



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE COLOMBIA

Diseño de un Perfil Aerodinámico Morfológicamente Variable

Carlos Arturo Sierra Daza

Universidad Nacional de Colombia
Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Mecánica y Mecatrónica
Bogotá, D. C., Colombia
2022

Diseño de un Perfil Aerodinámico Morfológicamente Variable

Carlos Arturo Sierra Daza

Tesis presentada como requisito parcial para optar al título de:

Magister en Ingeniería Mecánica

Director (a):

Sc. D. Eng. Nelson Arzola de la Peña

Línea de Investigación:

Diseño de perfiles aerodinámicos

Grupo de Investigación:

Diseño Óptimo Multidisciplinario

Universidad Nacional de Colombia

Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Mecánica y Mecatrónica

Bogotá, D. C., Colombia

2022

“When I meet God, I am going to ask him two questions: Why relativity? And why turbulence? I really believe he will have an answer for the first.”

Werner Heisenber

Declaración de obra original

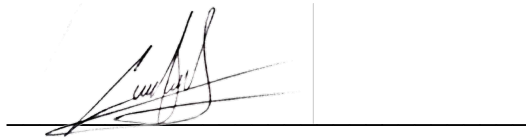
Yo declaro lo siguiente:

He leído el Acuerdo 035 de 2003 del Consejo Académico de la Universidad Nacional. «Reglamento sobre propiedad intelectual» y la Normatividad Nacional relacionada al respeto de los derechos de autor. Esta disertación representa mi trabajo original, excepto donde he reconocido las ideas, las palabras, o materiales de otros autores.

Cuando se han presentado ideas o palabras de otros autores en esta disertación, he realizado su respectivo reconocimiento aplicando correctamente los esquemas de citas y referencias bibliográficas en el estilo requerido.

He obtenido el permiso del autor o editor para incluir cualquier material con derechos de autor (por ejemplo, tablas, figuras, instrumentos de encuesta o grandes porciones de texto).

Por último, he sometido esta disertación a la herramienta de integridad académica, definida por la universidad.

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Carlos Arturo Sierra Daza', is written over a horizontal line. The signature is stylized and cursive.

Carlos Arturo Sierra Daza

Fecha 29/08/2022

Agradecimientos

La finalización de este trabajo se da gracias a la ayuda y comprensión de mi querida esposa Dayana, de la cual he aprendido más de lo que unas cuantas líneas podrían expresar.

Agradezco especialmente al profesor Nelson Arzola quien me ha orientado como tutor con paciencia y preocupación de cada uno de los procesos desarrollados para la culminación de este trabajo. A la ingeniera Mayra Bogotá y todos los colegas con los que he compartido y me han hecho crecer profesionalmente y alentado a ser mejor. A mis padres por sus innumerables esfuerzos y sacrificios.

Resumen

Diseño de un Perfil Aerodinámico Morfológicamente Variable

El concepto de morfología aplicado a las alas de aeronaves está relacionado con la habilidad de una estructura de cambiar su geometría, para adaptarse a diferentes condiciones de vuelo. Esto con el fin de incrementar el rendimiento, reduciendo la cantidad de combustible y aumentando su tiempo de operación. Este trabajo tiene como propósito describir los procedimientos llevados a cabo para la generación y posterior evaluación del diseño conceptual y detallado de un perfil aerodinámico de morfología variable.

Se toma como punto de inicio diseños creados con anterioridad por diferentes autores y se procede a realizar el desarrollo de conceptos propios de diseño. Después de esto, se realiza un proceso de decisión, utilizando diferentes requerimientos de ingeniería, se determina el concepto global dominante; el cual está basado en un mecanismo flexible para deformar el borde de fuga del perfil aerodinámico, para su posterior análisis por medios numéricos. Se genera una metodología de optimización de dos niveles para el desarrollo del mecanismo flexible. En el primer nivel, la mejor forma del perfil aerodinámico es obtenida por medio de un proceso de optimización multiobjetivo. En el segundo nivel, la mejor configuración estructural es obtenida por medio de optimización topológica. Por último, se realizan varios análisis por medio de dinámica de fluidos computacional usando el software OpenFoam, donde se hace uso del modelo de turbulencia K-Omega SST.

Palabras clave: morfología, mecanismos flexibles, optimización topológica, algoritmos genéticos.

Abstract

Design of a Variable Morphing Airfoil

The concept of morphology applied to the wing of an aircraft is related to the capacity of a structure to change its geometry according to different flight conditions. The morphology is used to increase the performance of the aircraft in both, reducing the fuel consumption or increasing the endurance of a mission profile. This work describes the methods to generate and evaluate the conceptual and detailed design of a morphing airfoil.

From a bibliographic review of design concepts previously created by different authors, the development of design concepts is carried out. After that, a decision process takes place; using different engineering requirements, the dominant global concept is determined, which is based on a compliant mechanism to deform the trailing edge of the airfoil, for subsequent numerical analysis. Furthermore, a two-level optimization methodology is elaborated for the development of the compliant mechanism. At the first level, the best aerodynamic shape is obtained through a multi-objective optimization process. At the second level, the best structural configuration is obtained using topological optimization. Finally, several analyzes are performed by means of computational fluid dynamics using the software OpenFoam, where the K-Omega SST turbulence model is used.

Keywords: (morphology, compliant mechanisms, topology optimization, genetic algorithms).

Contenido

	Pág.
Resumen	IX
Lista de figuras.....	XIII
Lista de tablas	XV
Lista de Símbolos y abreviaturas	XVI
Introducción	1
1. Antecedentes	5
1.1 Conceptos que utilizan mecanismos rígidos	6
1.2 Conceptos que utilizan mecanismos flexibles	12
2. Metodología de diseño	17
2.1 Planteamiento del problema y desarrollo de especificaciones	18
2.1.1 Definición de la necesidad	18
2.1.2 Planteamiento del problema de diseño y subproblemas de diseño	18
2.1.3 Lista de requerimientos	18
2.1.4 Despliegue de la función de calidad (QFD)	19
2.1.5 Lista de especificaciones de ingeniería	21
2.2 Diseño conceptual y prueba de conceptos	22
2.2.1 Identificación de las funciones necesarias	22
2.2.2 Generación de conceptos	23
2.2.3 Integración de conceptos	24
2.2.4 Transmisión efectiva del concepto global dominante	26
2.3 Generación detallada.....	28
2.3.1 Diseño a nivel de sistema	28
2.4 Conclusiones del estudio	30
3. Proceso de optimización aerodinámica y estructural	31
3.1 Estructura de optimización aerodinámica	33
3.2 Descripción de las funciones objetivo	35
3.3 Descripción del algoritmo genético	37
3.4 Estrategia de parametrización	39
3.5 Modelamiento de flujo.....	43
3.6 Resultados de optimización aerodinámica	48
3.7 Proceso de optimización topológica	53
3.8 Resultados optimización topológica	60
3.9 Conclusiones del estudio	62

4. Diseño detallado y manufactura	64
5. Demostración del concepto de diseño: Pruebas numéricas	67
5.1 Diseño de pruebas computacionales	67
5.2 Determinación del dominio y malla computacional	68
5.3 Configuración del caso en OpenFoam	71
5.4 Resultados.....	73
5.5 Conclusiones del estudio.....	77
6. Conclusiones y recomendaciones.....	79
6.1 Conclusiones	79
6.2 Recomendaciones.....	81
Bibliografía	97

Lista de figuras

	Pág.
Figura 1-1: Clasificación de conceptos de morfología variable. Adaptado de (Sofla, Meguid, Tan, & Yeo, 2010; Barbarino et al., 2011).....	5
Figura 1-2: Concepto de eslabones para el cambio completo del <i>camber</i> . Adaptado de (Poosong, 2004).....	7
Figura 1-3: Concepto de eslabones para el borde de fuga. Adaptado de (Arena, Concilio, & Pecora, 2019).	8
Figura 1-4: Ejemplo de mecanismo basado en barras para lograr un borde de ataque morfológicamente variable. Adaptado de (Grip et al., 2017).....	9
Figura 1-5: Concepto de piel ranurada. Adaptado de Spirlet, 2015.	10
Figura 1-6: Mecanismo para la variación del espesor. Adaptado de (Boyd Rix, 2012). 12	12
Figura 1-7: Concepto FishBAC. Adaptado de (Sofla, Meguid, Tan, & Yeo, 2010; B. K. Woods, Bilgen, & Friswell, 2014).	13
Figura 1-8: Concepto que emplea un mecanismo flexible. Adoptado de Hetrick et al., 2019. 15	15
Figura 2-1: Metodología de diseño. Fuente: Autor.....	17
Figura 2-2: Diagrama de caja negra. Fuente: Autor.....	22
Figura 2-3: Diagrama de caja gris. Fuente: Autor.	23
Figura 2-4: Esquema de diseño detallado del producto. Fuente: Autor.	28
Figura 2-5: Esquema de arquitectura del producto. Fuente: Autor.	30
Figura 3-1: Metodología de optimización aerodinámica. Fuente: Autor.....	32
Figura 3-2: Representación concepto de dominancia. Fuente: Autor.	34
Figura 3-3: Comportamiento del frente de Pareto para el MOP. Fuente: Autor.	35
Figura 3-4: Definición de variables en método PARSEC. Fuente: Autor.	40
Figura 3-5: Discretización espacial por volúmenes finitos. Tomado de Versteeg & Malalasekera, 2007.....	44
Figura 3-6: Resultados proceso de optimización multiobjetivo. Fuente: Autor.	48
Figura 3-7: Rendimiento del hipervolumen. Fuente: Autor.....	49
Figura 3-8: Formas geométricas resultado del proceso de optimización. Fuente: Autor. 50	50
Figura 3-9: Resultados proceso de optimización multiobjetivo con morfología. Fuente: Autor. 51	51
Figura 3-10: Formas geométricas resultado del proceso de optimización con morfología. Fuente: Autor.	52

Figura 3-11:	Forma inicial y final de un PAMV. Fuente: Autor.	53
Figura 3-12:	Dominio computacional optimización topológica. Fuente: Autor.	54
Figura 3-13:	Metodología de optimización topológica. Fuente: Autor.	56
Figura 3-14:	Diagrama esquemático del borde de fuga: (a) Fuerzas actuando en la piel del perfil y (b) condiciones de diseño del mecanismo flexible.	57
Figura 3-15:	Dominio computacional del proceso de optimización topológica. Fuente: Autor.	60
Figura 3-16:	Deformación del borde de fuga por las cargas generadas por el mecanismo flexible. Fuente: Autor.	61
Figura 3-17:	Mecanismo flexible. Fuente: Autor.	62
Figura 4-1:	Diseño detallado, vista isométrica. Fuente: Autor.	64
Figura 4-2:	Diseño detallado, vista superior. Fuente: Autor.	65
Figura 4-3:	Diseño detallado, vista isométrica sin piel. Fuente: Autor.	65
Figura 4-4:	Diseño detallado, sin estructura frontal. Fuente: Autor.	66
Figura 4-5:	Diseño detallado, vista frontal. Fuente: Autor.	66
Figura 5-1:	Factores y niveles para pruebas numéricas. Fuente: Autor.	68
Figura 5-2:	Dominio computacional. Fuente: Autor.	69
Figura 5-3:	Dominio computacional – zona de refinamiento. Fuente: Autor.	70
Figura 5-4:	Detalle malla computacional. Fuente: Autor.	70
Figura 5-5:	Resultados coeficiente de sustentación - ángulo de ataque 0°. Fuente: Autor.	74
Figura 5-6:	Resultados coeficiente de arrastre - ángulo de ataque 0°. Fuente: Autor.	74
Figura 5-7:	Resultados autonomía - ángulo de ataque 0°. Fuente: Autor.	75
Figura 5-8:	Resultados coeficiente de sustentación - ángulo de ataque 5°. Fuente: Autor.	75
Figura 5-9:	Resultados coeficiente de arrastre – ángulo de ataque 5°. Fuente: Autor.	76
Figura 5-10:	Resultados autonomía - ángulo de ataque 5°. Fuente: Autor.	76
Figura A-1:	Dominio computacional. Fuente: Autor.	83
Figura A-2:	Detalle malla computacional. Fuente: Autor.	84
Figura A-3:	Variación de coeficientes de sustentación y arrastre en función del número de iteraciones. Fuente: Autor.	85
Figura A-4:	Estudio de independencia de malla. Fuente: Autor.	86
Figura A-5:	Validación simulación Eppler E387. Experimental 1 Reynolds 200000. Experimental 2 Reynolds 100000 (McGhee, Walker, & Millard, 1988). Fuente: Autor.	87
Figura A-6:	Validación simulación NACA 0012. Experimental 1 Reynolds 100000 (Ohtake, Nakae, & Motohashi, 2007). Experimental 2 Reynolds 360000 (Sheldahl & Klimas, 1981). Fuente: Autor.	88
Figura A-7:	Validación simulación NREL S826. Experimental 1 Reynolds 200000 (Bartl, Sagmo, Bracchi, & Sætran, 2019). Experimental 2 Reynolds 100000 (Cakmakcioglu, Sert, Tugluk, & Sezer-Uzol, 2014). Fuente: Autor.	88

Lista de tablas

	Pág.
Tabla 2-1: Lista de requerimientos. Fuente: Autor.	19
Tabla 2-2: Casa de la calidad. Fuente: Autor.	20
Tabla 2-3: Lista de especificaciones de ingeniería. Fuente: Autor.	21
Tabla 2-4: Generación de conceptos para la línea de energía. Fuente: Autor.	24
Tabla 2-5: Generación de conceptos para deformar la estructura. Fuente: Autor.	24
Tabla 2-6: Conceptos globales de diseño. Fuente: Autor.	25
Tabla 2-6: Matriz de decisión de Pugh. Fuente: Autor.	26
Tabla 3-1: Condiciones de operación para las funciones objetivo. Fuente: Autor.	36
Tabla 3-2: Descripción de variables en método PARSEC. Fuente: Autor.	40
Tabla 3-3: Rango de valores de optimización. Fuente: Autor.	42
Tabla 3-4: Parámetros del método PARSEC resultado del proceso de optimización. Fuente: Autor.	49
Tabla 3-5: Parámetros del método PARSEC resultado del proceso de optimización con morfología. Fuente: Autor.	53
Tabla 3-6: Rango de valores de optimización topológica. Fuente: Autor.	61
Tabla 5-1: Tabla de variables dependientes e independientes. Fuente: Autor.	68
Tabla 5-2: Indicadores de calidad de la malla. Fuente: Autor.	70
Tabla 5-3: Valores de parámetros de turbulencia. Fuente: Autor.	72
Tabla 5-4: Condiciones de frontera en OpenFoam. Fuente: Autor.	73
Tabla A-1: Condiciones de frontera en OpenFoam. Fuente: Autor.	84

Lista de símbolos y abreviaturas

Símbolos con letras latinas

Símbolo	Término	Unidad SI
a_{1o}	Coefficiente inferior de parámetros geométricos del método PARSEC	-
a_{up}	Coefficiente superior de parámetros geométricos del método PARSEC	-
b_{1o}	Vector de curvatura negativa para el método PARSEC	-
b_{up}	Vector de curvatura positiva para el método PARSEC	-
b_1	Distancia de aplicación de la carga F_1	m
b_2	Distancia de aplicación de la carga F_2	m
C_d	Coefficiente de arrastre	-
C_l	Coefficiente de sustentación	-
C_{1o}	Coefficiente curvatura negativa para el método PARSEC	-
c_p	Consumo específico de combustible	-
C_{up}	Coefficiente curvatura positiva para el método PARSEC	-
E	Autonomía (<i>Endurance</i>)	-
F_1	Carga aplicada sobre el borde de fuga	N
F_2	Carga aplicada sobre el borde de fuga	N
g_x	Componente de gravedad en dirección x	m/s ²
g_y	Componente de gravedad en dirección y	m/s ²
g_z	Componente de gravedad en dirección z	m/s ²
LSE	<i>Least Square Error</i>	-
P	Presión	KPa
Re	Número de Reynolds	-
r_{1e}	Radio del borde de ataque	m
S	Superficie alar	m ²
S_ϕ	Término de fuentes y sumideros	-
u	Componente de velocidad en dirección x	m/s
v	Componente de velocidad en dirección y	m/s
w	Componente de velocidad en dirección z	m/s
W_f	Peso final de la aeronave	kg
W_i	Peso inicial de la aeronave	kg
X_{1o}	Posición en X de la máxima cresta negativa	m
X_{up}	Posición en X de la máxima cresta positiva	m
Z_{1o}	Posición en Z de la máxima cresta negativa	m
Z_{TE}	Posición en Z del borde de fuga	m

Símbolo	Término	Unidad SI
Z_{up}	Posición en Z de la máxima cresta positiva	m
Z_{XXlo}	Curvatura de la máxima cresta negativa	-
Z_{XXup}	Curvatura de la máxima cresta positiva	-

Símbolos con letras griegas

Símbolo	Término	Unidad SI
α_1	Ángulo de aplicación de la carga F_1	°
α_2	Ángulo de aplicación de la carga F_2	°
α_{TE}	Dirección del borde de fuga	°
β_{TE}	Ángulo del borde de fuga	°
Γ	Coefficiente de difusión	-
ΔZ_{TE}	Espesor del borde de fuga	m
η_{pr}	Eficiencia de la hélice	-
k	Energía cinética turbulenta	m^2/s^2
μ	Viscosidad dinámica	kg/ms
ρ	Densidad	kg/m ³
ϕ	Escalar pasivo	-
ω	Disipación específica	m^2/s^2

Abreviaturas

Abreviatura	Término
UAV	Vehículo Aéreo no Tripulado (<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>)
PAMV	Perfil Aerodinámico de Morfología Variable
NSGA	<i>Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm</i>
CFD	Dinámica de Fluidos Computacional
MOP	Problemas de Optimización Multiobjetivo (<i>Multiobjective Optimization Problems</i>)
EA	Algoritmos Evolutivos
RANS	Reynolds Average Navier-Stokes
LES	Simulaciones de Grandes Remolinos (<i>Large Eddy Simulations</i>)
DNS	Simulación Numérica Directa (<i>Direct Numerical Simulation</i>)
LSE	<i>Least Square Error</i>
UNVARTOP	<i>Unsmooth Variational Topology Optimization</i>

Introducción

De acuerdo con las estadísticas de la Asociación Internacional de Transporte Aéreo IATA, cerca de 4.4 billones de personas utilizaron el transporte aéreo comercial durante el año 2018, lo cual representa un aumento de 6.9% respecto a 2017 (IATA, 2019). Si la tendencia se mantiene, se espera que el número de pasajeros alcance los 6 billones para el año 2030. Este creciente aumento en la cantidad de vuelos genera mayor contaminación y ruido, estableciendo nuevas necesidades en la próxima generación de aeronaves. Así pues, se requieren nuevas maneras de hacer las aeronaves más livianas, con un mayor rendimiento aerodinámico y al mismo tiempo reducir el consumo de combustible para disminuir el impacto ambiental generado (“Smart Intell. Aircr. Struct.,” 2016).

La mayoría de las aeronaves son diseñadas optimizando sus características aerodinámicas para una fase de vuelo específica (despegue, crucero, aterrizaje, etc.), mientras son menos eficientes en las otras. Para las aeronaves de transporte de pasajeros comerciales, en las cuales su misión de vuelo se centra en la fase de crucero, la disminución de rendimiento (relación entre las fuerzas de sustentación L y arrastre D) en las otras fases se ve compensada por una mayor eficiencia global. Sin embargo, en aeronaves cuya misión presenta diferentes condiciones de vuelo, esta pérdida de rendimiento en cada fase resulta en un mayor consumo de combustible y un tiempo de operación menor.

Las misiones de vuelo parecen tener una aparente incompatibilidad; mientras en las fases de despegue y aterrizaje se requiere una alta sustentación a bajas velocidades, en fase de crucero, en la cual la velocidad es alta, la carga de sustentación necesaria es baja. Con esto en mente, en las aeronaves se han empleado desde sus inicios dispositivos capaces de modificar las cargas aerodinámicas en función de los requerimientos de la condición de vuelo. Estos dispositivos, ubicados en las alas y los estabilizadores vertical y horizontal son conocidos como superficies de control. Debido a que operan de forma discreta y generan espacios entre la superficie de control y la porción principal del ala, se producen

discontinuidades en el flujo de aire que pueden causar la transición del flujo laminar en turbulento y consecuentemente reducir el rendimiento de la aeronave.

Considerando que las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre una aeronave dependen fundamentalmente de la geometría de las superficies de esta, en una aeronave ideal, cuya forma se ajusta completamente a cada condición de vuelo, se puede alcanzar la máxima eficiencia aerodinámica (Campanile & Sachau, 2000). Debido a la creciente importancia de la eficiencia energética en el sector del transporte aéreo, múltiples investigaciones se han centrado en el desarrollo de nuevos conceptos de morfología variable. En una aeronave, la morfología está relacionada con el conjunto de tecnologías orientadas a incrementar el rendimiento por medio de cambios geométricos de un componente (usualmente las alas) para adaptar su forma a los requerimientos de las condiciones de vuelo (Sofla, Meguid, Tan, & Yeo, 2010). En la actualidad, los conceptos de morfología buscan cuatro objetivos principales (Aguirrebeitia, Avilés, Fernández, & Abasolo, 2013):

- Incrementar el rendimiento aerodinámico de la aeronave para expandir su envolvente de vuelo
- Reemplazar las superficies de control tradicionales
- Reducir la carga de arrastre para aumentar el rango de la aeronave
- Reducir las vibraciones y controlar el aleteo

Hasta el momento se ha descrito el concepto de morfología variable únicamente aplicado a aeronaves de ala fija. Sin embargo, los conceptos relativos a la modificación de la curvatura (*camber*) y el espesor del perfil aerodinámico pueden ser utilizados en cualquier campo que emplee este elemento. Estos conceptos, además de ser los principales responsables del incremento de la eficiencia aerodinámica, permiten una mayor adaptabilidad al poder ser utilizados en diferentes máquinas como son: planeadores, vehículos aéreos no tripulados (UAV), hélices, turbinas de viento, entre otros. Por lo tanto, es deseable tener un rango de número de Reynolds para el cual el diseño de un perfil morfológicamente variable representa los múltiples dispositivos mencionados. De acuerdo con (S. Zhang, Li, & Abbasi, 2019), un rango de número de Reynolds de un orden de magnitud de 100 000 es ampliamente usado en estas aplicaciones.

Considerando que los conceptos de morfología variable serán el estado del arte de los sistemas de alta sustentación para la próxima generación de aeronaves (Tian, Quan, Liu, Li, & Kong, 2018), el estudio desarrollado puede tener una implicación importante en el desarrollo de esta temática.

La investigación inicia con una recopilación bibliográfica de los conceptos de mecanismos empleados para la variación del *camber* en perfiles aerodinámicos de morfología variable (PAMV). Basado en la revisión bibliográfica, se desarrollan varios conceptos de diseño para obtener la variación de la curvatura del perfil y posteriormente se establecen los criterios para determinar su funcionalidad. Una vez especificado el concepto más adecuado, se procede a realizar un diseño detallado de este.

Dentro del proceso de diseño detallado, se implementa una metodología de dos niveles para el desarrollo de un mecanismo flexible a fin de generar la variación de la curvatura del perfil aerodinámico.

En el primer nivel, la mejor forma geométrica es obtenida utilizando un proceso de optimización multiobjetivo, buscando maximizar la autonomía (la relación entre el coeficiente de sustentación y de arrastre) mientras se maximiza el coeficiente de sustentación. Para esto, se utiliza el algoritmo genético NSGA II a fin de obtener la frontera de Pareto, en la cual se obtienen diferentes formas del perfil aerodinámico sin dominancia entre sí. El algoritmo parte de una población inicial de individuos con formas geométricas seleccionadas aleatoriamente, las cuales son parametrizadas empleando una función matemática a través de la representación PARSEC. Posteriormente, se utiliza una discretización por volúmenes finitos de las ecuaciones de Navier-Stokes por medio del software de CFD OpenFoam para obtener las características aerodinámicas, por las cuales se seleccionan los individuos para los operadores de selección, cruce y mutación del algoritmo genético. Una vez terminado el proceso de optimización se obtienen una serie de formas geométricas que son usadas en el segundo nivel.

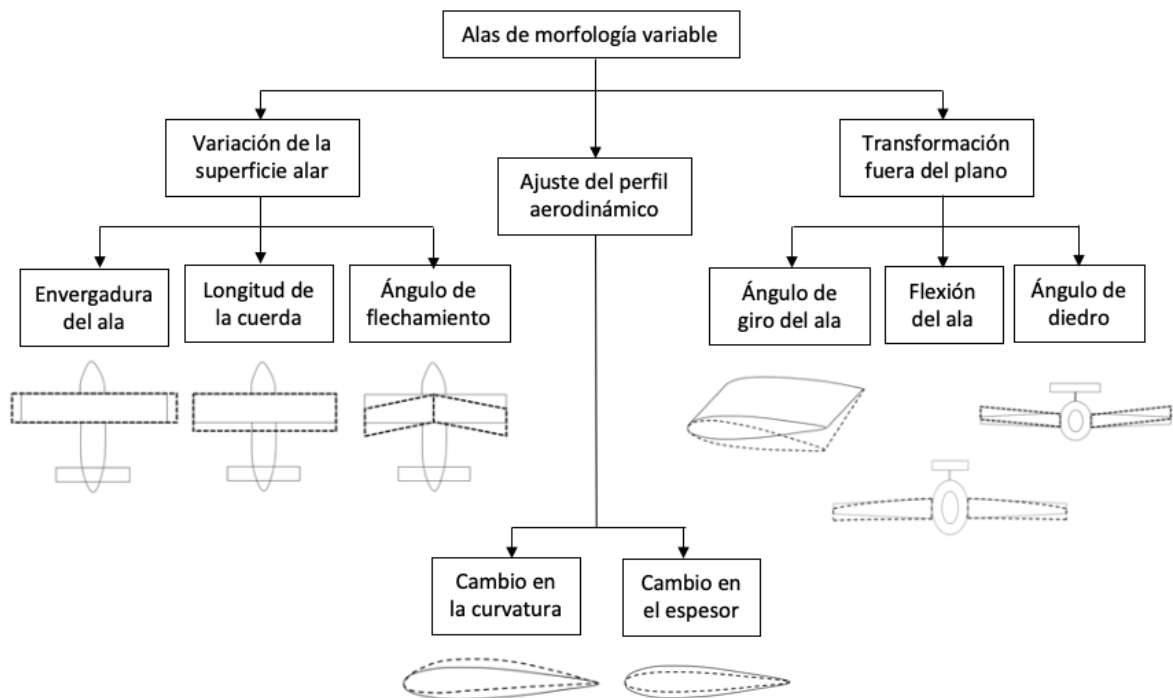
En el segundo nivel la mejor configuración geométrica es obtenida utilizando un algoritmo de optimización topológica para sintetizar el mecanismo flexible que se adapte a las formas geométricas obtenidas del primer nivel. Para esto se implementa el código computacional desarrollado por (Yago, Cante, Lloberas-Valls, & Oliver, 2021).

Con el objetivo de validar las características aerodinámicas del concepto empleado en el caso de estudio, es necesario cuantificar su rendimiento aerodinámico. Así pues, se desarrollan pruebas numéricas por medio de modelos basados en Dinámica de Fluidos Computacional (CFD). Así pues, se realizan simulaciones del PAMV utilizando un modelo de turbulencia K-Omega SST. Las variables de respuesta son los coeficientes de sustentación y arrastre, utilizando como factores del experimento el ángulo de ataque, número de Reynolds y la forma del perfil.

1. Antecedentes

Otto Lilienthal, reconocido como el “Padre de la Aviación Moderna” resaltaba que el *camber* es esencial para la generación de sustentación (Monner, 2001). Así pues, desde los inicios de la aviación se han investigado alternativas para obtener una aeronave con formas adaptativas (Campanile & Sachau, 2000). Este capítulo presenta una breve descripción de los conceptos de diseño de PAMV que han sido desarrollados durante los últimos 20 años. Como se observa en la Figura 1-1, los conceptos de ala morfológicamente variable pueden dividirse en tres categorías: variación de superficie alar, transformación fuera del plano y ajuste del perfil aerodinámico (Barbarino, Bilgen, Ajaj, Friswell, & Inman, 2011).

Figura 1-1: Clasificación de conceptos de morfología variable. Adaptado de (Sofla, Meguid, Tan, & Yeo, 2010; Barbarino et al., 2011).



En primer lugar, la variación de la superficie alar está dividida en tres conceptos: cambio en la envergadura del ala, la longitud de la cuerda y el ángulo de flechamiento. En segundo lugar, la transformación fuera del plano emplea los conceptos de cambio en el ángulo de giro del ala, la flexión del ala a lo largo de su envergadura y el cambio en el ángulo de diedro. Finalmente, los conceptos de morfología asociados al ajuste del perfil aerodinámico se subdividen en el cambio en el *camber* y un cambio en el espesor.

De los conceptos vistos anteriormente, los asociados al perfil aerodinámico son denominados de bajo nivel de morfología y son más fáciles de manufacturar respecto a los otros conceptos (Li et al., 2018). Además, son los principales responsables del incremento en la eficiencia aerodinámica, al maximizar la relación L/D para las diferentes condiciones de vuelo (Monner, 2001).

Aunque los conceptos para la variación del *camber*, modificando el borde de ataque y/o el borde de fuga, y la variación en el espesor del perfil han sido explorados y desarrollados desde los inicios de la aviación, en los últimos años, los avances en materiales inteligentes, actuadores, computación, estimación aerodinámica, métodos analíticos y numéricos han facilitado su diseño. Estas variaciones pueden ser alcanzadas bien modificando la estructura interna o la morfología de la piel. Donde la primera puede alterarse empleando mecanismos rígidos o flexibles. Así pues, numerosas investigaciones han sido llevadas a cabo para desarrollar conceptos para su modificación.

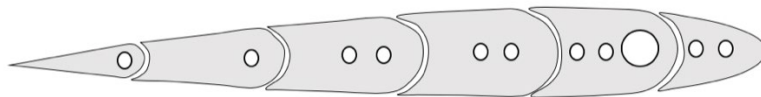
1.1 Conceptos que utilizan mecanismos rígidos

Los conceptos que emplean mecanismos rígidos emplean mayoritariamente eslabones o barras articulados por juntas. En este campo, Monner presenta un concepto de borde de fuga adaptativo empleando un mecanismo de eslabones articulados. Su investigación está centrada en el análisis de la forma y cantidad de eslabones, así como la distancia presente entre las juntas, en función de las cargas aerodinámicas y geometría del perfil (Monner, 2001).

Más adelante, la investigación desarrollada por Poosong emplea un perfil aerodinámico como el mostrado en la Figura 1-2. El modelo empleado cuenta con una longitud de 0.3 m de cuerda, la cual es dividida en seis secciones, cada una capaz de rotar cinco grados,

una piel flexible y dos actuadores neumáticos localizados en la viga principal encargados de modificar la geometría. El modelo empleado presentó un cambio de 10% en el *camber* respecto a la configuración base con perfil NACA 0012. Las pruebas experimentales en túnel de viento, realizadas para diferentes números de Reynolds, mostraron que se obtiene una eficiencia aerodinámica más alta en el ala morfológicamente variable al compararla con un ala tradicional (Poosong, 2004).

Figura 1-2: Concepto de eslabones para el cambio completo del *camber*. Adaptado de (Poosong, 2004).



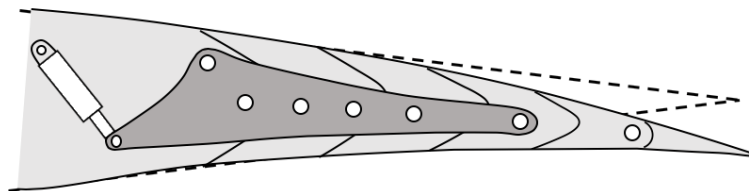
Siguiendo el mismo principio, en el año 2006 la compañía *Airbus Deutschland GmbH* patentó un sistema que emplea una serie de mecanismos articulados por medio de juntas, que en respuesta a una señal de control externa cambia la forma del perfil aerodinámico tanto en su borde de ataque como en el de fuga. La invención mejora la distribución de la carga a lo largo del perfil, debido a que desaparecen las discontinuidades presentes sobre la superficie (Juan-Mauricio, 2006). Además, en el año 2007, *The Boeing Company* patentó un sistema para reemplazar la superficie de control tradicional con una superficie de control de *camber* variable. El dispositivo consta de dos partes, con movimiento relativo una a la otra. Mientras que la primera parte es fija, la segunda puede moverse hacia arriba, abajo o en una posición neutral con respecto a la primera. Aunque el sistema no genera una superficie completamente suavizada, se presentan una amplia gama de posiciones y consecuentemente muchas configuraciones del perfil (Sakurai et al., 2007).

En el año 2015, Wang presenta un concepto de morfología variable que busca adherirse a los requerimientos de la normatividad FAR 23. La estructura, formada por un mecanismo de eslabones, es una combinación de series de unidades. Cada serie consiste en 2 juntas de corredera ubicadas en los extremos y dos articulaciones de un grado de libertad ubicadas en el centro de cada unidad. Al conectar varias unidades, se logra un movimiento relativo entre ellas, cambiando la configuración del borde de fuga de una recta a una curva (Wang, 2015).

La investigación llevada a cabo por Meguid, Su y Wang presenta un concepto para una aeronave tipo UAV con peso menor a 10 kg. La estructura formada por eslabones es una combinación de series de unidades. Cada serie consiste en 2 juntas de corredera ubicadas en los extremos y dos articulaciones de un grado de libertad ubicadas en el centro de cada unidad. Al conectar varias unidades, se logra un movimiento relativo entre ellas. El mecanismo empleado generaba la transformación de un perfil NACA 0012 en un NACA 6412 (Meguid, Su, & Wang, 2017).

Continuando con este concepto de diseño, el proyecto ATED (*Adaptive Trailing Edge Device*) mostrado en la Figura 1-3 ha sido empleado ampliamente como método para reemplazar las superficies de control tradicionales en diferentes tamaños de aeronaves. Este proyecto tiene como objetivo desarrollar e implementar un sistema de ala adaptativa para aeronaves categoría transporte. El cual se centra en el análisis estructural por medio del método de los elementos finitos de un borde de fuga adaptativo. La investigación concluyó que las superficies de control tradicionales tienen eficiencia limitada debido a que poseen discontinuidades geométricas, son difíciles de instalar en las estructuras y no poseen funcionalidad en fase de crucero (Arena, Concilio, & Pecora, 2019).

Figura 1-3: Concepto de eslabones para el borde de fuga. Adaptado de (Arena, Concilio, & Pecora, 2019).

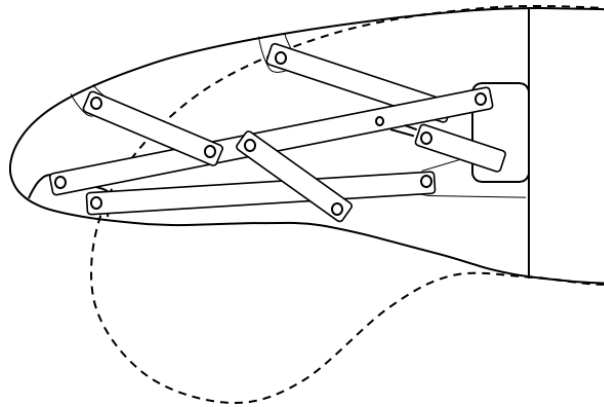


En cuanto a la implementación de cadenas cinemáticas para la variación del camber, Coutu, Brailovski y Terriault desarrollan un concepto que utiliza una piel flexible para el extradós del perfil y una serie de actuadores conectados a esta. La modificación de la forma se genera cuando los actuadores localizados dentro de la estructura aplican desplazamientos controlados sobre la superficie del extradós, modificando el espesor del perfil (Coutu, Brailovski & Terriault, 2010).

En el año 2013 Aguirrebeitia, Aviles, Fernández y Abasolo presentan una metodología para modificar la curvatura del perfil aerodinámico implementando un mecanismo de cuatro barras en su interior por medio de análisis cinemáticos (Aguirrebeitia et al., 2013).

Así mismo, *The Boeing Company* desarrolló y patentó un concepto para la variación del borde de ataque de un perfil aerodinámico por medio de un mecanismo de barras rígidas interconectadas como muestra la Figura 1-4. El dispositivo mostrado en la patente está compuesto por una piel flexible, un mecanismo para el control de la forma, configurado para controlar el desplazamiento, y una serie de barras articuladas entre sí. El mecanismo para el control de la forma genera la transición de un primer perfil de curvatura a un segundo perfil de curvatura diferente del primero y todas las formas intermedias entre los dos perfiles (Grip, Brown, Harrison, Rawdon, & Vassberg, 2017).

Figura 1-4: Ejemplo de mecanismo basado en barras para lograr un borde de ataque morfológicamente variable. Adaptado de (Grip et al., 2017).



Finalmente, la investigación desarrollada por Tian utiliza un concepto que combina los mecanismos para la variación del borde de ataque, así como el borde de fuga, mientras se deja la estructura central como soporte para las cargas aerodinámicas. La investigación se centra en el análisis aerodinámico por medio de CFD del PAMV para diferentes fases de vuelo. Las simulaciones realizadas para un número de Reynolds de 5×10^6 empleando el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras, mostraron un incremento de 7.7% y 12.6% en los coeficientes de sustentación y eficiencia aerodinámica respectivamente, al comparar la configuración de crucero con la de despegue (Tian et al., 2018).

Adicionalmente, se encontraron varias patentes que empleaban conceptos diferentes a los mencionados anteriormente. En 2010, Gandhi desarrolló un concepto morfológicamente variable para ser usado en el asa de un rotor de helicóptero que modifica la longitud de la cuerda del perfil aerodinámico. Para esto se emplea un mecanismo compuesto por dos rieles ubicados en el borde de fuga del perfil; el primero fijado a la viga principal, mientras el segundo es móvil. Los dos rieles se unen mediante barras cruzadas, de modo tal que se permita retraer y extender el riel móvil, generando un aumento o disminución en la cuerda del perfil (Gandhi, 2010).

El concepto propuesto por Spirlet, modifica el borde de ataque y de fuga de un ala por medio de una piel ranurada, de modo tal que las superficies adaptativas proveen las deformaciones necesarias para adaptarse a las formas deseadas en crucero, aterrizaje y despegue. Como se muestra en la Figura 1-5, la piel de la superficie inferior del borde de ataque y de fuga del perfil está interrumpida a lo largo de un espacio cercano a la viga principal. Por lo tanto, la piel puede contraerse y expandirse a lo largo de ese espacio, causando una deformación en el *camber* (Spirlet, 2015).

Figura 1-5: Concepto de piel ranurada. Adaptado de Spirlet, 2015.



De la misma manera, la compañía *Flexys Inc.* patentó en el año 2019 un concepto que emplea una piel ranurada para generar la variación en el borde de fuga del perfil. El mecanismo empleado consiste en un arreglo que incluye una superficie superior e inferior unidas mediante un actuador. La superficie inferior, no está fijada a la viga principal, por lo que puede moverse adelante y atrás relativa a esta, generando una variación en el *camber* (Kota et al., 2019).

Por medio de pruebas experimentales, así como por medio de dinámica de fluidos computacional CFD, diversas investigaciones han demostrado el incremento en el rendimiento aerodinámico empleando mecanismos rígidos. Así pues, Urnes y Nguyen en 2013 utilizaron un sistema de eslabones con actuadores tipo SMA (*Shape Memory Alloy*) para determinar los coeficientes de sustentación y arrastre de un PAMV para ángulos de

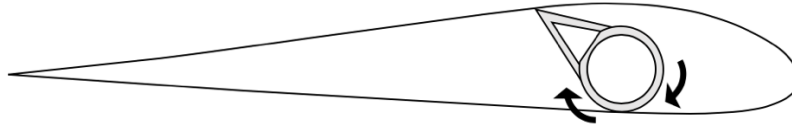
deflexión desde 0° hasta 40°. Los resultados de la investigación mostraron que, comparado con un ala estándar con superficie de control tradicional, esta ala morfológicamente variable incrementa el coeficiente de sustentación en un 10% (Urnes & Nguyen, 2013).

Siguiendo con las pruebas numéricas, en el año 2015, Rodríguez, Aftosmis, Nemec y Anderson llevaron a cabo una investigación para comparar las condiciones aerodinámicas de un PAMV con borde de fuga adaptativo con un ala estándar optimizada para la fase de crucero. Para esto, se realizaron simulaciones por medio de CFD para las dos configuraciones en diferentes condiciones de vuelo. Como resultado pudo observarse que el ala adaptativa estuvo en capacidad de obtener un mejor rendimiento para varias condiciones de vuelo, comparada con el ala estándar, presentando valores cercanos a los obtenidos por aeronaves optimizadas para cada condición de vuelo (Rodríguez, Aftosmis, Nemec, & Anderson, 2015).

Finalmente, los investigadores Zhao, Zou, Jin y Wen presentan una investigación en la cual realizan el análisis aerodinámico por CFD de un perfil NACA 4412 variable, que utiliza un concepto de eslabones a lo largo de toda la geometría. Las simulaciones se realizaron para un número de Reynolds de 820.000 a diferentes ángulos de ataque empleando el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras. Además de las simulaciones, se realizaron dos pruebas de vuelo para verificar el comportamiento aerodinámico real del concepto. Por medio de las pruebas experimentales pudo comprobarse un incremento en el rendimiento aerodinámico del 14% al emplear un PAMV (A. Zhao, Zou, Jin, & Wen, 2019).

Además de la variación del *camber*, pueden obtenerse cambios aerodinámicos sustanciales al modificar el espesor del perfil aerodinámico. En el año 2012, Matthew Boyd Rix, patentó un concepto en el cual se variaba el espesor empleando una viga principal en rotación, generando una extensión o contracción en la parte superior de la piel, aumentando o disminuyendo el espesor del perfil aerodinámico como muestra la Figura 1-6 (Boyd Rix, 2012). Siguiendo el mismo principio, Sun, Scarpa, Liu y Leng emplearon una estructura central de tipo panal de abejas y tubos inflables en su interior. El espesor del perfil era modificado por medio de la presión de entrada de los tubos flexibles; a mayor presión, los tubos flexibles aumentan su volumen, generando un perfil más grueso (Sun, Scarpa, Liu, & Leng, 2016).

Figura 1-6: Mecanismo para la variación del espesor. Adaptado de (Boyd Rix, 2012).

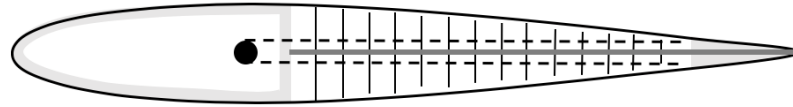


1.2 Conceptos que utilizan mecanismos flexibles

A diferencia de los mecanismos convencionales, donde el movimiento relativo de un cuerpo respecto a otro se debe a puntos de articulación entre estos. En los mecanismos flexibles la transmisión de movimiento, fuerza o energía se debe parcial o completamente a la deformación elástica de los materiales que lo componen. Esto genera una serie de ventajas como la eliminación de fricción entre las partes, no necesidad de lubricación, menor cantidad de partes, ensamble más sencillo y bajo costo de mantenimiento (Howell, Magleby, & Olsen, 2013). Así pues, los conceptos que emplean mecanismos flexibles para lograr la variación de la forma del perfil aerodinámico tienen el potencial para alcanzar una variación en las fuerzas aerodinámicas con un menor incremento en el peso y complejidad comparados con los mecanismos tradicionales.

El concepto FishBAC (*Fish Bone Active Camber*) emplea una estructura corrugada que se compone de cuatro elementos: un núcleo esquelético, una piel de matriz elastómera pre-tensionada, dos tendones como mecanismo de accionamiento y una viga principal (Figura 1-7). La investigación realizada por Woods, Bilgen y Friswell presenta las pruebas aerodinámicas realizadas en túnel de viento para comparar el perfil aerodinámico NACA 0012 que emplea el concepto FishBAC con el mismo perfil que utiliza una superficie de control tradicional a 25 grados. Utilizando un perfil aerodinámico con longitud de cuerda de 305 mm y número de Reynolds de 4×10^5 , los investigadores determinaron que el concepto FishBAC muestra un incremento de la eficiencia aerodinámica de 20% a 25% al compararlo con un perfil estándar para un amplio rango de ángulos de ataque. Además, pudo identificarse que, debido al cambio suave en la curvatura del perfil, se alcanzan mejores rendimientos aerodinámicos en un amplio rango de aplicaciones: ala fija, helicópteros, turbinas de gas y turbinas de viento (Sofla et al., 2010; B. K. Woods, Bilgen, & Friswell, 2014).

Figura 1-7: Concepto FishBAC. Adaptado de (Sofla, Meguid, Tan, & Yeo, 2010; B. K. Woods, Bilgen, & Friswell, 2014).



De manera similar, Woods, Parsons, Coles, Fincham y Friswell desarrollan un análisis comparativo por CFD para un PAMV y un ala estándar que utiliza una superficie de control tradicional. Utilizando un perfil aerodinámico NACA 0012, se realizaron simulaciones para un número de Reynolds de 2.96×10^6 . Los resultados de los investigadores mostraron un incremento de 4.07% en el coeficiente de sustentación, una disminución de 3,13% en el coeficiente de arrastre y un aumento de 7.25% en el rendimiento aerodinámico (B. K. S. Woods, Parsons, Coles, Fincham, & Friswell, 2016).

En el año 2016, la investigación realizada por Nie, Qui, H. Li y D. Li demostró aerodinámicamente que empleando un concepto ACTE (*Active Compliant Trailing Edge*) para una cuerda de 1 m de longitud y un número de Reynolds de 4.36×10^6 se obtienen mejoras en el rendimiento aerodinámico de un 14.3% comparado con un perfil tradicional y de 24.5% con un perfil que emplea una superficie de control (Nie, Qiu, Ji, & Li, 2016). Finalmente, Kumar, Ali y Arockiarajan utilizan el concepto FishBAC por medio de diferentes estructuras corrugadas. En su investigación, se emplea un perfil aerodinámico NACA 0012 con una longitud de cuerda de 300 mm. Los resultados mostraron que al emplear una estructura con doble corrugado se puede soportar mayor carga aerodinámica sin sufrir daños. Además, el análisis aerodinámico también mostró que la eficiencia del concepto de doble corrugado es más alta en comparación con otras configuraciones (Kumar, Ali, & Arockiarajan, 2018).

En relación con los mecanismos flexibles pueden emplearse diferentes modelos de optimización topológica para su síntesis. Así pues, la investigación realizada por Du y Ang presentó un concepto de morfología variable que utiliza un mecanismo flexible, el cual puede variar el borde de ataque, borde de fuga y el espesor del perfil para adaptarse a los requerimientos de vuelo. El mecanismo es optimizado para adaptarse a las formas iniciales y finales requeridas, y consiste en una estructura rígida, una piel flexible compuesta de una

estructura de panal de abeja y dos mecanismos flexibles para la variación de la forma (Du & Ang, 2012).

Con el objetivo de encontrar la distribución óptima de material en el dominio de diseño de manera que minimice una función dada mientras satisface una serie de condiciones. Varias investigaciones han utilizado el método SIMP, el cual utiliza la densidad del material como variable de diseño para controlar si el elemento finito es sólido o un espacio vacío.

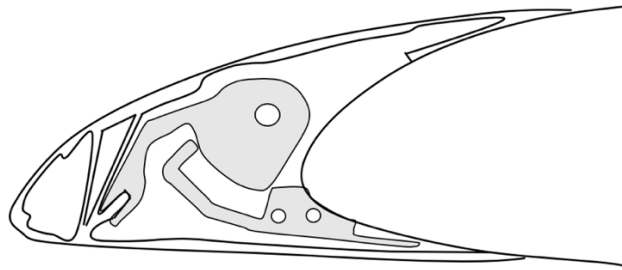
Los investigadores Xinxing, Wenjie, Chao y Xiaoyong desarrollaron una metodología para generar la variación de la curvatura del perfil aerodinámico por medio de un mecanismo flexible. Su investigación estuvo centrada en la optimización topológica de la forma aerodinámica, donde lograron determinar que la forma del mecanismo es altamente dependiente de la orientación de fibras del material compuesto de la piel (Xinxing, Wenjie, Chao, & Xiaoyong, 2014). En el año 2018, Zhao, Di, K. Li, J. Li y Liu implementaron la optimización topológica de mecanismos flexibles empleando un material multifase en el borde de ataque de un perfil aerodinámico. En su investigación se utilizó como función objetivo para la optimización el error de mínimos cuadrados entre la deformación obtenida por el mecanismo y la forma geométrica objetivo. Las conclusiones de la investigación mostraron que el mecanismo obtenido alcanzó un ángulo de deflexión de 9.27° . Además, se demostró que al emplear este material obtienen mecanismos más ligeros y eficientes en funcionalidad al compararlos con las estructuras de un único material (L. Zhao, Di, Li, Li, & Liu, 2018).

Finalmente, la compañía *Flexys Aircraft Inc.* patentó un concepto de morfología variable como el mostrado en la Figura 1-8. En la patente se muestra un perfil aerodinámico que reemplaza una superficie de control tradicional por medio de una superficie compuesta de una piel flexible, un material deformable que se extiende desde el borde de ataque y un mecanismo fijado a la viga principal que genera la morfología del perfil (J. Hetrick, Ervin, & Kota, 2019).

Otras investigaciones han optado por emplear el modelo de optimización topológica *ground structure*, en esta metodología el dominio físico emplea un número finito de vigas en su interior, de manera que este es reemplazado por una serie de estructuras tipo armadura. Considerando que las vigas son modeladas de acuerdo con la teoría de vigas de Euler-

Bernoulli, las cuales soportan momentos flectores y cargas axiales, esta aproximación permite una mejor descripción de la deformación de los mecanismos (X. Zhang & Zhu, 2018).

Figura 1-8: Concepto que emplea un mecanismo flexible. Adoptado de Hetrick et al., 2019.



En el año 2012, De Gaspari y Ricci, presentan un concepto para la modificación del borde de ataque y de fuga simultáneamente por medio de una serie de mecanismos flexibles. En su investigación, la mejor configuración geométrica para la deformación del perfil es determinada a partir de la mejor forma aerodinámica. Después de esto, la configuración estructural es obtenida mediante el uso de un algoritmo genético que sintetiza el mecanismo flexible que se adapte a las formas geométricas descritas anteriormente (De Gaspari & Ricci, 2011).

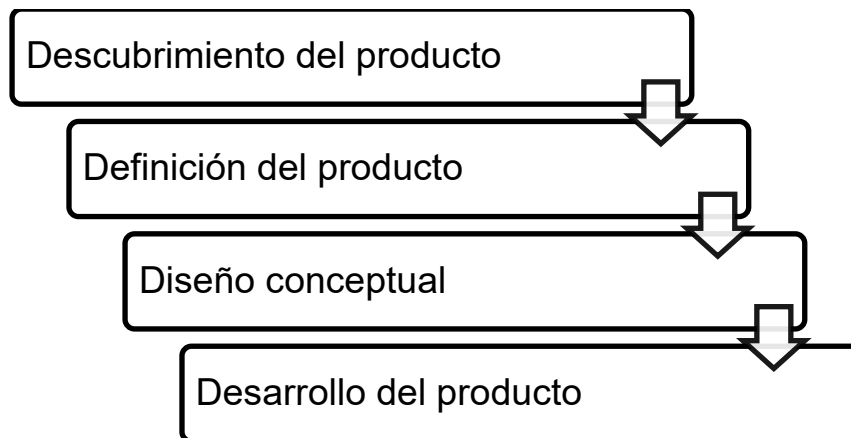
Para finalizar, la investigación llevada a cabo por Molinari, Quack, Arrieta, Morari y Ermanni presenta el desarrollo de un borde de fuga adaptativo empleando actuadores piezoeléctricos con el fin de reemplazar los alerones convencionales. La síntesis del mecanismo flexible fue obtenida por medio de un proceso de optimización que combina los requerimientos aerodinámicos, cargas de presión y parámetros estructurales simultáneamente. Además de demostrar los beneficios de esta aproximación, proporcionando un adecuado balance entre la flexibilidad del mecanismo y la rigidez de este para soportar las cargas aerodinámicas. Esta investigación mostró que utilizando este concepto se obtiene un incremento de 0.3 en el coeficiente de sustentación (Molinari, Quack, Arrieta, Morari, & Ermanni, 2015).

2. Metodología de diseño

En este capítulo se describen los procedimientos realizados para la generación del diseño de un PAMV a partir de los conceptos planteados desde la revisión bibliográfica y utilizando la metodología estructurada propuesta por (Ullman, 2020) como se muestra en la Figura 2-1.

En primer lugar, es necesario establecer la necesidad del producto. Posteriormente, en la fase de definición se busca un entendimiento del problema de diseño y su posterior división en subproblemas manejables. A partir de lo anterior, es generado el listado de requerimientos de ingeniería. La fase de diseño conceptual tiene como fin generar y evaluar los conceptos de diseño tomando como métrica los requerimientos definidos con anterioridad. Una vez los conceptos han sido evaluados, es momento de refinar el concepto global dominante por medio de modelos analíticos, numéricos o experimentales y generar un producto listo para su manufactura.

Figura 2-1: Metodología de diseño. Fuente: Autor.



2.1 Planteamiento del problema y desarrollo de especificaciones

2.1.1 Definición de la necesidad

Se requiere generar una metodología de diseño a fin de incrementar el rendimiento global de un perfil aerodinámico basado en la aplicación de los conceptos de morfología variable. Lo anterior, a fin de ser implementado en una aeronave de bajo número de Reynolds teniendo características específicas en la dimensión geométrica.

2.1.2 Planteamiento del problema de diseño y subproblemas de diseño

La principal problemática de diseño está relacionada con garantizar la mayor eficiencia aerodinámica para diferentes condiciones de vuelo, teniendo en cuenta que se requiere una alta sustentación a bajas velocidades y una baja sustentación a velocidades bajas; buscando mantener el coeficiente de arrastre en los valores más bajos posibles.

- Subproblema 1: El aumento en la adaptabilidad del perfil aerodinámico, asociado a las formas a las cuales es capaz de ajustarse, genera que la complejidad del mecanismo interno capaz de variar la geometría, tienda a incrementarse.
- Subproblema 2: Para modificar el *camber* o espesor del perfil, es necesario aumentar el área de los elementos internos que lo conforman o bien incluir más elementos. En cualquiera de los casos, a medida que el área aumenta se requiere mayor fuerza para generar su movimiento. De manera similar, los esfuerzos sobre el material, el uso de energía y peso del objeto se ven afectados.

2.1.3 Lista de requerimientos

La lista de requerimientos del perfil aerodinámico, con sus correspondientes categorías y nivel de importancia son mostrados en la Tabla 2-1. El nivel de importancia es obtenido por medio de una comparación entre cada uno de los requerimientos; donde, el de mayor importancia obtiene un valor de uno y el otro de cero. Una vez sumados todos los puntajes que obtiene cada uno de los requerimientos se divide en el número de puntos posibles.

Tabla 2-1: Lista de requerimientos. Fuente: Autor.

Requerimiento	Nivel de importancia	Categoría
Elimina las discontinuidades presentes en las superficies de control tradicionales	2.5	Funcionalidad
Incrementa la eficiencia aerodinámica global	5.0	Funcionalidad
Aumenta el rango y autonomía de la aeronave	3.5	Funcionalidad
Permite una alta adaptabilidad	2.5	Funcionalidad
Permite altas deformaciones	3.5	Funcionalidad
Permite una transición suave entre las diferentes formas aerodinámicas	2.5	Manufactura
Es liviano	2.5	Manufactura
Mantiene la integridad estructural	1.5	Funcionalidad
Es fácil de ensamblar y desensamblar	0.5	Manufactura
Posee una alta flexibilidad	1.5	Manufactura
Tiene la capacidad de soportar cargas aerodinámicas como los perfiles tradicionales	2.5	Funcionalidad
Aumenta la envolvente de vuelo de la aeronave	3.0	Funcionalidad
Puede ser manufacturado por los métodos tradicionales	3.0	Manufactura

2.1.4 Despliegue de la función de calidad (QFD)

La casa de la calidad mostrada en la Tabla 2-2 es una herramienta utilizada para identificar la importancia entre cada uno de los requerimientos, los parámetros (cuantitativos o cualitativos) que pueden ser usados para su evaluación y la interacción entre estos dos conjuntos.

Las dos primeras columnas indican el peso o la importancia que tiene cada requerimiento de ingeniería. Mientras en la columna 2 se describen los valores descritos en la Tabla 2-1, en la primera columna se obtiene un porcentaje relativo, al relacionar cada valor de requerimiento individual con el conjunto.

Tabla 2-2: Casa de la calidad. Fuente: Autor.

		Dirección de mejoramiento	▲	▲	▼	x	▲	x	▼	x	▼	x
Peso Relativo	Peso/ Importancia	Requerimiento / Especificaciones de ingeniería	Relación L/D	Coefficiente de sustentación	Coefficiente de arrastre	Piel flexible	% de <i>camber</i>	Número de Reynolds	% Def. del borde de ataque	% Def. del borde de fuga	Peso de la estructura	Resistencia mecánica
7,4	2,5	Elimina los cambios de sección de las superficies de control	○	○	○		○		▲	▲		▲
14,7	5,0	Aumenta la eficiencia aerodinámica	⊖	○	○			▲	○	○		
10,3	3,5	Aumenta el rango y <i>endurance</i>	⊖	○	○			▲	○	○	○	
7,4	2,5	Permite alta adaptabilidad				○	⊖	○	⊖	⊖		
10,3	3,5	Permite altas deformaciones				○	⊖		⊖	⊖	○	○
7,4	2,5	Permite una transición suave entre formas aerodinámicas				⊖			▲	▲		
7,4	2,5	Es liviano				○					⊖	○
4,4	1,5	Mantiene integridad estructural				○					○	⊖
1,5	0,5	Fácil de ensamblar y desensamblar									○	○
4,4	1,5	Posee alta flexibilidad				⊖	○		○	○	○	○
7,4	2,5	Capacidad de soportar cargas aerodinámicas				○					○	⊖
8,8	3,0	Aumenta la envolvente de vuelo	⊖	○	○		▲	▲	▲	▲	○	
8,8	3,0	Puede ser manufacturado por los métodos tradicionales				○					○	○
		Valor Ideal	15%	10%	10%	1	10%	1E5	10%	15%	1 kg	40 MPa
		Dificultad	5	5	5	9	7	0	5	8	5	5
		Peso / Importancia	327	124	124	243	203	56	271	271	234	210
		Peso relativo	16	6	6	12	10	3	13	13	11	10

La primera fila describe la dirección de mejoramiento de cada uno de los parámetros especificados de la columna 5 a la 14. Así pues, los símbolos de triángulo, triángulo invertido y la equis indican que el objetivo es maximizar, minimizar o bien alcanzar un valor especificado para el parámetro respectivamente.

Cada una de las especificaciones de ingeniería de la columna 3 puede relacionarse con uno o más parámetros de evaluación de diseño. En este caso, los símbolos de círculo con guion, círculo y triángulo indican que se tiene una relación fuerte, moderada y débil respectivamente. A manera de identificar la importancia de cada especificación dentro del conjunto, se requiere cuantificar el valor de las interacciones. Así pues, se asigna un valor de 9 a la relación fuerte, 3 a la relación moderada y finalmente 1 a la relación débil. Posteriormente, se suma cada uno de los valores de las relaciones para obtener el peso o importancia que se observa en la fila 18.

De acuerdo con lo anterior, puede identificarse que el parámetro más relevante y sobre el cual se debe centrar el proceso de diseño es el aumento de la relación L/D, ligada fuertemente al porcentaje de *camber*; es decir la deflexión del borde de ataque y fuga del perfil aerodinámico.

2.1.5 Lista de especificaciones de ingeniería

La lista de especificaciones de ingeniería para el diseño del PAMV, con su correspondiente valor ideal, obtenido mediante el análisis de los antecedentes, se muestran en la Tabla 2-3.

Tabla 2-3: Lista de especificaciones de ingeniería. Fuente: Autor.

Especificación	Valor ideal
Relación L/D	15%
Coefficiente de sustentación	10%
Coefficiente de arrastre	10%
Piel flexible	1
% de <i>camber</i>	10%
Numero de Reynolds	1E5
% Deflexión del borde de ataque	10%

Especificación	Valor ideal
% Deflexión del borde de fuga	15%
Peso de la estructura	1 kg
Resistencia mecánica del material	40 MPa

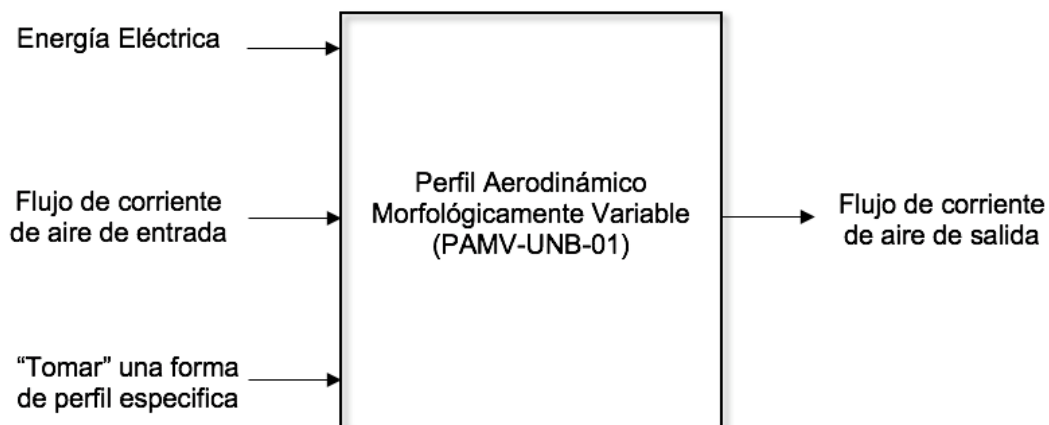
2.2 Diseño conceptual y prueba de conceptos

2.2.1 Identificación de las funciones necesarias

- **Diagrama de caja negra**

En primer lugar, es necesario especificar el diagrama de caja negra que se muestra en la Figura 2-2. En este se ve que la energía que entra al producto es únicamente energía eléctrica, el material de entrada hace referencia al flujo de aire que cruza por el volumen de control, es decir el perfil aerodinámico y finalmente, la información de entrada es una forma específica del perfil que se desea.

Figura 2-2: Diagrama de caja negra. Fuente: Autor.



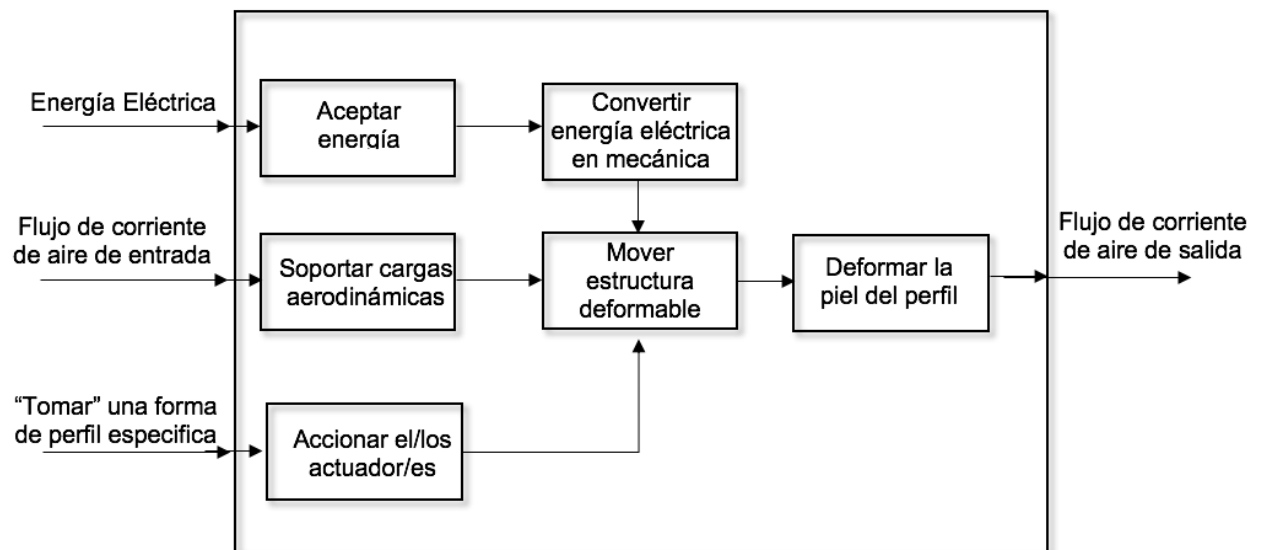
- **Diagrama de caja gris**

Continuando con la metodología de diseño, se amplía el diagrama de caja negra incluyendo las funciones internas que deben ser llevadas a cabo por el PAMV como se muestra en la Figura 2-3. Este diagrama requiere la especificación de tres características: energía, materiales e información. Donde la segunda línea, relacionada con la variación de

la forma del perfil, es la más importante de acuerdo con el despliegue de la función de calidad.

- Energía eléctrica: La energía eléctrica de entrada es usada para alimentar los actuadores necesarios para generar la deformación en la forma.
- Materiales: Al desplazarse en la atmósfera, el perfil recibe una transmisión de energía mecánica, por medio de la presión dinámica del flujo de aire. El PAMV tiene por objetivo modificar las características del flujo para obtener unas fuerzas resultantes deseadas.
- Información: Como entrada de información se tiene una señal de activación de los actuadores, que generan una forma específica del perfil aerodinámico.

Figura 2-3: Diagrama de caja gris. Fuente: Autor.



2.2.2 Generación de conceptos

Una vez establecida la descomposición funcional, se procede a realizar la generación de conceptos para cada una de las funciones establecidas en el diagrama de caja gris. En la Tabla 2-4 pueden observarse aquellos relativos a la línea 1, es decir, a la energía. Por otro lado, en la Tabla 2-5 se muestran los conceptos asociados a la variación de la forma aerodinámica.

Tabla 2-4: Generación de conceptos para la línea de energía. Fuente: Autor.

Aceptar Energía Externa	Convertir Energía Eléctrica en Mecánica
Cables de cobre	Actuador hidráulico
Bobinas	Actuador lineal
	Servomotor
	Actuadores piezoeléctricos
	SMA

Tabla 2-5: Generación de conceptos para deformar la estructura. Fuente: Autor.

Soportar Cargas Aerodinámicas	Mover Estructura Deformable	Deformar la Piel del Perfil
Estructura rígida frontal	Barras interconectadas	Piel con eslabones
Estructura rígida central (<i>Wing Box</i>)	Mecanismo flexible	Material compuesto
	Eslabones	Piel corrugada
	FishBAC	
	Piel ranurada	
	Cremallera y piñón	

2.2.3 Integración de conceptos

De acuerdo con lo establecido en la Tabla 2-4, se selecciona para la función de aceptar energía de entrada los cables de cobre, dado las facilidades de obtención y precio que tienen los mismos. Para la conversión de energía eléctrica en mecánica, es necesario implementar un transductor, considerando los requerimientos del cliente puede identificarse que los dos que cumplen satisfactoriamente con los requisitos son el actuador lineal, así como el servomotor. Estos dos permiten tomar varias posiciones y como consecuencia diferentes formas del perfil aerodinámico.

En relación con la Tabla 2-5, todos los conceptos establecidos para soportar las cargas aerodinámicas, así como mover la estructura deformable, pueden ser igualmente aplicables y generar un concepto global de diseño para cada uno de ellos. Para la deformación de la piel del perfil, se emplea material compuesto dado el ahorro significativo en peso. Después de analizar las múltiples combinaciones que pueden ser llevadas a cabo, se seleccionan 7 conceptos globales como soluciones de diseño (Tabla 2-6).

Tabla 2-6: Conceptos globales de diseño. Fuente: Autor.

Concepto	Descripción
Cadena cinemática, <i>Wing box</i> y actuador lineal	Mecanismo compuesto de barras rígidas conectadas mediante juntas. Es accionado por medio de dos actuadores lineales ubicados en las vigas principal y posterior, donde se soportan las cargas aerodinámicas.
Mecanismo flexible, Estructura rígida frontal y servomotor	Se tiene una estructura frontal para el soporte de cargas. Se utiliza un servomotor conectado a un eje roscado para generar un desplazamiento lineal en el mecanismo flexible, el cual está sujeto a la piel del borde de fuga.
Cadena eslabones, <i>Wing box</i> y actuador lineal	Estructura de eslabones conectados por medio de barras rígidas. Dos actuadores lineales conectados a las vigas principal y posterior generan el desplazamiento de los eslabones, derivando en un aumento en la deflexión del borde de ataque y de fuga.
FishBAC, estructura frontal y servomotor	Se tiene una viga en forma de D bajo la cual se soportan las cargas aerodinámicas; en esta se fija el servomotor que aumenta la tensión en una de las dos cuerdas conectadas longitudinalmente a lo largo del material corrugado. Al girar a la derecha o izquierda se aumenta la tensión en la cuerda inferior o superior respectivamente, generando la deflexión en el borde de fuga.
Piel ranurada, <i>Wing box</i> y actuador lineal	Se emplea la piel del perfil como soporte de las cargas aerodinámicas y como mecanismo de accionamiento. La piel no se encuentra sujeta en su parte inferior a la estructura principal, permitiendo un movimiento relativo. Así pues, en la estructura central se conectan dos actuadores lineales, los cuales al retraerse o extenderse deforman la piel.
Mecanismo de cremallera, <i>Wing box</i> y servomotores	La variación del perfil aerodinámico es alcanzada por un mecanismo de piñón y cremallera. Se tiene una estructura central rígida a la cual se sujetan dos servomotores donde fijan los piñones; la cremallera, al no ser completamente recta, hace que la estructura sujeta a esta tenga un movimiento vertical, generando la deflexión.

Concepto	Descripción
Cadena cinemática y eslabones, <i>Wing box</i> y servomotores	En el borde de ataque, se emplea un mecanismo de 6 barras accionado por medio de un servomotor, donde una de las barras está fija a la viga principal. En el borde de fuga, se tienen dos eslabones conectados por medio de una junta y una barra rígida.

2.2.4 Transmisión efectiva del concepto global dominante

Para realizar una evaluación efectiva de los conceptos globales se requiere tomar como referencia un concepto de diseño que se considere promedio. Así pues, se selecciona el concepto FishBAC y se califican los conceptos restantes en función a este. De acuerdo con el grado de cumplimiento de los requerimientos se les asigna una ponderación según su nivel de importancia de la siguiente manera:

- -5 si es mucho peor
- -3 si es peor
- 0 si es igual
- 3 si es mejor
- 5 si es mucho mejor

Tabla 2-7: Matriz de decisión de Pugh. Fuente: Autor.

Requerimiento de ingeniería	Nivel de importancia	1. Cadena cinemática	2. Mecanismo Flexible estructura frontal	3. Cadena eslabones	4. FishBAC	5. Piel ranurada	6. Mecanismo de cremallera	7. Cadena cinemática y eslabones
Elimina los cambios de sección de las superficies de control	2.5	-3	0	-3	x	-3	-3	-3
Aumenta la eficiencia aerodinámica	5	0	0	0	x	0	0	0
Aumenta el rango y <i>endurance</i>	3.5	0	0	0	x	0	0	0
Permite alta adaptabilidad	2.5	0	3	3	x	3	-3	0

Requerimiento de ingeniería	Nivel de importancia	1. Cadena cinemática	2. Mecanismo Flexible estructura frontal	3. Cadena eslabones	4. FishBAC	5. Piel ranurada	6. Mecanismo de cremallera	7. Cadena cinemática y eslabones
Permite altas deformaciones	3.5	-3	-3	0	x	-3	-3	-3
Permite una transición suave entre formas aerodinámicas	2.5	-5	0	-3	x	0	-3	-5
Es liviano	2.5	-3	3	-3	x	5	0	-5
Mantiene integridad estructural	1.5	3	3	0	x	0	0	3
Fácil de ensamblar y desensamblar	0.5	3	3	3	x	5	3	0
Posee alta flexibilidad	1.5	-3	-3	0	x	-3	0	-3
Capacidad de soportar cargas aerodinámicas	2.5	3	3	0	x	0	3	3
Aumenta la envolvente de vuelo	3	0	0	0	x	0	0	0
Puede ser manufacturado por los métodos tradicionales	3	3	0	3	x	3	3	3
Puntuación total		-5	9	0	X	5	-3	-10
Puntuación total positiva		12	15	9	x	16	9	9
Puntuación total negativa		-17	-6	-9	x	-9	-12	-19
Puntuación total ponderada		-20	13	-4.5	x	9	-15	-26

Utilizando la matriz de decisión se encontraron únicamente dos conceptos globales con puntajes positivos, es decir, que cumplen mejor con los requerimientos del cliente respecto al concepto de referencia.

Considerando que los dos conceptos que presentan los valores más altos, mecanismo flexible y piel ranurada, tienen puntajes similares respecto al concepto de referencia, se realizan modificaciones para adaptar sus características en un único concepto global. Esto

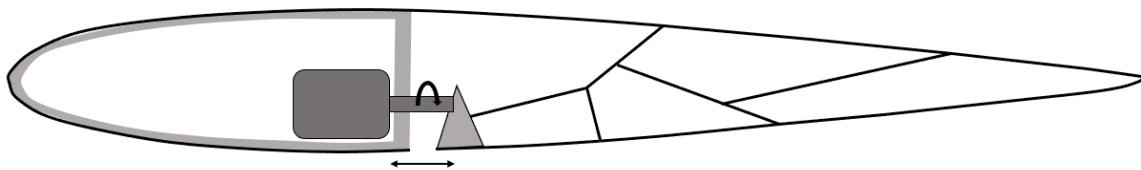
se realiza con el objetivo de proceder a la fase de diseño detallado con un concepto que se relacione más adecuadamente con los requerimientos de ingeniería.

2.3 Generación detallada

Después de analizar objetivamente los resultados obtenidos del proceso de comparación de conceptos, se decide fusionar los conceptos globales dominantes dos y cinco, mecanismo flexible y piel ranurada respectivamente como se muestra en la Figura 2-4. Esto se realiza con el con el objetivo de mejorar algunas de las características que tuvieron valores negativos, especialmente las relacionadas con las altas deformaciones, pero sin afectar las características positivas que se encuentran en los conceptos individualmente. Entre los principales cambios que se realizaron se encuentran:

- Implementación de un mecanismo flexible en el borde de fuga, el cual está fijo únicamente al extradós del perfil, permitiendo el desplazamiento libre en la sección inferior del borde de fuga.
- Se añade una cubierta inferior en el intradós del perfil para mantener la superficie exterior libre de discontinuidades mientras se permite el movimiento de los mecanismos.
- La utilización de motores eléctricos con eje roscado.
- La transmisión del movimiento de los actuadores a los mecanismos flexibles por medio de varias piezas como barras y soportes.

Figura 2-4: Esquema de diseño detallado del producto. Fuente: Autor.



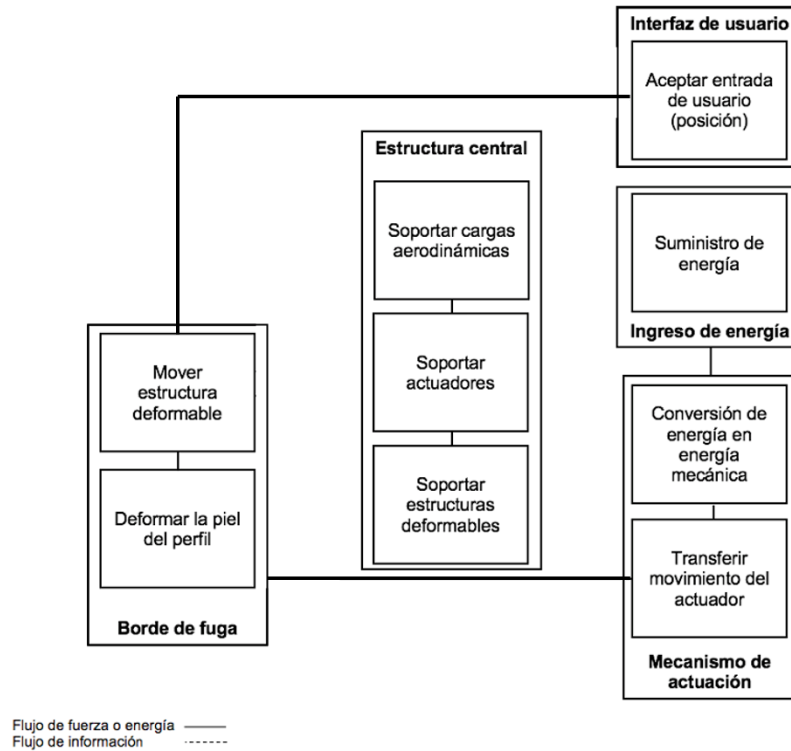
2.3.1 Diseño a nivel de sistema

Con el objetivo de describir el producto a partir de sus elementos funcionales y físicos, es necesario identificar los beneficios que se obtienen en los tipos de arquitectura modular o integral, y su relación con los requerimientos del cliente mostrados en la Tabla 2-3. Puede

identificarse que una estructura modular, permite un mayor rango de adaptabilidad, así como una mayor facilidad de ensamble y desensamble dado que permite hacer cambio a pocos elementos funcionales sin afectar necesariamente el diseño de las otras estructuras. Desde los diseños conceptuales se observa que tiende a tener una arquitectura modular, específicamente una del tipo bus; donde el bus común está representado por la estructura central, mientras las otras estructuras como el borde de fuga se conectan a esta. De acuerdo con las implicaciones del tipo de arquitectura puede observarse que se obtienen los siguientes beneficios:

- **Actualización:** En caso de que deseen modificarse los actuadores por versiones superiores, la arquitectura modular permite su cambio sin afectar los demás elementos funcionales.
- **Desgaste:** Dado que los componentes mecánicos que componen el producto van a sufrir esfuerzos diferentes y su comportamiento ante estos también varía, emplear una estructura modular permite el cambio de una parte afectada sin alterar el conjunto global.
- **Flexibilidad:** Uno de los requerimientos de ingeniería consistía en la adaptabilidad a varios tipos de aeronaves. Emplear una arquitectura modular permite cambiar la potencia de los actuadores, los espesores de la estructura central, o bien la configuración geométrica de los mecanismos flexibles para ajustarse a los diferentes requerimientos de las diferentes aeronaves o máquinas que empleen el concepto.

En la Figura 2-5 se observa el esquema de la arquitectura modular desde sus elementos funcionales agrupados en torno a las estructuras que ocupan dentro del producto. Cada una de estas estructuras, representa bien una sección geométrica y/o uno o varios elementos físicos necesarios para cumplir con la funcionalidad del producto. Por lo tanto, La estructura central hace referencia a la viga principal; la estructura del borde de fuga está compuestas por los mecanismos flexible dispuestos en esta zona; la estructura de mecanismos de actuación se compone de los servomotores, así como los ejes necesarios para transmitir el movimiento. Finalmente, el suministro de energía se realiza por medio de cables conectados a un controlador que representan la interfaz del usuario.

Figura 2-5: Esquema de la arquitectura del producto. Fuente: Autor.

2.4 Conclusiones del estudio

Por medio del desarrollo del PAMV pudo comprobarse que la metodología empleada es altamente iterativa y siempre se presentan aspectos de mejora. Durante el proceso de diseño se presentaron múltiples regresos a la fase de diseño conceptual y algunas modificaciones a las especificaciones de ingeniería. Las diferentes retroalimentaciones generaron una notable mejoría en los valores subjetivos de las matrices de evaluación de los diseños detallados en relación con los valores obtenidos por los diseños conceptuales, donde se tenía mucha incertidumbre respecto al funcionamiento del perfil aerodinámico.

A partir de la evaluación de conceptos pudieron identificarse los diferentes puntos débiles en los diseños de detalle generados inicialmente. Esto conlleva a la realización de modificaciones a estos de manera que se relacionen más adecuadamente con los requerimientos del cliente y las especificaciones de ingeniería. Tal es el caso de permitir el desplazamiento libre en el eje x del intradós del borde de fuga del perfil, a manera de alcanzar una mayor deformación en dirección vertical.

3. Proceso de optimización aerodinámica y estructural

Con el fin de identificar la influencia que poseen los parámetros geométricos del perfil en el comportamiento aerodinámico y posteriormente establecer la mejor configuración de su estructura interna, en este capítulo se muestran los procedimientos llevados a cabo para la generación de un proceso de optimización de dos niveles; de manera similar a las metodologías realizadas por autores como (Campanile, 2008; De Gaspari & Ricci, 2011; Gamboa, Vale, Lau, & Suleman, 2009; Lu & Kota, 2003), buscando un proceso inteligente e iterativo.

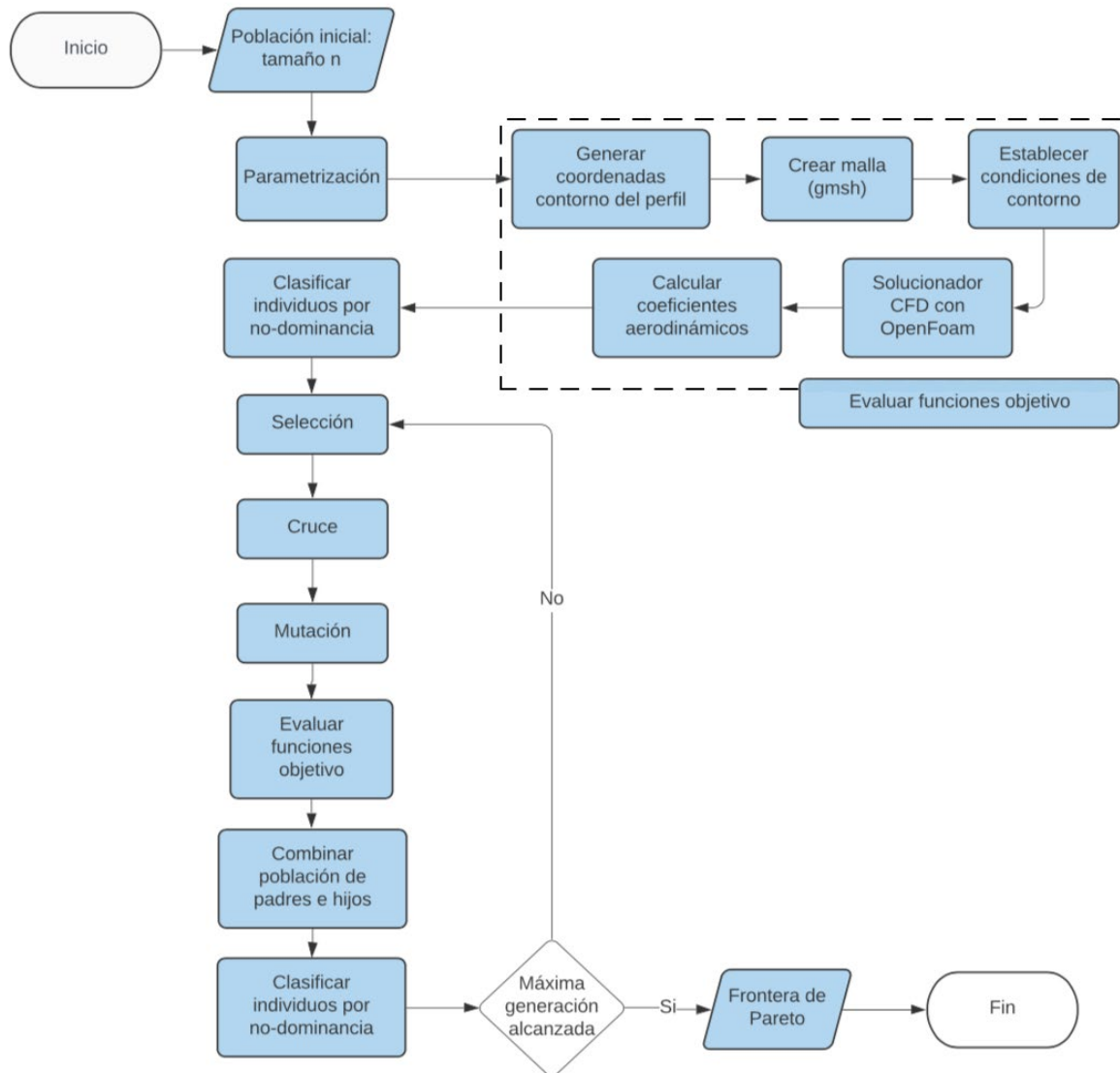
En el primer nivel, la mejor configuración geométrica es obtenida utilizando un proceso de optimización multiobjetivo, buscando maximizar la autonomía y el coeficiente de sustentación simultáneamente. En la Figura 3-1 se muestra el diagrama de flujo seguido para su desarrollo.

En primer lugar, se inicia con una población aleatoria de valores de variables que representan la forma del perfil aerodinámico. La manipulación directa de estas variables depende del método de parametrización empleado. En este caso, se emplea el método PARSEC, que toma en cuenta 11 variables para la definición de la forma.

Una vez obtenidas las formas de los perfiles es necesario evaluar sus características aerodinámicas. Para tal fin, se emplea el software OpenFoam, el cual es un conjunto de librerías escritas en el lenguaje de programación C++ empleadas para el desarrollo de solucionadores numéricos para la resolución de problemas dentro de la mecánica del medio continuo. Específicamente, en este caso se emplean para la resolución de las ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos como son las ecuaciones de Navier-Stokes.

Se emplea el algoritmo genético NSGA II (*Non Dominated Sorting Genetic Algorithm II*) (Deb, Pratap, Agarwal, & Meyarivan, 2002) por medio del software Pymoo (Blank & Deb, 2020) para el desarrollo del proceso iterativo. Los operadores de selección, cruce y mutación serán descritos a detalle más adelante.

Figura 3-1: Metodología de optimización aerodinámica. Fuente: Autor.



En el segundo nivel de optimización, se obtiene la mejor configuración estructural por medio de la metodología de optimización topológica desarrollada por (Yago et al., 2021), a fin de adaptarse a las formas geométricas del primer nivel.

3.1 Estructura de optimización aerodinámica

Un proceso de optimización puede ser definido como un conjunto de pasos secuenciados que tienen como fin encontrar la solución más apropiada para un problema específico que está siendo analizado (Antunes & Azevedo, 2016). Existe una amplia variedad de metodologías analíticas y numéricas para llevar a cabo dicho proceso, cada una de las cuales tiene particularidades y ha sido diseñada para solucionar tipos específicos de problemas, los cuales pueden dividirse en función del número de funciones objetivo que presentan.

En los procesos de optimización de un único objetivo, se tiene como meta la obtención de una única solución dentro de un espacio de búsqueda limitado. Sin embargo, en muchas aplicaciones de ingeniería se tienen dos o más funciones objetivo que requieren ser optimizadas simultáneamente. Este tipo de problemas son denominados como de optimización multiobjetivo (MOP) (Coello & Lamont, 2004).

De acuerdo con Osyczka (1985), un MOP puede ser definido como un vector de variables de decisión que satisface una serie de restricciones y optimiza un vector cuyos elementos representan los valores de las funciones objetivo. Estas funciones corresponden a una descripción matemática con criterios de rendimiento que están usualmente en conflicto entre sí. Por lo tanto, el término “optimizar” significa encontrar un conjunto finito de soluciones con compromisos entre los diferentes objetivos. Esta noción de optimizar fue generalizada por Vilfredo Pareto y por lo tanto este conjunto de soluciones usualmente se denomina como frente óptimo de Pareto (Flux & Pareto, 1897).

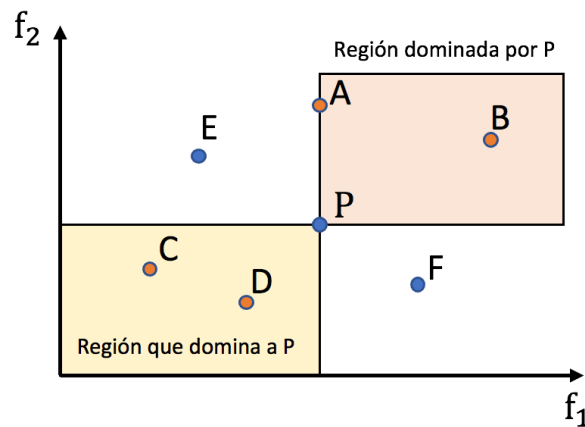
El frente óptimo de Pareto describe el conjunto de soluciones que no son dominadas entre sí. Para definir el concepto de dominancia supóngase dos vectores solución $x(1)$ y $x(2)$. La solución $x(1)$ domina a la solución $x(2)$ si y sólo si:

- La solución $x(1)$ no es peor que $x(2)$ en todos los objetivos
- La solución $x(1)$ es estrictamente mejor que $x(2)$ en al menos uno de los objetivos

La Figura 3-2 muestra una representación gráfica de soluciones que dominan y son dominadas por un punto de referencia P para un problema de optimización de minimización

con dos funciones objetivo. Se observan 2 regiones sombreadas, región dominada por P y región que domina al punto P. En la primera región puede observarse que P tiene un mejor resultado en las funciones f_1 y f_2 en comparación con los puntos A y B. A su vez, en la segunda región los puntos C y D tienen un mejor resultado que P en las dos funciones. Nótese que el punto E es mejor que P para la función f_1 , pero es peor en la función f_2 . A su vez, el punto F es mejor que P para la función f_2 , pero es peor en la función f_1 . Por lo tanto, no se presenta dominancia entre estos.

Figura 3-2: Representación concepto de dominancia. Fuente: Autor.

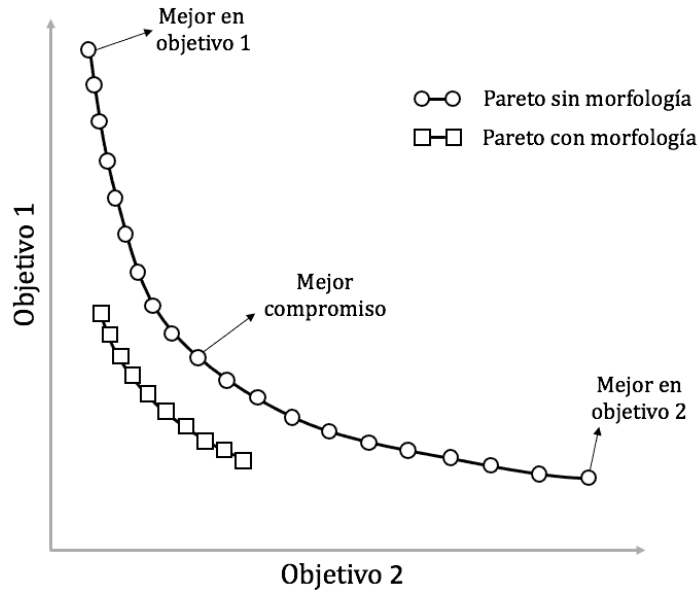


De acuerdo con lo anterior, al aplicar un proceso de optimización en el diseño de un PAMV, en lugar de un único perfil, se obtiene una familia de perfiles pertenecientes al frente de Pareto, los cuales pueden considerarse óptimos con respecto a la evaluación de las funciones objetivo. En la Figura 3-3 se muestra un ejemplo del comportamiento de este frente para un problema de optimización con dos funciones objetivo. El desarrollo de un perfil de morfología variable permite alterar la forma de este dispositivo para representar diferentes puntos en el frente de Pareto. Así pues, diferentes investigaciones han desarrollado un proceso de optimización aerodinámica para posteriormente sintetizar un mecanismo capaz de transformar la forma desde el punto de mejor rendimiento en el objetivo 1, al mejor rendimiento en el objetivo 2.

La investigación realizada por Fincham & Friswell (2015) establece que, tener en consideración las características y limitaciones del mecanismo de morfología dentro del proceso de optimización, permite obtener un nuevo frente de Pareto con mejor rendimiento que el frente original (Figura 3-3). Así pues, en este documento se realiza la obtención del

frente de Pareto sin morfología, y posteriormente, se establecen las limitaciones del mecanismo de variación de la forma para obtener el nuevo frente.

Figura 3-3: Comportamiento del frente de Pareto para el MOP. Fuente: Autor.



3.2 Descripción de las funciones objetivo

Los parámetros geométricos del perfil aerodinámico juegan un papel preponderante en su comportamiento y en consecuencia en su rendimiento aerodinámico. Como se describió en el capítulo 2, el requerimiento de ingeniería más relevante para el desarrollo del diseño del PAMV es el incremento de la eficiencia aerodinámica.

Un perfil aerodinámico eficiente se caracteriza por producir la mayor cantidad de sustentación con una mínima cantidad de arrastre. Así pues, la relación L/D es una medida de su eficiencia aerodinámica (J. D. Anderson, 1984). Por lo anterior, el objetivo del proceso de optimización es determinar las formas geométricas necesarias para alcanzar un comportamiento aerodinámico para las condiciones de despegue y aterrizaje, así como la condición de crucero.

Numerosos investigadores han propuesto la utilización de diferentes funciones objetivo para el desarrollo de procesos de optimización de la forma de perfiles aerodinámicos. Por ejemplo (Antunes & Azevedo, 2016; Fincham & Friswell, 2015; Fusi, Congedo, Guardone,

& Quaranta, 2018), buscan minimizar el coeficiente de arrastre para dos condiciones de velocidad y manteniendo como restricción valores específicos del coeficiente de sustentación. Por otro lado, (Della Vecchia, Daniele, & D'Amato, 2014) utilizan la minimización del coeficiente de arrastre mientras maximizan el coeficiente de sustentación. De manera similar, (Molinari et al., 2015) buscan maximizar el coeficiente de momento mientras minimizan el coeficiente de arrastre.

En este documento se propone considerar el rango de operación de vuelo de una aeronave como función objetivo. Para tal fin, se analizan dos condiciones de vuelo, las cuales son sintetizadas en la Tabla 3-1. El caso de número de Reynolds alto puede ser considerado como una condición de vuelo de crucero, en la cual se busca la mayor eficiencia aerodinámica y por lo tanto se desea maximizar la autonomía (*Endurance*). En el caso de un número de Reynolds bajo, se considera una condición de vuelo de despegue o aterrizaje, en la cual se requiere el mayor coeficiente de sustentación posible. Estos números de Reynolds corresponden a valores típicos para Vehículos Aéreos No Tripulados (*Unmanned aerial Vehicle UAV*) con un peso máximo de despegue entre 5 y 50 kgf y que tengan como principal característica ser lo suficientemente portátiles para ser lanzados manualmente (Hassanalian & Abdelkefi, 2017).

Tabla 3-1: Condiciones de operación para las funciones objetivo. Fuente: Autor.

Condición de vuelo	Número de Reynolds
1	$1,5 \times 10^5$
2	$2,5 \times 10^5$

La determinación de la autonomía está establecido de acuerdo con la fórmula de Breguet mostrada en la ecuación 3.1 (Nygren & Schulz, 1996). Donde c_p es el consumo específico de combustible, η_{pr} es la eficiencia de la hélice, S es la superficie del ala, ρ es la densidad del aire, W_i y W_f son el peso inicial y final de la aeronave y finalmente, C_l y C_d y son los coeficientes de sustentación y arrastre respectivamente.

$$E = \frac{\eta_{pr} C_l^{\frac{3}{2}}}{c_p C_d} \sqrt{2\rho S} \left(\frac{1}{\sqrt{W_f}} - \frac{1}{\sqrt{W_i}} \right) \quad (3.1)$$

Cabe destacar que los parámetros que no afectan el diseño de la forma del perfil aerodinámico pueden ser despreciados y por lo tanto se puede reformular la expresión de la siguiente manera (Bashir, Longtin-Martel, Botez, & Wong, 2021):

$$E = \frac{C_l^3}{C_d} \quad (3.2)$$

Así pues, para la formulación del problema de optimización se tienen como funciones objetivo la maximización del coeficiente de sustentación y la autonomía como se muestra en la ecuación 3.3.

Maximizar:

$$\begin{aligned} f_1(x) &= -C_l(Re_1) \\ f_2(x) &= -\frac{C_l(Re_2)^3}{C_d(Re_2)} \end{aligned} \quad (3.3)$$

3.3 Descripción del algoritmo genético

Aunque tradicionalmente se han implementado una variedad de técnicas de programación matemáticas para la solución de los MOP, en años recientes se han implementado metaheurísticas¹ como los Algoritmos Evolutivos (EA) (Jaimes & Coello, 2008). Estos algoritmos, iterativos y probabilísticos, emplean las ideas de la evolución biológica para desarrollar técnicas de búsqueda y optimización para la resolución de problemas complejos y contienen la estructura que se muestra a continuación (de Castro, 2007).

Se parte de una población inicial de individuos, $P = \{x_1, x_2, \dots, x_N\}$, cada uno de los cuales representa un punto dentro del espacio de búsqueda y es una solución potencial del problema. Cada uno de estos individuos es evaluado por medio de las funciones objetivo

¹ Una metaheurística es una estrategia para la exploración del espacio de búsqueda en un problema de optimización. Las metaheurísticas emplean simultáneamente procedimientos para la diversidad (exploración del espacio de búsqueda) y la intensificación (explotación del espacio de búsqueda) (Jaimes & Coello, 2008).

del problema; los individuos con mejores valores de las funciones tienen una ventaja en la selección y por lo tanto una mayor probabilidad de transmitir sus características. Una vez seleccionados los individuos de la población inicial, se genera una recombinación genética de sus características para obtener la siguiente generación. Finalmente, la descendencia está sujeta a la variación genética resultado del proceso de mutación, lo cual permite una modificación en las características y, por lo tanto, una exploración del espacio de búsqueda.

La principal ventaja en el uso de EA para la solución de MOP es que estos algoritmos tratan simultáneamente con un conjunto posible de soluciones, en lugar de trabajar cada una de manera independiente como en las técnicas de programación matemática tradicional (Jaimes & Coello, 2008). Comúnmente los EA presentan una serie de etapas diferenciadas entre sí como son inicialización, evaluación, selección, cruce y mutación (Antunes & Azevedo, 2016).

- **Inicialización:** Esta fase consiste en la generación de la población inicial a partir de una selección aleatoria de las variables de diseño. Para tal fin, se requiere generar una estrategia para representar los individuos de un problema. Se supone que las características físicas del individuo, denominadas fenotipo, pueden representarse como un conjunto de parámetros (genes), los cuales, al ser agrupados toman la denominación de cromosoma. Este conjunto de genes e información genética toma el nombre de genotipo y sobre este se realizan todas las operaciones matemáticas del EA. A fin de codificar la información del genotipo se presentan dos metodologías, la primera de ellas es la utilización de la representación binaria y la segunda es la representación en números reales (Antunes & Azevedo, 2016).
- **Evaluación:** En esta etapa se emplean las funciones objetivo para determinar la adaptación que tiene un individuo particular con el entorno. Usualmente es el paso más costoso desde el punto de vista computacional y pueden implementarse modelos matemáticos o numéricos para evaluar un cromosoma específico y obtener del valor las funciones objetivo que se encuentran relacionadas a este.
- **Selección:** En esta etapa algunos individuos de la población inicial son seleccionados para generar descendientes en la siguiente generación. Lo anterior, con el fin de garantizar que los individuos con mejor desempeño en las funciones objetivo tienen una mayor probabilidad de reproducirse. Existen varios

acercamientos para la realización de este procedimiento entre los cuales destacan la selección aleatoria, por torneo, rueda de ruleta, etc.

- **Cruce:** El operador de cruce promueve la generación de nuevos individuos a partir de los seleccionados anteriormente. La forma de creación de estos individuos depende de la representación utilizada para su genotipo; en caso de una representación binaria, se toman los cromosomas de los dos padres y se cortan en una posición aleatoria, posteriormente se intercambian los segmentos dando lugar a dos nuevos cromosomas para la siguiente generación. Durante el operador de selección se disminuye la diversidad de la población, explotando el espacio de búsqueda, debido a la eliminación de los peores individuos. El operador de cruce permite la generación de nuevos individuos contribuyendo a la exploración (Antunes & Azevedo, 2016).
- **Mutación:** Finalmente, el operador de mutación se aplica a cada individuo y está relacionado con una perturbación aleatoria de cada gen que compone su cromosoma. Por medio de este se busca mantener la diversidad de la población de modo tal que no se tengan puntos en el espacio de búsqueda con probabilidad nula de ser examinados.

Para el problema de optimización tratado en este documento se utiliza una población de 50 individuos, para los cuales se realiza la evaluación de las funciones objetivo durante 20 generaciones. Se implementa una probabilidad de cruce y mutación del 100% y 2.5% respectivamente.

3.4 Estrategia de parametrización

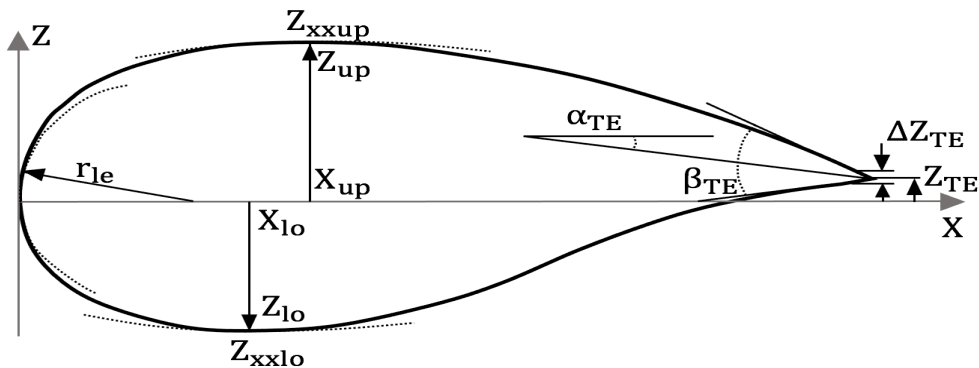
La forma geométrica del perfil aerodinámico requiere ser representada por un modelo matemático que relacione las variables físicas que serán sujetas de los diferentes operadores del EA. Diversas investigaciones han desarrollado varios métodos de parametrización; entre estas pueden encontrarse metodologías como la transformación de clase/forma (*Class/Shape Transformation CST*) (Kulfan, 2008), curvas de Bezier (Rogalsky, Derksen, & Kocabiyik, 1999), *B-Splines* (W. K. Anderson & Venkatakrishnan, 1999), entre otros.

En este documento se propone el uso de la metodología de parametrización PARSEC propuesta por Sobieczky (1999). En esta se utilizan 11 parámetros directamente relacionados con la geometría para la representación del perfil aerodinámico, los cuales se muestran en la Figura 3-4 y son definidos en la Tabla 3-2. La formulación analítica del método se muestra en la ecuación 3.4.

Tabla 3-2: Descripción de variables en método PARSEC. Fuente: Autor.

Parámetro	Descripción
r_{le}	Radio del borde de ataque
X_{up}	Posición en X de la máxima cresta positiva
Z_{up}	Posición en Z de la máxima cresta positiva
Z_{XXup}	Curvatura de la máxima cresta positiva
X_{lo}	Posición en X de la máxima cresta negativa
Z_{lo}	Posición en Z de la máxima cresta negativa
Z_{XXlo}	Curvatura de la máxima cresta negativa
Z_{TE}	Posición en Z del borde de fuga
ΔZ_{TE}	Espesor del borde de fuga
α_{TE}	Dirección del borde de fuga
β_{TE}	Ángulo del borde de fuga

Figura 3-4: Definición de variables en método PARSEC. Fuente: Autor.



$$z_{up} = \sum_{i=1}^{n=6} a_{up}^i x^{i-\frac{1}{2}}, \quad z_{lo} = \sum_{i=1}^{n=6} a_{lo}^i x^{i-\frac{1}{2}} \quad (3.4)$$

Donde z_{up} y z_{lo} son las coordenadas verticales de la superficie, superior e inferior respectivamente, x son las coordenadas horizontales y finalmente a_{up} y a_{lo} son coeficientes que relacionan los parámetros geométricos del perfil como se muestra en la ecuación 3.5.

$$C_{up}a_{up} = b_{up}, \quad C_{lo}a_{lo} = b_{lo} \quad (3.5)$$

Donde C_{up} y C_{lo} son las matrices de coeficientes mostradas en las ecuaciones 3.6 y 3.7 y, b_{up} y b_{lo} son los vectores relacionados en las ecuaciones 3.8 y 3.9.

$$C_{up} = \begin{vmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ X_{up}^{\frac{1}{2}} & X_{up}^{\frac{3}{2}} & X_{up}^{\frac{5}{2}} & X_{up}^{\frac{7}{2}} & X_{up}^{\frac{9}{2}} & X_{up}^{\frac{11}{2}} \\ \frac{1}{2} & \frac{3}{2} & \frac{5}{2} & \frac{7}{2} & \frac{9}{2} & \frac{11}{2} \\ \frac{1}{2}X_{up}^{-\frac{1}{2}} & \frac{3}{2}X_{up}^{\frac{1}{2}} & \frac{5}{2}X_{up}^{\frac{3}{2}} & \frac{7}{2}X_{up}^{\frac{5}{2}} & \frac{9}{2}X_{up}^{\frac{7}{2}} & \frac{11}{2}X_{up}^{\frac{9}{2}} \\ \frac{-1}{4}X_{up}^{-\frac{3}{2}} & \frac{3}{4}X_{up}^{-\frac{1}{2}} & \frac{15}{4}X_{up}^{\frac{1}{2}} & \frac{15}{4}X_{up}^{\frac{3}{2}} & \frac{63}{4}X_{up}^{\frac{5}{2}} & \frac{99}{4}X_{up}^{\frac{7}{2}} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} \quad (3.6)$$

$$C_{lo} = \begin{vmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ X_{lo}^{\frac{1}{2}} & X_{lo}^{\frac{3}{2}} & X_{lo}^{\frac{5}{2}} & X_{lo}^{\frac{7}{2}} & X_{lo}^{\frac{9}{2}} & X_{lo}^{\frac{11}{2}} \\ \frac{1}{2} & \frac{3}{2} & \frac{5}{2} & \frac{7}{2} & \frac{9}{2} & \frac{11}{2} \\ \frac{1}{2}X_{lo}^{-\frac{1}{2}} & \frac{3}{2}X_{lo}^{\frac{1}{2}} & \frac{5}{2}X_{lo}^{\frac{3}{2}} & \frac{7}{2}X_{lo}^{\frac{5}{2}} & \frac{9}{2}X_{lo}^{\frac{7}{2}} & \frac{11}{2}X_{lo}^{\frac{9}{2}} \\ \frac{-1}{4}X_{lo}^{-\frac{3}{2}} & \frac{3}{4}X_{lo}^{-\frac{1}{2}} & \frac{15}{4}X_{lo}^{\frac{1}{2}} & \frac{15}{4}X_{lo}^{\frac{3}{2}} & \frac{63}{4}X_{lo}^{\frac{5}{2}} & \frac{99}{4}X_{lo}^{\frac{7}{2}} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} \quad (3.7)$$

$$b_{up} = \begin{vmatrix} Z_{TE} + \Delta Z_{TE}/2 \\ Z_{up} \\ \tan(\alpha_{TE} - \beta_{TE}/2) \end{vmatrix} \quad (3.8)$$

$$b_{lo} = \begin{array}{c} 0 \\ Z_{xxup} \\ \sqrt{2r_{le}} \\ \\ Z_{TE} - \Delta Z_{TE}/2 \\ Z_{lo} \\ \tan(\alpha_{TE} + \beta_{TE}/2) \\ 0 \\ Z_{xxlo} \\ \sqrt{2r_{le}} \end{array} \quad (3.9)$$

En la Tabla 3-3 se muestra el rango de valores de cada una de las variables de diseño empleadas en el proceso de optimización.

Tabla 3-3: Rango de valores de optimización. Fuente: Autor.

Parámetro	Valor inferior	Valor superior
r_{le}	0.003	0.05
X_{up}	0.3	0.6
Z_{up}	0.05	0.2
Z_{XXup}	-1.80	-0.01
X_{lo}	0.3	0.5
Z_{lo}	-0.02	-0.01
Z_{XXlo}	0.001	2.0
Z_{TE}	0.001	0.001
ΔZ_{TE}	0.01	0.01
α_{TE}	-13	13
β_{TE}	-2	13

Una vez realizada la estrategia de parametrización, se obtiene un arreglo numérico con las coordenadas x-y de los puntos de contorno de la forma geométrica del perfil. A partir de este conjunto de puntos, se procede a generar la discretización del dominio computacional, proceso comúnmente conocido como enmallado, a fin de evaluar las características

aerodinámicas. Este proceso es especialmente importante dado que debe generarse una malla específica para cada uno de los perfiles aerodinámicos generados durante el proceso de optimización.

Por lo anterior, se utiliza el software GMSH (Geuzaine, C.; Remacle, 2009), el cual es un generador de mallas de código abierto que está disponible en el lenguaje de programación Python. Esta herramienta permite generar mallas estructuradas y no estructuradas en 1, 2 o 3 dimensiones para una amplia variedad de geometrías.

3.5 Modelamiento de flujo

Un proceso de optimización es tan bueno como el modelo matemático o numérico empleado para la obtención del valor de la función objetivo. De modo que, pueden implementarse diferentes modelos para el estudio del flujo sobre un perfil aerodinámico. Entre estos modelos se encuentran las ecuaciones de flujo potencial, Euler y Navier-Stokes. La selección del tipo de modelo a solucionar depende del problema de optimización (Khurana, 2011).

Diversas investigaciones han utilizado herramientas computacionales como XFOIL, el cual es un código para el diseño y análisis de flujo viscoso basado en el método del panel (Mark Drela, 2000). La principal ventaja de este software radica en la baja capacidad computacional requerida para la obtención de las características aerodinámicas del perfil. Sin embargo, dada la configuración del software, los diseños obtenidos son conducidos hacia un flujo laminar (Fincham & Friswell, 2015).

Por lo anterior, y con el objetivo de obtener resultados con mayor precisión, especialmente en la solución de la capa límite viscosa y la separación del flujo, se emplean las ecuaciones de Navier-Stokes como modelo matemático; las cuales son un conjunto de tres ecuaciones diferenciales parciales (una por cada dimensión espacial) basadas en el principio de conservación del momento (ecuación 3.10).

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right)$$

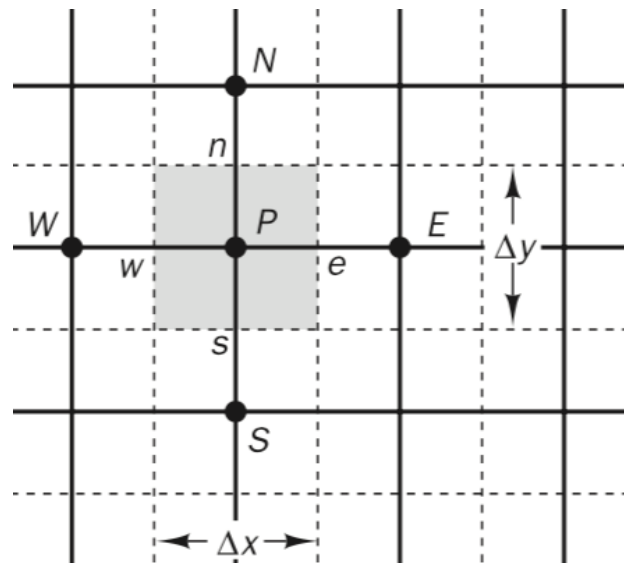
$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (3.10)$$

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = - \frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right)$$

Por medio de la resolución de estas ecuaciones diferenciales, las cuales describen el movimiento del fluido sobre una geometría y condiciones de frontera conocidas, es posible determinar los campos de velocidades y presiones en cada punto del dominio. Considerando que no se tiene solución analítica, se requiere llevar a cabo simulaciones numéricas empleando CFD. En este caso se utiliza el software OpenFoam para tal fin (Weller, Tabor, Jasak, & Fureby, 1998).

OpenFoam utiliza como método numérico la discretización por medio de volúmenes finitos. Este método emplea la formulación integral de las leyes de conservación para discretizar el modelo matemático. Inicialmente se divide el dominio computacional en un número finito de puntos alrededor de los cuales se construye un volumen de control como se muestra en la Figura 3-5.

Figura 3-5: Discretización espacial por volúmenes finitos. Tomado de Versteeg & Malalasekera, 2007.



Una vez definido cada volumen de control, se transforman las ecuaciones de conservación de su forma diferencial a su forma integral para cada volumen. Para esto es necesario emplear el teorema de la divergencia.

Supóngase la ecuación de transporte de un escalar pasivo ϕ moviéndose en un medio fluido con densidad ρ y constante de difusión Γ como se muestra en la ecuación 3.11. El primer y segundo término de la izquierda representan el avance temporal y el transporte convectivo respectivamente. A su vez, el primer y segundo término de la derecha representa el transporte difusivo y las fuentes y sumideros.

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V \phi) = \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi) + S_\phi \quad (3.11)$$

Integrando la ecuación para el volumen de control se obtiene:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \phi dV + \oint_{\Omega} \rho V \phi \cdot dA_A = \oint_{\Omega} \Gamma \nabla \phi \cdot dA_A + \int_{\Omega} S_\phi dV \quad (3.12)$$

Posteriormente, se emplean las soluciones generales de los términos convectivos y difusivos que dependen del espacio dimensional del problema; en caso de un espacio bidimensional como el mostrado en la Figura 3-5, se obtienen las ecuaciones 3.13 y 3.14.

$$\oint_{\Omega} \rho V \phi \cdot dA_A = (\rho V_x A \phi)_e - (\rho V_x A \phi)_w + (\rho V_y A \phi)_n - (\rho V_y A \phi)_s \quad (3.13)$$

$$\oint_{\Omega} \Gamma \nabla \phi \cdot dA_A = (\Gamma \nabla \phi)_e - (\Gamma \nabla \phi)_w + (\Gamma \nabla \phi)_n - (\Gamma \nabla \phi)_s \quad (3.14)$$

Finalmente, se emplea un método numérico de avance temporal (Euler hacia adelante, Runge-Kutta, etc.) para generar una serie de ecuaciones algebraicas que pueden ser resueltas a través de los métodos tradicionales.

Ahora bien, es importante mencionar en este punto que todos los flujos encontrados en aplicaciones de ingeniería se vuelven inestables con cierto número de Reynolds. A medida que el Reynolds aumenta se entra en un estado de cambios caóticos en los parámetros del flujo (velocidad, presión, etc.). Este régimen de flujo se denomina turbulento.

Matemáticamente, la naturaleza aleatoria del flujo turbulento genera que al comportamiento de un parámetro estable del fluido como la presión P o velocidad V se le

añade una componente fluctuante $\dot{P}(t)$ o $\dot{V}(t)$. Reescribiendo la ecuación en función de lo anterior se obtiene (Versteeg & Malalasekera, 2007):

$$\begin{aligned}
 & \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) + \frac{\partial P}{\partial x} \\
 & \quad = \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) - \left(\frac{\partial(-\rho \dot{u}^2)}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \dot{u} \dot{v})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \dot{u} \dot{w})}{\partial z} \right) \\
 & \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) + \frac{\partial P}{\partial y} \\
 & \quad = \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) - \left(\frac{\partial(-\rho \dot{u} \dot{v})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \dot{v}^2)}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \dot{v} \dot{w})}{\partial z} \right) \\
 & \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial P}{\partial z} \\
 & \quad = \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) - \left(\frac{\partial(-\rho \dot{u} \dot{w})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \dot{v} \dot{w})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \dot{w}^2)}{\partial z} \right)
 \end{aligned} \tag{3.15}$$

Dada la importancia de evitar o promover la turbulencia en diferentes aplicaciones, se tiene un amplio estado del arte de los métodos numéricos desarrollados para modelar los fenómenos turbulentos, los cuales son tradicionalmente agrupados en tres familias:

- Modelos de turbulencia RANS (*Reynolds Average Navier-Stokes*): En este grupo la atención está enfocada en el flujo principal y en los efectos de la turbulencia sobre este. Se caracteriza por promediar las ecuaciones de Navier-Stokes en el tiempo.
- Simulaciones de Grandes Remolinos (*Large Eddy Simulations* LES): En este grupo se tiene una forma intermedia de los cálculos de turbulencia, en el cual se rastrea el comportamiento de los remolinos más grandes y se modelan los más pequeños.
- Simulación Numérica Directa (*Direct Numerical Simulation* DNS): En este grupo se calcula el flujo principal y todas las fluctuaciones de los parámetros del fluido debidas a la turbulencia. Son simulaciones altamente costosas en términos computacionales.

El problema de optimización tratado en este documento no requiere resolver todos los detalles debidos a las fluctuaciones del fluido. En su lugar, se desea obtener información acerca del comportamiento de los parámetros promediados en el tiempo. Por tal razón, se emplea un modelo de turbulencia RANS. Existe una amplia variedad de modelos que

incluyen ecuaciones de transporte de variables como la energía cinética turbulenta, la disipación turbulenta, entre otras. Haase, Aupoix, Bunge, & Schwamborn (2006) y Leschziner & Drikakis (2002) realizan una revisión de modelos de turbulencia.

En este estudio se emplea el método de turbulencia K-Omega SST propuesto por Menter & Esch (2001) y posteriormente actualizado por F R Menter, Kuntz, & Langtry (2003). Este modelo combina los modelos de turbulencia $k - \omega$ y $k - \varepsilon$ y requiere la inclusión de dos ecuaciones; la disipación específica ω y la energía cinética turbulenta k .

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \nabla \cdot (\rho k \mathbf{V}) = \tilde{P} - \rho \beta^* \omega k + \nabla \cdot ((\mu + \sigma_k \mu_k) \nabla k) \quad (3.16)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \nabla \cdot (\rho \omega \mathbf{V}) = \frac{\gamma P}{\nu_t} - \rho \beta \omega^2 + \nabla \cdot ((\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega) + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \nabla k \nabla \omega \quad (3.17)$$

Donde:

$$P = \mu_t \frac{\partial u}{\partial y} \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \rightarrow \tilde{P} = \min(P, 10 \cdot \rho \beta^* \omega k)$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{kw} y^2} \right] \right\}^4$$

$$\nu_t = a_1 \frac{k}{\max(a_1 \omega, F_{23} S)}$$

$$CD_{kw} = \max \left(2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \nabla k \nabla \omega, 10^{-10} \right)$$

$$F_{23} = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{2 \sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\}$$

Las constantes del modelo son:

$$\begin{aligned} \sigma_{k1} &= 0.85, & \sigma_{\omega 1} &= 0.5, & \sigma_{k2} &= 1.0, & \sigma_{\omega 2} &= 0.856 \\ a_1 &= 0.31, & \beta^* &= 0.09, & \beta_{i1} &= 0.075, & \beta_{i2} &= 0.0828 \end{aligned}$$

3.6 Resultados de optimización aerodinámica

En el Apéndice A se muestran los análisis desarrollados para la validación del modelo numérico y configuración del enmallado empleado para obtener las características aerodinámicas de los perfiles empleados en el proceso de optimización. En la Figura 3-6 se muestran los resultados de las funciones objetivo para la última generación de individuos, después de 20 iteraciones. Como puede observarse se tiene un comportamiento aproximadamente lineal entre las funciones objetivo, indicando el conflicto entre estas. En la gráfica puede identificarse una mejoría en el rendimiento aerodinámico general de los perfiles para las dos condiciones de operación. A manera de tener un valor cuantitativo para la comparación de los frentes de Pareto obtenidos, se utilizó como métrica de rendimiento el hipervolumen (Zitzler, Brockhoff, & Thiele, 2007) que se muestra en la Figura 3-7.

Figura 3-6: Resultados proceso de optimización multiobjetivo. Fuente: Autor.

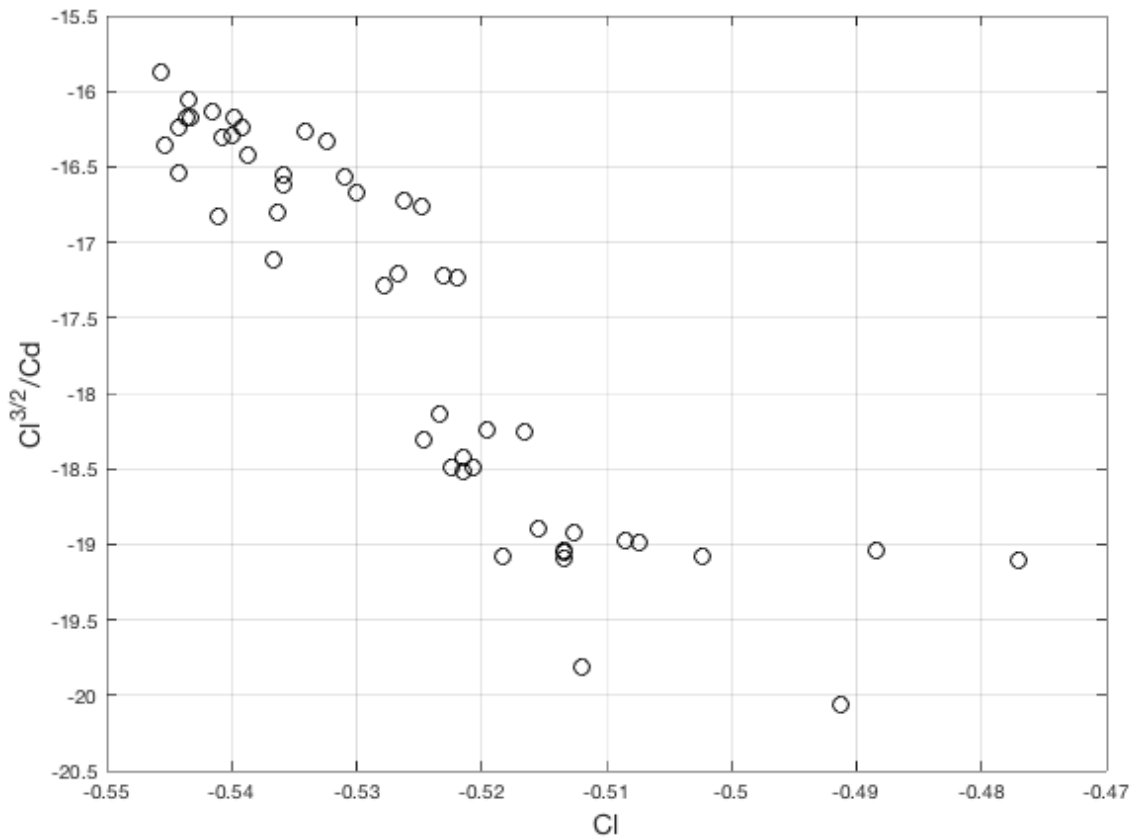
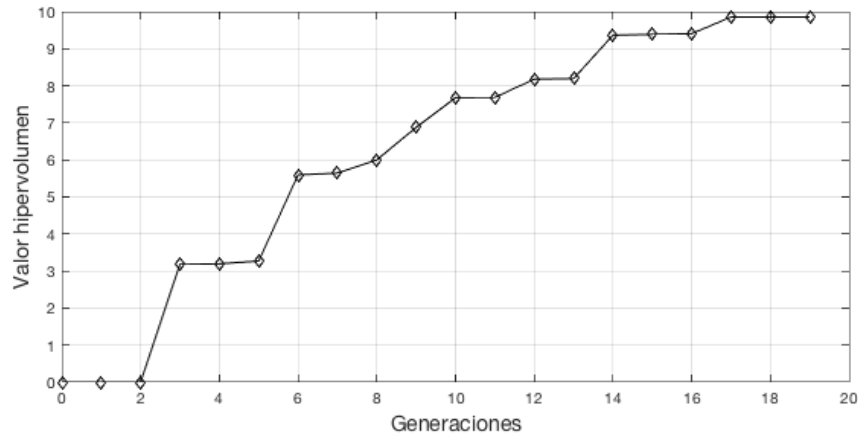
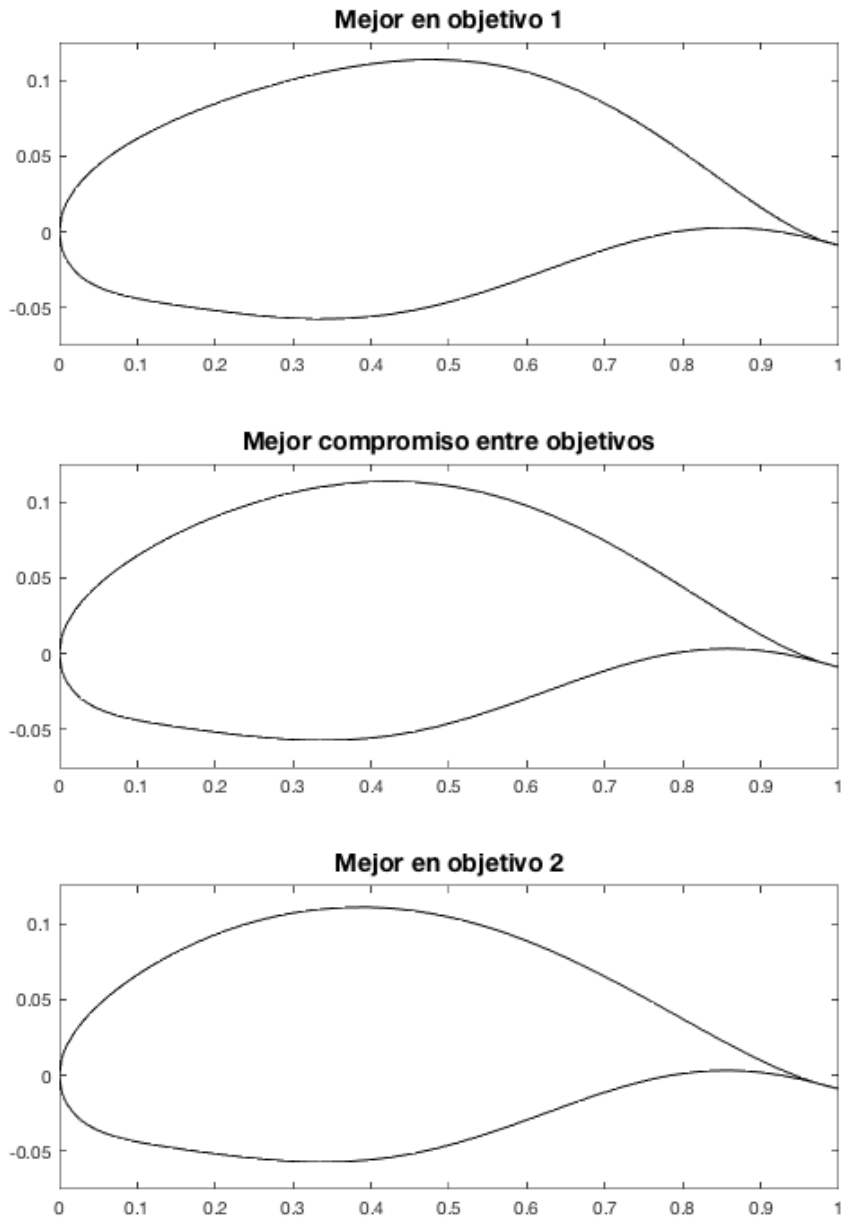


Figura 3-7: Rendimiento del hipervolumen. Fuente: Autor

Del número global de los individuos, en la Tabla 3-4 se seleccionan 3 perfiles que representan el mejor rendimiento del objetivo 1 (autonomía), el mejor rendimiento en el objetivo 2 (sustentación) y el mejor compromiso entre estos. Es decir, aquel punto dentro de la frontera de Pareto a igual distancia entre los extremos de operación. De igual manera, en la Figura 3-8 se muestran las formas geométricas correspondientes a estas formas geométricas.

Tabla 3-4: Parámetros del método PARSEC resultado del proceso de optimización. Fuente: Autor.

Parámetro	Mejor en objetivo 1	Mejor compromiso	Mejor en objetivo 2
r_{le}	0.02015	0.02030	0.02026
X_{up}	0.47871	0.42374	0.38609
Z_{up}	0.11373	0.11368	0.11098
Z_{XXup}	-1.01021	-1.00027	-1.02397
X_{lo}	0.33877	0.33874	0.33865
Z_{lo}	-0.76701	-0.76701	-0.77092
Z_{XXlo}	0.05738	0.05721	0.05720
Z_{TE}	0.00109	0.00105	0.00104
ΔZ_{TE}	-0.01994	-0.01999	-0.01994
α_{TE}	0.78303	0.95267	0.95070
β_{TE}	14.4142	14.7373	14.4276

Figura 3-8: Formas geométricas resultado del proceso de optimización. Fuente: Autor.

La principal diferencia observada en las formas con mejor rendimiento en el objetivo 2 es una mayor deflexión de la línea base; la maximización del coeficiente de sustentación requiere una alta curvatura del *camber* en comparación con los perfiles con valores más altos de autonomía. Adicionalmente, se observa que los perfiles con mejor desempeño en el objetivo 1 tienden a tener un valor de máximo espesor positivo más alejado del borde de ataque.

En la Figura 3-9 se muestran los resultados del frente de Pareto para el proceso de optimización implementando el concepto de morfología. Como puede observarse, al incluir las limitaciones del mecanismo para la modificación de la forma, se tiene un incremento en el rendimiento de los perfiles aerodinámicos.

De manera similar a lo presentado anteriormente, en la Tabla 3-5 y Figura 3-10 se muestran los tres perfiles que representan el mejor rendimiento del objetivo 1, el mejor rendimiento en el objetivo 2 y el mejor compromiso entre estos. Es evidenciable que se tiene una menor variación entre los valores de las funciones objetivo en comparación con lo mostrado en la Tabla 3-4. Esto se debe a que el frente de Pareto tiene un tamaño menor y prácticamente colapsa en un único punto.

Figura 3-9: Resultados proceso de optimización multiobjetivo con morfología. Fuente: Autor.

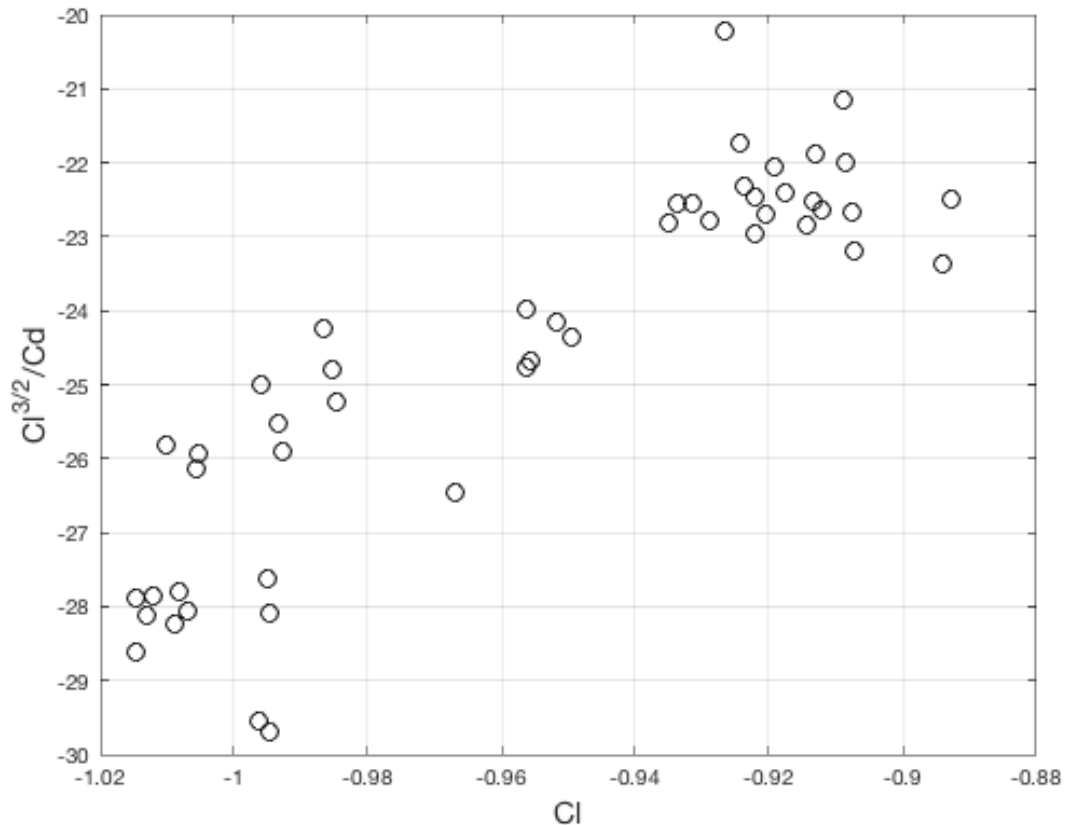


Figura 3-10: Formas geométricas resultado del proceso de optimización con morfología.

Fuente: Autor.

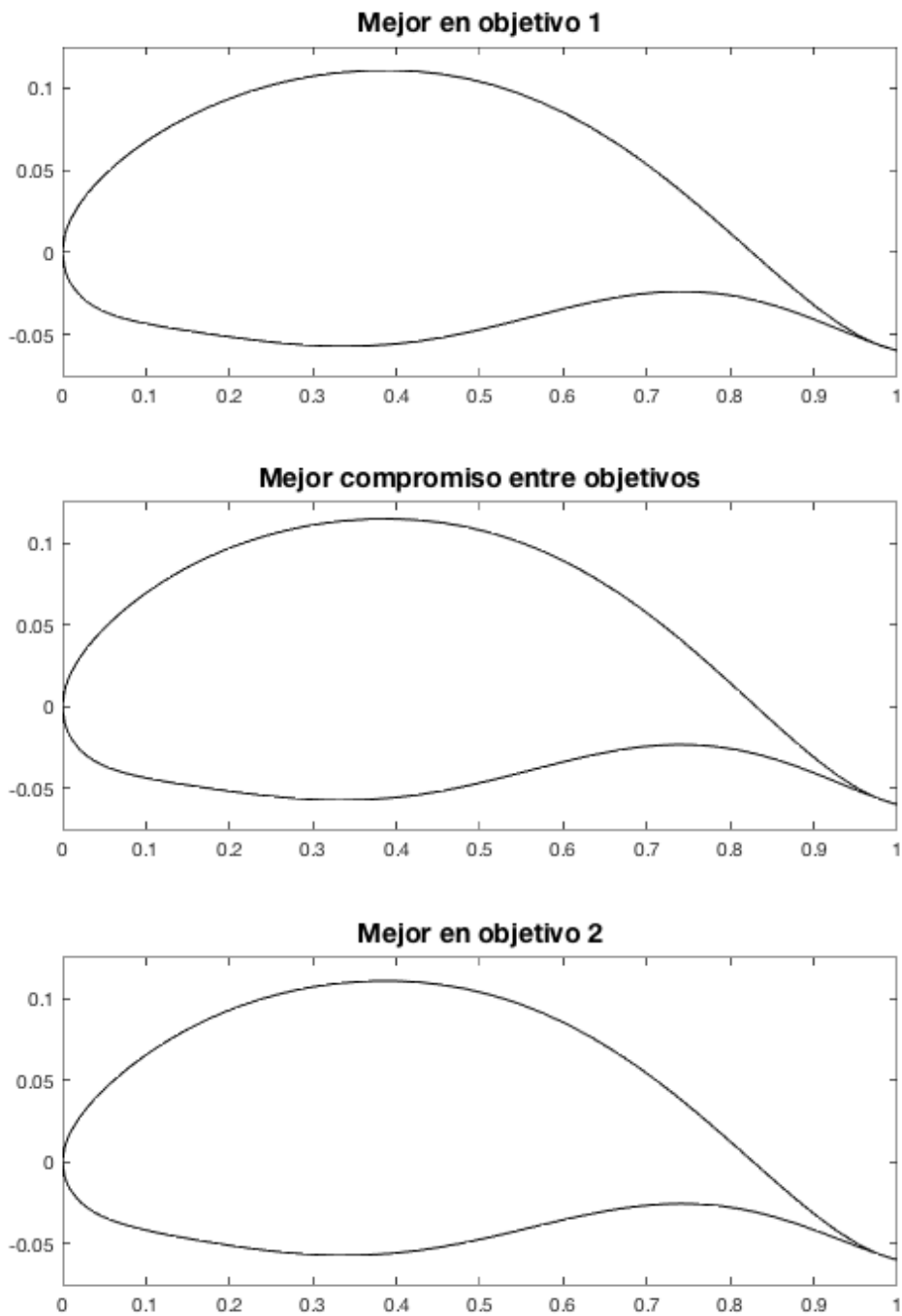


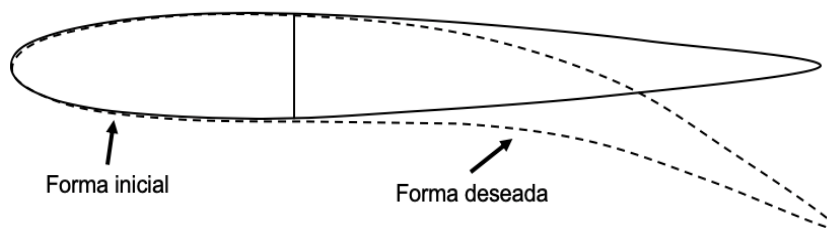
Tabla 3-5: Parámetros del método PARSEC resultado del proceso de optimización con morfología. Fuente: Autor.

Parámetro	Mejor en objetivo 1	Mejor compromiso	Mejor en objetivo 2
Γ_{le}	0.02026	0.02045	0.01680
X_{up}	0.38609	0.38710	0.38609
Z_{up}	0.11098	0.11502	0.11098
Z_{XXup}	-1.02397	-1.02450	-1.02397
X_{lo}	0.33865	0.33527	0.33865
Z_{lo}	-0.70920	-0.77129	-0.77100
Z_{XXlo}	0.05720	0.05732	0.05720
Z_{TE}	-0.050	-0.050	-0.050
ΔZ_{TE}	-0.01994	-0.01998	-0.01994
α_{TE}	0.95070	0.97019	0.95070
β_{TE}	14.42759	14.34859	14.42759

3.7 Proceso de optimización topológica

En esta sección se establecen los procedimientos desarrollados para determinar la mejor configuración estructural capaz de adoptar las formas geométricas obtenidas del proceso de optimización aerodinámico. Para tal fin, obsérvese en primer lugar las curvas del PAMV mostrado en la Figura 3-11, la línea sólida representa la condición inicial sin deformación mientras que la línea punteada representa la condición final deformada. Se debe tener en cuenta que entre estos dos puntos extremos se presentan formas con morfologías intermedias.

Figura 3-11: Forma inicial y final de un PAMV. Fuente: Autor.



De acuerdo con el proceso de diseño establecido en la sección 2, los requerimientos de morfología son alcanzados por medio de la utilización de un mecanismo flexible. El cual puede ser definido como una estructura continua que está en la capacidad de transmitir una fuerza, energía o desplazamiento aplicado desde un punto espacial a otro de su dominio, en virtud de la deformación elástica almacenada en su conjunto. La síntesis de estos mecanismos se realiza por medio de optimización topológica, buscando determinar la distribución óptima de material de un dominio a fin de minimizar una función objetivo.

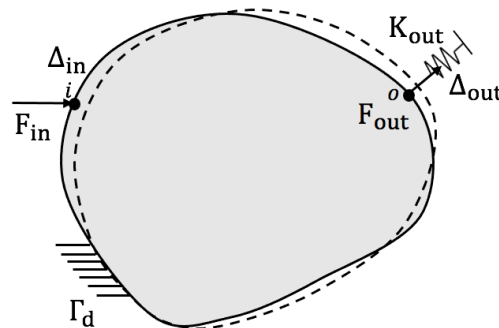
Obsérvese el dominio computacional con una entrada y una o varias salidas que se muestra en la Figura 3-12. Donde Γ_d indica una condición de frontera (apoyo), F_{in} es la fuerza de entrada aplicada en el punto i , Δ_{in} y Δ_{out} son los desplazamientos de la entrada y la salida del dominio respectivamente, y K_{out} representa el coeficiente de resorte que cuantifica la resistencia de la estructura a deformarse en virtud de sus propiedades elásticas.

De manera general, el proceso de optimización topológica puede definirse matemáticamente como:

$$\begin{aligned} \min : & J(x) \\ \text{s.t.} : & g(x) \leq 0 \end{aligned}$$

Donde $J(x)$ es la función objetivo (peso de la estructura, esfuerzo, etc.), x es una o varias variables de diseño que serán objeto del proceso de optimización, usualmente referida como la configuración geométrica de la estructura, y $g(x)$ representa las restricciones del problema.

Figura 3-12: Dominio computacional optimización topológica. Fuente: Autor.



La síntesis de un mecanismo flexible aplicable al PAMV requiere tener en consideración los límites de deformación ofrecidos por la piel. Así pues, la configuración de esta permite establecer las posibles formas del perfil aerodinámico, mientras que el mecanismo es usado para transmitir la fuerza del actuador a la piel y generar su accionamiento. Por lo anterior, se proponen dos fases para el proceso de diseño. En primer lugar, se requiere determinar la magnitud, dirección y localización de las fuerzas requeridas para deformar la piel del perfil, manteniendo el soporte de las cargas aerodinámicas. En segundo lugar, se emplean las cargas determinadas en la fase 1 como entradas en el proceso de optimización topológica del mecanismo flexible.

El diagrama de flujo utilizado para la realización de la primera fase se muestra en la Figura 3-13. Se inicia con un dominio físico sobre el cual se desarrolla el problema de optimización (ver Figura 3-14). Se tienen dos cargas F_1 y F_2 aplicadas con ángulos α_1 y α_2 en la piel superior del perfil aerodinámico, con una ubicación a_1 y a_2 en dirección vertical y b_1 y b_2 en dirección horizontal, respecto al punto de soporte en la parte superior izquierda. La sección inferior izquierda posee una restricción únicamente en el eje vertical, por lo cual puede moverse libremente a lo largo del eje horizontal. Así pues, la aplicación de las cargas F_1 y F_2 genera una deflexión del perfil proporcional a la magnitud de estas.

Posteriormente se establece el grado de deflexión esperado para el perfil aerodinámico. Para tal fin, se selecciona la forma geométrica con mejor compromiso entre objetivos mostrada en la Figura 3-10. De acuerdo con diferentes autores (J. A. Hetrick, Osborn, Kota, Flick, & Paul, 2007; Kudva, 2004), la deflexión del borde de fuga de un PAMV que emplea mecanismos flexibles oscila entre 10° y 20° . Así pues, se selecciona un valor objetivo de 15° de deflexión.

Una vez establecido el valor de deflexión, se emplea la metodología de parametrización PARSEC para generar las curvas inicial y objetivo. La diferencia entre estas formas puede cuantificarse empleando la función *Least Square Error* LSE (ecuación 3.18), la cual relaciona los cuadrados de las diferencias entre n puntos en x e y de ambas curvas.

$$\text{LSE} = \sum_{i=1}^n \sqrt{(x_i - \hat{x}_i)^2 + (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (3.18)$$

Se emplea un algoritmo genético de único objetivo a fin de minimizar la función LSE entre el perfil inicial y el perfil variable y se tienen 6 variables de diseño (magnitud, ubicación y dirección de las cargas F_1 y F_2).

Figura 3-13: Metodología de optimización topológica. Fuente: Autor.

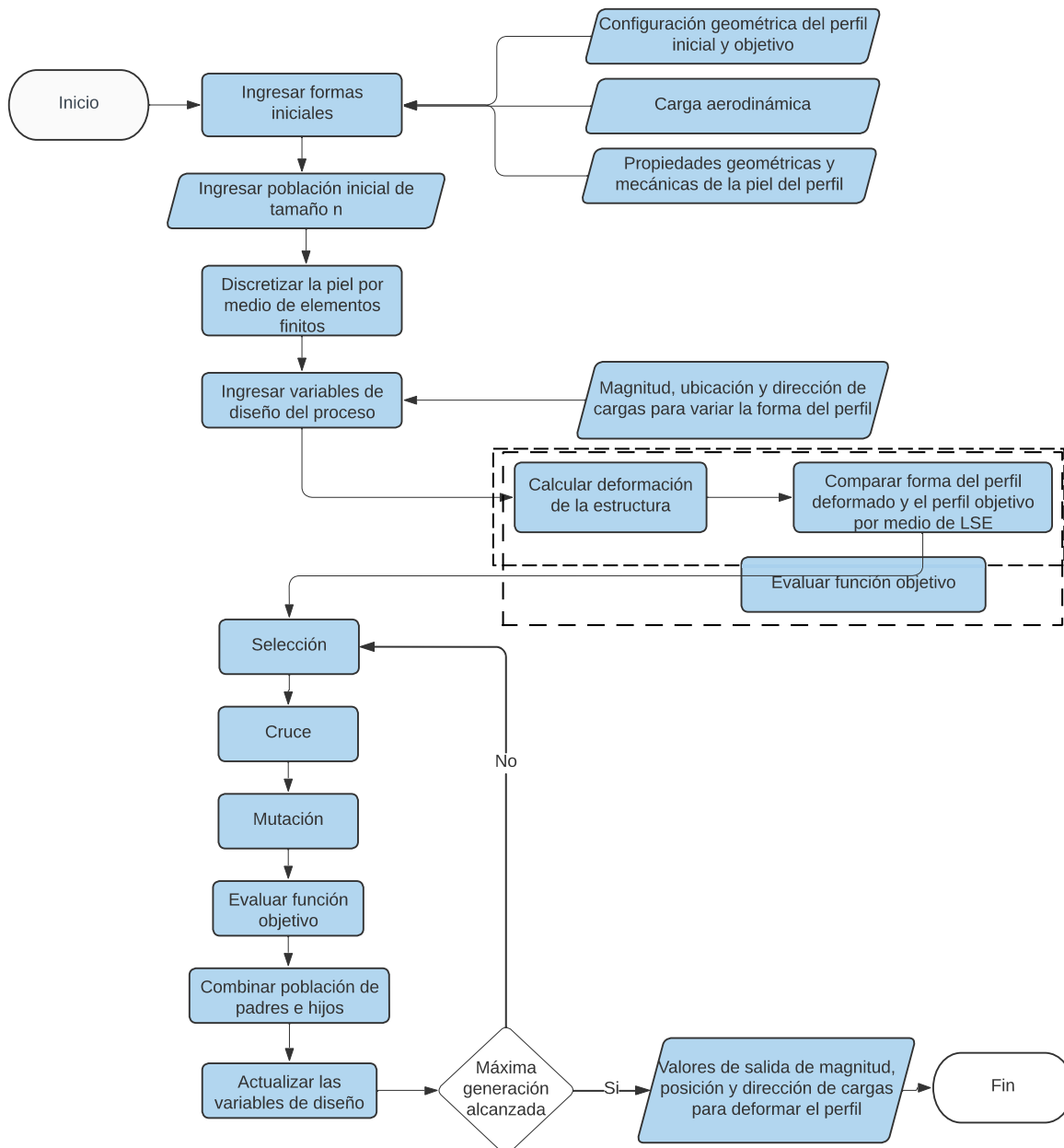
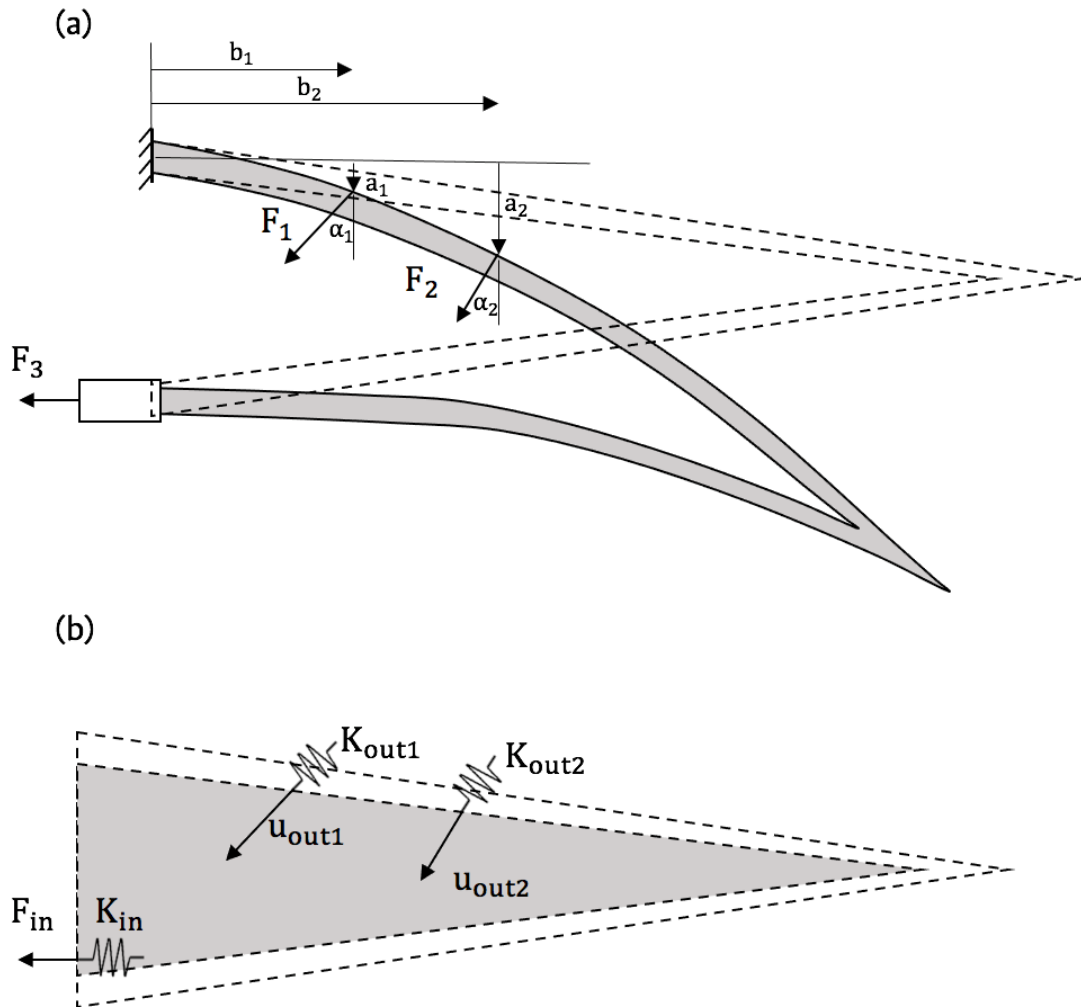


Figura 3-14: Diagrama esquemático del borde de fuga: (a) Fuerzas actuando en la piel del perfil y (b) condiciones de diseño del mecanismo flexible.



Posteriormente se realiza la evaluación de la función objetivo. Para tal fin, se lleva a cabo una discretización por medio de elementos finitos tipo Euler-Bernoulli. Se emplean 24 elementos finitos (12 en la parte superior y 12 en la parte inferior del perfil), para los cuales se selecciona un espesor constante por razones de manufactura. Se utiliza el software CalFEM para calcular las deformaciones y desplazamientos del perfil inicial a causa de las cargas aplicadas. Una vez obtenido el perfil deformado se utiliza la función LSE comparando su forma con la de la forma objetivo. Finalmente, se llevan a cabo las funciones de selección, cruce y mutación descritas en la sección 3.3.

Ahora bien, respecto al segundo paso, acorde con (X. Zhang & Zhu, 2018), se han desarrollado numerosas investigaciones en el campo de la optimización topológica estructural. Así pues, se han generado varios métodos numéricos, los cuales pueden dividirse en función del tipo de discretización del dominio computacional.

El primer acercamiento se denomina aproximación continua. En este caso, el dominio computacional es discretizado por medio de un conjunto de elementos finitos cuadrilaterales que serán eliminados del dominio a medida que se incrementa el número de iteraciones y en los cuales las propiedades del material son controladas. En función del tipo de control generado sobre las propiedades del material se tienen subdivisiones dentro de esta clasificación, a continuación, se describen los métodos más comunes:

- Método SIMP: Esta metodología establece la densidad de cada elemento finito como variable de diseño, seleccionando un límite inferior para su valor. Así pues, la selección del elemento como sólido o vacío implica que su valor de densidad está por encima o debajo del valor límite respectivamente. Uno de los problemas más representativos de este acercamiento radica en puntos de la estructura con valores intermedios o bien zonas con elementos sólidos y vacíos cercanos entre sí, generando un patrón similar a un tablero de ajedrez (Bendsøe, 1989).
- Método ESO: En esta metodología se emplea el nivel de esfuerzo en la estructura como variable de diseño. En una estructura ideal, cada punto debería tener un factor de seguridad de magnitud al menos igual al valor establecido para el material. Así pues, a medida que avanza el número de iteraciones, aquellos elementos finitos con un nivel de esfuerzo muy bajo son eliminados, removiendo material ineficiente (Van Dijk, Maute, Langelaar, & Van Keulen, 2013).
- Método *Level Set*: Esta metodología emplea las condiciones de frontera como variables de diseño. Así pues, este método representa el límite estructural entre sólido y vacío por medio de una expresión matemática (Xie & Steven, 1993).

Para el segundo acercamiento, denominado *ground structure*, el dominio computacional es dividido en un conjunto de nodos conectados entre sí por medio de elementos tipo viga, de manera similar a una estructura tipo marco. En este caso, el área de la sección transversal es utilizada como variable de diseño, aplicando un valor límite superior e inferior. De esta forma, cuando el área se aproxima a un valor mínimo, este elemento es

removido del dominio y a medida que avanza el número de repeticiones algunos elementos son eliminados del conjunto original.

De acuerdo con (W. Zhang, Yuan, Zhang, & Guo, 2016), estas metodologías han sido exitosamente aplicadas para resolver una amplia gama de problemas de optimización topológica en el área estructural, de acústica y óptica. Sin embargo, debido a la discretización del dominio computacional, se tiene una serie de limitaciones en su aplicación. En primer lugar, puede identificarse una dificultad para establecer un control preciso de los parámetros geométricos, lo cual genera complicaciones en el post-procesamiento de la imagen obtenida. En segundo lugar, los métodos tradicionales están sujetos a problemas numéricos conocidos como el patrón de tablero de ajedrez o problemas de dependencia de malla, que pueden evitar que el algoritmo de optimización converja hacia soluciones significativas.

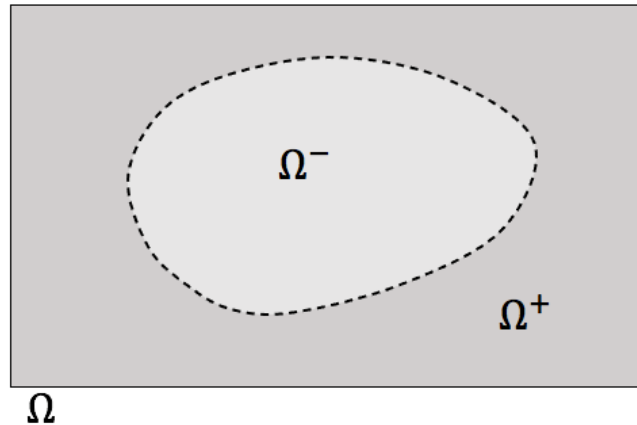
Por lo anterior, se han llevado a cabo combinaciones de algunas características de estas aproximaciones a fin de generar nuevas metodologías. Como ejemplo se puede mencionar a (Oliver, Yago, Cante, & Lloberas-Valls, 2019) quienes desarrollaron un nuevo marco de referencia para la optimización topológica denominado *unsmooth variational topology optimization* UNVARTOP.

Obsérvese el dominio Ω mostrado en la Figura 3-15, compuesto de dos subdominios Ω^- y Ω^+ que representan si el material es vacío o sólido respectivamente. La descripción matemática se encuentra a detalle en (Oliver et al., 2019), donde se establece que el dominio es representado por medio de una función de discriminación ψ , que define una variable característica χ en cada punto x del dominio (ecuación (3.19)). Esta variable define la existencia o no de un elemento por medio de una configuración de diseño binaria con un material sólido y vacío representado en negro y blanco respectivamente.

El proceso de optimización inicia con un dominio computacional vacío de material, en el cual se inicializan los datos del análisis por elementos finitos (generación de malla, cálculo de matrices de rigidez, etc.). Posteriormente, se determina la topología óptima para un pequeño porcentaje de volumen. En cada iteración la ecuación de estado es resuelta para obtener los vectores de desplazamiento y la función objetivo es calculada determinando

una nueva topología óptima. El proceso continúa hasta alcanzar la fracción de volumen deseada.

Figura 3-15: Dominio computacional del proceso de optimización topológica. Fuente: Autor.



$$\begin{aligned} \Omega^-(x) & \text{ si } x \in \Omega / \chi(x) = 0 \\ \Omega^+(x) & \text{ si } x \in \Omega / \chi(x) = 1 \end{aligned} \quad (3.19)$$

La aplicación del proceso de optimización se realiza utilizando el código computacional desarrollado por (Yago et al., 2021) en el software Matlab. El cual describe e implementa la metodología para propósitos educativos.

3.8 Resultados optimización topológica

En la Tabla 3-6 se muestra el rango de valores utilizados en el proceso de optimización a fin de obtener las cargas que deforman la piel del perfil. Luego de 200 generaciones y utilizando 50 individuos se obtienen los valores óptimos mostrados en la columna 4. en la Figura 3-16 se muestran las formas inicial y final del proceso de optimización. En la sección izquierda se muestra el borde de fuga sin deformar y la forma objetivo a alcanzar, mientras que en la derecha se muestra la forma deformada con las cargas aplicadas. Como se observa, se tiene una aproximación bastante cercana a la forma objetivo.

Tabla 3-6: Rango de valores de optimización topológica. Fuente: Autor.

Parámetro	Valor inferior	Valor superior	Valor óptimo
F_1	0.1	1.5	0.1
F_2	0.1	1.5	0.132
b_1	0.085	0.12	0.088
b_2	0.12	0.15	0.149
α_1	0	20	20
α_2	0	20	20

Posteriormente, se incluyen los valores óptimos de los parámetros encontrados en el código computacional de optimización topológica, a fin de encontrar la mejor configuración estructural del mecanismo flexible. En la Figura 3-17 se muestra la forma geométrica obtenida para un material PLA con módulo de elasticidad igual a 1.618 GPa.

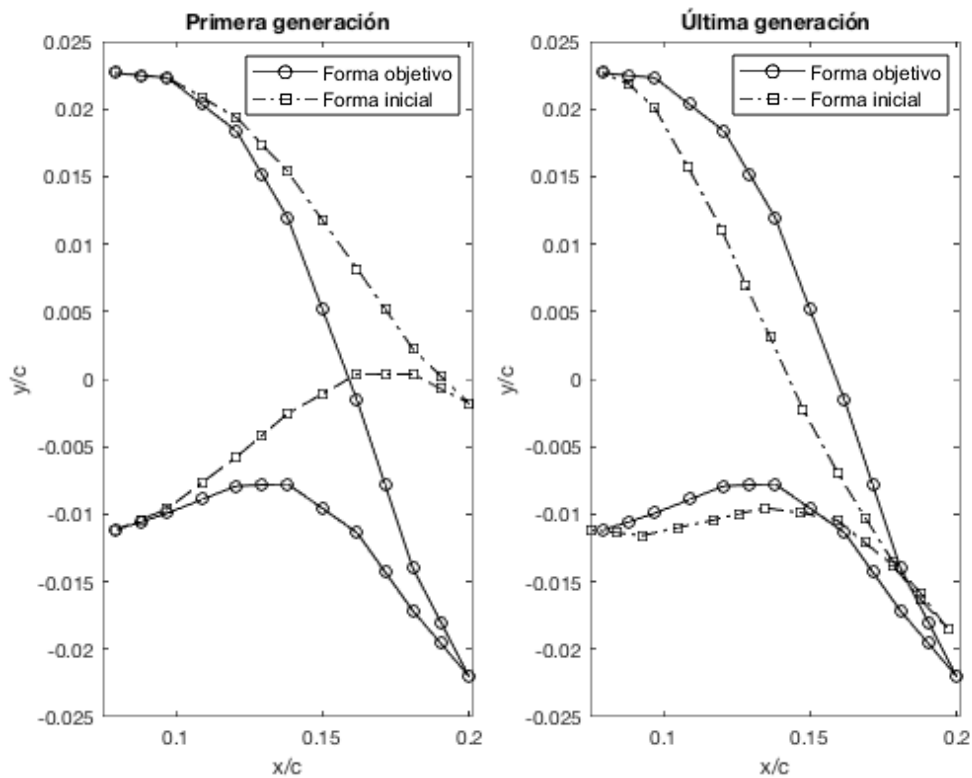
Figura 3-16: Deformación del borde de fuga por las cargas generadas por el mecanismo flexible. Fuente: Autor.

Figura 3-17: Mecanismo flexible. Fuente: Autor.



3.9 Conclusiones del estudio

El proceso de optimización de dos niveles desarrollado permite acoplar las características mecánicas y aerodinámicas del PAMV. En el primer nivel se establece la mejor configuración aerodinámica a partir de una evaluación de las funciones objetivo (autonomía y coeficiente de sustentación) y restricciones especificadas utilizando el algoritmo genético NSGA II e implementando el método de parametrización PARSEC en una población de 50 individuos, durante 20 generaciones, a fin de determinar la influencia de las variables geométricas del perfil. A partir de lo anterior, pudo determinarse que la maximización del coeficiente de sustentación requiere una alta curvatura del *camber* en comparación con los perfiles con valores más altos de autonomía. Adicionalmente, se observa que los perfiles con mejor desempeño en autonomía tienden a tener un valor de máximo espesor positivo más alejado del borde de ataque.

Una vez finalizado el proceso de optimización y obtenido el frente de Pareto, se tienen en consideración las características y limitaciones del mecanismo de deformación del perfil para un nuevo proceso de optimización. A partir de las gráficas de autonomía contra coeficiente de sustentación, se identifica que el nuevo frente de Pareto posee un mejor rendimiento que el frente original.

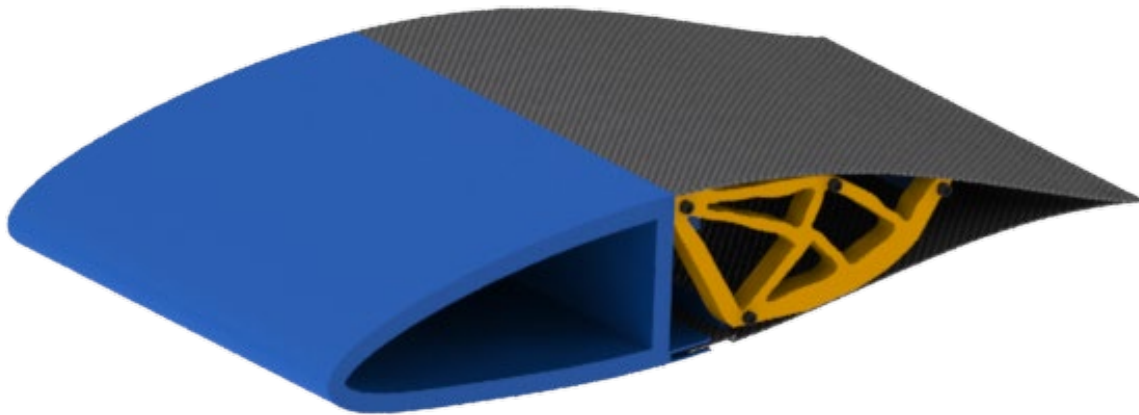
El segundo nivel del proceso de optimización permite incluir las características mecánicas de los componentes del perfil a fin de alcanzar la deformación establecida en el primer nivel. Para tal fin, se desarrolla una metodología que relaciona la deformación alcanzada por la piel del perfil en función de la carga aplicada por el actuador y transmitida por medio de un mecanismo flexible.

Así pues, se discretiza la piel utilizando el método de los elementos finitos para determinar la deformación esperada en función de las cargas aplicadas y comparando esta deformación con una forma inicial por medio de la función LSE. Posteriormente, se emplean las cargas aplicadas y se incluyen las propiedades mecánicas del material para determinar la mejor distribución de material a fin de obtener la síntesis del mecanismo flexible y posteriormente obtener un diseño CAD del PAMV.

4. Diseño detallado y manufactura

En esta sección se muestran los procedimientos desarrollados para obtener un diseño detallado del PAMV y el posterior proceso de manufactura de un prototipo funcional. Un PAMV con cuerda igual a 20 cm y envergadura de 10 cm es diseñado utilizando dos mecanismos flexibles, con un espesor de 10 mm a cada extremo del elemento. En las Figura 4-1 y Figura 4-2 se observa el modelo detallado en CAD.

Figura 4-1: Diseño detallado, vista isométrica. Fuente: Autor.



Se tiene una estructura rígida en el borde de ataque, la cual es fabricada por medio de manufactura aditiva empleando un material PLA (ácido poliláctico), cuya función es el soporte de las cargas aerodinámicas y servir de punto de anclaje para los actuadores y demás sistemas del PAMV.

El borde de fuga adaptativo está compuesto de una piel y dos mecanismos flexibles en sus extremos. La piel está fabricada en un material compuesto de fibra de carbono bidireccional

reforzada con resina epóxica. Como se muestra en la Figura 4-3, en la parte inferior y superior del perfil se tienen 1 y 3 larguerillos de PLA respectivamente, los cuales se conectan a los mecanismos por medio de tornillos y cuyo objetivo es distribuir la fuerza transmitida por el actuador. Los mecanismos flexibles son fabricados de igual manera por medio de manufactura aditiva empleando PLA.

Figura 4-2: Diseño detallado, vista superior. Fuente: Autor.

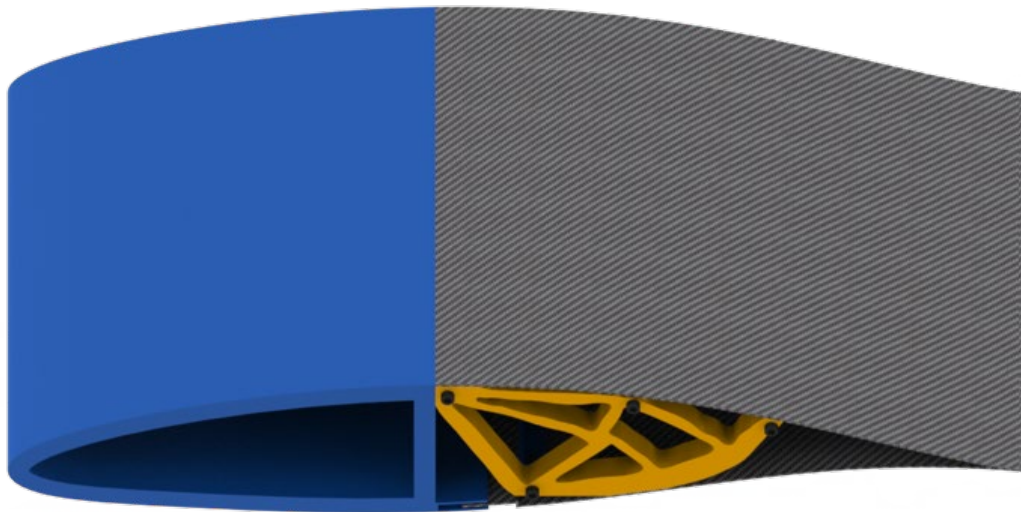
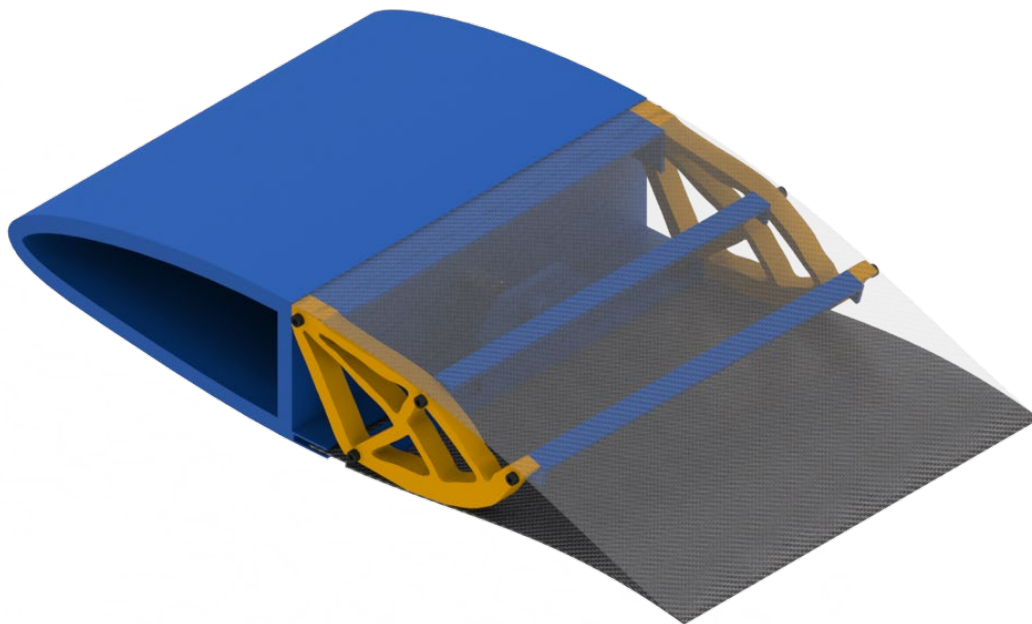


Figura 4-3: Diseño detallado, vista isométrica sin piel. Fuente: Autor.



El sistema de actuación está compuesto de un motor eléctrico tipo paso a paso NEMA 8, el cual está ubicado en la sección central del PAMV como se muestra en la Figura 4-4. El motor se conecta a un eje roscado acoplado a una estructura diseñada para transformar el movimiento rotacional en lineal en la ubicación de la piel inferior del perfil. Al girar el eje se genera un desplazamiento axial de la estructura respecto al motor, el cual se encuentra fijo a la estructura frontal. Esto ocasiona el avance del eje responsable del movimiento, generando la deformación del borde de fuga.

Para asegurar una alta deformación en las estructuras, es necesario permitir el desplazamiento horizontal de la piel del perfil. En la Figura 4-5 se muestra una cavidad inferior acoplada a la estructura frontal empleada para tal fin.

Figura 4-4: Diseño detallado, sin la estructura frontal. Fuente: Autor.

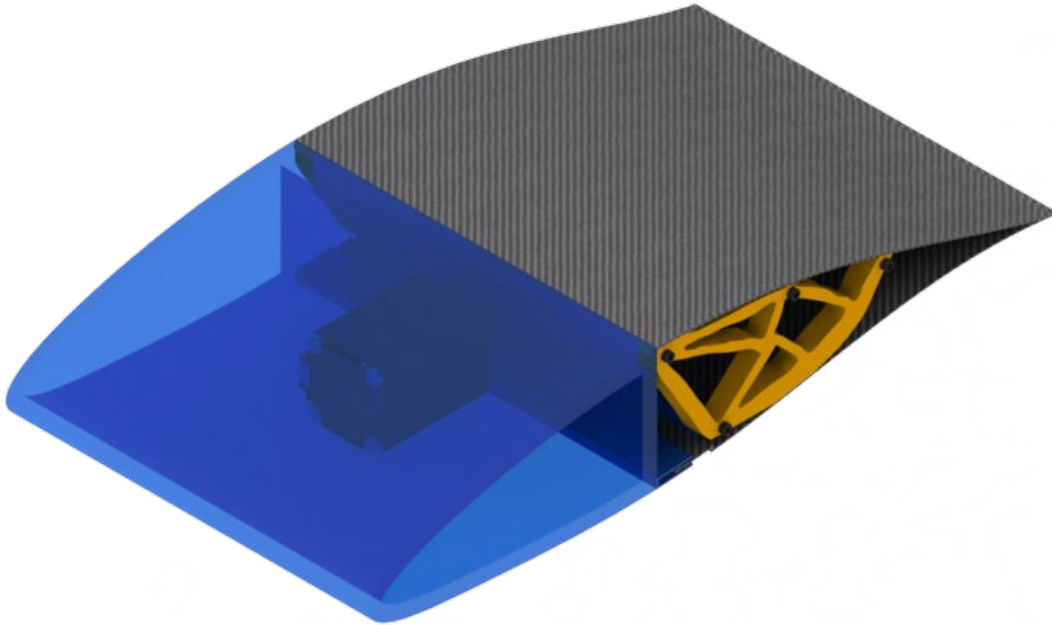


Figura 4-5: Diseño detallado, vista frontal. Fuente: Autor.



5. Demostración del concepto de diseño: pruebas numéricas

Con el propósito de validar el comportamiento aerodinámico del PAMV, en este capítulo se presentan los procedimientos empleados para la realización de las pruebas numéricas empleando la dinámica de fluidos computacional. Para tal fin, se hace uso de la descripción matemática mencionada en la sección 3.5 y se describe el desarrollo computacional llevado a cabo para determinar las propiedades aerodinámicas mediante la solución de las ecuaciones de Navier-Stokes.

A diferencia del modelo numérico utilizado en el proceso de optimización, en esta sección se emplean simulaciones tridimensionales a fin de estimar con mayor precisión los efectos en el comportamiento del perfil aerodinámico a causa de las fluctuaciones debidas a la turbulencia del flujo. Nuevamente se hace uso de la herramienta de CFD OpenFoam para la resolución de los modelos numéricos.

5.1 Diseño de pruebas computacionales

Las pruebas numéricas tienen como objetivo determinar la variación del coeficiente de sustentación y la autonomía del PAMV en función de las modificaciones en los valores de tres variables independientes mostradas en la Tabla 5-1, las cuales son la velocidad del flujo y en consecuencia el número de Reynolds, el ángulo de ataque y finalmente el grado de deflexión del borde de fuga.

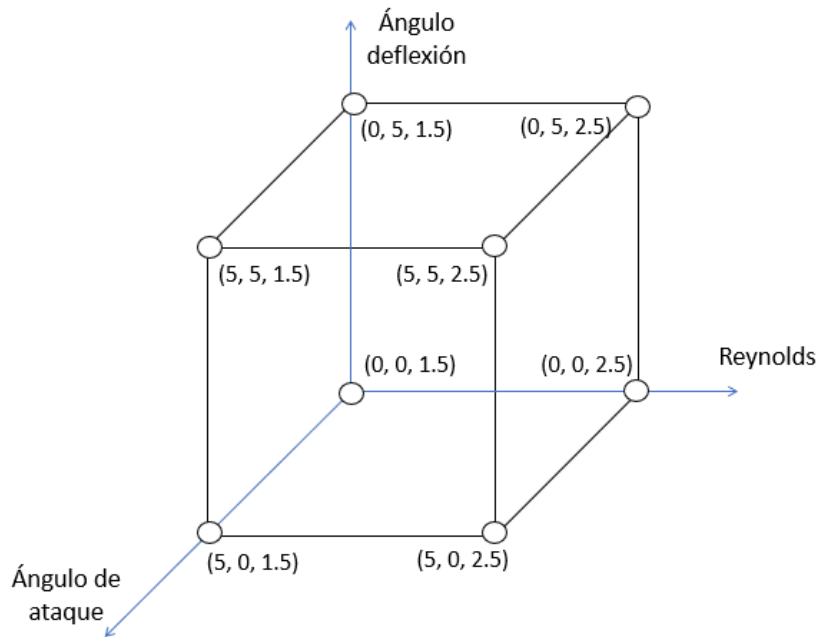
Para cada una de las tres variables independientes se toman dos niveles de variación; al primer factor (velocidad del flujo) se le asignan valores correspondientes a un número de Reynolds de 1.5×10^5 y 2.5×10^5 , el segundo factor (ángulo de ataque) toma los valores de 0° y 5° , finalmente, al tercer factor (deflexión del borde de fuga) se le establecen 0° y 5°

de deformación. De acuerdo con lo anterior, se tienen un total de 8 experimentos numéricos cuya relación puede observarse en la Figura 5-1.

Tabla 5-1: Tabla de variables dependientes e independientes. Fuente: Autor.

Variable	Tipo de variable	Unidades
Velocidad	Independiente	m/s
Ángulo de ataque	Independiente	Grados
Deflexión borde de fuga	Independiente	Grados
Coefficiente de sustentación	Dependiente	-
Autonomía	Dependiente	-

Figura 5-1: Factores y niveles para pruebas numéricas. Fuente: Autor.

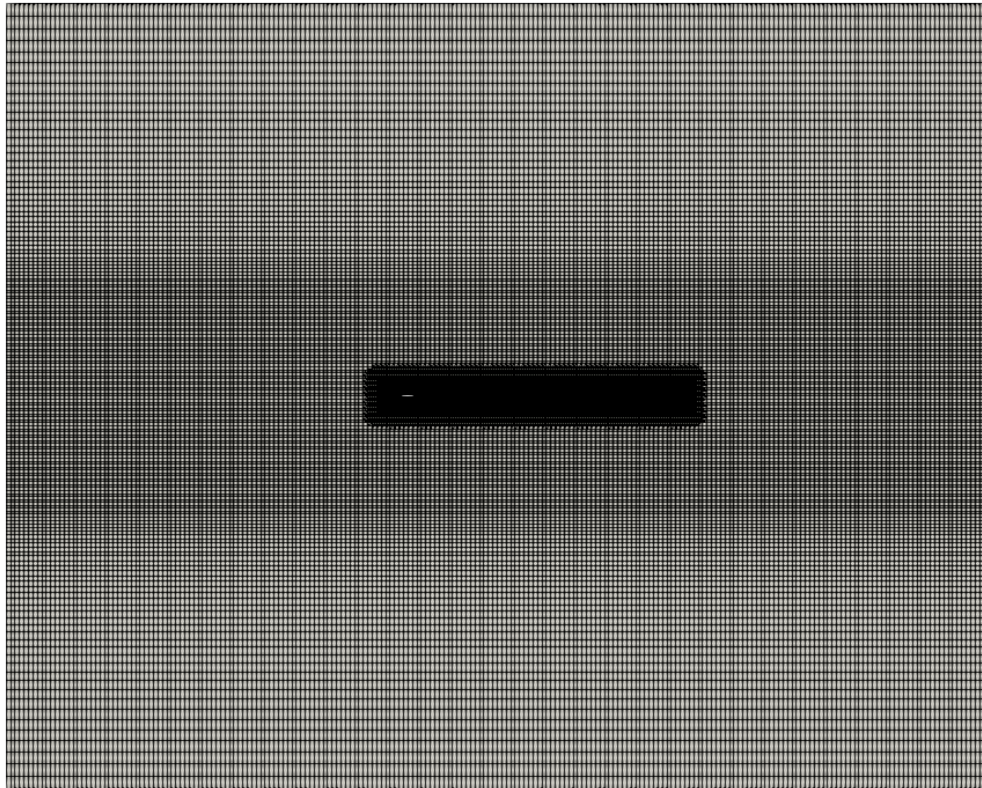


5.2 Determinación del dominio y malla computacional

Para establecer el dominio computacional en el cual se desarrollarán los experimentos numéricos sobre las diferentes configuraciones del PAMV, es necesario tener en consideración diferentes parámetros geométricos (cuerda del perfil) y operacionales de operación (velocidad del flujo, densidad, viscosidad, etc.).

Las dimensiones del dominio computacional se seleccionan con el objetivo de garantizar una corriente de aire libre sobre el PAMV a simular, evitando que las fronteras del dominio generen perturbaciones sobre el flujo en zonas cercanas al objeto de análisis. Así pues, se selecciona una configuración rectangular, para la cual se ajustaron unas longitudes de veinte (20) y treinta (30) veces la longitud de la cuerda aguas abajo y arriba del perfil respectivamente. Se emplea la herramienta BlockMesh de OpenFoam para dividir el dominio computacional y generar una malla de volúmenes finitos hexaédricos; en este caso se divide el dominio en 220, 160 y 1 celda a lo largo de los ejes “x”, “y” y “z” respectivamente. En la Figura 5-2 se muestra el dominio computacional empleado.

Figura 5-2: Dominio computacional. Fuente: Autor.



Con el fin de incrementar la densidad de la malla del dominio computacional en las regiones adyacentes a la ubicación del PAMV, se genera una zona de refinamiento como se muestra en la Figura 5-3 empleando la herramienta SnappyHexMesh, la cual controla los parámetros de refinamiento inicial, sustracción, suavizado y refinamiento superficial.

En primer lugar, se inicia con el dominio computacional establecido por el archivo BlockMesh (refinamiento inicial). Posteriormente, se requiere utilizar un archivo CAD del objeto a analizar y se eliminan los volúmenes finitos cercanos a su ubicación dentro del dominio. Finalmente, se genera un refinamiento por volúmenes en el contorno del objeto como se muestra en la Figura 5-4. Mediante la herramienta CheckMesh se valida la calidad de la malla utilizando como parámetros de rendimiento como son la no ortogonalidad, oblicuidad (*skewness*) y relación de aspecto. La Tabla 5-2 muestra los indicadores de calidad de la malla empleada, la cual se compone en un 93% de volúmenes finitos hexaédricos.

Figura 5-3: Dominio computacional – zona de refinamiento. Fuente: Autor.

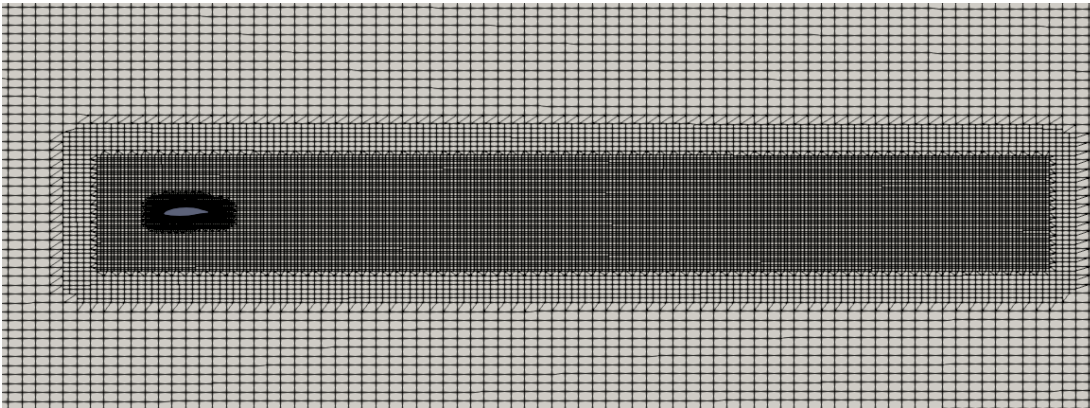
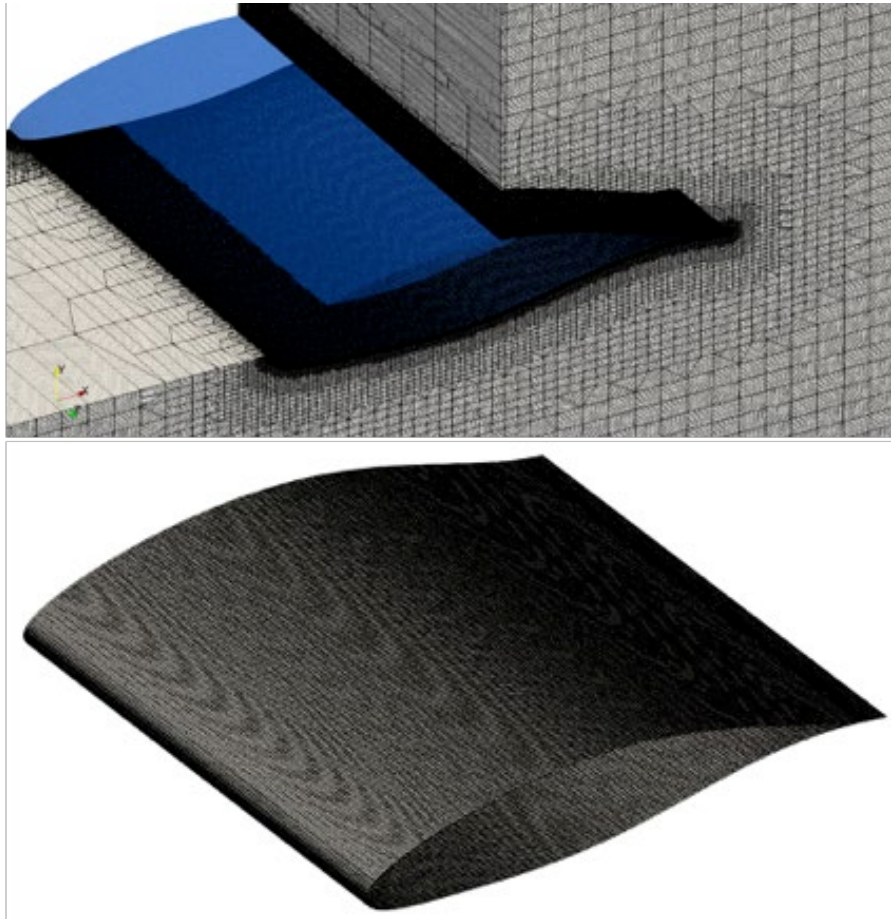


Tabla 5-2: Indicadores de calidad de la malla. Fuente: Autor.

Parámetro	Valor
Número de celdas	1 590 294
Máxima oblicuidad	4.13608
Máxima no ortogonalidad	66.313
Máxima relación de aspecto	36.486

Figura 5-4: Detalle malla computacional. Fuente: Autor.

5.3 Configuración del caso en OpenFoam

Una vez seleccionado el dominio computacional, el siguiente paso es establecer el tipo de solucionador empleado para resolver el problema del acople de la velocidad y presión en las ecuaciones de Navier-Stokes (Ecuación 3.10). En un fluido incompresible, la ecuación de la energía es suprimida y el modelo matemático es reducido a las expresiones de continuidad y momento, las cuales son un conjunto de 4 ecuaciones y 4 incógnitas (P , u , v y w). Considerando que la densidad en fluidos incompresibles es constante, la expresión de continuidad no aporta información sobre la presión, generando una mayor cantidad de incógnitas que ecuaciones. Por lo anterior, es necesario llevar a cabo un proceso iterativo para determinar el valor del campo de presiones a partir de las expresiones de momento. Así pues, se utiliza el algoritmo SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations*) como solucionador para un caso estacionario.

Posteriormente, son seleccionados los parámetros del modelo de turbulencia y las condiciones de operación del caso en OpenFoam. Como se describió en el capítulo 3.5, se selecciona el método de turbulencia K-Omega SST, para el cual se requiere especificar los valores de la disipación específica y la energía cinética turbulenta k como se muestra a continuación:

$$k = \frac{3}{2} (I|V_{\text{ref}}|)^2 \quad (5.1)$$

$$\omega = \frac{k}{v_{t,\infty}} \quad (5.2)$$

Donde:

$$V_{\text{ref}} = \frac{\text{Re}\mu}{L\rho}$$

Las constantes empleadas son:

$$I = 0.001$$

$$v_{t,\infty} = 7.888 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}^2$$

$$L = 1.0$$

$$\mu = 1.802 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$$

$$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

De acuerdo con el número de simulaciones establecidas en el capítulo anterior, para las cuales se analizan dos condiciones de velocidad, en la Tabla 5-3 se muestran los valores de los parámetros de turbulencia asociados a cada una de estas. Finalmente, en la Tabla 5-4 se muestran las condiciones de frontera seleccionadas para las pruebas numéricas a desarrollar. En el Apéndice B se incluyen los directorios requeridos para ejecutar las simulaciones en el software OpenFoam.

Tabla 5-3: Valores de parámetros de turbulencia. Fuente: Autor.

Parámetro	Condición 1	Condición 2
Velocidad (m/s)	2.205	3.675
Reynolds	1.5×10^5	2.5×10^5
Energía cinética turbulenta k (m^2/s^2)	7.29×10^{-6}	20.26×10^{-6}
Disipación específica ω (m^2/s^2)	0.9242	2.5684

Tabla 5-4: Condiciones de frontera en OpenFoam. Fuente: Autor.

Variable	Condición de frontera			
	Entrada	Salida	Pared	Pared lateral
Velocidad	Dirichlet	ZeroGradient	NoSlip	SymmetryPlane
Presión	ZeroGradient	Dirichlet	ZeroGradient	SymmetryPlane
Energía cinética turbulenta k	Dirichlet	ZeroGradient	kqRWallFunction	SymmetryPlane
Disipación específica ω	Dirichlet	ZeroGradient	omegaWallFunction	SymmetryPlane
Viscosidad turbulenta ν_t	Calculated	Calculated	nutBlendedWallFunction	SymmetryPlane

5.4 Resultados

El desempeño del PAMV es analizado para 8 condiciones de operación en función del número de Reynolds, posición del perfil y ángulo de ataque y las simulaciones se corrieron hasta obtener un estado estacionario. Considerando los objetivos de la presente investigación, se presentan los resultados obtenidos para las variables de interés, es decir, las fuerzas promedio generadas sobre el perfil.

Los resultados obtenidos se dividen en dos partes; desde la Figura 5-5 hasta la Figura 5-7 se muestran las gráficas de superficie del coeficiente de sustentación y autonomía en función del número de Reynolds y ángulo de deflexión del borde de fuga para un ángulo de ataque de 0° . Posteriormente, desde la Figura 5-8 hasta la Figura 5-10 se muestran las gráficas de superficie para un ángulo de ataque de 5° .

En relación con el incremento del coeficiente de sustentación y autonomía, puede evidenciarse que se tiene un aumento cercano al 37% y 30% respectivamente al pasar de un perfil de 0° hasta 5° de deformación en el borde de fuga para el caso del ángulo de ataque de 0° .

Figura 5-5: Resultados coeficiente de sustentación - ángulo de ataque 0°. Fuente: Autor.

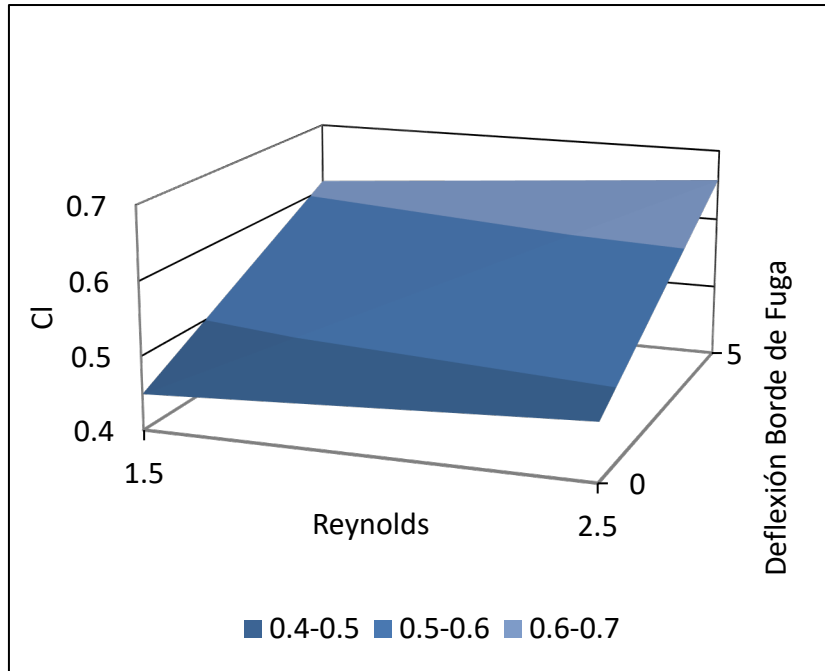
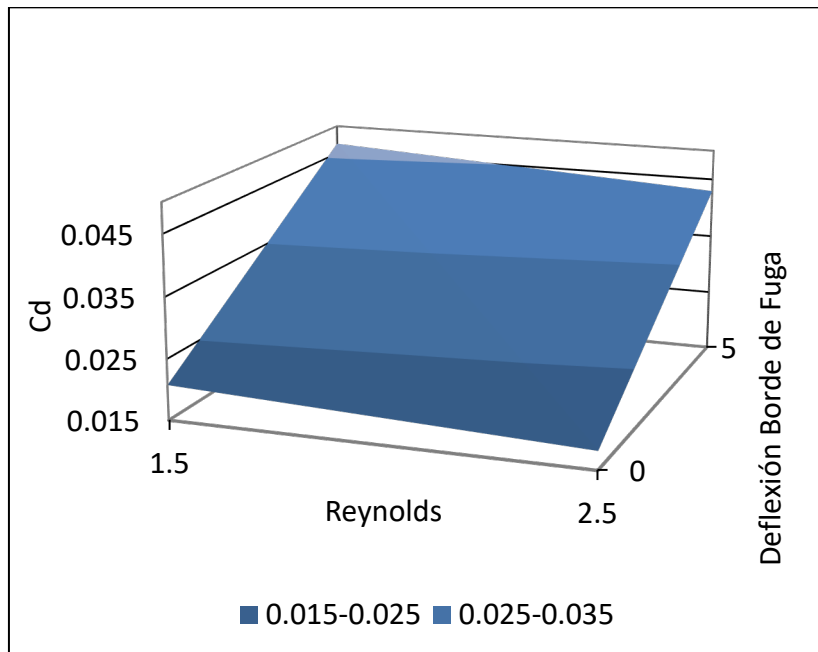
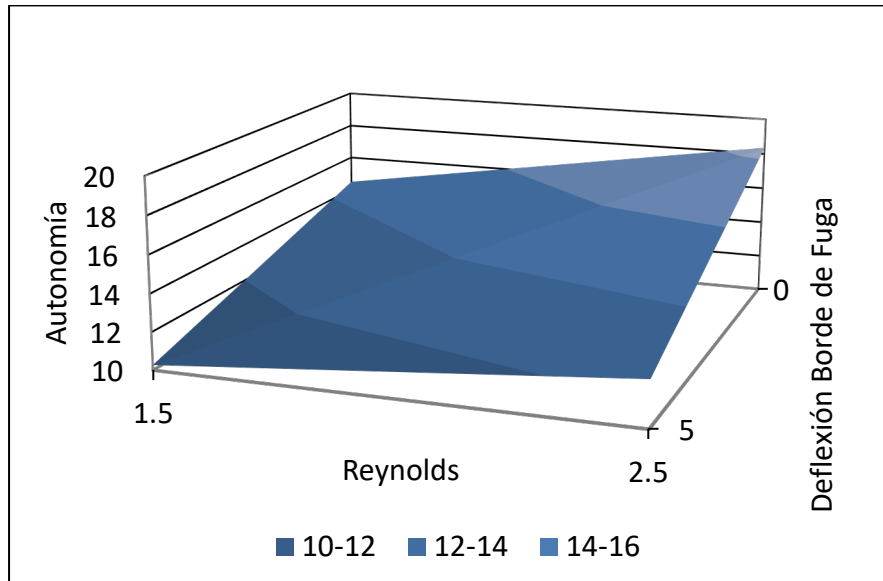


Figura 5-6: Resultados coeficiente de arrastre - ángulo de ataque 0°. Fuente: Autor.



Con respecto al número de Reynolds, se encuentra que es responsable de un incremento del 7% en el coeficiente de sustentación y de un 24% en la autonomía.

Figura 5-7: Resultados autonomía - ángulo de ataque 0°. Fuente: Autor.



Para el caso de un ángulo de ataque de 5°, se tiene una disminución en los porcentajes de incremento de los coeficientes de sustentación y autonomía al compararlos con un ángulo de 0°. Así pues, en el caso del coeficiente de sustentación se tiene un incremento del 22% mientras que en el caso de la autonomía se tiene un aumento del 23%. Con respecto al número de Reynolds, puede observarse un aumento del 5% en el coeficiente de sustentación y de un 12% en la autonomía.

Figura 5-8: Resultados coeficiente de sustentación - ángulo de ataque 5°. Fuente: Autor.

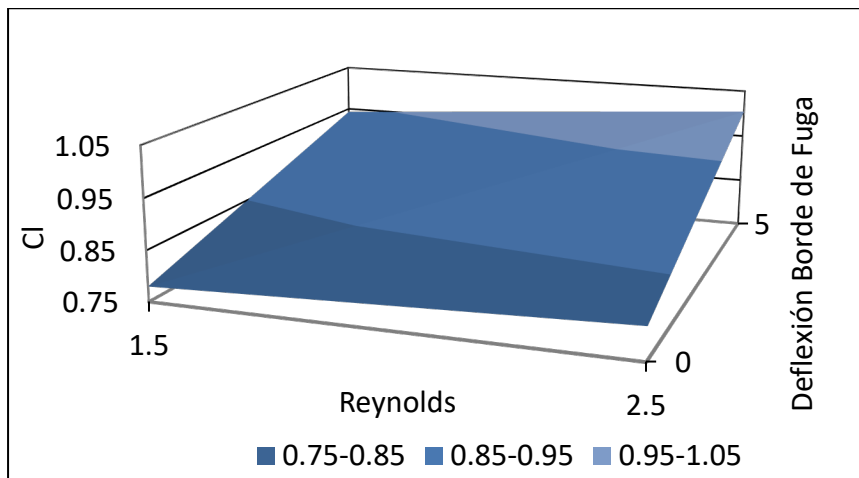
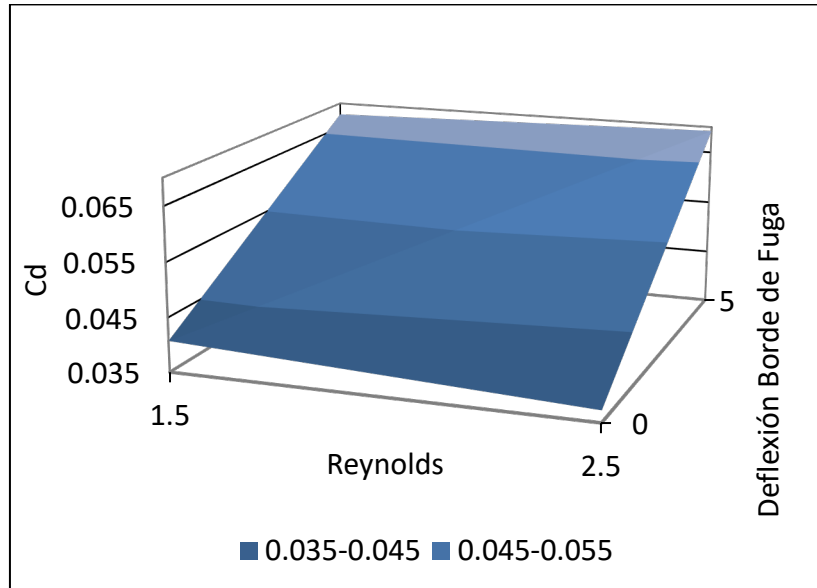
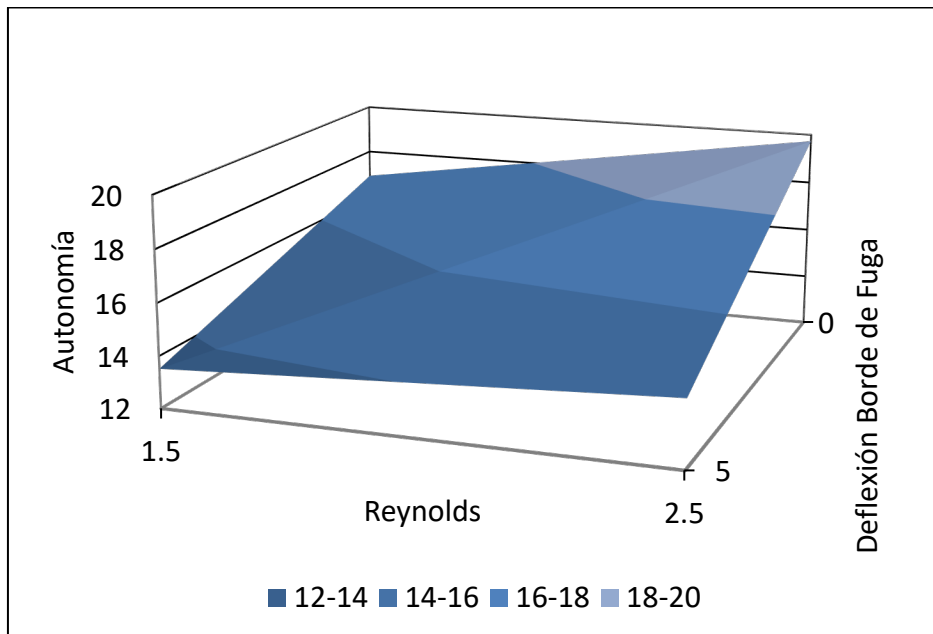


Figura 5-9: Resultados coeficiente de arrastre – ángulo de ataque 5°. Fuente: Autor.**Figura 5-10:** Resultados autonomía - ángulo de ataque 5°. Fuente: Autor.

En la gráfica de la Figura 5-5 se muestra que el mejor punto de operación para la condición 1, la cual puede considerarse como una condición de vuelo de despegue o aterrizaje, en la que se requiere la mayor sustentación posible, se presenta para un valor alto del grado de deflexión del borde de fuga. En oposición, en la Figura 5-7 se muestra que el mejor punto de operación para la condición 2 (una condición de vuelo de crucero donde se busca

el mayor rendimiento aerodinámico) se presenta para un valor nulo del grado de deflexión del borde de fuga y un alto valor del número de Reynolds.

5.5 Conclusiones del estudio

Los resultados mostrados en las gráficas de la Figura 5-5 y Figura 5-7 evidencian un comportamiento conflictivo entre las métricas de rendimiento evaluadas para validar la efectividad del PAMV como se supuso dentro del proceso de optimización. Para una condición de despegue, se presenta una alta deflexión del borde de fuga, mientras que para una condición de crucero se presenta un valor nulo de deflexión y un alto número de Reynolds.

Puede identificarse igualmente el efecto del ángulo de ataque dentro del comportamiento de las fuerzas aerodinámicas del perfil. Por ejemplo, cuando se incrementa el ángulo de ataque y encontrarse más cerca de la zona de pérdida, el aumento en el porcentaje de deflexión del borde de fuga genera una mayor separación del flujo sobre el perfil y consecuentemente un incremento en el coeficiente de arrastre. Así pues, se tiene un menor margen de mejora para el rendimiento a medida que se incrementa el ángulo de ataque del perfil.

6. Conclusiones y recomendaciones

6.1 Conclusiones

Por medio del desarrollo del PAMV se pudo comprobar que la metodología empleada es altamente iterativa y siempre se presentan aspectos de mejora. Durante el proceso de diseño se presentaron múltiples regresos a la fase de diseño conceptual y algunas correcciones a las especificaciones de ingeniería. Las diferentes retroalimentaciones generaron una notable mejoría en los valores subjetivos de las matrices de evaluación de los diseños detallados en relación con los valores obtenidos por los diseños conceptuales, donde se tenía mucha incertidumbre respecto al funcionamiento del perfil aerodinámico.

A partir de la evaluación cuidadosa de los conceptos se pudieron identificar los diferentes puntos débiles en los diseños generados inicialmente. Esto conlleva a la realización de modificaciones a estos de manera que se relacionen adecuadamente con los requerimientos del cliente y las especificaciones de ingeniería. Ejemplo de ello resulta el desplazamiento libre en el eje x del intradós del borde de fuga del perfil, a manera de alcanzar una mayor deformación en dirección vertical.

El proceso de optimización de dos niveles llevado a cabo permite acoplar las características mecánicas con las características aerodinámicas del PAMV. En el primer nivel se establece la mejor configuración aerodinámica a partir de una evaluación de las funciones objetivo (autonomía y coeficiente de sustentación) y restricciones especificadas utilizando el algoritmo genético NSGA II e implementando el método de parametrización PARSEC en una población de 50 individuos durante 20 generaciones a fin de determinar la influencia de las variables geométricas del perfil. A partir de lo anterior, se pudo determinar que la maximización del coeficiente de sustentación requiere de una alta

curvatura del *camber* en comparación con los perfiles con valores más altos de autonomía. También, se observa que los perfiles con mejor desempeño en autonomía tienden a tener un valor de máximo espesor positivo más alejado del borde de ataque.

Una vez finalizado el proceso de optimización y obtenido el frente de Pareto, se tienen en consideración las características y limitaciones del mecanismo flexible del perfil para un nuevo proceso de optimización. A partir de las gráficas de autonomía contra coeficiente de sustentación, se identifica que el nuevo frente de Pareto posee un mejor rendimiento que el frente original.

El segundo nivel del proceso de optimización permite incluir las características mecánicas de los componentes del perfil a fin de alcanzar la deformación establecida en el primer nivel. Para tal fin, se desarrolla una metodología que relaciona la deformación alcanzada por la piel en función de la carga aplicada por el actuador y transmitida por medio de un mecanismo flexible. Lo anterior, por medio de una discretización utilizando el método de los elementos finitos para determinar la deformación esperada en función de las cargas aplicadas y comparando esta deformación con una forma inicial por medio de una función LSE. Posteriormente, se emplean las cargas aplicadas y se incluyen las propiedades mecánicas del material para determinar la mejor distribución de material, a fin de obtener la síntesis del mecanismo flexible y posteriormente obtener un diseño CAD del PAMV.

El PAMV fue analizado por medio de CFD utilizando el software OpenFoam de tipo estacionario y tridimensional para dos posiciones de deformación del borde de fuga, dos velocidades de operación y dos ángulos de ataque empleando el modelo de turbulencia SST-k-w y fueron obtenidas las gráficas de distribución de fuerzas aerodinámicas sobre este. Se obtuvieron incrementos del 37% y 30% en los coeficientes de sustentación y la autonomía respectivamente, para un ángulo de ataque de 0°; así como incrementos del 22% y 23% respectivamente en las mencionadas métricas de rendimiento, para un ángulo de ataque de 5°.

Los resultados mostrados en las gráficas de la Figura 5-5 y Figura 5-7 evidencian un comportamiento conflictivo entre las métricas de rendimiento evaluadas para validar la efectividad del PAMV como se supuso dentro del proceso de optimización. Para una condición de despegue, se presenta una alta deflexión del borde de fuga, mientras que

para una condición de crucero se presenta un valor nulo de deflexión y un alto número de Reynolds.

Puede identificarse igualmente el efecto del ángulo de ataque dentro del comportamiento de las fuerzas aerodinámicas del perfil; al incrementar el ángulo de ataque y encontrarse más cerca de la zona de pérdida, el aumento en el porcentaje de deflexión del borde de fuga genera una mayor separación del flujo sobre el perfil y consecuentemente un incremento en el coeficiente de arrastre. Así pues, se tiene un menor margen de mejora en el rendimiento a medida que se incrementa el ángulo de ataque del perfil.

6.2 Recomendaciones

Tomando en consideración el trabajo desarrollado se ha identificado la posibilidad de realizar los siguientes trabajos futuros, con el fin de disminuir el error inherente a los resultados obtenidos numéricamente:

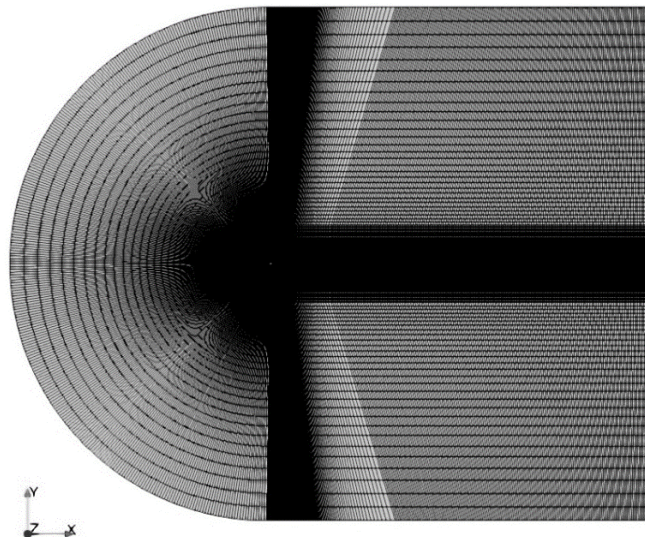
- En primer lugar, considerando el alcance del trabajo de investigación, no fue posible llevar a cabo una validación experimental de las fuerzas aerodinámicas de respuesta generadas por el PAMV, por lo que se considera pertinente llevar a cabo un diseño de experimentos donde se pruebe un modelo en un túnel de viento.
- Considerando el alto costo computacional asociado al desarrollo del proceso de optimización aerodinámica, no fue posible simular más allá de 50 individuos durante 20 generaciones. Por lo anterior, incrementar la exploración y posterior explotación del espacio de búsqueda permitiría validar la frontera de Pareto obtenida.
- Por último, si bien la selección del modelo de turbulencia RANS se realizó considerando la capacidad computacional disponible, el uso de un modelo de turbulencia LES permitiría determinar los efectos turbulentos más relevantes, especialmente la separación de la capa límite. Por lo que podrían resolverse las escalas de movimiento más grandes y modelar los efectos de las escalas más pequeñas, permitiendo resultados más precisos y cercanos a los valores experimentales.

A. Anexo: Validación modelo computacional

En esta sección se presentan los análisis de validación del modelo numérico y del enmallado utilizado para el proceso de optimización. Para tal fin se realizan análisis numéricos sobre tres perfiles (Eppler E387, NACA 0012 y NREL S826) y se comparan los resultados obtenidos por simulación con datos experimentales publicados por otros autores.

Para el dominio computacional se selecciona una configuración en C, la cual está compuesta de media circunferencia en la parte frontal y un rectángulo en la parte posterior del perfil. El radio de la circunferencia es igual a veinte (20) veces la cuerda del perfil, mientras que la longitud del rectángulo aguas abajo del perfil se ajustó a treinta (30) veces la longitud de la cuerda. En la Figura A-1 y Figura A-2 se muestra el dominio computacional empleado y el detalle de la malla respectivamente.

Figura A-1: Dominio computacional. Fuente: Autor.



La validación se realiza utilizando un número de Reynolds de 150 000 en un rango de ángulos de ataque desde 0° hasta 10° empleando un flujo bidimensional, estable e incompresible. Las condiciones de frontera empleadas en la simulación se describen en la Tabla A-1. Como se describió anteriormente, se selecciona el método de turbulencia K-Omega SST para el cual se requiere especificar los valores de la disipación específica ω y la energía cinética turbulenta k que se muestran en las ecuaciones (A.1 y (A.2).

Figura A-2: Detalle malla computacional. Fuente: Autor.

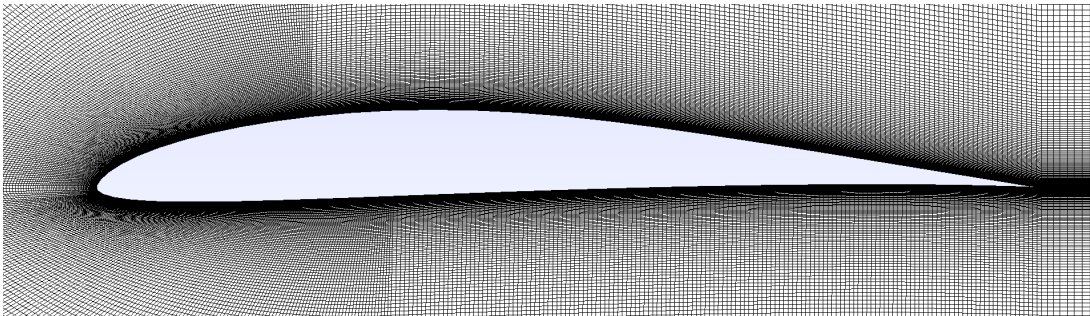


Tabla A-1: Condiciones de frontera en OpenFoam. Fuente: Autor

Variable	Condición de frontera		
	Entrada	Salida	Pared
Velocidad	Dirichlet	ZeroGradient	NoSlip
Presión	ZeroGradient	Dirichlet	ZeroGradient
Energía cinética turbulenta k	Dirichlet	ZeroGradient	kqRWallFunction
Disipación específica ω	Dirichlet	ZeroGradient	omegaWallFunction
Viscosidad turbulenta ν_t	Calculated	Calculated	nutBlendedWallFunction

$$k = \frac{3}{2} (|V_{ref}|)^2 = 0.01823 \quad (A.1)$$

$$\omega = \frac{k^{0.5}}{C_{\mu}^{0.25} L} = 0.05065 \quad (A.2)$$

Donde:

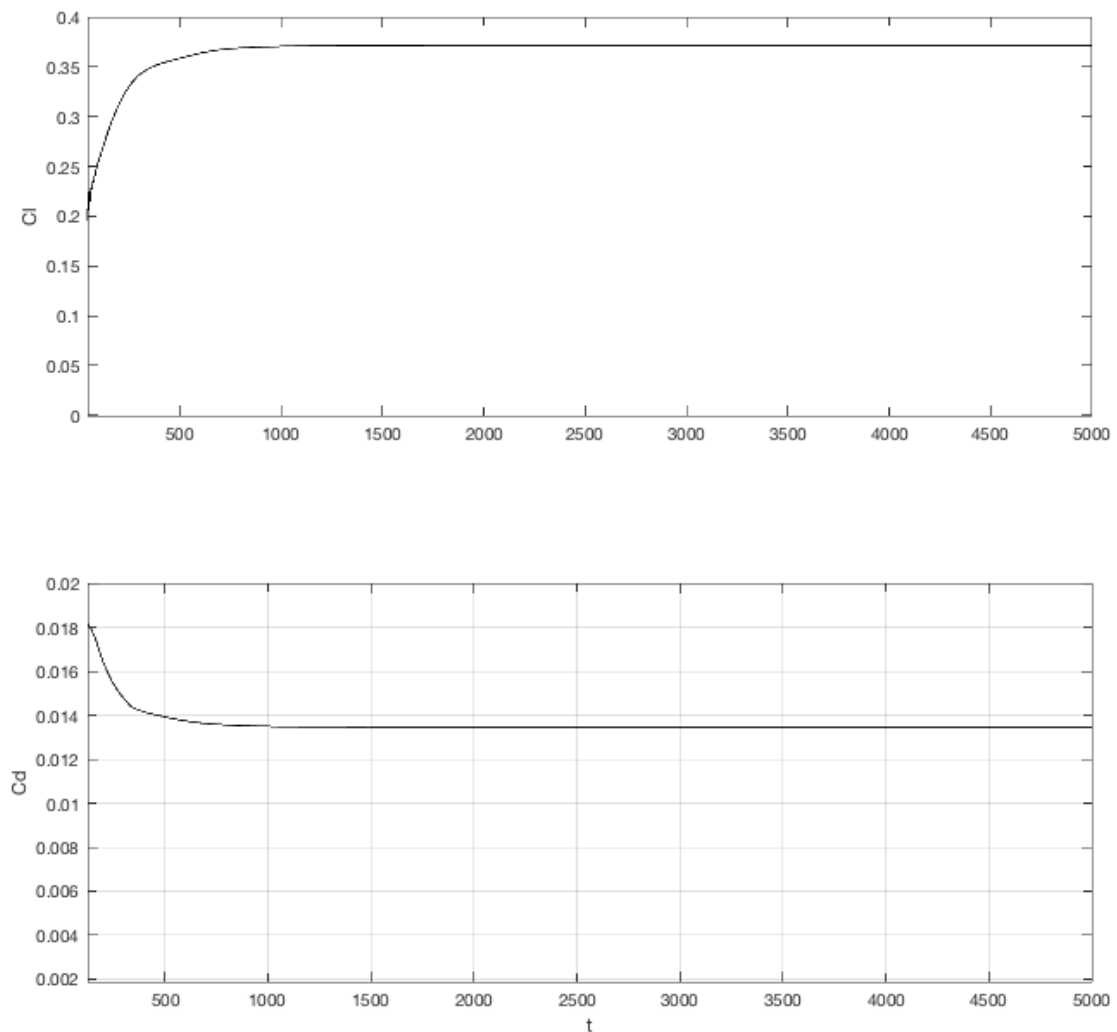
$$V_{ref} = \frac{Re\mu}{L\rho} = 2.205 \text{ m/s}$$

Las constantes empleadas son:

$$I = 0.05, \quad C_{\mu} = 0.09, \quad L = 1.0, \quad \mu = 1.802 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}, \quad \rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

El primer paso para la validación de la simulación es identificar si el comportamiento de los resultados se encuentra en estado estacionario. Para tal fin, se emplea la función *forceCoeffs* de OpenFoam para verificar el comportamiento de los coeficientes de sustentación y arrastre en función del número de iteraciones. En la Figura A-3 se muestra que aproximadamente se llega a un estado estable después de la iteración 1500.

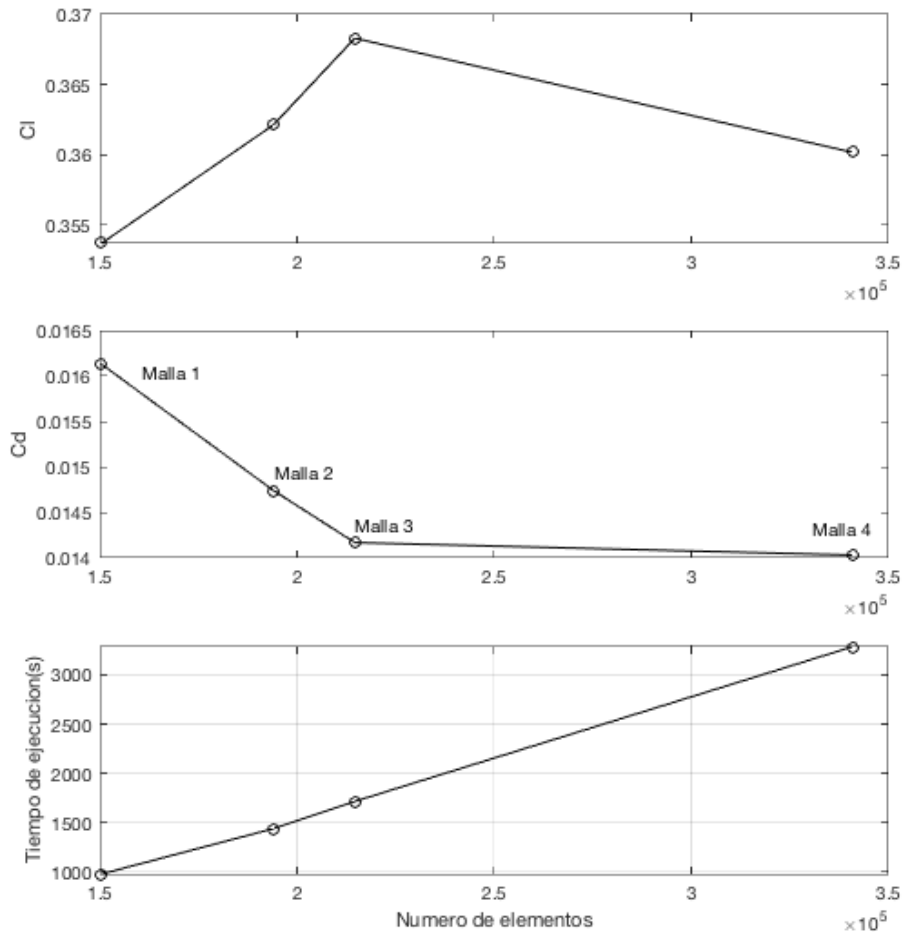
Figura A-3: Variación de coeficientes de sustentación y arrastre en función del número de iteraciones. Fuente: Autor.



Considerando que los resultados de cualquier método numérico dependen en buena medida de la cantidad de elementos empleados en la discretización del dominio computacional, se requiere realizar un análisis de independencia de malla. En la Figura A-4 se muestran los valores obtenidos en los coeficientes de sustentación y de arrastre en función del número de elementos de 4 mallas estructuradas utilizadas. El análisis está basado en los resultados obtenidos para el perfil aerodinámico Eppler E387 para un ángulo de ataque nulo.

Como puede apreciarse, a medida que se incrementa el número de volúmenes finitos, la solución tiende a converger hacia un valor específico. Se selecciona la malla 3, la cual está compuesta por 214 656 volúmenes finitos, dado que se desea tener un balance entre la precisión de los resultados y la demanda de cómputo necesaria para la resolución del problema.

Figura A-4: Estudio de independencia de malla. Fuente: Autor.



Desde la Figura A-5 hasta la Figura A-7 se muestran los resultados obtenidos para el coeficiente de sustentación (gráfica izquierda) y de arrastre (gráfica derecha) para los tres perfiles aerodinámicos. Como puede apreciarse, se tiene una buena correlación con los datos experimentales para el coeficiente de sustentación especialmente en bajos ángulos de ataque. En el caso del coeficiente de arrastre se presenta una mayor dispersión en los datos. Sin embargo, debe tenerse en cuenta que este coeficiente depende en mayor medida de la magnitud del número de Reynolds, para el cual los análisis experimentales toman valores diferentes en relación con el valor de la simulación.

Además de lo anterior, puede observarse que los resultados numéricos tienden a sobrestimar el valor del coeficiente de arrastre en altos ángulos de ataque. Esto es debido a que ningún modelo de turbulencia RANS es capaz de predecir los valores experimentales del coeficiente a altos ángulos de ataque (Matyushenko, Kotov, & Garbaruk, 2017).

Figura A-5: Validación simulación de Eppler E387. Experimental 1: Reynolds 200 000. Experimental 2: Reynolds 100 000 (McGhee, Walker, & Millard, 1988). Fuente: Autor.

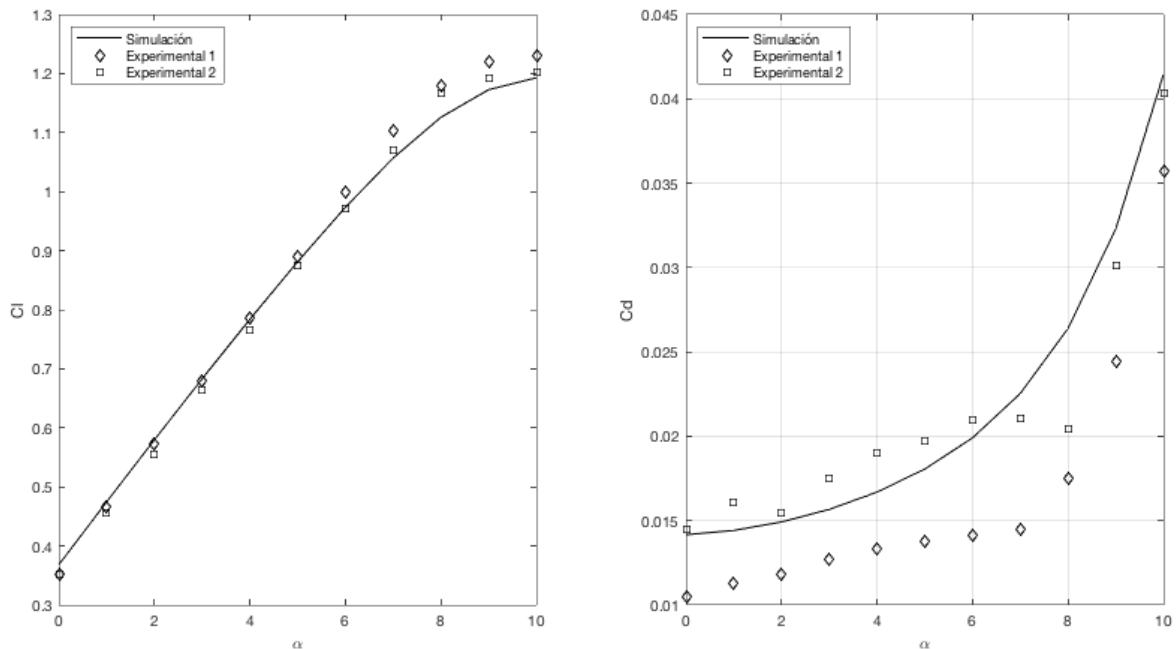


Figura A-6: Validación simulación de NACA 0012. Experimental 1: Reynolds 100 000 (Ohtake, Nakae, & Motohashi, 2007). Experimental 2: Reynolds 360 000 (Sheldahl & Klimas, 1981). Fuente: Autor.

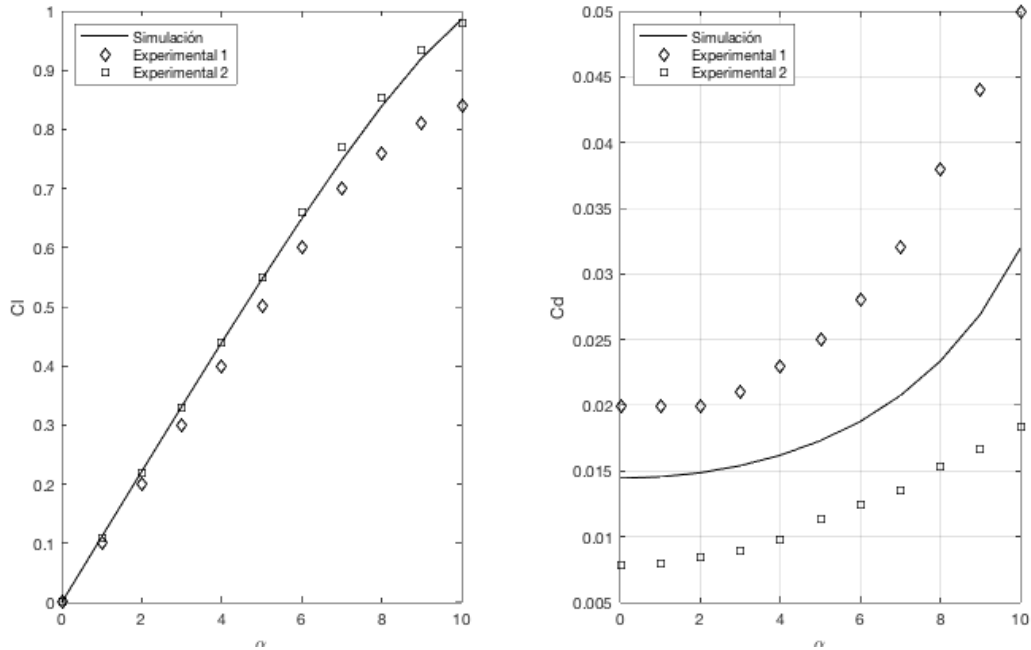
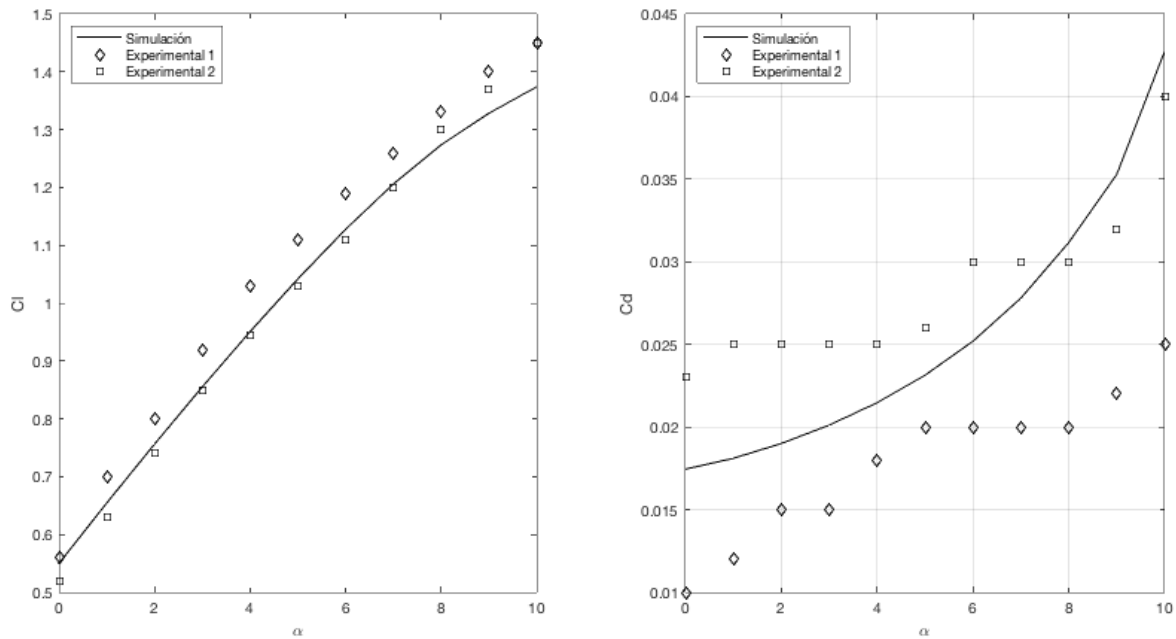


Figura A-7: Validación simulación de NREL S826. Experimental 1: Reynolds 200 000 (Bartl, Sagmo, Bracchi, & Sætran, 2019). Experimental 2: Reynolds 100 000 (Cakmakcioglu, Sert, Tugluk, & Sezer-Uzol, 2014). Fuente: Autor.



B. Anexo: Configuración del caso en OpenFoam

En esta sección se presentan los directorios requeridos para correr el caso en OpenFoam. En primer lugar, se muestran los códigos correspondientes a la generación de la malla computacional (blockMeshDict y snappyHexMeshDict) y posteriormente, aquellos relacionados con los esquemas y solucionadores numéricos (fvSchemes y fvSolution).

- BlockMeshDict

```
/*-----*- C++ -*-----*\
| ===== |
|  \ \      /  F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
|  \ \      /  O p e r a t i o n | Version: v1906 |
|   \ \    /   A n d           | Web:      www.OpenFOAM.com |
|    \ \ /    M a n i p u l a t i o n |
\*-----*\
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       blockMeshDict;
}
// * * * * * //
scale 1;
vertices
(
    (-20 -20 0)
    ( 30 -20 0)
    ( 30 20 0)
    (-20 20 0)
    (-20 -20 1)
    ( 30 -20 1)
    ( 30 20 1)
    (-20 20 1)
);
blocks
(
    hex (0 1 2 3 4 5 6 7) (220 160 1)
```

```
simpleGrading
  (1 1 1)
);
edges
(
);
boundary
(
  topAndBottom
  {
    type patch;
    faces
    (
      (3 7 6 2)
      (1 5 4 0)
    );
  }
  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (0 4 7 3)
    );
  }
  outlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (2 6 5 1)
    );
  }
  symFront
  {
    type symmetryPlane;
    faces
    (
      (4 5 6 7)
    );
  }
  symBack
  {
    type symmetryPlane;
    faces
    (
      (0 3 2 1)
    );
  }
);
mergePatchPairs
(
);
```

- SnappyHexMeshDict

```

/*-----*-- C++ -*-----*\
| ===== |
| \\      / F ield      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\      / O peration  | Version: v1906 |
| \\      / A nd        | Web:      www.OpenFOAM.com |
|  \\/      M anipulation |
\*-----*--\
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       snappyHexMeshDict;
}
// * * * * * //
castellatedMesh true;
snap           true;
addLayers      false;
geometry
{
    Airfoil.stl
    {
        type      triSurfaceMesh;
        name      Airfoil;
    }
    refinementBox
    {
        type      box;
        min       (-1 -1 0);
        max       (15 1 1);
    }
}
castellatedMeshControls
{
    maxLocalCells 100000000;
    maxGlobalCells 500000000;
    minRefinementCells 10;
    nCellsBetweenLevels 8;
    features ();
    refinementSurfaces
    {
        Airfoil
        {
            level (7 7);
        }
    }
    resolveFeatureAngle 30;
    refinementRegions
    {
        refinementBox
        {
            mode inside;
        }
    }
}

```

```
        levels ((1e15 2));
    }
}
locationInMesh (0 0 0.5);
allowFreeStandingZoneFaces true;
}
snapControls
{
    nSmoothPatch 3;
    tolerance 2.0;
    nSolveIter 30;
    nRelaxIter 5;
}
addLayersControls
{
    relativeSizes true;
    layers
    {
        Airfoil
        {
            nSurfaceLayers 5;
        }
    }
    expansionRatio 1.3;
    finalLayerThickness 0.01;
    minThickness 0.001;
    nGrow 0;
    featureAngle 60;
    nRelaxIter 5;
    nSmoothSurfaceNormals 1;
    nSmoothNormals 3;
    nSmoothThickness 10;
    maxFaceThicknessRatio 0.5;
    maxThicknessToMedialRatio 0.3;
    minMedialAxisAngle 90;
    nBufferCellsNoExtrude 0;
    nLayerIter 50;
}
meshQualityControls
{
    maxNonOrtho 65;
    maxBoundarySkewness 20;
    maxInternalSkewness 4;
    maxConcave 80;
    minVol 1e-13;
    minTetQuality 1e-30;
    minArea -1;
    minTwist 0.05;
    minDeterminant 0.001;
    minFaceWeight 0.05;
    minVolRatio 0.01;
    minTriangleTwist -1;
    nSmoothScale 4;
    errorReduction 0.75;
```

```

}
mergeTolerance 1e-6;

```

- FvSchemes

```

/*-----* C++ -*-----*\
| ===== |
| \\ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / O p e r a t i o n | Version: v1906 |
| \\ / A n d | Web: www.OpenFOAM.com |
| \\ / M a n i p u l a t i o n |
\*-----*\
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "system";
    object       fvSchemes;
}
// * * * * * //
ddtSchemes
{
    default      steadyState;
}
gradSchemes
{
    default      Gauss linear;
    grad(p)      Gauss linear;
    grad(U)      Gauss linear;
}
divSchemes
{
    default      none;
    div(phi,U)   bounded Gauss linearUpwind grad(U);
    div(phi,k)   bounded Gauss upwind;
    div(phi,omega) bounded Gauss upwind;
    div((nuEff*dev2(T(grad(U)))) Gauss linear;
}
laplacianSchemes
{
    default      Gauss linear corrected;
}
interpolationSchemes
{
    default      linear;
}
snGradSchemes
{
    default      corrected;
}
wallDist
{

```



```
}
SSIMPLE
{
    nNonOrthogonalCorrectors 0;
}
relaxationFactors
{
    fields
    {
        p            0.3;
    }
    equations
    {
        "(U|k|omega)" 0.7;
    }
}
```

Bibliografía

- Aguirrebeitia, J., Avilés, R., Fernández, I., & Abasolo, M. (2013). Kinematical synthesis of an inversion of the double linked fourbar for morphing wing applications. *Frontiers of Mechanical Engineering*. <https://doi.org/10.1007/s11465-013-0364-5>
- Anderson, J. D. (1984). *Fundamentals of aerodynamics*. <https://doi.org/10.2514/152157>
- Anderson, W. K., & Venkatakrisnan, V. (1999). Aerodynamic design optimization on unstructured grids with a continuous adjoint formulation. *Computers and Fluids*. [https://doi.org/10.1016/S0045-7930\(98\)00041-3](https://doi.org/10.1016/S0045-7930(98)00041-3)
- Antunes, A. P., & Azevedo, J. L. F. (2016). An aerodynamic optimization computational framework using genetic algorithms. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. <https://doi.org/10.1007/s40430-015-0445-y>
- Arena, M., Concilio, A., & Pecora, R. (2019). Aero-servo-elastic design of a morphing wing trailing edge system for enhanced cruise performance. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.01.020>
- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I., & Inman, D. J. (2011). A review of morphing aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1177/1045389X11414084>
- Bartl, J., Sagmo, K. F., Bracchi, T., & Sætran, L. (2019). Performance of the NREL S826 airfoil at low to moderate Reynolds numbers—A reference experiment for CFD models. *European Journal of Mechanics, B/Fluids*. <https://doi.org/10.1016/j.euromechflu.2018.10.002>
- Bashir, M., Longtin-Martel, S., Botez, R. M., & Wong, T. (2021). Aerodynamic design optimization of a morphing leading edge and trailing edge airfoil—application on the uas-s45. *Applied Sciences (Switzerland)*. <https://doi.org/10.3390/app11041664>
- Bendsøe, M. P. (1989). Optimal shape design as a material distribution problem. *Structural Optimization*. <https://doi.org/10.1007/BF01650949>
- Blank, J., & Deb, K. (2020). Pymoo: Multi-Objective Optimization in Python. *IEEE Access*. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.2990567>

- Boyd Rix, M. (2012). *Cross-sectionally Morphing Airfoil*. Retrieved from <https://lens.org/118-159-656-815-741>
- Cakmakcioglu, S. C., Sert, I. O., Tugluk, O., & Sezer-Uzol, N. (2014). 2-D and 3-D CFD investigation of NREL S826 airfoil at low Reynolds numbers. *Journal of Physics: Conference Series*. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/524/1/012028>
- Campanile, L. F. (2008). Modal synthesis of flexible mechanisms for airfoil shape control. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1177/1045389X07080638>
- Campanile, L. F., & Sachau, D. (2000). Belt-rib concept: a structronic approach to variable camber. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1106/6H4B-HBW3-VDJ8-NB8A>
- Coello, C. A. C., & Lamont, G. B. (2004). *Applications of Multi-Objective Evolutionary Algorithms*. <https://doi.org/10.1142/5712>
- Coutu, D., Brailovski, V., & Terriault, P. (2010). Optimized design of an active extradors structure for an experimental morphing laminar wing. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2010.01.009>
- de Castro, L. N. (2007). Fundamentals of natural computing: an overview. *Physics of Life Reviews*. <https://doi.org/10.1016/j.pprev.2006.10.002>
- De Gaspari, A., & Ricci, S. (2011). A two-level approach for the optimal design of morphing wings based on compliant structures. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1177/1045389X11409081>
- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., & Meyarivan, T. (2002). A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*. <https://doi.org/10.1109/4235.996017>
- Della Vecchia, P., Daniele, E., & D'Amato, E. (2014). An airfoil shape optimization technique coupling PARSEC parameterization and evolutionary algorithm. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.11.006>
- Du, S., & Ang, H. (2012). Design and Feasibility Analyses of Morphing Airfoil Used to Control Flight Attitude. *Strojniski Vestnik*, 58, 46–55. <https://doi.org/10.5545/sv-jme.2011.189>
- Fincham, J. H. S., & Friswell, M. I. (2015). Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.02.023>
- Flux, A. W., & Pareto, V. (1897). Cours d'Economie Politique. *The Economic Journal*.

- <https://doi.org/10.2307/2956966>
- Fusi, F., Congedo, P. M., Guardone, A., & Quaranta, G. (2018). Shape optimization under uncertainty of morphing airfoils. *Acta Mechanica*. <https://doi.org/10.1007/s00707-017-2049-3>
- Gamboa, P., Vale, J., Lau, F. J. P., & Suleman, A. (2009). Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints. *AIAA Journal*, 47(9), 2087–2104. <https://doi.org/10.2514/1.39016>
- Gandhi, F. (2010). *Variable Chord Morphing Helicopter Rotor*. Retrieved from <https://lens.org/167-124-962-862-746>
- Geuzaine, C.; Remacle, J. F. (2009). Gmsh: a Three-Dimensional Finite Element Mesh Generator with Built-in Pre- and Post-Processing. *Facilities. Int. J. Numer. Meth. Eng.*
- Grip, R. E., Brown, J. J., Harrison, N. A., Rawdon, B. K., & Vassberg, J. C. (2017). *Morphing Airfoil Leading Edge*. Retrieved from <https://lens.org/083-739-017-820-942>
- Haase, W., Aupoix, B., Bunge, U., & Schwamborn, D. (2006). FLOMANIA — A European Initiative on Flow Physics Modelling. In *FLOMANIA — A European Initiative on Flow Physics Modelling*. <https://doi.org/10.1007/978-3-540-39507-2>
- Hassanalian, M., & Abdelkefi, A. (2017). Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences*. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.04.003>
- Hetrick, J. A., Osborn, R. F., Kota, S., Flick, P. M., & Paul, D. B. (2007). Flight testing of Mission Adaptive Compliant Wing. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. <https://doi.org/10.2514/6.2007-1709>
- Hetrick, J., Ervin, G., & Kota, S. (2019). *Compliant Structure Design For Varying Surface Contours*. Retrieved from <https://lens.org/016-903-804-131-910>
- Howell, L. L., Magleby, S. P., & Olsen, B. M. (2013). Handbook of Compliant Mechanisms. In *Handbook of Compliant Mechanisms*. <https://doi.org/10.1002/9781118516485>
- IATA. (2019). More Connectivity and Improved Efficiency - 2018 Airline Industry Statistics Released [Comunicado de prensa]. Retrieved November 26, 2019, from <https://www.iata.org/pressroom/pr/Pages/2019-07-31-01.aspx>
- Jaimes, A. L., & Coello, C. A. (2008). An introduction to multi-objective evolutionary algorithms and some of their potential uses in biology. *Studies in Computational Intelligence*. https://doi.org/10.1007/978-3-540-78534-7_4

- Juan-Mauricio, P.-S. (2006). *Wing, Particularly Airfoil Of An Aircraft, Having Changeable Profile*. Retrieved from <https://lens.org/022-862-582-261-697>
- Khurana, M. (2011). *Development and application of an optimisation architecture with adaptive swarm algorithm for airfoil aerodynamic design*.
- Kota, S., Ervin, G. F., Lo, J.-H., Lu, K.-J., Maric, D., Trost, M. R., & Tsang, R.-K. K. (2019). *Edge Morphing Arrangement For An Airfoil*. Retrieved from <https://lens.org/018-081-077-068-857>
- Kudva, J. N. (2004). Overview of the DARPA smart wing project. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1177/1045389X04042796>
- Kulfan, B. M. (2008). Universal parametric geometry representation method. *Journal of Aircraft*. <https://doi.org/10.2514/1.29958>
- Kumar, D., Ali, S. F., & Arockiarajan, A. (2018). Structural and Aerodynamics Studies on Various Wing Configurations for Morphing. *IFAC-PapersOnLine*. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2018.05.084>
- Leschziner, M. A., & Drikakis, D. (2002). Turbulence modelling and turbulent-flow computation in aeronautics. *Aeronautical Journal*.
- Li, D., Zhao, S., Da Ronch, A., Xiang, J., Drofelnik, J., Li, Y., ... Breuker, R. De. (2018). A review of modelling and analysis of morphing wings. *Progress in Aerospace Sciences*. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.002>
- Lu, K. J., & Kota, S. (2003). Design of compliant mechanisms for morphing structural shapes. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1177/1045389X03035563>
- Mark Drela. (2000). XFOIL Subsonic Airfoil Development System.
- Matyushenko, A. A., Kotov, E. V., & Garbaruk, A. V. (2017). Calculations of flow around airfoils using two-dimensional RANS: an analysis of the reduction in accuracy. *St. Petersburg Polytechnical University Journal: Physics and Mathematics*. <https://doi.org/10.1016/j.spjpm.2017.03.004>
- McGhee, R. J., Walker, B. S., & Millard, B. F. (1988). Experimental results for the Eppler 387 airfoil at low Reynolds numbers in the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel. *NASA Technical Memorandum*.
- Meguid, S. A., Su, Y., & Wang, Y. (2017). Complete morphing wing design using flexible-rib system. *International Journal of Mechanics and Materials in Design*. <https://doi.org/10.1007/s10999-015-9323-0>
- Menter, F R, Kuntz, M., & Langtry, R. (2003). Ten Years of Industrial Experience with the

- SST Turbulence Model Turbulence heat and mass transfer. *Cfd.Spbstu.Ru*.
- Menter, Florian R., & Esch, T. (2001). Elements of Industrial Heat Transfer Predictions. *16th Brazilian Congress of Mechanical Engineering*.
- Molinari, G., Quack, M., Arrieta, A. F., Morari, M., & Ermanni, P. (2015). Design, realization and structural testing of a compliant adaptable wing. *Smart Materials and Structures*. <https://doi.org/10.1088/0964-1726/24/10/105027>
- Monner, H. P. (2001). Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures. *Aerospace Science and Technology*. [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(01\)01118-X](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(01)01118-X)
- Nie, R., Qiu, J., Ji, H., & Li, D. (2016). Aerodynamic characteristic of the active compliant trailing edge concept. *International Journal of Modern Physics: Conference Series*, 42, 1660173. <https://doi.org/10.1142/S2010194516601733>
- Nygren, K. P., & Schulz, R. R. (1996). Breguet's formulas for aircraft range & endurance an application of integral calculus. *ASEE Annual Conference Proceedings*. <https://doi.org/10.18260/1-2--5901>
- Ohtake, T., Nakae, Y., & Motohashi, T. (2007). Nonlinearity of the Aerodynamic Characteristics of NACA0012 Aerofoil at Low Reynolds Numbers. *JOURNAL OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES*, 55(644), 439–445. <https://doi.org/10.2322/jjsass.55.439>
- Oliver, J., Yago, D., Cante, J., & Lloberas-Valls, O. (2019). Variational approach to relaxed topological optimization: Closed form solutions for structural problems in a sequential pseudo-time framework. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. <https://doi.org/10.1016/j.cma.2019.06.038>
- Osyczka, A. (1985). Multicriteria optimization for engineering design. In *Design Optimization*. <https://doi.org/10.1016/b978-0-12-280910-1.50012-x>
- Poonsong, P. (2004). Design and analysis of multi-section variable camber wing. *ProQuest Dissertations and Theses*.
- Rodriguez, D. L., Aftosmis, M. J., Nemec, M., & Anderson, G. R. (2015). *Optimized Off-Design Performance of Flexible Wings with Continuous Trailing-Edge Flaps*. <https://doi.org/10.2514/6.2015-1409>
- Rogalsky, T., Derksen, R. W., & Kocabiyik, S. (1999). *Differential Evolution in Aerodynamic Optimization*.
- Sakurai, S., Fox, S. J., Beyer, K. W., Lacy, D. S., Johnson, P. L., Wells, S. L., ... Gronenthal,

- E. W. (2007). *Multi-function Trailing Edge Devices And Associated Methods*. Retrieved from <https://lens.org/143-768-204-159-624>
- Sheldahl, R. E., & Klimas, P. C. (1981). *Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines*.
- Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU). (2016). In M. Papadopoulos & P. C. Wölcken (Eds.), *Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU)*. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-22413-8>
- Sobieczky, H. (1999). *Parametric Airfoils and Wings*. https://doi.org/10.1007/978-3-322-89952-1_4
- Sofla, A. Y. N., Meguid, S. A., Tan, K. T., & Yeo, W. K. (2010). Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. *Materials and Design*. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2009.09.011>
- Spirlet, G. B. (2015). *Design of Morphing Leading and Trailing Edge Surfaces for Camber and Twist Control*. University of Delft.
- Sun, J., Scarpa, F., Liu, Y., & Leng, J. (2016). Morphing thickness in airfoils using pneumatic flexible tubes and Kirigami honeycomb. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1177/1045389X15580656>
- Tian, Y., Quan, J., Liu, P., Li, D., & Kong, C. (2018). Mechanism/structure/aerodynamic multidisciplinary optimization of flexible high-lift devices for transport aircraft. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.09.045>
- Ullman, G. (2020). *The Mechanical Design Process Case Studies, 2nd Edition*. Retrieved from <https://books.google.com.co/books?id=7W-YzQEACAAJ>
- Urnes, J., & Nguyen, N. (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*. <https://doi.org/10.2514/6.2013-214>
- Van Dijk, N. P., Maute, K., Langelaar, M., & Van Keulen, F. (2013). Level-set methods for structural topology optimization: A review. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. <https://doi.org/10.1007/s00158-013-0912-y>
- Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. In *Pearson Education Limited*.
- Wang, Y. (2015). *Development of flexible rib morphing wing system*. University of Toronto.
- Weller, H. G., Tabor, G., Jasak, H., & Fureby, C. (1998). A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques. *Computers in*

- Physics*. <https://doi.org/10.1063/1.168744>
- Woods, B. K., Bilgen, O., & Friswell, M. I. (2014). Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. <https://doi.org/10.1177/1045389X14521700>
- Woods, B. K. S., Parsons, L., Coles, A. B., Fincham, J. H. S., & Friswell, M. I. (2016). Morphing elastically lofted transition for active camber control surfaces. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.06.017>
- Xie, Y. M., & Steven, G. P. (1993). A simple evolutionary procedure for structural optimization. *Computers and Structures*. [https://doi.org/10.1016/0045-7949\(93\)90035-C](https://doi.org/10.1016/0045-7949(93)90035-C)
- Xinxing, T., Wenjie, G., Chao, S., & Xiaoyong, L. (2014). Topology optimization of compliant adaptive wing leading edge with composite materials. *Chinese Journal of Aeronautics*. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.10.015>
- Yago, D., Cante, J., Lloberas-Valls, O., & Oliver, J. (2021). Topology optimization using the unsmooth variational topology optimization (UNVARTOP) method: an educational implementation in MATLAB. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. <https://doi.org/10.1007/s00158-020-02722-0>
- Zhang, S., Li, H., & Abbasi, A. A. (2019). Design methodology using characteristic parameters control for low Reynolds number airfoils. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.01.003>
- Zhang, W., Yuan, J., Zhang, J., & Guo, X. (2016). A new topology optimization approach based on Moving Morphable Components (MMC) and the ersatz material model. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. <https://doi.org/10.1007/s00158-015-1372-3>
- Zhang, X., & Zhu, B. (2018). *Topology Optimization of Compliant Mechanisms*. <https://doi.org/10.1007/978-981-13-0432-3>
- Zhao, A., Zou, H., Jin, H., & Wen, D. (2019). Structural design and verification of an innovative whole adaptive variable camber wing. *Aerospace Science and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.02.032>
- Zhao, L., Di, C., Li, K., Li, J., & Liu, J. (2018). Compliant mechanism design of multiphase material wing leading edge. *Proceedings - 2017 10th International Symposium on Computational Intelligence and Design, ISCID 2017*, 2, 437–440. <https://doi.org/10.1109/ISCID.2017.189>

Zitzler, E., Brockhoff, D., & Thiele, L. (2007). The hypervolume indicator revisited: On the design of pareto-compliant indicators via weighted integration. *Lecture Notes in Computer Science (Including Subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics)*. https://doi.org/10.1007/978-3-540-70928-2_64