



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

**DISEÑO DE UN MECANISMO RÍGIDO-ELÁSTICO PARA PERFILES
AERODINÁMICOS DE GEOMETRÍA VARIABLE CON APLICACIÓN
EN VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS CONSIDERANDO
LOS REQUERIMIENTOS DE MISIÓN Y TRANSFORMACIÓN**

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
MAGISTER EN DISEÑO Y SIMULACIÓN**

Ing. VICTOR HUGO ALULEMA PULLUPAXI
victor.alulema@epn.edu.ec

DIRECTOR:
Ing. ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES, PhD.
victor.hidalgo@epn.edu.ec

CODIRECTOR:
Ing. VÍCTOR HUGO HIDALGO DÍAZ, DSc.
victor.hidalgo@epn.edu.ec

FECHA
Quito, junio de 2024

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por el **Ing. VICTOR HUGO ALULEMA PULLUPAXI**, bajo mi supervisión.

Ing. Esteban Alejandro Valencia Torres, PhD.

DIRECTOR DE PROYECTO

Ing. Victor Hugo Hidalgo Díaz, DSc.

CODIRECTOR DE PROYECTO

DECLARACIÓN

Yo, **Victor Hugo Alulema Pullupaxi**, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondiente a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.

Ing. Victor Hugo Alulema Pullupaxi

DEDICATORIA

Este trabajo está dedicado a mi yo del pasado, es decir al “Victor del 2022”, quien no se rindió y luchó hasta el final.

También dedico este trabajo a mi familia: mi padre Luis, mi madre Laura, mis hermanitas Pauli y Belén y a mi perrito de terapia “Woody”. Sólo ellos saben todo lo que he pasado en el transcurso de la realización de este trabajo.

AGRADECIMIENTO

Mi mayor agradecimiento a mi familia (Papá Luis, Mami Laura, hermanitas Pauli y Belén) por apoyarme y ayudarme a salir del estado emocional en el que estaba exactamente hace un año.

Aunque no lo pueda leer, en esta línea va un agradecimiento a mi gordo (mi perrito) “Woody”. Él no lo sabe, pero ayudó mucho.

Un agradecimiento con mucho amor para mi dulce Suany, quien con acciones y detalles me demuestra siempre lo orgullosa que está de mí. Gracias por llegar en el momento exacto y darme el empujoncito que me faltaba. Gracias también a la gordita “Isis”, quien ahora es mi segundo perrito de terapia.

Un agradecimiento especial al PhD. Esteban Valencia, mi director de tesis. Gracias por confiar en mi trabajo, gracias por darme la libertad de expresar mis ideas en la investigación, gracias por ser un gran mentor a lo largo de todos estos años de colaboración fructífera. Vamos por más proyectos.

Finalmente, quiero agradecer a todos las personas que son parte del laboratorio de UAVs, incluyendo a los “Inges”, los pasantes, los tesistas, y miembros del club. Gracias por el gran ambiente de trabajo, por el entorno colaborativo, y por hacer de ese laboratorio, un lugar en donde surgen ideas ambiciosas e innovadoras.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	10
Pregunta de Investigación	12
Objetivo general	12
Objetivos específicos	12
Alcance	12
MARCO TEÓRICO	13
1.1. Perfiles aerodinámicos y superficies alares de geometría variable (Morphing airfoil & Morphing wing)	13
1.1.1. Alas de longitud variable (Variable Span)	16
1.1.2. Espesor variable del perfil (Variable Airfoil Thickness)	17
1.1.3. Ángulo variable del borde de ataque (Variable Sweep)	19
1.2. Perfiles aerodinámicos de curvatura variable (Variable camber).....	21
1.2.1. Beneficios aerodinámicos y de desempeño de la tecnología de Variable Camber	21
1.2.2. Estrategias y mecanismos para implementar variable camber en un perfil aerodinámico	23
1.3. Contribución científica del trabajo de titulación	25
METODOLOGÍA	26
2.1. Diseño del mecanismo rígido-elástico	26
2.1.1. Diseño conceptual	26
2.1.2. Componente rígido: Mecanismo articulado	28
2.1.3. Componente elástico: Viga empotrada en un extremo	30
2.2. Requerimientos de misión: Condiciones de vuelo.....	32
2.3. Requerimientos de transformación: Adaptabilidad geométrica	33
2.4. Requerimientos de manufactura	35
2.5. Entorno computacional para diseño y optimización	36
2.5.1. Aerodinámica: CMPLXFOIL (Viscous Panel Method).....	36
2.5.2. Elasticidad mecánica: FEMpy	37

2.5.3. Interacción Fluido-Estructura: Loosely coupled method and Partitioned approach.	
39	
2.6. Parametrización de la geometría	44
2.6.1. Parametrización del perfil aerodinámico	45
2.6.2. Parametrización del mecanismo rígido-elástico	46
2.7. Algoritmo de optimización: Algoritmo SLSQP basado en gradientes.....	47
2.8. Optimización Multidisciplinaria del mecanismo	49
2.8.1. Función objetivo	50
2.8.2. Variables de diseño	51
2.8.3. Restricciones y requerimientos	52
RESULTADOS Y DISCUSIÓN	53
3.1. Resultados de optimización del mecanismo	53
3.2. Prototipo experimental 2D y 3D	55
3.3. Discusión: versatilidad y potenciales aplicaciones del mecanismo propuesto....	57
CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	59
4.1. Conclusiones	59
4.2. Trabajos Futuros	60
Referencias Bibliográficas	61

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Visión de la NASA respecto a la tecnología de Morphing wing en el marco del programa "Aviation beyond 2040"	14
Figura 1.2 Sistema de Variable span Morphing wing y ejemplo de mecanismo implementado en una aeronave que cuenta con esta tecnología	17
Figura 1.3 Mecanismo para transformación de perfiles aerodinámicos mediante la tecnología de Variable Thickness.....	19
Figura 1.4 Ejemplos de mecanismos y aeronaves que cuentan con tecnología de Variable Sweep.....	21
Figura 1.5 Sistemas de deformación de Variable camber: Deformación local (Sólo Trailing edge TE) y deformación global (Leading Edge LE y Trailing Edge TE)	25

Figura 2.1 Esquema conceptual del mecanismo propuesto basado en el acoplamiento de un sistema rígido y un sistema elástico	29
Figura 2.2 Descripción detallada del componente rígido del mecanismo propuesto: principio de funcionamiento y simplificaciones del modelo	31
Figura 2.3 Descripción detallada del componente elástico del mecanismo propuesto: principio de funcionamiento y condiciones de carga	32
Figura 2.4 Modificación del camber de un perfil aerodinámico desde un perfil base simétrico y otro asimétrico. Requerimientos de transformación para un mecanismo de Variable Camber	35
Figura 2.5 Estudio de convergencia y dependencia de malla para los solucionadores aerodinámico y estructural.....	39
Figura 2.6 Diagrama de flujo del algoritmo de FSI usando un método parcialmente acoplado con un enfoque de solución particionado.....	41
Figura 2.7 Rutina de acoplamiento de solucionadores (mallas computacionales) y transferencia de cargas desde CMPLXFOIL hacia FEMpy	44
Figura 2.8 Método de parametrización FFD	46
Figura 2.9 Parametrización del mecanismo empleado la técnica de diseño generativo	47
Figura 3.1 Resultados de la optimización multidisciplinaria del mecanismo propuesto	54
Figura 3.2 Prototipo 2D del mecanismo propuesto: prueba de concepto y principio de funcionamiento	56
Figura 3.3 Prototipo 3D del mecanismo propuesto: aplicación del mecanismo propuesto en superficies aerodinámicas tridimensionales, versatilidad y capacidad de deformación del mecanismo propuesto.....	57

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2.1 Condiciones de operación en crucero para una misión típica de un UAV de monitoreo.....	33
--	----

RESUMEN

Este trabajo presenta el diseño y optimización de un mecanismo para la transformación geométrica de perfiles aerodinámicos en vehículos aéreos no tripulados (UAV), considerando los requerimientos de misión y transformación. Se ha desarrollado un nuevo mecanismo que combina la durabilidad, estabilidad estructural y eficiencia mecánica de los mecanismos articulados con la simplicidad, peso reducido y movimiento preciso de los mecanismos elásticos. Además, se introduce un enfoque multidisciplinario que acopla las disciplinas de aerodinámica y aeroelasticidad, evaluando la interacción Fluido-Estructura. Se ha desarrollado un entorno de código abierto implementado en el lenguaje Python y ejecutado en Linux OS, que consiste en un solucionador aerodinámico basado en el método del panel, un solucionador de elementos finitos para evaluar el comportamiento elástico del mecanismo, y un módulo de parametrización y manipulación geométrica. Estos componentes se han acoplado en rutinas de optimización aerodinámica, interacción fluido-estructura, optimización multidisciplinaria. Para la optimización aerodinámica se ha empleado un algoritmo basado en gradiente (SLSQP). Finalmente, se han determinado perfiles aerodinámicos óptimos que reducen hasta un 20% el coeficiente de arrastre (C_D) en una sola condición de operación, y hasta un 13% considerando varios puntos de operación simultáneamente. Se destaca la importancia de la interacción fluido-estructura en el diseño del mecanismo y la utilidad de la optimización multidisciplinaria para modelar adecuadamente el comportamiento físico del mecanismo y cumplir con restricciones otras disciplinas como manufactura y desempeño de vuelo, evitando soluciones no factibles como las generadas por la optimización de una sola disciplina.

Palabras clave: Aerodinámica, Optimización, Multidisciplinaria, Fluido-estructura, Aeroelasticidad, Python, Geometría variable

ABSTRACT

This work presents the design and optimization of a variable-camber morphing wing mechanism for the geometric transformation of airfoil in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), considering mission and transformation requirements. A new mechanism has been developed that combines the durability, structural stability, and mechanical efficiency of articulated mechanisms (also known as rigid-linked mechanisms) with the simplicity, reduced weight, and precise and continuous motion of elastic mechanisms (also known as "compliant" mechanisms). Additionally, a multidisciplinary approach is introduced that couples the disciplines of aerodynamics and aeroelasticity by evaluating the Fluid-Structure interaction. An open-source environment has been developed, implemented in the Python language, and executed on the Linux operating system. The computational environment consists of an aerodynamic solver based on the panel method, a finite element solver to evaluate the elastic behavior of the mechanism, and a parametrization and geometric manipulation module. These three software components have been integrated into the following routines: aerodynamic optimization, fluid-structure interaction, and multidisciplinary and multipoint optimization. A gradient-based algorithm (SLSQP algorithm) has been employed for aerodynamic optimization, as the objective function is differentiable.

Finally, optimal airfoils have been determined, which can reduce the drag coefficient (C_D) by up to 20% in a single operating point and up to 13% when considering multiple operating points simultaneously. The study highlights the significance of fluid-structure interaction in the design optimization process, and the usefulness of multidisciplinary optimization to adequately model the physical behavior of the mechanism and meet constraints from other design disciplines such as manufacturing and flight performance, thus avoiding infeasible solutions generated by single-discipline optimization.

Keywords: Aerodynamics, Optimization, Multidisciplinary, Fluid-structure-interaction, Aeroelasticity, Python, Morphing geometry

DISEÑO DE UN MECANISMO RÍGIDO-ELÁSTICO PARA PERFILES AERODINÁMICOS DE GEOMETRÍA VARIABLE CON APLICACIÓN EN VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS CONSIDERANDO LOS REQUERIMIENTOS DE MISIÓN Y TRANSFORMACIÓN

INTRODUCCIÓN

La tecnología de perfiles aerodinámicos de geometría variable (*Morphing Airfoil* y *Morphing Wing*) ha ganado una gran importancia en el ámbito de la aviación, tanto en aviación tripulada como también en el sector de los Vehículos Aéreos no Tripulados (UAVs). Estudios previos han demostrado que esta tecnología tiene el potencial de incrementar el rendimiento aerodinámico de una aeronave, robustecer sus características de control, y mejorar de forma general su desempeño de vuelo. Estos beneficios se logran gracias a que las tecnologías de *Morphing airfoil* y *Morphing Wing* proporcionan a las aeronaves la capacidad de adaptar, modificar, o transformar la forma de sus perfiles aerodinámicos y de sus superficies alares durante el vuelo, con la finalidad de que puedan operar eficientemente en cada condición y fase de vuelo.

Existen numerosos conceptos de Morphing wing, incluyendo curvatura variable (Variable camber), espesor variable (Variable Thickness), borde de ataque deformable (Variable sweep), alas expandibles (Variable span), entre otros. Cada uno de estos conceptos de Morphing Wing tiene el potencial de mejorar el desempeño aerodinámico y de vuelo de una aeronave mediante diferentes principios físicos. Por ejemplo, el concepto de alas expandibles permite reducir la fuerza de arrastre inducida por la generación de la fuerza de sustentación (Lift-induced drag) y también reducir el peso específico que resisten las superficies alares (Wing loading).

Respecto al concepto de curvatura variable (Variable camber) y su relación con la aerodinámica de una aeronave, la capacidad de cambiar la curvatura de los perfiles o de las superficies alares ofrece ventajas considerables como por ejemplo reducir la fuerza de arrastre local, aumentar la fuerza de sustentación en las fases de vuelo de despegue y crucero, y controlar la transición de flujo laminar a turbulento en la superficie superior de un perfil aerodinámico. La posibilidad de ajustar la geometría del perfil de manera activa o pasiva permite optimizar la distribución de presiones y sustentación, lo que resulta en un aumento de la eficiencia aerodinámica. Durante la fase de despegue y aterrizaje, se puede aumentar la curvatura del ala para generar una mayor sustentación, lo que facilita el despegue y reduce la velocidad de aterrizaje. En cambio, durante la fase de crucero, se

puede reducir la curvatura para disminuir la fuerza de arrastre, aumentando la eficiencia y autonomía de vuelo.

En términos de control de vuelo, los perfiles aerodinámicos de curvatura variable ofrecen una mayor maniobrabilidad y estabilidad. Al modificar la forma del perfil, se puede ajustar la distribución de carga aerodinámica y controlar el centro de presión, lo que permite mejorar la respuesta y agilidad de la aeronave. Esto es especialmente valioso en el caso de los UAVs, donde la capacidad de respuesta rápida y maniobrabilidad precisa es fundamental para cumplir con las misiones asignadas, como la vigilancia, el reconocimiento, o el monitoreo volcánico como en el caso del proyecto PIM-21-01, del cual es parte este proyecto de titulación.

Sin embargo, el diseño e implementación de perfiles aerodinámicos de geometría variable plantea desafíos tecnológicos significativos. La aplicación de técnicas computacionales avanzadas, como la Optimización Multidisciplinaria (MDO) y la Interacción Fluido-Estructura (FSI), se ha vuelto fundamental para abordar estos desafíos. MDO permite optimizar el diseño considerando múltiples disciplinas, como la aerodinámica, la estructural y el control, para lograr soluciones más eficientes y equilibradas. De esta manera, se pueden encontrar configuraciones que maximicen el rendimiento aerodinámico sin comprometer la integridad estructural. Por otro lado, la FSI permite evaluar la interacción entre el flujo aerodinámico y la estructura del perfil, asegurando un diseño adecuado y evitando problemas como resonancia o fallos estructurales.

La capacidad de ajustar la geometría del perfil aerodinámico para adaptarse a diferentes perfiles de vuelo, velocidades y cargas útiles proporciona una mayor flexibilidad operativa y una optimización más completa del rendimiento. Al considerar múltiples puntos de operación, se pueden encontrar soluciones que ofrezcan un rendimiento óptimo en una amplia gama de condiciones de vuelo, mejorando la versatilidad y capacidad de respuesta del UAV.

Finalmente, las alas de geometría variable ofrecen beneficios significativos en términos aerodinámicos, de control de vuelo y rendimiento general para la aviación, especialmente en el ámbito de los UAVs. Sin embargo, el diseño y la optimización de estas alas requieren el uso de técnicas computacionales avanzadas, como MDO y FSI, así como la consideración de técnicas de optimización, para superar los desafíos técnicos y aprovechar al máximo las ventajas que ofrece esta tecnología. Con la aplicación adecuada de estas técnicas, se puede lograr una mejora significativa en la eficiencia, rendimiento y capacidad de vuelo de los UAVs.

Pregunta de Investigación

¿En qué porcentaje se puede mejorar el desempeño aerodinámico de un UAV al implementar un mecanismo de geometría variable de tipo rígido-elástico, diseñado y optimizado con técnicas computacionales avanzadas como MDO (optimización Multidisciplinaria) y FSI (interacción Fluido Estructura)?

Objetivo general

Diseñar un mecanismo rígido-elástico para perfiles aerodinámicos de geometría variable con aplicación en Vehículos Aéreos no Tripulados considerando los requerimientos de misión y transformación.

Objetivos específicos

- Realizar una revisión de literatura de los temas involucrados en el desarrollo de este trabajo de titulación
- Determinar los perfiles aerodinámicos óptimos para las condiciones de operación del UAV
- Desarrollar el concepto del mecanismo rígido-elástico para la transformación geométrica de los perfiles aerodinámicos del UAV
- Diseñar y optimizar el mecanismo rígido-elástico considerando la interacción fluido estructura (FSI) y la optimización multidisciplinaria (MDO)
- Construir un prototipo del mecanismo rígido-elástico para la transformación geométrica de los perfiles aerodinámicos del UAV

Alcance

El presente trabajo tiene como objetivo diseñar un mecanismo rígido-elástico para modificar la curvatura de perfiles aerodinámicos de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV). Para lo cual este trabajo se enfoca específicamente en las siguientes actividades: i) definición de una misión de vuelo típica de un UAV de monitoreo para definir las condiciones de operación a emplearse en los procesos de optimización, ii) descripción conceptual del mecanismo propuesto, iii) ensamblaje de un entorno computacional que permita realizar diversos estudios de diseño y optimización, incluyendo optimización multipunto, y multidisciplinaria (MDO), iv) modelado 3D y construcción de un prototipo bidimensional del mecanismo que ilustre el principio de funcionamiento propuesto.

MARCO TEÓRICO

1.1. Perfiles aerodinámicos y superficies alares de geometría variable (Morphing airfoil & Morphing wing)

El concepto de "Morphing wing" se basa en la capacidad de cambiar la geometría del ala durante el vuelo para adaptarse de manera óptima a las diferentes condiciones aerodinámicas. Este ajuste se logra mediante el uso de mecanismos activos o pasivos que permiten realizar modificaciones en la envergadura, cuerda, curvatura, torsión y espesor del ala (Ameduri and Concilio 2023; Li et al. 2018). Estos ajustes pueden realizarse de manera continua o discreta, dependiendo del diseño específico de la aeronave y los requisitos de rendimiento establecidos. Los mecanismos activos utilizan actuadores y sistemas de control para realizar los ajustes requeridos en tiempo real durante el vuelo. Estos actuadores pueden incluir sistemas hidráulicos, neumáticos, electromecánicos o piezoeléctricos, que proporcionan la capacidad de movimiento y deformación controlada de las superficies del ala (Bilgen et al. 2010; Zhao and Kapania 2020). Los sistemas de control monitorean las condiciones aerodinámicas y otras variables de vuelo para determinar los ajustes óptimos en la geometría del ala y activar los actuadores correspondientes. Por otro lado, los mecanismos pasivos aprovechan propiedades físicas y estructurales específicas para permitir cambios en la geometría del ala sin la necesidad de sistemas de control activos (Urnes and Nguyen 2013). Por ejemplo, materiales compuestos inteligentes pueden utilizar la respuesta a estímulos como cambios de temperatura o presión para inducir deformaciones en el ala (Mkhoyan et al. 2020). Además, se pueden utilizar dispositivos como uniones flexibles o sistemas de bloqueo mecánico para permitir ajustes específicos en la forma del ala según las condiciones de vuelo (Gomes and Palacios 2020).

Estudios previos sobre Morphing wing y Morphing airfoil para aviación civil y aviación no tripulada (UAV) han demostrado los potenciales beneficios de estas tecnologías en términos aerodinámicos, control de vuelo y maniobrabilidad, consumo de potencia, y eficiencia de vuelo (Eguea, da Silva, and Catalano 2020; Jentys and Breitsamter 2023; Ting et al. 2018). Respecto a la aerodinámica de una aeronave, Morphing wing permite por ejemplo reducir la resistencia inducida, que es la resistencia generada por la generación de sustentación. Al minimizar la resistencia inducida, se mejora la eficiencia global de la aeronave. Otro de los principales beneficios aerodinámicos del Morphing wing es la capacidad de optimizar la distribución de sustentación a lo largo del ala (Qiang et al. 2022). Al ajustar la geometría del ala, se pueden lograr perfiles de flujo más favorables, lo cual se

traduce en una mejora en la eficiencia aerodinámica del UAV, ya que se minimizan los efectos de arrastre asociados con las regiones de flujo separado o los puntos de estancamiento en el ala (Di Luca et al. 2020). Además, Morphing wing permite adaptar la forma del ala para lograr perfiles de flujo laminar mejorados. Los perfiles de flujo laminar tienen una menor resistencia viscosa en comparación con los perfiles de flujo turbulento, lo que contribuye a una reducción adicional de la resistencia aerodinámica (Jentys and Breitsamter 2023). Al ajustar la geometría del ala para promover el flujo laminar en regiones clave, se puede lograr una mejora adicional en el rendimiento aerodinámico y una reducción en el consumo de energía del UAV. Otro beneficio aerodinámico importante de Morphing wing es la capacidad de adaptarse a diferentes regímenes de vuelo. Por ejemplo, durante maniobras a alta velocidad, el ala puede ajustar su forma para reducir la resistencia y permitir un vuelo más eficiente. Por otro lado, durante maniobras a baja velocidad, como el despegue y el aterrizaje, el ala puede adaptarse para proporcionar una mayor sustentación y mejorar la capacidad de control y estabilidad del UAV (Mestrinho, Gamboa, and Santos n.d.). En efecto, la NASA (National Aeronautics and Space Administration) ha considerado a Morphing wing como una tecnología que revolucionará la aerodinámica de las aeronaves tripuladas y no tripuladas del futuro, por esta razón la NASA se encuentra desarrollando conceptos de aeronaves y mecanismos de transformación geométrica, como los que se observan en la Figura 1.1, como parte del programa "Aviation beyond 2040". En esta figura se observan dos conceptos de aeronaves no tripuladas que incorporan tecnología de Morphing wing. En la derecha se observa una aeronave con la capacidad de modificar la forma de la punta de sus alas, mientras que en la izquierda se muestra una aeronave que tiene la capacidad de modificar el ángulo de inclinación del borde de ataque, y la distribución de torsión en el ala.

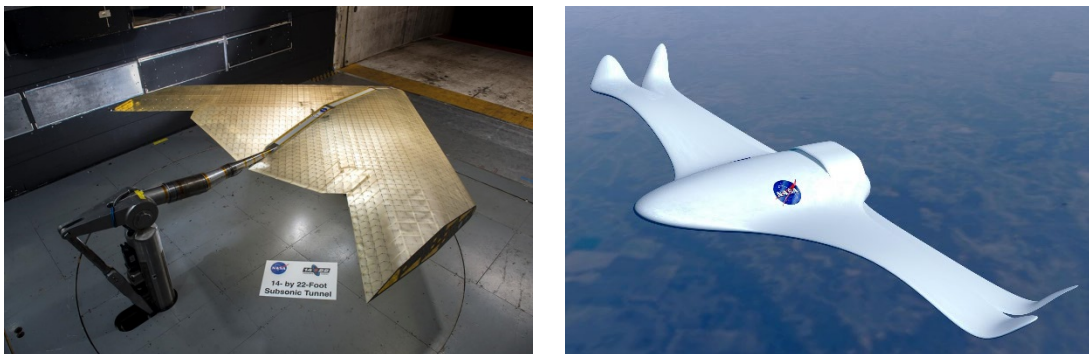


Figura 1.1 Visión de la NASA respecto a la tecnología de Morphing wing en el marco del programa "Aviation beyond 2040"

Respecto a los beneficios para el control de vuelo, se puede destacar la capacidad de mejorar la estabilidad direccional. Al ajustar la geometría del ala, se puede lograr una distribución de sustentación más equilibrada, lo que contribuye a una mejor estabilidad direccional y evita oscilaciones indeseables o pérdidas de control. Esto es particularmente importante durante maniobras de vuelo agresivas o en condiciones de viento fuerte, donde mantener la estabilidad direccional es crucial para la seguridad y el rendimiento de la aeronave (Ajanic et al. 2020). En general, Morphing wing permite mejorar la capacidad de respuesta y la agilidad de la aeronave en diferentes condiciones de vuelo. Al modificar la distribución de sustentación y resistencia, se puede lograr una mayor capacidad de maniobra y una respuesta más rápida a las entradas de control. Esto resulta útil en situaciones que requieren maniobras complejas, como evasiones rápidas de obstáculos o cambios rápidos en la configuración de vuelo, lo cual contribuye a una mayor precisión en la navegación y una mejor capacidad de cumplir con los objetivos de la misión. En el caso particular de UAVs, la mejora en estabilidad direccional gracias a Morphing wing permite capturar imágenes con mayor precisión, lo cual es muy útil para aplicaciones como mapeo aéreo que requiere una plataforma estable para la recolección aérea de datos.

Finalmente, los beneficios de Morphing wing se pueden analizar desde un punto de vista energético y de desempeño de misión mediante parámetros mucho más tangibles como el tiempo de vuelo, la distancia de vuelo, el consumo de potencia, o incluso costos operacionales. Por ejemplo, se ha discutido anteriormente que Morphing wing permite reducir la resistencia al avance y mejorar la relación sustentación-arrastre (L/D) lo que resulta en una mayor eficiencia en el consumo de combustible o energía eléctrica (Egueva et al. 2020; Urnes and Nguyen 2013). Al optimizar la eficiencia aerodinámica mediante el ajuste de la geometría del ala, se reduce la resistencia al avance. Esto significa que se requiere una menor demanda de potencia para mantener una determinada velocidad o altitud de vuelo. En el mismo contexto, al reducir el consumo de energía (ya sea combustible o energía eléctrica), se logra una mayor eficiencia energética, lo cual permite la ejecución de misiones de mayor duración y cobertura de área sin necesidad de recarga frecuente. En el caso particular de UAVs alimentados por sistemas eléctricos, donde la optimización del consumo de energía es esencial para maximizar la duración de la batería y la autonomía de vuelo, Morphing wing juega un papel relevante en misiones en las que se requiera maximizar la eficiencia aerodinámica, extender la autonomía de vuelo, maximizar la capacidad de carga y mejorar la estabilidad durante el despliegue de equipos.

Existen diversos mecanismos para producir la transformación geométrica de un perfil aerodinámico o de las alas de una aeronave, entre los que se pueden destacar los

siguientes mecanismos: i) modificación de la curvatura de un perfil aerodinámico (Variable camber), ii) incremento de la longitud de las alas (Variable wingspan), iii) variación de la distribución del espesor en los perfiles aerodinámicos (Variable Thickness), y iv) variación del ángulo de inclinación del borde de ataque de las alas (Variable sweep). A continuación, se discute el principio de funcionamiento y los beneficios asociados con cada tipo de mecanismo de Morphing wing. El mecanismo de “Variable Sweep” o *curvatura variable* se lo abordará con mayor detalle en una sección posterior.

1.1.1. Alas de longitud variable (Variable Span)

Variable Span Morphing Wing (VSMW) se refiere a la capacidad de modificar la longitud de las alas de una aeronave durante el vuelo, esta es una tecnología que promete mejorar el rendimiento de las aeronaves tanto tripuladas como no tripuladas (UAVs) desde una perspectiva aerodinámica, de performance y de control de vuelo. Esta tecnología se basa en el concepto de adaptabilidad estructural, permitiendo que el ala pueda cambiar su configuración para adaptarse a diferentes condiciones de vuelo, mediante el uso de mecanismos articulados o elásticos que facilitan la extensión o retracción de las alas de la aeronave en tiempo real (Anon 2020; Mestrinho et al. 2021).

En términos aerodinámicos, la modificación de la longitud de las alas de una aeronave permite adaptar la configuración del UAV a las condiciones de vuelo específicas, lo que resulta en mejoras significativas en la eficiencia aerodinámica (Ajaj et al. 2013). Por ejemplo, al reducir la envergadura del ala, se logra una reducción en la fuerza de arrastre inducida, generada por la formación de vórtices en los extremos del ala, los cuales son una fuente de pérdida de energía y contribuyen a la fuerza de arrastre total del UAV. Esta reducción de la fuerza de arrastre inducida se produce específicamente por la reducción del área expuesta, lo cual a la vez reduce la resistencia por fricción, siempre y cuando se usen materiales con mínima rugosidad (Ajaj et al. 2013; Vocke et al. 2011). Por otro lado, al incrementar la longitud de las alas juntamente con una reducción de la distribución del espesor de las secciones transversales, se puede lograr el incremento de la fuerza de sustentación y mejorar su distribución sin generar fuerza de arrastre por fricción adicional. Además, la variabilidad de la longitud de las alas permite optimizar la distribución de la sustentación a lo largo del ala, reduciendo las cargas aerodinámicas no deseadas. Esto conlleva a una mejora en la estabilidad y control del UAV, especialmente en situaciones de vuelo extremas o en presencia de turbulencias. La capacidad de adaptar la longitud de las alas de manera activa brinda a una aeronave una mayor capacidad de respuesta y control, lo que es esencial para misiones que requieren maniobras precisas y rápidas.

Los mecanismos utilizados en los VSMW pueden incluir sistemas de despliegue mecánico, sistemas de plegado, sistemas de segmentación y sistemas de deslizamiento telescópico. Estos mecanismos pueden ser accionados por una variedad de actuadores, como motores eléctricos, sistemas hidráulicos, sistemas neumáticos o sistemas piezoeléctricos (Ajaj et al. n.d., Anon 2020; Mestrinho et al. 2021; Vocke et al. 2011). La elección del mecanismo y el actuador depende de diversos factores, como los requisitos de peso, la respuesta dinámica deseada y la complejidad del sistema. Por ejemplo, los sistemas piezoeléctricos son conocidos por su alta precisión y rápida respuesta, pero pueden presentar limitaciones en términos de fuerza de actuación. Es importante destacar que el diseño de los mecanismos y actuadores debe considerar la integración con otros sistemas a bordo del UAV, así como la durabilidad y confiabilidad en condiciones operativas. La siguiente figura (Figura 1.2) ilustra la idea de variable span, presenta ejemplos de mecanismos. El mecanismo de la izquierda consiste en un sistema telescópico expandible y retráctil que adapta la longitud de las alas de acuerdo con el peso de la carga útil que lleva la aeronave y a las condiciones de operación como altitud y velocidad de vuelo, mientras que el mecanismo de la derecha presenta un sistema basado en una estructura y cobertura flexible que se expande de acuerdo a los requerimientos de la misión.

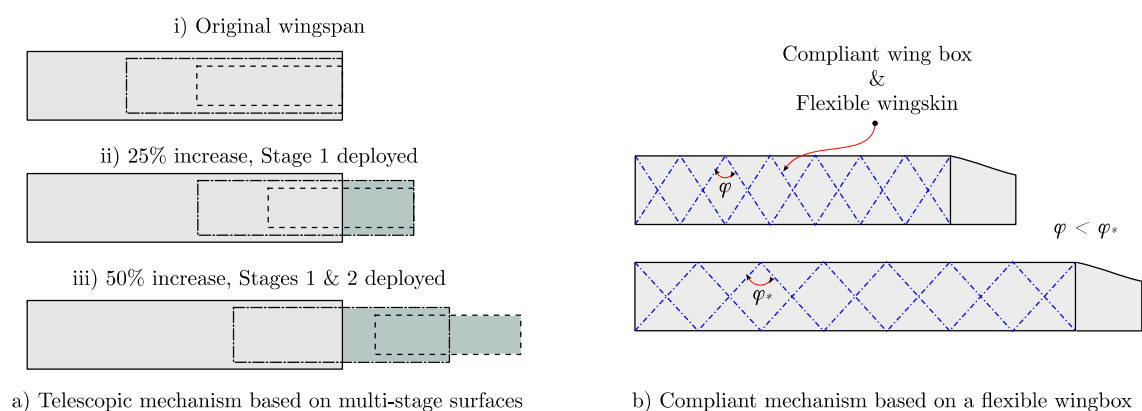


Figura 1.2 Sistema de Variable span Morphing wing y ejemplo de mecanismo implementado en una aeronave que cuenta con esta tecnología

1.1.2. Espesor variable del perfil (Variable Airfoil Thickness)

El concepto de Variable Airfoil Thickness permite modificar el espesor del perfil aerodinámico del ala durante el vuelo. Variable Thickness en las alas Morphing Wing ofrece mejoras significativas en términos aerodinámicos. Al ajustar el espesor del perfil aerodinámico del ala, se puede controlar la distribución de presiones y la generación de la fuerza de arrastre (Gamble, Moosavian, and Inman n.d.). Por ejemplo, en situaciones de vuelo de alta velocidad, se puede reducir el espesor del perfil para disminuir la fuerza de

arrastre parasitaria y mejorar la eficiencia aerodinámica (Grant, Abdulrahim, and Lind 2010; Moosavian et al. 2016). Por otro lado, en maniobras de baja velocidad, se puede aumentar el espesor del perfil para generar una mayor sustentación, lo que resulta en una mejor capacidad de despegue y aterrizaje. Además, la variabilidad en el espesor del perfil también permite optimizar la relación sustentación-arrastre (L/D), lo que contribuye a una mayor eficiencia global de la aeronave, lo que se traduce en una reducción del consumo de combustible o energía eléctrica y una mayor autonomía de vuelo. Además, al disminuir la resistencia parasitaria, se puede alcanzar una mayor velocidad de crucero sin aumentar el consumo energético, lo que contribuye a una mejor performance de la aeronave (Gamble et al. n.d.; Grant et al. 2010; Moosavian et al. 2016).

Los mecanismos utilizados en las alas Morphing Wing con tecnología de Variable Thickness incluyen sistemas de plegado, sistemas de segmentación y sistemas de acorde deslizante, la Figura 1.3 presenta algunos ejemplos de mecanismos que ilustran el principio de funcionamiento de los mecanismos de Variable Thickness. Estos mecanismos permiten cambios controlados en el grosor del perfil aerodinámico del ala durante el vuelo. En términos de actuadores, se utilizan una variedad de sistemas, como motores eléctricos, sistemas hidráulicos, sistemas neumáticos y sistemas piezoeléctricos (Ameduri and Concilio 2023; Li et al. 2018). La elección del mecanismo y el actuador se basa en consideraciones como la respuesta dinámica requerida, los requisitos de peso y la complejidad del sistema. Generalmente, la tecnología de Variable Thickness no se emplea de forma aislada, sino que se emplea en combinación con otras tecnologías de Morphing wing como Variable camber y Variable span. En el caso de Variable camber, muchos mecanismos permiten modificar la curvatura del perfil mediante la modificación de la distribución del espesor del perfil aerodinámico, mientras que en el caso de variable span, la reducción o incremento del espesor del perfil se logra mediante la expansión o contracción de las alas de la aeronave, lo anterior se logra generalmente con el uso de mecanismos y materiales elásticos.

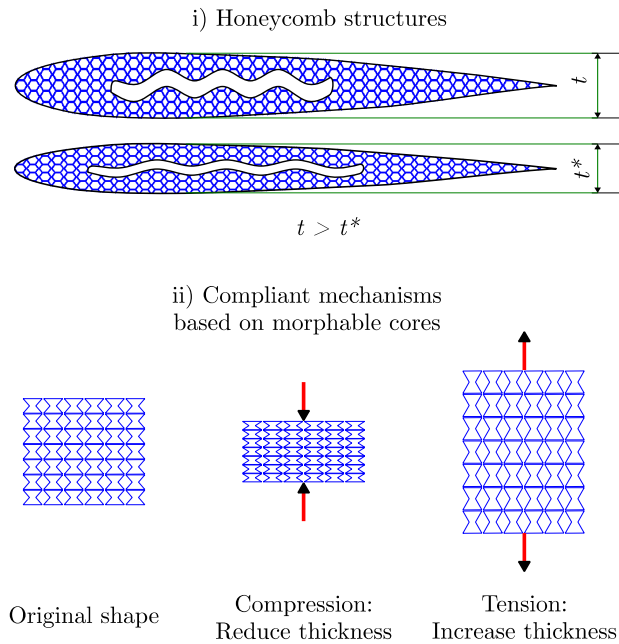


Figura 1.3 Mecanismo para transformación de perfiles aerodinámicos mediante la tecnología de Variable Thickness

1.1.3. Ángulo variable del borde de ataque (Variable Sweep)

La tecnología de Variable Sweep aprovecha el concepto de la regla de área variable, que permite adaptar la superficie alar en función de las condiciones de vuelo. Al variar el ángulo de sweep del ala, es posible modificar la distribución de carga aerodinámica y reducir la resistencia inducida y parasitaria en vuelos de alta velocidad, principalmente (Grant et al. 2010; Moosavian et al. 2016). Esto se logra mediante la reducción del área del ala y la disminución de la longitud efectiva del ala, lo que permite alcanzar velocidades subsónicas y supersónicas con menor resistencia. La tecnología de Variable Sweep ha sido objeto de investigación durante varias décadas. Se han observado aplicaciones exitosas en aeronaves militares y civiles. En los últimos años, también se ha explorado el uso de Variable Sweep en vehículos aéreos no tripulados (UAVs) para maniobras de aterrizaje, y para mejorar su rendimiento aerodinámico (Gamble et al. n.d.). Además, se ha investigado su implementación en vehículos aéreos micro (MAVs) con el objetivo de lograr una alta eficiencia aerodinámica y un fácil lanzamiento.

En términos aerodinámicos, se ha comprobado que la tecnología de Variable Sweep ofrece beneficios significativos. Por ejemplo, se ha encontrado que Variable Sweep en vehículos aéreos micro puede mejorar la relación sustentación/arrastre (L/D) en un factor de 2.6 a altas velocidades, debido a una reducción del arrastre parásito (Moosavian et al. 2016). Se ha determinado también que las alas con Variable Sweep mejoran el rendimiento

aerodinámico en diferentes regímenes de vuelo, incluyendo el régimen subsónico, transónico, y supersónico. En vuelo de alta velocidad, al desplegar el ala hacia atrás se reduce la resistencia inducida y se mejora la eficiencia aerodinámica (Dai et al. 2020; Muhammad Umer et al. 2020). Esto se traduce en una mayor velocidad máxima, un menor consumo de combustible y una mayor autonomía de vuelo. Por otro lado, al barrer el ala hacia adelante, se mejora la capacidad de maniobra en vuelo de baja velocidad, lo que resulta en un menor despegue y aterrizaje.

El control de vuelo de una aeronave con alas de Variable Sweep presenta desafíos particulares debido a la velocidad a la que se realiza la modificación del ángulo de inclinación del borde de ataque (Grant et al. 2010; Muhammad Umer et al. 2020). Se requiere un sistema de control sofisticado que ajuste continuamente este ángulo en función de las condiciones de vuelo. Esto implica la integración de sensores, algoritmos de control y actuadores eficientes y de respuesta extremadamente rápida que permitan una respuesta estable y precisa. En términos de consumo de energía, si bien la modificación de las alas mediante Variable Sweep agrega peso y complejidad al sistema, los beneficios (Moosavian et al. 2016) efectos negativos. Además, los avances en la eficiencia energética de los actuadores y sistemas de control han permitido reducir aún más el consumo de energía asociado con la variabilidad del ángulo de Sweep (Gamble et al. n.d.; Grant et al. 2010; Moosavian et al. 2016).

La implementación de Variable Sweep requiere de mecanismos y actuadores sofisticados que permitan variar el ángulo del borde de ataque del ala de manera segura y precisa. En la actualidad, se utilizan principalmente dos enfoques: mecanismos de traslación lineal y mecanismos de rotación. Los mecanismos de traslación lineal emplean sistemas hidráulicos o eléctricos para desplazar las secciones del ala hacia adelante o hacia atrás, variando así el ángulo de Sweep. Estos sistemas ofrecen una mayor precisión en la variación del ángulo de barrido y permiten una mayor flexibilidad en términos de diseños de alas (Dai et al. 2020). Por otro lado, los mecanismos de rotación utilizan sistemas de pivote y engranajes para cambiar el ángulo de barrido del ala. Estos mecanismos son más sencillos en términos de diseño y tienen un menor peso, pero pueden presentar limitaciones en cuanto a la precisión y flexibilidad de las configuraciones del ala (Gamble et al. n.d.; Grant et al. 2010).

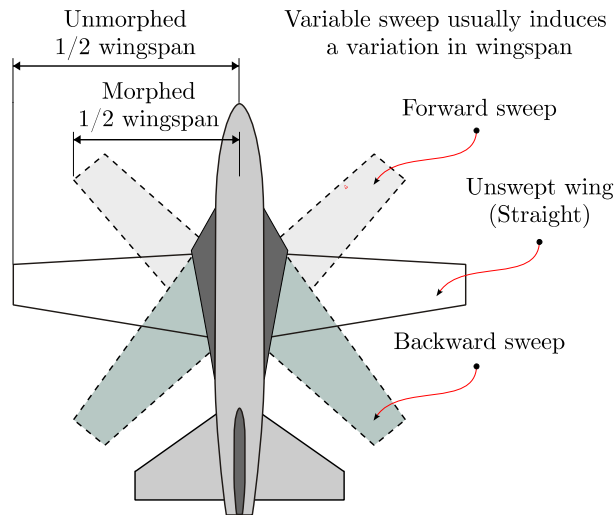


Figura 1.4 Ejemplos de mecanismos y aeronaves que cuentan con tecnología de Variable Sweep.

1.2. Perfiles aerodinámicos de curvatura variable (Variable camber)

Las alas con curvatura variable (Variable Camber) permiten ajustar la geometría del perfil aerodinámico según los requerimientos de la misión y las condiciones de operación de cada fase de vuelo con el fin de mejorar el rendimiento aerodinámico de la aeronave (Egueva et al. 2020; Mkhoyan et al. 2020; Urnes and Nguyen 2013). Por ejemplo, permiten aumentar el coeficiente de sustentación durante la fase de despegue (Take-off) y ascenso (Climb), reducir la velocidad de pérdida (Stall speed) y el peso específico que soportan las alas (también conocido como carga alar o wing loading, en inglés), controlar la transición del flujo de laminar a turbulento, aumentar la relación máxima de sustentación/arrastre (Lift-to-drag ratio, L/D), y principalmente disminuir algunos componentes de la fuerza de arrastre, incluyendo el arrastre de forma (forma drag), el arrastre inducido por la generación de la fuerza de sustentación (Lift-induced drag), el arrastre por fricción superficial (skin-friction drag), y el arrastre por ondas de choque (Wave drag) (Jentys and Breitsamter 2023; Murua, Palacios, and Peiró 2010; Ting et al. 2018).

1.2.1. Beneficios aerodinámicos y de desempeño de la tecnología de Variable Camber

Respecto al arrastre de forma, también conocido como arrastre de presión o arrastre de perfil, se produce debido a la resistencia que encuentra un objeto al moverse a través de un fluido, es decir está relacionado directamente con la forma y geometría de su superficie.

Cuando un ala se mueve a través del aire, se generan fuerzas de presión que varían a lo largo de esta debido a la forma y contorno de su perfil aerodinámico (Murua et al. 2010). El arrastre de forma es causado por las diferencias de presión que existen entre el flujo de fluido en la parte delantera y posterior del objeto. Sin embargo, al cambiar la curvatura del perfil aerodinámico, es posible optimizar la forma de la superficie del ala y minimizar el arrastre de forma (Moosavian et al. 2016; Woods, Dayyani, and Friswell 2015; Zhang et al. 2019). Al ajustar la curvatura de manera adecuada, se puede lograr una distribución más uniforme de las presiones tanto en la superficie superior e inferior, lo que reduce las diferencias de presión y, por lo tanto, el arrastre de forma (Bilgen et al. 2010). La optimización de la curvatura del perfil aerodinámico se logra mediante mecanismos de cambio de curvatura (Variable camber), los cuales permiten suavizar la transición del flujo de fluido alrededor del objeto, reduciendo las áreas de separación y minimizando las regiones de alta presión que generan arrastre (Eguea et al. 2020; Majid and Jo 2021; Zhang et al. 2019).

El arrastre por fricción superficial de aeronaves y otros dispositivos aerodinámicos también puede ser reducido mediante el uso de la tecnología de Variable Camber (Reist, Koo, and Zingg 2022; Ting et al. 2018). El mecanismo de generación de arrastre por fricción consiste en que la capa límite de flujo de aire adyacente a la superficie de un objeto sufre un incremento de velocidad y turbulencia debido a la fricción entre el flujo de aire y la superficie externa del ala (Jentys and Breitsamter 2023; Majid and Jo 2021; Weishuang, Yun, and Peiqing 2017). El cambio de curvatura del perfil aerodinámico puede influir en la capa límite de flujo de aire y, por lo tanto, en el arrastre de fricción superficial. Al ajustar la curvatura del perfil, es posible modificar la distribución de velocidades y presiones en la capa límite. Esto puede resultar en la reducción del espesor de la capa límite y en la disminución del gradiente de velocidad, lo que a su vez reduce la resistencia generada por la fricción. La optimización de la geometría de la superficie aerodinámica, mediante el cambio de curvatura, permite adaptar la forma del perfil a diferentes condiciones de vuelo. Por ejemplo, es posible ajustar la curvatura del perfil para evitar la transición temprana de la capa límite laminar a la turbulenta, lo que puede reducir aún más el arrastre de fricción superficial (Jentys and Breitsamter 2023; Urnes and Nguyen 2013).

Variable camber también puede contribuir a la reducción del arrastre de onda, el cual se produce en velocidades transónicas (cerca de la velocidad del sonido) y supersónicas (por encima de la velocidad del sonido). Se origina debido a la formación de ondas de choque alrededor de la aeronave. Estas ondas de choque son generadas cuando el flujo de aire alrededor de la aeronave se acelera hasta alcanzar velocidades supersónicas, creando

discontinuidades en el flujo y zonas de alta presión, lo que resulta en el arrastre de onda, el cual puede afectar negativamente la eficiencia aerodinámica y el rendimiento de la aeronave. Sin embargo, el cambio de curvatura en el perfil aerodinámico mediante Variable camber puede tener un impacto en la forma y el patrón de las ondas de choque, lo que a su vez puede ayudar a reducir el arrastre de onda (Gamble et al. n.d.). Al modificar la forma del perfil, es posible controlar la distribución de presiones alrededor de la aeronave y, en consecuencia, influir en la formación y el comportamiento de las ondas de choque. El objetivo es gestionar las ondas de choque para evitar la formación de ondas de alta frecuencia y minimizar la resistencia generada por el arrastre de onda (Niu et al. 2020). Mediante el cambio de curvatura y la manipulación de la geometría del perfil aerodinámico, se pueden diseñar perfiles que ayuden a controlar y restringir las ondas de choque, reduciendo así el arrastre de onda.

Estos beneficios aerodinámicos podrían mejorar significativamente no solo el rendimiento de la misión de la aeronave, sino también sus características Aero estructurales, propulsivas y de control de vuelo. Teniendo en cuenta los mencionados beneficios, la tecnología de alas con variable camber ha sido ampliamente investigada para su uso en aeronaves de transporte y también en vehículos aéreos no tripulados (Alulema et al. 2020; Mkhoyan et al. 2020; Zhao et al. 2019; Zhao and Kapania 2020). En el campo de la aviación civil, la investigación sobre el camber variable se ha centrado más en la deformación del borde de fuga o “trailing-edge” para mejorar el control de vuelo. Por otro lado, la investigación sobre Variable camber para UAVs se ha centrado más en el desarrollo de dispositivos aerodinámicos totalmente deformables, capaces de mejorar el rendimiento y el control de los UAVs según los requisitos de la misión de vuelo (Ting et al. 2018; Urnes and Nguyen 2013; Weishuang et al. 2017). El alto grado de libertad en el diseño de UAVs permite incorporar y probar fácilmente tecnologías novedosas, incluyendo el camber variable y otros conceptos de alas deformables, a diferencia del campo de la aviación civil, donde se deben considerar los problemas de certificación al evaluar la viabilidad de una nueva tecnología.

1.2.2. Estrategias y mecanismos para implementar variable camber en un perfil aerodinámico

La modificación del camber del perfil aerodinámico puede ocurrir local o globalmente mediante la deformación del borde de ataque o “leading edge” o el borde de fuga del perfil aerodinámico, o una combinación de ambos (Alulema et al. 2020; Majid and Jo 2021). La deformación local del camber generalmente ocurre en el borde de fuga del perfil

aerodinámico y permite reemplazar las superficies de control de alta sustentación convencionales (High-lift devices) como, por ejemplo, flaps y alerones (Ting et al. 2018; Urnes and Nguyen 2013). Según estudios previos, la deformación local del camber permite mejorar las características de control de vuelo del ala debido a la transición suave entre el ala principal y las superficies de sustentación de control. Por otro lado, el ajuste global del camber (es decir, la deformación del borde de ataque y el borde de fuga) permite convertir toda el ala en un dispositivo aerodinámico altamente versátil, capaz de funcionar bien en diferentes condiciones de vuelo y regímenes de flujo (Ajanic et al. 2020; Moosavian et al. 2016). La Figura 1.5 ilustra los dos tipos de deformación de la curvatura de un perfil aerodinámico.

En la literatura, hay muchas estrategias para modificar el camber del perfil aerodinámico; sin embargo, solo algunas de ellas son factibles de implementar en términos de nivel tecnológico, confiabilidad y costos (Alulema et al. 2020; Majid and Jo 2021). Se han podido identificar dos estrategias principales para modificar la curvatura de un perfil aerodinámico. La primera estrategia se basa en los principios de funcionamiento de los mecanismos flexibles también conocidos como “Compliant”, los cuales aprovechan el comportamiento elástico de los materiales para producir un cierto movimiento o deformación (Murua et al. 2010; Woods et al. 2015; Zhang et al. 2019). El desempeño de esta estrategia depende en gran medida de las propiedades elásticas del material, la topología del mecanismo elástico (es decir, la distribución espacial del material) y el proceso de fabricación, para lo cual generalmente se emplea procesos de manufactura aditiva. La segunda estrategia consiste en articular elementos rígidos para producir un movimiento o deformación. Este tipo de mecanismos se rigen por las ecuaciones de movimiento de Newton-Euler y su funcionamiento depende en gran medida de definir los ajustes y tolerancias entre los elementos rígidos articulados (Qiang et al. 2022; Shi et al. 2023; Zhang, Kang, and Li 2023; Zhao et al. 2019). La fricción superficial y la lubricación también desempeñan un papel importante en los mecanismos articulados rígidos. A continuación, se presenta una revisión de literatura sobre estos dos grupos de mecanismos para variable camber, abordando los avances recientes, y sus características funcionales.

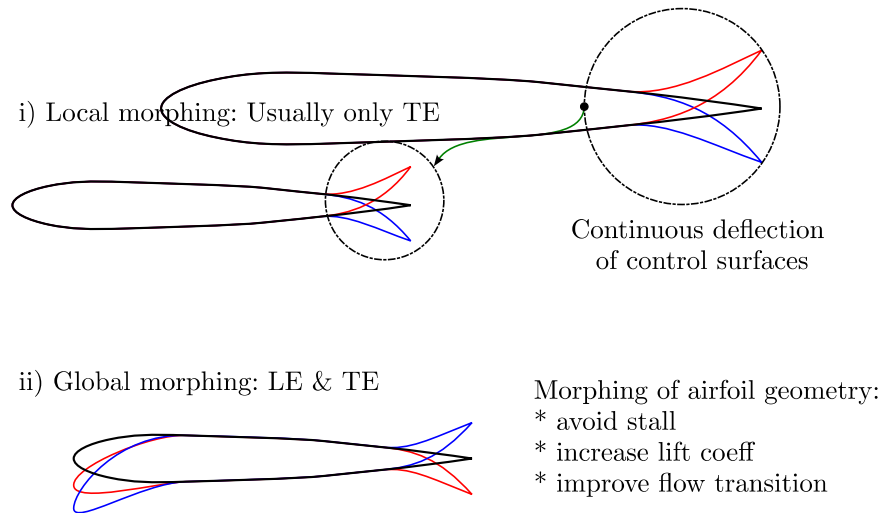


Figura 1.5 Sistemas de deformación de Variable camber: Deformación local (Sólo Trailing edge TE) y deformación global (Leading Edge LE y Trailing Edge TE)

1.3. Contribución científica del trabajo de titulación

Estudios previos se han enfocado mayormente en la prueba conceptual del mecanismo, es decir en demostrar su funcionamiento. Mientras que otros estudios se han enfocado en la optimización topológica o aerodinámica, de manera desacoplada. El presente estudio presenta un enfoque multidisciplinario para el diseño y optimización de mecanismos de Variable Camber Morphing Wing, considerando la interacción entre las dos disciplinas principales que son aerodinámica y elasticidad mecánica, y a la vez incorporando los requerimientos y restricciones de misión, transformación, e incluso manufactura. De esta forma, se garantiza que los perfiles aerodinámicos diseñados para cada condición de vuelo y el mecanismo optimizado representan soluciones factibles desde diferentes perspectivas. Por otro lado, este trabajo introduce un mecanismo innovador que tiene el potencial de mejorar considerablemente el desempeño de UAVs para aplicaciones de monitoreo como las que se desarrollan en el proyecto PIM-21-01. El mecanismo propuesto es innovador ya que combina de forma óptima los beneficios de los dos principales grupos de mecanismos para variable camber (mecanismos rígidos y mecanismos elásticos), generando un diseño robusto, eficiente y versátil. Resumiendo, las dos principales contribuciones de este trabajo de titulación son el entorno computacional y el enfoque de optimización multidisciplinaria, y el nuevo diseño de mecanismo para transformación global de la curvatura de perfiles aerodinámicos.

METODOLOGÍA

En esta sección se presenta la metodología de diseño y optimización que se ha desarrollado en el presente trabajo. Primero se describe la idea detrás del concepto del mecanismo rígido-elástico propuesto en este trabajo, se analiza su principio de funcionamiento, y se presenta las simplificaciones y consideraciones del modelo numérico que describe al mecanismo, es decir las condiciones de carga, los principios físicos que describen el comportamiento del componente rígido y del componente elástico del mecanismo, y el acoplamiento de las disciplinas involucradas en el diseño de este, es decir la aerodinámica y la elasticidad mecánica, así como también la incorporación de los requerimientos de misión, transformación, y manufactura. Segundo, se describen las herramientas que integran el entorno computacional que se ha ensamblado para el diseño y optimización del mecanismo. Se aborda aspectos como el acoplamiento entre los diferentes solucionadores, y su instalación, compilación, y ejecución en el sistema operativo Linux. Tercero, se discute extensamente los métodos de optimización que se han empleado. Se describe la posibilidad de emplear un método de optimización acoplado, pero sin resolver simultáneamente los modelos numéricos de las disciplinas de diseño. Se presenta también el método de optimización multidisciplinario totalmente acoplado, y como se incorporan las condiciones de acoplamiento entre las disciplinas involucradas. Finalmente, se describe la generación del modelo tridimensional en software CAD del mecanismo optimizado y el proceso de construcción de un prototipo funcional que demuestra los principios de funcionamiento del mecanismo.

2.1. Diseño del mecanismo rígido-elástico

2.1.1. Diseño conceptual

En la sección anterior del marco teórico se discutió que existen dos grandes grupos de mecanismos para Variable Camber Morphing Wing, los mecanismos rígidos articulados y los mecanismos elásticos. Cada uno de estos mecanismos ofrece ventajas y desventajas. De forma resumida, los mecanismos rígidos articulados ofrecen la ventaja de ser simples de manufacturar, ser estables y eficientes en la transmisión de movimiento y potencia; sin embargo, las desventajas de este tipo de mecanismos son que las deformaciones producidas no describen curvaturas suaves y continuas y que el número de actuadores es directamente proporcional al número de eslabones articulados que componen el mecanismo, es decir que para describir una curva más suave y continua se requerirá emplear un mayor número de eslabones, y a la vez un mayor número de actuadores o mecanismos adicionales para producir el movimiento y deformación deseada, lo cual

incrementa el número de piezas, el peso y la complejidad del mecanismo. Por otro lado, los mecanismos elásticos ofrecen las ventajas de tener un peso reducido en comparación con los mecanismos rígidos, un menor número de partes móviles, y principalmente la ventaja de producir deformaciones que describen curvaturas suaves y continuas. Respecto a las desventajas de los mecanismos elásticos, se resalta su complejidad de manufactura con métodos convencionales debido a la topología del mecanismo, también resalta el problema de falla por fatiga que pueden llegar a experimentar las uniones elásticas que se emplean en los mecanismos elásticos para producir movimiento y deformación. Adicionalmente, en un estudio previo [35], se determinó que los mecanismos rígidos requieren de menor energía para producir una cierta deformación ya que el actuador requiere energía únicamente para vencer las cargas aerodinámicas que actúan sobre el mecanismo, asumiendo que la transmisión de potencia es eficiente, es decir que no existe fricción y disipación de energía en las uniones de los eslabones articulados. Mientras que, en ese mismo estudio, se determinó que los mecanismos elásticos requieren de mayor energía para producir la misma deformación ya que estos mecanismos requieren de energía para dos propósitos, primero para vencer las cargas aerodinámicas que actúan sobre el mecanismo, y segundo para vencer la resistencia mecánica del material y mantener la deformación elástica del mecanismo.

Considerando lo anterior, en este trabajo se propuso desarrollar un mecanismo de Variable Camber que aproveche las ventajas que ofrecen los dos grupos de mecanismos de descritos anteriormente. Es decir, se planteó la necesidad de desarrollar un nuevo mecanismo que cumpla lo siguiente:

- i) Las deformaciones producidas describan curvaturas suaves y continuas, de tal forma que los perfiles aerodinámicos modificados sean eficientes y no se generen fenómenos adversos como separación, puntos de alta presión, o flujo de retroceso.
- ii) Minimice el número de actuadores necesarios para producir las deformaciones requeridas
- iii) El consumo energético sea menor que el consumo de un mecanismo elástico basado en topologías como núcleos deformables o estructuras corrugadas.
- iv) Se evite el problema de falla por fatiga en las uniones elásticas del mecanismo, y se reduzca al máximo el número de estas uniones en el mecanismo
- v) Sea fácil de manufacturar con métodos y materiales convencionales
- vi) Transmita de forma eficiente el movimiento y potencia
- vii) Pueda transformarse en un amplio rango de configuraciones aerodinámicas

- viii) Sea estructuralmente viable para implementarse como costillas (ribs) en la estructura interna de las alas de una aeronave

En este sentido, surge la idea del mecanismo rígido elástico que consiste en seccionar un perfil aerodinámico en una serie de eslabones rígidos que se articulen entre sí mediante sistemas rotacionales de fricción mínima, cuyo movimiento/deformación sea controlado por la deflexión de un único elemento elástico, caracterizado por una viga empotrada en un extremo. La Figura 2.1 ilustra el concepto propuesto para el mecanismo rígido-elástico, el componente elástico se presenta en color azul y define a la viga empotrada en un extremo, mientras que el componente rígido-articulado del mecanismo se presenta en color negro, ambos sistemas están acoplados para garantizar la transferencia efectiva y eficiente del movimiento.

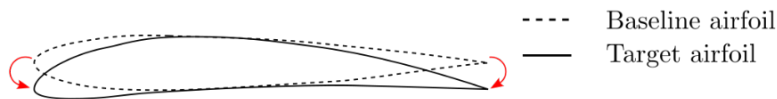
De esta forma, se cumplen los requisitos de diseño enlistados anteriormente. Por ejemplo, el elemento elástico que consiste en el sistema de viga empotrada permite dos cosas: i) emplear un único actuador para la deformación del borde de ataque y del borde de salida del perfil aerodinámico, respectivamente, y ii) producir deformaciones suaves y continuas ya que los cambios geométricos del perfil estarán gobernados por el comportamiento elástico de la viga. De igual forma, se cumple el requisito de minimizar el número de uniones elásticas, y prevenir la falla por fatiga. Adicionalmente, el componente rígido del mecanismo garantiza la integridad estructural del mecanismo para ser usados como costillas (ribs) de la estructura interna de las alas de una aeronave. A continuación, se describe con mayor detalle el funcionamiento del componente rígido y del componente elástico del mecanismo. Se describen los principios de funcionamiento y la forma de acoplamiento entre los dos sistemas de movimiento.

2.1.2. Componente rígido: Mecanismo articulado

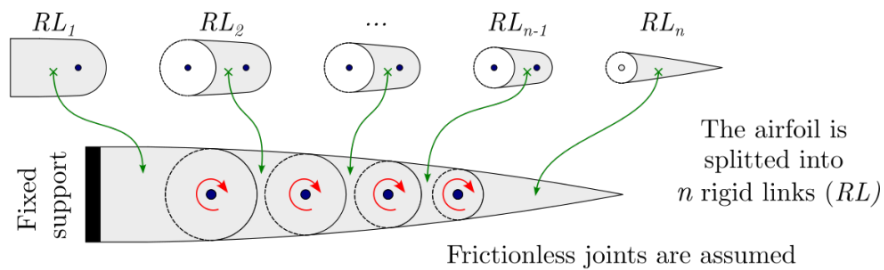
El componente rígido del mecanismo propuesto consiste en un sistema de eslabones rígidos articulados mediante pines rotacionales. Como se discutió anteriormente, los mecanismos articulados presentan la desventaja de que las deformaciones producidas no describen curvas suaves y continuas. Una potencial solución para eso sería discretizar el perfil aerodinámico en un mayor número de eslabones rígidos, de tal forma que se minimice el error entre la curva real descrita por el mecanismo y la curva del perfil aerodinámico ideal, optimizado ya sea de forma independiente o mediante la optimización multidisciplinaria. Precisamente, el número de eslabones rígidos en el que se divide el perfil aerodinámico tanto en el borde de ataque como en el borde de fuga es una de las variables de optimización. En resumen, al aumentar el número de eslabones se produce cambios

geométricos más suaves y continuos. Sin embargo, el aumento del número de eslabones aumenta la complejidad del mecanismo y el número de actuadores que se requieren para producir la deformación deseada. No obstante, esto deja de ser un problema en el mecanismo propuesto ya que la deformación deseada se produce gracias a la deformación elástica de la viga empotrada, por lo cual no se requieren de actuadores adicionales al único actuador que se emplea para deformar elásticamente a la viga.

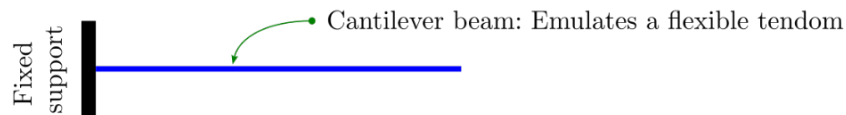
i) Global camber morphing from baseline to target airfoil



ii) Rigid mechanism: Articulated airfoil



iii) Compliant mechanism: Single joint cantilever beam



iv) Proposed design: Pseudo Rigid-Elastic Mechanism

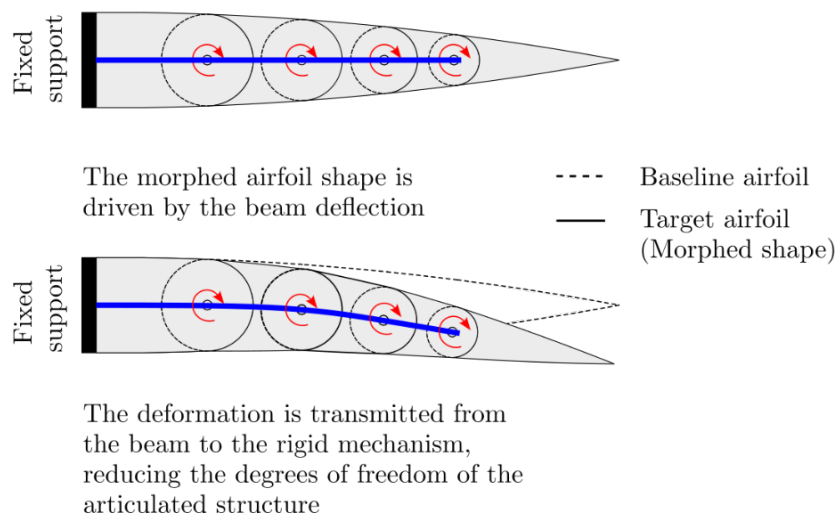


Figura 2.1 Esquema conceptual del mecanismo propuesto basado en el acoplamiento de un sistema rígido y un sistema elástico

Es decir, que la cinemática del mecanismo articulado está gobernada por la deflexión del componente elástico del mecanismo, por lo cual se eliminan los grados de libertad de cada uno de los eslabones, ya que estos se desplazan siguiendo la curvatura de la viga deformada elásticamente. Para garantizar la transmisión efectiva del movimiento de la viga deformada a los eslabones rígidos se debe tomar en cuenta lo siguiente: i) se asume que no existe fricción entre los eslabones, lo cual es racional si se considera el uso de rodamientos lubricados que minimicen la pérdida de energía por fricción, ii) la transferencia efectiva de movimiento se logra mediante un mecanismo de rodadura instalado puntualmente en cada eslabón. Este sistema de rodadura también se lo idealiza como un sistema sin fricción, por lo tanto, sin pérdida de energía, asumiendo que el área de contacto del sistema de rodadura con la superficie de la viga empotrada es prácticamente despreciable. Esta consideración también resulta ser razonable si se emplean sistemas de rodadura basados en rodamientos de bola, adecuadamente lubricados. La Figura 2.2 ilustra con detalle el funcionamiento y los elementos del componente rígido del mecanismo propuesto. Se puede apreciar la idea de discretizar el perfil aerodinámico en un mayor número de eslabones para minimizar el error de deformación y se observa también los elementos rotacionales sin fricción para la rotación de los eslabones y para la transmisión lineal elástica de la deformación del perfil.

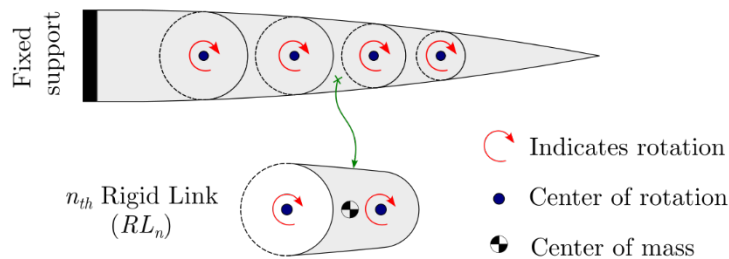
2.1.3. Componente elástico: Viga empotrada en un extremo

El componente elástico del mecanismo consiste en un modelo de viga empotrada en un extremo. Tomando en cuenta que la deformación del perfil aerodinámico parte de un perfil con distribución simétrica del espesor, la viga empotrada coincide con la línea de camber del perfil aerodinámico, lo que significa que deformar la viga empotrada es equivalente a deformar el camber o curvatura del perfil. Como se mencionó en la sección anterior, la deformación elástica de la viga controla el cambio de curvatura del perfil aerodinámico mediante el mecanismo propuesto, la deflexión de la viga se transfiere hacia el mecanismo rígido mediante el sistema guía-corredora que se discutió anteriormente.

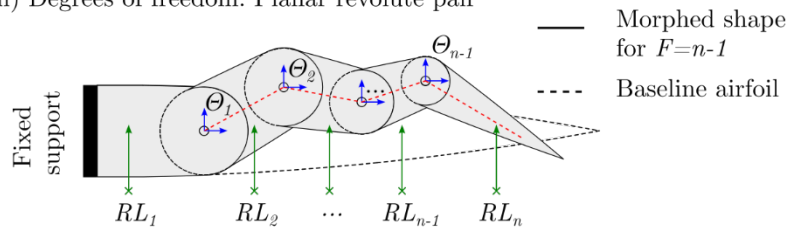
Considerando que los elementos articulados del mecanismo son cuerpos rígidos, es razonable asumir que las cargas aerodinámicas que actúan sobre la superficie del perfil aerodinámico se transfieren directamente a la viga empotrada. Adicional a las cargas aerodinámicas, se ha considerado la acción de una fuerza/momento externo que contribuye a la deformación de la viga, el cual corresponde al torque que ejerce el actuador, que en este caso se trata de un servomotor de engranajes. Finalmente, la masa (inercia) de los eslabones rígidos se ha incorporado en el modelo elástico de la viga mediante masas puntuales que actúan en el centro de masa de cada eslabón. En resumen, el componente

elástico del mecanismo (viga empotrada) está sujeto a una combinación de cargas compuestas por una carga distribuida de presión, un momento externo, y un conjunto de cargas puntuales distribuidas espacialmente en los centros de masa de cada eslabón articulado. La Figura 2.3 muestra las cargas y consideraciones del modelo de viga empotrada del mecanismo propuesto. Se puede apreciar la coincidencia entra la línea de camber, y el eje neutro de la viga empotrada, se observa también la combinación de cargas que actúan sobre la viga.

i) Nomenclature and definitions

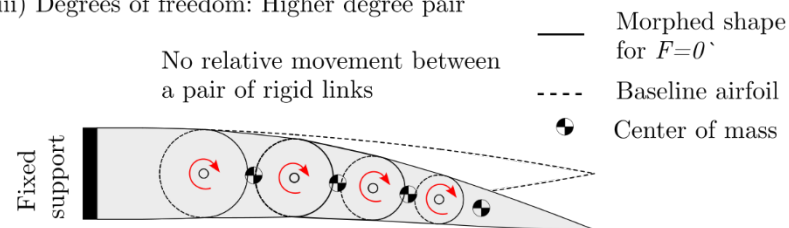


ii) Degrees of freedom: Planar revolute pair



For n rigid links, and Θ_{n-1} revolute joints
 $F = n-1$ according to Grubler's Criterion

iii) Degrees of freedom: Higher degree pair



For n rigid links, Θ_{n-1} revolute joints, and J_{n-1} higher degree pairs
 $F = 0$ according to Grubler's Criterion

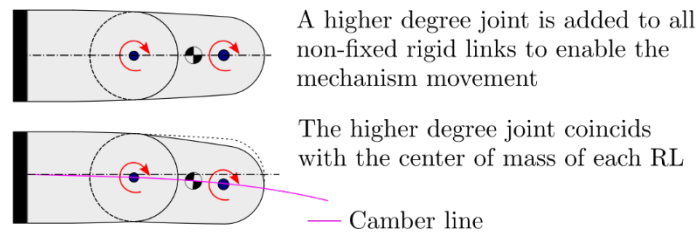


Figura 2.2 Descripción detallada del componente rígido del mecanismo propuesto: principio de funcionamiento y simplificaciones del modelo

Finalmente, es importante mencionar que la deformación del borde de ataque (leading edge) y del borde de fuga (trailing edge) se realizan de forma independiente. Esto significa que existe un modelo de viga-empotrada y mecanismo rígido articulado tanto para el leading edge como para el trailing edge. El punto de empotramiento de la viga coincide con el punto de máximo espesor del perfil aerodinámico, a partir de ese punto se produce la discretización del perfil aerodinámico en eslabones. Por otro lado, la longitud de la viga empotrada está definida por la distancia entre el punto de empotramiento y el centro de masa del último eslabón. Esto también se puede apreciar en la Figura 2.3.

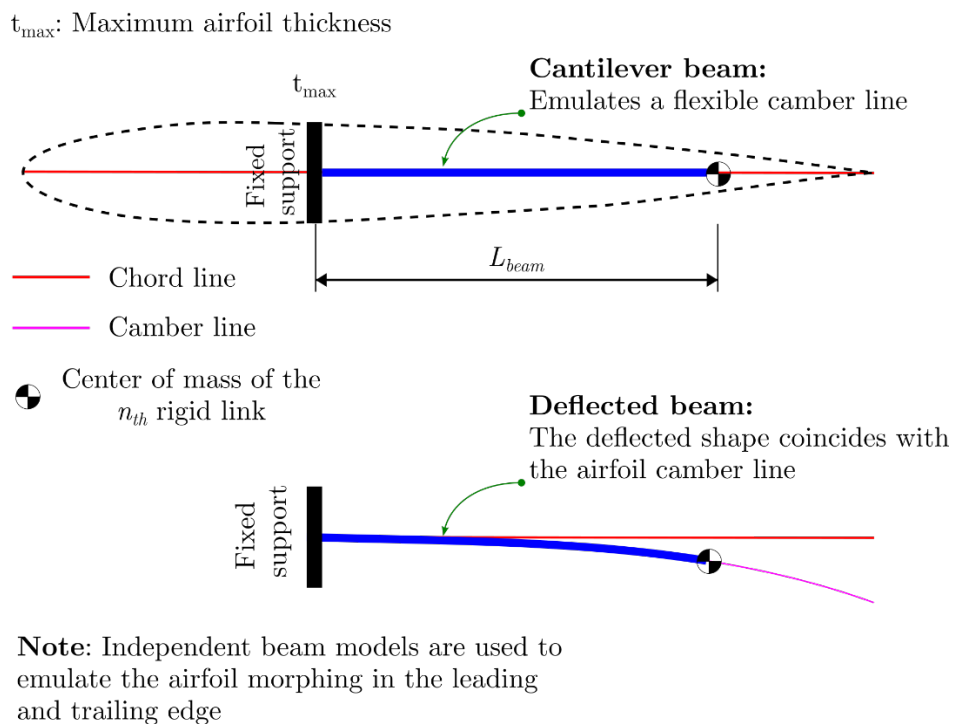


Figura 2.3 Descripción detallada del componente elástico del mecanismo propuesto: principio de funcionamiento y condiciones de carga

2.2. Requerimientos de misión: Condiciones de vuelo

La idea de implementar Variable Camber Morphing Wing en UAVs es incrementar su desempeño aerodinámico y eficiencia de misión en las diferentes condiciones de vuelo. Específicamente, lo ideal sería poder transformar el perfil aerodinámico a geometrías optimizadas para cada operación, empleando el mismo mecanismo de transformación. De esta forma, el UAV operaría en su punto óptimo en todas las condiciones de vuelo, minimizando el consumo energético total de la misión e incrementando la autonomía de vuelo o su capacidad de carga. En el presente estudio, se pretende justamente eso,

encontrar perfiles óptimos para cada condición de vuelo, que sean factibles de alcanzar con el mecanismo propuesto.

Los puntos de operación que se analizan en este estudio fueron definidos de acuerdo con una misión típica de un UAV de monitoreo, como las que realiza el grupo de investigación ATA-EPN mediante su proyecto PIM-21-01. En este estudio sólo se han tomado en cuenta las fases de crucero. La Tabla 2.1 presenta las condiciones de operación en términos del coeficiente de sustentación requerido para dicho segmento, velocidad de vuelo, carga de pago, y densidad a la altitud de vuelo. Es importante mencionar que el ángulo de ataque no se ha considerado como una variable de optimización, lo cual limita al optimizador para obtener el coeficiente de sustentación requerido, ya que depende exclusivamente de la geometría del perfil aerodinámico,

Tabla 2.1 Condiciones de operación en crucero para una misión típica de un UAV de monitoreo.

Operating point	C_L	V_{cruise} [m/s]	W_{TO} [kg]	$W_{payload}$ [kg]	ρ [kg/m^3]	Flight Condition
Cruise 1	0.5428	16	5	1	1.015	Nominal conditions
Cruise 2	0.6022	16	6	2	1.015	More payload Same speed Same altitude
Cruise 3	0.6514	16	5	1	0.978	Same payload Same speed Higher altitude

2.3. Requerimientos de transformación: Adaptabilidad geométrica

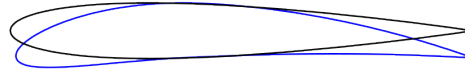
Uno de los principales problemas que se observan en varios mecanismos de Variable Camber disponibles en la literatura es su limitada capacidad de transformación. Como se mencionó anteriormente, la mayoría de los estudios sobre Variable Camber Morphing Wing se han enfocado principalmente en demostrar la funcionalidad de los conceptos, es decir básicamente en demostrar que el mecanismo se deforma, sin tomar en cuenta la geometría a la cual se está deformando. Otros estudios demuestran la funcionalidad del mecanismo, pero lo hacen únicamente para una sola geometría objetivo, tal es el caso de los estudios que demuestran la transformación de un perfil NACA 0012 a un perfil NACA 2412, o a un perfil NACA 4412. En una misión real de una aeronave que cuente con un sistema de Variable Camber Morphing Wing, será necesario realizar transformaciones geométricas

entre diferentes perfiles aerodinámicos, optimizados para cada condición de operación, empleando un único mecanismo. Por esta razón, es importante monitorear la adaptabilidad geométrica del mecanismo a los diferentes perfiles aerodinámicos optimizados para cada condición de vuelo, con la finalidad de evitar la transformación a formas aerodinámicas no óptimas, o la ocurrencia de fenómenos aerodinámicos no deseables como separación, estancamiento, flujo de retroceso, etc.

En base a un estudio previo, se ha determinado que el perfil aerodinámico base, sobre el cual se implementa el mecanismo de Variable Camber debe ser simétrico, especialmente si la deformación está gobernada por un sistema elástico. Cuando el perfil base es simétrico, su deformación es fácilmente controlable y predecible mediante el modelo de elasticidad mecánica que gobierna el mecanismo. Por esta razón, en el presente estudio, todos los procesos de optimización parte de la hipótesis de que el mecanismo base es un perfil simétrico. Considerando lo anterior, los métodos de parametrización y manipulación geométrica empleados en este estudio se han implementado para optimizar específicamente la curvatura o camber del perfil, partiendo de una configuración óptima de distribución simétrica de espesor en el perfil aerodinámico, hasta llegar a una configuración global óptima. De esta forma, se garantiza que el mecanismo de Variable Camber permite la transformación del perfil base a configuraciones óptimas, cuyo comportamiento aerodinámico se conoce. La Figura 2.4 ejemplifica por qué es necesario que el perfil base del mecanismo sea un perfil simétrico, se presenta también el caso opuesto en la cual el perfil aerodinámico base no tiene una distribución simétrica del espesor.

i) Morphing from symmetric airfoil

- Baseline airfoil
— Optimized airfoil
— Target airfoil
- In this case :**
The **target airfoil** and
the **optimized airfoil**
matches perfectly



ii) Morphing from non-symmetric airfoil

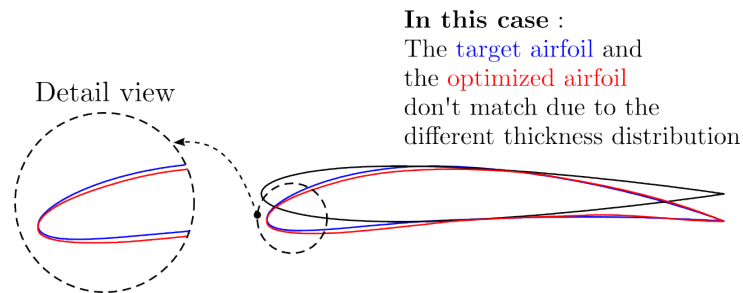


Figura 2.4 Modificación del camber de un perfil aerodinámico desde un perfil base simétrico y otro asimétrico. Requerimientos de transformación para un mecanismo de Variable Camber

2.4. Requerimientos de manufactura

En una sección anterior se discutió que uno de los problemas de algunos mecanismos de Variable Camber Morphing Wing es la factibilidad o excesiva complejidad de manufactura, ya sea por la intrincada geometría del mecanismo o por los materiales que se requieren para su fabricación. Por esta razón, en este trabajo se han incorporado algunos requerimientos/restricciones para la optimización del mecanismo, con la finalidad de que el diseño óptimo final sea fácilmente manufacturable y reproducible. Las siguientes restricciones y requerimientos han sido definidas e integradas en el proceso de optimización:

- Borde de fuga: Se ha incorporado una restricción en el espesor del borde de fuga, es decir se ha definido un espesor mínimo para esta sección del perfil aerodinámico, para evitar que el borde de fuga sea demasiado delgado y no se pueda manufacturar.
- Espesor máximo del perfil: se ha establecido un límite inferior para el espesor máximo del perfil aerodinámico para garantizar la instalación de los actuadores y demás elementos del mecanismo. Es decir, el límite inferior para esta variable es igual al ancho del servomotor que se usa como actuador.

- Longitud de los eslabones del mecanismo: Como se mencionó anteriormente, los mecanismos articulados tienen la desventaja de producir deformaciones no suaves y no continuas. Para evitar eso, se puede refinar la discretización del perfil aerodinámico; es decir, dividir el perfil en un mayor número de eslabones. Sin embargo, no es recomendable dividir el perfil en un número demasiado grande, ya que últimos eslabones tenderán a ser demasiado pequeños para manufacturarse o para conectarse con los demás componentes del mecanismo, como por ejemplo con la viga elástica empotrada. Para evitar que los eslabones sean demasiado pequeños, se ha establecido un límite inferior para esta variable de diseño. El límite para esta variable es igual al máximo espesor del perfil aerodinámico.

2.5. Entorno computacional para diseño y optimización

Se ha desarrollado un entorno de código abierto implementado en el lenguaje Python y ejecutado en el sistema operativo Linux, el cual consiste en un solucionador aerodinámico basado en el método del panel, un solucionador de elementos finitos para evaluar el comportamiento elástico del mecanismo, y un módulo de parametrización y manipulación geométrica. Estos componentes se han acoplado en rutinas de optimización aerodinámica, interacción fluido-estructura, optimización elástica y optimización aeroelástica. Para determinar las propiedades aerodinámicas, se ha seleccionado el solucionador CMPLXFOIL, mientras que para evaluar la elasticidad del mecanismo se ha empleado el solucionador FEMpy. Para la optimización aerodinámica se ha empleado un algoritmo basado en gradiente (SLSQP), mientras que para la optimización aeroelástica y multidisciplinaria se han utilizado dos algoritmos estocásticos (PSO y NSGA-II) debido a la no linealidad del problema de diseño y la combinación de variables enteras y racionales. A continuación, se describe cada uno de estos solucionadores y algoritmos, también se discuten aspectos de programación e integración de cada uno de estos componentes del entorno computacional.

2.5.1. Aerodinámica: CMPLXFOIL (Viscous Panel Method)

Este estudio emplea el solucionador aerodinámico CMPLXFOIL, desarrollado por el Laboratorio de Optimización de Diseño Multidisciplinario (MDO-Lab) en la Universidad de Michigan (Adler, Gray, and Martins 2022). CMPLXFOIL se basa en el renombrado software XFOIL, originalmente creado por el profesor Mark Drela del Instituto de Tecnología de Massachusetts (MIT). XFOIL, una herramienta computacional potente, fue desarrollado para analizar y diseñar perfiles alares para números de Mach subsonicos y condiciones de flujo de bajos números de Reynolds. Emplea el Método de Panel Viscoso acoplado con un

solucionador de capa límite robusto, que predice conjuntamente de manera precisa los coeficientes aerodinámicos (es decir, sustentación, arrastre, presión) y fenómenos fluidos como la transición de flujo, crecimiento de la capa límite y puntos de separación en el perfil alar.

CMPLXFOIL se distingue de XFOIL al eliminar la interfaz de usuario y las capacidades de visualización de XFOIL, resultando en una ejecución más rápida y permitiendo cálculos directos. Por lo tanto, CMPLXFOIL es adecuado para rutinas de optimización. Puede calcular gradientes de la función objetivo utilizando el Método de Paso Complejo y puede manejar varios métodos de parametrización de geometría, como el método FFD (Deformación Libre de Formas), utilizado en este estudio.

Estudios realizados por el MDO-Lab demuestran que XFOIL/CMPLXFOIL producen resultados similares al método de CFD (Dinámica de Fluidos Computacional) de alta fidelidad basado en las ecuaciones RANS (Reynolds-Averaged Navier Stokes). Además, el solucionador de capa límite robusto disponible en XFOIL puede identificar fenómenos que el método RANS puede no detectar, particularmente en números de Reynolds bajos ($Re < 1e6$) y números de Mach subsonicos; por ejemplo, la transición laminar-turbulenta (Adler et al. 2022). Además, XFOIL/CMPLXFOIL proporciona valores del coeficiente de arrastre comparables a datos experimentales con mayor precisión que los métodos de CFD basados en RANS, como lo respaldan varias referencias (Adler et al. 2022; Morgado et al. 2016).

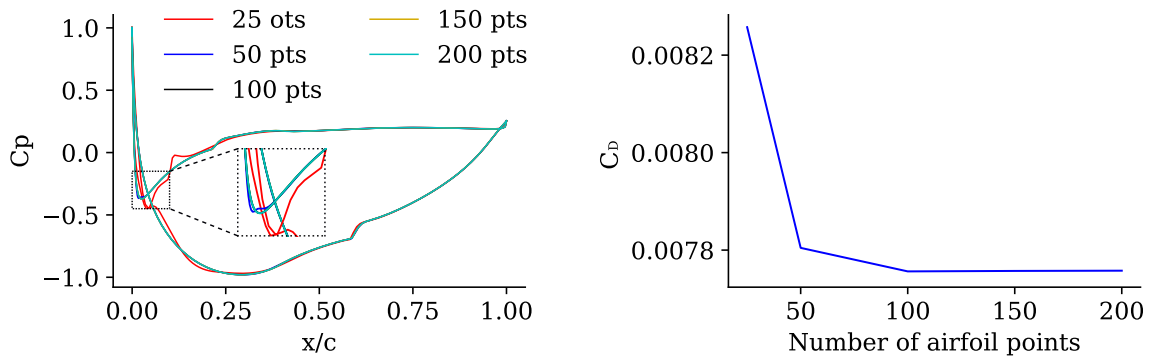
Dado que XFOIL ha sido ampliamente probado para números de Reynolds bajos y números de Mach subsonicos, la precisión de los valores de arrastre predichos depende únicamente del refinamiento de la discretización del panel de la geometría del perfil alar. La Figura 2.5 i) presenta los resultados del estudio de refinamiento de malla, realizado para un perfil alar de curvatura variable. La Figura 2.5 i) (izquierda) muestra la distribución de presión y la Figura 2.5 i) (derecha) presenta el coeficiente de arrastre como función del refinamiento de la discretización del perfil alar. Se puede observar que son necesarios más de 100 puntos del perfil alar (distribuidos usando un patrón de agrupamiento de medio coseno) para obtener valores de arrastre y distribuciones de presión precisos. Se ha seleccionado un número de 150 puntos del perfil alar para la discretización del perfil alar.

2.5.2. Elasticidad mecánica: FEMpy

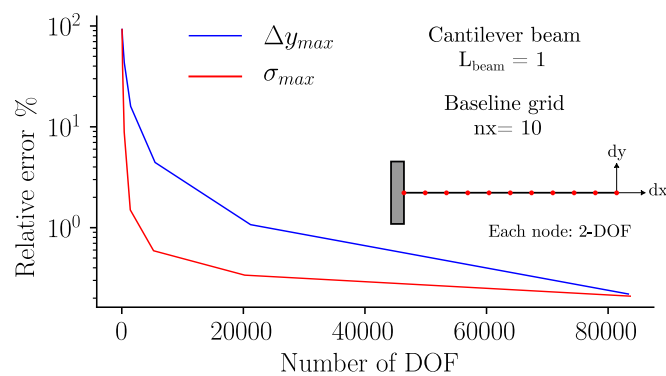
Este estudio utiliza el código de código abierto FEMpy para evaluar el comportamiento elástico de la viga en voladizo dentro del mecanismo de camber variable propuesto, aprovechando las capacidades de FEMpy como un solucionador de elasticidad mecánica

basado en el Método de Elementos Finitos (FEM) con Python. Esta herramienta orientada a objetos se destaca por su robustez, velocidad y flexibilidad, capaz de abordar problemas de elasticidad mecánica para sólidos isótropos 1D, 2D (tensión y deformación planas) y 3D con hasta 50,000 grados de libertad rápidamente a través de la compilación de código JIT mediante la biblioteca Numba. Además, FEMpy soporta el cálculo de gradientes de deformación y estrés con respecto a las variables de diseño, mejorando su aplicación en tareas de optimización.

En este estudio, se emplearon elementos finitos lineales de orden uno **1-D**. para reducir los costos computacionales durante la optimización del mecanismo. Se desarrolló una rutina simple para generar la malla 1-D de la viga en voladizo utilizando elementos lineales. Dado que el modelo FEM de la viga en voladizo es sensible a la discretización de su geometría, se llevó a cabo un estudio de refinamiento de malla para determinar el número apropiado de nodos de la malla que proporcionaría valores precisos para la deflexión máxima de la viga y el estrés máximo. La Figura 2.5 ii) muestra los resultados del estudio de refinamiento de malla para una viga en voladizo sometido a una carga puntual en su extremo libre. En esta figura, se presenta el error relativo, comparado con la solución analítica, de la deflexión máxima de la viga y el estrés máximo con respecto al número de grados de libertad ($2n_x$). La malla base consistía en ($n_x = 10$). nodos en la dirección x . Posteriormente, la malla base se refinó duplicando el número de nodos en cada dirección. Se seleccionó una malla con ($n_x = 41$). (un total de 82) ya que proporcionó un error relativo de solo el 0.6%. Esta elección equilibra precisión y tiempo de cálculo, lo cual es particularmente beneficioso en los estudios de optimización pertinentes a esta investigación.



i) Grid dependency study for the CFD aerodynamic solver
 Left: Normalized pressure coefficient. Right: Airfoil drag coefficient



ii) Grid dependency study for the FEM mechanical elasticity solver
 Maximum stress and displacement

Figura 2.5 Estudio de convergencia y dependencia de malla para los solucionadores aerodinámico y estructural

2.5.3. Interacción Fluido-Estructura: Loosely coupled method and Partitioned approach.

En una sección anterior se discutió sobre los dos enfoques principales para resolver problemas de FSI. Un enfoque totalmente (Fully coupled) acoplado con un esquema de solución monolítico resulta ser muy preciso, pero complejo de implementar, costoso computacionalmente, y altamente inestable por la escalabilidad de la no-linealidad de los fenómenos físicos. Por otro lado, un enfoque parcialmente acoplado (Loosely coupled) con un esquema de solución particionado parece ser una alternativa viable para este trabajo, considerando que este método emplea solucionadores independientes para la parte aerodinámica y para la mecánica elástica del mecanismo. Además, el esquema parcialmente acoplado es considerablemente más ligero y simple de implementar, en términos de recursos computacionales, y a la vez ofrece un grado de precisión suficiente

para esta etapa de diseño y optimización conceptual. En conclusión, para este trabajo se ha seleccionado el método parcialmente acoplado con un esquema de solución particionado (Loosely couple and partitioned approach), considerando que el principal objetivo de este trabajo es el diseño y optimización del mecanismo rígido-elástico, y no el desarrollo de un nuevo método numérico para problemas de FSI.

Solucionadores e interfaz: Anteriormente se mencionó que el método parcialmente acoplado con esquema de solución particionado para problemas de FSI, requiere de tres componentes computacionales: i) un solucionador numérico para evaluar las propiedades aerodinámicas del perfil, ii) un solucionador numérico para evaluar la respuesta elástica de la estructura, y iii) una interfaz que permita la transferencia de información entre los dos solucionadores. En este trabajo, las propiedades aerodinámicas se obtienen con el solucionador CMPLXFOIL, el cual proporciona la distribución de presión sobre el perfil (P y C_p), el coeficiente de sustentación C_L , el coeficiente de arrastre C_D , el coeficiente de momento C_M , y el gradiente de una función objetivo definida por el usuario (generalmente el C_D), respecto a las variables de optimización del perfil, las cuales dependen del método de parametrización empleado.

La distribución de presión, obtenida en CMPLXFOIL, se transfiere al solucionador FEMpy para evaluar la respuesta elástica del mecanismo. Previo a la transferencia de cargas a FEMpy, la geometría del mecanismo elástico es discretizada en elementos finitos (lineales y cuadriláteros) siguiendo una topología previamente definida. FEMpy se encarga de ensamblar la matriz global de rigidez, y de determinar los esfuerzos y deformaciones de la estructura. La rutina de simulación del fenómeno de FSI empieza con la evaluación de las propiedades aerodinámicas del perfil en CMPLXFOIL, las cargas de presión son entonces transferidas al solucionado FEMpy, el cual determina las deformaciones elásticas y esfuerzos en la estructura del mecanismo, bajo la influencia de las cargas aerodinámicas y de la acción de una carga externa, en este caso el torque de un servomotor. A continuación, la geometría deformada es mapeada con el método de parametrización geométrica, el cual convierte la geometría nodal deformada en una geometría continua, definida por curvas NURBS. Entonces, la geometría deformada es transferida nuevamente al solucionador aerodinámico para obtener una distribución de presiones actualizada, las cuales se transfieren nuevamente a FEMpy para evaluar los esfuerzos y deformaciones de la geometría obtenida en la iteración anterior, y obtener una nueva geometría deformada. Esta secuencia de operaciones conforma la interfaz entre los solucionadores aerodinámicos y elástico de la metodología de solución del problema de FSI. La rutina anterior se repite de forma indefinida, hasta que se cumple la condición de que la diferencia

entre las deformaciones y esfuerzos obtenidos en dos iteraciones seguidas se encuentra dentro de una tolerancia. Esta condición básicamente evalúa si el mecanismo continúa deformándose o ya ha dejado de deformarse. En la realidad esta condición permite determinar cuando el mecanismo ha alcanzado la máxima deformación bajo la acción de las cargas aerodinámicas y la acción de la fuerza externa. La Figura 2.8 presenta un diagrama de flujo del algoritmo de FSI desarrollado en este trabajo, el cual se basa en un método parcialmente acoplado con un enfoque de solución particionado. En esta figura, se puede apreciar el flujo de información entre los módulos computacionales que integran el algoritmo. Además, se observan las entradas y salidas principales de cada módulo computacional.

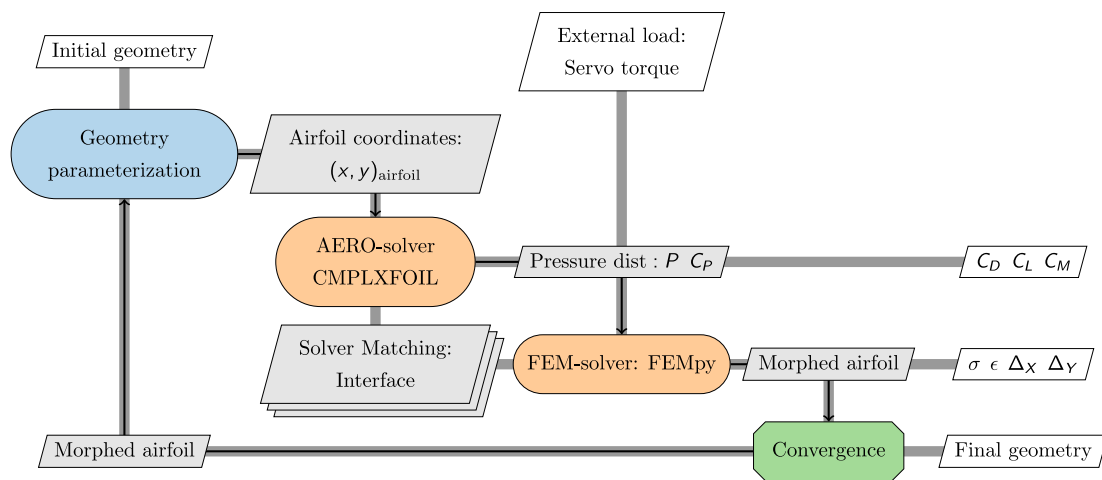


Figura 2.6 Diagrama de flujo del algoritmo de FSI usando un método parcialmente acoplado con un enfoque de solución particionado

Condiciones de carga y conectividad entre mallas computacionales:

Uno de los aspectos más complejos de la rutina de interacción Fluido-Estructura (FSI) es la transferencia de las cargas de presión obtenidas en el solucionador aerodinámico hacia el solucionador de mecánica elástica basado en el método FEM. La dificultad de este proceso radica en que las mallas computacionales que se emplean en cada solucionador son diferentes; es decir, para transferir las cargas aerodinámicas de presión hacia la estructura del mecanismo es necesario desarrollar un método de emparejamiento y acoplamiento de las mallas. En la Figura 2.7, esta tarea es realizada por la subrutina denominada “Solver matching: Interface”.

Antes de continuar con la descripción del método de transferencia de cargas y emparejamiento de mallas, es necesario describir algunas consideraciones y simplificaciones del modelo elástico del mecanismo. Primero, este estudio es puramente bidimensional, es decir que no se consideran las deformaciones ni los esfuerzos en la

dirección perpendicular al plano sobre el que se define la geometría del mecanismo. Además, se asume que el espesor del perfil aerodinámico es lo suficientemente pequeño, lo cual facilita el modelado del problema elástico por el método FEM bajo la condición de “Esfuerzo planar o Plane stress”. Segundo, los eslabones del mecanismo articulado son rígidos, es decir que no se deforman, por lo cual es racional asumir que las cargas aerodinámicas se transfieren directamente al componente elástico del mecanismo; es decir, a las vigas empotradas (una para el leading edge y otra para el trailing edge). Tercero, no se considera la rigidez añadida por la cobertura elástica del ala (wing skin). total, estudio tridimensional, se deberá tomar en cuenta la rigidez extra de la cobertura del ala, la cual deberá tener ser flexible para permitir la transformación total del mecanismo. Esto sale del alcance de este trabajo y se lo podría realizar en estudios futuros.

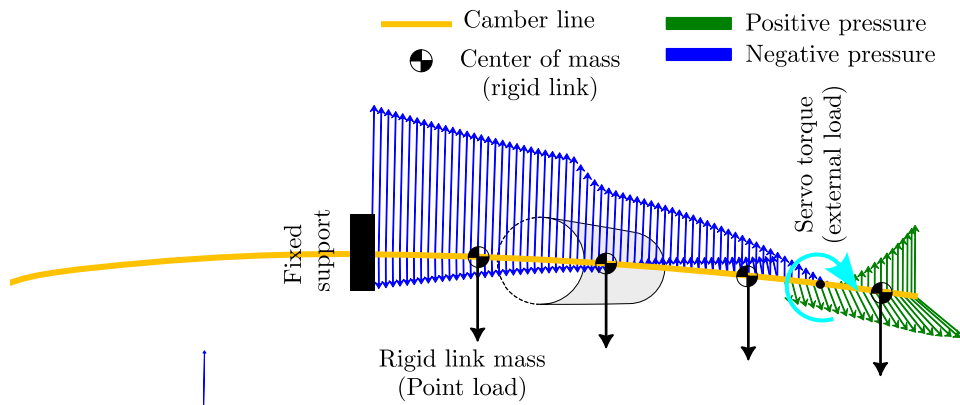
En una sección previa se describió las cargas que actúan sobre el mecanismo propuesto. La carga principal corresponde a la presión debido a la generación de la fuerza de sustentación. También se considera el efecto de una fuerza externa, que corresponde al torque del servomotor que controla la deflexión de la viga que representa la parte flexible del mecanismo. Además, se considera una serie de cargas puntuales que representan las masas de los eslabones del mecanismo rígido, y el punto de aplicación de estas cargas coincide con el centro de inercia de cada eslabón. La magnitud, dirección y sentido de las cargas puntuales y la carga externa están completamente definidas y son constantes en cada iteración de FSI, lo cual no sucede para las cargas aerodinámicas de presión, que varían de acuerdo con la deformación de la viga mientras transcurre el tiempo de transformación de un perfil aerodinámico a otro. Precisamente, la variación de las cargas aerodinámicas y la transferencia de estas cargas desde la superficie del perfil (delimitada por los eslabones rígidos) hacia la viga elástica (que coincide con la línea que define el camber del perfil) hacen que la rutina computacional del acoplamiento de los solucionadores sea el componente más complejo del algoritmo de FSI. La rutina “Solver matching: Interface” (en la Figura 2.7) realiza este trabajo que consiste en:

- Extraer las cargas aerodinámicas del solucionador aerodinámico, en forma de vectores que representan la magnitud y dirección de la presión aerodinámica sobre cada panel de la discretización geométrica empleada para el análisis aerodinámico. Básicamente, se extrae la magnitud de la presión en ese panel y el vector normal al panel, con esto se construye un diagrama de distribución de presión sobre el perfil aerodinámico.
- Con la información anterior, se procede a normalizar la distribución de presión en el perfil, respecto al parámetro adimensional $\frac{x}{c}$, en donde x indica la posición relativa

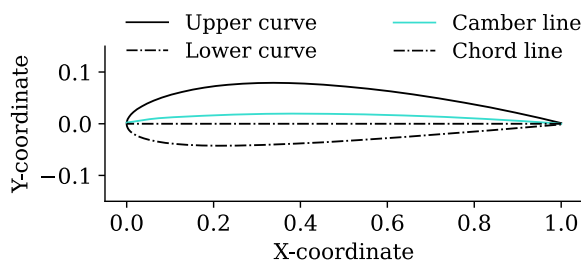
de un panel respecto al origen de coordenadas, mientras que C es la cuerda del perfil aerodinámico. Con esta información, se construye un diagrama de distribución de presiones adimensional, tanto para la superficie superior e inferior de forma independiente.

- Otro problema de la transferencia de cargas es que las mallas computacionales empleadas para el análisis aerodinámico y el análisis FEM no son compatibles. En el análisis aerodinámico, las fuerzas de presión se calculan para cada panel, mientras que en el solucionador FEM, las fuerzas y los desplazamientos son propiedades nodales (aplicación puntual). Por lo cual, es necesario desarrollar una estrategia que permita el acoplamiento de las dos mallas computacionales. Para esto se ha desarrollado un sistema de interpolación geométrica de las cargas aerodinámicas. Es decir, se toma los valores discretos de las cargas normalizadas de presión se las ajusta a una curva continua o continua por partes (Piecewise continuous) tipo NURBS $P(u)$, con la finalidad de tener una representación continua de la carga distribuida, la cual se emplea para evaluar los valores de la carga en cualquier coordenada x , sin importar si coincide o no con las coordenadas de que definen los paneles de la malla aerodinámica.
- El paso final es generar la malla computacional para el solucionador FEM, obtener las coordenadas de los nodos, y evaluar la función NURBS en esas coordenadas, de esa forma se obtiene la magnitud de la fuerza que corresponde a cada nodo de la malla para el análisis FEM. Para mantener la concordancia de la distribución de presión y conservar la característica de perpendicularidad de la fuerza de presión, se obtiene la derivada de la curvatura del perfil (camber) respecto a x , en cada posición nodal. Entonces, se calcula el vector normal en ese punto y procede a aplicar la fuerza en la malla computacional para el análisis FEM.

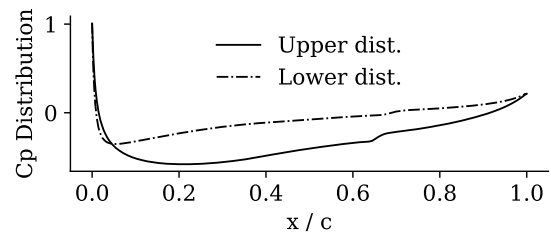
La Figura 2.7 ilustra paso a paso la rutina de acoplamiento de solucionadores y mallas computacionales, y la transferencia de cargas desde el solucionador aerodinámico CMPLXFOIL hacia FEMpy, pasando del modelo rígido al modelo elástico mediante un método de interpolación basado en NURBS.



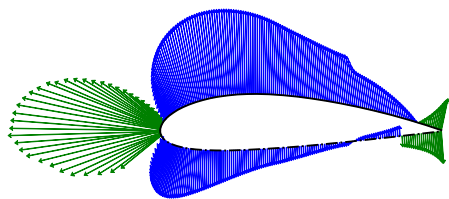
i) Loading conditions for the cantilever beam model



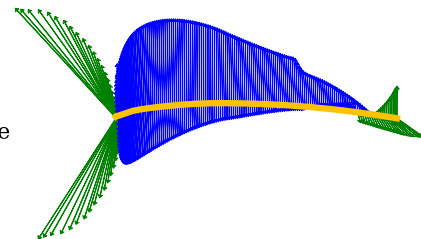
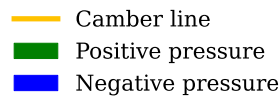
a) Airfoil shape definition



b) Normalized pressure distribution



c) Surface pressure distribution



d) Transfer loading (from surface to airfoil camber)

ii) Transfer loading and solver matching: from CFD model to FEM model

Figura 2.7 Rutina de acoplamiento de solucionadores (mallas computacionales) y transferencia de cargas desde CMLXFOIL hacia FEMpy

2.6. Parametrización de la geometría

Esta sección describe los métodos y algoritmos empleados para la parametrización y manipulación geométrica de la forma externa de los perfiles aerodinámicos y del mecanismo propuesto. Para la parametrización geométrica de los perfiles aerodinámicos se han empleado los métodos de CST (Class-Shape-Transformation), FFD (Free-Form-Deformation), NURBS, y modelos elásticos para deformación del camber del perfil. Mientras que para la parametrización geométrica del mecanismo se ha empleado el método de diseño generativo. A continuación, se describe el fundamento teórico y los

aspectos computacionales más relevantes de cada método como por ejemplo las librerías empleadas, la instalación o compilación de cada software.

2.6.1. Parametrización del perfil aerodinámico

La rutina computacional de parametrización y manipulación geométrica se encarga de lo siguiente:

- Generar las coordenadas de los perfiles aerodinámicos para que sean analizados en el solucionador CMPLXFOIL
- Ajustar las coordenadas cartesianas (x, y) del perfil aerodinámico a un método de parametrización geométrica
- Modificar la geometría del perfil aerodinámico mediante la manipulación de los parámetros del método empleado
- Generar archivos de resultados con las geometrías parciales y finales de los perfiles optimizados

Para la parametrización geométrica de los perfiles aerodinámicos, se empleó los métodos de FFD (Free-Form-Deformation), NURBS, y modelos elásticos para deformación del camber del perfil.

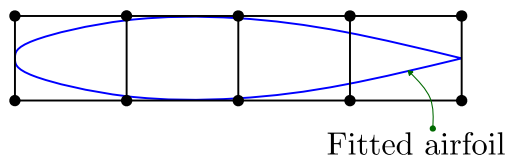
Método de Parametrización FFD (Free-Form-Deformation): La Deformación Libre de Formas (FFD, por sus siglas en inglés) es una técnica ampliamente empleada para el modelado y deformación de objetos tanto en 2D como en 3D. La FFD adopta un enfoque basado en mallas, lo que permite la deformación de objetos mediante la manipulación de una malla de control. El proceso de deformación geométrica utilizando FFD implica la creación de una malla de control que se ajusta al objeto original. Típicamente, esta malla de control comprende un conjunto de puntos estructurados regularmente, a menudo en forma de una malla tipo caja. Cada punto de control está asociado con un punto correspondiente en el objeto. Esta estrecha asociación facilita la transferencia de movimientos desde los puntos de control a sus respectivas contrapartes en el objeto. A medida que los puntos de control se ajustan, la malla de control sufre distorsión, lo que conduce consecuentemente a la deformación de los puntos asociados en el objeto original. La FFD ha sido empleada extensamente en la optimización de la forma aerodinámica de los perfiles alares debido a su robustez y la facilidad para acoplarla con optimizadores basados en gradientes.

En la Figura 2.8, el perfil alar base se presenta dentro del cuadro delimitador de la FFD a la izquierda, mientras que el perfil alar optimizado se muestra a la derecha. La ilustración

representa cinco (5) puntos de control tanto para las curvas superiores como inferiores del perfil alar. Sin embargo, es importante señalar que, en el contexto de la optimización multidisciplinaria, se utilizaron nueve (9) puntos de control como variables de diseño. En este estudio, el papel principal de los puntos FFD dentro del proceso de optimización fue determinar la distribución óptima del espesor a lo largo de la cuerda del perfil alar mientras se minimiza la resistencia para el perfil alar no de curvatura variable y simétrico, a partir del cual se originan las transformaciones de morfología. Este enfoque requería que los puntos FFD tanto de las curvas superiores como inferiores mantuvieran simetría entre sí. Consecuentemente, el número real de variables de diseño derivadas de los puntos de control FFD ascendió a solo nueve (9), en lugar de dieciocho (18). Este enfoque facilita el logro de perfiles alares de morfología óptima ajustando dinámicamente la curvatura del perfil alar en respuesta a las fuerzas que actúan sobre el mecanismo a través del análisis FSI, sin necesidad de alterar los puntos de control FFD.

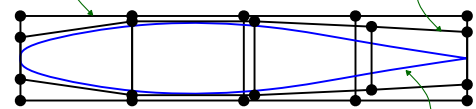
- Control points: Design variables

FFD Bounding box



Initial FFD

Final FFD



Morphed airfoil

Figura 2.8 Método de parametrización FFD

2.6.2. Parametrización del mecanismo rígido-elástico

Se ha desarrollado un método directo para establecer la parametrización del mecanismo propuesto pseudo rígido-elástico. En el contexto del estudio de optimización actual, solo se consideraron como variables de diseño las dimensiones de los eslabones rígidos dentro del mecanismo. Parámetros como el número de eslabones rígidos y las propiedades del viga en voladizo, incluyendo la forma de la sección transversal y la rigidez a la flexión, fueron excluidos del problema de optimización. Esta decisión se tomó en concordancia con el propósito principal del estudio, que es explorar y demostrar el potencial del mecanismo propuesto. La Figura 2.9 proporciona una ilustración de la parametrización de los eslabones rígidos que permite la transformación del borde de fuga. Específicamente, el diseño incluyó seis (6) eslabones rígidos para el borde de fuga y cuatro (4) eslabones rígidos para el borde de ataque. La longitud de cada eslabón rígido se mide desde la ubicación del extremo fijo del viga en voladizo, alineándose precisamente con la posición del espesor máximo del perfil alar. Además, el diámetro de la superficie de contacto circular

entre dos eslabones rígidos se determina por la tangencia del círculo a dos líneas, asegurando que estos círculos sean tangentes tanto a las curvas superiores como inferiores del perfil alar.

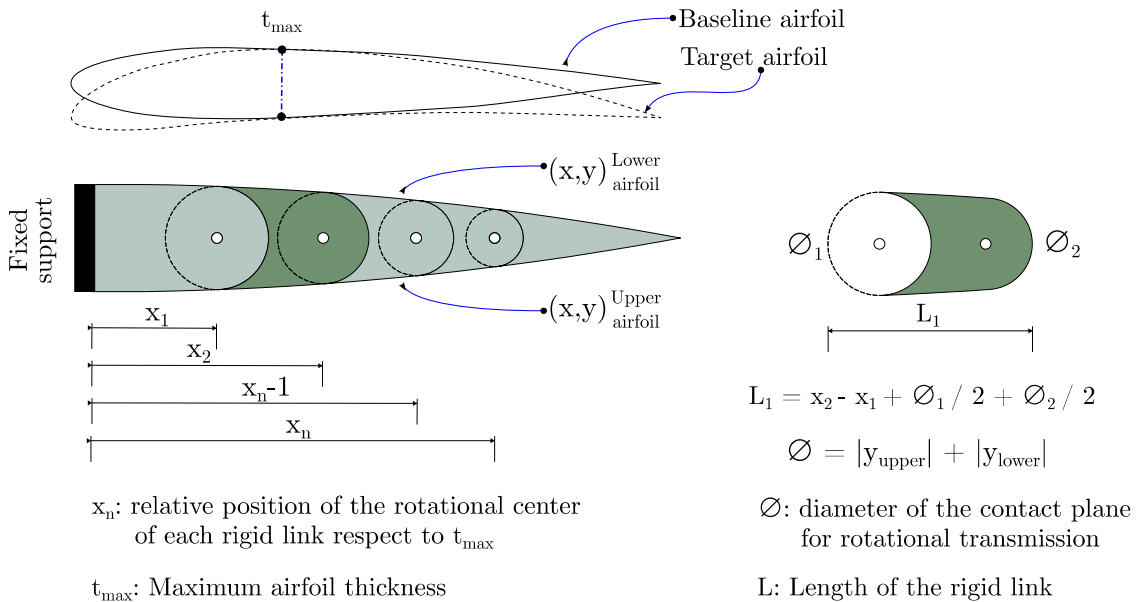


Figura 2.9 Parametrización del mecanismo empleado la técnica de diseño generativo

2.7. Algoritmo de optimización: Algoritmo SLSQP basado en gradientes

En el presente trabajo se desarrolló un estudio de optimización multidisciplinaria para optimizar de forma simultánea el comportamiento aerodinámico y mecánico elástico del mecanismo propuesto. Este enfoque permite emplear el algoritmo de optimización que mejor se acople con cada solucionador y método de parametrización geométrica. En el caso de la optimización aerodinámica, las variables de diseño son variables continuas, y el número de variables de diseño es relativamente alto, en comparación con la optimización mecánica elástica. Por esta razón, se ha decidido emplear un algoritmo de optimización basado en gradientes, ya que este tipo de algoritmos son eficientes y estables numéricamente, aunque presentan la desventaja de estancarse en mínimos locales si la función objetivo es no-convexa y diferenciable hasta segundo orden.

Se seleccionó el algoritmo SLSQP (Sequential Least Squares Quadratic Programming), el cual es un algoritmo robusto para optimización determinística con restricciones de igualdad y desigualdad. Este algoritmo encuentra la solución aproximando repetidamente la función objetivo y las restricciones mediante modelos cuadráticos. Los modelos cuadráticos se construyen utilizando las primeras y segundas derivadas de la función objetivo y las

restricciones. El algoritmo empieza con una suposición inicial para la solución e inicializa otras variables necesarias. En cada iteración se resuelve un subproblema cuadrático para determinar la dirección de paso que minimiza el modelo cuadrático y cumple con las restricciones. Luego, realiza una búsqueda en línea para encontrar la longitud de paso que mantiene la solución factible y se acerca al óptimo. Se repiten los pasos anteriores hasta que se cumpla un criterio de convergencia, como una tolerancia predefinida para el cambio en la solución. Se empleó la versión del algoritmo SLSQP disponible en el módulo de optimización de la librería Scipy (<https://docs.scipy.org/doc/scipy/reference/generated/scipy.optimize.minimize.html>). En resumen, SLSQP es capaz de resolver un problema de optimización con variables reales $x_i \in \mathbb{R}$, límites para cada variable, restricciones de desigualdad $g(X)$, y restricciones de igualdad $h(X)$, como se ilustra a continuación:

$$\min f(X)$$

Respecto a:

$$x_i \in \mathbb{R}$$

Sujeto a:

Límites de variables:

$$x_i^{lower} \leq x_i \leq x_i^{upper}$$

Restricciones de desigualdad:

$$l_b \leq g(X) \leq u_b$$

Restricciones de igualdad:

$$h(X) = c$$

Anteriormente se mencionó que el algoritmo SLSQP se empleó para la optimización aerodinámica de los perfiles de curvatura variable, para lo cual fue necesario conectar el solucionador CMPLXFOIL con el algoritmo de optimización. SLSQP requiere del valor de la primera y segunda derivada de la función objetivo; sin embargo, SLSQP no tiene la capacidad de derivar funciones. Para solucionar esto, se empleó el método de derivación “Complex-step”, el cual es un método de aproximación numérica de derivadas de n_{th} orden, basado en el método de diferencias finitas cuando la función f es diferenciable en el plano complejo, asumiendo que se cumplen las ecuaciones de Cauchy-Riemann. En este método de derivación, si $f(x)$ es el resultado de cualquier función real y x es una de las variables de entrada de la función, su derivada puede expresarse de la siguiente forma:

$$\frac{\delta f}{\delta x} \approx \frac{Im[f(x + ih)]}{h}$$

Donde Im es la parte imaginaria de f evaluada para la variable compleja de entrada $x + ih$, i es la unidad imaginaria, y h representa el tamaño del paso o “step size”. La precisión de este método es de segundo orden, y su aplicación en optimización aerodinámica con algoritmos basados en gradientes se ha demostrado en trabajos previos.

2.8. Optimización Multidisciplinaria del mecanismo

Este estudio abarcó un problema de optimización multidisciplinaria exploratoria dirigido a abordar diversos desafíos numéricos inherentes al diseño de un mecanismo de curvatura variable. Estos desafíos surgen de la pronunciada interacción fluido-estructura y la naturaleza intrínsecamente multidisciplinaria del problema. Simultáneamente, el estudio buscó subrayar las ventajas potenciales asociadas con la reducción de arrastre y la morfología completa del perfil alar logable a través del mecanismo pseudo rígido-elástico propuesto.

En contraste con la literatura previa (Ting et al. 2018; Weishuang et al. 2017; Woods et al. 2015), que predominantemente se centró en la prueba de concepto para ideas de mecanismos novedosos y comportamientos de morfología idealizados, a menudo descuidando las limitaciones materiales, estructurales y mecánicas, el presente estudio adopta un enfoque integral. Formula el problema de optimización teniendo en cuenta no solo la interacción fluido-estructura sino también los requisitos de morfología y misión, junto con el comportamiento real de un mecanismo de curvatura variable durante el vuelo.

La siguiente ecuación muestra la formulación matemática del problema de optimización. En las secciones subsiguientes, se describen detalladamente la función objetivo, las variables de diseño, y los límites, restricciones y requisitos.

$$\begin{aligned}
& \text{minimize} && \mathcal{F}(\mathcal{X}, \mathcal{Y}) = \prod_i^2 \frac{C_D^{morphing} @ OP_i}{C_D^{fixed} @ OP_i} \\
& \text{Respect to} && \mathcal{X} : \text{FFD control points} \\
& && \text{Airfoil parameterization} \\
& && \mathcal{Y} : \text{Rigid links lengths} \\
& && \text{Mechanism Parameterization} \\
& \text{subject to} && g_1(\mathcal{X}, \mathcal{Y}) = C_L @ OP_1 \\
& && g_2(\mathcal{X}, \mathcal{Y}) = C_L @ OP_2 \\
& && g_3(\mathcal{X}, \mathcal{Y}) = C_L @ OP_3 \\
& && x_{lower} < x_i < x_{upper} \quad \forall x_i \text{ in } \mathcal{X} \\
& && y_{lower} < y_i < y_{upper} \quad \forall y_i \text{ in } \mathcal{Y} \\
& && t @ 95\% \text{ chord} > 10\% t_{max} \\
& && t @ 75\% \text{ chord} > 25\% t_{max}
\end{aligned} \tag{1}$$

2.8.1. Función objetivo

La motivación para desarrollar alas de camber variable radica en el potencial para optimizar las formas de los perfiles alares para que coincidan con condiciones operativas específicas, mejorando así la eficiencia general de la aeronave a través de la reducción de la resistencia, en oposición a usar una configuración de ala fija. No obstante, el principal desafío operativo asociado con la implementación de alas morfológicas (además de abordar el peso y la complejidad del mecanismo) se refiere al diseño de un mecanismo capaz de transformar un perfil alar base en varias formas óptimas utilizando una única configuración de mecanismo. Esto requiere que el mecanismo diseñado posea la capacidad de morfarse en múltiples formas únicamente en respuesta a cargas aerodinámicas y fuerzas externas, tales como el torque aplicado por un servoactuador. Para abordar el desafío mencionado, la utilización de optimización multipunto en conjunto con una formulación multidisciplinaria es un enfoque viable. Investigaciones previas (Nemec, Zingg, and Pulliam 2004) han demostrado la utilidad de la optimización multipunto en escenarios donde es imperativo que el diseño optimizado sobresalga en diversas condiciones operativas, cada una de las cuales implica requisitos distintos, como restricciones de sustentación y altitud. En este contexto, se ha ideado una función objetivo multipunto, consistiendo en el producto ponderado del coeficiente de resistencia asociado

con la forma del perfil alar morfado, dividido por el coeficiente de resistencia del perfil alar fijo en cada condición operativa. Dentro del alcance de este estudio, se han considerado tres condiciones operativas típicas de Pequeños Vehículos Aéreos No Tripulados (UAVs) empleados en monitoreo remoto. La Tabla 2.1 proporciona detalles del coeficiente de sustentación requerido, peso de despegue (WTO), peso de la carga útil, velocidad de crucero y densidad del aire a cierta altitud para cada condición de crucero. Las tres condiciones operativas han sido asignadas con igual peso, ya que la influencia de una función ponderada heterogénea será explorada en investigaciones futuras. La Ecuación 2 delinea la función objetivo, la cual también se incorpora en la formulación del problema de optimización, presentada anteriormente.

$$\mathcal{F}(\mathcal{X}, \mathcal{Y}) = \sum_i^2 \frac{C_D^{morphing} @ OP_i}{C_D^{fixed} @ OP_i} \quad (2)$$

2.8.2. Variables de diseño

En este estudio, las variables de diseño abarcaron los puntos de control FFD de la parametrización del perfil alar y la longitud de los eslabones rígidos. El proceso de optimización para la distribución del espesor del perfil alar, que sirve como base para las transformaciones de combadura, se centró en los puntos de control FFD. La ecuación 1 representa estos puntos de control como \mathcal{X} abarcando dos grados de libertad para cada punto dentro del plano cartesiano. Como se mencionó anteriormente, se impuso que los puntos de control FFD correspondientes a las curvas superior e inferior del perfil alar mantuvieran configuraciones simétricas. Esta restricción asegura que las formas óptimas del perfil alar para las dos condiciones operativas resulten principalmente de la morfología de la combadura influenciada por cargas aerodinámicas y fuerzas externas, como el torque del servo actuador actuando sobre el mecanismo, en lugar de desplazamientos en los puntos de control FFD.

El segundo conjunto de variables de diseño se refiere a las longitudes de los eslabones rígidos en las secciones del borde de ataque y borde de fuga del mecanismo. En la ecuación 1, esta variable se denota como \mathcal{Y} . Su aplicación radica en determinar la configuración óptima del mecanismo propuesto, que minimiza el coeficiente de arrastre bajo dos condiciones operativas distintas, logrado permitiendo deformaciones sustanciales de la combadura. Inicialmente, el mecanismo base presentaba una estructura articulada con longitudes de eslabones rígidos uniformes. En una sección posterior, se hace evidente

que la configuración óptima implica una estructura articulada con longitudes de eslabones rígidos variables. Es importante enfatizar que el enfoque propuesto de optimización multidisciplinaria produce cuatro formas óptimas distintas del perfil alar. La primera corresponde a la forma del perfil alar simétrico, que sirve como base para la morfología de la combadura. Las otras representan las formas óptimas del perfil alar logradas a través de la morfología del perfil alar simétrico, facilitado por el análisis FSI. Las variables de diseño han sido adecuadamente restringidas (límites inferior y superior para cada variable) de acuerdo con las escalas de longitud y tamaño inherentes al problema.

2.8.3. Restricciones y requerimientos

El problema de optimización multidisciplinario involucró restricciones relacionadas con dos condiciones de sustentación denotadas como $g(\mathcal{X}, \mathcal{Y}) = C_L @ OP$, con una condición aplicable a cada punto operativo. La cumplimentación de las restricciones de sustentación se verificó a través del análisis FSI durante todo el proceso de optimización. En cada iteración, la rutina FSI se ejecutaba para evaluar los coeficientes de sustentación y arrastre para cada geometría intermedia resultante de la morfología inducida por la combadura del perfil alar. Además de los requisitos de morfología y misión previamente descritos, el problema de optimización (referido a la Ecuación 1 incorpora dos restricciones de espesor. Estas restricciones sirven para prevenir la generación de bordes de fuga excesivamente delgados en los perfiles alares optimizados. La primera restricción se establece al 75% de la cuerda del perfil alar, especificando un requisito de espesor mínimo del 25% del espesor máximo del perfil. La segunda restricción se define al 95% de la cuerda del perfil alar y exige un espesor mínimo del 10% del espesor máximo.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1. Resultados de optimización del mecanismo

La Figura 3.1 muestra los resultados de la optimización multidisciplinaria y multipunto, ilustrando las formas del perfil alar resultantes y la configuración del mecanismo. La figura superior muestra la forma del perfil alar simétrico optimizado (línea sólida) que sirve como punto de partida para la morfología en los perfiles óptimos de curvatura variable. Es notable que el perfil alar simétrico optimizado exhibe un borde de salida más delgado en comparación con el perfil alar base NACA-0012 (línea segmentada). El espesor máximo del perfil alar simétrico optimizado se ha desplazado ligeramente hacia la parte posterior del perfil, mientras que se notan ajustes menores en la forma del borde de ataque.

El diagrama medio en la Figura 3.1 presenta la configuración óptima del mecanismo tanto para la morfología del borde de ataque como del borde de salida, superpuesta en la forma del perfil alar simétrico óptimo. Aquí, es evidente que el mecanismo óptimo comprende eslabones rígidos de longitudes variables, en contraste con la configuración base caracterizada por longitudes de eslabón uniformes (es decir, distancia entre los centros de círculos adyacentes). Esto indica que la longitud de los eslabones rígidos se adapta en proporción a la curvatura del de curvatura variable del perfil alar durante el proceso de morfología. Además, los resultados revelan que la curvatura máxima del perfil de curvatura variable ocurre aproximadamente a la mitad de la longitud de la viga en voladizo tanto para los bordes de ataque como de salida. El gráfico inferior en la Figura 3.1 representa el perfil alar de curvatura variable óptimo para las tres condiciones operativas consideradas en este estudio. Este gráfico también incluye el perfil alar de curvatura fija base (usado para cuantificar la reducción de arrastre), representado en línea segmentada negra. El perfil alar base para el UAV de ala fija fue originalmente diseñado para la primera condición de crucero detallada en la Tabla 2.1. El perfil alar de curvatura variable optimizado para esta condición de crucero se asemeja mucho en forma, presentando un de curvatura variable similar tanto para el borde de ataque como para el de salida, siendo la principal distinción la diferente distribución de espesor del perfil alar optimizado, más notable en el borde de ataque del perfil alar. Mientras tanto, el perfil alar de curvatura variable optimizado para la segunda y tercera condiciones de crucero en la Tabla 2.1 muestra un de curvatura variable mayor, indicando la necesidad de una deflexión de de curvatura variable más grande para alcanzar esta forma y el coeficiente de sustentación asociado. Los perfiles alares de curvatura variables optimizados permiten reducir el arrastre de crucero en un 10.3%, 12.9% y 11.7%, para la primera, segunda y tercera condiciones de crucero, respectivamente,

respecto al arrastre de crucero del perfil alar fijo base evaluado en las mismas condiciones operativas.

Los gráficos inferiores en la Figura 3.1 también ilustran cómo el perfil alar simétrico base puede transformarse en los perfiles alares de curvatura variables óptimos usando el mecanismo pseudo rígido-elástico propuesto. Es notable que mecanismos independientes permiten la morfología de los bordes de ataque y de salida, con sus soportes fijos coincidiendo con la ubicación del espesor máximo del perfil alar (círculo lleno de verde, mostrado en el gráfico medio), desde los cuales inducen y controlan la morfología de los bordes de ataque y de salida.

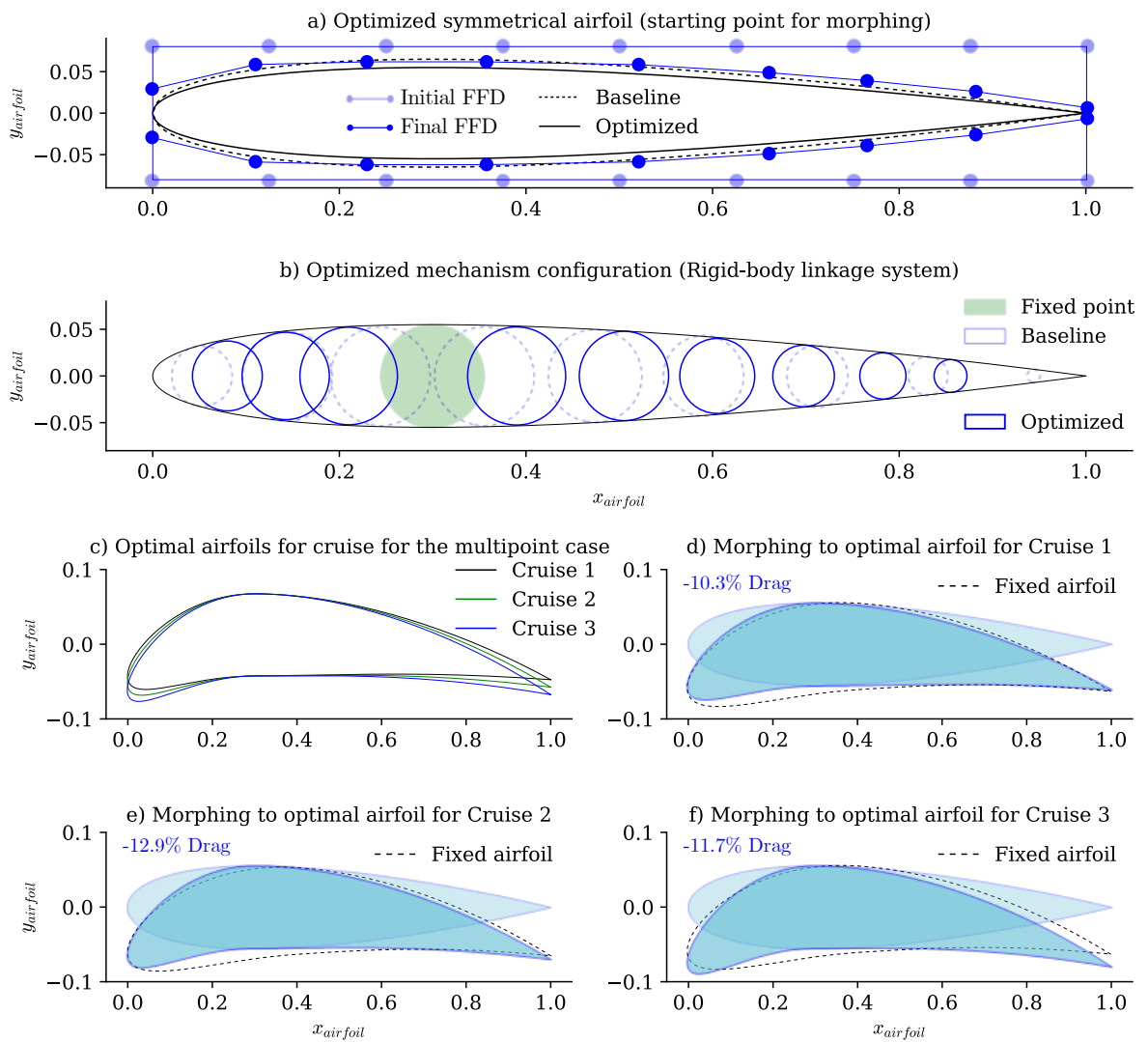


Figura 3.1 Resultados de la optimización multidisciplinaria del mecanismo propuesto

3.2. Prototipo experimental 2D y 3D

Se construyó un prototipo de perfil alar en 2D para demostrar el principio de funcionamiento del mecanismo de camber variable propuesto. El prototipo fue fabricado usando madera ligera, partes impresas en 3D, juntas revolutas de nylon y una viga en voladizo de fibra de carbono. La Figura 3.2 ilustra la implementación real del mecanismo propuesto para la morfología de camber de los bordes de ataque y salida. La Figura 3.2 a) muestra la estructura articulada rígida ensamblada solo con juntas revolutas, también ilustra el movimiento relativo y arbitrario del sistema de enlace antes de restringir su grado de libertad incorporando las juntas de mayor grado (contacto lineal).

La Figura 3.2 b) presenta el componente conforme del mecanismo (es decir, la viga en voladizo) y las juntas de mayor grado integradas en la estructura articulada rígida, describiendo completamente el mecanismo pseudo rígido-conforme propuesto en este trabajo. Como es evidente en esta figura, el grado de libertad de la estructura articulada rígida se reduce a cero al incorporar las juntas de mayor grado y la viga en voladizo, ya que no se permite movimiento relativo dentro del sistema de enlace. Sin embargo, esto no implica que el mecanismo no pueda deformarse. Lo que implica es que el mecanismo puede deformarse a través de los pares de mayor grado, ubicados para seguir una trayectoria específica, como la curvatura del camber del perfil alar.

La Figura 3.2 c) muestra el mecanismo propuesto al producir una morfología de camber del borde de salida de un perfil alar. Durante la morfología de camber, los pares de mayor grado hacen contacto lineal con la superficie de la viga en voladizo para transferir proporcionalmente la deformación de la viga (deformación de camber) a la estructura articulada a través de las juntas rotacionales que conectan los eslabones rígidos. Como se observa, el mecanismo propuesto permite producir una morfología de camber suave y continua, como se esperaba, usando un único actuador, en este caso, un servomotor eléctrico. En resumen, la Figura 3.2 respalda experimentalmente la modelización conceptual y numérica del mecanismo presentado en las Figuras 2.1, 2.2, y 2.3.

Además, se construyó un prototipo de ala en 3D para ilustrar cómo el mecanismo propuesto puede integrarse con estructuras de alas típicas de aeronaves tripuladas y no tripuladas. La Figura 3.3 a) muestra la estructura interna de un ala finita, donde se ha integrado el mecanismo propuesto para la morfología de camber. Como se observa, la morfología de los bordes de ataque y salida se maneja de forma independiente por servomotores eléctricos montados en un elemento fijo (larguero del ala), que se utiliza como punto de referencia para la deflexión de ambos haces en voladizo (uno para el borde de ataque y

otro para el borde de salida del perfil alar). Durante los experimentos, la deflexión de la viga se produjo solo por el torque del servomotor transmitido al final de la viga en voladizo a través de una barra rígida. Durante el vuelo, la deflexión de la viga se producirá tanto por el torque del servomotor como por las cargas de presión aerodinámica que actúan sobre la superficie del ala. La Figura 3.3 a) también muestra la morfología del prototipo de ala en 3D, destacando la aplicabilidad del mecanismo propuesto en el desarrollo de robots aéreos completamente morfológicos.

De manera similar, la Figura 3.3 b) amplía las capacidades de morfología del diseño propuesto, que permiten ajustes de camber tanto negativos como positivos, mostrando la versatilidad del mecanismo en adaptar la forma del ala a diversas condiciones de vuelo. Las capacidades de morfología se enfatizan aún más por la morfología coordinada e independiente de los bordes de ataque y salida, los cuales pueden someterse desde deformaciones moderadas hasta extremas.

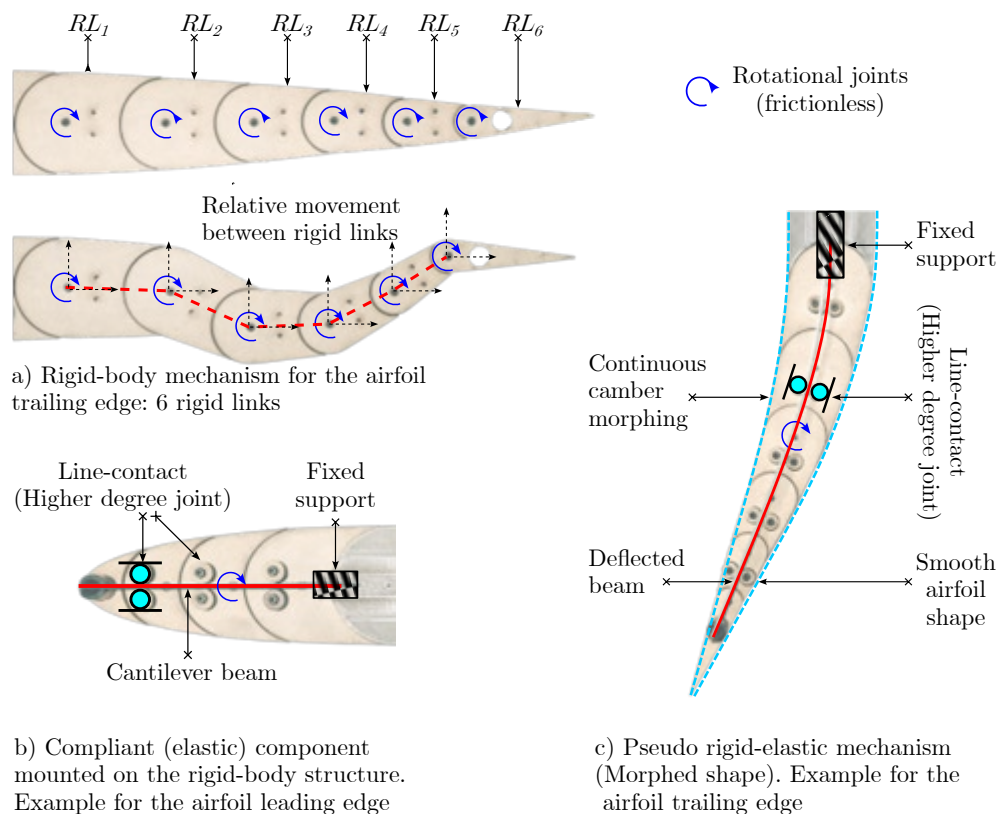
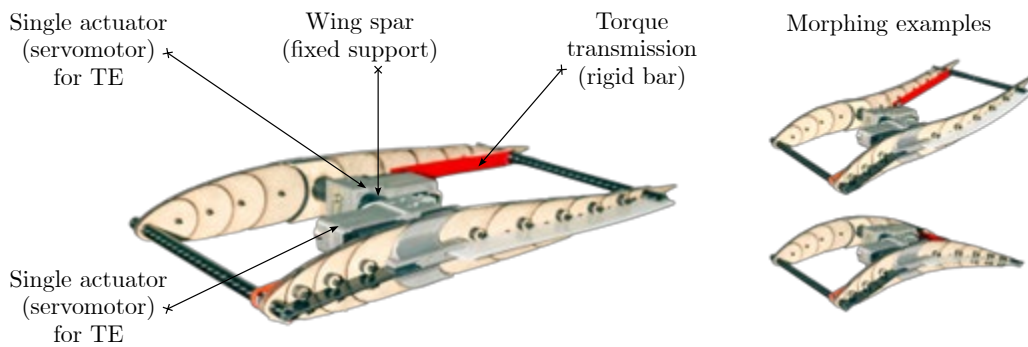
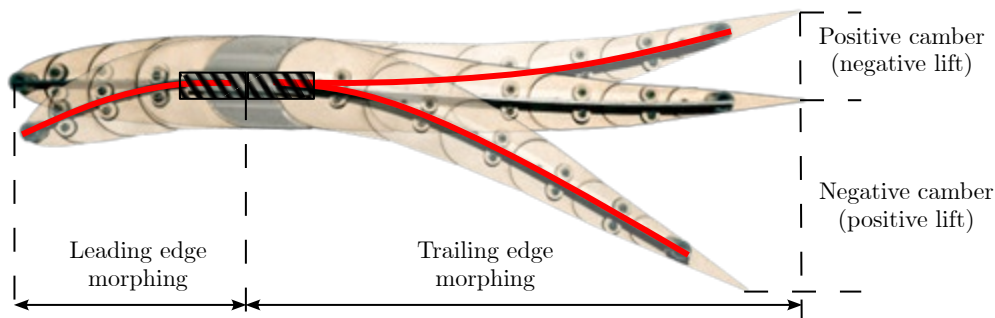


Figura 3.2 Prototipo 2D del mecanismo propuesto: prueba de concepto y principio de funcionamiento



a) 3D Wing prototype with the pseudo-rigid-elastic mechanism implemented for the leading and trailing edge of the airfoil



b) Morphing capabilities of the proposed mechanism: Negative and positive camber coordinated and independent morphing of the leading and trailing edge. Extreme and moderate deformations

Figura 3.3 Prototipo 3D del mecanismo propuesto: aplicación del mecanismo propuesto en superficies aerodinámicas tridimensionales, versatilidad y capacidad de deformación del mecanismo propuesto.

3.3. Discusión: versatilidad y potenciales aplicaciones del mecanismo propuesto

Este trabajo introduce un novedoso mecanismo de camber variable que integra eficientemente las fortalezas de los mecanismos rígidos y conformes. Al combinar la capacidad de carga alta, la estabilidad estructural y la eficiencia mecánica de los mecanismos de cuerpo rígido con la adaptabilidad, el diseño liviano y la morfología continua y suave de los mecanismos conformes, el diseño pseudo rígido-elástico propuesto ofrece una solución versátil para aeronaves morfológicas. Este mecanismo innovador comprende una estructura de perfil alar articulada, que sirve como el componente de cuerpo rígido, ensamblado usando juntas revolutas, y acoplado con un haz en voladizo, el componente conforme, modelando el camber del perfil alar y conduciendo la morfología

del diseño pseudo rígido-conforme. Además, la movilidad del componente de cuerpo rígido se mejora mediante la inclusión estratégica de pares cinemáticos superiores dentro de los eslabones de cuerpo rígido no fijos. Este enfoque multifacético facilita un control preciso sobre el movimiento del mecanismo y asegura que cumpla con estrictos requisitos de rendimiento.

A través de una estrategia de optimización multidisciplinaria y multipunto, el mecanismo propuesto tiene el potencial de reducir el arrastre de la aeronave hasta en un 13% en múltiples condiciones de crucero respecto al perfil alar base del UAV de ala fija, reduciendo el arrastre total de la misión y el consumo de energía. La característica única del diseño propuesto para morfarse suavemente en múltiples formas de perfil alar subraya su versatilidad y adaptabilidad. Además, el diseño sugerido se integra fácilmente con las estructuras tradicionales de caja de ala empleadas tanto en aeronaves tripuladas como no tripuladas. El sistema de camber variable propuesto puede incorporarse suavemente en las costillas del ala, requiriendo mínimas modificaciones al diseño estructural y a la masa total del ala. Esta adaptabilidad posiciona al diseño propuesto como una solución viable para el desarrollo de aeronaves morfológicas. Su eficacia se refuerza por la capacidad del diseño para explotar beneficios aerodinámicos y de vuelo, su costo-eficiencia, el proceso de fabricación sencillo, baja complejidad mecánica y la robustez esencial requerida para tales mecanismos.

El mecanismo propuesto permite tanto la morfología local del perfil alar (involucrando solo el borde de ataque o el borde de salida) como la morfología completa del perfil alar (afectando tanto el borde de ataque como el borde de salida). Esta versatilidad amplía sus posibles aplicaciones tanto en aeronaves tripuladas como no tripuladas, mejorando sus capacidades de vuelo y maniobra y optimizando el rendimiento bajo diversas condiciones operativas. Sin embargo, se anticipan las ventajas más significativas en el ámbito de las aeronaves no tripuladas, comúnmente referidas como drones o robots voladores, abarcando UAVs miniatura, pequeños, medianos y grandes. Esto se debe en gran medida a la capacidad de la industria de aviación no tripulada para integrar rápidamente tecnología novedosa como el ala morfológica de camber variable.

CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

4.1. Conclusiones

- El mecanismo propuesto tiene el potencial de reducir hasta 20% la fuerza de arrastre de un perfil aerodinámico considerando una sólo condición de operación y hasta un 13% considerando varias condiciones de operación simultáneamente en el proceso de diseño y optimización, lo cual se traduce en un ahorro de aproximadamente 30% y 25%, respectivamente, en el consumo de energía eléctrica para la misión de vuelo propuesta. Esto remarca los potenciales beneficios de emplear mecanismos de Variable Camber y Morphing Wing en Vehículos Aéreos no Tripulados (UAVs) para mejorar su desempeño de vuelo, en misiones que involucren condiciones de operación variables, como en el caso del proyecto de investigación PIM-21-01 de la FIM-EPN, el cual se enfoca en el monitoreo de volcanes activos empleados UAVs.
- El mecanismo propuesto es innovador y presenta numerosas ventajas respecto a los mecanismos existentes en la literatura. El mecanismo es simple de fabricar, es robusto estructuralmente, y permite la transformación geométrica a configuraciones aerodinámicas eficientes para cada condición de operación. Además, el mecanismo propuesto es útil para modificar de manera independiente el borde de ataque y el borde de fuga de un perfil aerodinámico, mediante el uso de dos actuadores convencionales como servomotores o actuadores hidráulicos/neumáticos.
- El uso de FSI (Interacción Fluido-Estructura) es fundamental en el diseño de mecanismos de Variable Camber Morphing Wing principalmente porque las cargas aerodinámicas, es decir la distribución de presión, no son constantes durante el proceso de transformación de un perfil aerodinámico base a otro perfil óptimo para una condición de operación específica. Adicionalmente, las dos disciplinas están fuertemente acopladas ya que las cargas aerodinámicas que actúan sobre el mecanismo producen una parte de la deformación del perfil, mientras que el porcentaje restante de deformación es controlado por el actuador del sistema aeroelástico. Es decir que el torque del actuador (en este caso de un servomotor) tampoco es constante durante la transformación geométrica. Si las cargas aerodinámicas son mayores, el torque del servomotor deberá ser menor, mientras que, si las cargas son menores, el servomotor deberá imprimir un mayor torque al mecanismo para producir la deformación deseada.

- El método de optimización multidisciplinaria “All at Once” permitió obtener soluciones factibles para las dos disciplinas de diseño, cumpliendo con las restricciones de misión, transformación, y de manufactura impuestas en el problema de optimización. Esto se logra gracias a que las condiciones de acoplamiento y las restricciones del problema de optimización se resuelven de manera simultánea, es decir que el cambio de las funciones objetivo respecto al vector de variables de optimización es evaluado simultáneamente para ambas disciplinas. Sin embargo, el costo computacional y el número de iteraciones totales se incrementa notablemente respecto al método de optimización desacoplado.
- El entorno computacional desarrollado para este trabajo permite el diseño no sólo de mecanismos Variable Camber Morphing Wing, sino también de otros sistemas aerodinámicos que emplean FSI (Fluid-Structure-Interaction), parametrización y manipulación geométrica, y solucionadores aerodinámicos y de elasticidad mecánica. El entorno computacional ha sido desarrollado de tal forma que se puedan implementar solucionadores de mayor fidelidad como CFD, o códigos FEM para geometrías 3D. Además, al estar implementado en el lenguaje Python y en el sistema operativo Linux, facilita el uso de librerías especializadas para HPC (High-Performance-Computing).

4.2. Trabajos Futuros

- El presente estudio se ha limitado en diseñar y optimizar el mecanismo para la deformación de un perfil aerodinámico, el siguiente paso sería implementar el mecanismo en un sistema tridimensional y seguir un proceso similar de diseño y optimización para obtener un ala completamente deformable, capaz de cambiar su forma durante el vuelo, tomando en cuenta otros aspectos como la deflexión máxima del ala, el incremento de peso, y la sincronización de los mecanismos integrados en el ala para controlar la transformación.
- Sería importante también cuantificar los beneficios de implementar el mecanismo propuesto en un prototipo tridimensional, en términos de reducción de consumo de energía, incremento de la capacidad de carga, incremento del tiempo de vuelo, incremento de la cobertura o distancia máxima de vuelo. Esto motivaría la investigación en la tecnología de Variable Camber y Morphing Wing y facilitaría la transición de fixed-wing hacia Morphing Wing UAVs, con la finalidad de tener aeronaves con mejores capacidades de vuelo y desempeño.

- Se recomienda también avanzar en la investigación y desarrollo de materiales elásticos tanto para la construcción de mecanismos como para la manufactura de la cobertura de las alas. Sin embargo, es importante considerar aspectos fundamentales para el desempeño aerodinámico y estructural de una aeronave, como son la rugosidad del material y su rigidez mecánica (especialmente en la dirección perpendicular a la superficie aerodinámica). Lo anterior es muy importante ya que en la literatura se encuentran varios materiales que cumplen con la funcionalidad de ser elásticos/flexibles, pero que son demasiado rugosos, o que no tienen la rigidez adecuada para garantizar una superficie aerodinámica lisa y continua.
- Finalmente se recomienda realizar estudios en estado dinámico para evaluar aspectos como la resistencia a la fatiga del mecanismo, las vibraciones inducidas durante la deformación del perfil aerodinámico. Para esto, sería importante llevar a cabo simulaciones aerodinámicas y aeroelástica de alta fidelidad y también ejecutar experimentos en túnel de viento. Esto ayudaría a validar los conceptos y madurar la tecnología para que pueda ser implementada en prototipos funcionales a escala real.

Referencias Bibliográficas

- Adler, Eytan J., Alasdair Christison Gray, and JRRR Martins. 2022. "To CFD or Not to CFD? Comparing RANS and Viscous Panel Methods for Airfoil Shape Optimization." in *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*.
- Ajaj, R. M., E. I. Saavedra Flores, M. I. Friswell, G. Allegri, B. K. S. Woods, A. T. Isikveren, and W. G. Dettmer. 2013. "The Zigzag Wingbox for a Span Morphing Wing." *Aerospace Science and Technology* 28(1):364–75. doi: 10.1016/j.ast.2012.12.002.
- Ajaj, Rafic, Michael Friswell, E. Saavedra Flores, Owain Little, and A. Isikveren. n.d. "Span Morphing: A Conceptual Design Study." in *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Ajanic, Enrico, Mir Feroskhan, Stefano Mintchev, Flavio Noca, and Dario Floreano. 2020. "Bioinspired Wing and Tail Morphing Extends Drone Flight Capabilities." *Science Robotics* 5(47):eabc2897.
- Alulema, Victor H., Esteban A. Valencia, Danilo Pillajo, Monica Jacome, Juan López, and Byron Ayala. 2020. "Degree of Deformation and Power Consumption of Compliant and Rigid-Linked Mechanisms for Variable-Camber Morphing Wing UAVs." P. 3958 in *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*.

- Ameduri, S., and A. Concilio. 2023. "Morphing Wings Review: Aims, Challenges, and Current Open Issues of a Technology." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science* 237(18):4112–30.
- Anon. n.d. "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing | Journal of Aircraft." Retrieved March 25, 2024 (<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.4397>).
- Bilgen, Onur, Kevin B. Kochersberger, Daniel J. Inman, and Osgar J. Ohanian III. 2010. "Novel, Bidirectional, Variable-Camber Airfoil via Macro-Fiber Composite Actuators." *Journal of Aircraft* 47(1):303–14.
- Dai, Pei, Binbin Yan, Wei Huang, Yifei Zhen, Mingang Wang, and Shuangxi Liu. 2020. "Design and Aerodynamic Performance Analysis of a Variable-Sweep-Wing Morphing Waverider." *Aerospace Science and Technology* 98:105703. doi: 10.1016/j.ast.2020.105703.
- Di Luca, Matteo, Stefano Mintchev, Yunxing Su, Eric Shaw, and Kenneth Breuer. 2020. "A Bioinspired Separated Flow Wing Provides Turbulence Resilience and Aerodynamic Efficiency for Miniature Drones." *Science Robotics* 5(38):eaay8533.
- Eguea, João Paulo, Gabriel Pereira Gouveia da Silva, and Fernando Martini Catalano. 2020. "Fuel Efficiency Improvement on a Business Jet Using a Camber Morphing Winglet Concept." *Aerospace Science and Technology* 96:105542.
- Gamble, Lawren L., Amin Moosavian, and Daniel J. Inman. n.d. "Effects of Speed on Coupled Sweep and Camber in Morphing Wings." in *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Gomes, Pedro, and Rafael Palacios. 2020. "Aerodynamic-Driven Topology Optimization of Compliant Airfoils." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 62:2117–30.
- Grant, Daniel T., Mujahid Abdulrahim, and Rick Lind. 2010. "Flight Dynamics of a Morphing Aircraft Utilizing Independent Multiple-Joint Wing Sweep." *International Journal of Micro Air Vehicles* 2(2):91–106. doi: 10.1260/1756-8293.2.2.91.
- Jentys, Mauricio, and Christian Breitsamter. 2023. "Aerodynamic Drag Reduction through a Hybrid Laminar Flow Control and Variable Camber Coupled Wing." *Aerospace Science and Technology* 142:108652.
- Li, Daochun, Shiwei Zhao, Andrea Da Ronch, Jinwu Xiang, Jernej Drofelnik, Yongchao Li, Lu Zhang, Yining Wu, Markus Kintscher, Hans Peter Monner, and others. 2018. "A Review of Modelling and Analysis of Morphing Wings." *Progress in Aerospace Sciences* 100:46–62.
- Majid, Tuba, and Bruce W. Jo. 2021. "Status and Challenges on Design and Implementation of Camber Morphing Mechanisms." *International Journal of Aerospace Engineering* 2021:1–14.
- Mestrinho, João, Pedro Gamboa, and Pedro Santos. n.d. "Design Optimization of a Variable-Span Morphing Wing for a Small UAV." in *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

- Mkhoyan, Tigran, Nisarg Rashmin Thakrar, Roeland De Breuker, and Jurij Sodja. 2020. "Design of a Smart Morphing Wing Using Integrated and Distributed Trailing Edge Camber Morphing." P. V001T04A023 in *Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*. Vol. 84027. American Society of Mechanical Engineers.
- Moosavian, Amin, Lawren L. Gamble, Alexander M. Pankonien, and Daniel J. Inman. 2016. "Bio-Inspired Coupling of Camber and Sweep in Morphing Wings." American Society of Mechanical Engineers Digital Collection.
- Morgado, J., R. Vizinho, MAR Silvestre, and JC Páscoa. 2016. "XFOIL vs CFD Performance Predictions for High Lift Low Reynolds Number Airfoils." *Aerospace Science and Technology* 52:207–14.
- Muhammad Umer, Hafiz, Adnan Maqsood, Rizwan Riaz, and Shuaib Salamat. 2020. "Stability Characteristics of Wing Span and Sweep Morphing for Small Unmanned Air Vehicle: A Mathematical Analysis." *Mathematical Problems in Engineering* 2020:e4838632. doi: 10.1155/2020/4838632.
- Murua, Joseba, Rafael Palacios, and Joaquim Peiró. 2010. "Camber Effects in the Dynamic Aeroelasticity of Compliant Airfoils." *Journal of Fluids and Structures* 26(4):527–43.
- Nemec, Marian, David W. Zingg, and Thomas H. Pulliam. 2004. "Multipoint and Multi-Objective Aerodynamic Shape Optimization." *AIAA Journal* 42(6):1057–65.
- Niu, Wei, Yufei Zhang, Haixin Chen, and Miao Zhang. 2020. "Numerical Study of a Supercritical Airfoil/Wing with Variable-Camber Technology." *Chinese Journal of Aeronautics* 33(7):1850–66. doi: 10.1016/j.cja.2020.01.008.
- Qiang, Ji, Yufei Zhang, CHEN Haixin, and YE Junke. 2022. "Aerodynamic Optimization of a High-Lift System with Adaptive Dropped Hinge Flap." *Chinese Journal of Aeronautics* 35(11):191–208.
- Reist, Thomas A., David Koo, and David W. Zingg. 2022. "Aircraft Cruise Drag Reduction through Variable Camber Using Existing Control Surfaces." *Journal of Aircraft* 59(6):1406–15.
- Shi, Xintong, Yu Yang, Zhigang Wang, Sheng Zhang, Xiasheng Sun, and Wei Feng. 2023. "Design and Shape Monitoring of a Morphing Wing Trailing Edge." *Aerospace* 10(2):127.
- Ting, Eric, Daniel Chaparro, Nhan Nguyen, and Gustavo EC Fujiwara. 2018. "Optimization of Variable-Camber Continuous Trailing-Edge Flap Configuration for Drag Reduction." *Journal of Aircraft* 55(6):2217–39.
- Urnes, James, and Nhan Nguyen. 2013. "A Mission Adaptive Variable Camber Flap Control System to Optimize High Lift and Cruise Lift to Drag Ratios of Future N+ 3 Transport Aircraft." P. 214 in *51st AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*.
- Vocke, Robert D., Curt S. Kothera, Benjamin K. S. Woods, and Norman M. Wereley. 2011. "Development and Testing of a Span-Extending Morphing Wing." *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 22(9):879–90. doi: 10.1177/1045389X11411121.

- Weishuang, LU, TIAN Yun, and LIU Peiqing. 2017. "Aerodynamic Optimization and Mechanism Design of Flexible Variable Camber Trailing-Edge Flap." *Chinese Journal of Aeronautics* 30(3):988–1003.
- Woods, Benjamin KS, Iman Dayyani, and Michael I. Friswell. 2015. "Fluid/Structure-Interaction Analysis of the Fish-Bone-Active-Camber Morphing Concept." *Journal of Aircraft* 52(1):307–19.
- Zhang, Xiong, Xi Kang, and Bing Li. 2023. "Origami-Inspired Design of a Single-Degree-of-Freedom Continuous Variable Bending Mechanism Based on Constraint Linkage Groups." *Mechanism and Machine Theory* 179:105106.
- Zhang, Yaqing, Wenjie Ge, Ziang Zhang, Xiaojuan Mo, and Yonghong Zhang. 2019. "Design of Compliant Mechanism-Based Variable Camber Morphing Wing with Nonlinear Large Deformation." *International Journal of Advanced Robotic Systems* 16(6).
- Zhao, Anmin, Hui Zou, Haichuan Jin, and Dongsheng Wen. 2019. "Structural Design and Verification of an Innovative Whole Adaptive Variable Camber Wing." *Aerospace Science and Technology* 89:11–18.
- Zhao, Wei, and Rakesh K. Kapania. 2020. "Actuator Energy and Drag Minimization of a Blended-Wing-Body with Variable-Camber Continuous Trailing-Edge Flaps." *Engineering Optimization* 52(9):1561–87.