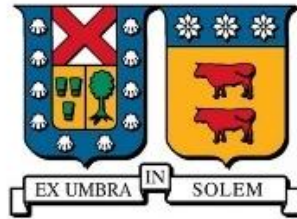


UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARÍA
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MÉCANIQUE
SANTIAGO DE CHILE



Prototipaje y control activo de un ala de avión

Felipe Ignacio Gajardo Gutiérrez

Memoria para optar al título profesional de:

INGENIERO CIVIL MECÁNICO

Profesor Guía:

Danilo Estay Barrientos

Profesor Correferente:

Olivier Fernand Skurtys

Guías de la institución patrocinante:

Paolo Massioni (Ampère, INSA de Lyon)

Minh Tu Pham (Ampère, INSA de Lyon)

Mahmoud El-Hajeem (LMFA, INSA de Lyon)

Ludovic Pouliquen (Ampère, INSA de Lyon)

Junio 2025



CONSTANCIA DE VALIDACIÓN Y CONFIDENCIALIDAD DE MONOGRAFÍA A REPOSITORIO ACADÉMICO

1.- IDENTIFICACIÓN DEL TRABAJO ACADÉMICO

Tipo de monografía (marcar una opción): ☒ Memoria o trabajo de título; ☐ Tesis de Postgrado;

Título del trabajo: Prototipaje y control activo de un ala de avion

Nombre del candidato(a): Felipe Ignacio Gajardo Gutiérrez

Carrera / Grado: Ingeniería Civil Mecánica

Campus: Santiago San Joaquín ; **Departamento:** Departamento de Ingeniería Mecánica

2.- VALIDACIÓN DEL PROFESOR GUÍA/DIRECTOR DE TESIS

Yo, Danilo Estay Barrientos, en mi calidad de profesor(a) guía/director(a) del trabajo académico mencionado anteriormente **DEJO CONSTANCIA** que:

- He revisado esta versión del documento y corresponde a la versión final aprobada del trabajo.
- El trabajo cumple con los requisitos académicos y de formato establecidos por la institución

3.- EVALUACIÓN DE CONFIDENCIALIDAD POR PROPIEDAD INDUSTRIAL

☒ El trabajo **NO contiene información que amerite confidencialidad** y puede ser publicado de inmediato en repositorio con acceso abierto.

☐ El trabajo **CONTIENE** información con potenciales implicancias de propiedad industrial o intelectual y requiere un periodo de confidencialidad (embargo) por:

☐ 6 meses; ☐ 12 meses; ☐ 2 años; ☐ 3 años; ☐ 5 años; ☐ 10 años

Fundamentación de la necesidad de confidencialidad (obligatorio si se solicita embargo):

4.- FIRMAS

Profesor(a) guía o director(a) de memoria o tesis:

Fecha: 22/7/25 ; **Firma:** 

Estudiante o Candidato(a):

Fecha: 30/06/2025 ; **Firma:** 



Este formulario debe ser insertado como página 2 de la memoria o tesis, completado y firmado por estudiante y profesor(a) antes de la entrega en portal PRISMA de Biblioteca USM.



UNIVERSIDAD TECNICA
FEDERICO SANTA MARIA

INSA | INSTITUT NATIONAL
DES SCIENCES
APPLIQUÉES
LYON

Resumen ejecutivo de proyecto de investigación: Prototipaje y control activo de un ala de avión

Estudiantes:

GERMAIN, Victor
GAJARDO GUTIERREZ, Felipe

Profesores adjuntos:

MASSIONI, Paolo
TU PHAM, Minh
EL-HAJEEM, Mahmoud
POULIQUEN, Ludovic

Fecha de redacción:

01-02-2025

Organismos patrocinadores:

Laboratoire Ampère & Laboratoire de
Mécanique de Fluides et Acoustique

Abstract

In this project, we explored the optimization of an active wing for aircraft by combining rapid prototyping techniques, 3D printing, and advanced active vibration control methods. The main goal was to reduce turbulence-induced vibrations, thereby improving passenger comfort and aircraft maneuverability. The development included the design of a modified prototype, the identification of structural dynamics through wind tunnel testing, and the implementation of linear control laws based on the dynamic models obtained. Despite challenges, including electromagnetic interferences and sampling frequency limitations, the project demonstrates the feasibility of active control via a segmented surface, offering promising directions for aeronautical vibration control.

Resumen

En este proyecto, se explora la optimización de un ala activa para aeronaves mediante la combinación de técnicas de prototipaje rápido, como la impresión 3D, y métodos avanzados de control activo de la vibración. El objetivo principal es reducir las vibraciones inducidas por la turbulencia, mejorando así el confort de los pasajeros y la maniobrabilidad del avión. El desarrollo incluyó el diseño de un prototipo modificado, la identificación de la dinámica estructural a través de pruebas en túnel de viento y la implementación de leyes de control lineares basadas en los modelos dinámicos obtenidos. A pesar de los desafíos, incluyendo interferencias electromagnéticas y limitaciones de frecuencia de muestreo, el proyecto demuestra la viabilidad del control activo a través de una superficie segmentada, ofreciendo direcciones prometedoras para el control de vibraciones aeronáuticas.

Tabla de Contenidos

1. Introducción..... 3

2. Marco Teórico Resumido 4

2.1. Vibraciones de Medios Continuos..... 4

2.2. Identificación y Control Activo. 4

3. Prototipaje y Banco de Ensayos. 6

3.1. Diseño y Arquitectura del Sistema. 6

3.2. Puesta a Punto y Fabricación..... 6

3.3. Banco de Ensayos..... 9

4. Identificación de la Dinámica del Sistema. 10

4.1. Metodología Experimental. 10

4.2. Resultados..... 10

5. Control Activo de Vibraciones. 12

5.1. Identificación de Ruidos y Filtraje. 12

5.2. Diseño de Compensadores..... 13

5.3. Resultados..... 15

6. Conclusiones y Proyección..... 16

7. Bibliografía 18

1. Introducción.

En el contexto de la aviación moderna, el desarrollo de una nueva generación de aeronaves parece implementar una extensión relativa de las alas con respecto a su ancho, así como una reducción del espesor. Esto deriva en estructuras más flexibles y, por lo tanto, una problemática importante en materia vibratoria. Para solucionar esta problemática, una estrategia de control activo de estas vibraciones a sido propuesta en la literatura (Sattar, 2021) [2], [3] y por el laboratorio patrocinador del presente proyecto (Laboratoire Ampère, Francia). Este método de control consiste en implementar bucles de control basados en mediciones de la aceleración local en varios puntos del ala, utilizadas para generar e imponer una señal correctiva a los alerones del perfil alar, actuando sobre la sustentación local.

Este proyecto se sitúa en un contexto de la continuidad de los trabajos realizados por Seredon y Valentinas [1] realizados en 2023-2024. En este periodo, los estudiantes citados diseñaron un concepto de “*ala activa*” contemplando una estructura sencilla que combina impresión 3D y fabricación tradicional, así como un sistema de control y adquisición de datos económico y sencillo a implementar. Por su parte, el presente estudio se centra en la puesta a punto del diseño y la fabricación.

Por otro lado, este proyecto tiene como objetivos principales:

- (1) Identificar la dinámica del sistema, trazando las funciones de transferencia entre la posición de los alerones y la aceleración local de la estructura.
- (2) Diseñar, probar y validar leyes de control lineares aplicables a la maqueta a partir de los modelos identificados.

Los diversos ensayos y experimentos permitieron demostrar una capacidad del sistema para reducir los niveles vibratorios en ciertas bandas de frecuencias, sin embargo, es necesario mantener un espíritu crítico al momento de analizar los datos obtenidos, puesto que estos niveles fueron amplificados en otras frecuencias.

2. Marco Teórico Resumido

2.1. Vibraciones de Medios Continuos.

En el contexto de la mecánica clásica, un movimiento vibratorio es definido como un movimiento oscilante [7]. El caso clásico de estudio de este fenómeno corresponde al carrito ideal, ilustrado en la *figura 1*, a partir de esta figura, podemos expresar las ecuaciones de movimiento como:

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = F(t)$$

Donde m corresponde a la masa del carrito, c corresponde al amortiguamiento y k corresponde a la rigidez del resorte. Por otro lado, $x(t)$ corresponde a la variable de desplazamiento del carrito y $F(t)$ a la perturbación, en este caso una fuerza. En el caso de cuerpos continuos y deformables, existen múltiples formas de estudiar el comportamiento vibratorio, por un lado, tenemos el método de elementos finitos, bastante estudiado y respaldado. Sin embargo, los cuerpos continuos también pueden ser estudiados como tal al estudiarlos como una ecuación de onda de la forma:

$$\frac{\partial^2 \omega}{\partial t^2}(t, x) + c^4 \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^4}(t, x) = 0$$

Esta es la ecuación de onda correspondiente a una viga en flexión y régimen libre, donde ω corresponde a la deflexión, t al tiempo, x a la posición longitudinal de un punto en la viga, y c corresponde a la celeridad de la onda [7]. Para resolver este tipo de ecuaciones diferenciales parciales, la variable $\omega(t, x)$ es separada en dos, de la forma:

$$\omega(t, x) = \psi(t)\phi(x)$$

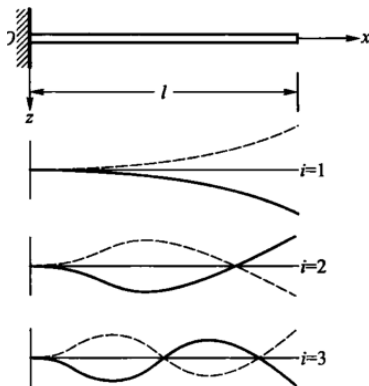


figura 2: Deformadas propias de una viga empotrada-libre.

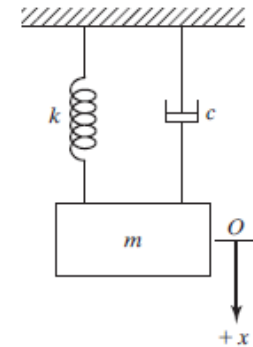


figura 1: Esquema de un sistema masa-resorte y amortiguador de 1 grado de libertad.

En esta formulación, $\psi(t)$ denota los modos propios vibratorios de la estructura y $\phi(x)$ las deformadas propias, ambas expresables como una serie infinita de funciones sinusoidales a frecuencias propias discretas e infinitas. Los modos y las deformadas propias cumplen con la propiedad de ortogonalidad y pueden expresar una base para el movimiento oscilatorio del cuerpo o estructura estudiado. En otras palabras, la vibración libre de un cuerpo puede ser expresada como una combinación lineal de los elementos de la base propia. La *figura 2* muestra las deformadas propias de una viga encastrada-libre [7].

2.2. Identificación y Control Activo de Vibraciones.

En varios contextos de ingeniería, controlar la dinámica vibratoria de estructuras puede ser primordial. Existen dos acercamientos para atenuar las vibraciones de una estructura: control pasivo y control activo. El primero, consiste en actuar sobre las características de la estructura para cambiar la posición de la frecuencia propia o agregar subestructuras suplementarias que vengán a absorber la energía vibratoria. El segundo método consiste en añadir actuadores electromecánicos, tales como transductores u otros, para aplicar fuerzas piloteadas por una señal proveniente de las vibraciones de la estructura, esto con el objetivo de reducir las vibraciones de la estructura en ciertas bandas de frecuencias [6].

Cuando se aplica control activo de vibraciones, la estructura es considerada como un sistema, es decir, un conjunto de elementos físicos con entradas y salidas, relacionadas por leyes de comportamiento físicas. Un sistema puede ser expresado de varias formas, sin embargo, las notaciones más populares en ingeniería son las funciones de transferencia (funciones escritas en el dominio de Laplace que relacionan las entradas y salidas de un sistema) y la representación de espacio de estado (ecuaciones diferenciales que relacionan las entradas y las salidas de un sistema con otras variables dichas “de estados”, variables sobre las cuales no podemos actuar pero que describen la dinámica del sistema). Cuando un sistema no puede ser descrito con ecuaciones, se pueden aplicar una serie de algoritmos de identificación, los cuales tienen por propósito estudiar las entradas y salidas de un sistema para reformular la representación de estado o de función de transferencia. Un método popular en aplicaciones de ingeniería para determinar una representación de estado es el método de los subespacios (SID) puesto que elimina la necesidad de optimizar parámetros matriciales de forma manual [5].

En teoría de control, existen dos tipos de bucles de control “*feedback*” y “*feedforward*”. El primero, consiste en tomar información de la salida de un sistema que se quiere controlar y definir un “*error*” entre una señal de referencia (el objetivo) y una señal real o medida. A esta señal de error se le aplican una serie de leyes de control para generar una señal de entrada “*correctiva*” la cual se aplicará al sistema para garantizar una salida más correcta conforme los objetivos del control. La *figura 3* presenta la arquitectura de un sistema de control activo en bucle cerrado de tipo “*feedback*” en forma de diagrama de bloques [6].

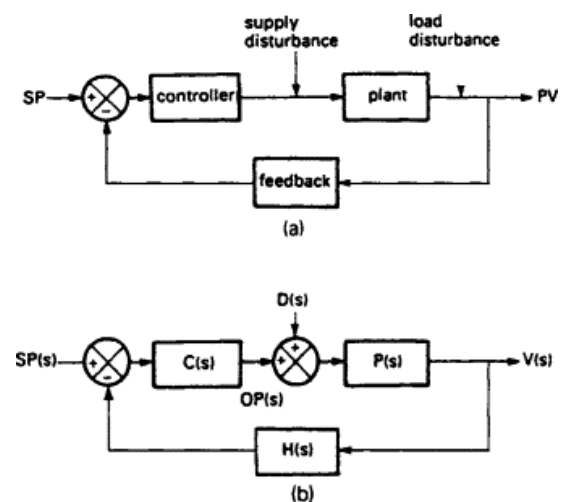


figura 3: Esquema de bloques de un sistema con bucle de control de tipo “feedback”.

3. Prototipaje y Banco de Ensayos.

3.1. Diseño y Arquitectura del Sistema.

Uno de los grandes aportes de los estudios precedentes fue el diseño del concepto de ala activa, así como de la arquitectura del sistema mecatrónico.

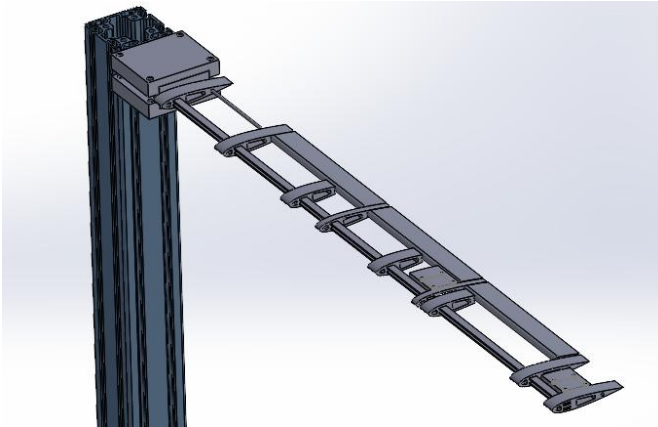


figura 4: Modelo CAD del concepto original.

La estructura de la maqueta consiste en perfiles de un metro, provistos de una serie de piezas plásticas llamadas “costillas”, transversales a estos perfiles, las cuales permiten darle forma y rigidez a la estructura, la sección de estas piezas corresponde a un perfil alar NACA0010. De la misma forma, los alerones consisten en piezas en impresas en 3D, montadas sobre un perfil circular y controladas por un

servomotor al cual están acopladas por medio de un sistema de 4 barras. Se diseñó también una pieza que permite encastrar uno de los extremos del ala a una estructura rígida en base a perfiles de extrusión en aluminio. La figura 4 muestra el diseño CAD preliminar, el cual carece de elementos de sujeción para motores y la piel de ala.

El sistema de control y adquisición de datos consiste en dos cartas BOSCH BNO055 la cual puede funcionar como acelerómetro y como giroscopio, tres servomotores Feetech FT3325M con una amplitud de movimiento de 120°, y una tarjeta Arduino MKR1010, la cual es conectada a una alimentación eléctrica externa y un computador provisto de Simulink/Matlab permitiendo ajustar fácilmente las leyes de control aplicadas al sistema (ver figura 5).

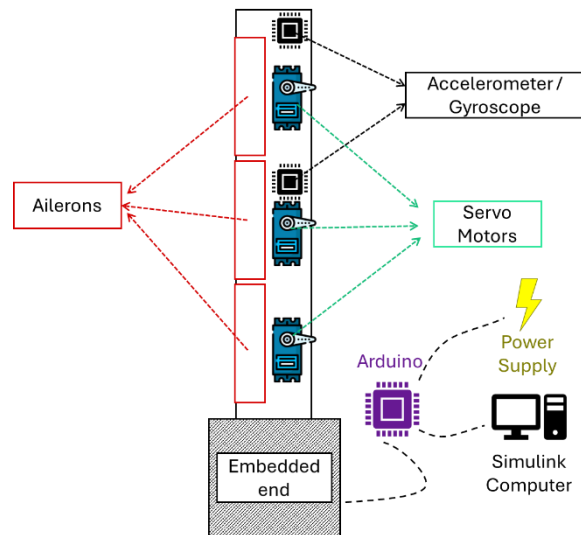


figura 5: Arquitectura del sistema mecatrónico y de control.

3.2. Puesta a Punto y Fabricación.

El estudio anterior [1], implementó el diseño presentado en la sección precedente en una maqueta de 1[m] de largo y 100 [mm] (medida del largo de la cuerda del perfil alar), la cual, denotaba múltiples errores de diseño y de fabricación, entre ellos:

- (1) Cableado desordenado, sin planos ni diagramas.
- (2) Conexiones a tierra inexistentes y conexión en paralelo de todos los componentes.
- (3) Sujeción de la piel y los motores no considerada en el diseño, algunas soluciones informales fueron implementadas, engendrando otras dificultades en la explotación y montaje.
- (4) Componentes electrónicos no considerados en el diseño mecánico de la estructura, espacio interno del ala insuficiente para almacenarlos.

Para corregir estos problemas, se decidió retomar la fase de diseño para converger en un nuevo prototipo mucho más fácil de montar, desmontar y con mejores propiedades aerodinámicas.

Los puntos (1) y (2) fueron abordados por medio de una replanificación del cableado, así como, el diseño de compartimientos dedicados a contener de manera ordenada estos cables y conexiones. La *figura 6* muestra el plano de conexiones generales del sistema electrónico, en este diagrama es posible apreciar que los servomotores son alimentados por la alimentación eléctrica externa, pero comandados por la Arduino, por otro lado, los sensores son alimentados e interpretados directamente por la placa de desarrollo. Los sensores están conectados al módulo I2C de la placa, para poder diferenciar ambos sensores, se agregaron resistencias de 10 [k Ω].

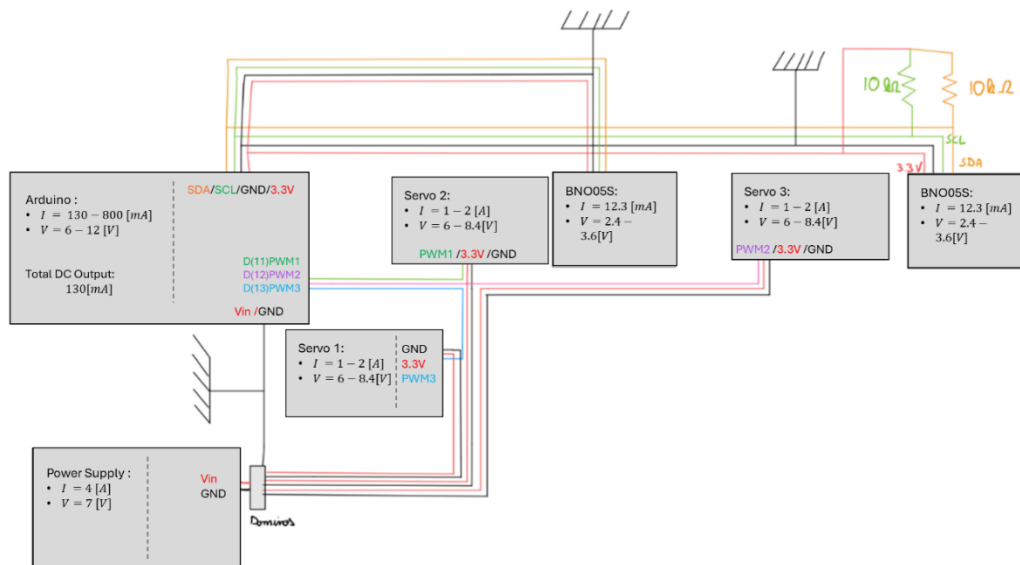


figura 6: Esquema de conexiones eléctricas del sistema de control.

Además, las conexiones fueron centralizadas en una “caja de conexiones” conteniendo la placa Arduino y otras placas de conexiones, esto con el objetivo de proteger las conexiones y simplificar la conexión/desconexión del sistema electrónico y la estructura.

Los puntos (3) y (4) fueron abordados al retomar la fase de diseño, se decidió usar una cuerda de 150 [mm] para el perfil aerodinámico del ala, en lugar de los 100 [mm] originales, diseñaron piezas dedicadas a sostener los motores, y se decidió utilizar “insertos de rosca” para poder montar motores, sensores y la piel sin necesidad de atravesar elementos estructurales (ver figura 7). La implementación de estos cambios permitió facilitar de manera considerable el montaje de la estructura, acelerando las pruebas y las modificaciones imprevistas.

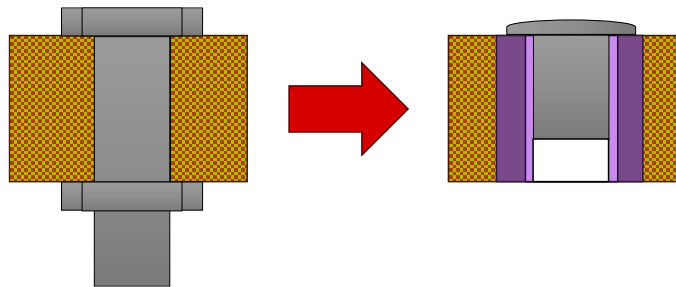


figura 7: Esquema conceptual del uso de insertos con rosca.

Una vez todas las piezas fueron fabricadas y corregidas, el montaje de la estructura y los mecanismos permitió obtener una maqueta completamente funcional presente en la figura 10. Uno de los objetivos que se debían cumplir era la presencia de un primer modo vibratorio a menos de 5 [Hz], para verificar que este objetivo se cumple, una prueba de martillo fue ejecutada, en la cual, la estructura fue golpeada 3 veces con un martillo y la señal de respuesta fue analizada usando la transformada de Fourier, esto permitió identificar las frecuencias más excitadas por una impulsión, estas frecuencias corresponden con las frecuencias de resonancia de la estructura en configuración neutra y pueden observarse en la figura 8, la cual muestra que el primer modo está ubicado a los 3.8 [Hz] y el segundo a 15.9 [Hz].

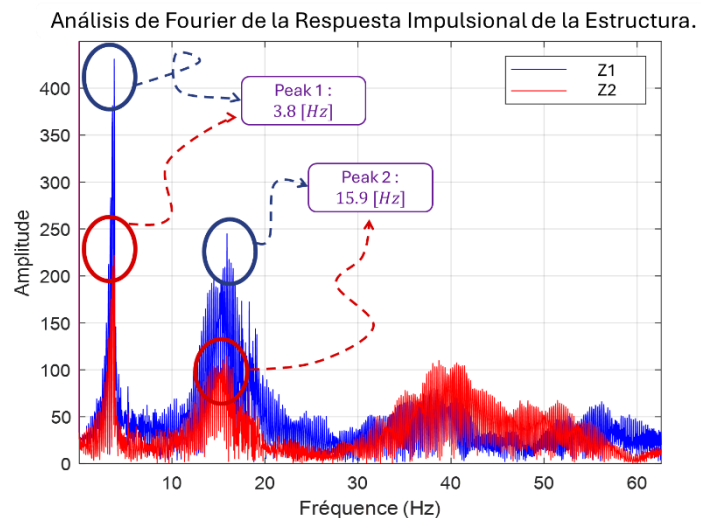


figura 8: Análisis de Fourier de la respuesta estructural a un impulso.

3.3. Banco de Ensayos.

En vista que el objetivo de este proyecto es comprobar la viabilidad de una estrategia de control vibratorio contra las turbulencias y garrafales, el prototipo fue instalado en un túnel de viento por medio de una estructura compuesta de perfilados de aluminio y elementos de sujeción. El túnel de viento consiste en una habitación con una entrada y salida de aire y un motor eléctrico que acciona una hélice para imponer un flujo de aire atravesando la sala.

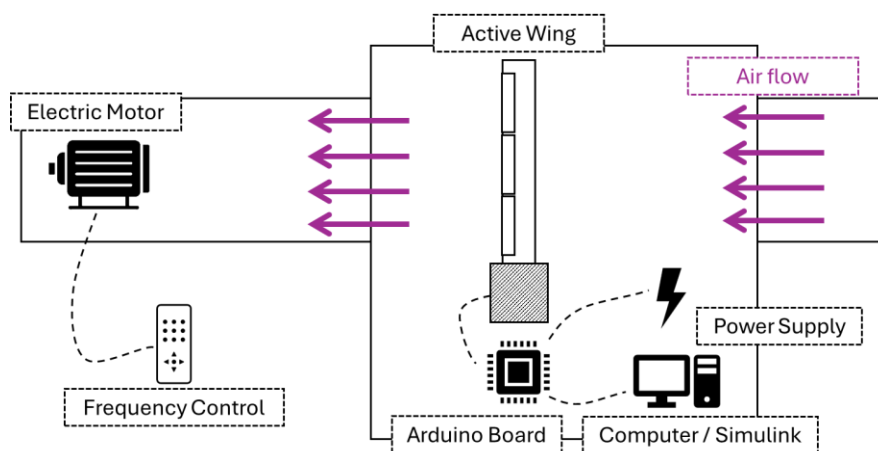


figura 9: Esquema del montaje del banco de ensayos.

El sistema electrónico y de control fue conectado a la alimentación eléctrica y a un computador, todos los esquemas de control fueron implementados en “**Simulink**”[®], programa que permite desplegar esquemas de control a la placa Arduino.

La *figura 10* muestra la instalación de la maqueta en el túnel de viento del laboratorio de mecánica de fluidos y acústica del INSA de Lyon.



figura 10: Maqueta instalada en el túnel de viento.

4. Identificación de la Dinámica del Sistema.

4.1. Metodología Experimental.

El objetivo de estos experimentos consiste en determinar la dinámica del sistema, donde las señales de entrada corresponden a la posición angular de los alerones (accionadores) y la salida corresponde a la aceleración local del ala (sensores). Para esto, se desarrollaron experimentos en los que una señal de impulsos de periodo y duración aleatorios [5] fueron impuestos a cada uno de los servomotores, moviendo así los alerones entre su posición máxima, neutra y mínima. Las señales de entrada y salida fueron recuperadas y tratadas con Matlab. Finalmente, el método de los subespacios permite determinar la formulación de espacio de estado de un sistema donde las salidas son las aceleraciones en ambos sensores y la entrada corresponde al motor excitado durante el experimento.

En vista de las variables que afectan el comportamiento aerodinámico de la estructura (sustentación y arrastre), varias iteraciones de estos experimentos fueron realizadas, variando parámetros como el *ángulo de incidencia* del perfil alar y la *velocidad media del flujo* de aire.

4.2. Resultados.

Los ensayos y experiencias permitieron determinar la dinámica entrada-salida del sistema, en forma de funciones de transferencia. Luego de un análisis de sensibilidad, se determinó que el sistema que mejor representa la realidad es un sistema de orden 4. La siguiente figura muestra la grafica de los diagramas de bode de las funciones de transferencia encontradas y utilizadas en fase control activo.

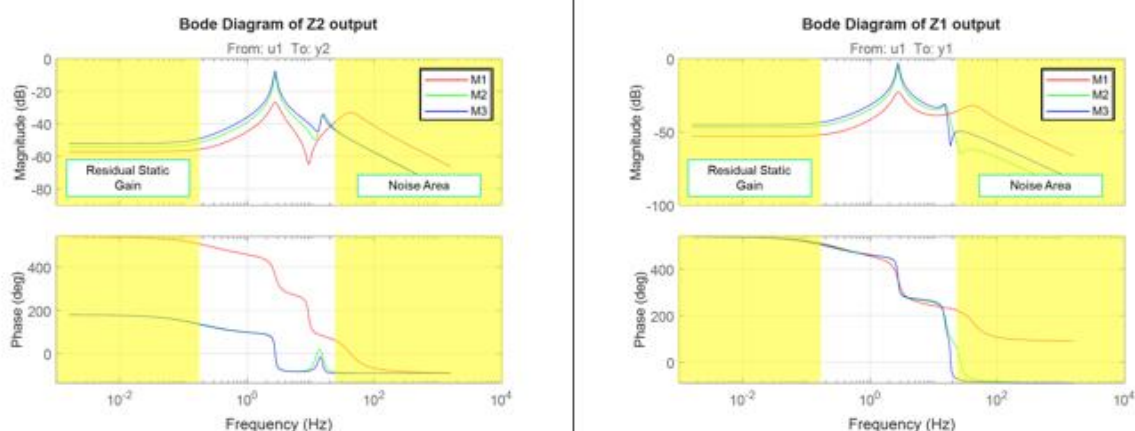


figura 11: Diagramas de Bode de las funciones de transferencia entre los tres servomotores (M1, M2 y M3) y los dos sensores (Z1 y Z2).

En estas figuras, se pueden observar dos modos vibratorios coherentes con las dos primeras frecuencias de resonancia encontradas durante las pruebas de martillo. Sin embargo, se pueden evidenciar resonancias a partir de 18-19 [Hz] las cuales, probablemente, no correspondan a un fenómeno físico, sino a ruido inducido en los sensores. Además, bien si él es bajo, existe una ganancia estática (a 0 [Hz]) no despreciable que puede ser explicada por un tratamiento de datos sin optimizar.

Para estudiar la estabilidad de estos modos vibratorios se trazó el root-locus de las funciones de transferencia (ver *figura 12*), donde se encontraron ciertas tendencias en la mayoría de las respuestas frecuenciales.

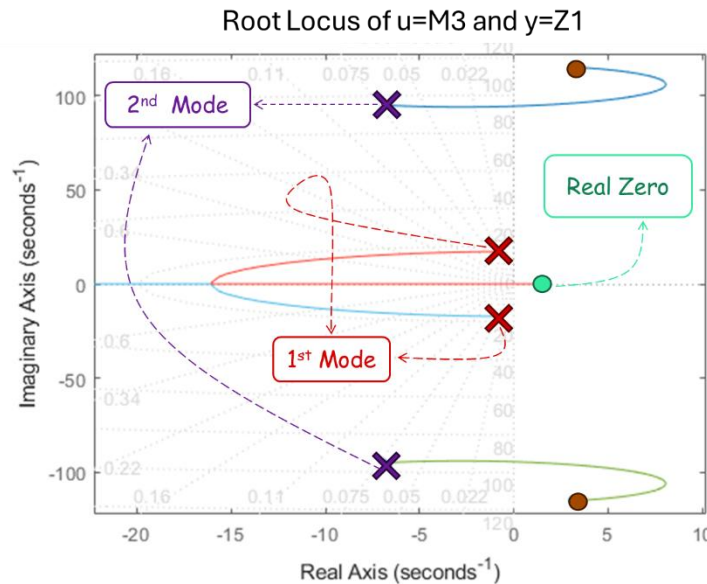


figura 12: Root-Locus en bucle abierto de la función de transferencia entre la entrada M3 y la salida Z1

Puede observarse que los “*polos*” de la dinámica observada son de carácter complejo con parte real negativa, por lo tanto, los modos son estables, sin embargo, todos los “*ceros*” del sistema tienen una parte real positiva, es decir, inestables. Esto implica que la dinámica de la estructura es estable en principio, sin embargo, según la ganancia que se le apliqué a la corrección, esta puede volverse inestable rápidamente, por lo que es mejor no accionar los alerones de forma muy agresiva. Además, uno de estos ceros (aquel a parte imaginaria nula, marcado con un círculo de color turquesa) tiene poco sentido físico y podría ser más bien explicado por el tratamiento de señales aplicado.

5. Control Activo de Vibraciones.

5.1. Identificación de Ruidos y Filtrado.

Los primeros intentos de aplicar un bucle de control activo al sistema fracasaron en vista de que la señal de control activo rápidamente desestabilizaba el sistema, además, esta señal no parecía estar piloteada por las vibraciones de la estructura, sino más bien por otros ruidos a frecuencias más altas. Se realizó una toma de datos con el túnel de viento apagado con el único objetivo de medir vibraciones de origen desconocido, un análisis de Fourier permitió determinar varias frecuencias excitadas por motivos ajenos a los modos estructurales (ver *figura 13*).

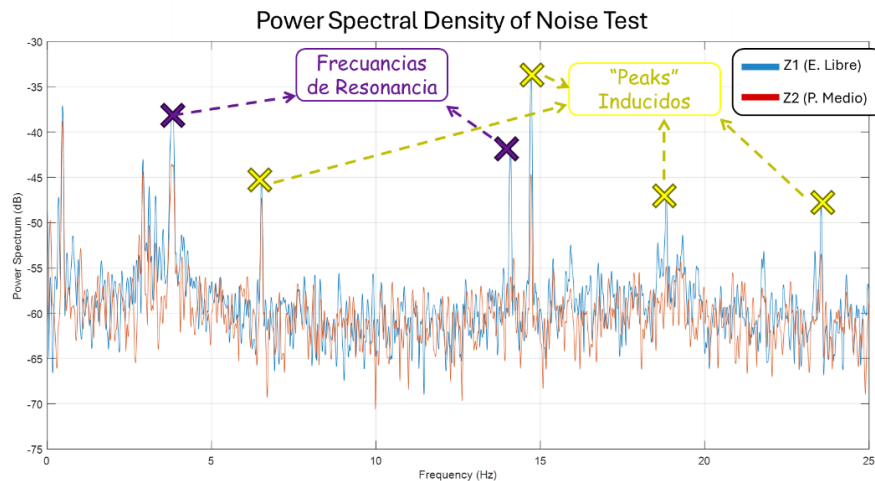


figura 13: Densidad de la potencia espectral de los resultados de prueba de "ruido".

Una estrategia de filtraje fue diseñada para rechazar estas frecuencias, así como el segundo modo vibratorio. Esta estrategia consiste en aplicar un filtro de Notch situado a 6.5 [Hz] y un pasa-bajo de Butterworth con una frecuencia de corte a 13 [Hz]. Una experiencia rápida permitió demostrar que este filtraje ayuda a tener una señal de *“feedback”* más limpia, menos agresiva y más lenta, tal como lo muestra la sección roja de la siguiente figura.

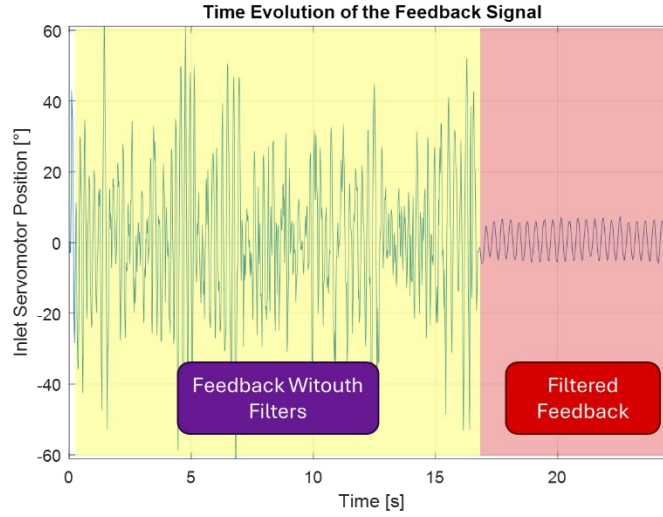


figura 14: Efecto de filtros en la señal de retorno.

5.2.Diseño de Compensadores.

Tomando en consideración el tratamiento de señales (sustracción del valor estático) y el filtraje, el esquema de control puede quedar expresado como en la figura 15. En esta sección se explica el proceso de selección del compensador $C_i(s)$.

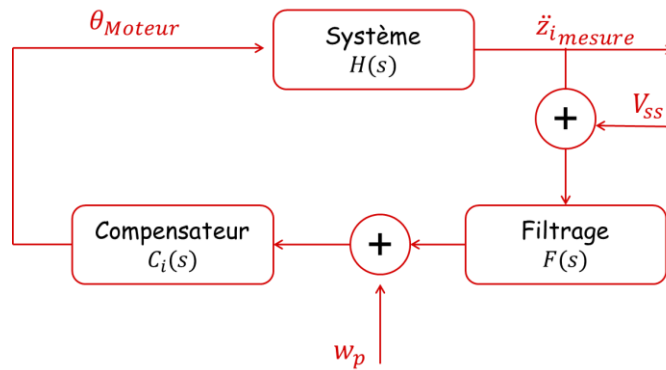


figura 15: Esquema de bloques de la estrategia de control utilizada. V_{ss} corresponde al valor de la gravedad que debe ser sustraído de la señal.

Basándose en la literatura (Sattar, 2021) [2], (Sattar, 2022) [3], (Nima, 2011) [4], se decidió estudiar 3 tipos de controladores, además de un 4to controlador ideado a partir de un análisis cualitativo del sistema.

- (1) **Retorno de aceleración positivo (PAF):** Señal retroactiva proporcional a la señal de medición de aceleración. La ley de control puede ser representada por la siguiente ecuación, donde K_1 es la ganancia del compensador.

$$C_{PAF}(s) = K_1$$

- (2) **Retorno de velocidad (VF):** Señal proporcional a la velocidad, se optó por usar un polo real de primer grado, situado a una frecuencia ω_c en el eje real. En la ecuación característica, K_2 es la ganancia y s la variable de Laplace.

$$C_{VF}(s) = K_2 \cdot \frac{\omega_c}{\omega_c + s}$$

- (3) **Retorno modificado de aceleración (MAF):** Controlador compuesto de dos sistemas lineales en paralelo, el primero correspondiente a un polo real, similar a aquel descrito como VF y un segundo sistema correspondiente a dos polos complejos (integrador de segundo grado) dando un retorno de posición.

$$C_{MAF} = K_3 \frac{\omega_c}{\omega_c + s} + K_4 \frac{\omega_c^2}{\omega_c^2 + 2\zeta\omega_c s + s^2}$$

- (4) **Lag-Compensator:** Compensador compuesto de un “polo” y un “cero” reales, donde la frecuencia del polo (ω_p) es menor a la del cero (ω_z), provoca una disminución de la fase y la amplitud vibratoria entre las dos frecuencias características.

$$C_{Lag} = K_5 \frac{\omega_p}{\omega_z} \frac{\omega_z + s}{\omega_p + s}$$

Los primeros 3 compensadores fueron regulados utilizando el método del “*root-locus*”, buscando aumentar la robustez y estabilidad. Una simulación de la respuesta a un impulso de los sistemas fue graficada para validar el diseño de estos controladores.

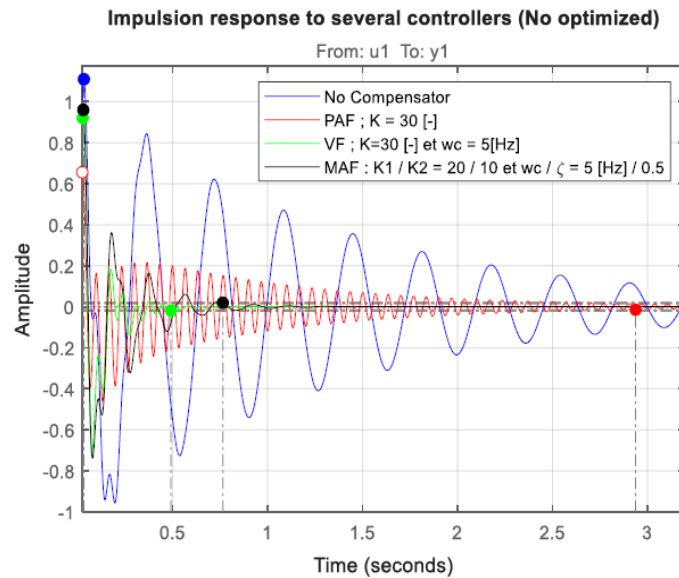


figura 16: Simulaciones de la respuesta del sistema a un impulso, con distintas leyes de control.

A partir de esta figura, puede observarse que todos los compensadores mejoran el tiempo de establecimiento y la desviación máxima, sin embargo, algunos compensadores, como el retorno directo (PAF) denotan una importante excitación del segundo modo

vibratorio. Por otro lado, el retorno de velocidad (VF) parece tener un buen compromiso entre tiempo de establecimiento y primera desviación.

El cuarto compensador (Lag-Compensator) fue implementado solo de manera empírica, puesto que su aplicación responde a un análisis cualitativo de la acción del actuador durante las pruebas de otros reguladores.

5.3.Resultados.

Se desarrollaron esquemas de Simulink ® para implementar el bucle de control diseñado en el sistema, así como una señal de perturbación sobre uno de los motores, esta señal consiste en un movimiento sinusoidal a una frecuencia ligeramente mayor de la primera frecuencia de resonancia de la estructura.

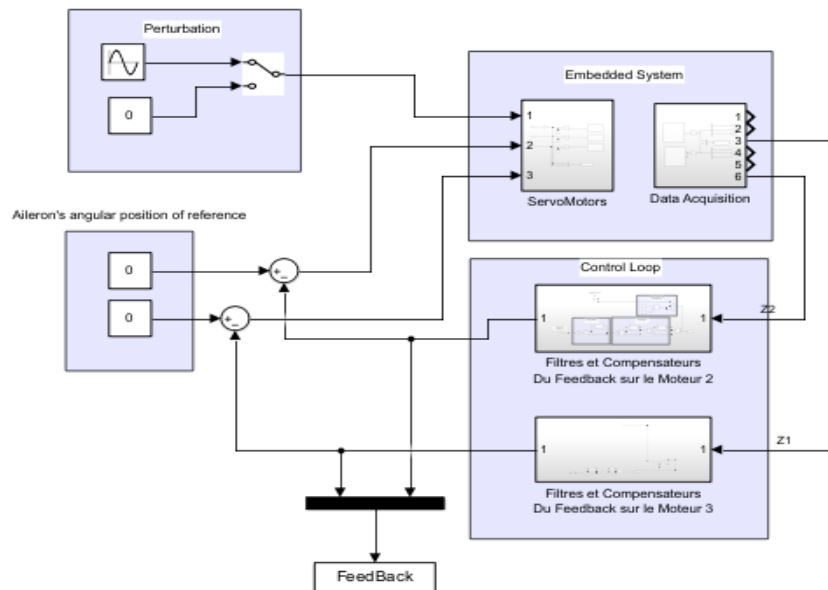


figura 17: Esquema de Simulink ® implementado para las pruebas de control activo.

Luego de probar todos los controladores, se analizaron dos indicadores para determinar

- (1) Atenuación del primer modo ($\Delta|a_1|$) en [dB]: El primer modo sobresaliente de hasta 30 [dB] en régimen libre denota la mayor parte de la energía vibratoria del sistema, en primer lugar, se analizó la capacidad de la estrategia de control para reducir este modo.
- (2) Reducción del valor RMS (ΔA_{RMS}) de la señal vibratoria en [m/s^2]: el valor RMS (root mean square) permite analizar un valor de la amplitud de la señal completa, permitiendo obtener la eficacia general del controlador para reducir las vibraciones.

La siguiente tabla resume los resultados más importantes obtenidos.

Test Number	Actuator	Controller	Controller's Gain	$\Delta a_1 $ [dB] Over Z1	$\Delta a_1 $ [dB] Over Z2	ΔA_{RMS} [m/s ²] Over Z1	ΔA_{RMS} [m/s ²] Over Z2
1	M2	Lag	35	-6,37	-5,76	-0,55	-0,28
2	M3	Lag	16,5	-5,7	-4,81	-0,72	-0,37
3	M3	PAF	6	-8,64	-7,92	-0,3	-0,11
4	M3	VF	8	-8,3	-7,56	-0,66	-0,36
5	M3	MAF	4 & 2	-5,86	-5,27	-0,52	-0,25
6	M3	MAF	6 & 2	-7,81	-7,13	-0,31	-0,12

tabla 1: Resumen de los resultados de las pruebas de control activo.

La tabla 1 presenta un resumen de los resultados calculados a partir de las señales de vibración recuperadas de las distintas pruebas. Las primeras 4 columnas ofrecen información sobre el regulador aplicado. Cada columna representa el numero de la experiencia, la numero rotación del motor utilizado como actuador de control, el tipo de regulador y la ganancia K_i aplicada. Las ultimas cuatro columnas muestran los valores de los indicadores obtenidos.

Es posible evidenciar que la 3ra prueba, que aplica un compensador de tipo “**Positive Acceleration Feedback**” y con una ganancia de 6 [-], presenta la mejor reducción del primer modo de vibración, atenuándolo hasta 8.64 [dB]. Sin embargo, una alta tasa de energía es inyectada en el resto del espectro, por lo cual esta prueba presenta el peor valor para el segundo indicador.

De manera contraria, la prueba N°2, donde se uso una ley de control de tipo “**Lag Compensator**” muestra una mayor eficacia al momento de reducir el valor RMS de la señal global, llegando a sustraer 0.72 [m/s²] de este valor. Sin embargo, es el peor en cuanto al comportamiento del primer indicador.

Sin embargo, resultados prometedores surgen del 4to experimento, con un reguladore de tipo “**Velocity Feedback**”. Este algoritmo de control presentó una reducción de la amplitud del primer modo de 8.30 [dB], así como un recorte de 0.66 [m/s²] del valor RMS de la señal. Los resultados comentados son los segundos mejores en sus categorías respectivas, haciendo de esta, la mejor estrategia de control linear experimentada.

6. Conclusiones y Proyección.

El proyecto ha permitido explorar el control activo de vibraciones en un concepto de ala activa, abordando aspectos clave como la optimización de prototipos, la instalación de un banco de ensayos y la identificación de sistemas. La mejora de la primera maqueta reveló limitaciones electrónicas y de dimensionamiento, lo que llevó al desarrollo de un nuevo prototipo con un sistema de cableado optimizado.

En cuanto a la identificación de sistemas, se caracterizaron frecuencias de resonancia y se validaron modelos dinámicos MIMO, fundamentales para el diseño preliminar de compensadores y controladores. La implementación de leyes de control demostró la presencia de ruido en el sistema, mitigado mediante filtros Butterworth y Notch. Se logró reducir la primera resonancia en 3-8 [dB] y mejorar la calidad de la señal global. Estos resultados *confirman la viabilidad del concepto de ala activa* mediante una superficie segmentada como actuador de control, aunque es necesario optimizar aún más las estrategias de control.

Para la continuidad del proyecto, se proponen diversas mejoras. La identificación de sistemas puede beneficiarse de mejores sensores y tarjetas de adquisición que permitan aumentar la frecuencia de muestreo y reducir el ruido. También se recomienda una mayor capacidad de transferencia de datos mediante almacenamiento de datos en tarjeta SD para superar las limitaciones actuales del hardware. Además, se plantea rediseñar el sistema de adquisición, con tarjetas especializadas y sensores adicionales, lo que permitiría un control más preciso y adaptable a la velocidad del viento.

Las leyes de control requieren ajustes más precisos para mejorar la respuesta del sistema en aceleraciones elevadas y evitar inestabilidades. La implementación de un *control adaptativo* permitiría actuar sobre modos específicos, pero está limitada por el hardware actual. También se sugiere mejorar la compensación de la gravedad para adaptar dinámicamente la respuesta del sistema a diferentes velocidades de viento. Finalmente, se destaca la necesidad de integrar el control vibratorio con el control de inclinación del ala, un aspecto clave para su aplicación en aeronaves reales que aún no ha sido explorado en profundidad.

7. Bibliografía.

- [1] SERODON, M., VALENTINAS, T., (2024), « *Projet de Recherche en Ingénierie : Wing Prototype* ». Travail de recherche à l'INSA Lyon, identifiant : PRI-2023S9-SA301.
- [2] SATTAR, A., WANG, L., MOHAMED, A., FISHER, A., (2021), “*System Identification and Heuristic Control of Segmented Ailerons for Enhanced Stability of Fixed Wing UAVs*”. Journal of Automation, Mobile Robotics and Intelligent Systems Volume 15, N°3. DOI: 10.14313/JAMRIS/3-2021/14.
- [3] SATTAR, A., WANG, L., AHMED HOSHU, A., et al, (2022), “*Automatic Tuning and Turbulence Mitigation for Fixed-Wing UAV with Segmented Control Surfaces*”. Drones 2022, 6, 302. <https://doi.org/10.3390/drones6100302>.
- [4] NIMA MAHMOODI, S., CRAFT, M. J., SOUTHWARD, S. C., AHMADIAN, M., (2011), “*Active vibration control using optimized modified acceleration feedback with Adaptive Line Enhancer for frequency tracking*”. Journal of Sound and Vibration 303 (2011) 1300-1311.
- [5] LJUNG, L., (1999), “*System Identification Theory for the User*”. Linköping University Sweden, 2nd Edition, Prentice-Hall.
- [6] PREUMONT, A., (1997), “*Vibration Control of Active Structures: An Introduction*”, 4th Edition, Springer, ISBN 978-3-319-72295-5, <https://doi.org/10.1007/978-3-319-72296-2>.
- [7] RAO, S. S., (2011), “*Mechanical Vibrations*”, 5th Edition, Prentice Hall, ISBN 978-0-13-212819-3
- [8] MYDLARSKI, L., (2017), “*A turbulent quarter century of active grids : from Makita (1991) to the present*”. The Japan Society of Fluid Mechanics, journal of Fluid Dynamics. <https://doi.org/10.1088/1873-7005/aa7786>
- [9] WESTER, T. T. B., KRAUSS, J., NEUHAUS, L., HOLLING, A., GULKER, G., HOLLING, M., PEINKE, J., (2022), “*How to Design a 2D Active Grid for Dynamic Inflow Modulation*”. Journal of Flow, Turbulence and Combustion, ed 108, pages 955-972. <https://doi.org/10.1007/s10494-021-00312-8>