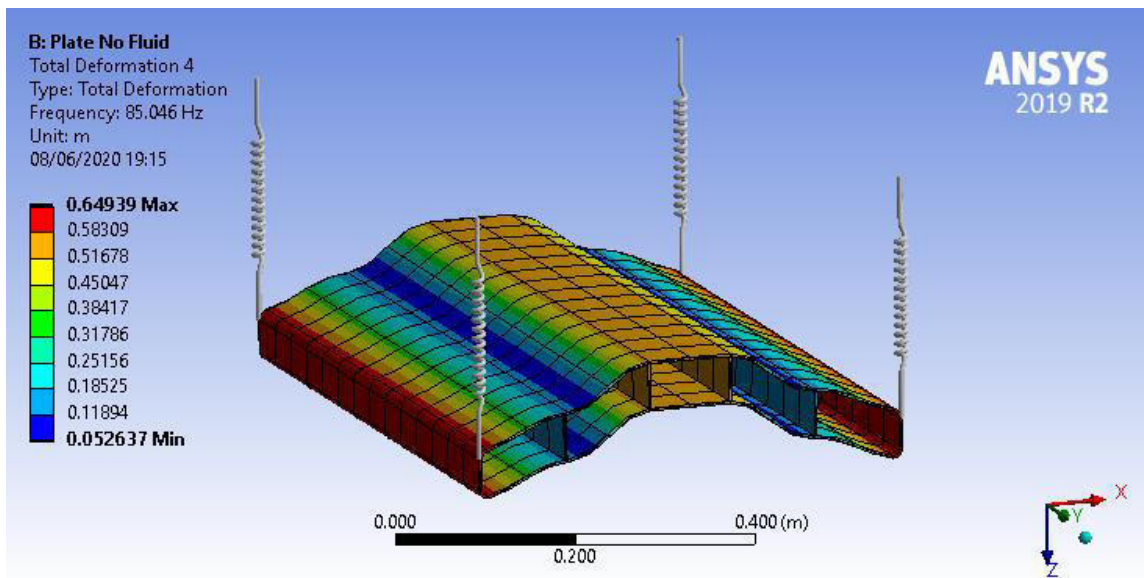


Figura 3.12: Cuarta Frecuencia y Modo Natural, 85.04 Hz

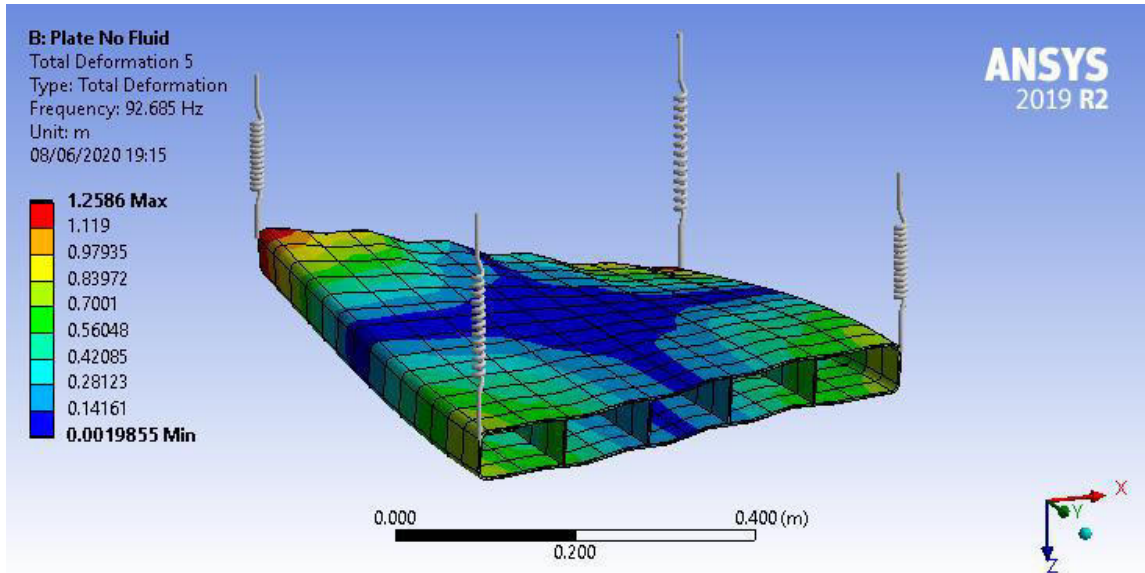


Figura 3.13: Quinta Frecuencia y Modo Natural, 92.68 Hz

En el análisis transitorio, usando el mismo mallado y condiciones de frontera del análisis modal, un impacto de 10 N por 0.01s fue aplicado en el borde de ataque y dos sensores de desplazamiento fueron insertado en el borde de ataque y borde salida. El objetivo es obtener 10 segundos de datos con una frecuencia de muestro de 100 Hz, o 50 Hz como frecuencia de Nyquist. Se realizó de esta manera para simular una prueba de martillo y en la figura 3.14 se muestran las condiciones.

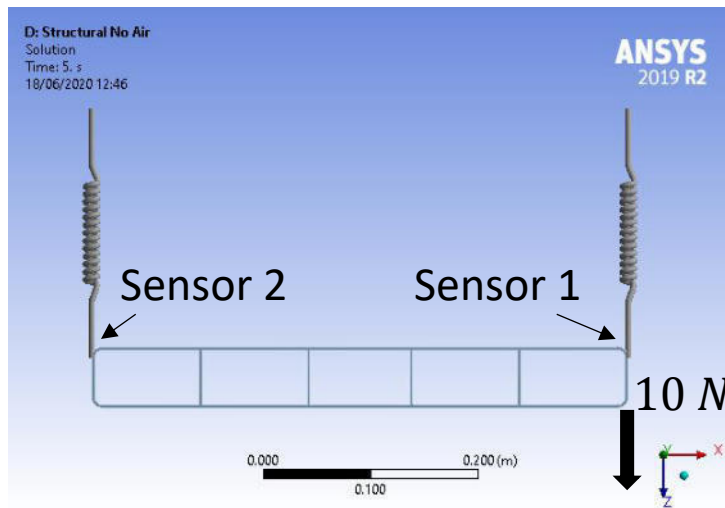


Figura 3.14: Localización de la fuerza de impacto y los sensores de desplazamiento

Para Fluent, un túnel de viento virtual fue construido usando las mismas dimensiones al túnel de viento del CIIIA. El mallado es crítico cerca de la región de la placa para simular la capa límite, especialmente cuando se mueve en la dirección z . El proceso para obtener el mallado final fue basado en las limitaciones de la computadora y tiempo disponible. En la figura 3.15, 3.16 y 3.17 se muestra el mallado final y sus propiedades se encuentran en la tabla 3.3. La región cerca de la placa, o el centro de la cruz, es definido como un mallado deformable cuando Fluent genera su mallado dinámico.

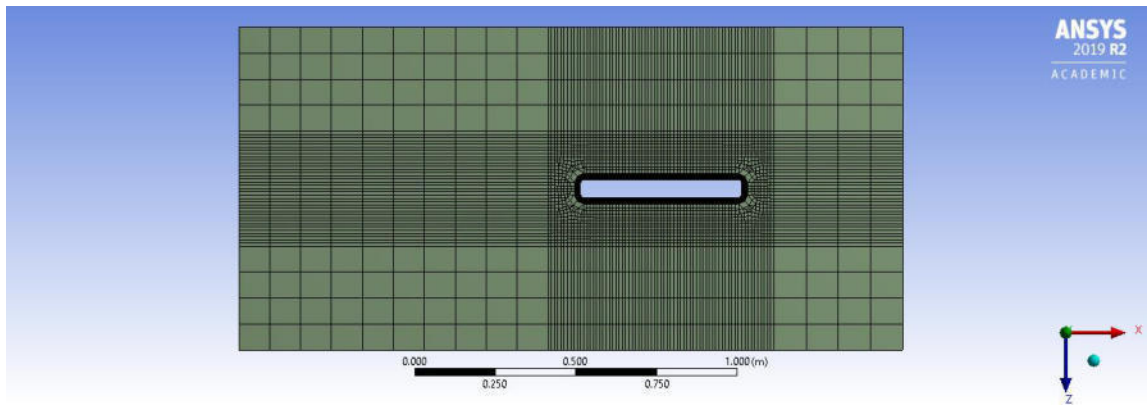


Figura 3.15: Vista lateral del mallado para CFD

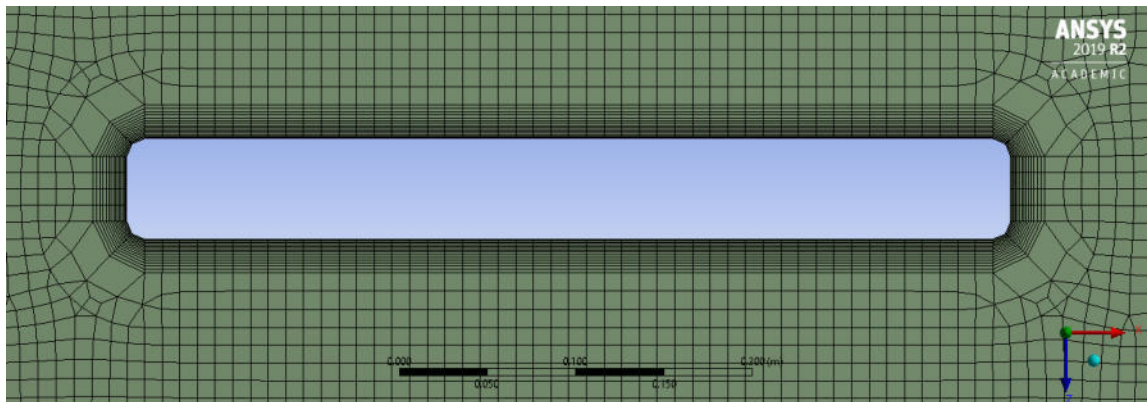


Figura 3.16: Acercamiento de la capa límite

Tabla 3.3: Características del Mallado para CFD

| | | |
|--------------------------------------|-------------------------|----------------|
| Tamaño por Defecto | | 0.1 m |
| Método | | Multi-zonas |
| | Mallado Ordenado | Hexa/Prisma |
| | Mallado Libre | Tetra/Piramide |
| Tamaño de Vértices en Dirección Y | | |
| | Numero de Divisiones | 30 |
| | Comportamiento | - - - - - |
| | Factor de Parcialidad | 5.0 |
| Tamaño de Vértices en Dirección X | | |
| | Tamaño de Elemento (m) | 0.01 |
| Tamaño de Vértices en Dirección Z | | |
| | Tamaño de Elemento | 0.01 |
| Tamaño de Vértices en la Capa Límite | | |
| | Tamaño de Elemento (m) | 0.01 |
| Inflación de la Capa Límite | | |
| | Opción | Grosor Total |
| | Numero de Capas | 15 |
| | Factor de Crecimiento | 1.2 |
| | Groso Máximo (m) | 0.05 |
| Tamaño de la Cara Deformable | | |
| | Tamaño del Elemento (m) | 0.01 |
| Nodos Totales | | 154411 |
| Elementos Totales | | 144510 |

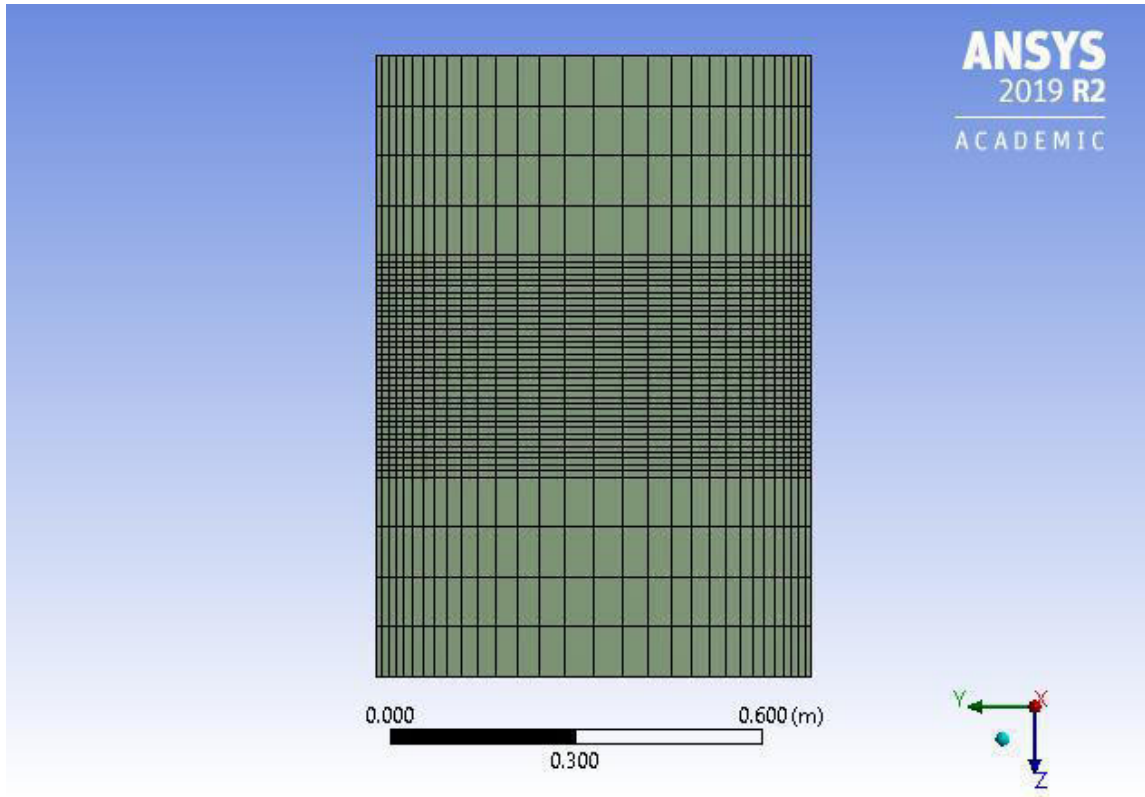


Figura 3.17: Vista frontal del mallado para CFD

Seleccionar el modelo para CFD depende del número de Reynolds, por lo tanto, la velocidad es un factor importante. Basándose del manual de Fluent, en la tabla 3.4 se muestra los modelos seleccionados dependiendo de la velocidad.

Tabla 3.4: Modelo utilizado con el número de Reynolds, basándose de los valores de [49], sugerencias de [50] y los datos de la tabla 3.1

| Reynolds | Modelo de Fluent | Velocidad Aproximada (m/s) |
|-------------------------------|------------------|----------------------------|
| $Re < 20,000$ | Laminar | $v < 0.6$ |
| $30,000 \leq Re \leq 300,000$ | Transición SST | $0.85 < v < 8.5$ |
| $Re > 500,000$ | SST k- ω | $v > 14.2$ |

La distribución en Workbench se muestra en la figura 3.18. Se incluye el análisis modal y un ejemplo del acoplamiento de sistemas a $v = 10 \text{ m/s}$. Se tiene

primeramente la declaración del material PMMA. Después se realizó el modelo mecánico para ser insertado en la simulación modal y ser el fundamento para crear el mallado de CFD. Se generó el mallado para CFD como bloque separado para poder reutilizarlo en diferentes simulaciones a diferentes velocidades del aire. Por último, se agrego la simulación transitoria estructural, Fluent y el acoplador de sistemas para correr la simulación fluido-estructura dentro del bloque de acoplador de sistemas.

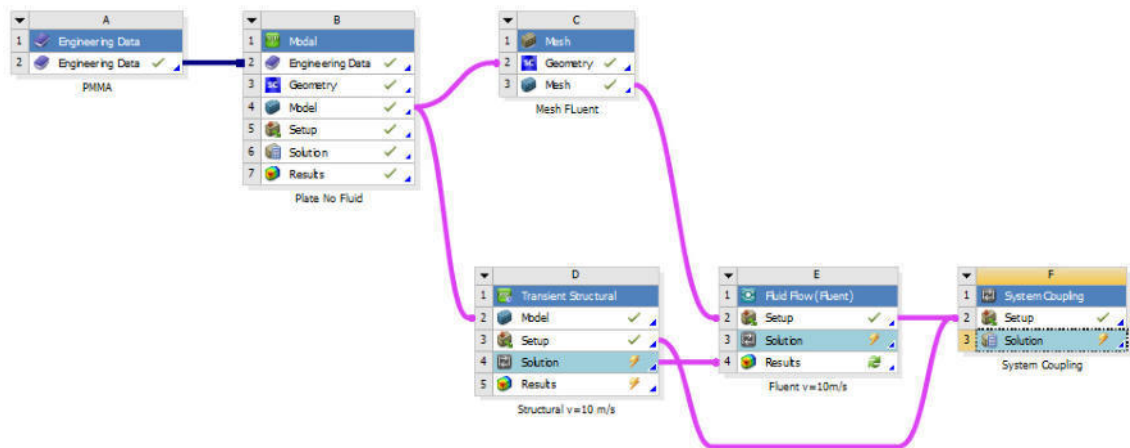


Figura 3.18: Simple distribución para una simulación acoplada

Los resultados de los desplazamientos en el dominio del tiempo se muestran en las figuras 3.19 y 3.20. Como se muestra en ambas figuras, conforme aumenta la velocidad del aire, la amortiguación y amplitud aumentan. La excepción es a partir de 9 m/s donde el tiempo para alcanzar el estado neutro aumenta, por lo tanto, la amortiguación disminuye. A 10 m/s se obtiene amortiguación negativa, vista con mayor claridad en el sensor 2, y da como resultado inestabilidad. También es la misma razón de porque solo se obtuvo 3 segundos de datos, donde CFD marca un error de mallado negativo.

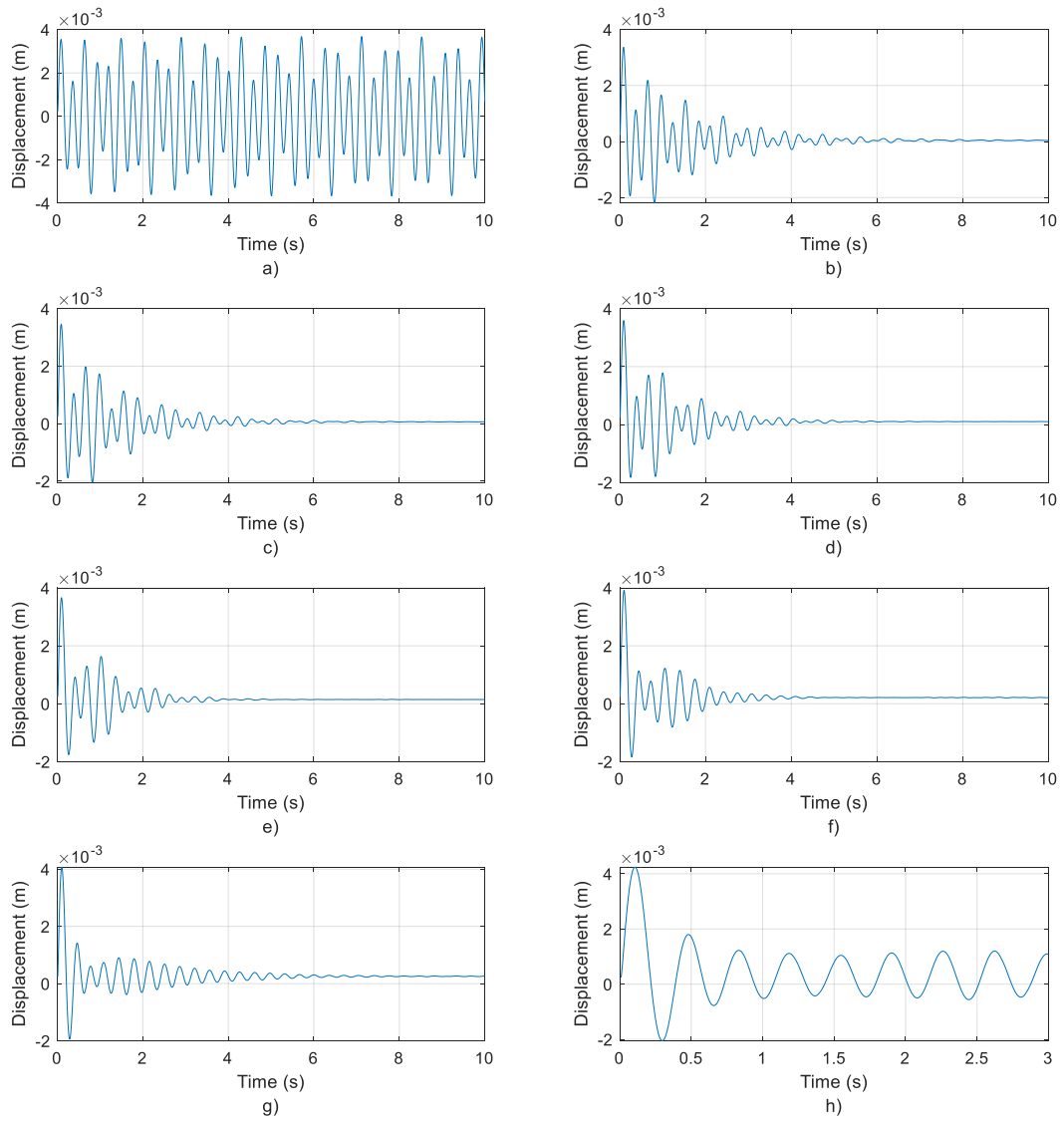


Figura 3.19: Desplazamientos en el dominio del tiempo del sensor 1 para diferentes velocidades del aire en simulación transitoria a) Sin aire b) $v = 5$ m/s c) $v = 6$ m/s d) $v = 7$ m/s e) $v = 8$ m/s f) $v = 9$ m/s g) $v = 9.5$ m/s h) $v = 10$ m/s

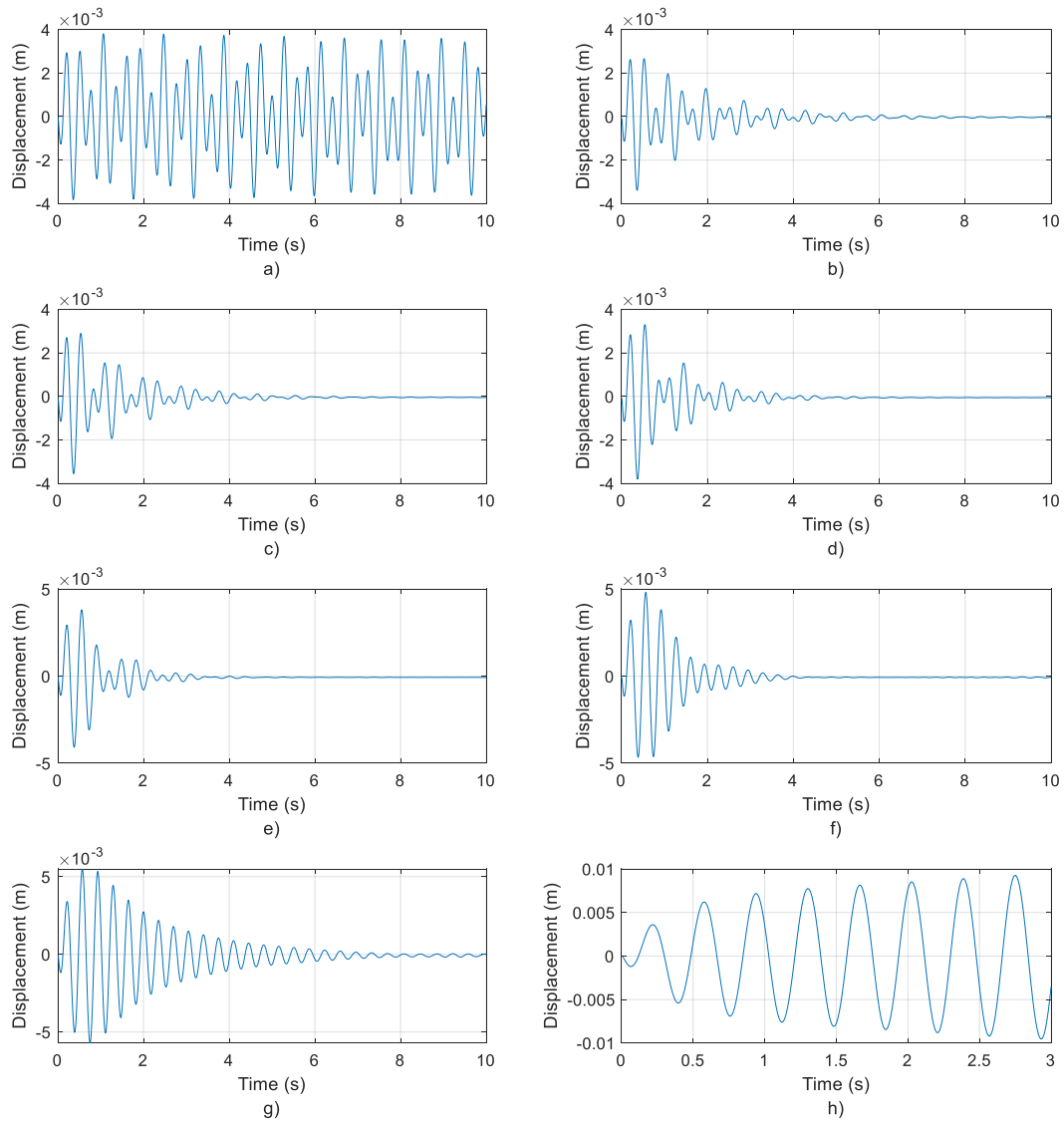


Figura 3.20: Desplazamientos en el dominio del tiempo del sensor 2 para diferentes velocidades del aire en simulación transitoria a) Sin aire b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 9.5 \text{ m/s}$ h) $v = 10 \text{ m/s}$

De los datos, una Transformada Rápida de Fourier (FFT por sus siglas en inglés) fue utilizado para obtener los resultados en el dominio de la frecuencia. Después es dividido por 10, porque el FFT de un impacto a $t = 0$ es igual al valor, para obtener la receptancia y por consiguiente las frecuencias naturales [29]. Los resultados se muestran en las figuras 3.21 y 3.22.

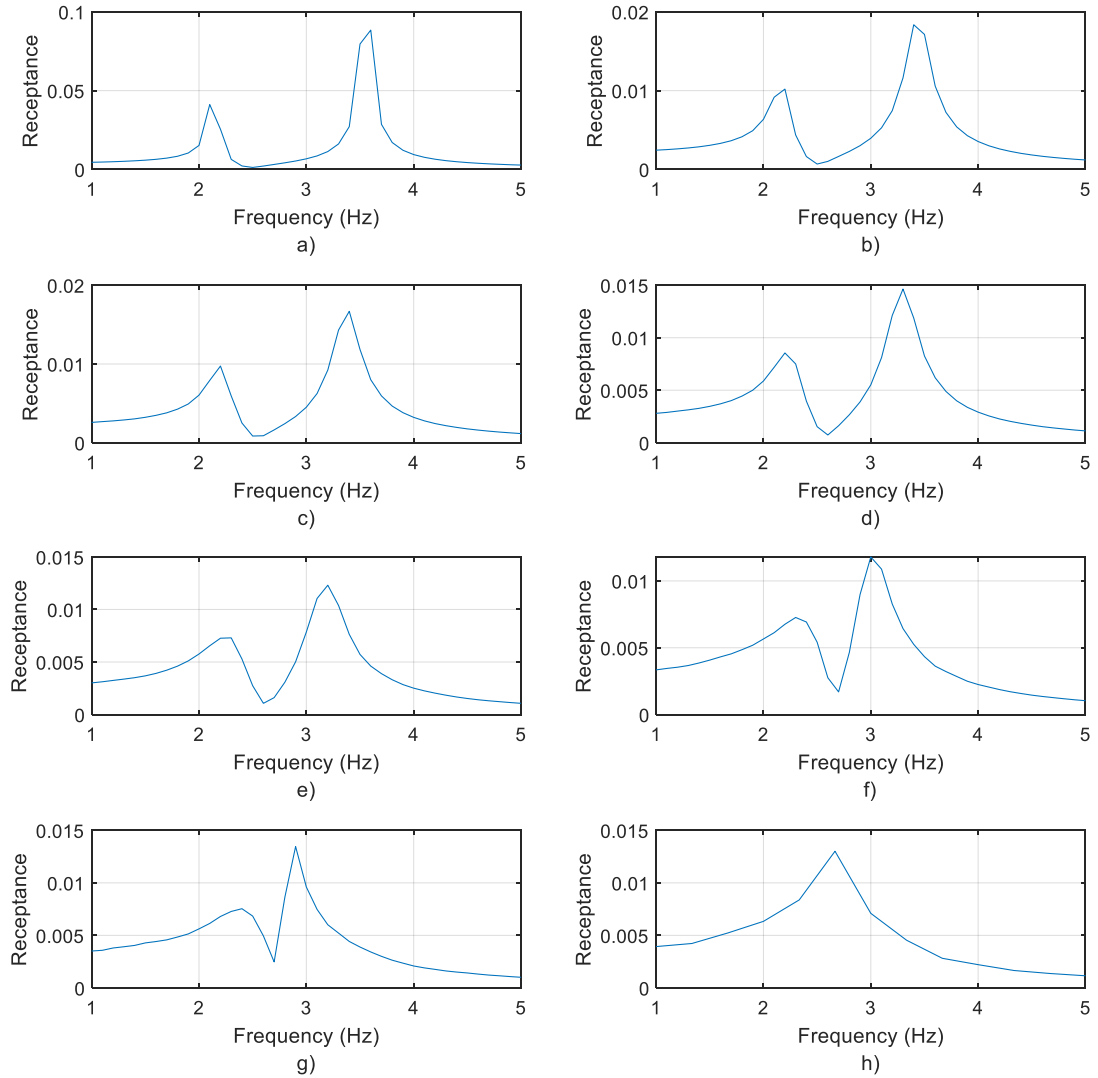


Figura 3.21: Receptancia del sensor 1 para diferentes velocidades del aire a) Sin aire b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 9.5 \text{ m/s}$ h) $v = 10 \text{ m/s}$

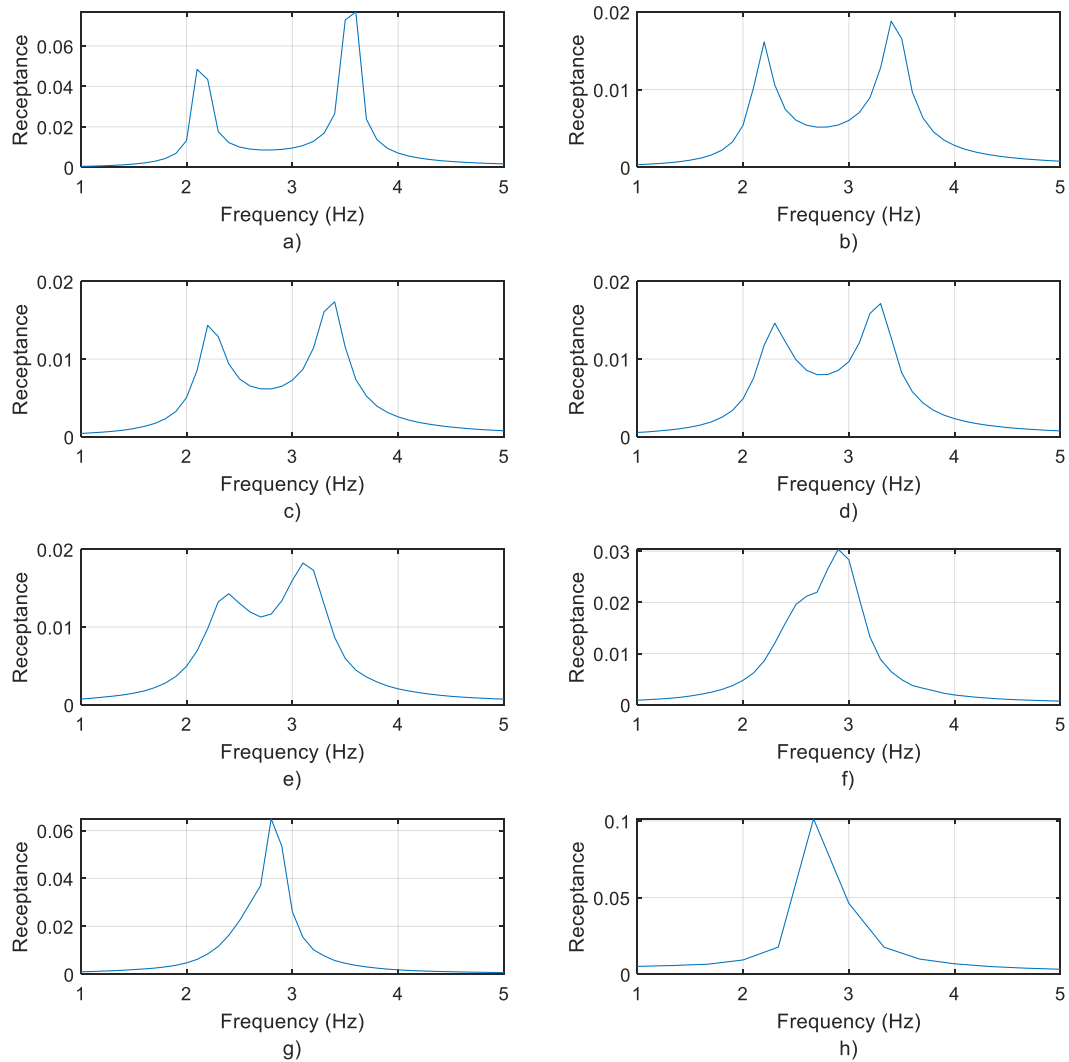


Figura 3.22: Receptancia del sensor 2 para diferentes velocidades del aire a) Sin aire b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 9.5 \text{ m/s}$ h) $v = 10 \text{ m/s}$

Ambos FRFs muestran las dos frecuencias naturales acercándose una a la otra conforme la velocidad incrementa. Por ejemplo, en el caso del sensor 2 se dificulta distinguir los dos picos a $v = 9 \text{ m/s}$. A $v = 10 \text{ m/s}$ se dificulta visualizar las dos frecuencias por la baja cantidad de muestras. Porque la resolución del FRF es 0.1 Hz, con la excepción de 10 m/s, una herramienta creada por Tom Irvine llamado “Vibrationdata” fue utilizado para aproximar los valores reales. específicamente el módulo de Ajuste de Curvas con Senos y Cosenos (Sine & Damped Sine Curved-fit en inglés) cuyo método es explicado en la presentación

de Tom en el AIAA [51]. El resultado son las frecuencias naturales y relaciones de amortiguación con el menor error. La comparación entre el FRF y la herramienta se muestran en la tabla 3.5 y las relaciones de amortiguación viscosas se muestran en la tabla 3.6.

Tabla 3.5: Comparación entre el FRF y Vibrationdata de las frecuencias naturales en Hz

| | Sensor 1 | | | | Sensor 2 | | | |
|-----------------|----------|------------------|----------|------------------|----------|------------------|----------|------------------|
| | 1er Modo | | 2do Modo | | 1er Modo | | 2do Modo | |
| Velocidad (m/s) | FRF | Ajuste de Curvas | FRF | Ajuste de Curvas | FRF | Ajuste de Curvas | FRF | Ajuste de Curvas |
| 5 | 2.2 | 2.1784 | 3.4 | 3.4471 | 2.2 | 2.1798 | 3.4 | 3.4226 |
| 6 | 2.2 | 2.2118 | 3.4 | 3.389 | 2.2 | 2.216 | 3.4 | 3.349 |
| 7 | 2.2 | 2.2517 | 3.3 | 3.3156 | 2.3 | 2.2598 | 3.3 | 3.2449 |
| 8 | 2.3 | 2.2861 | 3.2 | 3.2186 | 2.4 | 2.2904 | 3.1 | 3.0778 |
| 9 | 2.3 | 2.4379 | 3 | 3.0358 | ---- | 2.2999 | 2.9 | 2.8816 |
| 9.5 | 2.4 | 2.7897 | 2.9 | 2.8242 | ---- | 2.2154 | ---- | 2.82 |

Tabla 3.6: Relaciones de amortiguación viscosas de Vibrationdata en Ns/m

| Velocidad (m/s) | Sensor 1 | | Sensor 2 | |
|-----------------|----------|----------|----------|----------|
| | 1er Modo | 2do Modo | 1er Modo | 2do Modo |
| 5 | 0.0365 | 0.0309 | 0.036 | 0.0284 |
| 6 | 0.045 | 0.0374 | 0.0437 | 0.0335 |
| 7 | 0.0533 | 0.0465 | 0.0513 | 0.0391 |
| 8 | 0.0629 | 0.0619 | 0.0612 | 0.0439 |
| 9 | 0.0386 | 0.1526 | 0.0757 | 0.0366 |
| 9.5 | 0.2 | 0.0108 | 0.1552 | 0.0209 |

Los datos para comparar a la predicción, junto con una curva ajustada modificando la masa y el momento de inercia, fueron seleccionados de acuerdo con el mínimo error de Vibrationdata y es mostrado en la figura 3.23, donde el sensor 2 fue seleccionado. Alrededor de $v = 6 \text{ m/s}$ la corrección coincide a los datos numéricos, pero las relaciones de amortiguación más altas de lo esperado. La baja velocidad de flutter en comparación de datos reales es común en ecuaciones cuasi-estática para velocidades subsónicas, pero como herramienta para el pre-diseño sigue siendo válido [52].

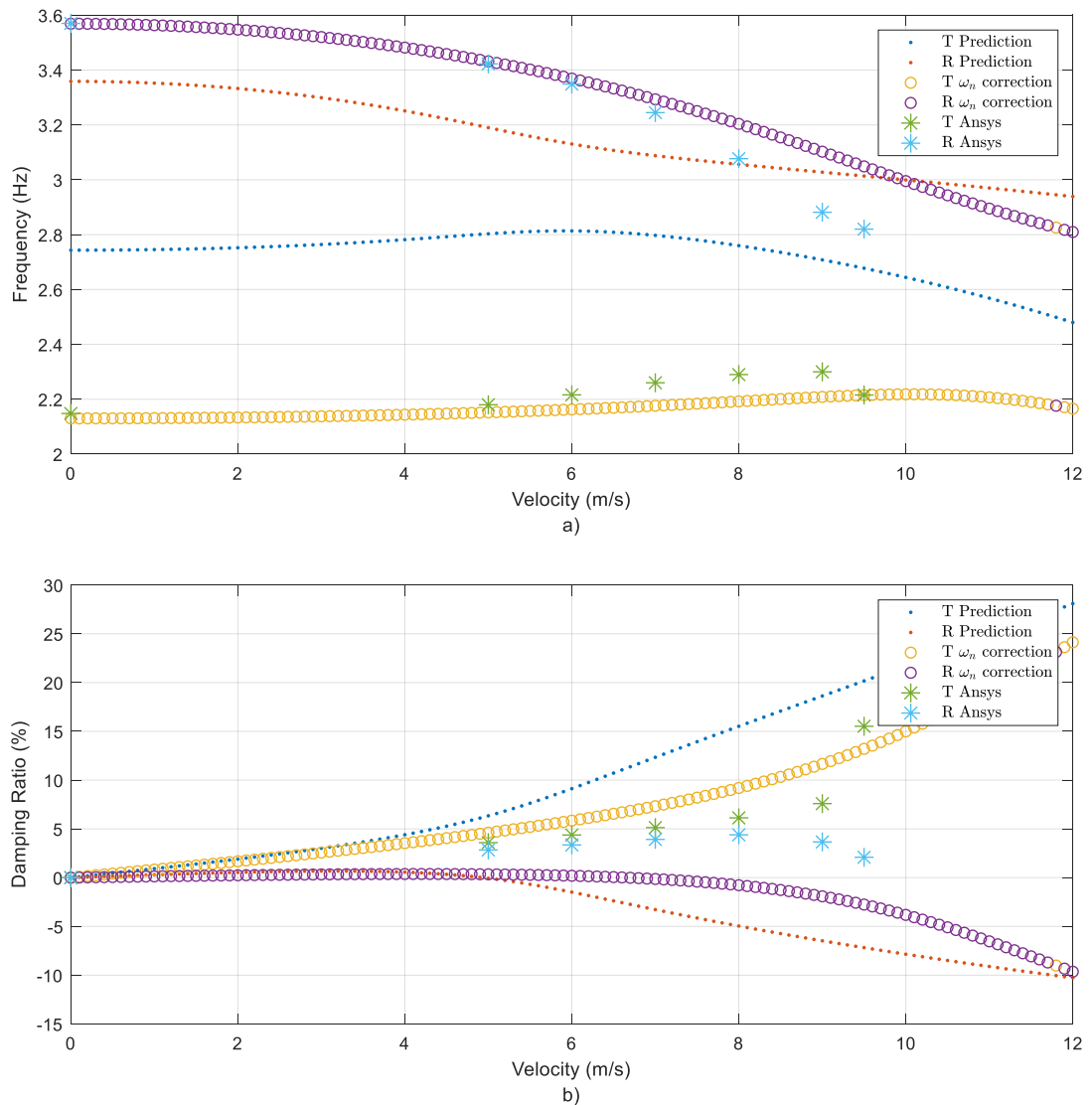


Figura 3.23: Las gráficas a) $v\omega_n$ y b) $v\zeta$ con la predicción original, predicción ajustada a $v = 0$ y resultados de ANSYS

3.3 Amortiguador de Masa Sintonizada usando MREs

Los MREs considerados son muestras provenientes de la Universidad de Southampton. Están hechos de silicona con partículas de hierro con cuatro diferentes mezclas: 0%, 5%, 10% y 30% con cinco muestras para cada configuración. Dos muestras se ven en la figura 3.24.

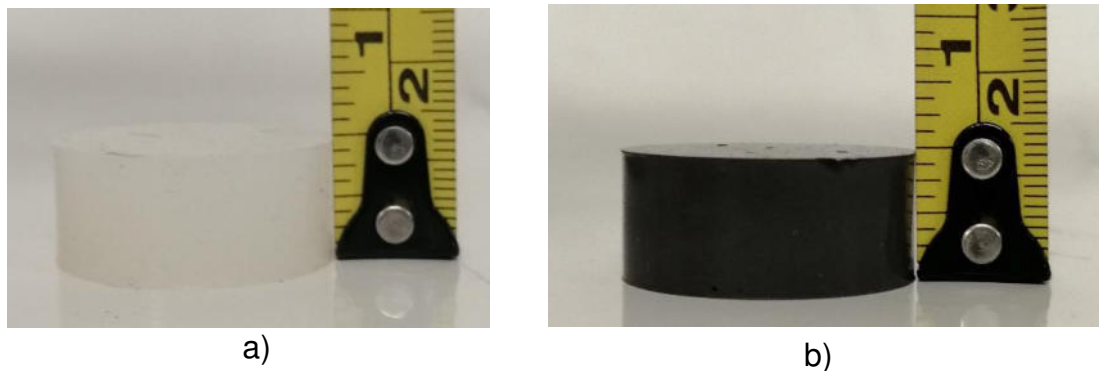


Figura 3.24: Muestras de MRE con mezclas a) 0% y b) 30%

En esta investigación, solo los datos del 0%, 10% y 30% fueron obtenidos. Sus propiedades físicas se muestran en la tabla 3.7.

Tabla 3.7: Propiedades físicas de las muestras de MRE

| | 0% | 10% | 30% |
|-------------------------------|-------|-------|-------|
| Diámetro (m) | 0.028 | | |
| Altura (m) | 0.012 | | |
| Masa (kg) | 0.009 | 0.015 | 0.025 |
| Densidad (kg/m ³) | 1102 | 1838 | 3063 |

La configuración magnética es la híbrida, un imán permanente y un electroimán OP-1212 DC de Magnetech. El imán permanente tiene un campo magnético de 0.07 T en la superficie. Dos electroimanes fueron medidos a 5V, 10V y 15V usando un sensor SS49E de efecto Hall, proveniente de Honeywell, con una amplificación del 10x y enviados a un Arduino Mega para su registro. En la figura 3.25 se muestra los datos y una línea regresiva de los electroimanes.

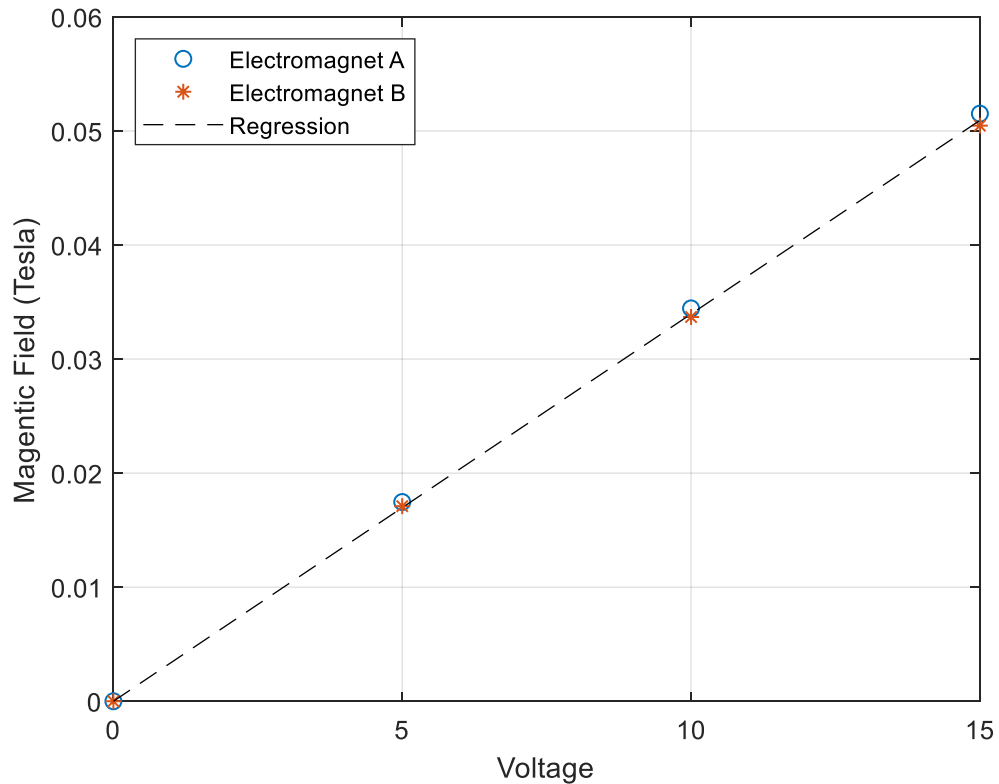


Figura 3.25: Datos y línea regresiva de ambos electroimanes

Para obtener las propiedades mecánicas, una prueba de vibración aleatoria, con parámetros de rango de frecuencia de 1 KHz y una ventana de Hanning con 50% de traslape; con el uso de un agitador de imán permanente LDS V406, sensor de impedancia PCB Piezotronics 288D01 para la medida de la fuerza de excitación y aceleración y un acelerómetro PCB Piezotronics 352C22 para la aceleración de respuesta. Los sensores y agitador fueron conectados a un analizador de señales Data Physics Quattro para la adquisición y procesamiento de datos. La instalación y distribución general se muestran en las figuras 3.26 and 3.27 respectivamente. Los datos fueron procesados en el programa Signalcalc y la receptancia fue exportada.

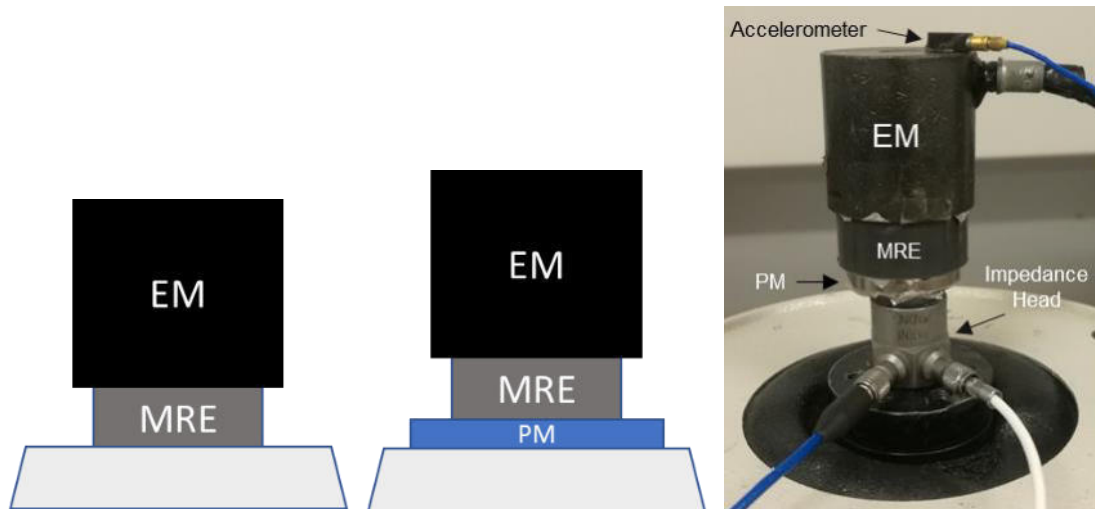


Figura 3.26: Instalación de la medición modal de los MREs. a) MRE con el electroimán y agitador b) Imán permanente agregad entre el MRE y agitador c) Imagen del experimento con el imán permanente

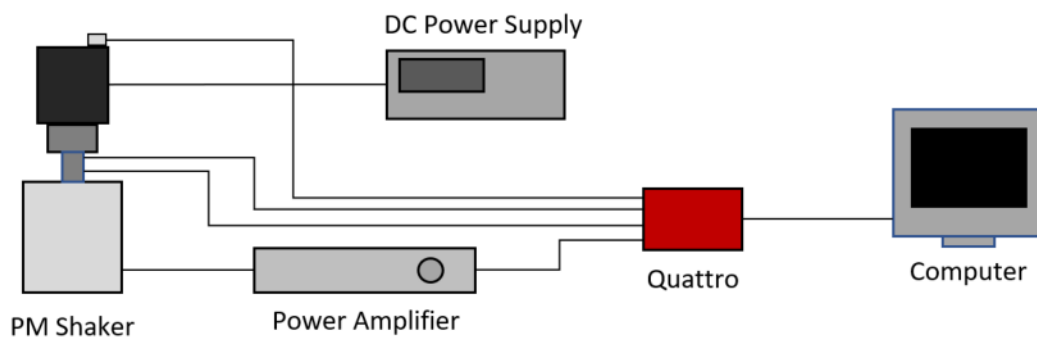


Figura 3.27: Distribución general del experimento, con un amplificador de potencia para encender el agitador

El modelo de Kelvin-Voigt fue utilizado para aproximar la rigidez y amortiguación por su simplicidad y solamente se obtiene una sola frecuencia natural. El FRF para el modelo de Kevin-Voigt con una base movable:

$$\alpha(\omega) = \frac{k+cj\omega}{-m\omega^2+k+cj\omega} \quad (3.6)$$

El electroimán actúa como la masa del sistema pero la masa del MRE también afecta la frecuencia natural, también llamado la masa efectiva [53]. En este caso:

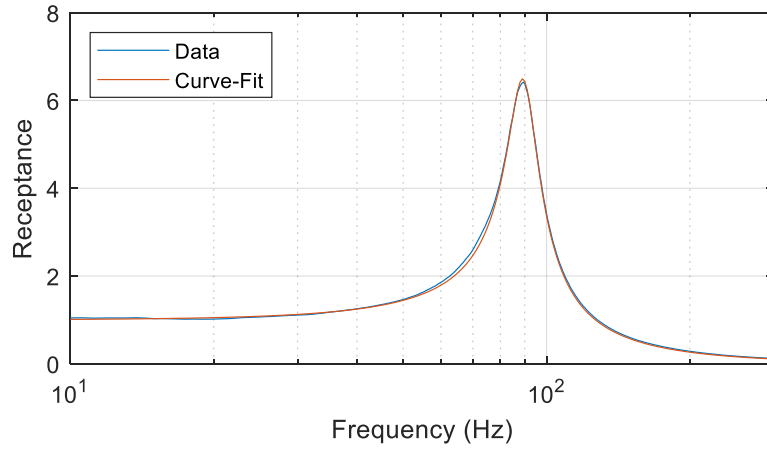
$$m = m_{EM} + \frac{1}{3}m_{MRE} \quad (3.7)$$

Donde m_{EM} es la masa del electroimán y m_{mre} es la masa del MRE. Los resultados del sistema sin el campo magnético se muestran en la figura 3.28 y tabla 3.8.

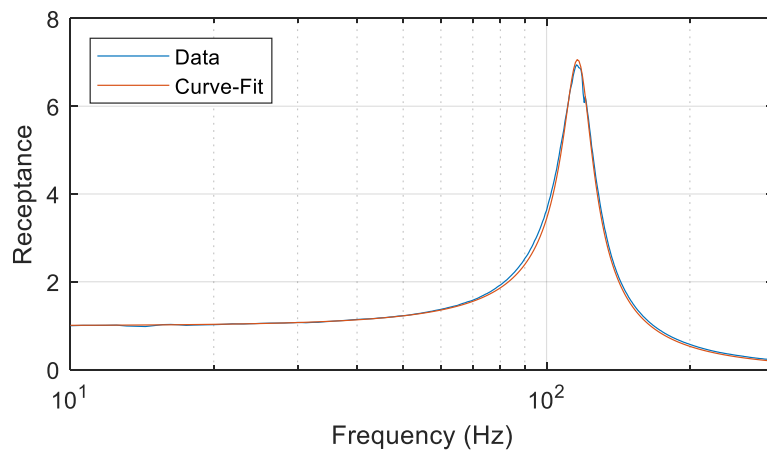
Tabla 3.8: Valores base de los MREs a 0T

| | 0% | 10% | 30% |
|---------------------------------------------|-----------|-----------|------------|
| Masa Efectiva (kg) | 0.143 | 0.145 | 0.148 |
| Rigidez (N/m) | 45327.451 | 78035.197 | 129351.417 |
| Amortiguación (Ns/m) | 12.586 | 15.251 | 24.226 |
| Relación de Amortiguación (%) | 7.816 | 7.168 | 8.754 |
| Frecuencia Natural del Programa (Hz) | 89.34 | 115.6 | 148.1 |
| Frecuencia Natural por Ajuste de Curva (Hz) | 89.33 | 116.456 | 148.219 |
| Relación k/c ((N/m)/(Ns/m)) | 3601.41 | 5116.726 | 5339.352 |

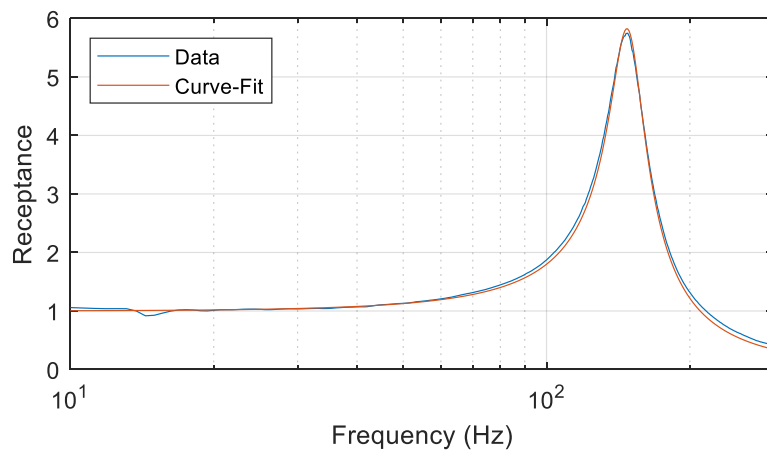
La relación k/c es utilizado para calcular el valor de amortiguación dado un valor de rigidez. En base a los datos las partículas de hierro agregan rigidez y amortiguación, pero la relación de amortiguación entre muestras no varía del $\pm 2\%$. Los resultados para los MRES con campo magnético se muestran en la tabla 3.9.



a)



b)



c)

Figura 3.28: Receptancia para 0T y ajuste de curva usando el modelo Kelvin-Voigt a) MRE 0% b) MRE 10% c) MRE 30%

Tabla 3.9: Propiedades de los MREs expuesto a campos magnéticos

| | MRE | 1 PM y 0V | 1 PM y 18V |
|--------------------------------------|-----|------------|------------|
| Campo Magnético (T) | | 0.07 | 0.127 |
| Rigidez (N/m) | 10% | 129686.602 | 155024.482 |
| | 30% | 191012.376 | 269987.739 |
| Amortiguación (Ns/m) | 10% | 30.41 | 28.44 |
| | 30% | 52.39 | 38.58 |
| Relación de Amortiguación (%) | 10% | 11.088 | 9.387 |
| | 30% | 15.739 | 9.65 |
| Frecuencia Natural Amortiguada (Hz) | 10% | 149.081 | 163.265 |
| | 30% | 177.82 | 213.009 |
| Incremento de Rigidez Δk (%) | 10% | 66.189 | 98.659 |
| | 30% | 47.669 | 108.724 |
| Relación k/c ((N/m)/(Ns/m)) | 10% | 4264.603 | 5450.931 |
| | 30% | 3645.97 | 6998.126 |

De la tabla 3.9, la rigidez de los MREs incrementa conforme el campo magnético incrementa. La amortiguación incrementa con el imán permanente, pero con el electroimán su valor decremента.

3.3.1 Modelo con el amortiguador de masa sintonizado

Con los datos experimentales, el modelo de la sección 3.2 se debe actualizar para incluir el amortiguador de masa sintonizado. En la figura 3.29, el modelo Kelvin-Voigt fue agregado, z se cambió por z_1 y z_2 fue agregado para describir el movimiento del MRE. Adicionalmente, las ecuaciones (3.1) al (3.5) fueron modificadas en ecuaciones (3.8) al (3.12).

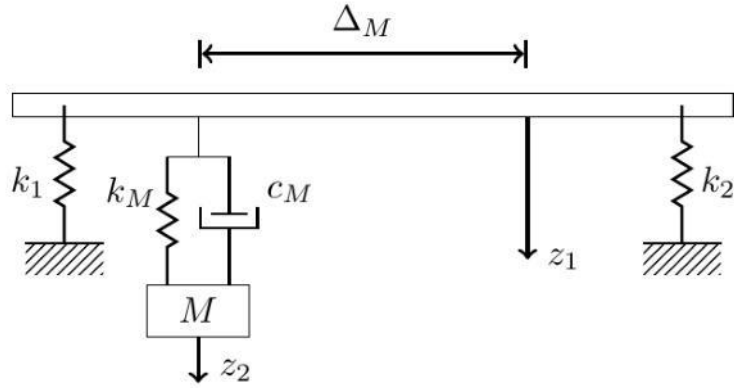


Figura 3.29: Placa Aeroelástica con el amortiguador de masa sintonizada

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & -m\Delta_{cg} & 0 \\ -m\Delta_{cg} & J_z & 0 \\ 0 & 0 & M \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$$\rho v \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\rho v S a_1 & -\frac{1}{2}\rho v S a_1 \delta & 0 \\ -\frac{1}{2}\rho v S a_1 (ec + \delta) & \frac{1}{2}\rho v S a_1 \delta (ec + \delta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$$\rho v^2 \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{2}\rho v^2 S a_1 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{2}\rho v^2 S a_1 (ec + \delta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} c_M & -\Delta_M c_M & -c_M \\ -\Delta_M c_M & \Delta_M^2 c_M & \Delta_M c_M \\ -c_M & \Delta_M c_M & c_M \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$\mathbf{E} =$

$$\begin{bmatrix} k_1 + k_2 + k_M & -(P + \delta)k_1 + (c - P - \delta)k_2 - \Delta_M k_M & -k_M \\ -(P + \delta)k_1 + (c - P - \delta)k_2 - \Delta_M k_M & (P + \delta)^2 k_1 + (c - P - \delta)^2 k_2 + \Delta_M^2 k_M & \Delta_M k_M \\ -k_M & \Delta_M k_M & k_M \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Donde M es la masa efectiva del absorbedor dinámico, k_M es la rigidez del MRE, c_M es la amortiguación del MRE y Δ_M es la distancia entre z_1 y z_2 . La amortiguación estructural ahora influencia el sistema mientras la rigidez y amortiguación aerodinámica no cambian porque el MRE no interactúa con el aire.

Las propiedades mecánicas se pueden establecer de datos experimentales pero la frecuencia natural sintonizada, la cual determina M , k_M y c_M ; y Δ_M se debe calcular. Precaución se debe tomar en ambas variables porque ligeras variaciones en la frecuencia pueden incrementar o decrementar la velocidad de flutter [9]. Mientras Δ_M cambia la posición de la fuerza y por lo tanto produce un momento diferente. Si el MRE está exactamente en el centro elástico, solo fuerzas son generadas y el MRE no interactúa con el grado de libertad rotacional.

El método para seleccionar las dos variables será de la misma manera al centro elástico y centro de gravedad. Un mapa será generado al grafica la velocidad de inestabilidad al variar la posición de 0 a c y un rango de $0.5\omega_{FT} \leq \omega_{n_{MRE}} \leq 1.5\omega_{FR}$, donde ω_{FT} es la frecuencia natural traslacional en flutter, ω_{TR} es la frecuencia natural rotacional en flutter y $\omega_{n_{MRE}}$ es la frecuencia natural no amortiguada del MRE. Estos valores son teóricos y solo servirán para aproximar la la frecuencia sintonizada real usando datos numéricos. Solo 0% de partículas de hierro será considerado como referencia para el método pasivo, M es la masa efectiva de la tabla 3.7, k_M es calculado de la frecuencia natural y c_M es directamente proporcional a k_M al utilizar el modelo Kelvin-Voigt, el cual establece el módulo elástico y viscosidad es constante en el material [54]. La figura 3.30 muestra los resultados.

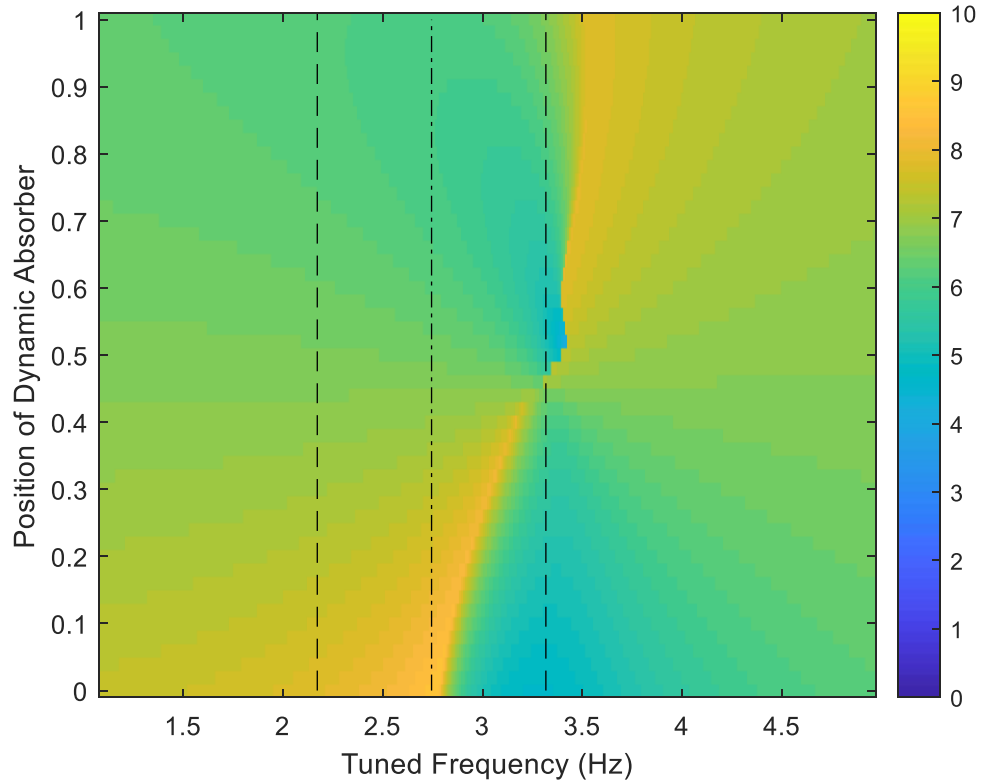


Figura 3.30: Velocidad de inestabilidad de la placa incluyendo el MRE. Las líneas discontinuas representan las frecuencias de flutter y la línea discontinua con punto es el promedio de ambas frecuencias.

Como fue establecido anteriormente, la sintonización de la frecuencia natural, de acuerdo a la figura 3.30, es importante porque se detecta una línea divisora entre la velocidad máxima y mínima de flutter en cada posición del MRE. El valor máximo del mapa se encuentra en la posición 0, la razón es porque el centro de gravedad del sistema se acerca al centro aerodinámico. La frecuencia seleccionada es el promedio de ambas frecuencias de flutter, con valor de 2.745 Hz, y la posición en 0. Las gráficas de $v\omega_n$ y $v\zeta$ de la configuración se muestran en la figura 3.31.

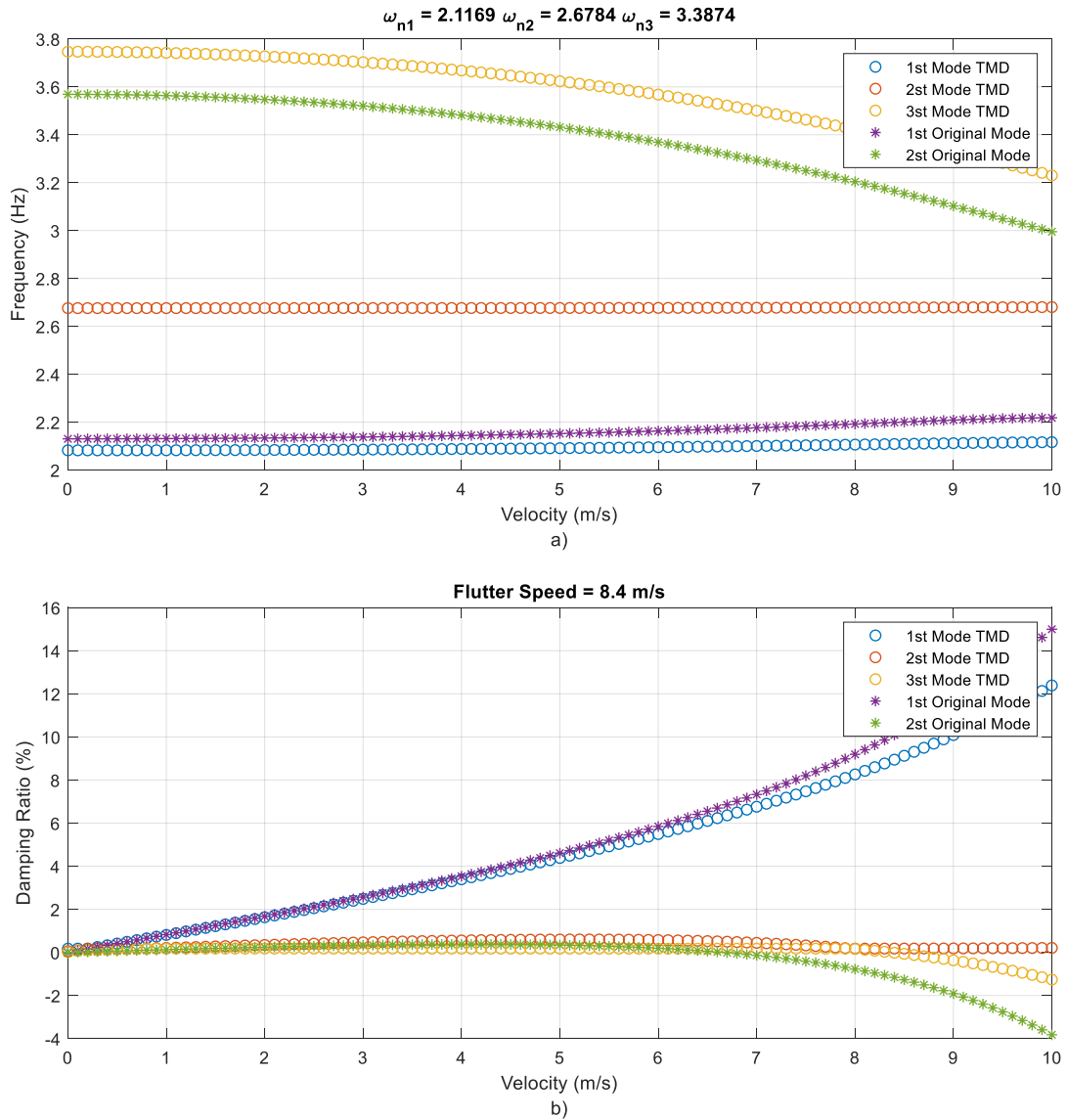


Figura 3.31: Graficas $v\omega_n$ y $v\zeta$ para a) y b) respectivamente considerando la predicci3n original sin el absorbedor dinámico y con el absorbedor dinámico

Las gráficas muestran una separaci3n en comparaci3n a los modos originales. La velocidad de flutter final es de 8.4 m/s, comparado a los 6.7 m/s originales representa un incremento teórico del 25.3% con solo incrementar 4.57% la masa del ala, el cual es la masa del MRE y electroimán. De referencia, los absorbedores dinámicos lineales de Verstraelen's tenía frecuencias con valore entre el 90% y 100% del promedio de las frecuencias de flutter [9] y apoya la

decisión de seleccionar el promedio para introducirlo como valor en ANSYS para la validación numérica.

3.3.2 Método numérico con el amortiguador de masa sintonizado

Usando el mismo modelo de la sección 3.2.3, un cubo de 1 cm^3 con densidad de 143 g/cm^3 es la masa efectiva. Los valores del resorte y amortiguador, usando una frecuencia de 2.517 HZ, son 35.782 N/m y 0.01 Ns/m. Esto da una relación de amortiguación del 0.22% por lo tanto el sistema secundario actúa principalmente como un sistema masa-resorte. Como en la sección 3.2.3, la tabla 3.10 y figuras 3.32 al 3.37 muestran las frecuencias y modos naturales con el amortiguador de masa sintonizado.

Tabla 3.10: Comparación de las frecuencias naturales con el absorbedor dinámico en Hz

| | Matlab | ANSYS | Error |
|---------|--------|--------|--------|
| Primero | 2.082 | 2.0791 | 0.139% |
| Segundo | 2.676 | 2.5094 | 6.639% |
| Tercero | 3.747 | 3.7275 | 0.523% |
| Cuarto | -- | 51.445 | -- |
| Quinto | -- | 84.296 | -- |

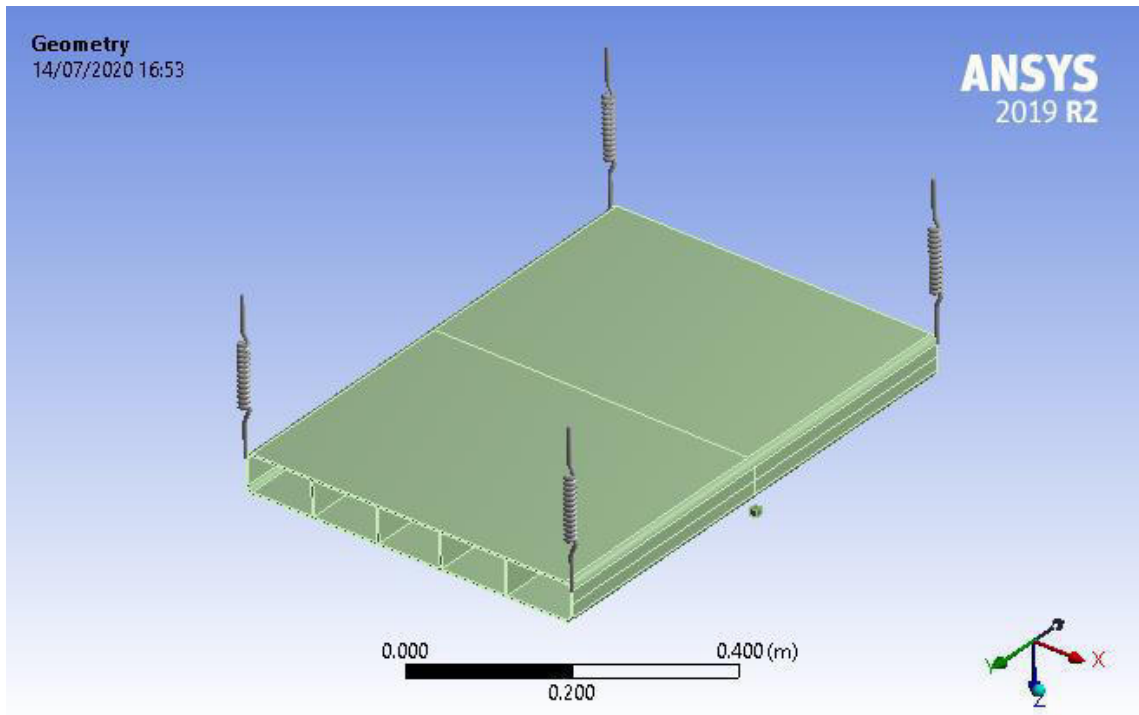


Figura 3.32: Sistema placa-resorte con el amortiguador de masa sintonizado para simulación modal y transitoria

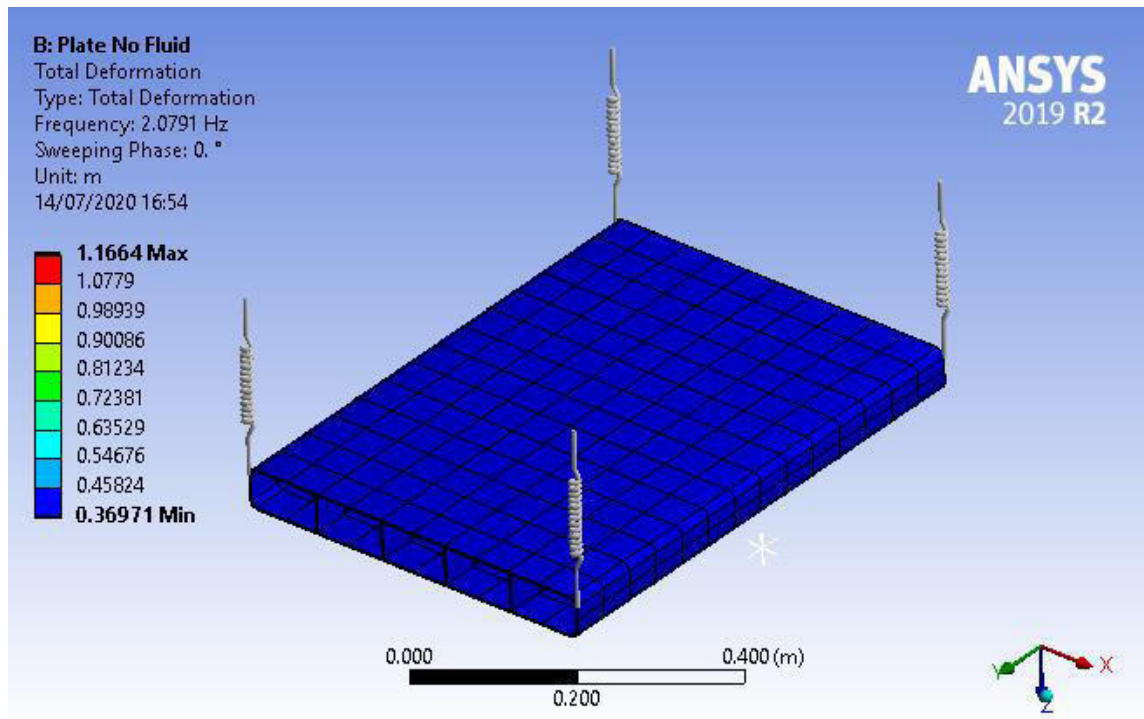


Figura 3.33: Primer modo natural con el absorbedor dinámico, 2.079 Hz

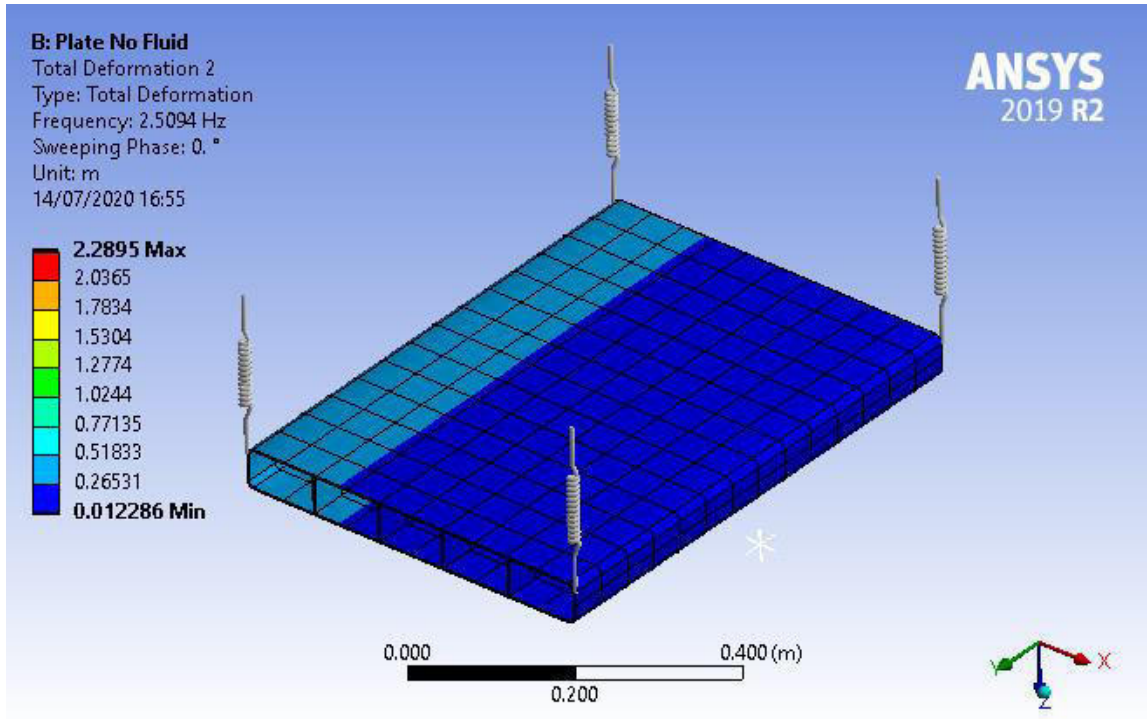


Figura 3.34: Segundo modo natural con el absorbedor dinámico, 2.5 Hz

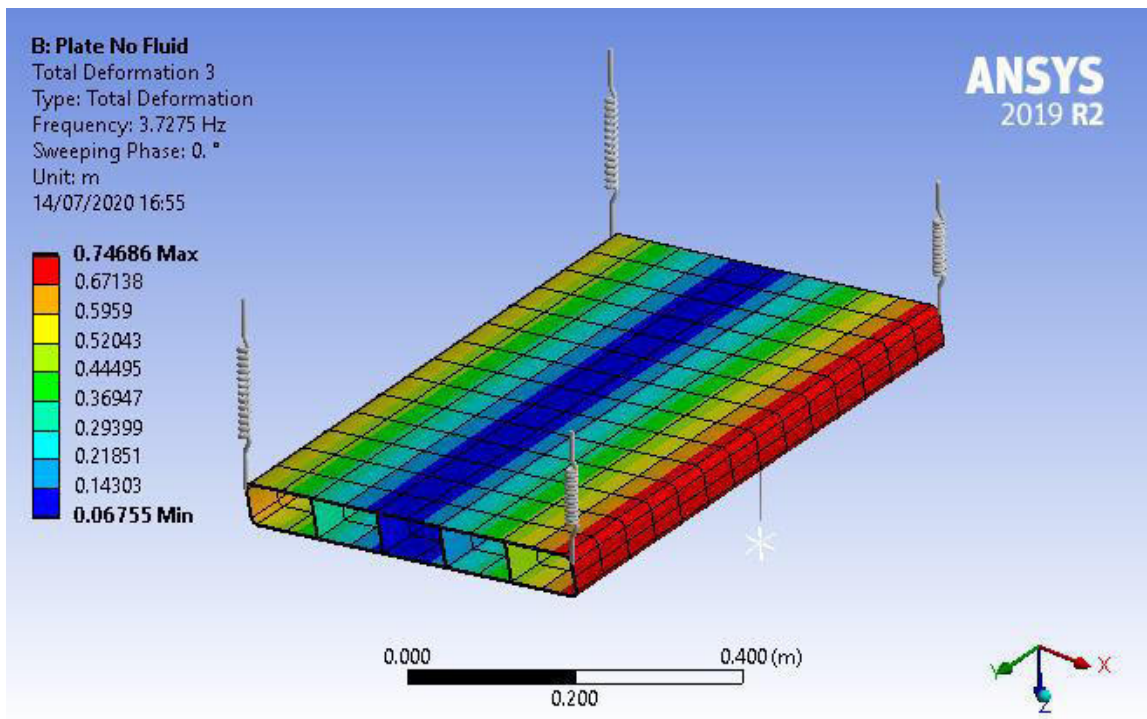


Figura 3.35: Tercer modo natural con el absorbedor dinámico, 3.72 Hz

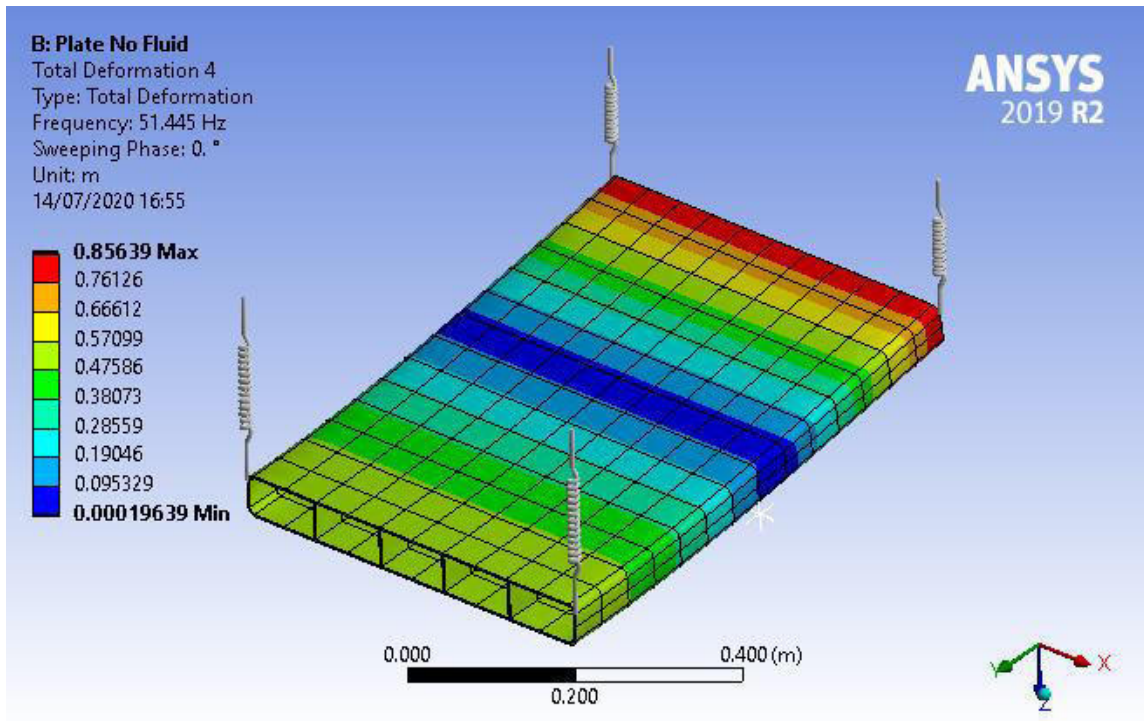


Figura 3.36: Cuarto modo natural con el absorbedor dinámico, 51.44 Hz

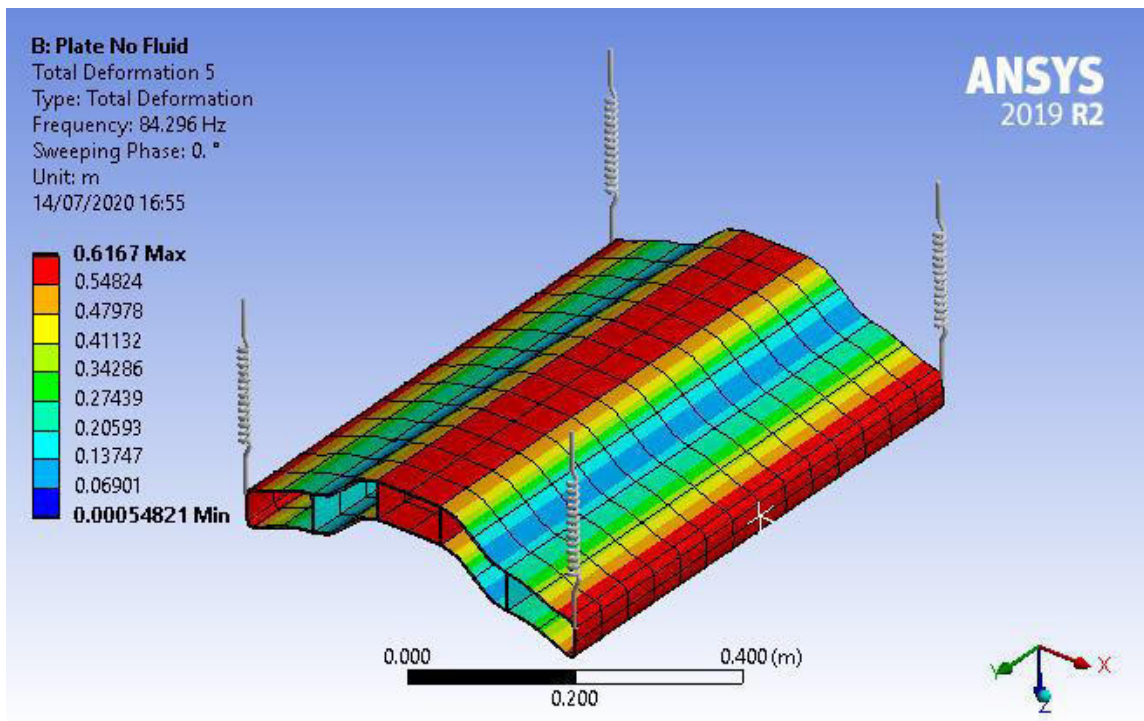


Figura 3.37: Quinto modo natural con el absorbedor dinámico, 84.29 Hz

Los resultados del dominio del tiempo se muestran en las figuras 3.38 y 3.39. De los datos, conforme aumenta la velocidad del aire el control pasivo reduce la amplitud y el tiempo necesario en alcanzar el punto de equilibrio en comparación al sistema por si solo. La nueva velocidad del aire alcanzó 10 m/s y a 10.5 m/s el sistema se vuelve inestable, dando un incremento del 5.26%. En las figuras 3.39 y 3.40, el FRF de la placa con y sin el absorbedor dinámico son mostrados. Como se esperaba, las frecuencias originales son separadas. En bajas velocidades, el FRF no detecta el segundo modo porque el método pasivo no está diseñado para valores debajo la velocidad de flutter. Conforme se acerca a la velocidad de flutter original, la receptancia del segundo modo va incrementando. En las tablas 3.11 y 3.12, los resultados usando vibrationdata son incluidos. La herramienta no logró detectar el segundo modo a bajas velocidades y la mayoría de los valores incluidos en la tabla 3.11 es el tercer modo. En la figura 3.42, los datos obtenidos de ANSYS para la placa son comparados con los datos originales analíticos y numéricos. Los datos escogidos para la figura son el primer y tercer modo del sensor 1 y el segundo modo del sensor 2.

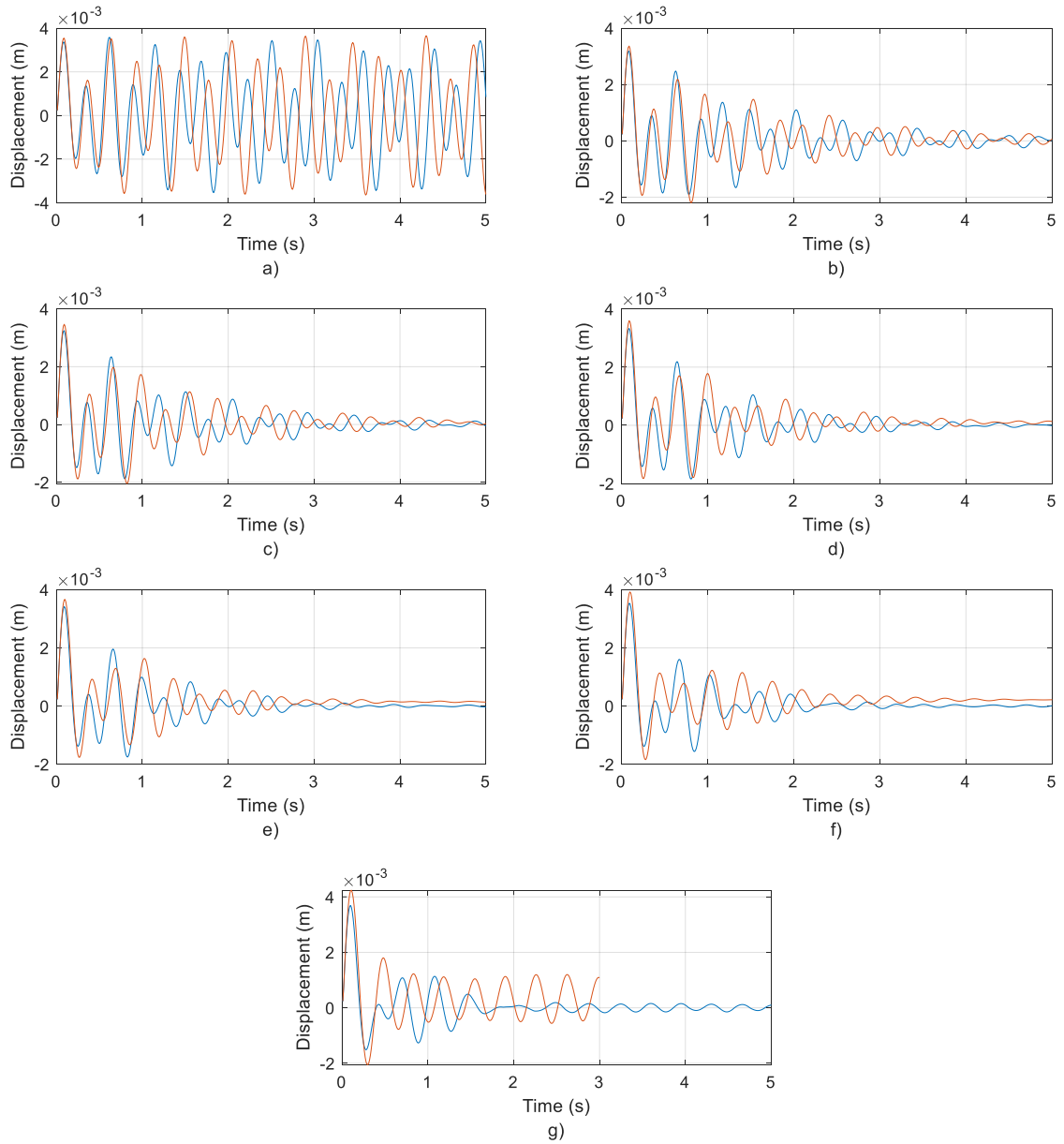


Figura 3.38: Comparación en el dominio del tiempo del sensor 1 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 10 \text{ m/s}$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo

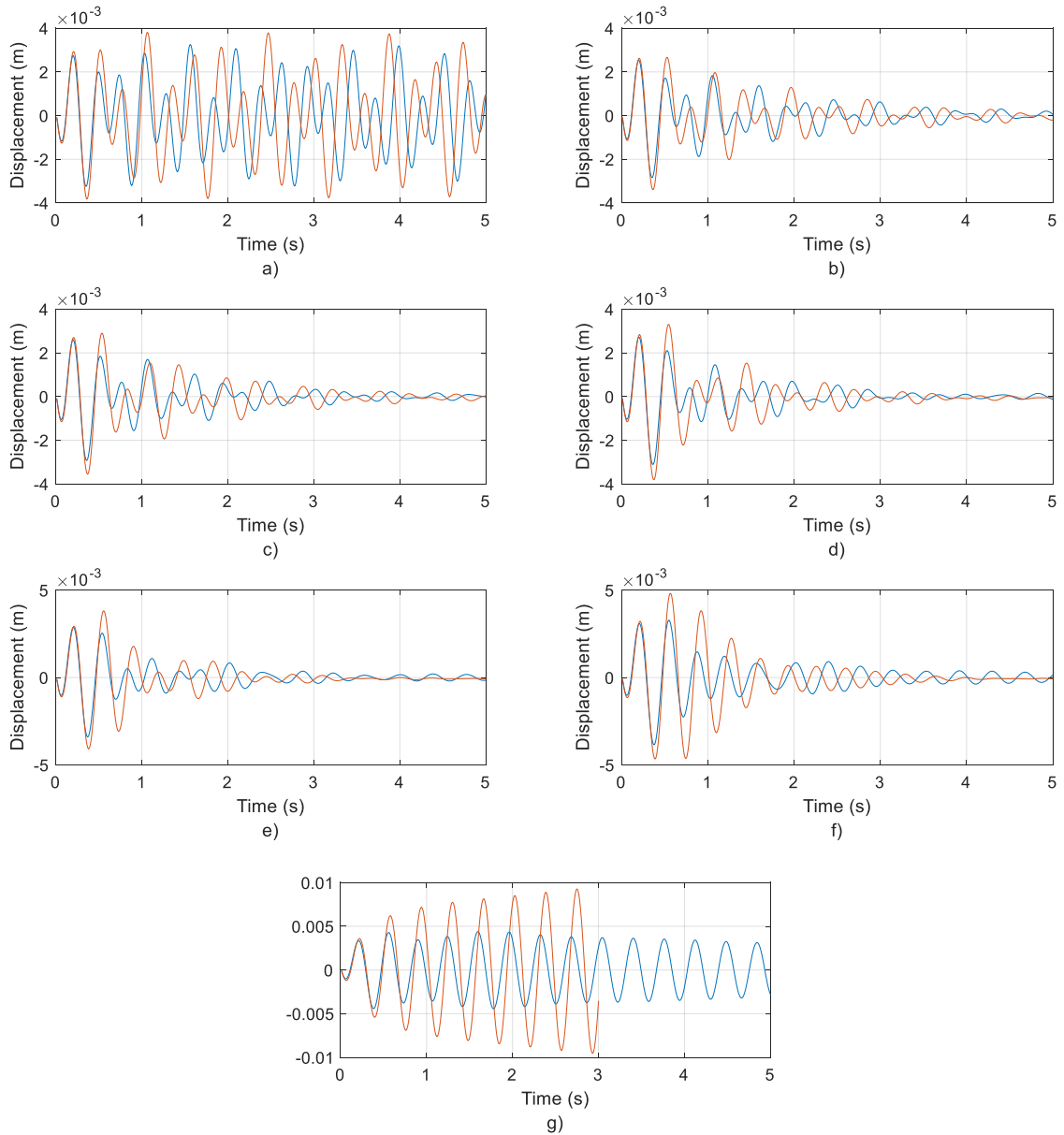


Figura 3.39: Comparación en el dominio del tiempo del sensor 2 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 10 \text{ m/s}$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo

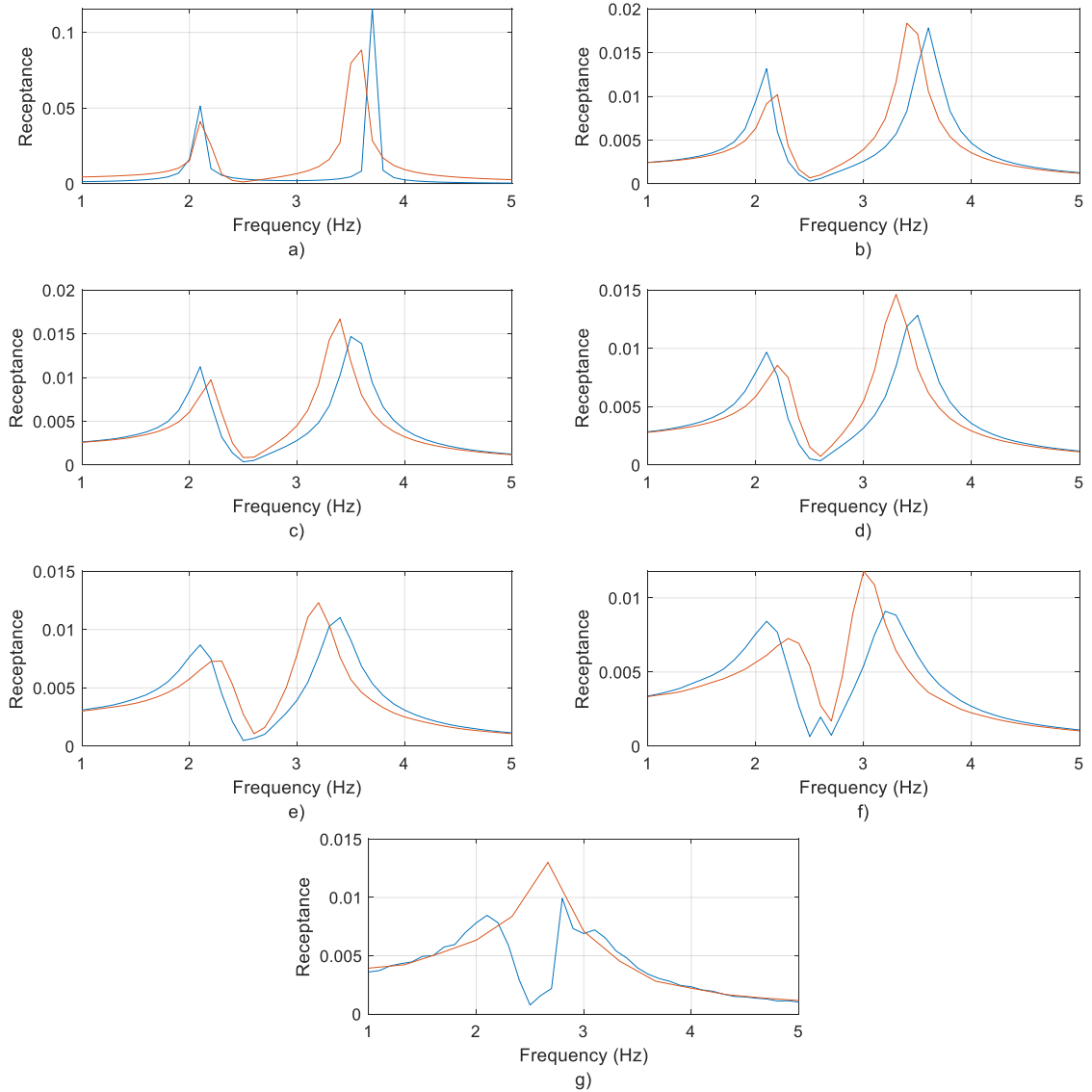


Figura 3.40: Comparación en el dominio de la frecuencia del sensor 1 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 \text{ m/s}$ c) $v = 6 \text{ m/s}$ d) $v = 7 \text{ m/s}$ e) $v = 8 \text{ m/s}$ f) $v = 9 \text{ m/s}$ g) $v = 10 \text{ m/s}$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo

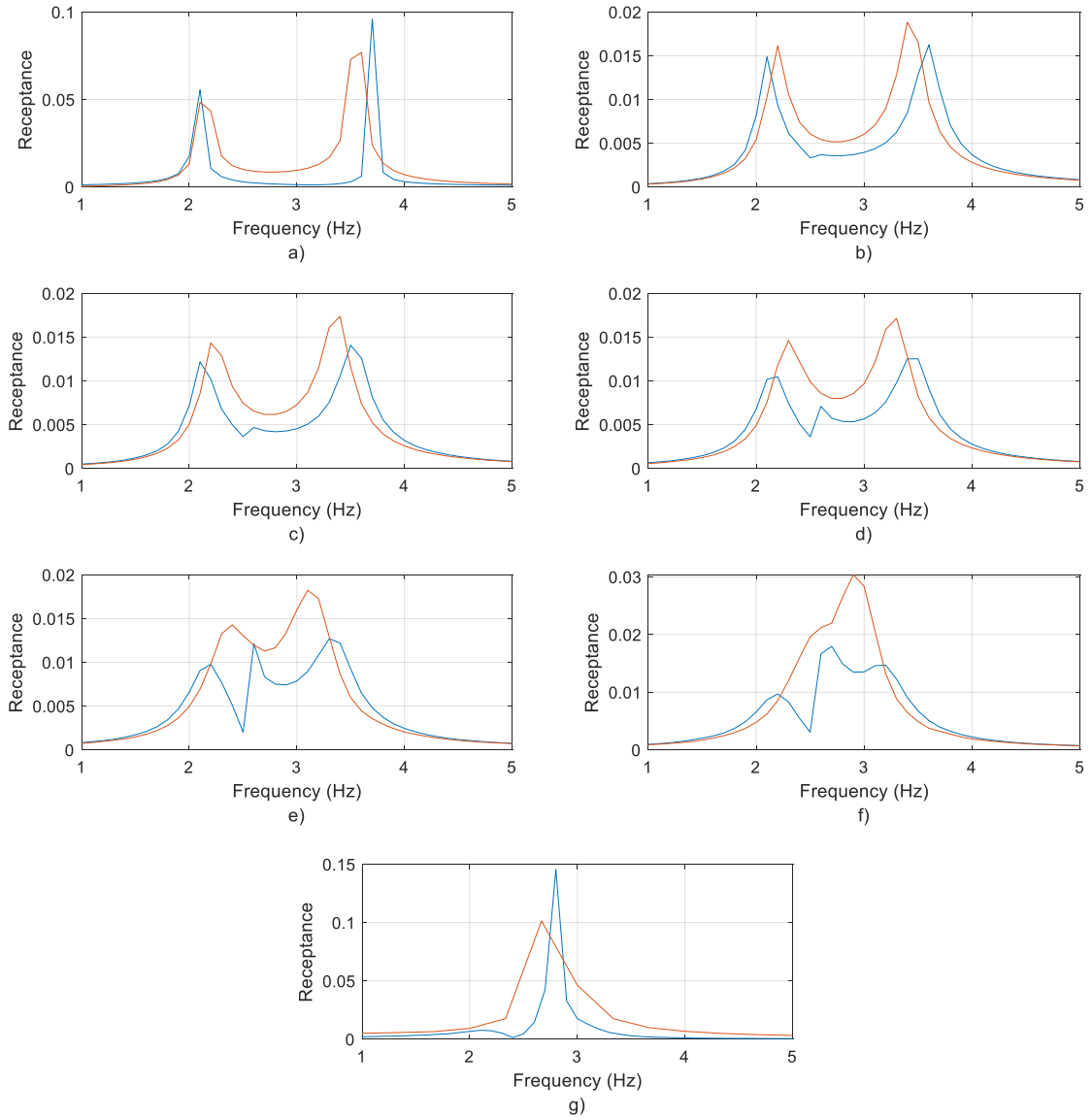


Figura 3.41: Comparación en el dominio de la frecuencia del sensor 2 a diferentes velocidades a) no air b) $v = 5 m/s$ c) $v = 6 m/s$ d) $v = 7 m/s$ e) $v = 8 m/s$ f) $v = 9 m/s$ g) $v = 10 m/s$. A línea azul representa el sistema con control pasivo y el rojo sin el control pasivo

Tabla 3.11: Frecuencias Naturales obtenidas del Vibrationdata con el
absorbedor dinámico en Hz

| Velocidad (m/s) | Sensor 1 | | | Sensor 2 | | |
|--------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| | 1er Modo | 2do Modo | 3er Modo | 1er Modo | 2do Modo | 3er Modo |
| 5 | 2.0938 | 3.5534 | 3.6037 | 2.0934 | 3.5826 | 3.7604 |
| 6 | 2.1121 | 3.5357 | 3.5517 | 2.1098 | 3.5171 | 3.6591 |
| 7 | 2.1269 | 3.4597 | 3.4901 | 2.1186 | 3.4285 | 3.5577 |
| 8 | 2.1315 | 3.3056 | 3.4075 | 2.1028 | 2.5695 | 3.2916 |
| 9 | 2.1482 | 3.0139 | 3.3101 | 2.0145 | 2.8004 | 3.4002 |
| 10 | 2.2174 | 2.5541 | 2.7804 | 2.2215 | 2.7837 | 3.1784 |

Tabla 3.12: Relaciones de Amortiguación obtenidas del Vibrationdata con el
absorbedor dinámico en Ns/m

| Velocidad (m/s) | Sensor 1 | | | Sensor 2 | | |
|--------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| | 1er Modo | 2do Modo | 3er Modo | 1er Modo | 2do Modo | 3er Modo |
| 5 | 0.0343 | 0.0885 | 0.0303 | 0.0332 | 0.0283 | 0.1115 |
| 6 | 0.0444 | 0.1190 | 0.0363 | 0.0434 | 0.0338 | 0.1127 |
| 7 | 0.0557 | 0.1465 | 0.0449 | 0.0579 | 0.0409 | 0.1057 |
| 8 | 0.0666 | 0.1534 | 0.0587 | 0.0770 | 0.0046 | 0.0482 |
| 9 | 0.0676 | 0.0480 | 0.0985 | 0.0844 | 0.0559 | 0.0460 |
| 10 | 0.0430 | 0.4214 | 0.0158 | 0.0402 | 0.0037 | 0.0841 |

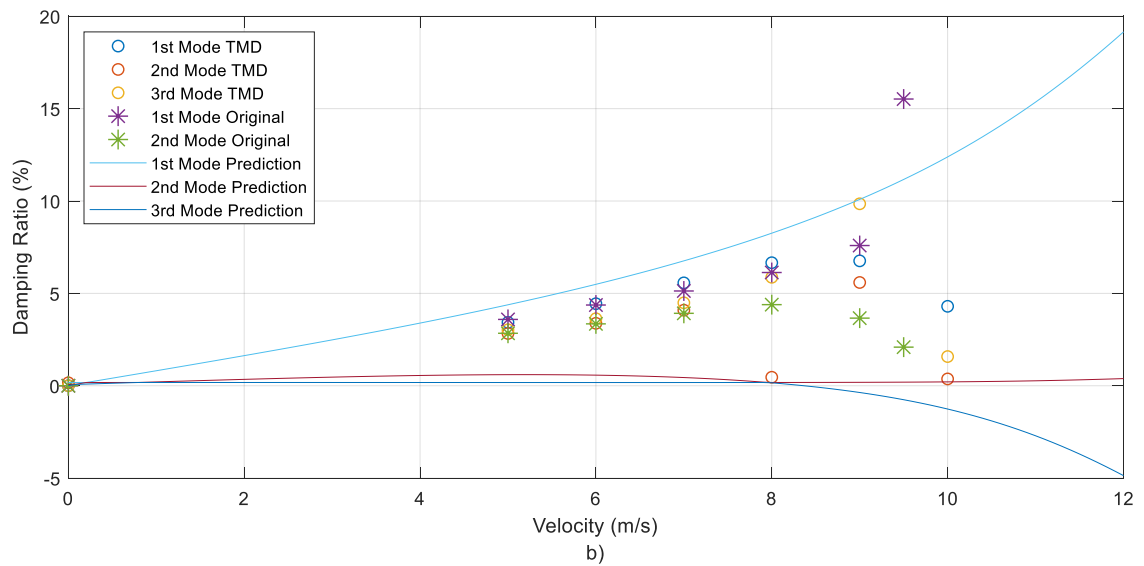
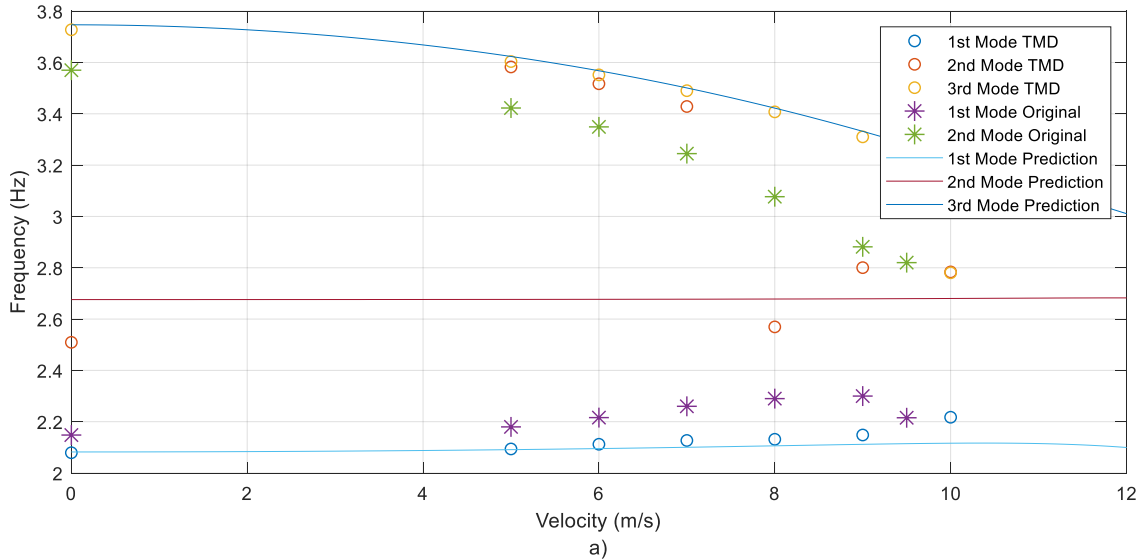


Figura 3.42: Graficas $v\omega_n$ y $v\zeta$ dado en a) y b) con los valores analíticos en Matlab y los datos de ANSYS con y sin el control pasivo

3.3.3 Control conmutativo con el método numérico

Para simular el efecto del control semi-activo, un elemento debe ser capaz de cambiar sus propiedades de acuerdo con los grados de libertad. De la librería de ANSYS, el elemento COMBIN37 tiene la capacidad de encenderse y apagarse en base de nodos de control [55] y en la figura 3.43 el elemento es mostrado.

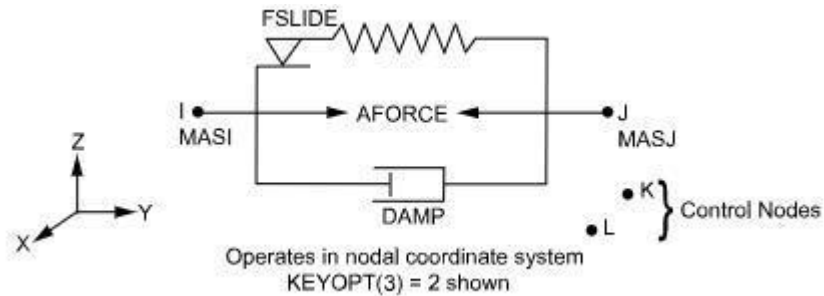


Figura 3.43: Ilustración de COMBIN37 funcionando en el eje Y del Manual de ANSYS [55]

De acuerdo al manual, estas son las limitaciones del elemento para los propósitos de esta simulación:

- Los nodos de control deben estar exactamente alineados al eje de trabajo, por ejemplo si el eje Y es seleccionado ambos nodos de control deben formar una línea paralela al eje Y.
- Solo un grado de libertad se puede medir por elemento. Si se requiere medir desplazamiento y velocidad, mínimo dos elementos COMBIN37 se necesitan.
- COMBIN37 es parte de la librería de APDL y Workbench no lo incluye, por lo tanto un textot se debe crear en Workbench para declarar la inclusión del elemento y cualquier pos-procesamiento necesario del elemento.
- No existe una representación visual del element en Workbench porque solamente se corre en el entorno de APDL.

Usando Ec. (2.38), la ecuación definida que determina si Δk_{eff} es agregado o removido es mostrado en la Ec. (3.8) [28]. La rigidez incrementa cuando la velocidad y desplazamiento tienen el mismo signo o, en otras palabras, cuando la dirección de desplazamiento se aleja de su estado neutro. De otra manera, la rigidez decrementa cuando el resorte se regresa a su posición neutral.

$$\Delta k = \begin{cases} \Delta k_{eff} & (x\dot{x} > 0) \\ 0 & (x\dot{x} \leq 0) \end{cases} \quad (3.8)$$

El modelo de la simulación se muestra en la figura 3.44. La necesidad de cuatro elementos es para incluir los ciclos positivos y negativos. Para verificar si el elemento puede simular el algoritmo de conmutación, una versión simplificada donde solo el ciclo negativo hay cambio es explicado en el Apéndice B, también para un mejor entendimiento en como escribir los comandos de APDL.

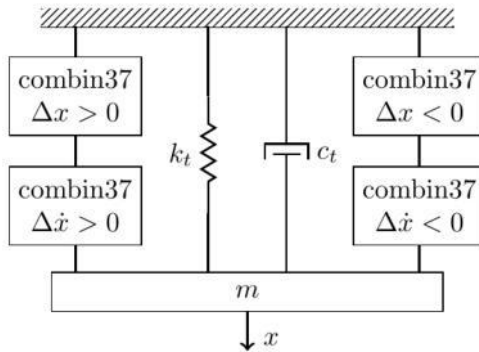


Figura 3.44: Modelo equivalente a la figura 2.30 y Ec. (3.8) usando COMBIN37

Los valores de la simulación se muestran en la tabla 3.13. Se calcularon al escalar proporcionalmente los valores del resorte y amortiguador equivalente para obtener la misma frecuencia natural de 2.517 Hz. Se asumió que la masa equivalente no cambia al escalar las propiedades mecánicas del MRE.

Tabla 3.13: Valores de cada COMBIN37 dependiendo del MRE utilizado

| | 10% | 30% |
|-------------------------|---------|--------|
| Masa (kg) | 0.145 | 0.148 |
| k_{PM} (N/m) | 36.265 | 37.015 |
| k_{18V} (N/m) | 43.35 | 52.319 |
| Δk_{eff} (N/m) | 7.085 | 15.304 |
| c_{PM} (Ns/m) | 0.0085 | 0.01 |
| c_{18V} (Ns/m) | 0.0079 | 0.007 |
| Δc_{eff} (Ns/m) | -0.0006 | -0.003 |

Como se estableció en el cuarto punto, no hay imagen de la configuración final en Workbench y solamente los resultados se muestran. Adicionalmente, por la no-linealidad creada por el elemento, el tiempo de búsqueda se redujo de 10 segundos a cinco para evitar el aumento del tiempo que la computadora tarda en procesar. El Apéndice D contiene los comandos de APDL usados de esta sección. Solamente tres velocidades fueron simuladas y sus resultados se muestran en las figuras 3.45 y 3.46.

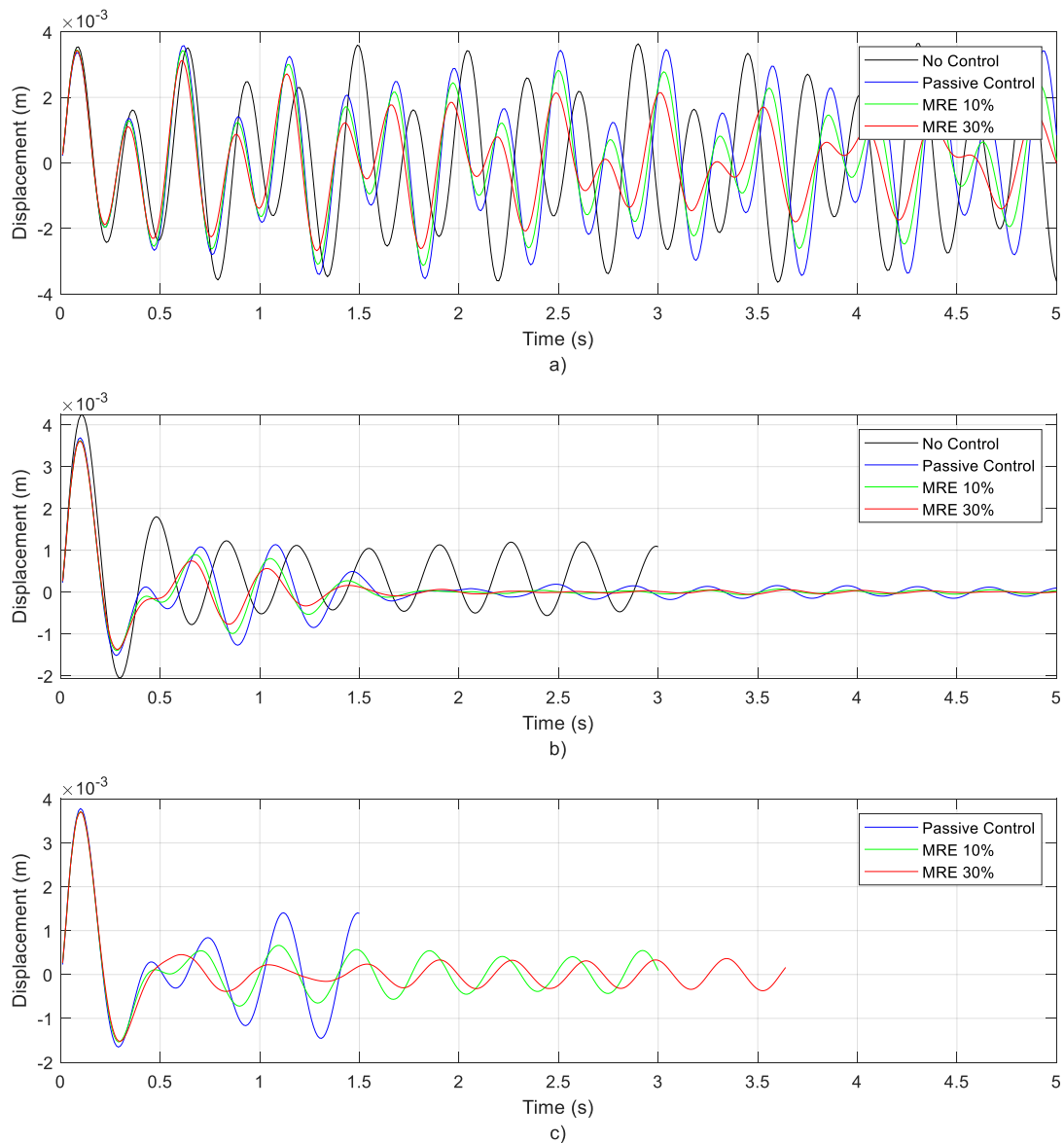


Figura 3.45: Comparación del dominio del tiempo en el sensor 1 para diversas velocidades a) Sin aire b) $v = 10 \text{ m/s}$ c) $v = 10.5 \text{ m/s}$

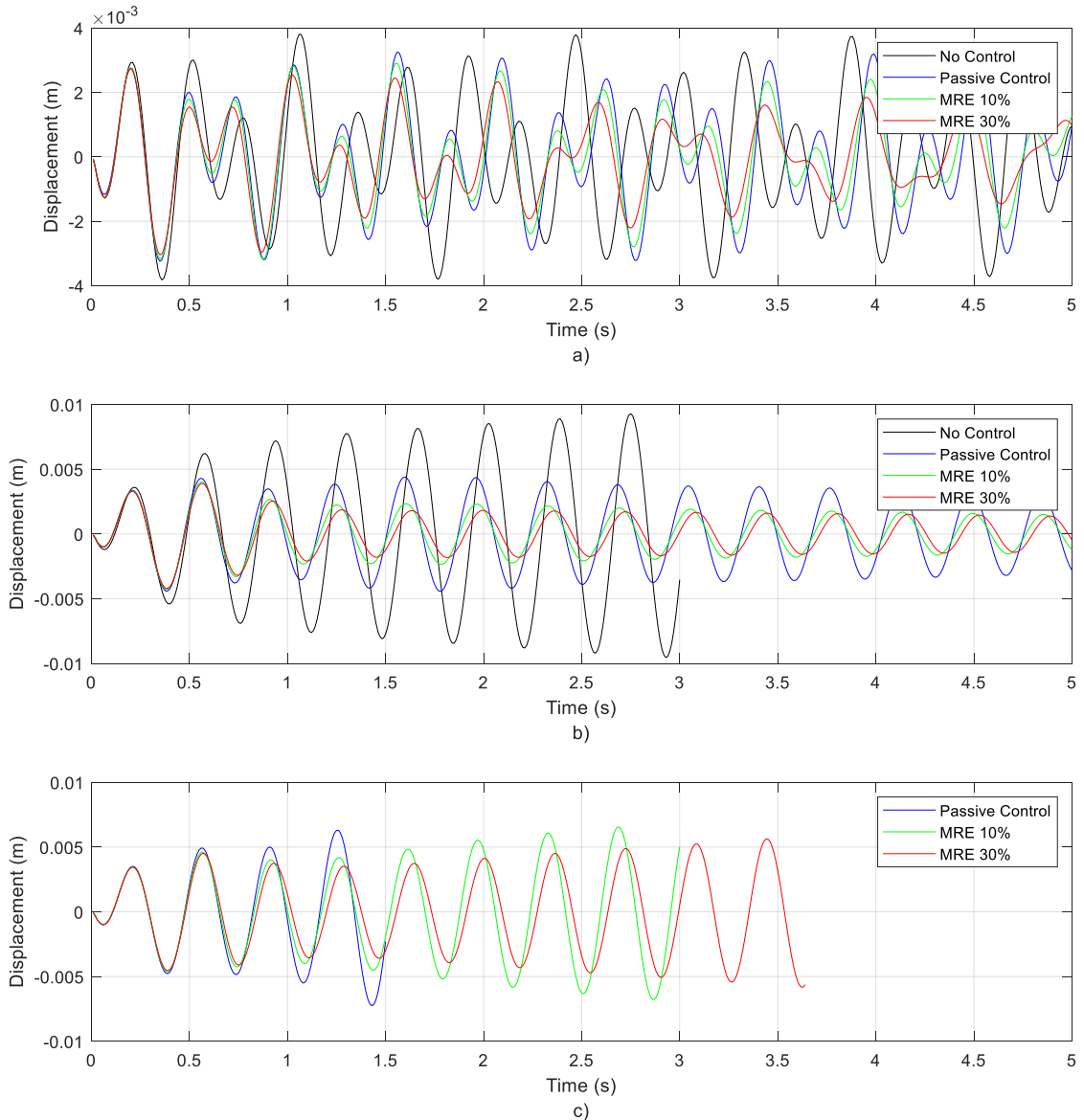


Figura 3.46: Comparación del dominio del tiempo en el sensor 2 para diversas velocidades a) Sin aire b) $v = 10 \text{ m/s}$ c) $v = 10.5 \text{ m/s}$

Se puede observar el uso del control semi-activo porque el tiempo para regresar al estado neutro se redujo en comparación al método pasivo. Adicionalmente, el MRE de 30% funciona mejor en disipar energía en comparación al MRE de 10%. De los datos de la tabla 3.12, ambas propiedades de rigidez son similares con solo el imán permanente. El de 30% tiene mejor efecto de disipación es porque Δk_{eff} es mayor al 10%. Aunque no se aumenta la velocidad de flutter en

comparación al método pasivo, la rápida estabilización y reducción de amplitud es una importante ventaja en utilizar el método semi-activo.

3.4 Resumen

En este capítulo el modelo matemático de un caso cuasi-estático fue utilizado para predecir el cambio de frecuencias naturales y relaciones de amortiguación. Los valores usados en el modelo son basados de suposiciones como la Teoría de Perfiles Delgados rigidez de alargamientos bajos y características del túnel de viento disponible en el CIIIA. Los resultados fueron comparados en ANSYS Workbench usando el módulo de acoplamiento de sistemas. El análisis transitorio y Fluent fueron conectados para analizar la interacción fluido-estructura y dos sensores fueron usados para exportar los desplazamientos de la simulación. Con el uso de FFT y Vibrationdata, las frecuencias naturales y relaciones de amortiguación fueron extraídos de los datos y la comparación muestra las frecuencias naturales coinciden hasta los 6m/s. Mientras tanto las relaciones de amortiguación son bajas o altas en dependiendo del modo y el modelo cuasi-estático subestima la velocidad de flutter, con un valor entre 9.5 m/s y 10 m/s. Al agregar el amortiguador de masa sintonizado de forma pasivo o semi-activo la velocidad de flutter incrementa entre 10 m/s y 10.5 m/s, un incremento aproximado del 5.26% sin absorbedor dinámico. La distinción entre el método pasivo, el MRE de 10% y MRE de 30% es notable con los resultados en el dominio del tiempo. Particularmente es importante notar el tiempo para disipar la energía es más corta en el MRE de 30%, seguido por el de 10% y al último el método pasivo.

CAPÍTULO 4

CONCLUSIONES GENERALES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones Generales

Desde que fue primeramente estudiado, flutter ha sido un problema de diseño para cualquier cuerpo que interactúa con el aire. En aeronáutica, la eficiencia en reducir el peso de la estructura pierde sentido cuando la estructura necesita masa para evitar inestabilidades aeroelásticas. Ahora se necesitan nuevos métodos y técnicas para reducir o, si es posible, completamente negar los efectos destructivos de la interacción fluido-estructura. Tomando una idea de ingeniería civil, el amortiguador de masa sintonizado es una simple solución y ha sido utilizado en supresión de flutter para ingeniería civil y aeronáutica. Matemáticamente el absorbedor dinámico funciona para separar las frecuencias naturales del sistema y retrasar la unión de las frecuencias. Pero sus limitaciones surgen cuando supera la velocidad de flutter porque solamente está diseñado para una velocidad, un problema común para técnicas pasivas. Esta limitación se puede remover al utilizar técnicas pasivas no-lineales o métodos semi-activos. Lo segundo se puede obtener al utilizar materiales inteligentes para cambiar sus propiedades mecánicas y los MRE son una posible elección. El estado del arte de los MREs está limitado a solamente a soluciones teóricas y experimentos de laboratorio como un absorbedor dinámico. Comparado a un MRD, el MRE no ha sido estudiado como un material para supresión de flutter.

En esta investigación, el primer amortiguador de masa sintonizado usando MREs para flutter ha sido analizado con un algoritmo semi-activo simple y comparado con su versión pasiva. Se realizó un sistema placa-resorte en MATLAB y simulado en ANSYS. Las conclusiones son:

- Como esperado, se incrementó la velocidad de flutter con los métodos pasivo y semi-activos. Ambos tienen la capacidad de separar las frecuencias y retrasar el efecto de flutter.

- El algoritmo conmutador, aun siendo simple, agrega un efecto de amortiguación en el sistema y se demuestra al decrementar el tiempo necesario para alcanzar el punto neutro y retrasar el aumento de amplitud por ciclo. También significa un incremento en la velocidad de flutter.
- Al agregar partículas de hierro resulta en un incremento de la rigidez al ser expuesto a un campo magnético. El incremento mejora el efecto de amortiguación con el conmutador.

En general, el cambio de control pasivo a control semi-activo de un amortiguador de masa sintonizado con el uso de MREs obtuvo mejores resultados y un MRE incrementa la amortiguación del sistema, por consiguiente, incrementa la velocidad de flutter en comparación al método pasivo.

4.2 Recomendaciones

Para mejorar esta área de investigación, se mencionan algunas recomendaciones:

- Los datos actuales están basados de métodos analíticos y numéricos. Se necesita un experimento con datos reales, en especial el absorbedor dinámico.
- Mejorar el modelo matemático para predecir con mayor exactitud la velocidad de flutter. El asumir un efecto cuasi-estático es el primer paso y no incluye términos dependientes de frecuencia.
- Como punto de comienzo, el algoritmo conmutable es un método aceptable para introducir los MREs. Existen otros algoritmos para aplicaciones semi-activas y se pueden implementar al sistema.
- Un ala flexible es el siguiente paso para implementar un escenario real para los MREs.

REFERENCIAS

- [1] Rao, S. S., Griffin, P., & Pearson Education. (2018). *Mechanical vibrations*. Harlow: Pearson.
- [2] Balachandran, B., & Magrab, E. B. (2019). *Vibrations*. CENGAGE Learning
- [3] Megson, T. H. G. (2018). *Introduction to aircraft structural analysis*. Butterworth-Heinemann
- [4] Abbott, I. H., & Doenhoff, A. E. V. (1960). *Theory of Wing Sections*. New York, USA: Dover Publications.
- [5] Anderson, J. D. (2011). *Fundamentals of aerodynamics*. New York, USA: McGraw-Hill Publishing Co.
- [6] Hodges, D. H., & Pierce, G. A. (2014). *Introduction to structural dynamics and aeroelasticity*.
- [7] Popov, E. P., & Cera, A. J. (2000). *Mecánica de sólidos*. México: Addison Wesley Longman.
- [8] Wright, J. R., & Cooper, J. E. (2015). *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. Chichester, West Sussex, United Kingdom: Wiley.
- [9] Verstraelen, E. (2018). *Aeroelastic Limit Cycle Oscillations Mitigation Using Linear and Nonlinear Tuned Mass Dampers* (Doctoral dissertation, Université de Liège, Liège, Belgique).
- [10] Karpel, M. (1981). *Design for active and passive flutter suppression and gust alleviation*. Ph. D. Thesis.
- [11] *DYNAMICS OF SMART SYSTEMS AND STRUCTURES: Concepts and applications*. (2018). Switzerland: SPRINGER
- [12] Saaed, T. E., Nikolakopoulos, G., Jonasson, J. E., & Hedlund, H. (2015). A state-of-the-art review of structural control systems. *Journal of Vibration and Control*, 21(2.4), 919-937.

- [13] Chopra, I., & Sirohi, J. (2014). *Smart structures theory*. New York, NY: Cambridge University Press.
- [14] Jalili, N. (2009). *Piezoelectric-based vibration control: from macro to micro/nano scale systems*. Springer Science & Business Media.
- [15] Li, Y., Li, J., Li, W., & Du, H. (2014). A state-of-the-art review on magnetorheological elastomer devices. *Smart materials and structures*, 23(2.11), 123001.
- [16] Casalotti, A., Arena, A., & Lacarbonara, W. (2014). Mitigation of post-flutter oscillations in suspension bridges by hysteretic tuned mass dampers. *Engineering Structures*, 69, 62-71.
- [17] Kwon, S. D., & Park, K. S. (2004). Suppression of bridge flutter using tuned mass dampers based on robust performance design. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 92(11), 919-934.
- [18] Verstraelen, E., Habib, G., Kerschen, G., & Dimitriadis, G. (2016). Experimental passive flutter suppression using a linear tuned vibration absorber. *AIAA Journal*, 1707-1722.
- [19] Lacarbonara, W., & Cetraro, M. (2011). Flutter control of a lifting surface via visco-hysteretic vibration absorbers. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 12(2.3), 331-345.
- [20] Reed III, W. H., Foughner Jr, J. T., & Runyan Jr, H. L. (1980). Decoupler pylon: a simple, effective wing/store flutter suppressor. *Journal of Aircraft*, 17(2.2), 206-211.
- [21] Yang, Z. C., Zhao, L. C., & Jiang, J. S. (1995). A semi-active flutter control scheme for a two-dimensional wing. *Journal of sound and vibration*, 184(1), 1-7.
- [22] Hu, J. L., & Zhou, L. (2007, April). Semi-active flutter control of a high-aspect-ratio wing using multiple MR dampers. In *Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems 2007* (Vol. 6529, p. 65291C). International Society for Optics and Photonics.

- [23] Beards, C. (1996). *Structural vibration: analysis and damping*. Elsevier.
- [24] Balachandran, B., & Magrab, E. B. (2008). *Vibrations*. Cengage Learning.
- [25] Esfandiari, R. S., & Lu, B. (2018). *Modeling and analysis of dynamic systems*. CRC press.
- [26] Jimin, H., & Zhi-Fang, F. (2001). *Modal analysis*. Linacre House, Oxford OX2 8DP.
- [27] Humar, J. (2012). *Dynamics of structures*. CRC press.
- [28] Xu, Z. D., Guo, Y. Q., Zhu, J. T., & Xu, F. H. (2016). *Intelligent Vibration Control in Civil Engineering Structures*. Academic Press.
- [29] Harris, C. M., & Piersol, A. G. (2002). *Harris' shock and vibration handbook (Vol. 5)*. New York: McGraw-Hill.
- [30] Tuned Mass Damper. (2020, May 10). Recuperado 12 de mayo de 2020, de https://en.wikipedia.org/wiki/Tuned_mass_damper
- [31] Infinity Bridge. (2019, September 23). Recuperado 12 de mayo de 2020, de https://en.wikipedia.org/wiki/Infinity_Bridge
- [32] Kaushik, M. (2019). *Theoretical and Experimental Aerodynamics*. Springer Singapore.
- [33] McCormick, B. W. (1995). *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*. New York: Wiley.
- [34] Isidoro Carmona, A. (2000) *Aerodinámica y actuaciones del avión*. Ediciones Paraninfo, SA.
- [35] Ejes del Avión. (2020, 25 septiembre). Recuperado 28 de septiembre de 2020, de https://es.wikipedia.org/wiki/Ejes_del_avi%C3%B3n
- [36] Dowell, E H. (2015). *A modern course in aeroelasticity (Vol. 217)*. Springer Science & Business Media.

- [37] Phan-Thien, N., & Mai-Duy, N. (2017). Understanding viscoelasticity: an introduction to rheology. Springer.
- [38] Nadzharyan, T. A., Kostrov, S. A., Stepanov, G. V., & Kramarenko, E. Y. (2018). Fractional rheological models of dynamic mechanical behavior of magnetoactive elastomers in magnetic fields. *Polymer*, 142, 316-329.
- [39] Yang, J., Sun, S. S., Du, H., Li, W. H., Alici, G., & Deng, H. X. (2014). A novel magnetorheological elastomer isolator with negative changing stiffness for vibration reduction. *Smart materials and structures*, 23(10), 105023.
- [40] Ledezma-Ramirez, D. F., Ferguson, N. S., & Brennan, M. J. (2011). Shock isolation using an isolator with switchable stiffness. *Journal of Sound and Vibration*, 330(5), 868-882.
- [41] Roseau, M. (2012). *Vibrations in mechanical systems: analytical methods and applications*. Springer Science & Business Media.
- [42] Liceaga, E. (n.d.). Aviación e ingeniería aeronáutica. Recuperado 1 de junio de 2020, de <http://www.cyd.conacyt.gob.mx/?p=home>
- [43] Torres, G. E., & Mueller, T. J. (2004). Low aspect ratio aerodynamics at low Reynolds numbers. *AIAA journal*, 42(5), 865-873.
- [44] Zedan, M. F., & Abu-Abdou, K. (1988). Improved thin-airfoil theory. *Journal of aircraft*, 25(12), 1122-1128.
- [45] Faisal, A. F. A., Abdullah, A., Mohd, S., Rahim, M. Z., & Basuno, B. (2006). CLASSIFYING NACA AIRFOILS BASED ON THIN AIRFOIL THEORY.
- [46] Selig, M. S. (1995). Summary of low speed airfoil data. SOARTECH publications.
- [47] Davies, M. (2003). The standard handbook for aeronautical and astronautical engineers. McGraw-Hill,

- [48] Ansys® Academic Research, 2019 R2, Help System, System Coupling 2019 R2, Oscillating Plate Two-Way Fluid-Structure Interaction Co-Simulation Tutorials, ANSYS, Inc.
- [49] Morris, W. J., & Rusak, Z. (2013). Stall onset on aerofoils at low to moderately high Reynolds number flows. *Journal of Fluid Mechanics*, 733, 439-472.
- [50] Ansys® Academic Research, 2019 R2, Help System, Fluent 2019 R2, Modeling Turbulence, ANSYS, Inc.
- [51] Irvine, T. (2003). A Time Domain, Curve-Fitting Method for Accelerometer Data Analysis. In 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (p. 1972).
- [52] Haddadpour, H., & Firouz-Abadi, R. D. (2006). Evaluation of quasi-steady aerodynamic modeling for flutter prediction of aircraft wings in incompressible flow. *Thin-walled structures*, 44(9), 931-936.
- [53] Yamamoto, Y. (1999). Spring's effective mass in spring mass system free vibration. *Journal of sound and vibration*, 220(3), 564-570.
- [54] Meyers, M. A., & Chawla, K. K. (2008). *Mechanical behavior of materials*. Cambridge university press.
- [55] Ansys® Academic Research, 2019 R2, Help System, Mechanical APDL 2019 R1, Element Reference, ANSYS, Inc.
- [56] Hibbeler, R. C., & Hibbeler, R. C. (2013). *Engineering mechanics: Statics & dynamics*. Upper Saddle River: Pearson Prentice Hall.

APÉNDICE A

MODELO CUASI-ESTÁTICO

El modelo matemático establecido en la sección 3.1 es la combinación de dos diagramas de cuerpo libre: fuerzas estructurales y fuerzas aerodinámicas. El modelo se vuelve a mostrar en la figura A.1.

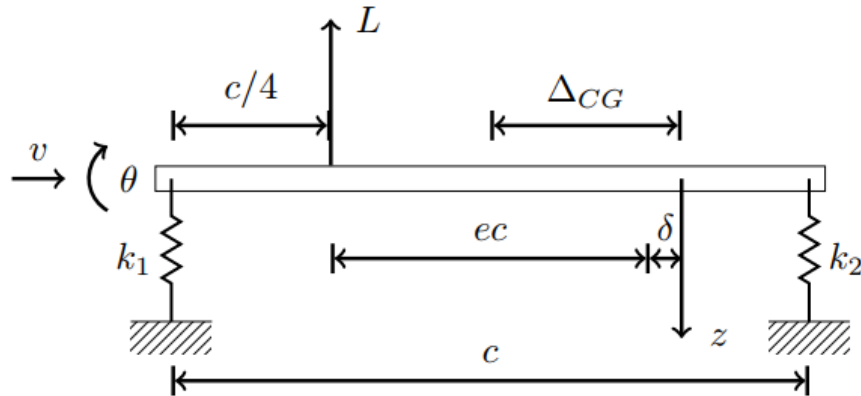


Figura A.1: Modelo aeroelástico para análisis matemático

Tres puntos son importantes en localizar para escribir las ecuaciones. Estas son el centro aerodinámico, centro de gravedad y centro elástica. El centro aerodinámico para este caso está a $c/4$ del borde de ataque basado en las suposiciones del capítulo 3. El centro de gravedad se puede aproximar usando Solidworks o ANSYS y la posición es necesario para calcular el valor de Δ_{CG} . El centro elástico es dependiente de las fuerzas elásticas causadas por los resortes y es necesario para determinar la velocidad de inmersión. Para calcular el valor P , la distancia entre el borde de ataque y centro elástico, una suma de momentos en el centro elástico se debe hacer y el modelo utilizado se muestran en la figura A.2.

$$\sum M_{ec} = 0 = k_1 P - k_2(c - P) \rightarrow P = \frac{k_2}{k_1 + k_2} c \quad (\text{A.1})$$

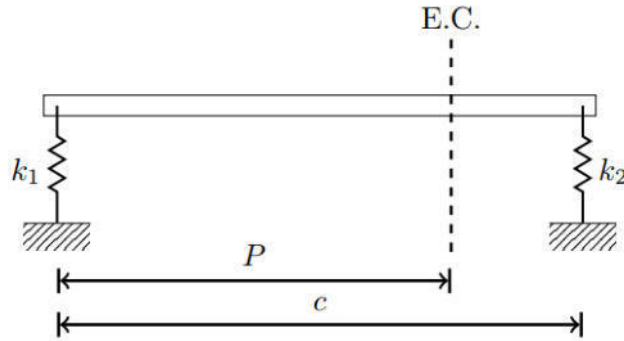


Figura A.2: Localización del centro elástico (E.C.)

Usando la Segunda Ley de Newton, la ecuación diferencial de la figura A.1 es obtenida:

$$\begin{cases} \Sigma F_z = m\ddot{z}_{cg} = -F_{k_1} - F_{k_2} - L \\ \Sigma M_z = J\ddot{\theta} - m\ddot{z}_{cg} = F_{k_1}(P + \delta) - F_{k_2}(c - P - \delta) + L(ec + \delta) \end{cases} \quad (\text{A.2})$$

Donde z_{cg} es el movimiento traslacional del centro de gravedad y F_{k_1} con F_{k_2} son las fuerzas de ambos resortes. Como los desplazamientos de ambos resortes y centro de gravedad no coinciden con la posición de z , se debe transformar los grados de libertad. Al asumir pequeños ángulos y usando la figura A.3 para determinar la ecuación, los cambios de ejes son:

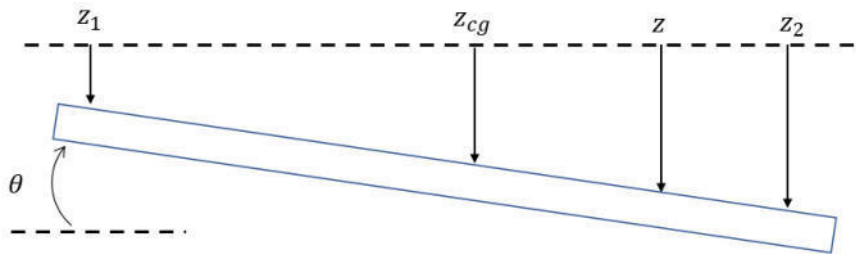


Figure A.3: Movimiento de la placa con desplazamiento positivo z y θ

$$\begin{cases} z_1 = z - \theta(P + \delta) \\ z_2 = z + \theta(c - P - \delta) \\ z_{cg} = z - \theta\Delta_{cg} \end{cases} \quad (\text{A.3})$$

Donde z_1 y z_2 son los desplazamientos para k_1 y k_2 respectivamente. Al combinar las ecuaciones (2.5), (A.2) y (A.3) y reorganizar los términos, dejando aparte L como una fuerza externa, la ecuación de movimiento es:

$$\begin{cases} m\ddot{z} - m\Delta_{cg}\theta + [k_1 + k_2]z + [-(P + \delta)k_1 + (c - P - \delta)k_2]\theta = -L \\ -m\Delta_{cg}\ddot{z} + J_z\ddot{\theta} + [-(P + \delta)k_1 + (c - P - \delta)k_2]z + [(P + \delta)^2 + (c - p - \delta)^2]\theta = L(ec + \delta) \end{cases} \quad (\text{A.4})$$

Donde J_z es el resultado de combinar términos utilizando el Teorema de Ejes Paralelos [56] y para este caso:

$$J_z = J + m\Delta_{cg}^2 \quad (\text{A.5})$$

De la Ec. (A.4), los valores de la matriz **A**, **D** y **E** se pueden determinar y los resultados son la Ec. (3.1), Ec. (3.4) y Ec. (3.5). Ahora considerando L , utilizando "strip theory", Ec. (2.33) y la figura A.3 para cambiar del centro elástico a z , su valor es:

$$L = \frac{1}{2}\rho S v^2 a_0 \alpha = \frac{1}{2}\rho S v^2 a_0 \left(\theta + \frac{\dot{z}ec}{v} \right) = \frac{1}{2}\rho S v^2 a_0 \theta + \frac{1}{2}\rho S v a_0 \dot{z} - \frac{1}{2}\rho S v a_0 \delta \dot{\theta} \quad (\text{A.6})$$

De Ec. (A.4) y Ec. (A.6) el valor combinado de $\rho v \mathbf{B}$ y $\rho v^2 \mathbf{C}$ resulta la Ec. (3.2) y Ec. (3.3).

De este punto, combinaciones especiales serán explicadas al mover la coordenada z y el centro elástico para manipular los valores de la matriz **A**, **B**, **C** y **E**. La primera combinación, la manera clásica de establecer las ecuaciones de aeroelasticidad [6][8], es mover la coordenada z al centro elástico. Esto significa un valor δ igual a cero y transforma la Ec. (3.2), Ec. (3.3) y Ec. (3.5) en:

$$\rho v \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\rho v S a_1 & 0 \\ -\frac{1}{2}\rho v S a_1 ec & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.7})$$

$$\rho v^2 \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{2}\rho v^2 S a_1 \\ 0 & -\frac{1}{2}\rho v^2 S a_1 ec \end{bmatrix} \quad (\text{A.8})$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & 0 \\ 0 & P^2 k_1 + (c - P)^2 k_2 \end{bmatrix} \quad (\text{A.9})$$

El mayor cambio es Ec. (A.9), donde muestra desacoplamiento elástico estructural y se puede calcular las frecuencias naturales del sistema cuando $v = 0$ usando la forma general de Ec. (2.8). Esto es verdad porque no hay amortiguación estructural en el sistema.

La segunda combinación es establecer el centro elástico y la coordenada z exactamente en la mitad. Se desarrolla cuando $k_1 = k_2$, usando ahora la forma general k , y simplifica las Ecs. (A.7) a (A.9) en:

$$\rho v \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho v S a_1 & 0 \\ -\frac{1}{4} \rho v S a_1 b & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.7})$$

$$\rho v^2 \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{2} \rho v^2 S a_1 \\ 0 & -\frac{1}{4} \rho v^2 S a_1 b \end{bmatrix} \quad (\text{A.8})$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 2k & 0 \\ 0 & 2k b^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A.9})$$

Donde b es igual a la mitad de la cuerda y es utilizado como variable para análisis aeroelástico [6][8]. La rigidez torsional, de acuerdo a (A.9), solo depende de la mitad de la cuerda.

La tercera combinación es mover el centro elástico y eje z al centro aerodinámico, el cual neutraliza el momento causado por L .

$$\rho v \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho v S a_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.10})$$

$$\rho v^2 \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{2} \rho v^2 S a_1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.11})$$

Como AOA depende de la velocidad de inmersión, Ec. (A.11) todavía acopla el movimiento axial y torsional. Por lo tanto, el centro de gravedad determina si el sistema es estable o inestable.

La última combinación en establecer es la coordenada z en el centro de gravedad y la condición de desacoplamiento inercial se obtiene. Al combinar el centro aerodinámico, centro elástico y centro de gravedad, solo Ec. (A.11) es el único término donde el acoplamiento se preserva.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & J \end{bmatrix} \quad (\text{A.12})$$

Para un previo prototipo de una placa, sus parámetros se muestran en la tabla A.1, varios mapas de inestabilidad fueron creados para una comprensión de los efectos de la rigidez, masa y momento de inercia afectan al análisis. El mapa de referencia se muestra en la figura A.4.

Tabla A.1: Valores de un Prototipo Previo

| | |
|------------------------------------------------------|--------|
| Cuerda c (m) | 0.5 |
| Envergadura $2s$ (m) | 0.7 |
| Superficie S (m ²) | 0.35 |
| Alargamiento (AR) | 1.4 |
| Pendiente de Sustentación a_1 (1/°) | 2π |
| Densidad del Aire al NMM ρ (kg/m ³) | 1.225 |
| Masa m (kg) | 1 |
| Momento de Inercia J (kg-m ²) | 0.1 |

Declarado previamente en el capítulo 3, las líneas discontinuas Negras representan el centro aerodinámico y la línea blanca es cuando el centro de gravedad y el centro elástico coinciden. Las líneas crean zonas exactas de divergencia, arriba-izquierda, y flutter, abajo derecha. Adicionalmente, una curva especial cruza cada zona y establece zonas estables e inestables. La máxima velocidad de búsqueda fue 150 m/s, con 50 m/s arriba del rango incompresible, pero muestra una mejor imagen de las zonas. Para la figura A.5, la rigidez fue incrementando y solamente la velocidad de inestabilidad incrementa, reafirmando la sensibilidad de estructuras de baja rigidez.

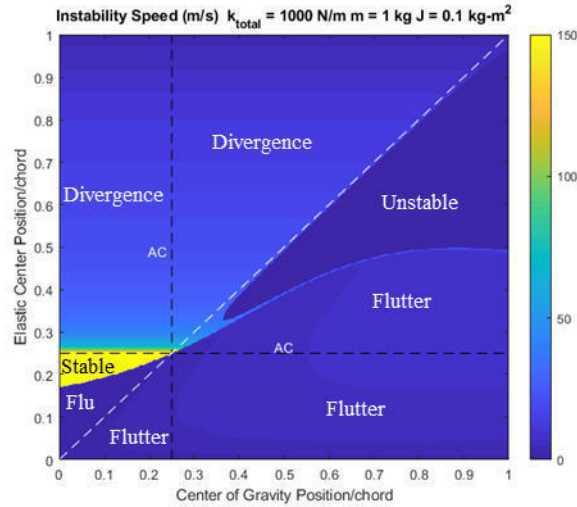


Figura A.4: Mapa de Inestabilidad base basado de los valores de la tabla A.1

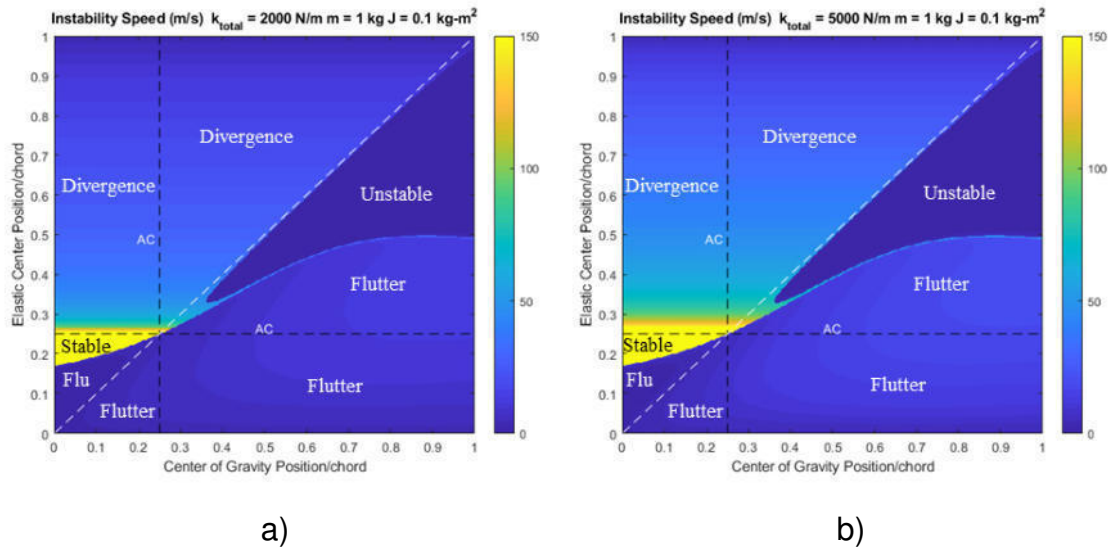


Figura A.5: Velocidad de inestabilidad al incrementar k_{total} . a) $k_{total} = 2000 \text{ N/m}$, b) $k_{total} = 5000 \text{ N/m}$

La siguiente parte es incrementar el momento de inercia y alcanzar el caso de un sistema sin rotación, con tres casos mostrados en la figura A.6. Conforme el valor incrementa, la curva especial toma la forma de la línea horizontal del centro aerodinámico. El resultado es una línea estable exactamente cuando el centro elástico, actuando como un pivote, está en el centro aerodinámico. Además, la línea ahora divide la zona de divergencia, la parte superior, y la zona de flutter,

la zona inferior. La posición del centro de gravedad no tiene efecto porque no es posible rotar la placa.

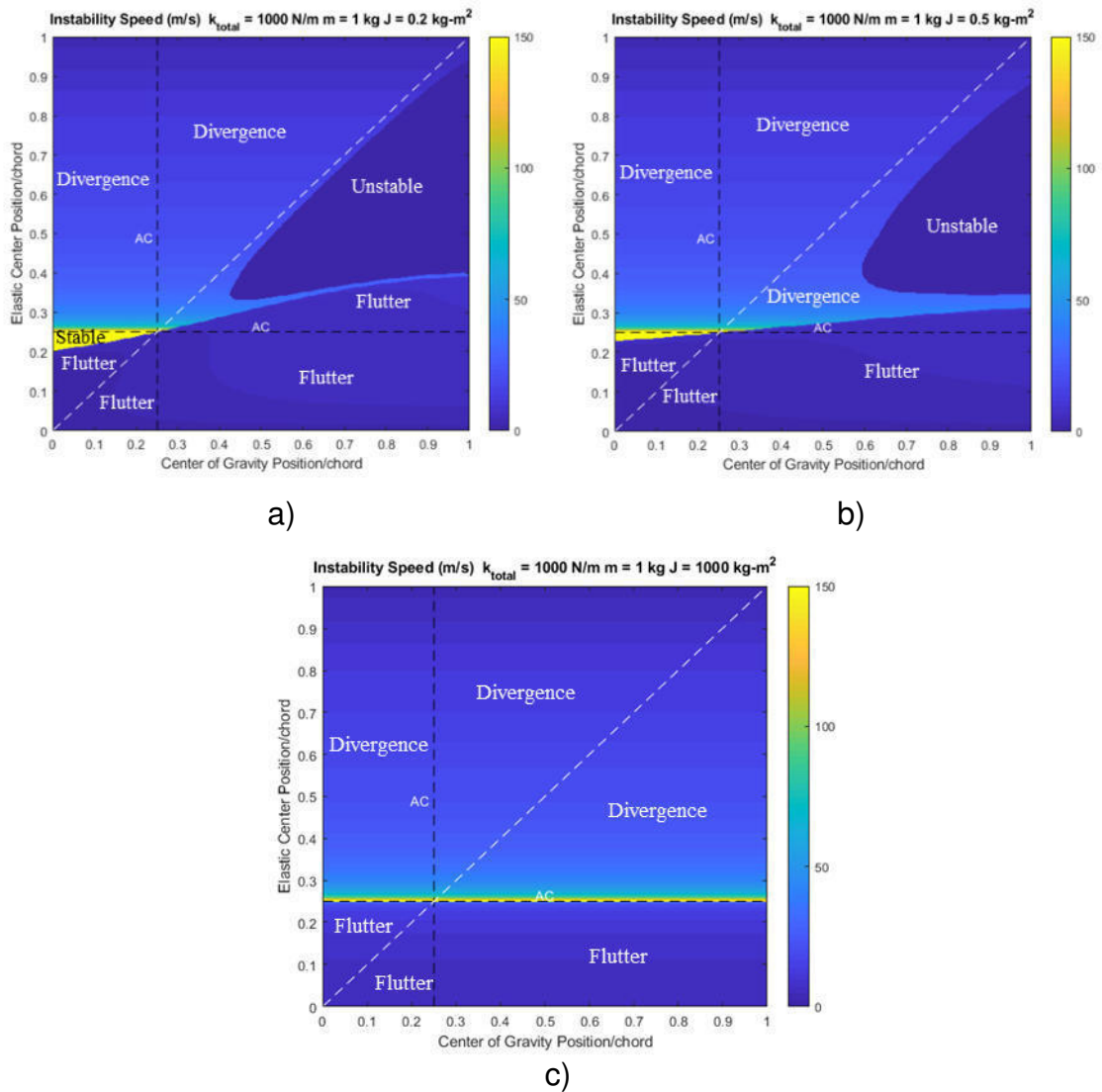
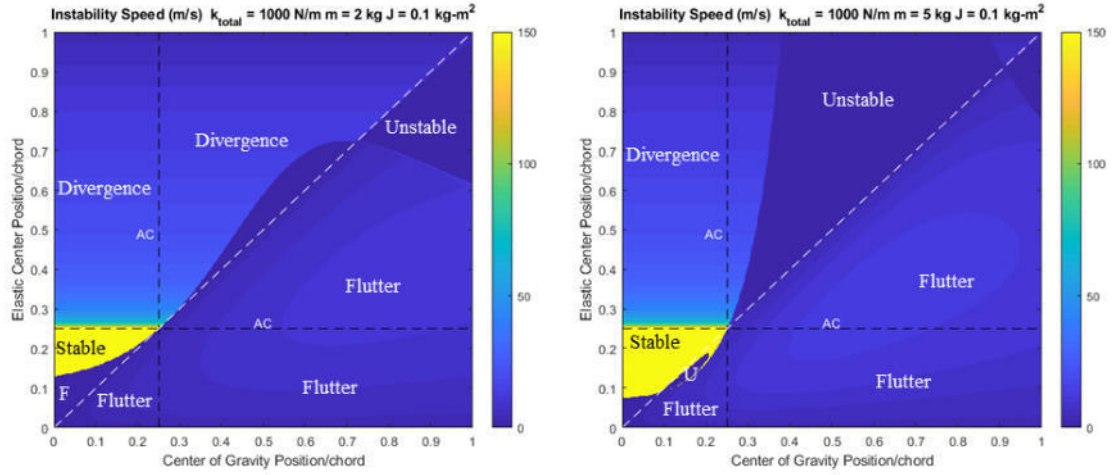


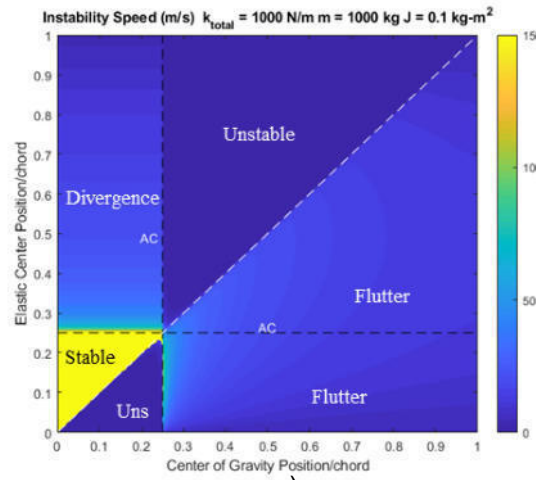
Figura A.6: Velocidad de inestabilidad al incrementar J . a) $J = 0.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, b) $J = 0.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, c) $J = 1000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

El último cambio es la masa, alcanzando el caso de un sistema sin movimiento traslacional y tres casos se muestran en la figura A.7: Ahora la curva especial toma la forma de la línea vertical del centro aerodinámico. Este resultado da zonas exactamente definidas y separados por las líneas discontinuas.



a)

b)



c)

Figura A.7: Velocidad de inestabilidad al incrementar m . a) $m = 2 \text{ kg}$, b) $m = 5 \text{ kg}$, c) $m = 1000 \text{ kg}$

APÉNDICE B

ELEMENTO COMBIN37 DE ANSYS

El apéndice fue escrito para explicar el proceso de como declarar el elemento COMBIN37 para su uso. La imagen del elemento se vuelve a mostrar en la figura B.1.

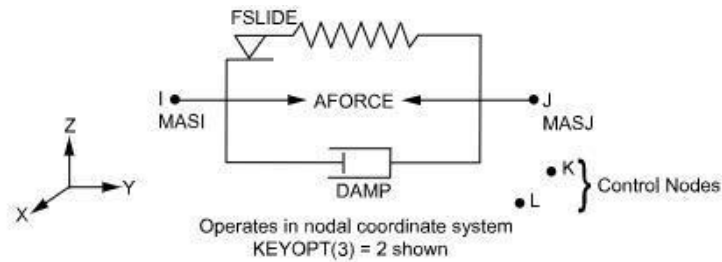


Figura B.1: Ilustración de COMBIN37 funcionando en el eje Y del Manual de ANSYS [55]

De la sección 3.3.3, la segunda limitación del elemento establece un elemento por cada grado de libertad. Un algoritmo conmutador en ciclo negativo es considerado para reducir el modelo a dos elementos. En la figura B.2 se muestra la versión simplificada del modelo.

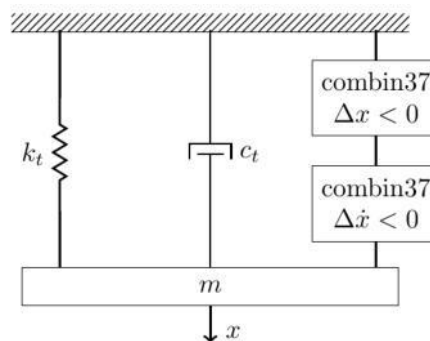


Figura B.2: Algoritmo conmutador modificado para su funcionamiento en el ciclo negativo

Los valores utilizados se muestran en la tabla B.1. El objetivo es cambiar de 450 N/m a 900 N/M solamente si el desplazamiento y la velocidad son negativo

por un tiempo total 0.5 *sec*. El mismo proceso se realizó en SIMULINK para comparar valores.

Tabla B.1: Valores del modelo simplificado

| | |
|------------------------|-------|
| Masa (kg) | 0.143 |
| k_t (N/m) | 450 |
| Δk_{eff} (N/m) | 450 |

Para construir el modelo en Workbench, incluyendo los comandos de APDL en el Apéndice C, estos fueron los pasos:

1. Construir en SpaceClaim un soporte, una masa y una masa de conexión. La masa de conexión es utilizada para conectar los dos COMBIN37 y su densidad debe ser pequeña para evitar introducir fuerzas inerciales al sistema. El soporte del sistema puede ser de cualquier dimensión porque no contribuye efectos al sistema.
2. En los tres cuerpos, líneas son agregadas para generar intersecciones exactamente en los centros. Esto es para el proceso de mallado y generar nodos exactamente alineados al eje vertical. Un ejemplo es mostrado en la figura B.3.

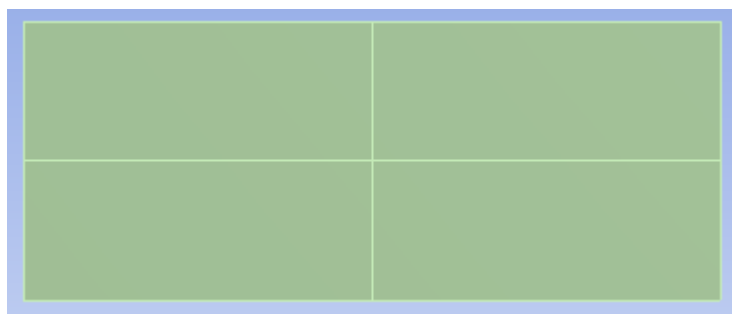


Figura B.3: Masa de conexión con líneas cruzando exactamente en el centro del cuerpo

3. Dentro de “mechanical”, crear un resorte en la carpeta de conexiones y usar el selecto de vértices para manualmente conectar el soporte con la

masa. En la figura B.4, la carpeta de conexiones y el selector de vértices se muestran, mientras en la figura B.5 se muestra las propiedades del resorte y en la figura B.6 se muestra el resorte.

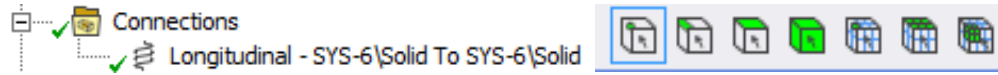


Figura B.4: La carpeta de conexiones en la ventana “Outline” y el icono de selección de vértices

| Graphics Properties | |
|------------------------|--------------------------|
| Definition | |
| Type | Longitudinal |
| Longitudinal Stiffness | 450. N/m |
| Preload | None |
| Suppressed | No |
| Spring Length | 1.e-001 m |
| Element APDL Name | |
| Scope | |
| Scope | Body-Body |
| Reference | |
| Scoping Method | Geometry Selection |
| Applied By | Remote Attachment |
| Scope | 1 Vertex |
| Body | SYS-6\Solid |
| Coordinate System | Global Coordinate System |
| Reference X Coordinate | -8.6736e-019 m |
| Reference Y Coordinate | 0.105 m |
| Reference Z Coordinate | 1.8709e-017 m |
| Pinball Region | All |
| Mobile | |
| Scoping Method | Geometry Selection |
| Applied By | Remote Attachment |
| Scope | 1 Vertex |
| Body | SYS-6\Solid |
| Coordinate System | Global Coordinate System |
| Mobile X Coordinate | -8.6736e-019 m |
| Mobile Y Coordinate | 5.e-003 m |
| Mobile Z Coordinate | -4.3368e-019 m |
| Behavior | Rigid |
| Pinball Region | All |

Figura B.5: Propiedades de resorte creado

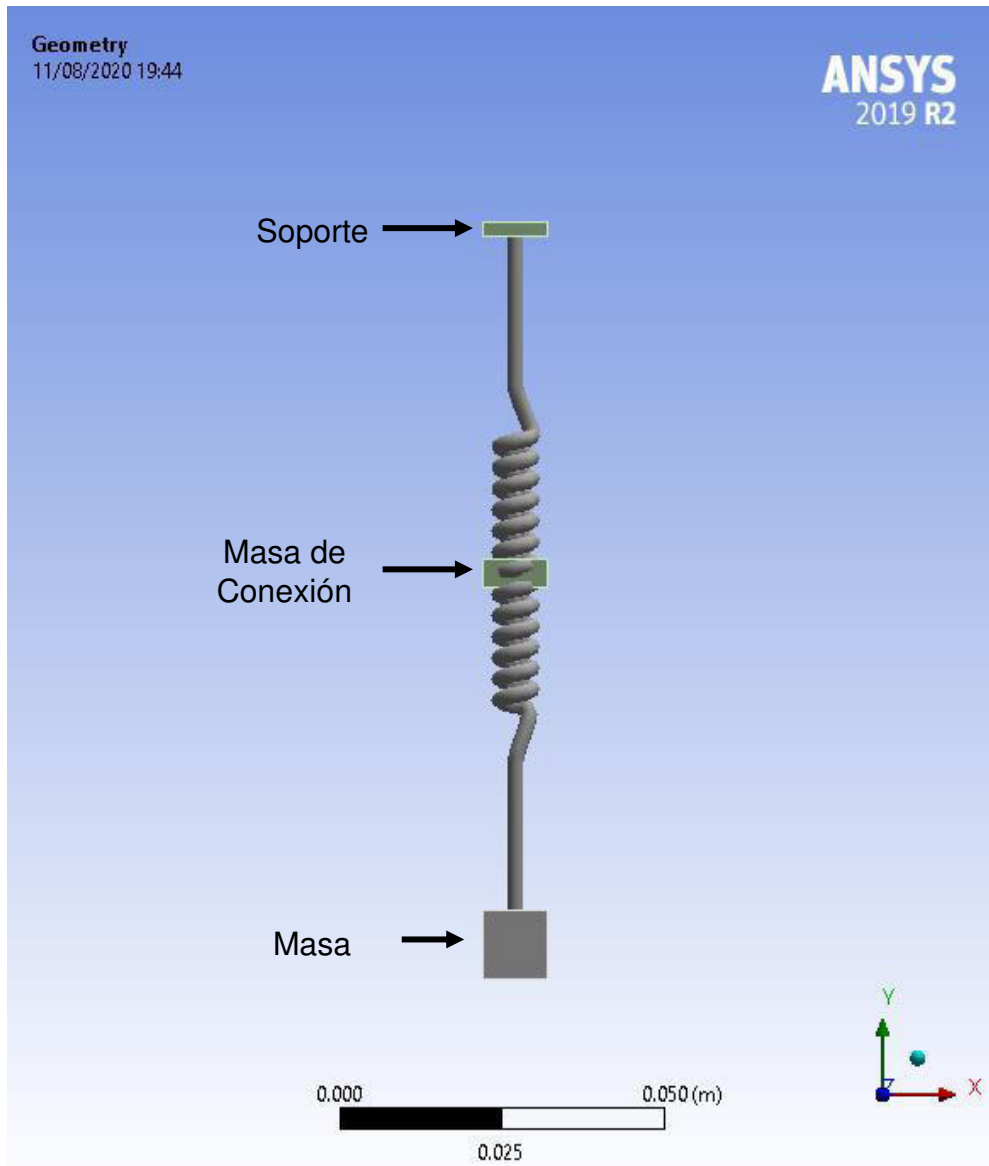


Figura B.6: Modelo del resorte de ANSYS Mechanical

4. Declarar una fuerza de impacto de 10 N de 0 a 0.1 segundos en la dirección vertical. En esta simulación es la dirección Y. La fuerza es aplicada directamente en la masa. En la figura B.7 se muestra los datos de la fuerza.

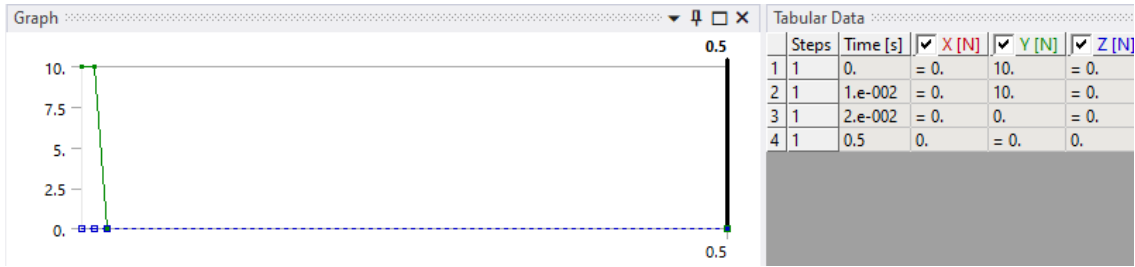


Figura B.7: Datos de la fuerza declarada en Mechanical

5. Aplicar las condiciones de frontera en el sistema. En el soporte se aplica la condición de soporte fijo. Para ambas masas se aplica desplazamiento remoto para restringir los movimientos rotacionales y traslacionales dejando la translación en Y libre. Las propiedades de desplazamiento remoto se muestran en la figura B.8. De este punto, los cuerpos se mallan.

| Definition | |
|-------------|---------------------|
| Type | Remote Displacement |
| X Component | 0. m (step applied) |
| Y Component | Free |
| Z Component | 0. m (step applied) |
| Rotation X | 0. ° (step applied) |
| Rotation Y | 0. ° (step applied) |
| Rotation Z | 0. ° (step applied) |
| Suppressed | No |
| Behavior | Deformable |

Figura B.8: Propiedades del desplazamiento remoto aplicado en las masas

6. Agregar los comandos de APDL usando "Commands" en la sección de insertar en la pestaña de "Home". El comando se debe agregar en la misma lista con las fuerzas y condiciones de frontera. La ventana de comandos ahora se muestra cada vez que se selecciona, mostrado en la figura B.9. La Ventana trabaja como un editor de texto y es donde cada línea de APDL se escribe.

```

Commands
1  !  Commands inserted into this file will be executed just prior to the ANSYS SOLVE command.
2  !  These commands may supersede command settings set by Workbench.
3
4  !  Active UNIT system in Workbench when this object was created: Metric (m, Kg, N, s, V, A)
5  !  NOTE: Any data that requires units (such as mass) is assumed to be in the consistent solver unit system.
6  !  See Solving Units in the help system for more information.
7
8
9  /PREP7
10
11 *GET,max_et,etyp,0,num,max
12 et,max_et+1,COMBIN37,1,2,2,1,1,0
13 r,max_et+1,900,0,0,5,0,0
14 RMORE,0,1,0,0,0,0,0
15 RMORE,0
16 TYPE,max_et+1
17 REAL,max_et+1
18 e,1244,103,1244,687
19
20 !node id 133 & 687 in block
21
22 et,max_et+2,COMBIN37,2,2,2,1,1,0
23 r,max_et+2,900,0,0,5,0,0
24 RMORE,0,1,0,0,0,0,0
25 RMORE,0
26 TYPE,max_et+2
27 REAL,max_et+2
28 e,133,687,1244,687
29
30 et,max_et+3,COMBIN37,1,2,2,1,1,0
31 r,max_et+3,900,0,0,-5,0,0
32 RMORE,0,1,0,0,0,0,0
33 RMORE,0
34 TYPE,max_et+3
35 REAL,max_et+3
36 e,133,687,1244,687
37
38 FINISH
39
40 /SOLU

```

Figura B.9: Ventana de comandos en Mechanical

7. Escribir “/PREP7” para empezar a declarar nuevos elementos que APDL solo reconocerá “*GET” es usado para obtener el valor máximo de los tipos de elementos declarados y su valor es guardado en “max_et”. Esto es para evitar sobrescribir elementos previamente mallados.
8. El comando “et” es donde cada COMBIN37 y sus características son declaradas. De la librería de elementos [55], el orden de usar comando “et” con COMBIN37, solamente la información relevante, es:
 - a. et: El nombre del comando.
 - b. ITYPE: El número del elemento. “max_et+1” es usado para establecer el numero después del número máximo.
 - c. COMBIN37: El nombre del elemento
 - d. Parámetro de Control: El parámetro en que los valores de referencia se compararan. Para esta simulación, 1 es usado para el valor directo del grado de libertad y 2 es la primera derivada con respecto al tiempo.

- e. Grado de Libertad para los Nodos de Control: El grado de libertad en donde los nodos de control trabajaran. Debe ser la misma al grado de libertad de los nodos activos.
- f. Grado de Libertad para Nodos Activos: Los grados de libertad donde los nodos activos trabajaran. Los valores son:
 - 1 UX
 - 2 UY
 - 3 UZ
- g. Comportamiento del Rango ON-OFF: EN este caso, el valor es usado para rangos únicos.
- h. Comportamiento de la Posición ON-OFF: Para este caso el valor es 1 para el modo ON-OFF-ON del comportamiento del rango ON-OFF. Esto se muestra en la figura B.10. Si el valor actual está entre los valores de referencia está en el estado OFF, de otra manera esta ON.

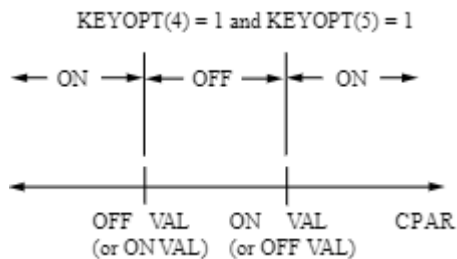


Figura B.10: Comportamiento ON-OFF-ON para COMBIN37 basado en las entradas de la lista g. y h.

- i. El ultimo valor es 0 pero no es necesario para esta simulación.
9. El comando “r” declara las constantes, el cual, combinadas con un tipo de elemento, son las propiedades del elemento. El orden de que las constantes son declaradas es:
- a. r: El nombre del comando.
 - b. NSET: Un número de identificación arbitraria. Se puede reciclar el valor “max_et+1” pero hay que notar que no hace referencia al comando “et”.

- c. STIF: El valor de rigidez del resorte. El valor de ambos elementos es 900 porque están en paralelo.
 - d. DAMP: El valor del coeficiente de amortiguación. Para este caso, no se agrega amortiguador.
 - e. ONVAL: El valor “ON” de control para la figura B.9. De la fuerza y rigidez del resorte, el desplazamiento y velocidad no superan el valor de 1 por lo tanto cualquier valor arriba de este es válido.
 - f. OFFVAL: El valor “OFF” de control para la figura B.9. El valor es 0.
 - g. AFORCE: La carga del elemento actuando como precarga del sistema. Su valor es 0.
 - h. El resto de las constantes usando el comando “rmore” no son necesarias para esta simulación.
10. Los comandos “TYPE” y “REAL” establecer el tipo de element y las constantes al declarar un nuevo elemento. Los valores son igual al ITYPE y NSET de los comandos “et” y “r”.
11. El comando “e” declara el elemento seleccionado de “TYPE” y “REAL” usando la identificación de cada nodo. Antes de continuar, el usuario debe conocer cuales nodos se utilizarán de Workbench. Los nodos son los nodos creados en las intersecciones. Tome en consideración las identificaciones de los nodos pueden variar de cada usuario porque el mallado pueden ser diferentes. Usando el seleccionador de nodos, mostrado en la figura B.11, cada numero del nodo se visualiza en la barra de estatus. Un ejemplo se muestra en la figura B.12.
- a. e: El nombre del comando.
 - b. Nodo I: Primer nodo activo
 - c. Nodo J: Segundo nodo activo
 - d. Nodo K: Primer nodo de control
 - e. Nodo L: Segundo nodo de control



Figura B.11: El icono del seleccionador de nodos.

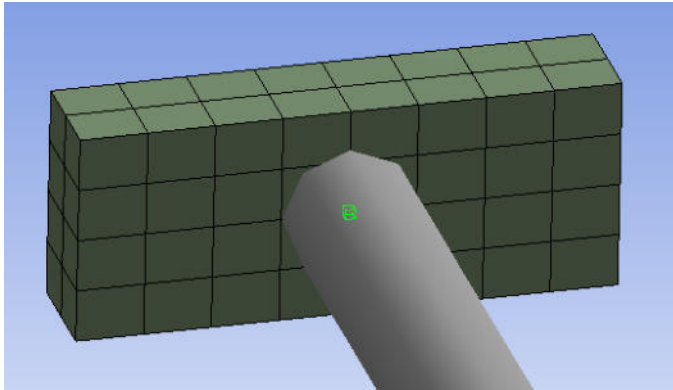


Figura B.12: Ejemplo para obtener la identificación del nodo del soporte.

12. Con cada comando analizado, tres elementos son creados. Dos representan los elementos de la figura B.2. El tercero se crea con referencias opuestas para evitar la masa de conexión se aleje por su inercia cuando esta desconecta. Los nodos activos son las conexiones entre cuerpos mientras los nodos de control son los nodos de conexión del resorte.

13. Finalmente, escribir "FINISH" para salir de /PREP7 y escribir "/SOLU" establecer APDL en modo de solución para correr la simulación.

No hubo post-procesamiento del COMBIN37, solo la fuerza de reacción del soporte se obtuvo junto el desplazamiento y velocidad de la masa. Para SIMULINK, la ecuación convertida en diagrama de bloques es:

$$\ddot{x} = \frac{F - (k + \Delta k)x}{m} \quad (\text{B.1})$$

Donde Δk depende si el elemento se enciende o se apaga. El diagrama de bloques es mostrado en la figura B.13 and la comparación entre las fuerzas de reacción y desplazamientos se muestra en la figura B.14 y B.15. Hay que notar que las fuerzas de entrada son ligeramente diferentes en la simulación y SIMULINK porque, mostrado en la figura B.7, ANSYS genera una pendiente entre tiempos mientras SIMULINK genera un paso perfecto. La diferencia se nota en el diagrama de espacio de estados mostrado en la figura B.16.

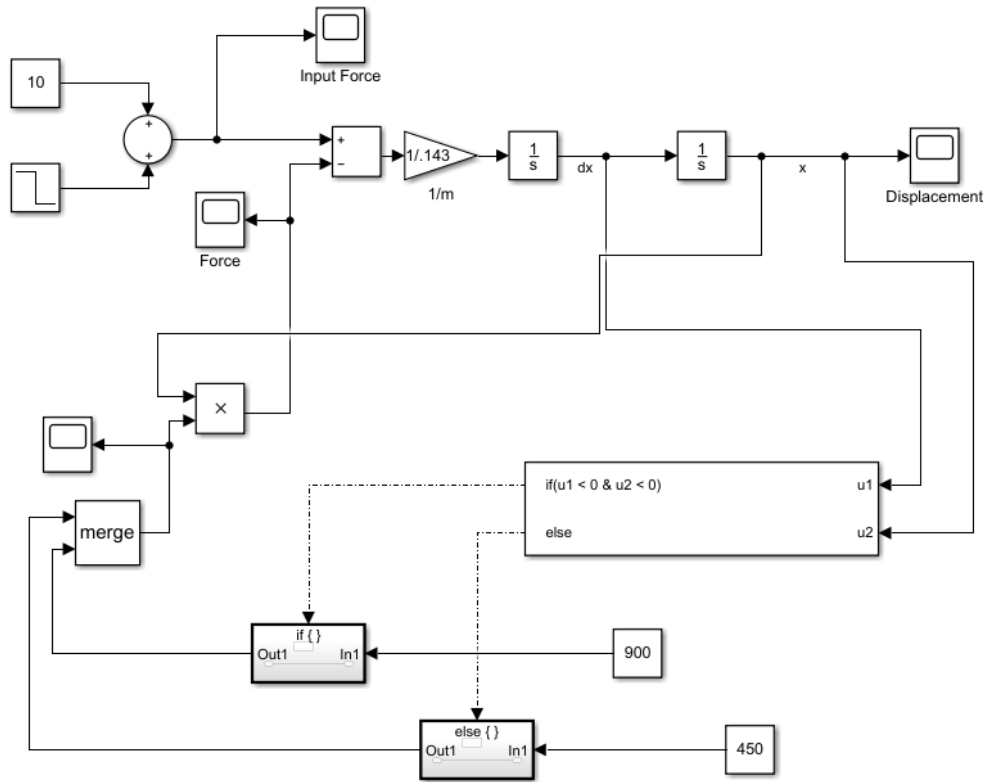


Figura B.13: Diagrama de bloques de la figura B.2 en SIMULINK

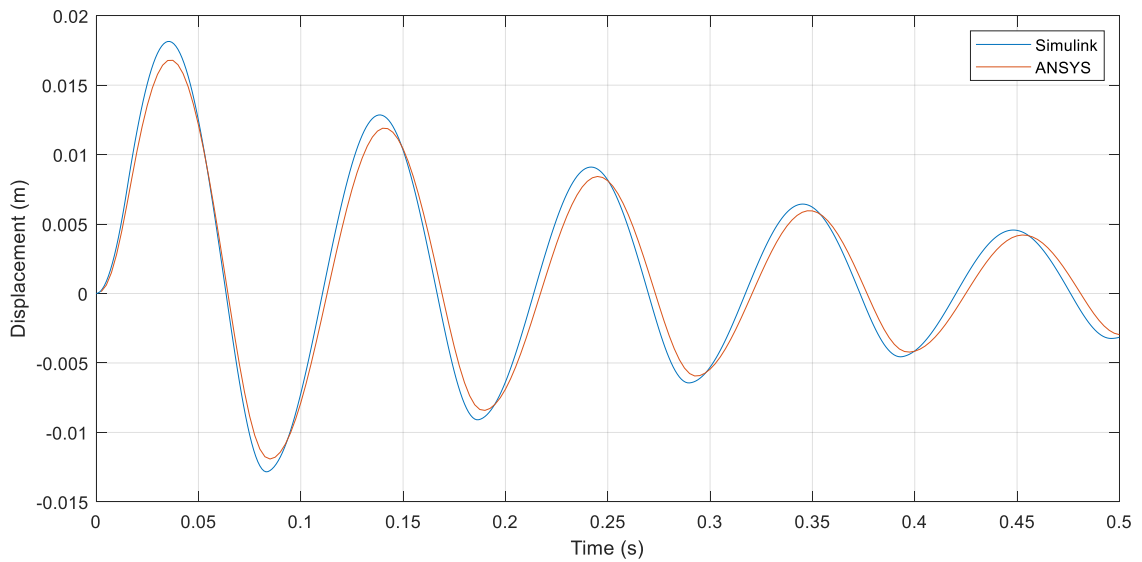


Figura B.14: Desplazamiento en el dominio del tiempo para los resultados de ANSYS y SIMULINK

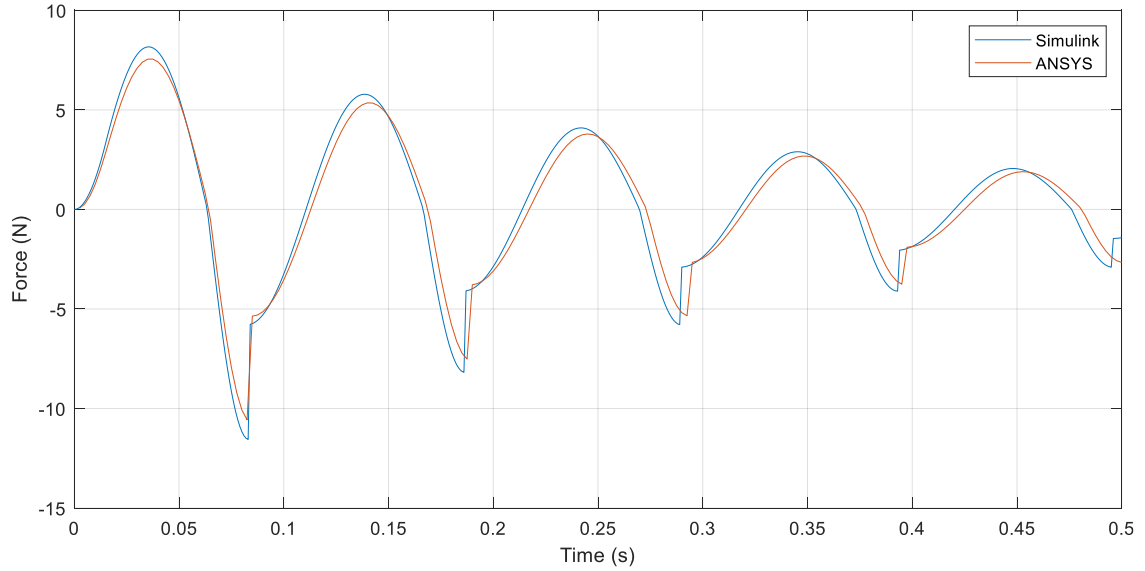


Figura B.15: Fuerzas de reacción en el dominio del tiempo para los resultados de ANSYS y SIMULINK. La fuerza hace brinco después de cada mínimo pico

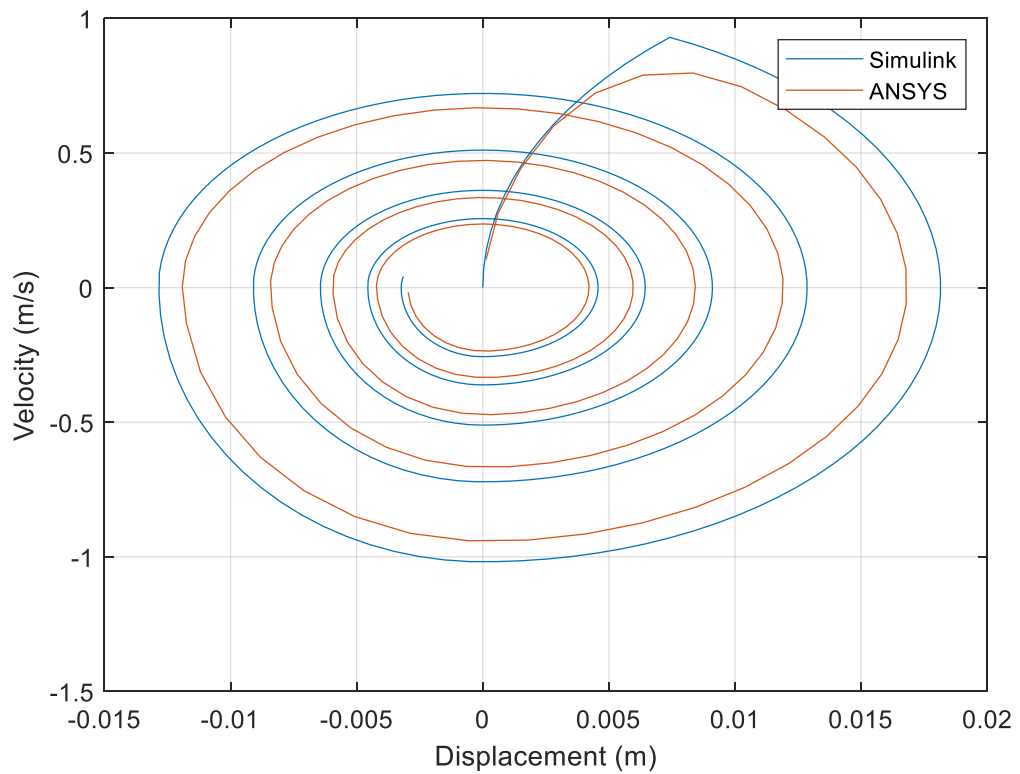


Figura B.16: Diagrama de fase con la velocidad y desplazamiento graficados. En el tercer sector, negativo-negativo, la curva cada ciclo.

APÉNDICE C

COMANDOS DE APDL PARA EL MODELO SIMPLIFICADO

/PREP7

!node id 1244 & 103 in block

*GET,max_et,etyp,0,num,max

et,max_et+1,COMBIN37,1,2,2,1,1,0

r,max_et+1,900,0,0,5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+1

REAL,max_et+1

e,1244,103,1244,687

!node id 133 & 687 in block

et,max_et+2,COMBIN37,2,2,2,1,1,0

r,max_et+2,900,0,0,5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+2

REAL,max_et+2

e,133,687,1244,687

et,max_et+3,COMBIN37,1,2,2,1,1,0

r,max_et+3,900,0,0,-5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+3

REAL,max_et+3

e,133,687,1244,687

FINISH

/SOLU

APÉNDICE D

COMANDOS DE APDL PARA EL SISTEMA PLACA-RESORTE

/PREP7

!Negative Displacements and Velocity

*GET,max_et,etyp,0,num,max

et,max_et+1,COMBIN37,1,3,3,1,1,0

r,max_et+1,14.17,0,0,5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+1

REAL,max_et+1

e,59,142,59,211

et,max_et+2,COMBIN37,2,3,3,1,1,0

r,max_et+2,14.17,0,0,5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+2

REAL,max_et+2

e,148,211,59,211

!Positive Displacements and Velocity

et,max_et+3,COMBIN37,1,3,3,1,1,0

r,max_et+3,14.17,0,0,-5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+3

REAL,max_et+3

e,62,8,62,206

et,max_et+4,COMBIN37,2,3,3,1,1,0

r,max_et+4,14.17,0,0,-5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+4

REAL,max_et+4

e,13,206,62,206

!Restrictions

et,max_et+5,COMBIN37,1,3,3,1,1,0

r,max_et+5,1000,0,0,-5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+5

REAL,max_et+5

e,148,211,59,211

et,max_et+6,COMBIN37,1,3,3,1,1,0

r,max_et+6,1000,0,0,5,0,0

RMORE,0,1,0,0,0,0,0

RMORE,0

TYPE,max_et+6

REAL,max_et+6

e,13,206,62,206

FINISH

/SOLU



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

INFORME RAZONADO

Universidad Autónoma de Nuevo León
 Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
 Subdirección de Estudios de Posgrado
 Pedro de Alba S/N, Ciudad Universitaria, C.P. 66451, San Nicolás de los Garza, N.L.
 SR. COORDINADOR DEL PROGRAMA EDUCATIVO
 Maestría en ciencias de la ingeniería aeronáutica con orientación en Estructuras, Materiales,
 Dinámica de vuelo

1.- ¿Considera que el aporte científico/tecnológico de la tesis tiene el nivel de maestría/doctorado?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El trabajo presentado por el Ingeniero Alfonso Ramirez Uribe con el requisito de completar sus estudios de maestría demuestra ser una tesis completa y con el contenido y profundidad adecuados para ser considerado como un aporte científico sustancial para el grado de maestría. El ingeniero Alfonso empezó de manera temprana a desarrollar su trabajo de tesis, demostrando desde el inicio interés por el uso de métodos alternativos, como materiales inteligentes y estructuras variables. Aplicar este tipo de metodologías a problemas tan complejos como lo son los fenómenos aeroelásticos que combinan los efectos de vibraciones estructurales y aerodinámica ha sido un gran logro en este trabajo de tesis. Este trabajo contempla análisis teóricos y experimentales que aportan de manera positiv al entendimiento de estos fenómenos y presenta potencial de aplicación y trabajo a futuro.

2.- De acuerdo con la información confidencial que pudiese contener la tesis ¿Considera que puede ser publicada en líneas en el portal de la UANL?

SI NO

Comentarios (agregar un mínimo de 200 caracteres)

El trabajo presentado por el Ingeniero Alfonso no cuenta con informacion sensible resultado de acuerdos de secrecía y confidencialidad, secretos industriales, información de posibles solicitudes de patentes en proceso. De esta forma, su publicación en el portal de la Universidad es posible y positiva ya que ayudará a difundir los contenidos en la comunidad científica y lograr un mayor alcance e impacto de estos.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

3.- ¿La redacción de la tesis es clara y contiene todos los elementos según la metodología científica?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El trabajo presentado como documento de tesis se ha redactado de forma clara y concisa. El capítulo 1 presenta claramente la metodología científica, dando una visión general del estado del arte, los objetivos principales y particulares, metodología, y se describe claramente el contenido del trabajo de tesis. En los capítulos siguientes se discute la teoría de respaldo, necesaria para la comprensión del trabajo, las descripciones teóricas y experimentales del procedimiento, así como los resultados y la discusión de su significado. Por último se presentan conclusiones generales y recomendaciones para trabajo a futuro, completando así el trabajo de acuerdo a los estándares de una tesis de maestría de calidad.

4.- ¿Hay impacto de la tesis en algún sector de la comunidad?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

La comunidad de la ingeniería aeronáutica y aeroespacial es el principal sector que se ve beneficiado gracias a los aportes en la supresión de vibraciones aeroelásticas, que es tema de gran interés para estas ramas del saber. Además, estos problemas también aquejan a otras disciplinas, como lo es la ingeniería civil. Es también importante mencionar que de forma general los aportes también son aplicables a la vibración de estructuras en general, debido a causas diversas.

5.- ¿Hay congruencia entre los resultados obtenidos y objetivos propuestos?

SI NO



Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

En el capítulo 1 se declaran los objetivos principales y se encuadran con la debida metodología. A medida que la tesis transcurre, se demuestra el cumplimiento de los mismos. Se plantea el desarrollo teórico y experimental de un dispositivo supresor de vibraciones mismo que se presenta de forma completa. A la vez, se plantea la descripción de las vibraciones aeroelásticas de un perfil alar simplificado, bajo diferentes condiciones, y la aplicación del dispositivo supresor. Todo esto se presenta y detalla de la manera debida cumpliendo así la congruencia entre objetivos y resultados

6.- El trabajo escrito ¿posee las características formales de una memoria de tesis

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

Considero que se ha cumplido de manera cabal la redacción de la memoria de tesis considerando todas las características debidas. Como se ha comentado ampliamente en los puntos previos, en particular la pregunta 3, se presenta claramente el seguimiento del método científico al proponer una hipótesis en base al estado del arte y el planteamiento del problema, presentar los objetivos y metodología necesarios para somprobar la hipótesis, y en los capítulos subsecuentes sentar las bases teóricas necesarias, presentar los resultados de los experimentos y las simulaciones, y por último, discutir los resultados demotrando el cumplimiento de la hipótesis.

7.- Favor de emitir su recomendación seleccionando una de las siguientes opciones:

- Aceptada para su defensa
- Aceptada con correcciones menores
- Aceptada con correcciones mayores
- Rechazada

Comentarios opcionales:

Haga clic o pulse aquí para escribir texto.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

8.- Observaciones (utilizar tantas hojas en blanco como se necesite):

Dr. Diego Francisco Ledezma Ramirez.

Revisor

Avala:

Dr. Pedro López Cruz

Coordinador del programa educativo



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

INFORME RAZONADO

Universidad Autónoma de Nuevo León
 Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
 Subdirección de Estudios de Posgrado
 Pedro de Alba S/N, Ciudad Universitaria, C.P. 66451, San Nicolás de los Garza, N.L.
 SR. COORDINADOR DEL PROGRAMA EDUCATIVO
 Maestría en ingeniería aeronáutica con orientación en: estructuras

1.- ¿Considera que el aporte científico/tecnológico de la tesis tiene el nivel de maestría/doctorado?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

The thesis propose a new method to control the effects of flutter by a semi-active dynamic absorber using magnetorheological elastomers. In the included chapters, some background history is presented for flutter control, smart materials, and possible uses in aeroelasticity. The passive and switchable semi-active control method has been implemented by an analytical analysis in MATLAB and simulation in ANSYS Workbench. All of this work is new and of high technical level.

2.- De acuerdo con la información confidencial que pudiese contener la tesis ¿Considera que puede ser publicada en líneas en el portal de la UANL?

SI NO

Comentarios (agregar un mínimo de 200 caracteres)

I think the work can be shared on the UANL portal since no confidential information seems to be there. However I would like to leave the judgment of this to the main supervisor.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

3.- ¿La redacción de la tesis es clara y contiene todos los elementos según la metodología científica?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

The arguments are proposed in a clear order and exposition. The literatura review, the analytical and numerical simulations follow a clear logic and a scientific approach to the subject undere investigation.

4.- ¿Hay impacto de la tesis en algún sector de la comunidad?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

The results of this thesis can be beneficial in the aeronautical sector since they may coadiuvate the realisation of lighter and more stable aeroplanes.

5.- ¿Hay congruencia entre los resultados obtenidos y objetivos propuestos?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

The thesis has met all the declared objective. Although because of the COVID situation it has not been possible to realise an experimental investigation the objective have been met.

6.- El trabajo escrito ¿posee las características formales de una memoria de tesis

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

All the characteristics of a thesis such as structure, theroetical background, analytical analysis, numerical investigation and discussions of the results are present.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

7.- Favor de emitir su recomendación seleccionando una de las siguientes opciones:

- Aceptada para su defensa
- Aceptada con correcciones menores
- Aceptada con correcciones mayores
- Rechazada

Comentarios opcionales:

Haga clic o pulse aquí para escribir texto.

8.- Observaciones (utilizar tantas hojas en blanco como se necesite):

Dr. Emiliano Rustighi

Revisor

Avala:

Dr. Pedro López Cruz

Coordinador del programa educativo



INFORME RAZONADO

Universidad Autónoma de Nuevo León
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Subdirección de Estudios de Posgrado
Pedro de Alba S/N, Ciudad Universitaria, C.P. 66451, San Nicolás de los Garza, N.L.
SR. COORDINADOR DEL PROGRAMA EDUCATIVO
Maestría en ingeniería aeronáutica con orientación en estructuras

1.- ¿Considera que el aporte científico/tecnológico de la tesis tiene el nivel de maestría/doctorado?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El Ingeniero Alfonso aporta información relevante al área de estructuras aeronáuticas específicamente al control de los modos de deformación de las alas por efectos aerodinámicos con la ayuda de estructuras magnetoreológicas manteniendo más estable el vuelo en condiciones adversas.

2.- De acuerdo con la información confidencial que pudiese contener la tesis ¿Considera que puede ser publicada en líneas en el portal de la UANL?

SI NO

Comentarios (agregar un mínimo de 200 caracteres)

De acuerdo a la información preestablecida y proporcionada por el Ingeniero Alfonso no existe ningún inconveniente en que la tesis sea publicada en línea en el portal de la UANL.



3.- ¿La redacción de la tesis es clara y contiene todos los elementos según la metodología científica?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

La redacción de la tesis es congruente con la metodología científica, y la información proporcionada es clara. La problemática y la hipótesis dan una idea del trabajo que se planea realizar, durante el desarrollo de este se tiene la idea principal sobre los resultados que se esperan, y así poder hacer conclusiones.

4.- ¿Hay impacto de la tesis en algún sector de la comunidad?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El impacto que tiene este trabajo es en controlar las deformaciones estructurales del ala que puede ocasionar problemas o deficiencias aerodinámicas por medio de nuevas técnicas en estructuras, evitando condiciones peligrosas.

5.- ¿Hay congruencia entre los resultados obtenidos y objetivos propuestos?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

Existe la congruencia entre los objetivos y los resultados, los cuales aportaron buenas conclusiones.

6.- El trabajo escrito ¿posee las características formales de una memoria de tesis

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El trabajo escrito (TESIS) cumple con los requerimientos o características principales de una memoria de tesis, tales como revisión de bibliografía, planteamiento del problema, objetivos, hipótesis, metodología, resultados, discusión de resultados y conclusiones. Todo lo anterior para dar paso a los posibles trabajos a futuro que se puedan proponer para mejoras.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

7.- Favor de emitir su recomendación seleccionando una de las siguientes opciones:

- Aceptada para su defensa
- Aceptada con correcciones menores
- Aceptada con correcciones mayores
- Rechazada

Comentarios opcionales:

Haga clic o pulse aquí para escribir texto.

8.- Observaciones (utilizar tantas hojas en blanco como se necesite):

Dr. Martín Castillo Morales

Revisor

Avala:

Dr. Pedro López Cruz

Coordinador del programa educativo



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

INFORME RAZONADO

Universidad Autónoma de Nuevo León
 Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
 Subdirección de Estudios de Posgrado
 Pedro de Alba S/N, Ciudad Universitaria, C.P. 66451, San Nicolás de los Garza, N.L.
 SR. COORDINADOR DEL PROGRAMA EDUCATIVO
 Maestría en ingeniería aeronáutica con orientación en: estructuras

1.- ¿Considera que el aporte científico/tecnológico de la tesis tiene el nivel de maestría/doctorado?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

La tesis del Ing. Alfonso Uribe Ramírez tiene gran congruencia en la parte aeronáutica, y aporta en el desarrollo tecnológico de control de flutter en estructuras. El Ing. Ramirez, explora nuevas formas de controlar en forma activa y semiactiva las frecuencias naturales de estructuras utilizando estructuras magnetoreológicas, la cuales logran un cambio muy grande en las frecuencias naturales sin excesivos incrementos de masa (vital para la aeronáutica). Esto permite explorar esta tecnología para controlar el flutter en aeronaves.

2.- De acuerdo con la información confidencial que pudiese contener la tesis ¿Considera que puede ser publicada en líneas en el portal de la UANL?

SI NO

Comentarios (agregar un mínimo de 200 caracteres)

El estudiante y director de la tesis manifiestan que no tienen inconveniente que se publique la tesis en el portal de la UANL.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

3.- ¿La redacción de la tesis es clara y contiene todos los elementos según la metodología científica?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

La redacción tiene el nivel apropiado para su nivel. Clara y con formulaciones matemáticas cuando es requerido. Utiliza el método científico de manera apropiada. Mediante revisión del estado del arte, formula interrogantes que conlleven a un mejor control del flutter en aeronaves. Fórmula una hipótesis y posteriormente mediante experimentación la valida para llegar a sus conclusiones.

4.- ¿Hay impacto de la tesis en algún sector de la comunidad?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El impacto principal es en el sector de la aeronáutica. Con el presente trabajo, se contribuye en la búsqueda de tecnologías que permitan evitar accidentes debido a vibraciones producidas con el flutter.

5.- ¿Hay congruencia entre los resultados obtenidos y objetivos propuestos?

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El Ing. Uribe plantea sus objetivos al inicio de su tesis, los cuales, se van cumpliendo durante el proceso de desarrollo del trabajo de tesis. Entre los principales se pueden mencionar: el estudio de modelos aerolásticos existentes, diseño y de un prototipo virtual para explorar las fallas por flutter y validar resultados.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

6.- El trabajo escrito ¿posee las características formales de una memoria de tesis

SI NO

Comentarios (Agregar un mínimo de 200 caracteres)

El documento tiene todos los elementos de una memoria de tesis en cuanto formato y contenido. En la introducción plantea el análisis del estado del arte, su hipótesis, objetivo y metodología a seguir.

Posteriormente realiza una revisión teórica, para posteriormente, pasar el desarrollo, en el cual lleva a cabo análisis numéricos y simulaciones; de los cuales presenta resultados y los discute. Al final, propone recomendaciones para trabajo futuro.

7.- Favor de emitir su recomendación seleccionando una de las siguientes opciones:

- Aceptada para su defensa
 Aceptada con correcciones menores
 Aceptada con correcciones mayores
 Rechazada

Comentarios opcionales:

Haga clic o pulse aquí para escribir texto.

8.- Observaciones (utilizar tantas hojas en blanco como se necesite):


 Dr. Pedro López Cruz

Revisor

Avala: 

Dr. Pedro López Cruz

Coordinador del programa educativo



DICTAMEN DE TESIS DE GRADO

Resumir el aporte científico/tecnológico de la tesis, así como su impacto en el sector productivo de la sociedad. Detallar los elementos de la metodología científica que usted encontró en el documento, así como la relación entre los resultados obtenidos y los objetivos propuestos. Indicar si existe algún impedimento para que el documento sea publicado en el Portal de la UANL. **Si la tesis no fue aprobada, debe justificar por qué. Si hay correcciones, deberá indicarse cuáles son éstas.**

(Escribir un mínimo de 2000 caracteres)

La tesis del Ing. Alfonso Uribe Ramírez tiene gran congruencia en la parte aeronáutica, y aporta en el desarrollo tecnológico de control de flutter en estructuras. El Ing. Ramírez, explora nuevas formas de controlar en forma activa y semiactiva las frecuencias naturales de estructuras utilizando estructuras magnetoreológicas, la cuales logran un cambio muy grande en las frecuencias naturales sin excesivos incrementos de masa (vital para la aeronáutica). Esto permite explorar esta tecnología para controlar el flutter en aeronaves. La redacción tiene el nivel apropiado para su nivel. Clara y con formulaciones matemáticas cuando es requerido. Utiliza el método científico de manera apropiada. El Ing. Uribe plantea sus objetivos al inicio de su tesis, los cuales, se van cumpliendo durante el proceso de desarrollo del trabajo de tesis. Entre los principales se pueden mencionar: el estudio de modelos aerolásticos existentes, diseño y de un prototipo virtual para explorar las fallas por flutter y validar resultados. El documento tiene todos los elementos de una memoria de tesis en cuanto formato y contenido.



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

DECISIÓN FINAL (Marque con una ✓)

| | |
|------------------------------------------|-------------------------------------|
| APROBADA PARA SU DEFENSA | <input checked="" type="checkbox"/> |
| APROBADA CON CORRECCIONES MENORES | <input type="checkbox"/> |
| RECHAZADA | <input type="checkbox"/> |

Avala:

Dr. Pedro López Cruz

 Coordinador del programa educativo