

Optimización topológica de perfil NACA 0015 a través de los algoritmos de temple simulado, SKO (Soft Kill Option) y CAO (Computer Aided Optimization) para implementación en turbinas de eje vertical de uso residencial.

Jose Antonio Parada Marín

Trabajo de Grado para Optar al Título de Ingeniero Mecánico

Director

Manuel de Jesús Martínez
Ingeniero Mecánico, PhD.

Codirector

Omar Andrés Fuentes Manrique
Ingeniero Mecánico.

Universidad Industrial de Santander
Facultad de ingenierías Físico-Mecánicas.
Escuela de Ingeniería Mecánica
Bucaramanga
2024

Dedicatoria

Este trabajo se dedica a mi madre, la mujer que a pesar de ser viuda hace más de 8 años fue capaz de tener el amor, la fuerza y el valor para formarme y apoyarme en todas las elecciones que he tenido hasta el día de hoy.

A mi difunto padre y nona, personas que desde pequeño siempre hablaron con orgullo de mis logros. Personas que me llenaron de fe y memorias para afrontar todo lo que me proponga.

A los profesores, compañeros y amigos que contribuyeron con su valioso conocimiento y apoyo en el desarrollo de este trabajo. Sus aportes fueron fundamentales para esta tesis y para mi crecimiento académico y personal.

Agradecimientos

A pesar de iniciar este proyecto con mucha incertidumbre y agobio por saber qué sucedería al finalizarlo, me siento agradecido por la experiencia y quisiera expresar mi agradecimiento.

Agradezco a mi director de proyecto Manuel de Jesús Martínez, por su apoyo para empezar este camino hacia la investigación. Gracias a él, he tenido la oportunidad de vivir experiencias académicas muy enriquecedoras.

A mi codirector Omar Andrés Fuentes por compartirme su conocimiento y guía en este proyecto.

A mi familia, en específico a mi madre y tíos paternos, por su apoyo, consejos, regaños y comprensión durante mi formación académica y vida. Sin ustedes, no sé qué sería de mí.

También quiero agradecer a los profesores y amigos de carrera que me han apoyado, corregido y guiado durante el desarrollo de esta investigación. Gracias a su ayuda, he logrado llegar hasta el final de este camino hoy.

A todos ustedes, mi más sincero agradecimiento por ser parte de este importante logro en mi vida.

Tabla de contenido

1.	Objetivos	17
1.1.	Objetivo general.....	17
1.2.	Objetivos específicos	17
2.	Estado del arte.....	18
2.1	Marco referencial.....	18
2.1.1.	Mecánica de fluidos	18
2.1.1.1.	Propiedades de los fluidos	18
	Viscosidad.....	18
	Presión.....	19
2.1.1.2.	Número de Reynolds	19
2.1.1.3.	Clasificación de flujos	19
	Flujo laminar y turbulento.....	20
	Flujo viscoso y no viscoso	20
2.1.2.	XFOIL.....	21
2.1.3.	Perfil Aerodinámico	22
2.1.3.1	Geometría y parametrización.....	22
	Método PARSEC	23
	Método Sobieczky	26
2.1.3.2	Fuerzas y coeficientes aerodinámicos	27
2.1.3.3	Capa limite.....	28
2.1.4.	Optimización	28
2.1.4.1	Algoritmos de optimización	32
	Temple por simulado	32
	Computer Aided Optimization (CAO).....	33
	Soft Kill Option (SKO).....	34
3.	Desarrollo.....	36
3.1	Optimización de forma.....	37
3.2	Optimización topológica.....	41
4.	Resultados	45
4.1	Optimización de forma.....	45
4.2	Optimización topológica.....	54

5. Conclusiones 63
Trabajo futuro 65
Bibliografía 66
Apéndices..... 72

Lista de tablas

Tabla 1	Coordenadas del perfil NACA 0015	46
Tabla 2	Coeficientes de las funciones de extradós e intradós	47
Tabla 3	Parámetros que definen al perfil NACA 0015	47
Tabla 4	Resultados del perfil optimizado y comparación con el original	52
Tabla 5	Valores del viento para cálculo de C_p	54

Lista de figuras

Figura 1	Comportamiento laminar, de transición y turbulente de un flujo.....	20
Figura 2	Método de paneles con vorticidad.....	22
Figura 3	Elementos de un perfil alar.....	23
Figura 4	Parámetros del método PARSEC en un perfil.....	24
Figura 5	Borde de ataque con parámetros del método Sobieczky.....	26
Figura 6	Fuerzas aerodinámicas.....	28
Figura 7	Tres formas de optimización estructural.....	29
Figura 8	Tipos de dominios en funciones objetivos en casos estructurales.....	30
Figura 9	Función $\sin(x^2 + y^2)$	31
Figura 10	Diagrama de flujo de algoritmo Computer Aided Optimization.....	33
Figura 11	Diagrama de flujo del algoritmo SKO.....	35
Figura 12	Diagrama de flujo del algoritmo para optimizar la forma del perfil NACA 0015.....	39
Figura 13	Rango de variación de parámetros PARSEC.....	40
Figura 14	Diagrama de flujo de la optimización topológica.....	43
Figura 15	Diagrama de flujo de conexión Python-APDL.....	44
Figura 16	Gráfico de C_l vs número de iteraciones.....	45
Figura 17	Perfiles generados por la combinación.....	48
Figura 18	Dominio de búsqueda.....	49
Figura 19	Grafica de todas las evaluaciones del algoritmo.....	50
Figura 20	Convergencia del valor optimo.....	51
Figura 21	Siluetas del perfil original y optimizado.....	53
Figura 22	Grafica C_l/C_d vs AOA.....	53
Figura 23	Gráfica de C_p vs x/c en diferentes ángulos.....	55
Figura 24	Distribución de presiones a lo largo de la cuerda.....	56
Figura 25	Mallado y distribución de presiones en ANSYS.....	57
Figura 26	Malla resultante de la convergencia de acuerdo con el esfuerzo de Von Mises.....	58
Figura 27	Esfuerzo equivalente máximo respecto a número de elementos.....	58
Figura 28	Simulación APDL, primera iteración.....	59
Figura 29	Gráfico de esfuerzo y número de elementos vs iteración.....	60
Figura 30	Análisis estructural de la geometría optimizada.....	61
Figura 31	Resultado de la optimización en Workbench.....	62

Lista de apéndices

Apéndice A. Datos de Bucaramanga..... 72
Apéndice B. Coeficiente de presión en los nodos de cada panel para un ángulo de 9° 73
Apéndice C. Número de elementos seleccionados por la herramienta de "convergencia" 77

Glosario

CAO (Computer Aided Optimization): algoritmo basado en la eliminación de concentradores de esfuerzos en arboles

SKO (Soft Kill Option): algoritmo de eliminación de zonas con poco esfuerzo.

Extradós: curva superior de los perfiles aerodinámicos

Intradós: curva inferior en perfiles aerodinámicos

Sustentación: fuerza ascendente que se genera en un perfil aerodinámico cuando el flujo de aire pasa sobre él.

Arrastre: fuerza descendente que se genera en un perfil aerodinámico.

Metaheurístico: enfoque utilizado en el campo de la optimización y los algoritmos, que proporciona un marco general para abordar problemas complejos sin depender de un enfoque específico.

PARSEC: método de parametrización de perfiles basado en derivación y relaciones geometrías en los perfiles aerodinámicos, de acuerdo con su función de curva.

FEM (Método de elementos finitos): método numérico para la aproximación de soluciones de ecuaciones diferenciales, las cuales permiten realizar análisis estructurales.

Método de paneles: método numérico empleado para la determinación de coeficientes aerodinámicos en perfiles, el cual, particiona en pequeños segmentos las curvas de los perfiles.

C_p (Coeficiente de presión): Relaciona si la presión es superior o inferior a la atmosférica.

Cl (Coeficiente de sustentación): Relaciona la sustentación que experimenta el perfil, sin embargo, en casos de pérdida puede ser negativo y representar arrastre.

Cd (Coeficiente de arrastre): Relaciona el arrastre que experimenta el perfil.

Cuerda: línea imaginaria que une la mitad de la curva del borde de ataque con el borde de fuga.

Borde de ataque: curva frontal del perfil, primera zona del perfil en entrar en contacto con el flujo.

Borde de salida: punto donde el aire que pasa por la parte superior e inferior del perfil, se unen y al mismo tiempo se separan del perfil.

Lista de variables

r_i	Radio de la curva del intradós
r_e	Radio de la curva del extradós
$y_{e\ max}$	Punto máximo de la curva del extradós
$\partial y_{e\ max}$	Curvatura del extradós
α	Ángulo de dirección del borde de salida
β	Ángulo de cuña del borde de salida
$y_{i\ min}$	Punto mínimo de la curva del extradós
$\partial y_{i\ max}$	Curvatura del intradós
$x_{e\ min}$	Posición en el eje "x" del punto mínimo de la curva en el extradós
$x_{i\ max}$	Posición en el eje "x" del punto máximo de la curva en el intradós
Δy_{bs}	Espesor en el borde de salida
y_{bs}	Posición del borde de salida

Resumen

Título: Optimización topológica de perfil NACA 0015 a través de los algoritmos de temple simulado, SKO (Soft Kill Option) y CAO (Computer Aided Optimization) para implementación en turbinas de eje vertical de uso residencial.*

Autor: Jose Antonio Parada Marín**

Palabras clave: Optimización topológica, biomímesis, temple simulado y turbinas verticales

Descripción: En esta investigación, se empleó el perfil NACA0015 junto con tres algoritmos enfocados en la optimización. El primero es el algoritmo de recocido simulado, imita el enfriamiento lento de los metales. El segundo es el algoritmo CAO, el cual simula la expansión o refuerzo de zonas con concentradores de esfuerzo en árboles. Por último, el algoritmo SKO busca mejorar la distribución de cargas en estructuras ingenieriles mediante la modificación selectiva de propiedades mecánicas, imitando así el proceso de mineralización adaptativa observado en los huesos. Estos algoritmos se aplicaron en dos fases de optimización. En la primera fase, conocida como optimización de silueta, el propósito fue mejorar la relación promedio entre la fuerza de sustentación y el arrastre en un rango predefinido de ángulos de ataque. Para ello, se utilizó una conexión de PYTHON y XFOIL para implementar la parametrización de perfiles PARSEC. Esta técnica otorga mayor flexibilidad y control sobre la generación de nuevos perfiles mediante modificaciones geométricas, al combinarla con el algoritmo de recocido simulado, se logró una búsqueda eficaz dentro de un amplio dominio de nuevos perfiles. En la segunda fase, se llevó a cabo una optimización topológica con APDL de ANSYS con el objetivo de reducir la masa e inercia en los alabes de las turbinas para conseguir un mejor arranque y operación. Los resultados arrojaron una mejora del 14% en el rendimiento aerodinámico del perfil original y una reducción del 31% del área total, una relación similar al optimizador topológico incorporado en el Workbench de ANSYS. Además, el esfuerzo de Von Mises que se obtuvo fue de 3.7 [MPa] con los algoritmos y con el optimizador de Ansys fue de 3.6 [MPa], valores cercanos e inferiores al permisible (49 [MPa]).

* Trabajo de grado

** Facultad de Ingenierías Físico-Mecánica. Escuela de Ingeniería Mecánica. Ingeniería mecánica. Director: Manuel de Jesús Martínez. Ingeniero Mecánico, PhD. Codirector: Omar Andrés Fuentes Manrique. Ingeniero Mecánico.

Abstract

Title: Topological optimisation of NACA 0015 airfoil through simulated annealing, SKO (Soft Kill Option) and CAO (Computer Aided Optimization) algorithms for implementation in residential vertical axis turbines.*

Author: Jose Antonio Parada Marín**

Keywords: Topological optimization, biomimicry, simulated annealing, and vertical turbines

Description: In this study, the NACA0015 profile and three optimization-focused algorithms were utilized. Firstly, the simulated annealing algorithm, known for its resemblance to the gradual cooling process of metals. Secondly, the CAO algorithm, which simulates the expansion or reinforcement of areas with stress concentrators in trees. Finally, the SKO algorithm aimed to enhance load distribution in engineered structures by selectively adjusting mechanical properties, akin to the adaptive mineralization process observed in bones. These algorithms were deployed in two optimization phases. In the initial phase, known as silhouette optimization, the purpose was to improve the average lift and drag ratio across a predefined range of angles of attack. Implementing a PYTHON and XFOIL connection enabled the parametrization of PARSEC airfoils, providing enhanced flexibility and control over the generation of new airfoil designs through geometric modifications. Combining this approach with the simulated annealing algorithm facilitated an efficient exploration within a broad domain of new airfoils. Subsequently, a topological optimization was conducted using ANSYS APDL to minimize mass and inertia in turbine blades, thereby enhancing startup and operational performance. The outcomes demonstrated a 14% improvement in the aerodynamic performance of the original airfoil and a reduction of 31% in the total area, comparable to results obtained through the topological optimization tool integrated into the ANSYS Workbench. Furthermore, the Von Mises stress obtained was 3.7 [MPa] with the algorithms and the Ansys optimizer and the generated structure was 3.6 [MPa], values close to and below the permissible (49 [MPa]).

* Trabajo de grado

** Facultad de Ingenierías Físico-Mecánica. Escuela de Ingeniería Mecánica. Ingeniería mecánica. Director: Manuel de Jesús Martínez. Ingeniero Mecánico, PhD. Codirector: Omar Andrés Fuentes Manrique. Ingeniero Mecánico.

Introducción.

El mayor exponente de ingeniería es la naturaleza. En las áreas de diseño y optimización de elementos mecánicos ha sido la primera y mejor creadora de estructuras. La naturaleza se adapta y mejora cuando se enfrenta a condiciones ambientales anormales o cuando necesita adaptarse para sobrevivir a eventos que podrían amenazar la existencia de su población (Casado Bravo, 2022). Por ejemplo, cuando los árboles se enfrentan a corrientes de viento que los obligan a engrosar una parte de su tronco y tallo para aumentar su resistencia mecánica y evitar la ruptura; para contrarrestar el esfuerzo que puede provocar su inclinación o caída, aumentan su diámetro mediante el crecimiento de nuevas capas de madera en el tronco, haciéndose más resistentes y estables ante los vientos. Esta capacidad de adaptación sea natural o artificial, es de gran interés en la ingeniería, debido a que permite mejorar las características mecánicas y estáticas. Para lograr este tipo de diseño, la naturaleza se rige por: “el axioma del esfuerzo uniforme”, el cual establece que, a lo largo del tiempo, los esfuerzos actúan uniformemente sobre la superficie de un componente (Mattheck, 1998).

Estas ideas subrayan la necesidad de investigar y desarrollar una relación óptima entre la estructura y sus propiedades mecánicas. En algunos casos, esto implica la reducción de volúmenes o la aplicación de refuerzos. Un ejemplo, son los perfiles aerodinámicos, donde la relación de fuerzas aerodinámicas se ve afectada por la cantidad de material, su geometría, las condiciones externas, entre otros factores (Galindo, 2006). Los perfiles aerodinámicos se utilizan en diversas aplicaciones; en la actualidad donde más se emplean son las turbinas eólicas las cuales rotan gracias a las fuerzas de sustentación y arrastre de los perfiles. Existen diferentes tipos que se pueden clasificar según su aplicación. Algunas se instalan en hogares, centrales térmicas, hidroeléctricas y nucleares, mientras que otras, según el tipo de flujo y la orientación del rotor, pueden ser de eje vertical u horizontal.

La turbina de eje vertical se distingue por su capacidad para instalarse independientemente de la dirección del viento (Nuñez, 2004). Además, su funcionamiento basado en la fuerza de sustentación de los perfiles la hace adecuada para lugares con velocidades de viento bajas, como zonas residenciales. Dentro de la clasificación de turbinas de eje vertical se incluyen, la Savonius, Darrieus-rotor, la H-Darrieus y la Helix shape, cada una se destaca en diferentes situaciones. Sin embargo, si se busca la turbina con mejor la mejor relación de eficiencia aerodinámica, se destacaría la H-Darrieus (Alave-Vargas et al., 2022), ya que sus alabes sin curvas ni modificaciones permiten que los perfiles impulsen el rotor específicamente mediante sus fuerzas aerodinámicas.

Mattheck (1998) basándose en el axioma del esfuerzo uniforme, desarrolló un método de diseño mecánico utilizando los algoritmos de Optimización Asistida por Computadora (CAO, por sus siglas en inglés) y Opción de Muerte Suave (SKO, por sus siglas en inglés). El primero simula un mecanismo de generación de madera, implicando la adición de material para controlar los esfuerzos a los que se somete, más propiamente dicho “madera de reacción”. El segundo simula la eliminación de material innecesario.

De acuerdo con las ideas anteriores, si se emplean los algoritmos SKO y CAO en modelos estructurales se lograría un diseño final óptimo conservando las características mecánicas iniciales. Bajo esa idea, para casos de estructuras aerodinámicas, como los perfiles de los alabes, es necesario realizar un análisis para determinar la distribución de presiones que soporta la estructura.

Este análisis puede incorporarse por medio de una optimización de silueta con el fin de mejorar los coeficientes generados por los alabes. Por ello, de acuerdo con los diferentes métodos existentes, como la optimización basada en gradiente, métodos evolutivos, físicos, genéticos o de redes neuronales (Bendsøe & Sigmund, 2004), se propone la aplicación de un algoritmo

metaheurístico junto con modelos de parametrización, como el método PARSEC. A través de una combinación lineal y el control de doce variables geométricas diferentes, se puede modular la forma de los perfiles (Sobieczky, 1998). Además, se propone realizar una optimización de topología al perfil NACA 0015 utilizando los algoritmos CAO y SKO. Este enfoque tiene como objetivo verificar si es posible mejorar el rendimiento de una turbina de eje vertical.

Por lo tanto, surge la pregunta: ¿Es posible mejorar el rendimiento de perfil NACA 0015 implementando algoritmos metaheurísticos y biomímesis en una optimización topológica y de forma?

Esta investigación aborda conceptos tales como optimización, algoritmos, simulaciones y diferentes análisis estructurales y fluidodinámicos. Al ser una implementación, todos los recursos contaron con una base comparativa sólida, la cual, permite una profunda discusión de los resultados obtenidos y establece conexiones con diversas investigaciones externas con unas temáticas similares.

El documento se organiza en las siguientes secciones. En primer lugar, se presentan los objetivos. Posteriormente, para contextualizar al lector sobre los temas relevantes, se expone un marco referencial en el cual se presenta el impacto de la temática de investigación. La sección de metodología explica el desarrollo del código y las simulaciones empleadas. Los resultados abarcan la comparación de las geometrías sin optimizar respecto a los perfiles generados por los programas de optimización, con el fin de verificar los resultados. Basándose en los resultados y los objetivos previstos, se presentan las conclusiones, resaltando los hallazgos de acuerdo con los objetivos. Por último, se encuentran las referencias y anexos.

1. Objetivos

1.1. Objetivo general

Implementar una optimización topológica y de forma en un perfil aerodinámico mediante el uso de algoritmos metaheurísticos y genéticos para una turbina eólica de eje vertical.

1.2. Objetivos específicos

Seleccionar las condiciones de operación a las que se verá sometido el perfil NACA 0015 a optimizar para establecer los parámetros relevantes en la optimización de forma y topología.

Implementar un algoritmo metaheurístico para la optimización de forma del perfil NACA 0015, utilizando una metodología basada en paneles y la parametrización PARSEC con el fin de modificar su rendimiento.

Aplicar los algoritmos CAO y SKO para la optimización topológica del perfil NACA 0015, con el fin de utilizar la cantidad mínima de material siguiendo el axioma del esfuerzo uniforme.

Validar el desempeño del perfil aerodinámico optimizado mediante simulaciones numéricas a través del uso de mecánica computacional y CFD con la ayuda del software ANSYS.

2. Estado del arte

2.1 Marco referencial.

Esta sección aborda conceptos y teorías fundamentales relacionadas con geometrías, fuerzas y simulaciones tanto, aerodinámicas como estructurales. El objetivo es proporcionar las herramientas conceptuales necesarias para comprender plenamente los resultados del estudio.

2.1.1. Mecánica de fluidos

La dinámica de fluidos estudia cómo los fluidos se mueven e interactúan con su entorno (Mott & Untener, 2015). Esta rama de la física y la ingeniería se enfoca en comprender y predecir fenómenos como el flujo de aire en los alabes de una turbina o alrededor de un avión. La dinámica de fluidos es esencial en numerosos campos, incluidos la aerodinámica y la climatología.

2.1.1.1. *Propiedades de los fluidos*

Son las características físicas y químicas que explican cómo se comportan. Algunas de estas son la densidad, viscosidad, presión y temperatura. Por ejemplo la densidad de un fluido, influye en su flotabilidad, mientras que la viscosidad afecta su capacidad para desplazarse libremente (White, 2009). Dos propiedades relevantes para el estudio de la aerodinámica son:

Viscosidad

Indica el espesor y la facilidad con que desplaza un fluido. Comparándolo con el desplazamiento de los objetos sobre una superficie, es la medida de la resistencia de un fluido al movimiento interno o al movimiento de otro elemento (Maheshwar, 2018).

Presión

Mott & Untener (2015) la definen como “... la cantidad escalar que se obtiene al dividir la magnitud de una fuerza ejercida en forma perpendicular sobre alguna superficie entre el área de esta” (Pág. 3), como se muestra en la ecuación (1).

$$P = \frac{F}{A} \quad (1)$$

Para un fluido se distribuye uniformemente en todas las direcciones. Debido al principio de Pascal, que establece que un fluido confinado al cual se le agregue o quite presión la va a distribuir hacía las paredes y si mismo de manera uniforme (Huber & Hanley, 1996). La presión absoluta incluye la presión atmosférica en su medición, mientras que la presión relativa se mide con respecto a la presión atmosférica local.

2.1.1.2. *Número de Reynolds*

El número de Reynolds (Re) es una medida adimensional que describe el tipo de flujo alrededor de un objeto. Se calcula con la ecuación (2) donde u es la velocidad característica del flujo, L es una longitud característica del objeto, y ν es la viscosidad cinemática del fluido (Schlichting & Gersten, 2017).

$$Re = \frac{uL}{\nu} \quad (2)$$

2.1.1.3. *Clasificación de flujos*

Estos se pueden clasificar de muchas maneras, las cuales varían, de acuerdo con la velocidad, dirección, magnitud y cantidad de partículas que contenga dicho flujo, o a las condiciones termodinámicas que se encuentre sometido. Así, un flujo puede ser: laminar, turbulento, ideal, viscoso, no viscoso, etc. Para este proyecto se exponen los posibles flujos a encontrar, tales como:

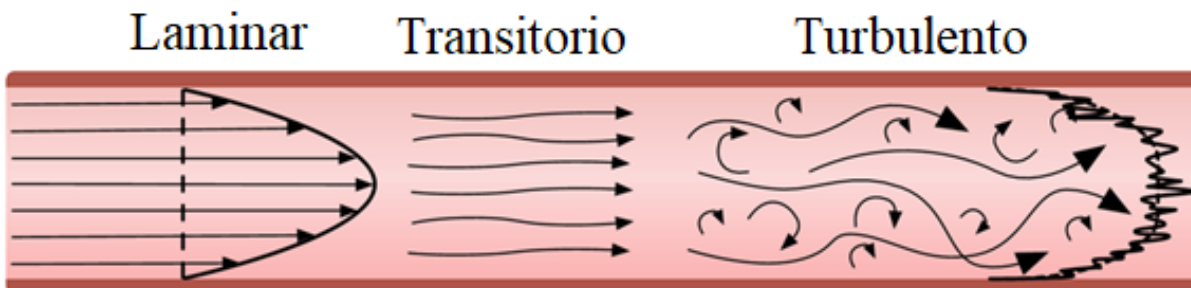
Flujo laminar y turbulento

Se compone de dos tipos, el primero es un flujo turbulento, donde las partículas se mueven de manera caótica, generando desorden y mezclándose entre sí; el segundo, es el flujo laminar, este sucede cuando las partículas se mueven de manera uniforme (paralela) entre si (Munson et al., 2012).

En la Figura 1 se observa el comportamiento de un flujo respecto a su número de Reynolds, un Reynolds crítico inferior a 2000 es laminar, mientras que superior a 4000 se considera turbulento. En el rango entre 2000 y 4000 se presenta el flujo de transición, en este apenas se empiezan a mostrar algunas turbulencias en el fluido (Kakhi, 2009).

Figura 1

Comportamiento laminar, de transición y turbulento de un flujo.



Nota: la figura describe el flujo a través de una tubería a tres diferentes tipos de Reynolds, primero menor a 2000, segundo entre 2000 y 4000 y, por último, mayor a 4000. Tomado de (McGurk et al., 2020)

Flujo viscoso y no viscoso

Los fluidos cuentan con la propiedad de viscosidad. En teoría, se podrían encontrar algunas viscosidades iguales a cero, pero en realidad todos tienen un valor de viscosidad, aunque sea un valor casi nulo (Maheshwar, 2018). Un fluido se considera no viscoso cuando la viscosidad es tan insignificante que otras propiedades del fluido tienen más importancia. Otra forma de determinar si el fluido es viscoso o no, es mediante el número de Reynolds. Si este es muy grande, indica que

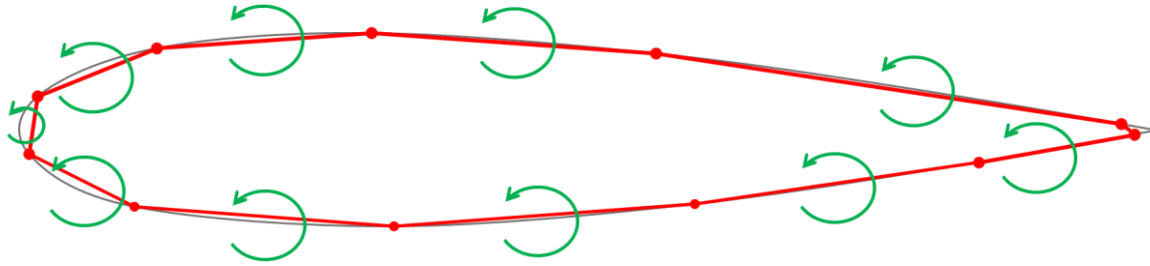
la viscosidad en el denominador (ecuación (2)) es un numero extremadamente pequeño y es un indicador de un flujo no viscoso. Sin embargo, es importante tener en cuenta que el número de Reynolds no es el único determinante de la viscosidad del fluido; otros factores alteran su comportamiento (Fox et al., 2006).

2.1.2. XFOIL

Es un software que permite diseñar perfiles aerodinámicos subsónicos y analizar el rendimiento de geometrías prediseñadas. La fase de diseño de perfiles se emplea cuando conocen los coeficientes de rendimiento deseados y se busca determinar cuál geometría satisface el problema. Por otro lado, el análisis de rendimiento se refiere a la evaluación del comportamiento de una geometría específica en termino de sus características aerodinámicas. XFOIL utiliza una combinación de un método de paneles de flujo potencial, es decir, un modelo ideal de flujo, y una formulación integral de la capa límite para el análisis del flujo alrededor de perfiles aerodinámicos (Drela, 1989).

El proceso comienza con la representación de las curvas de los perfiles que luego se segmenta en diferentes paneles, como se muestra en la Figura 2. Cuantos más paneles se utilicen, mayor será precisión del resultado, no obstante, se deben controlar para evitar tener costos computacionales innecesarios. Posteriormente se establece un punto medio en cada segmento, caracterizado por una única velocidad, la tangencial. Este punto medio actúa como pivote donde el programa asigna la vorticidad que se generada en el panel. La vorticidad resultante permite determinar la sustentación de los perfiles por medio de un proceso iterativo que calcula la fuerza del panel y, a partir de esta fuerza, se determinaran los coeficientes aerodinámicos relevantes (Drela, 1989).

Figura 2
Método de paneles con vorticidad.



Nota: Se ve implementación del método de paneles con vórtices en un perfil aerodinámico

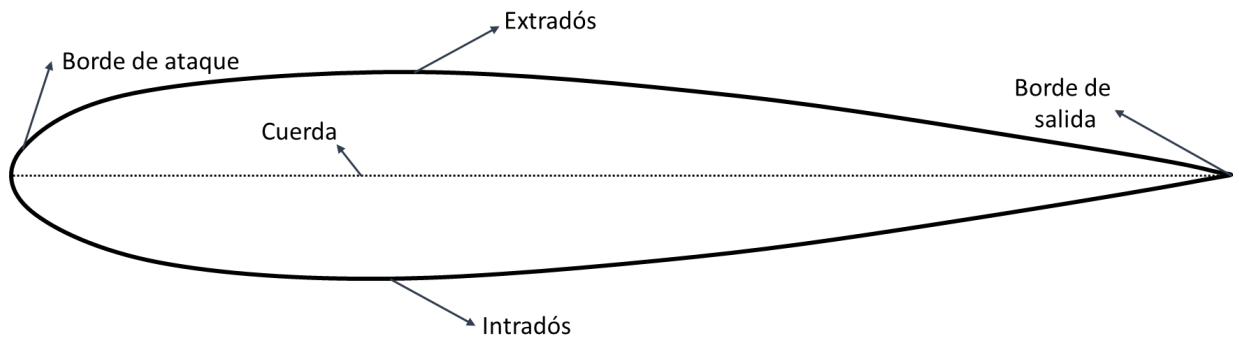
2.1.3. Perfil Aerodinámico

Los perfiles corresponden al área transversal de un elemento. Un ejemplo ampliamente estudiado en la actualidad son los perfiles para turbinas, donde se debe tener el perfil con la mejor relación de fuerzas aerodinámicas. El objetivo principal de un perfil aerodinámico es maximizar la sustentación y minimizar la resistencia durante el movimiento (Stivers, 1945).

2.1.3.1 Geometría y parametrización

Los perfiles se distinguen por tres elementos importantes: extradós, intradós y la cuerda, presentados en la Figura 3 el intradós es la curva superior y el extradós la curva inferior. La cuerda es la distancia recta entre el borde de ataque y el borde de fuga del perfil. En conjunto, (Nieto & Rodríguez, 2019).

Figura 3
Elementos de un perfil alar



Nota: En el gráfico se presentan los componentes de un perfil aerodinámico, se encuentra dividido en dos curvas, extradós e intradós, además de tener dos bordes de ataque (entrada y salida), por último, tiene una línea que divide las dos curvas, conocida como cuerda.

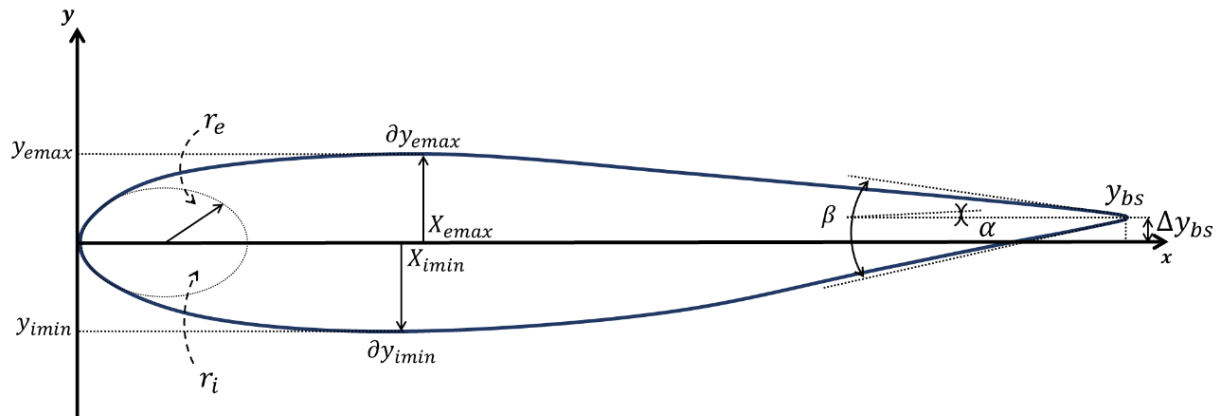
Estas geometrías se pueden expresar de diferentes formas, tales como dos funciones polinomiales, un sistema de derivadas o simplemente puntos. Existen varios métodos de parametrización que permiten controlar la forma de los perfiles para modificarlos de manera específica, sin necesidad de abordarlos punto por punto. Los más comunes son:

Método PARSEC

Es un método convencional y eficaz para parametrizar perfiles. Consta de un sistema de 12 parámetros, los cuales se pueden apreciar en la Figura 4. Estos describen el perfil por medio de radios, posiciones, longitudes, entre otras medidas (Shahrokhi & Jahangirian, 2007^a).

Figura 4

Parámetros del método PARSEC en un perfil



Nota: El gráfico muestra los doce parámetros que componen el método de parametrización PARSEC de un perfil.

Inicialmente el perfil se compone por dos secciones: el extradós y el intradós, descritos por las ecuaciones (3) y (4), respectivamente.

$$Y_e = \sum_{k=1}^6 a_{ek} * X_e^{(k-\frac{1}{2})} \quad (3)$$

$$Y_i = \sum_{k=1}^6 a_{ik} * X_i^{(k-\frac{1}{2})} \quad (4)$$

Estas sumatorias describen funciones de grado seis, con un dominio de 0 a 1. Sus coeficientes a_e y a_i son coeficientes desconocidos que dependen de las coordenadas iniciales del perfil. Mediante operaciones matemáticas se definen los parámetros de las ecuaciones (3) y (4). Algunos se obtienen a través de derivadas, que permiten localizar el ápice de las curvas, así como determinar el valor de la curvatura y su concavidad. Para complementar la definición de estos parámetros, también se utilizan otras propiedades geométricas. Empleando lo mencionado, se obtienen las ecuaciones (5), (6), (7), (8), (9) y (10) para el extradós.

$$y_{emax} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} * x_{emax}^{(k-0.5)} \quad (5)$$

$$0 = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) * a_{ek} * x_{emax}^{(k-\frac{3}{2})} = \partial y_{emax} \quad (6)$$

$$\partial^2 y_{emax} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) \left(k - \frac{3}{2}\right) a_{ek} * x_{emax}^{(k-\frac{5}{2})} \quad (7)$$

$$y_{bs} - \frac{1}{2} \Delta y_{bs} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} (1)^{k-0.5} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} \quad (8)$$

$$\tan\left(\frac{2\alpha - \beta}{2}\right) = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} (1)^{k-\frac{3}{2}} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} \quad (9)$$

$$\sqrt{2 r_e} = a_{e1} \quad (10)$$

Aplicando el mismo proceso al intradós, se obtienen las ecuaciones (11), (12), (13), (14), (15) y (16)

$$y_{imax} = \sum_{k=1}^6 a_{ik} * x_{imax}^{(k-0.5)} \quad (11)$$

$$0 = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) * a_{ek} * x_{emax}^{(k-\frac{3}{2})} = \partial y_{emax} \quad (12)$$

$$\partial^2 y_{emax} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) \left(k - \frac{3}{2}\right) a_{ek} * x_{emax}^{(k-\frac{5}{2})} \quad (13)$$

$$y_{bs} - \frac{1}{2} \Delta y_{bs} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} (1)^{k-0.5} = \sum_{k=1}^6 a_{ek} \quad (14)$$

$$\tan\left(\frac{2\alpha - \beta}{2}\right) = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} (1)^{k-\frac{3}{2}} = \sum_{k=1}^6 \left(k - \frac{1}{2}\right) a_{ek} \quad (15)$$

$$\sqrt{2 r_i} = a_{i1} \quad (16)$$

Para este método, es necesario contar con una serie de 12 puntos para determinar los coeficientes a_e y a_i , que son los parámetros clave del perfil. No obstante, el método proporciona un ajuste en el borde de fuga, eliminando las curvas innecesarias en este punto. Aunque es posible tener control sobre los parámetros relevantes del perfil, no se puede ejercer un control total sobre la cola del perfil, lo cual constituye un punto crítico en el estudio de perfiles aerodinámicos (Palacios, 2010).

Método Sobieczky

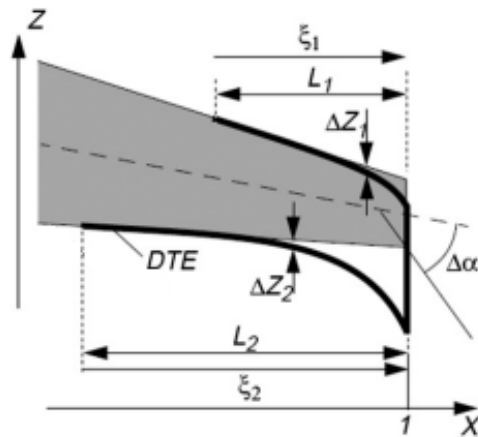
Es una alternativa al método PARSEC, ya que corrige la falta de control en el borde de fuga de los perfiles. Según Shahrokhi & Jahangirian (2007), “La consecuencia práctica de utilizar este método es una superficie cóncava con curvatura creciente hacia el borde de fuga en las superficies tanto superior como inferior. Estos perfiles aerodinámicos se denominan borde de salida divergente (DET)” (p. 444).

$$\Delta z = \frac{L_k \tan \Delta \alpha}{\mu \cdot n} [1 - \mu \xi_k^n - (1 - \xi^n)^\mu] \quad (17)$$

Los parámetros son: α y L_k , que se encargan del incremento del espesor para mantener la divergencia en el borde de salida del perfil. El parámetro α controla la curvatura tanto en la parte superior como en la inferior en el borde, mientras que L_k , representa la longitud de cuerda medida desde el borde de fuga, la cual se ajusta en función de los resultados de diferentes iteraciones. Esto se refleja en la ecuación (17) donde ξ^n es el valor de la distancia en el eje x y el valor de n es de 1 a 2 (ver Figura 5)

El parámetro μ puede variar dependiendo del fluido donde se desee parametrizar (Sobieczky, 1998), todo lo mencionado se aprecia en la Figura 5.

Figura 5
Borde de ataque con parámetros del método Sobieczky

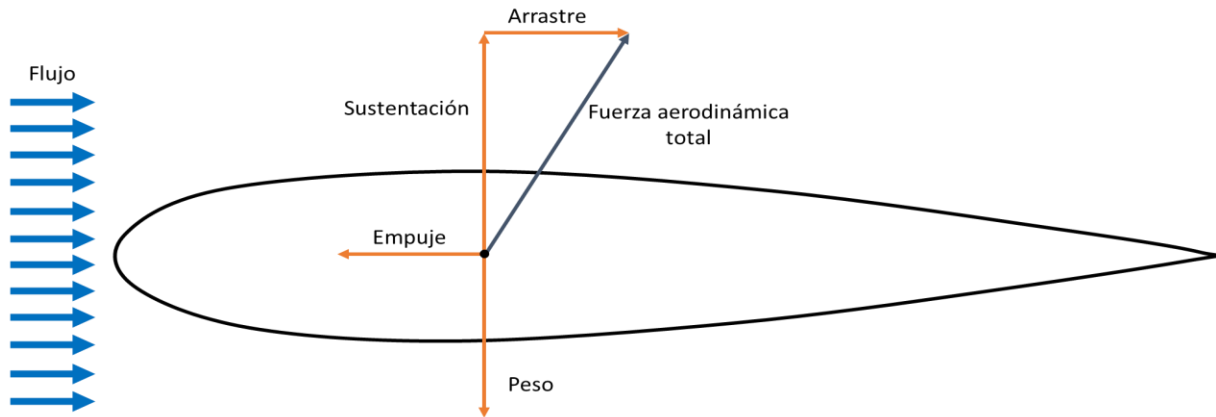


Nota: Se presentan todas las variables que emplea el método Sobieczky en el cual mejora los resultados en el borde de fuga de los perfiles aerodinámicos a comparación del método PARSEC. Tomado de (Shahrokhi & Jahangirian, 2007b).

2.1.3.2 Fuerzas y coeficientes aerodinámicos

Los perfiles aerodinámicos tienen una forma particular que les permite crear zonas con diferenciales de presión, las cuales, a su vez, generan fuerzas de empuje y arrastre sobre la superficie. Sin embargo, estas fuerzas no son las únicas que actúan sobre el perfil; también están el peso y la sustentación. Estas se pueden visualizar en la Figura 6 (Pijush K. Kundu, 2012).

Figura 6
Fuerzas aerodinámicas



Nota: En el gráfico se aprecian las cuatro fuerzas que sufre el perfil a la hora de estar en una corriente de viento y un empuje externo.

2.1.3.3 Capa límite

Es la región donde se produce la perturbación en el movimiento de un fluido al interactuar con un sólido. En esta zona, la velocidad del fluido varía entre [0%, 99%] de su valor. La capa límite exhibe diferentes comportamientos dependiendo de la geometría del elemento; por ejemplo, en perfiles aerodinámicos, la capa límite es estrecha pero se expande hasta llegar al borde de flujo (Schlichting & Gersten, 2017).

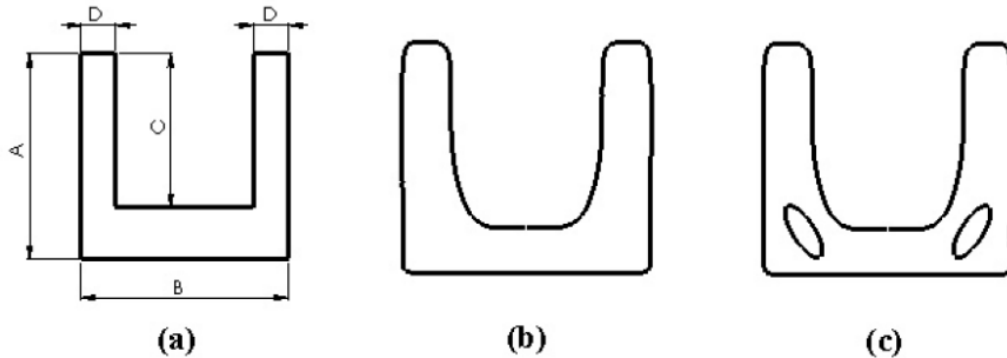
2.1.4. Optimización

Busca maximizar o minimizar una función, actividad o proceso, sujeto a un conjunto de restricciones. Esto requiere iteraciones continuas, donde se ajustan y refinan los resultados obtenidos en cada cálculo, cada uno acercándose progresivamente a una solución más precisa. Este enfoque iterativo es fundamental para alcanzar resultados óptimos en el caso estructural, donde se desarrollan componentes de alta calidad (Saitou et al., 2005).

La optimización estructural se divide en varios tipos, incluyendo la optimización paramétrica, de forma y topológica (Tovar et al., 2006), las cuales se ilustran en la Figura 7.

Figura 7

Tres formas de optimización estructural.



Nota: La misma figura se somete a los tres tipos de optimización estructural: (a) optimización paramétrica, que determina la mejor relación entre A, B, C y D; (b) optimización de forma, donde se ajusta su geometría según las condiciones de aplicación y restricciones establecidas; y (c) optimización de topología, que distribuye de manera óptima el material dentro de un volumen fijo. Tomado de (Camacho, 2011).

La optimización paramétrica tiene como objetivo establecer una relación entre las dimensiones con el propósito de mejorar un espacio o minimizar un costo de producción. Por otro lado, la optimización de forma se centra en mejorar la silueta del objeto manteniendo medidas predefinidas, ya sea para aumentar su resistencia estructural o mejorar sus características operativas. En el caso de los de perfiles aerodinámicos con el fin de obtener más fuerza de sustentación o minimizar el arrastre (Chattopadhyay, 1972).

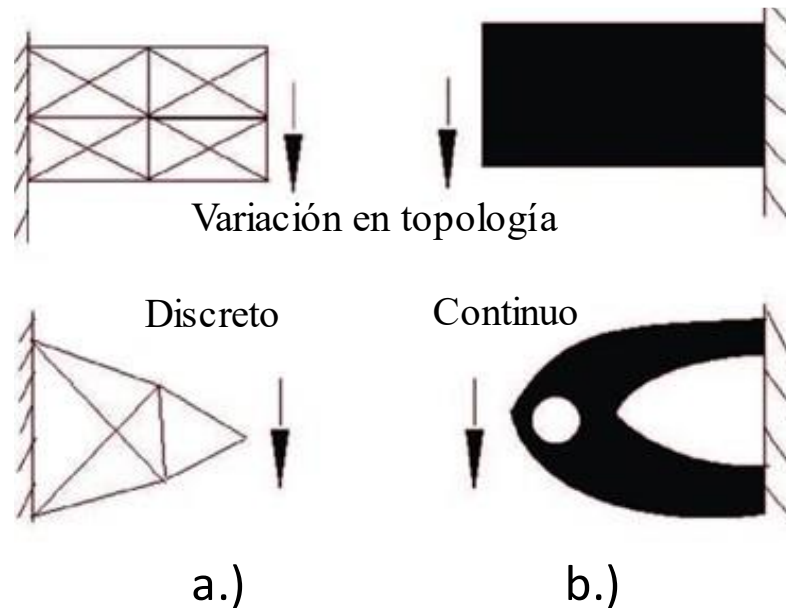
En contraste, la optimización topológica busca reducir la cantidad de material utilizado distribuyéndolo de manera más eficiente en la estructura. Es importante señalar que estos procesos pueden dar lugar a formas inusuales o complejas de fabricar mediante métodos convencionales, lo que impulsa la exploración de nuevos métodos de producción de piezas mecánicas (Camacho, 2011).

Las optimizaciones se definen mediante una función objetivo que opera dentro de un dominio, el cual puede ser continuo o discreto. En el contexto estructural, los dominios discretos representan un conjunto finito de opciones para las ubicaciones de las estructuras (Hensey et al., 1994), como se muestra en la Figura 8. Por otro lado, los dominios continuos implican ubicaciones

indefinidas, siendo su única restricción las limitaciones impuestas por los contornos de las piezas, Figura 8 (b).

Figura 8

Tipos de dominios en funciones objetivos en casos estructurales.

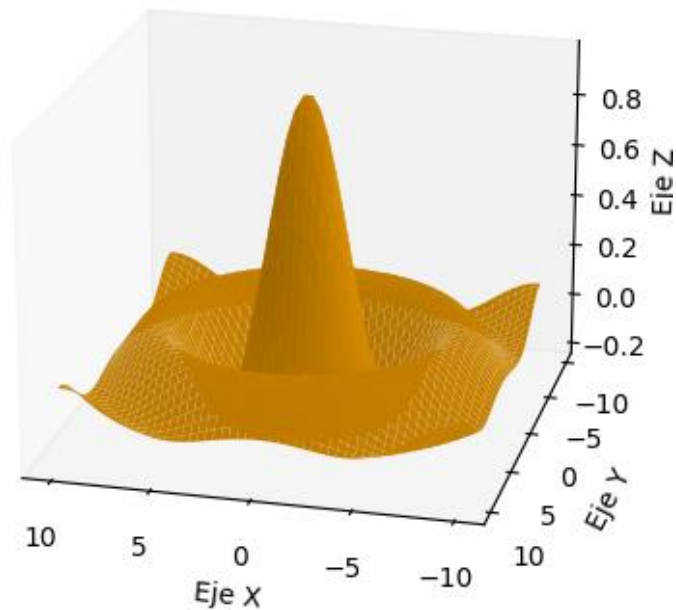


Nota: Se presentan ejemplos de casos donde se usan dos dominios de optimización, en la figura (a) se presenta el caso de un dominio discreto de una viga en voladizo con una carga vertical en la punta, para este caso, el diseño final se compone únicamente de los miembros estructurales iniciales, los cuales son eliminados o acortados según sea necesario para optimizar la estructura. En cambio, la figura (b) empleando todo el dominio de la viga consigue una estructura similar pero más robusta sin elementos interconectados y con secciones más óptimas a comparación del discreto, ya que evalúa más posibilidades dentro de la función objetivo. Tomado de (Kentli, 2020).

Originalmente, la búsqueda de soluciones óptimas se realizaba por medio del método de fuerza bruta, donde se evaluaban todas las posibles soluciones y se comparaban individualmente. Sin embargo, este procedimiento requería mucho tiempo debido a que el espacio de soluciones era muy grande. Con el tiempo, se crearon diferentes algoritmos. Uno de los primeros y más utilizados actualmente es el método del gradiente. No obstante, su convergencia es bastante lenta. Aunque resultan óptimos para casos no lineales, estos métodos requieren ser derivados dos veces y ser de carácter unimodal (Fernández, 2021).

En aplicaciones reales, los problemas son multimodales, es decir, presentan varios mínimos (Jiménez et al., 2016). Un ejemplo de esto es la función de seno en multivariable, como se ilustra en la Figura 9. En estos casos, resulta inadecuado usar el método del gradiente, ya que tiende a estancarse en mínimos locales, lo que limita su capacidad de encontrar la solución global.

Figura 9
Función $\sin(x^2 + y^2)$



Nota: Grafica multivariable de la función $\sin(x^2 + y^2)$ en el intervalo de $(-10, -10, -0.2)$ hasta $(10, 10, 0.8)$.

Para abordar estos casos, se han desarrollado diversos métodos evolutivos que no requieren información funcional de la derivada para buscar una solución óptima. Muchos de estos métodos se basan en procesos sociales o naturales (Jiménez et al., 2016). Por ejemplo, existen algoritmos que se inspiran en la distribución ósea para soportar cargas, lo que permite la creación de diferentes estructuras (Baumgartner et al., 1992).

2.1.4.1 Algoritmos de optimización

Algunos ejemplos de algoritmos evolutivos son temple simulado, enjambres, CAO y SKO, los cuales se definen a continuación.

Temple por simulado

El término “temple” proviene de la metalurgia y se refiere al tratamiento térmico utilizado para enfriar materiales metálicos de manera controlada. El objetivo de este proceso orientar las estructuras cristalinas y evitar defectos (Suppaitnarm et al., 2000). El temple simulado es una alternativa popular para resolver problemas multimodales que presentan muchos mínimos locales. Su enfoque consiste en aceptar soluciones subóptimas bajo una cierta posibilidad de aceptación, la cual depende de una “temperatura” artificial del sistema. Esta temperatura disminuye gradualmente, acercando la solución al óptimo global y reduciendo la cantidad de soluciones subóptimas aceptadas (Zhou et al., 2018).

La probabilidad de aceptación de una nueva solución está definida por la regla de Metrópolis (Sexton et al., 1999). Esta regla tiene en cuenta el cambio de energía de un sistema antiguo a uno nuevo y acepta la posibilidad que el sistema haya cambiado a uno peor, esta posibilidad se describe a continuación:

$$f(x) = \begin{cases} 1, & E(x_{\text{nuevo}}) < E(x_{\text{vieja}}) \\ e^{\left(\frac{E(x_{\text{nuevo}}) - E(x_{\text{vieja}})}{T}\right)}, & E(x_{\text{nuevo}}) \geq E(x_{\text{vieja}}) \end{cases} \quad (18)$$

Si la energía del sistema en el punto viejo es menor a la nueva, la posibilidad de aceptación es igual a uno. Sin embargo, si la energía del sistema en el punto viejo es mayor o igual a la nueva, la probabilidad de aceptación se determina con la exponencial de la ecuación (18), Esta

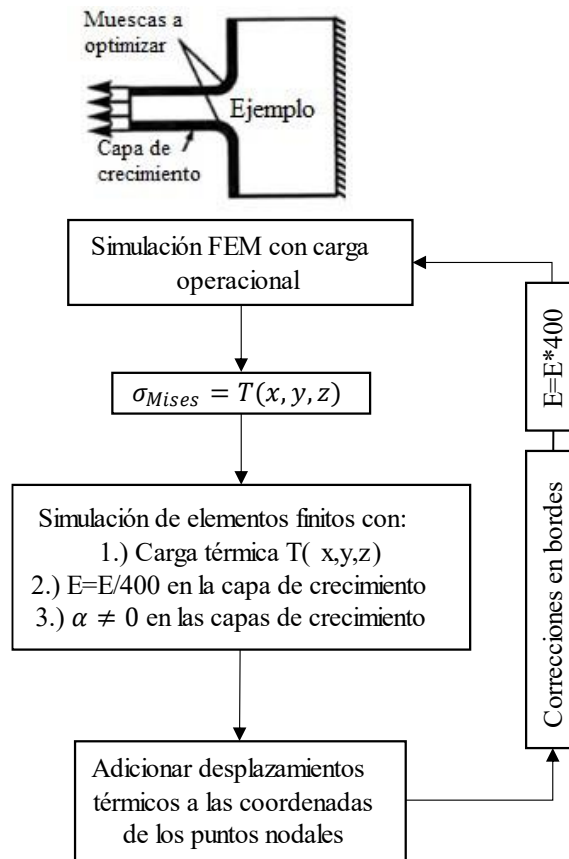
probabilidad disminuye a medida que se van evaluando mejores soluciones (Liu, 2006), de tal forma, que en algún punto no aceptará valores inferiores.

Computer Aided Optimization (CAO)

Este algoritmo se centra en reducir los concentradores de esfuerzo mediante crecimiento adaptivo en áreas críticas hasta lograr una distribución uniforme de esfuerzos en la estructura (Matheck, 1990^a). La base de este algoritmo es el crecimiento evolutivo de los árboles y ha sido desarrollado por Karlsruhe Research Center. Fue probado en 300 componentes industriales y mecánicos (Matheck, 1990^b). La Figura 10 presenta el diagrama de flujo del algoritmo.

Figura 10

Diagrama de flujo de algoritmo Computer Aided Optimization.



Nota: Este diagrama describe el comportamiento del algoritmo CAO. Tomado de (Matheck, 1998).

Primero se utiliza el análisis por método de elementos finitos (FEM, por sus siglas en inglés), para crear un diseño preliminar del componente incorporando todos los aspectos funcionales. La estructura se compone de una capa de elementos de grosor uniforme que imita la capa de cambium de los árboles.

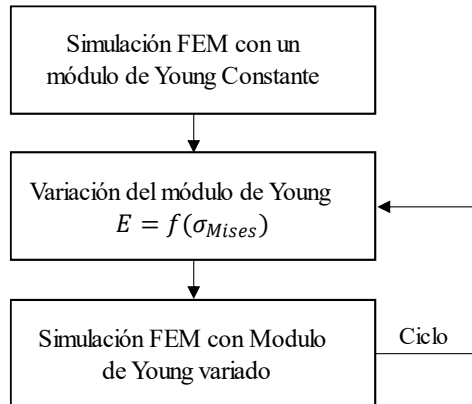
Posteriormente, se realiza la simulación FEM para la carga operativa, donde se obtienen los valores de puntos nodales y tensiones. Además, se calcula el esfuerzo de Von Mises con el fin de identificar las zonas con mayor concentración de esfuerzos. Por último, para realizar el crecimiento adaptativo, se genera una capa superior suave donde el módulo de elasticidad se disminuye. Las zonas sometidas a cargas mayores tendrán una temperatura alta con el fin de realizar un proceso de expansión térmica. De esta manera y de forma iterativa, se conseguirá distribuir las tensiones de forma uniforme.

Soft Kill Option (SKO)

Es una técnica de optimización topológica que se utiliza para eliminar gradualmente elementos finitos que no cumplen con los requisitos de rigidez estructural durante el proceso de optimización. En lugar de eliminar zonas directamente, SKO las inactiva, reduciendo gradualmente su rigidez mediante la modificación de los valores de los módulos de elasticidad (**Figura 11**). De esta forma, evita la aparición de agujeros o discontinuidades en la estructura final y se logra una distribución uniforme de los esfuerzos (Inzenhofer et al., 2018).

Figura 11

Diagrama de flujo del algoritmo SKO



Nota: Este diagrama describe el comportamiento de algoritmo. Tomado de (Mattheck, 1998).

El método SKO es particularmente útil para el diseño de estructuras con formas complejas y cargas variables. Además, evita el exceso de optimización, el cual ocurre cuando se eliminan elementos innecesarios y se produce una disminución excesiva de la rigidez estructural (Baumgartner et al., 1992).

3. Desarrollo

En esta investigación, se empleó una metodología que incluye la definición y análisis de un perfil aerodinámico, utilizando diversos programas y procedimientos. A continuación, se justifican las elecciones de cada algoritmo, perfil, condiciones y programa utilizado.

La selección del perfil se fundamentó en una revisión exhaustiva de la literatura sobre optimizaciones de perfiles aerodinámicos para turbinas verticales. Se encontró que el perfil NACA 0015 es un perfil ampliamente utilizado en turbinas verticales tipo H-Darrieus, donde la rotación se genera principalmente por la sustentación de los perfiles en cada alabe (Alave-Vargas et al., 2022; Chen et al., 2015; Ferreira & Geurts, 2015; Meana-Fernández et al., 2018; Wang et al., 2022). Por esta razón se buscó mejorar el coeficiente de sustentación en este perfil. Para evitar un aumento significativo del arrastre y minimizar el costo computacional, se optó por utilizar la relación de coeficientes de sustentación sobre arrastre como métrica de la optimización.

Para el análisis aerodinámico, fue crucial conocer el entorno y las condiciones a las que se iba a someter el perfil. Para obtener datos precisos sobre la velocidad del viento, se utilizaron los registros de la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Universidad Industrial de Santander correspondientes al mes de agosto del 2023 (véase Apéndice A). Al determinar el promedio de esta base de datos, se encontró una velocidad del viento de 1.1708 [m/s] y una temperatura de 25.3678 [°C]. De acuerdo con la información proporcionada por la página del área metropolitana de Bucaramanga, la altitud de la ciudad corresponde a 959 [m] (Alcaldía de Bucaramanga, 1981), lo que corresponde una viscosidad dinámica de 0.000017591 [kg/(m*s)]. Con estos datos, una

longitud de cuerda de 1 metro, de las más empleadas para análisis aerodinámicos y por medio de la ecuación (2) se obtuvo un número de Reynolds igual a 74290.

Con estos parámetros establecidos, se procedió a la programación de los algoritmos. Para una distribución de trabajo eficiente, se dividió en dos partes: la primera consistió en la optimización de forma, mientras que la segunda se enfocó en la optimización topológica.

3.1 Optimización de forma

Inicialmente, era necesario parametrizar el perfil, lo que permitiría realizar modificaciones y crear una familia de perfiles a través de combinaciones geométricas. Se consideraron como posibles opciones los métodos PARSEC, Sobiezcky y Bezier. Tras comparar las ventajas y desventajas de cada uno y teniendo en cuenta los objetivos de la investigación, se optó por el método PARSEC, a pesar de no tener los mejores resultados en una optimización previa (Shahrokhi & Jahangirian, 2007^a). La razón de esta elección fue su facilidad para modificar la geometría de los perfiles con 12 parámetros de diseño que permiten al usuario conocer qué zonas se están modificando, a diferencia de los otros dos métodos.

Al seleccionar el método de parametrización, fue seleccionado un algoritmo de optimización para evitar el uso del método de fuerza bruta. Después de revisar la literatura (Jiménez et al., 2016; Sexton et al., 1999), se optó por el algoritmo de temple simulado. La ventaja de este método radica en su velocidad de solución en situaciones de alto espacio de búsqueda, así como su capacidad para evitar los mínimos locales. Además, es menos comúnmente empleado en casos de optimización aerodinámica, lo que ofrece una perspectiva novedosa para abordar el problema.

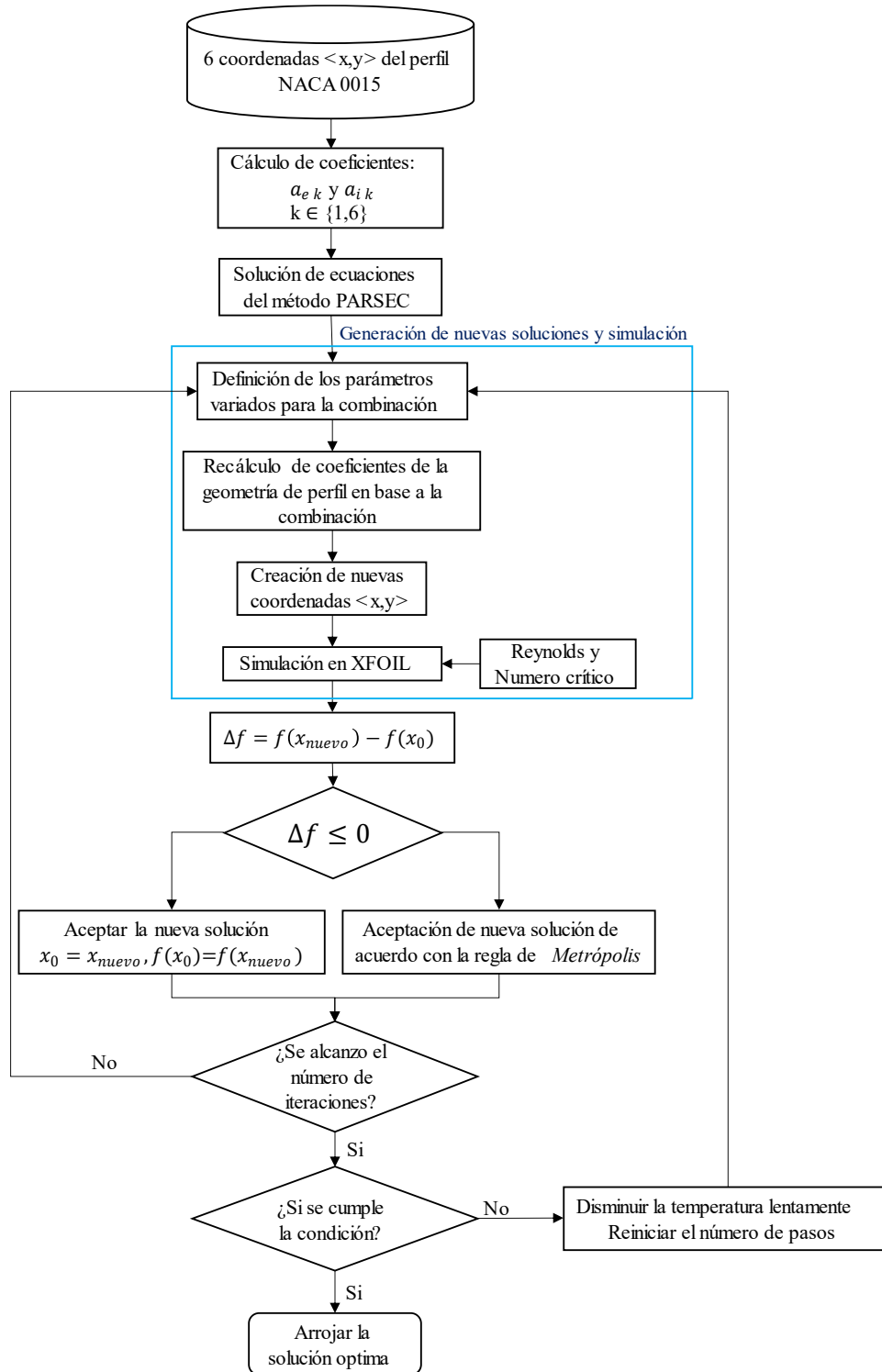
Finalmente, se eligió una herramienta para calcular las fuerzas aerodinámicas de los perfiles. Dado que se iban a realizar muchas simulaciones, se optó por XFOIL, enfocado en análisis y diseño de perfiles aerodinámicos. Se descartó el uso de Ansys-Fluent debido a su complejidad y alto consumo computacional (Morgado et al., 2016).

Con todas las elecciones necesarias, se elaboró un diagrama de flujo que estructura el código. Este código fue desarrollado en Jupyter para revisar las convergencias y cálculos antes de la geometría final. Este diagrama de flujo se puede apreciar en la Figura 12.

Primero, se ingresan las coordenadas del perfil a optimizar, en este caso, el NACA 0015. A partir de estas coordenadas, se determinan los coeficientes de las ecuaciones (3) y (4), con los cuales se calculan los 12 parámetros del método PARSEC. Según Della Vecchia et al. (2014), no es necesario implementar todos los parámetros del método, ya que la sensibilidad de los coeficientes aerodinámicos cambia de acuerdo a cuál parámetro se modificó. Por lo tanto, para este trabajo, se seleccionaron los radios (r_e y r_i), curvaturas ($\partial y_{e \max}$ y $\partial y_{i \max}$), ángulo de cuña del borde de salida (β), dirección del borde de salida (α) y la posición de la curva en el eje vertical ($y_{e \max}$ & $y_{i \min}$), los cuales alteran significativamente el coeficiente de arrastre y sustentación.

Figura 12

Diagrama de flujo del algoritmo para optimizar la forma del perfil NACA 0015

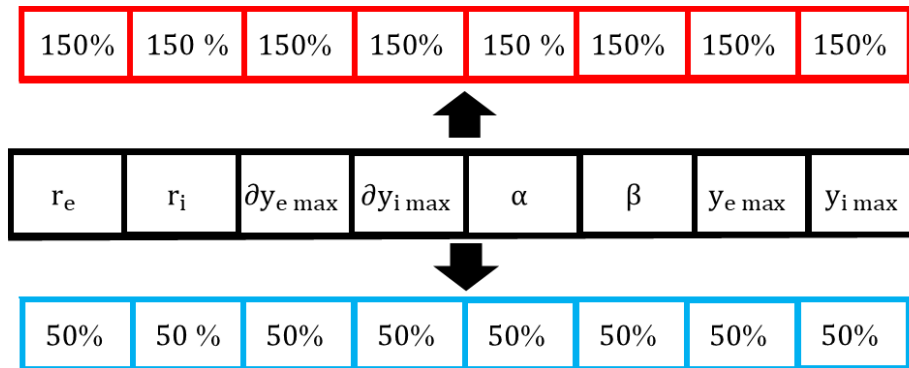


Nota: El diagrama de flujo está conformado por la combinación del método PARSEC, como responsable de la generación de nuevos perfiles en base a combinaciones geométricas, XFOIL, programa basado en el método de paneles para calcular las fuerzas aerodinámicas y el algoritmo de temple simulado, algoritmo de optimización estocástico en cargado de la búsqueda optima.

Para la generación de los nuevos perfiles, se utilizaron los valores calculados de los parámetros como punto de partida. Estos se consideraron como un 100%, para posteriormente variar entre el 50% y 150% de los valores originales, ver Figura 13.

Figura 13

Rango de variación de parámetros PARSEC



Nota: Se presentan los parámetros en formato de celda, celda roja máximo valor del parámetro, celda negra, distribución de parámetros y celda celeste el mínimo valor.

Al analizar este rango de combinaciones con una variación del 1%, desde el valor más bajo hasta el máximo, se obtienen 100^8 nuevas geometrías, esto se calcula multiplicando cada una de las posibilidades (100 posibilidades, al restar el máximo con el mínimo) que tiene cada uno de los parámetros, sin embargo, el algoritmo puede escoger porcentajes decimales. Al definir la variación se recalcularon los coeficientes de las funciones que describen las curvas y así se obtuvieron las nuevas coordenadas. Estas, se analizaron en XFOIL cada que el algoritmo de optimización las solicitó, Esta explicación corresponde a la zona encerrada por la línea celeste en la Figura 12.

Anteriormente se explicó la generación de nuevas geometrías y soluciones. Sin embargo, estas dependen del ciclo de optimización, ya que no se ejecutará ninguna combinación a menos que sea llamada. Para iniciar la optimización, se selecciona una primera combinación aleatoria bajo una distribución uniforme. Luego, se calculan las fuerzas aerodinámicas y se asigna como la

mejor solución. Posteriormente, se escoge un punto vecino al cual se calculan sus fuerzas aerodinámicas y se compara con la mejor solución almacenada. Si la nueva combinación es mejor, se asigna como solución. De lo contrario se acepta de acuerdo con la regla de Metrópolis donde se le asigna una probabilidad para ser aceptada.

A medida que se acepten soluciones inferiores, empieza a decrecer la temperatura de acuerdo con un factor de cambio predefinido, la optimización termina cuando se alcanza esa temperatura mínima establecida en el sistema. Al inicio del programa, existe una gran aleatoriedad donde se rectifican puntos alejados hasta que la temperatura disminuya, es decir, se puede saltar de un punto “A” hacia un punto “P” sin ser vecinos, de forma se evita tener el mismo punto de partida y estancarse en mínimos locales.

3.2 Optimización topológica

Para desarrollar esta sección, se requerían tres elementos de entrada al proceso de optimización:

1. Geometría del perfil optimizado.
2. Distribución de presiones.
3. Módulo de Young (material).

Con la optimización de forma se obtienen dos de los anteriores elementos, la geometría optimizada y la distribución de presiones. La distribución se determina con el coeficiente de presiones el cual se presenta en la ecuación (19).

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad (19)$$

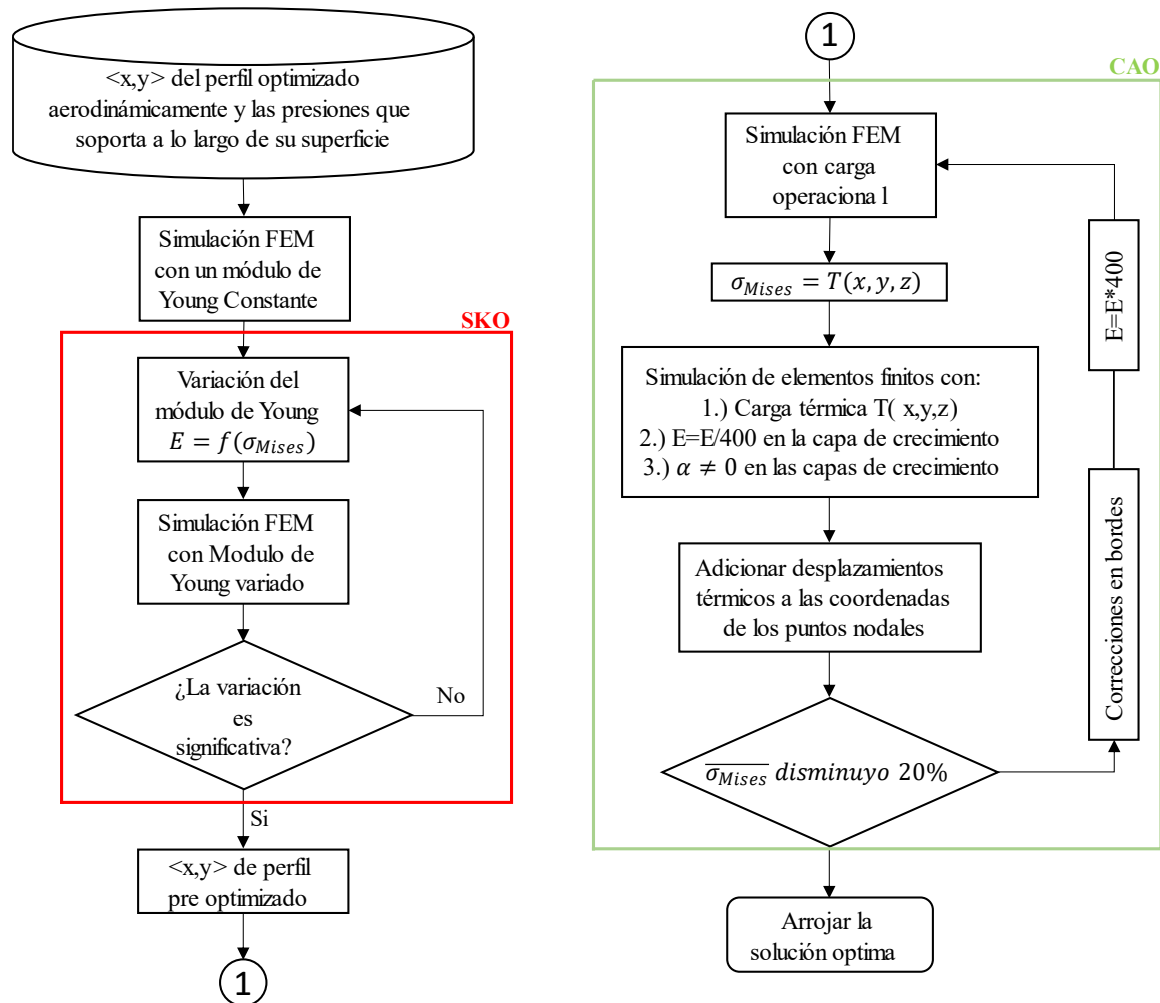
Este coeficiente depende de la presión que actúa en cada punto del contorno (P), la presión del aire (P_∞) y la presión dinámica del viento (q_∞), que a su vez depende de la viscosidad dinámica y la velocidad del viento. Este coeficiente se genera desde XFOIL con el comando “SAVE”, generando un archivo “.txt” que relaciona cada punto a lo largo de la cuerda “x/c” con el C_p del contorno.

Para el último elemento, se consideraron los nuevos métodos de manufactura que permiten diseñar piezas de fabricación compleja. Por esta razón, se seleccionó el PLA como material para el análisis estructural, ya que es el más común en la impresión 3D. Si en el futuro se desea verificar empíricamente, la estructura ya contaría con una optimización acorde al material de impresión.

Conociendo los elementos de entrada definidos, se procede la implementación de los algoritmos mediante Python a APDL. En primera instancia, se desarrolla un diagrama de flujo para ordenar el proceso que llevará el código, este se presenta en la Figura 14.

Figura 14

Diagrama de flujo de la optimización topológica

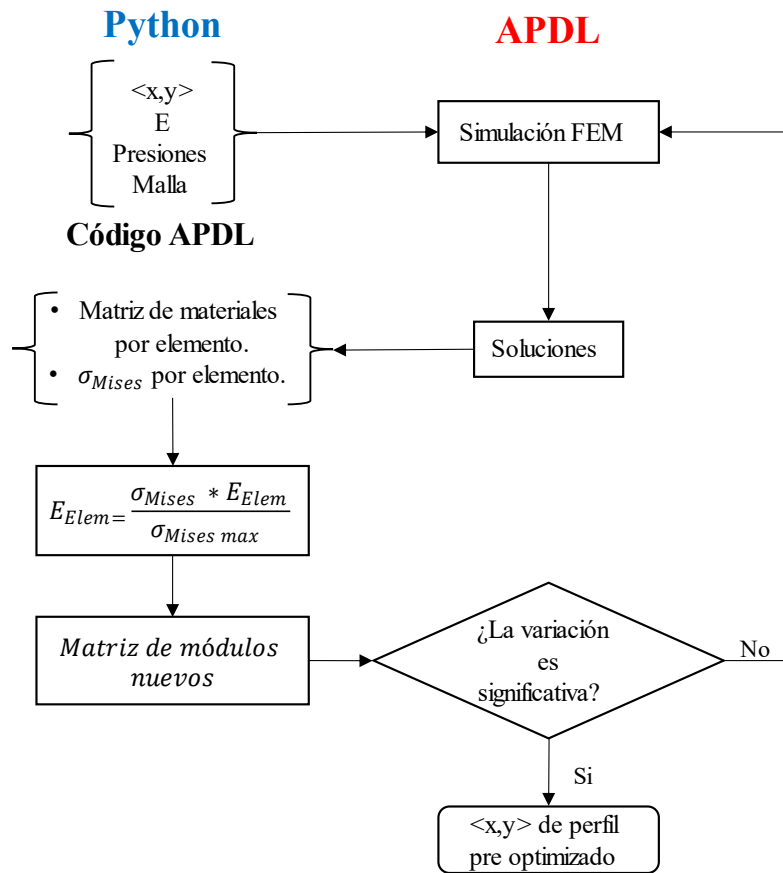


Nota: Se presenta el diagrama de flujo, el cual, de manera general, describe las operaciones empleadas para realizar la optimización topológica.

El diagrama se fundamenta en los algoritmos SKO y CAO, los cuales se implementan para lograr una figura con masa reducida, , específicamente en un contexto 2D (área). Además, buscan disminuir los concentradores de esfuerzos en las zonas eliminadas. Aunque normalmente estos algoritmos se implementan con bibliotecas de elementos finitos, en este caso se utilizará APDL para llevar a cabo el análisis estructural. Por lo tanto, era necesario escribir el código que se enviaría desde Python al software FEM. En la Figura 15 se presenta la conexión Python-APDL.

Figura 15

Diagrama de flujo de conexión Python-APDL



Nota: Diagrama de flujo sobre cómo se envían y reciben datos entre Python y APDL

Dado que estos algoritmos fueron diseñados hace bastante tiempo, se empleará la herramienta de optimización topológica del WorkBench de ANSYS para comparar los resultados. Esto permitirá verificar si todavía se pueden implementar o si es necesario realizar modificaciones.

4. Resultados

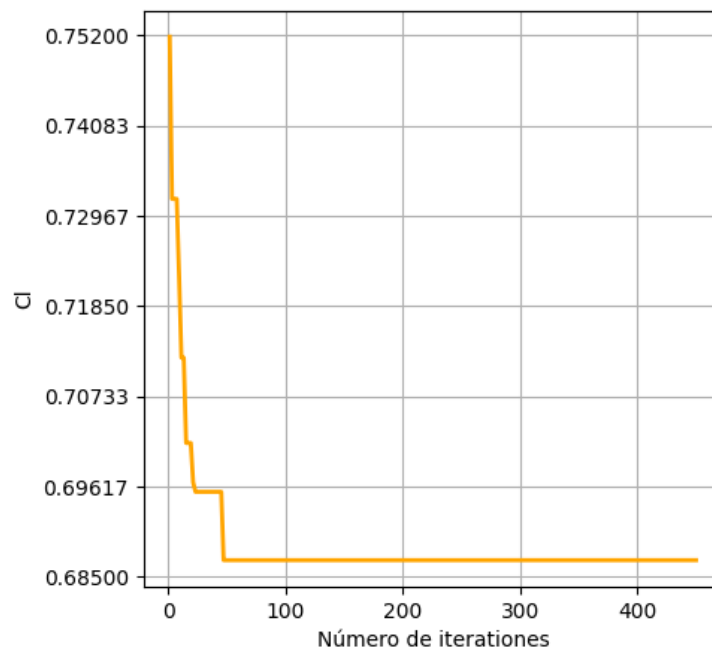
En este apartado se presentan los resultados de la optimización de forma y topológica, su convergencia y dominios de búsqueda.

4.1 Optimización de forma

Dado que se realizan múltiples iteraciones, era necesario que el archivo generado a partir de Python hacía XFOIL fuera uniforme en las órdenes generadas. Por lo tanto, se requería un número constante de iteraciones. Para determinar el número óptimo, se llevaron a cabo múltiples simulaciones a diferente número de iteraciones manteniendo constante el número de Reynolds, ángulos de ataque evaluados y geometría. Los resultados se presentan en la Figura 16.

Figura 16

Gráfico de C_l vs número de iteraciones



Nota: En esta figura se muestra la variación en el resultado del coeficiente de sustentación de acuerdo con el número de iteraciones realizadas.

Como se aprecia en la gráfica aproximadamente por encima de 60 iteraciones, los valores generados por XFOIL son uniformes, por lo tanto, 70 iteraciones fueron seleccionadas para el análisis de cada geometría.

Se inicia la fase de “generación de geometrías”, sin embargo, antes se necesitan las coordenadas del perfil NACA 0015 para calcular los coeficientes de las funciones del método PARSEC que describen el extradós e intradós. Son doce coeficientes los cuales se deben determinar, por ello, se seleccionaron seis coordenadas para cada curva como se presenta en la Tabla 1.

Tabla 1
Coordenadas del perfil NACA 0015

Intradós		Extradós	
x	y	x	y
0.013	-0.024	0.013	0.024
0.1	-0.059	0.075	0.052
0.25	-0.074	0.2	0.072
0.5	-0.066	0.5	0.066
0.8	-0.033	0.9	0.018
1	-0.002	1	0.002

Nota: Tabla separada entre intradós y extradós con cada una de sus coordenadas desde el borde de ataque hasta el de salida

De acuerdo con estas coordenadas se despejaron los coeficientes de las ecuaciones (3) y (4), los cuales se presentan en la Tabla 2.

Tabla 2

Coeficientes de las funciones de extradós e intradós

a_k	Intradós	Extradós
1	-0.2161	0.2163
2	0.3588	-0.3764
3	-0.6051	0.7689
4	1.3189	-1.7757
5	-1.3970	1.8783
6	0.5389	-0.7098

Nota: En la tabla se presentan dos columnas la primera los coeficientes que describen la curva intradós del perfil y la segunda contiene los coeficientes del extradós.

Al conocer estos coeficientes se determinaron los parámetros del método PARSEC, dando como resultado la Tabla 3.

Tabla 3

Parámetros que definen al perfil NACA 0015

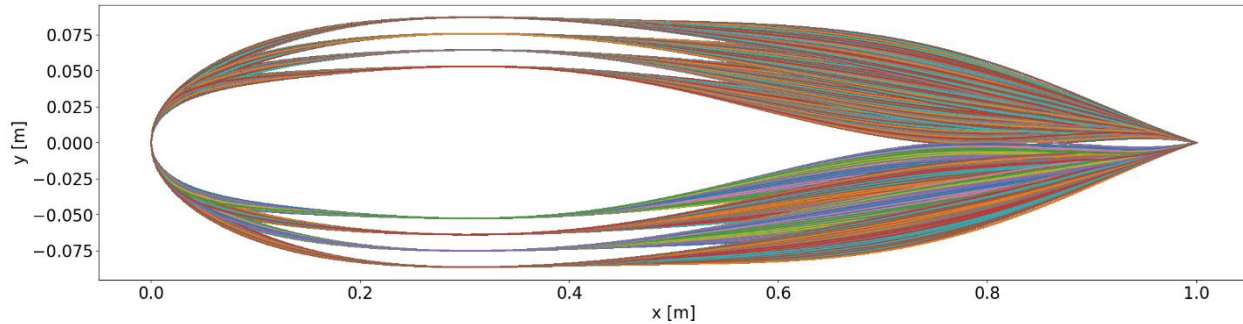
Parámetros	Valores
r_i [m]	0.02340
r_e [m]	0.07570
$y_{e\ max}$ [m]	-0.60690
$\partial y_{e\ max}$	0.00490
α	-0.07520°
β	0.40630°
$y_{i\ max}$ [m]	0.57610
$\partial y_{i\ min}$	0.02340
$x_{e\ max}$ [m]	0.30878
$x_{i\ max}$ [m]	0.30570
Δy_{bs} [m]	0
y_{bs} [m]	0

Nota: En la presente tabla se encuentran los valores de cada parámetro del perfil NACA 0015.

A partir de estos valores se determinan las combinaciones de cada parámetro. De acuerdo con la metodología simplemente se variaron los que más sensibilidad aportan a los coeficientes.

Estos fueron r_i , r_e , α , β , $y_{i\ min}$, $y_{e\ max}$, $\partial y_{i\ max}$ & $\partial y_{e\ max}$, los cuales pueden variarse entre el 50% y 150% de su valor original. Algunas de las geometrías se presentan en la Figura 17.

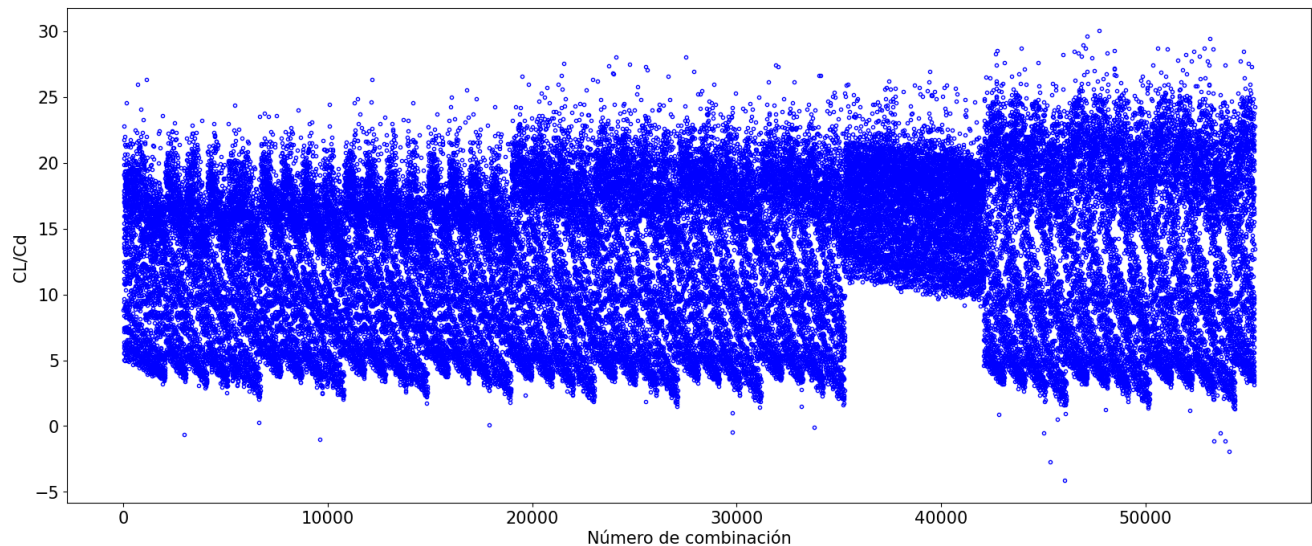
Figura 17
Perfiles generados por la combinación



Nota: La imagen presenta diferentes perfiles que se pueden generar de acuerdo con las combinaciones de los parámetros PARSEC en este caso se presentan 65000 geometrías.

Para iniciar la optimización se generó el dominio de búsqueda, este es un sistema multivariable, por ende, se desarrolló una relación numérica entre las variables de combinación. Las combinaciones se escriben de la forma $[r_i_r_e_alpha_beta_y_{i\ max}_y_{e\ max}_partial y_{i\ max}_partial y_{e\ max}]$. Se denominó 1 a la combinación $[50\%_50\%_50\%_50\%_50\%_50\%_50\%]$ y se fue aumentando de 25 en 25 hasta llegar a $[150\%_150\%_150\%_150\%_150\%_150\%_150\%]$, lo cual generó 60000 perfiles analizados. El objetivo fue verificar cual podía ser un máximo global y mínimo local. Lo mencionado se puede apreciar en la Figura 18.

Figura 18
Dominio de búsqueda



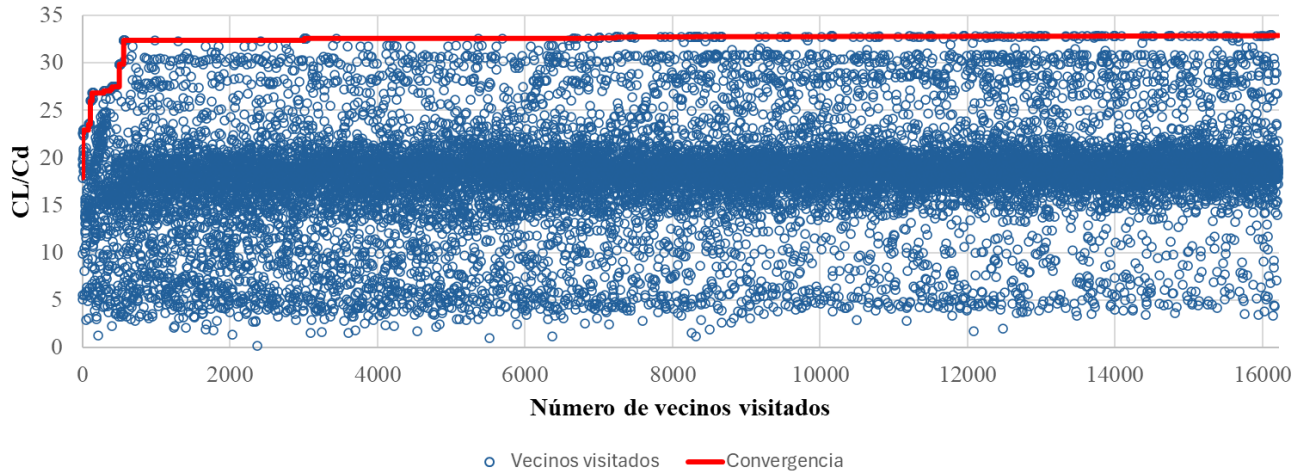
Nota: Se presenta el gráfico donde cada punto es el resultado de la simulación en XFOIL de una combinación evaluada.

Al revisar la gráfica es posible interpretar que el resultado del optimizador estará más cerca de 30. Más adelante se verificará si se cumple con la hipótesis o si existen puntos más alejados de los mostrados. Con esta claridad sobre el posible resultado, se inicia el proceso de optimización donde se programan 1000 iteraciones, esto con el fin de rectificar cuantos rebotes puede tener el algoritmo al llegar a la asíntota de convergencia.

El algoritmo evaluó aproximadamente 16 vecinos por cada iteración establecida, por ende, se analizaron alrededor de 16000 combinaciones. Se almacenaron todos los valores visitados y las soluciones aceptadas como las mejores sin cambio de probabilidad. La Figura 19 representa todos los puntos que se evaluaron y la línea roja indica cuales fueron las elecciones almacenadas como la mejor geometría.

Figura 19

Grafica de todas las evaluaciones del algoritmo



Nota: En el presente gráfico se presenta todas las evaluaciones que realizó el optimizador para conseguir la mejor, la convergencia o las opciones almacenadas como mejores son la línea roja la cual tiende a más o menos 33.

En la línea de convergencia, se aprecia que al llegar a la evaluación 3000, ya no hay variación de Cl/Cd . Esto se puede definir como punto asintótico. Sin embargo, se sugiere mantener las 1000 iteraciones debido a que en cada ejecución de código se inicia de manera aleatoria. Al tener un alto número de iteraciones se elimina la posibilidad de quedarse en un mínimo local. Para una representación gráfica más clara, se eliminó el ruido generado por cada visita y se conservaron los máximos aceptados. A partir de esto se obtiene la Figura 20.

Figura 20

Convergencia del valor optimo



Nota: En el gráfico se presenta la línea de convergencia de los resultados, esta línea muestra un valor de inicio en este caso 17 y llega hasta más o menos 33

Esta línea de convergencia presenta, en primer lugar, 16220 geometrías, más de las esperadas y en segundo el resultado tiende a un valor cercano a 30, como se presentaba en el dominio de búsqueda.

A pesar de que en la Figura 19 se presenta como punto asintótico la combinación 3000, al limpiar el ruido en la gráfica, se observan más escalones. En la evaluación 7000 se presenta otro salto y el último se alcanza en la evaluación 12000, estos casos son la razón de tener un alto número de iteraciones para evitar esas variaciones.

La combinación almacenada como mejor perfil aerodinámico fue [129.7%_131.5%_51.66%_133.1%_55.51%_107.8%_145.4%_59.13%]. Esta combinación muestra un aumento promedio del 14% en CI/Cd en comparación del NACA 0015 en un rango de ángulos de ataque de 1° a 9°. Este rango representa las zonas donde los perfiles son más eficientes y tienen menos posibilidades de experimentar pérdida de sustentación, ya que XFOIL no puede analizar más allá de los puntos de pérdida. En la Tabla 4 se presentan la comparación de los valores en cada ángulo entre el perfil original y el optimizado.

Tabla 4

Resultados del perfil optimizado y comparación con el original

AOA	NACA 0015 optimizado			NACA 0015			Porcentaje
	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	
1	0.5275	0.02392	22.0526756	0.3507	0.0245	14.3142857	54%
2	0.6789	0.02117	32.0689655	0.5374	0.02289	23.4775011	37%
3	0.7906	0.02147	36.8234746	0.6432	0.02174	29.5860166	24%
4	0.8826	0.02329	37.8960927	0.6951	0.02145	32.4055944	17%
5	0.9696	0.02576	37.6397516	0.7447	0.02155	34.5568445	9%
6	1.0456	0.02874	36.38135	0.7915	0.02314	34.2048401	6%
7	1.0971	0.03265	33.6018377	0.8452	0.02613	32.3459625	4%
8	1.1669	0.03651	31.9611065	0.9091	0.03016	30.1425729	6%
9	1.1609	0.04284	27.0985061	0.9674	0.03529	27.4128648	-1%

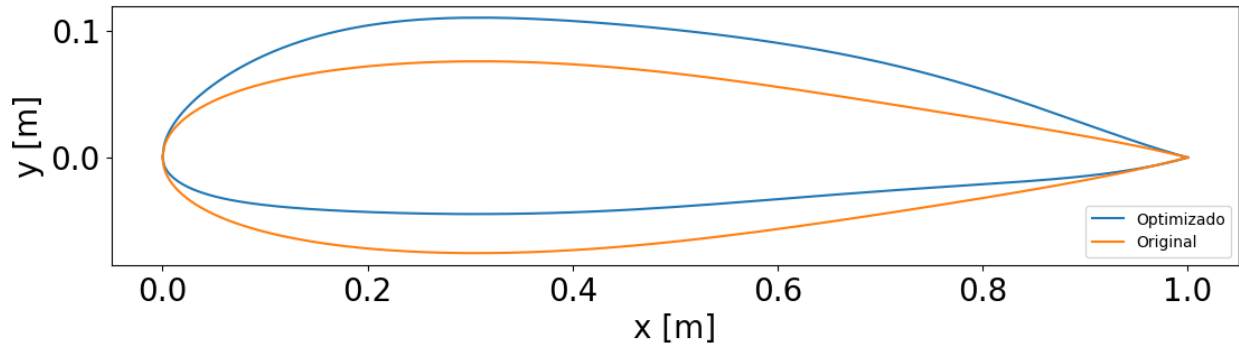
Nota: Esta tabla contiene la evaluación de un perfil optimizado y el original evaluado entre 1° y 9°, además de la diferencia entre cada Cl/Cd

Según los valores de Cl/Cd obtenidos, se destaca que el Cl muestra un incremento respecto al valor original en todos los ángulos de ataque evaluados, en contraste con los cambios observados en el Cd en esos mismos ángulos.

Los perfiles aerodinámicos a los cuales se les modifica su geometría inicial presentan un cambio en el ángulo del borde de fuga provocando que su punto máximo de eficiencia sea en un ángulo mayor o menor. Así mismo su entrada en pérdida puede ser más precipitada o tardía al modificar el desprendimiento de la capa límite en la superficie del perfil. Para el perfil optimizado, el borde de fuga tiene un ancho mayor y una ligera inclinación en la cola del original. Estas modificaciones se aprecian en la Figura 21.

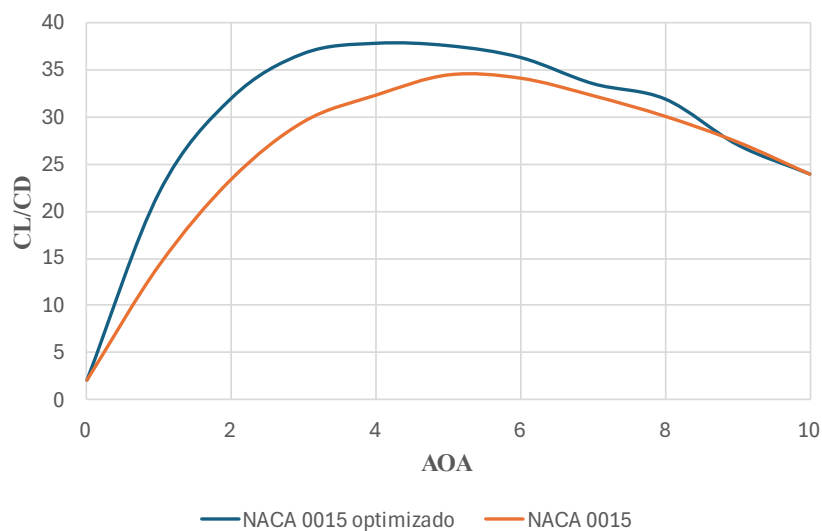
Figura 21

Siluetas del perfil original y optimizado



Nota: Se presenta la silueta del perfil original en color naranja y el perfil optimizado en color azul.

Las modificaciones geométricas han desplazado el punto máximo de eficiencia de 5° a 4° . Además, en la Figura 22 se observa que en la mayoría de los valores se mantienen consistentemente por encima de los valores originales. Este comportamiento era el esperado al analizar el promedio de los valores generados dentro de este intervalo. Asimismo, en los límites del rango seleccionado, la gráfica tiende a converger hacia un mismo valor, dado que en el análisis se excluyen los valores anteriores y posteriores a dicho rango.

Figura 22Gráfica Cl/Cd vs AOA

Nota: En el presente gráfico se visualiza la comparación entre el perfil original y el optimizado, la comparación se realiza entre la relación Cl/Cd a diferentes ángulos de ataque.

4.2 Optimización topológica

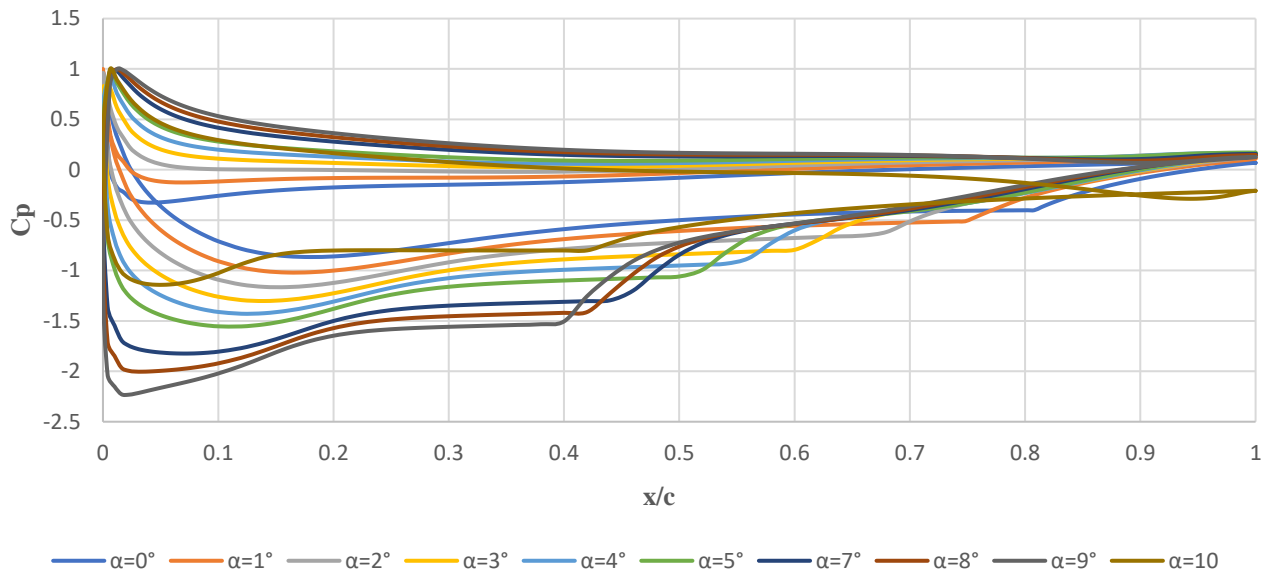
Los resultados de esta sección requerían comprender la distribución de presiones en el perfil. Dado que las presiones no podían obtenerse directamente de los resultados de XFOIL, se recurrió a la ecuación del coeficiente de presión como alternativa, la cual se extrajo de los resultados aerodinámicos. Para calcular estos coeficientes, fue necesario contar con información sobre la presión del aire, densidad del aire y la velocidad relativa del aire sobre el perfil. Estos valores se presentan en la Tabla 5.

Tabla 5
Valores del viento para cálculo de C_p

	Valores
Presión del viento [Pa]	90324
Velocidad del viento [m/s]	1.704
Densidad [kg/m ³]	1.1161

Nota: En la anterior tabla se presentan tres valores, presión del viento (P_∞)

Una vez obtenidos estos valores, se exportaron los coeficientes de presión (Apéndice *B*). Sin embargo, para analizar un caso crítico específico, fue necesario exportar el C_p de todos los ángulos de ataque previamente evaluados. Con estos datos se diseña la Figura 23.

Figura 23Gráfica de C_p vs x/c en diferentes ángulos

Nota: Se presentan nueve gráficas de coeficientes de presión respecto a la posición en la cuerda del perfil, cada una representa un ángulo de ataque evaluado, van desde 0° hasta 10° .

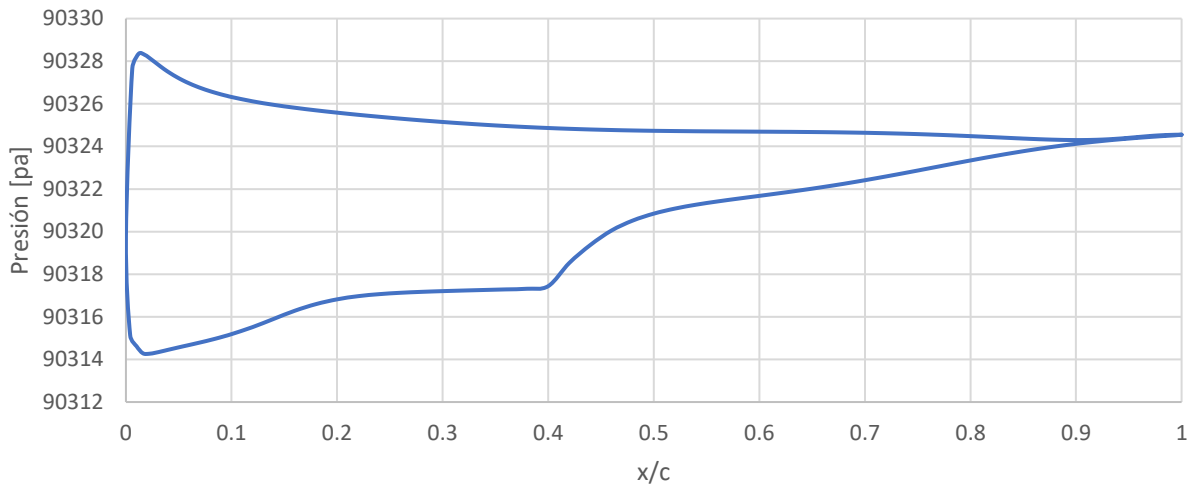
Según el gráfico, el ángulo de ataque que genera la mayor diferencia de presiones entre el intradós y el extradós es 9° . Aunque los resultados aerodinámicos indicaban que el ángulo de 4° tenía la mejor relación de coeficientes, no se seleccionó como el elemento más crítico. Esto se debe a que las fuerzas aerodinámicas dependen de la diferencia de presiones entre el extradós e intradós.

Aunque un ángulo de ataque de 9° tiene una mayor diferencia de presiones que 4° , esta diferencia es negativa, lo que implica un mayor arrastre. Por lo tanto, era necesario graficar los diferentes ángulos evaluados para encontrar el ángulo crítico donde la distribución tenía valores más altos.

Al determinar los coeficientes de presión y calcular la presión a lo largo de la superficie de la cuerda, los resultados se graficaron y se presenta en la Figura 24

Figura 24

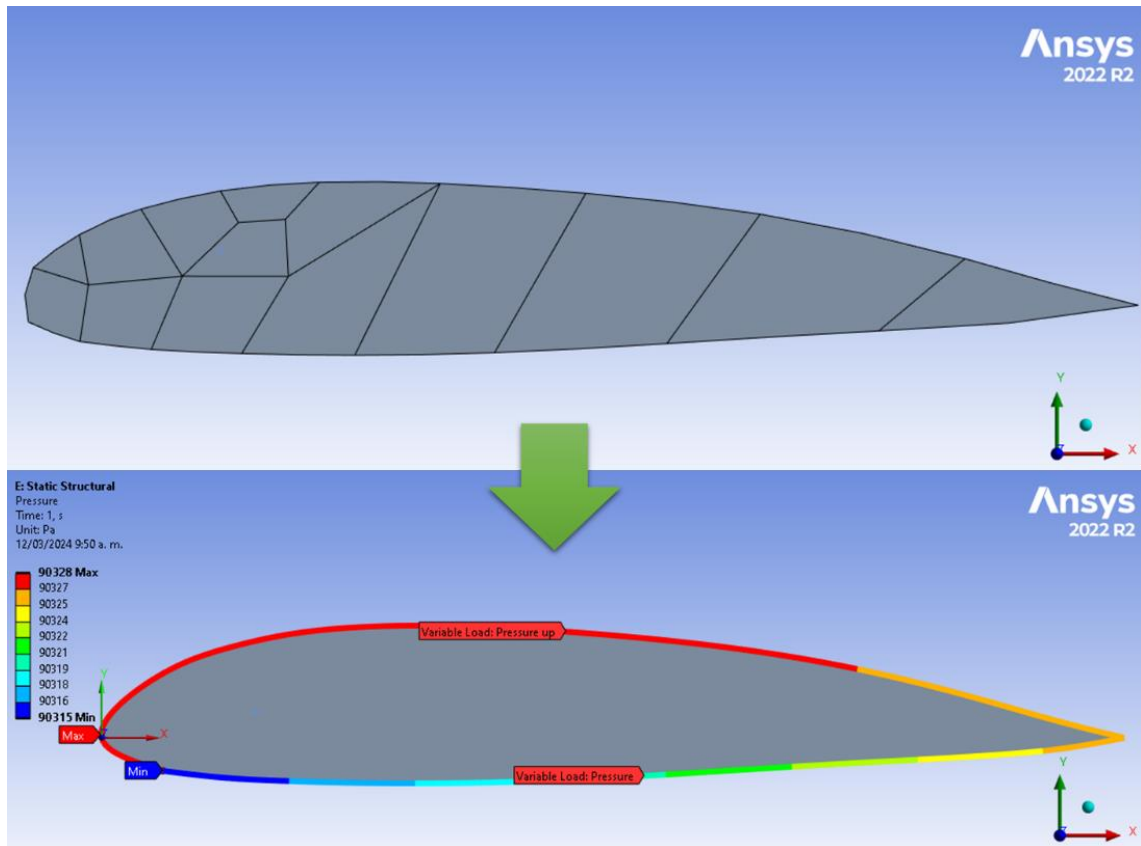
Distribución de presiones a lo largo de la cuerda



Nota: Se observa el comportamiento de la presión a lo largo de la cuerda, la distribución de presiones va desde 90330 [Pa] hasta 90312 [Pa].

Los datos mencionados fueron importaron a ANSYS Workbench para llevar a cabo el análisis estructural. El proceso comenzó con el diseño de la geometría y generación de malla, inicialmente se utilizó una malla de 14 elementos, la cual fue bastante robusta. Sin embargo, se seleccionó así para aplicar la herramienta de convergencia y establecer una más refinada posteriormente. Además, esta selección permitió distribuir las presiones sobre las curvas del perfil, esto se evidencia en la Figura 25.

Figura 25
Mallado y distribución de presiones en ANSYS

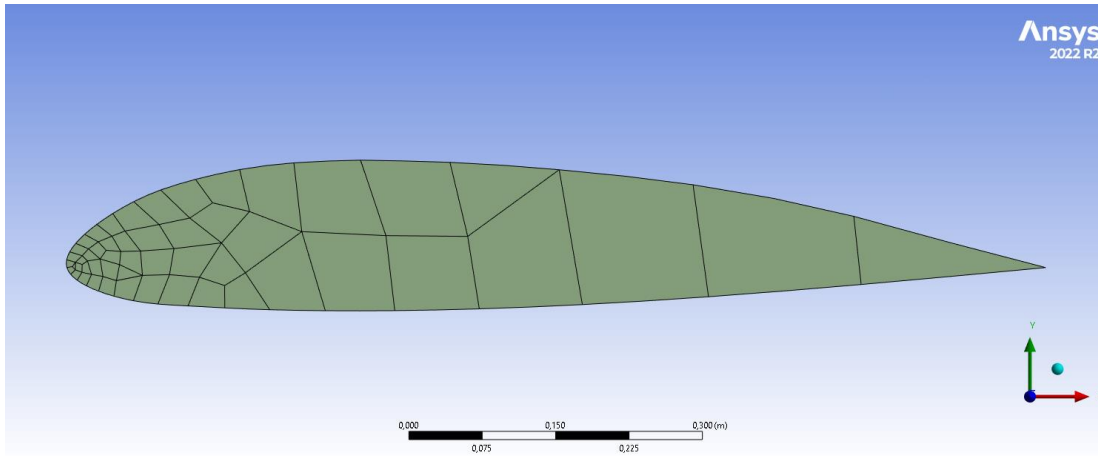


Nota: como primer paso el diseño de la malla robusta inicial para determinar la mejor refinación necesaria para el problema, además de incorporar la distribución de presiones sobre el perfil.

Posteriormente, se refinaron los elementos con la herramienta de convergencia según el esfuerzo de Von Mises, lo que facilitó la eliminación de elementos de manera más gradual. Como resultado de este proceso, se obtuvo una malla con 55 elementos (Apéndice C) al aplicar el resultado en la geometría se generó la Figura 26.

Figura 26

Malla resultante de la convergencia de acuerdo con el esfuerzo de Von Mises

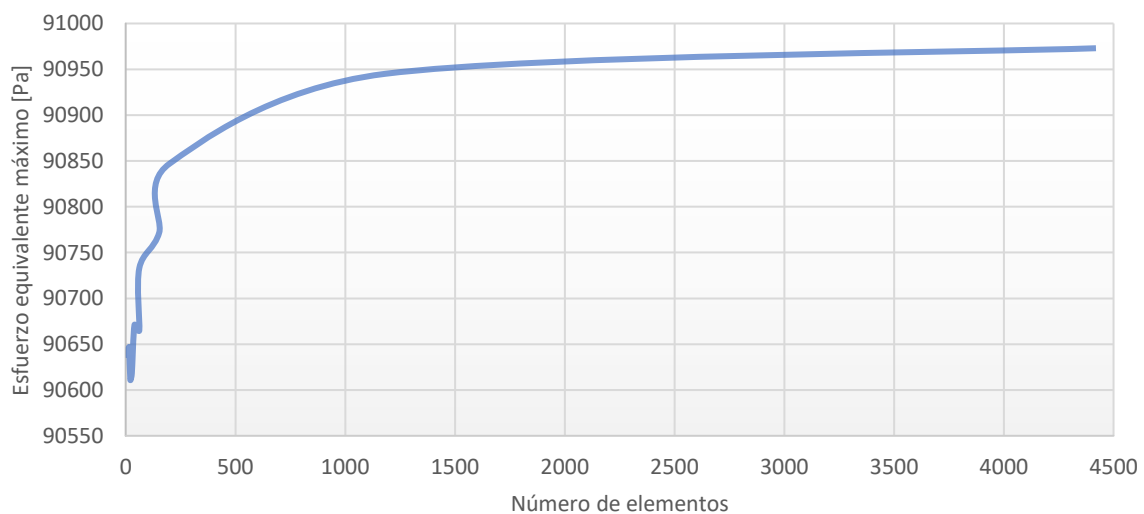


Nota: Es perfil contiene 55 elementos. El borde de ataque tiene una malla más refinada al borde de fuga.

No obstante, ANSYS diseño esta malla como óptima para la convergencia de los resultados, sin considerar el proceso de optimización. Esto se debe a la simplicidad del problema y la distribución uniforme de presiones. Debido a esto, se analiza la independencia de malla realizando diferentes simulaciones, esto se muestra en la Figura 27.

Figura 27

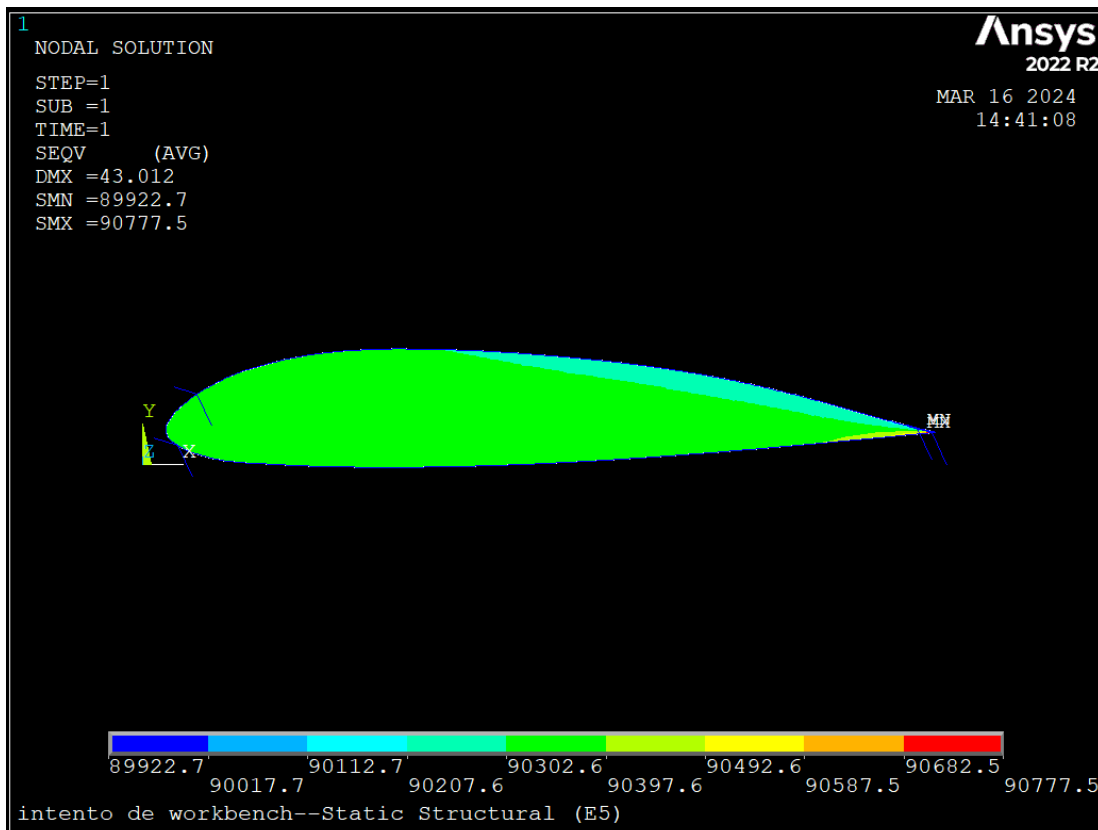
Esfuerzo equivalente máximo respecto a número de elementos



De acuerdo con el análisis de malla, se observa que incluso con una cantidad reducida de elementos, es posible alcanzar una solución óptima. Al aumentar la malla hasta el último punto evaluado se consigue una diferencia de 0.34% de variación, sin embargo, se optó por seleccionar la malla de 4500 elementos. Al exportar el código a APDL y realizar la simulación, fue necesario eliminar elementos para crear gradualmente la estructura óptima, por ello, al reducir el tamaño de los elementos se obtiene un resultado más uniforme.

Al terminar el proceso de mallado y distribución de presiones, se creó el archivo para iniciar el proceso en APDL, la simulación inicial se presenta en la Figura 28

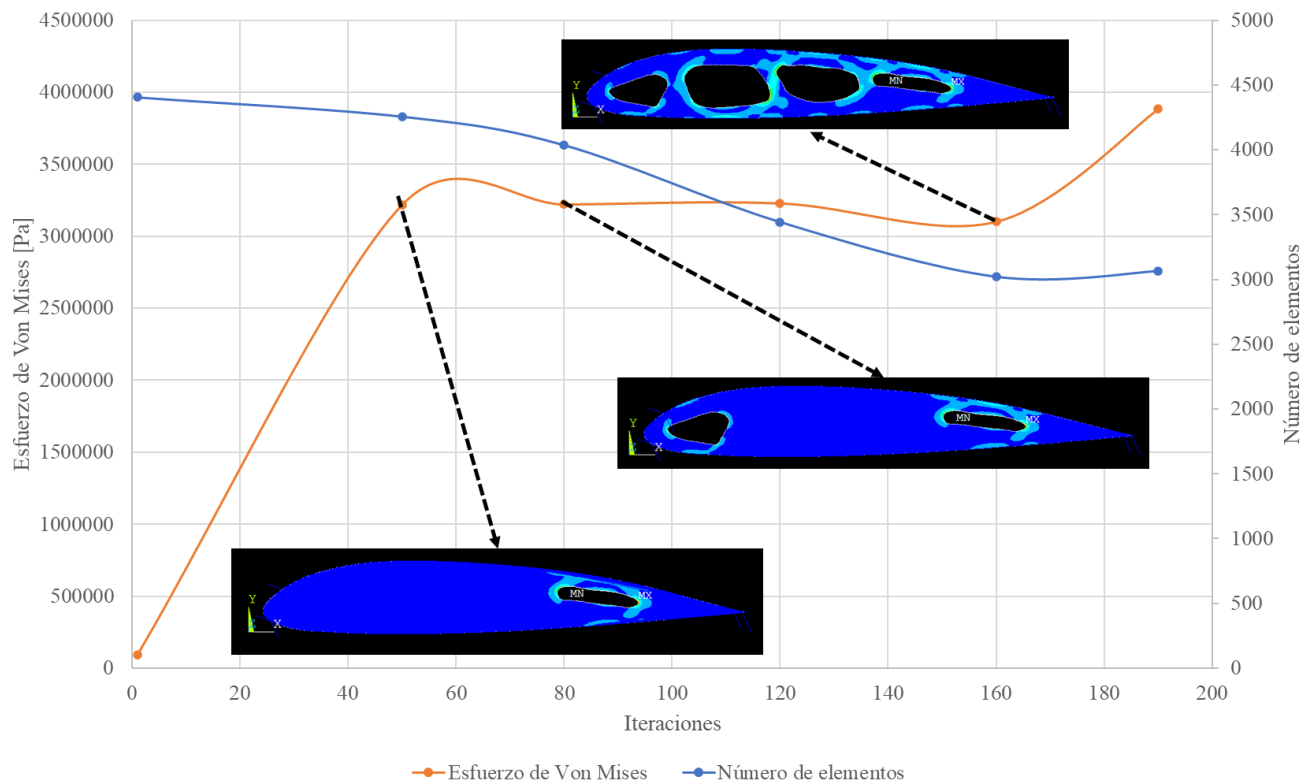
Figura 28
Simulación APDL, primera iteración



Nota: La figura presenta los resultados del esfuerzo de Von Mises en el perfil desde el APDL, de acuerdo con las presiones calculados con el coeficiente de presión estos valores van desde 90777.5 [Pa] hasta 89922.7 [Pa]. La diferencia entre el máximo y mínimo se debe a la poca variación en la distribución de presiones.

A partir de la simulación inicial el algoritmo inició la eliminación de elementos que constituían la geometría, este el proceso de eliminación se presenta en la Figura 29.

Figura 29
Gráfico de esfuerzo y número de elementos vs iteración



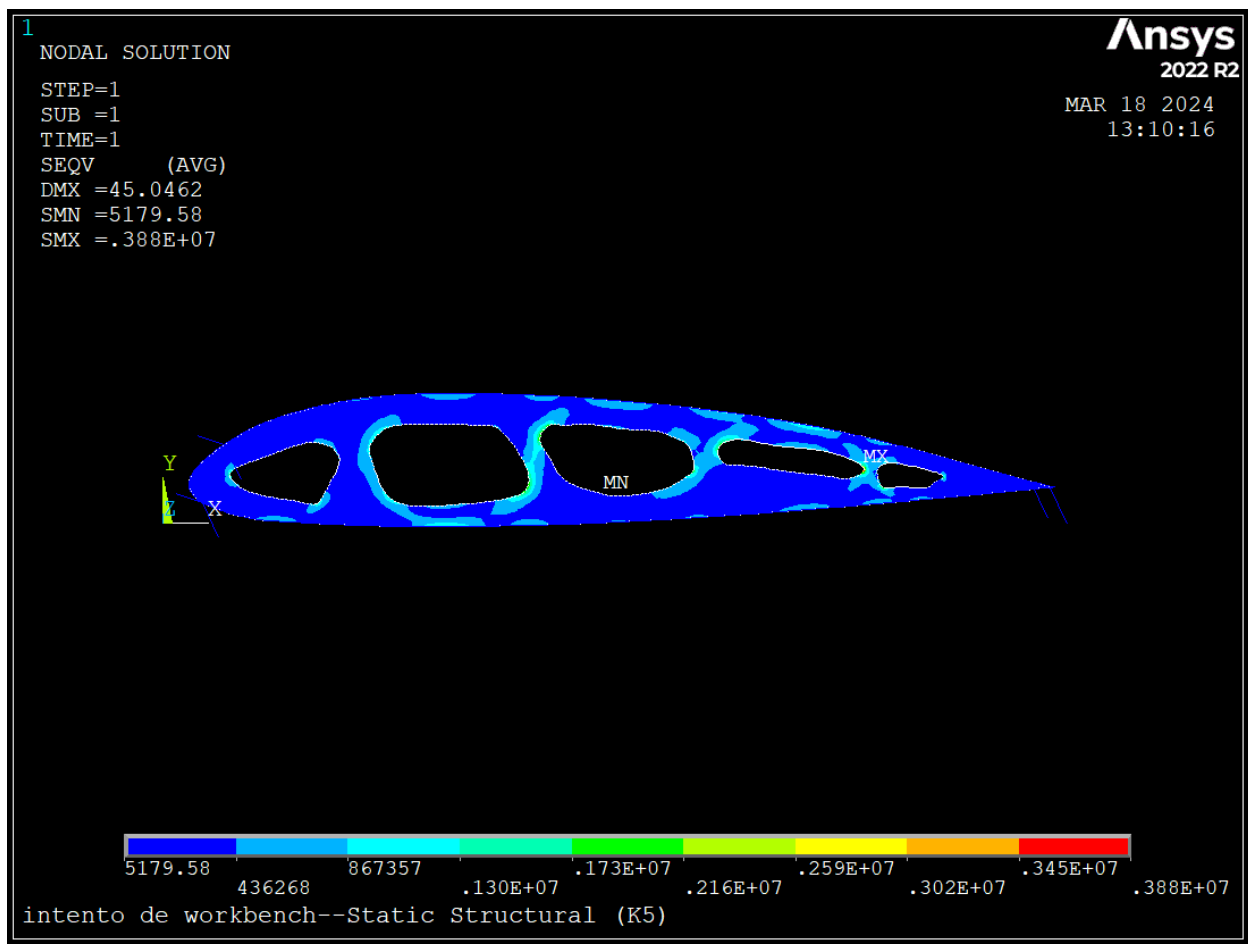
Nota: Esta gráfica presenta el proceso de optimización topológica. Cada iteración tiene un número de elementos y esfuerzo de Von Mises máximo relacionado.

El gráfico presenta la variación del número de elementos de la malla y el esfuerzo de Von Mises máximo versus las iteraciones, el proceso finaliza en 190 iteraciones porque a partir de este punto, el algoritmo empieza a dejar elementos flotantes. Sin embargo, el optimizador logra una eliminación del 31% de área sin exceder el valor de esfuerzo permisible del PLA.

A pesar de que el primer análisis estructural presentó esfuerzos uniformes, el algoritmo encontró una franja adecuada para comenzar a eliminar elementos. Esta franja estaba ubicada inicialmente, posteriormente salto al borde de ataque, para finalmente eliminar del centro. En ninguna iteración se eliminaron elementos del contorno, lo que permitió mantener las propiedades aerodinámicas de la estructura. La geometría final se presenta en la Figura 30.

Figura 30

Análisis estructural de la geometría optimizada

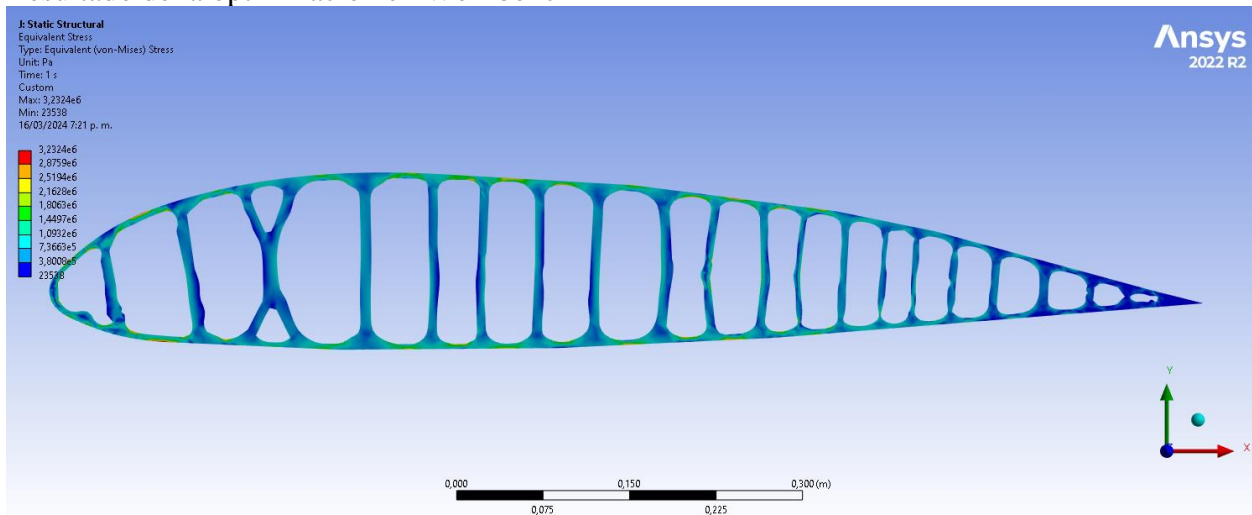


Nota: la figura presenta la interfaz de APDL con el análisis estructural de la geometría final. Además, presenta los esfuerzos de Von Mises, desde el mínimo (5179.58 [Pa]) hasta el máximo (0.388e+7 [Pa]).

Los resultados de esta optimización buscan la implementación de un método poco común, por esta razón se realiza una comparación con el optimizador integrado en el Workbench de Ansys.

La malla, distribución de presiones y material seleccionado previamente se incorporan al optimizador estructural. Se establece una restricción de área para no superar el 80% de eliminación y un límite de 800 iteraciones. Después de 291 iteración el programa presenta la Figura 31

Figura 31
Resultado de la optimización en Workbench



Nota: Se presenta el análisis estructural de la geometría optimizada con WorkBench.

Comparando los resultados de Python-APDL y el optimizador de Workbench se aprecia que Workbench consigue un esfuerzo menor y una mayor eliminación de área, probablemente sea por su función de suavizado de curvas que se emplea cuando se realiza el análisis, además, el código en APDL realiza eliminación por elementos, función la cual deja muchos bordes, generando concentradores de esfuerzo, se debería incorporar un suavizador además de la expansión térmica del algoritmo CAO para conseguir un mejor acabado. Las geometrías son bastante similares, la eliminación presenta diferentes vigas como se realiza en las alas de los aviones, esta forma es muy beneficiosa para evitar pandeos en un alabe completo.

5. Conclusiones

La base de datos seleccionada tenía como velocidad promedio 1.7 [m/s] una velocidad baja para una turbina normalmente debe ser superior a 4 [m/s] para permitir un trabajo continuo, según se menciona en la literatura. Sin embargo, esta base de datos proporcionó las propiedades del viento necesarias para implementar los algoritmos, evitando la necesidad de extraer información de diferentes fuentes

La implementación del método PARSEC junto con el algoritmo de temple simulado acoplado a XFOIL permitió evaluar las combinaciones generadas en una convergencia de 16000 iteraciones, el tiempo fue de siete horas de procesamiento, más o menos 39 simulaciones por minuto, un procesamiento bastante rápido a pesar de generar y leer archivos “.txt”. Con esto se consigue una mejora del 14% en la relación de coeficientes aerodinámicos, valor bastante coherente con la literatura. Por otro lado, el método PARSEC al ser modificado mediante porcentajes, generaba muchas curvas cruzadas dentro del perfil. Aunque este método solo necesite resolver algunas ecuaciones, también es sensible a la generación de perfiles erróneos.

La implementación de los algoritmos CAO y SKO ha demostrado generar reducciones significativas al perfil NACA0015, en cuanto a su área interna. Su reducción fue del 31%. Los algoritmos CAO y SKO, a pesar de los resultados, necesitan mayor sobredimensionamiento en la geometría inicial y más diferencia en la distribución de presiones, ya que las presiones del caso de estudio variaron un 0.014% a lo largo de la superficie.

Los resultados obtenidos al comparar la optimización topológica utilizando Python-APDL y el optimizador de Workbench han demostrado diferencias significativas en cuanto a la eliminación de área, ya en un caso la eliminación fue del 31% y en el otro del 75%,

respectivamente. La validación del perfil NACA 0015 se llevó a cabo mediante simulaciones numéricas utilizando el software ANSYS. Aunque las geometrías resultantes fueron bastante similares, se observaron diferencias significativas en la distribución de las vigas. Las geometrías finales en ambos casos son similares a la disposición de las alas en los aviones, donde por medio de vigas se mantiene la rigidez del alabe.

Trabajo futuro

Si se pretende incorporar la optimización, se necesitarán simulaciones que cubran un recorrido completo del perfil, es decir, desde 0° hasta 360° . Para esta expansión, se requieren simulaciones más robustas, ya que XFOIL calcula solo hasta el punto de STALL de los perfiles, dejando de proporcionar resultados más allá de este punto. Por lo tanto, se sugiere considerar la implementación de la nueva biblioteca PyFluent.

Además, al determinar las cargas en las gráficas de C_p , se observan múltiples máximos en cada punto de la cuerda del perfil. Por tanto, se recomienda superponer las máximas presiones soportadas por el perfil para obtener una representación más precisa de las cargas críticas.

Se sugiere la incorporación de un suavizador adicional junto con la expansión térmica del algoritmo CAO para mejorar el acabado.

Bibliografía

- Alave-Vargas, E. M., Orellana Lafuente, R., & Sempértégui-Tapia, D. F. (2022). Estado del arte sobre aerogeneradores de eje vertical (Monografía). *Investigación & Desarrollo*, 22(1). <https://doi.org/10.23881/idupbo.022.1-13i>
- Alcaldía de Bucaramanga. (1981). *Bucaramanga*. Portal de La Alcaldía de Bucaramanga. <https://es.wikipedia.org/wiki/Bucaramanga>
- Baumgartner, A., Harzheim, L., & Mattheck, C. (1992). SKO (soft kill option): the biological way to find an optimum structure topology. *International Journal of Fatigue*, 14(6), 387–393. [https://doi.org/10.1016/0142-1123\(92\)90226-3](https://doi.org/10.1016/0142-1123(92)90226-3)
- Bendsøe, M. P., & Sigmund, O. (2004). Topology Optimization. In *CISM International Centre for Mechanical Sciences, Courses and Lectures* (Vol. 540). Springer Berlin Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/978-3-662-05086-6>
- Camacho, C. J. (2011). *Optimización Topológica Estructural de Ensamblajes* [Universidad Nacional de Colombia]. <http://bdigital.unal.edu.co/6684/1/291438.2011.pdf>
- Casado Bravo, F. (2022). *Optimización Estructural Mediante Algoritmos Computacionales Inspirados En La Naturaleza* [Universidad Politécnica de Madrid]. https://oa.upm.es/70277/3/TFM_Francisco_Casado_Bravo.pdf
- Chattopadhyay, R. (1972). Optimization in engineering design. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 9(3), 216–219. <https://doi.org/10.1007/BF00932592>
- Chen, J., Yang, H., Yang, M., & Xu, H. (2015). The effect of the opening ratio and location on the performance of a novel vertical axis Darrieus turbine. *Energy*, 89(November 2018),

819–834. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.05.136>

Della Vecchia, P., Daniele, E., & D'Amato, E. (2014). An airfoil shape optimization technique coupling PARSEC parameterization and evolutionary algorithm. *Aerospace Science and Technology*, 32(1), 103–110. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.11.006>

Drela, M. (1989). XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. In *Low Reynolds Number Aerodynamics* (pp. 1–12). https://doi.org/10.1007/978-3-642-84010-4_1

Fernández, A. T. (2021). *Optimización del diseño de perfiles aerodinámicos mediante algoritmo genético*. Universidad de Sevilla.

Ferreira, C. S., & Geurts, B. (2015). Aerofoil optimization for vertical-axis wind turbines. *Wind Energy*, 18(8), 1371–1385. <https://doi.org/10.1002/we.1762>

Fox, R. W., Mcdonald, A. T., & Pritchard, P. J. (2006). *Fluid Mechanic* (sixth). John Wiley & sons, INC.

Galindo, D. R. F. (2006). *Diseño de perfiles aerodinámicos*. Instituto politécnico nacional.

Hensey, C. E., Hong, F., Durfee, T., Qian, Y. W., Lee, E. Y., & Lee, W. H. (1994). Identification of discrete structural domains in the retinoblastoma protein. Amino-terminal domain is required for its oligomerization. *Journal of Biological Chemistry*, 269(2), 1380–1387. [https://doi.org/10.1016/S0021-9258\(17\)42269-1](https://doi.org/10.1016/S0021-9258(17)42269-1)

Huber, M. L., & Hanley, H. J. M. (1996). The Corresponding–States Principle: Dense Fluids. In *Transport Properties of Fluids* (pp. 283–295). Cambridge University Press. <https://doi.org/10.1017/CBO9780511529603.013>

- Inzenhofer, A., Haikonen, J., & Hupfer, A. (2018). Multiobjective topology optimization with the sko-method. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 57(1), 325–340.
<https://doi.org/10.1007/s00158-017-1757-6>
- Jiménez, E. V. C., Jose V. Osuna Enciso, Diego A. Oliva Navarro, & Margarita A. Díaz Cortés. (2016). *Optimización algoritmos programados en MATLAB*. Alfaomega.
- Kakhi, M. (2009). Classification of the flow regimes in the flow-through cell. *European Journal of Pharmaceutical Sciences*, 37(5), 531–544. <https://doi.org/10.1016/j.ejps.2009.04.003>
- Kentli, A. (2020). Topology Optimization Applications on Engineering Structures. In *Truss and Frames - Recent Advances and New Perspectives*. IntechOpen.
<https://doi.org/10.5772/intechopen.90474>
- Liu, J. (2006). Novel Taguchi-Simulated Annealing Method Applied to Airfoil and Wing Planform Optimization. *Journal of Aircraft*, 43(1), 102–109.
<https://doi.org/10.2514/1.13234>
- Maheshwar, M. (2018). a Review Article on Measurement of Viscosity. *International Journal of Research in Pharmacy and Chemistry*, 8(1), 69–77. www.ijrpc.com
- Mattheck, C. (1990a). Design and growth rules for biological structures and their application to engineering. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 13(5), 535–550.
<https://doi.org/10.1111/j.1460-2695.1990.tb00623.x>
- Mattheck, C. (1990b). Engineering Components grow like trees. *Materialwissenschaft Und Werkstofftechnik*, 21(4), 143–168. <https://doi.org/10.1002/mawe.19900210403>
- Mattheck, C. (1998). *Design in Nature* (M. Köksalan & S. Zionts (eds.); Vol. 507). Springer

Berlin Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-58747-4>

Meana-Fernández, A., Díaz-Artos, L., Fernández Oro, J. M., & Velarde-Suárez, S. (2018).

Proposal of an Optimized Airfoil Geometry for Vertical-Axis Wind Turbine Applications.

The 2nd International Research Conference on Sustainable Energy, Engineering, Materials and Environment, 1464. <https://doi.org/10.3390/proceedings2231464>

Morgado, J., Vizinho, R., Silvestre, M. A. R., & Páscoa, J. C. (2016). XFOIL vs CFD

performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils. *Aerospace Science and Technology*, 52, 207–214. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.02.031>

Mott, R., & Untener, J. (2015). Mecánica de fluidos. In *Pearson Educación* (7ed ed.). Pearson.

Munson, B. R., Young, D. F., & Okiishi, T. H. (2012). Fundamentals of Fluid Mechanics. In

Biofluid Mechanics (pp. 23–68). CRC Press. <https://doi.org/10.1201/b11709-7>

Nieto, J. N. R., & Rodríguez, D. S. E. (2019). *Optimización de un perfil aerodinámico para una aeronave categoría commuter tipo STOL utilizando técnica no tradicionales*. Fundación Universitaria Los Libertadores.

Núñez, J. A. (2004). Diseño y construcción de un prototipo de generador eólico de eje vertical

[Universidad de Chile]. In *Construcción De Un Prototipo Generador Eolico Vertical [Magister]*. <https://www.uv.es/~navasqui/OtrosAerogeneradores/Aerogen-vertical.pdf>

Palacios, J. D. J. S. (2010). *Evolución de la familia de perfiles PARSEC mediante algoritmos genéticos para la optimización del diseño de la pala de un aerogenerador*. Instituto politecnico nacional.

Pijush K. Kundu, I. M. C. and D. R. D. (2012). Aerodynamics. In *Fluid Mechanics* (pp. 691–

- 728). Elsevier. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-382100-3.10014-9>
- Saitou, K., Izui, K., Nishiwaki, S., & Papalambros, P. (2005). A survey of structural optimization in mechanical product development. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 5(3), 214–226. <https://doi.org/10.1115/1.2013290>
- Schlichting, H., & Gersten, K. (2017). *Boundary-Layer Theory*. Springer Berlin Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/978-3-662-52919-5>
- Sexton, R. S., Dorsey, R. E., & Johnson, J. D. (1999). Optimization of neural networks: A comparative analysis of the genetic algorithm and simulated annealing. *European Journal of Operational Research*, 114(3), 589–601. [https://doi.org/10.1016/S0377-2217\(98\)00114-3](https://doi.org/10.1016/S0377-2217(98)00114-3)
- Shahrokhi, A., & Jahangirian, A. (2007a). Airfoil shape parameterization for optimum Navier–Stokes design with genetic algorithm. *Aerospace Science and Technology*, 11(6), 443–450. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2007.04.004>
- Shahrokhi, A., & Jahangirian, A. (2007b). Airfoil shape parameterization for optimum Navier–Stokes design with genetic algorithm. *Aerospace Science and Technology*, 11(6), 443–450. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2007.04.004>
- Sobieczky, H. (1998). Parametric Airfoils and Wings. In *Numerical Fluid Mechanics* (Vol. 68).
- Stivers, I. A. A. V. D. L. (1945). NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS. In *NASA* (Vol. 74, Issue 1923). <https://www.sciencemag.org/lookup/doi/10.1126/science.74.1923.451>
- Suppakitnarm, A., Seffen, K. A., Parks, G. T., & Clarkson, P. J. (2000). A simulated annealing algorithm for multiobjective optimization. *Engineering Optimization*, 33(1), 59–85.

<https://doi.org/10.1080/03052150008940911>

Tovar, A., Patel, N. M., Niebur, G. L., Sen, M., & Renaud, J. E. (2006). Topology Optimization

Using a Hybrid Cellular Automaton Method With Local Control Rules. *Journal of*

Mechanical Design, 128(6), 1205–1216. <https://doi.org/10.1115/1.2336251>

Wang, Q., Liu, B., Hu, C., Wang, F., & Yang, S. (2022). Aerodynamic shape optimization of H-

VAWT blade airfoils considering a wide range of angles of attack. *International Journal of*

Low-Carbon Technologies, 17, 147–159. <https://doi.org/10.1093/ijlct/ctab092>

White, F. M. (2009). *Fluid mechanics* (7th ed.). McGraw-Hill.

Zhou, A.-H., Zhu, L.-P., Hu, B., Deng, S., Song, Y., Qiu, H., & Pan, S. (2018). Traveling-

Salesman-Problem Algorithm Based on Simulated Annealing and Gene-Expression

Programming. *Information*, 10(1), 7. <https://doi.org/10.3390/info10010007>

Apéndices

Apéndice A. Datos de Bucaramanga.

promedio=1.176 [m/s]															
0.4	0.9	1.8	1.3	0.4	0.9	3.1	2.2	0.9	1.8	0.4	1.8	0.4	0.4	0.9	0.4
0.4	0.9	2.2	1.8	0.4	0.9	3.1	2.2	0.4	1.8	0.4	1.3	0.9	0.9	0.9	0.4
0.4	0.4	1.8	2.2	0.4	1.3	3.1	2.2	0.9	1.8	0.4	1.8	0.4	0.9	0.9	0.4
0.4	0.4	2.2	2.7	0.9	0.9	2.7	1.8	0.4	2.2	0.4	1.3	0.4	0.4	0.9	0.4
0.4	0.4	3.1	1.8	0.4	1.3	2.2	1.8	0.4	1.3	0.4	0.9	0.4	0.4	1.3	1.3
0.4	0.4	1.8	1.8	0.4	1.3	2.2	1.8	0.4	1.3	0.4	0.9	0.4	1.3	0.4	1.3
0.4	0.4	2.7	2.2	0.4	1.3	1.8	1.3	0.9	1.3	0.4	1.3	0.4	1.3	0.9	1.3
0.4	0.4	2.2	1.8	0.4	1.3	2.2	2.2	0.4	2.2	0.4	0.4	0.4	0.9	0.9	1.3
0.4	1.3	3.6	0.9	0.4	2.2	2.2	1.8	0.4	2.2	0.9	0.9	0.9	1.3	0.4	1.3
1.3	0.9	2.2	2.2	0.9	2.2	1.3	1.3	0.4	2.2	0.9	0.9	0.4	0.4	0.4	1.3
0.4	0.4	2.2	2.2	0.9	1.8	1.3	1.8	0.4	2.7	0.4	0.4	1.8	2.7	0.9	1.3
0.4	0.4	2.7	2.2	0.4	1.8	0.4	1.3	0.4	2.2	0.4	0.4	1.8	2.2	0.4	1.3
1.8	1.3	2.7	2.2	1.8	2.2	1.3	0.4	0.4	2.2	0.4	0.4	0.9	2.2	0.9	0.4
0.4	1.3	2.2	1.3	0.4	2.7	1.8	1.3	0.4	3.1	0.9	0.4	0.9	1.8	0.9	0.9
0.4	0.4	1.8	1.8	0.9	1.8	0.9	0.4	0.4	2.2	1.3	0.4	0.9	2.2	0.4	0.4
0.4	0.9	1.8	2.2	0.4	1.3	0.4	0.4	0.4	2.2	0.9	0.4	4	1.3	0.9	0.4
0.9	0.4	2.2	1.8	0.9	2.2	0.4	0.4	0.9	2.2	0.4	1.3	3.1	1.3	0.9	0.4
0.4	1.3	2.2	1.8	1.3	1.8	0.4	0.4	0.4	1.3	0.4	0.9	0.9	2.2	0.4	0.4
0.4	0.9	1.8	2.7	3.6	1.8	0.4	0.4	0.4	1.8	0.4	0.9	0.4	1.3	0.9	0.4
0.4	0.4	1.8	2.2	3.1	2.2	0.4	0.9	0.4	2.2	1.8	0.4	1.3	0.9	1.3	1.3
0.4	0.9	1.3	3.1	2.2	1.8	0.9	0.4	0.4	2.2	1.3	0.4	0.9	2.2	1.8	1.8
0.4	1.3	1.3	1.8	1.8	1.8	0.4	0.4	0.4	2.2	1.8	0.4	0.9	2.2	0.9	1.3
0.4	0.9	1.3	1.3	1.8	2.2	0.4	0.4	0.4	2.2	1.3	0.4	0.4	1.3	0.9	1.3
0.4	0.4	2.2	1.8	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	2.7	0.9	0.4	0.9	1.3	0.9	1.3
0.4	0.9	1.8	2.2	0.9	0.9	0.4	0.4	0.4	2.2	0.9	0.4	0.4	1.3	1.3	0.9
0.9	1.8	1.8	2.2	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	3.1	1.3	0.4	0.4	0.9	1.3	1.3
0.4	1.8	1.8	2.2	0.4	0.4	0.4	0.9	0.4	2.7	1.3	0.4	0.4	1.3	0.4	1.8
0.4	1.3	1.8	2.7	0.9	0.9	0.9	0.4	0.4	2.2	0.4	0.4	0.4	0.9	0.9	2.7
0.4	1.8	1.3	2.7	0.9	0.4	0.4	0.4	0.4	1.8	0.9	0.9	0.4	0.4	2.2	2.2
0.4	1.8	0.9	2.2	0.4	0.4	0.4	0.4	1.3	0.9	0.4	0.9	0.4	1.8	2.7	1.3
0.4	1.3	0.9	1.8	1.3	0.4	0.9	0.9	0.4	1.3	0.4	0.4	0.4	2.2	1.8	1.3
0.4	1.8	0.9	2.2	0.9	0.9	0.4	0.9	0.4	1.3	0.4	0.9	0.9	1.3	2.2	1.8
0.4	2.2	0.4	1.8	1.8	0.4	0.4	0.4	0.4	0.9	0.9	0.4	0.4	2.7	2.2	1.8
0.4	2.7	0.4	1.8	0.4	0.4	1.3	0.9	0.4	0.9	0.4	0.4	1.8	1.8	2.7	1.8
1.3	1.3	0.4	1.8	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.9	1.3	2.7	3.1	2.2
0.9	0.9	0.4	0.4	0.4	1.8	2.2	1.3	0.9	0.4	0.9	0.4	2.7	2.2	2.7	2.2
1.3	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	2.2	1.3	1.8	0.4	0.4	0.4	1.8	1.8	2.2	2.2
3.1	0.4	0.4	0.4	0.4	1.8	3.1	1.3	0.9	0.9	0.4	0.4	1.3	1.3	3.1	1.3
3.6	1.3	0.9	0.4	1.3	1.8	3.1	1.3	1.8	0.9	0.4	0.9	0.9	0.9	3.1	1.3

Apéndice B. Coeficiente de presión en los nodos de cada panel para un ángulo de 9°.

x/c	Cp	Presiones [Pa]
1	0.1261649	90324.5501
0.994	0.1198441	90324.5225
0.988	0.1155392	90324.5037
0.982	0.1111012	90324.4844
0.976	0.1065963	90324.4648
0.97	0.1019098	90324.4443
0.964	0.09702096	90324.423
0.958	0.09190564	90324.4007
0.952	0.08653806	90324.3773
0.946	0.08090331	90324.3527
0.94	0.0749992	90324.327
0.934	0.06880032	90324.3
0.928	0.06230286	90324.2716
0.922	0.05549682	90324.242
0.916	0.04837721	90324.2109
0.91	0.0409318	90324.1785
0.904	0.03315986	90324.1446
0.898	0.02505448	90324.1092
0.892	0.01660873	90324.0724
0.886	0.00783207	90324.0342
0.88	-0.00128881	90323.9944
0.874	-0.01073688	90323.9532
0.868	-0.02051895	90323.9105
0.862	-0.03062587	90323.8665
0.856	-0.04103962	90323.8211
0.85	-0.05177672	90323.7743
0.844	-0.06279583	90323.7262
0.838	-0.0741045	90323.6769
0.832	-0.08569652	90323.6264
0.826	-0.09751285	90323.5749
0.82	-0.1095798	90323.5223
0.814	-0.1218467	90323.4688
0.808	-0.1343135	90323.4144
0.802	-0.1469515	90323.3593
0.796	-0.1597259	90323.3036
0.79	-0.1726371	90323.2473
0.784	-0.1856034	90323.1908
0.778	-0.1986797	90323.1338
0.772	-0.2117911	90323.0766

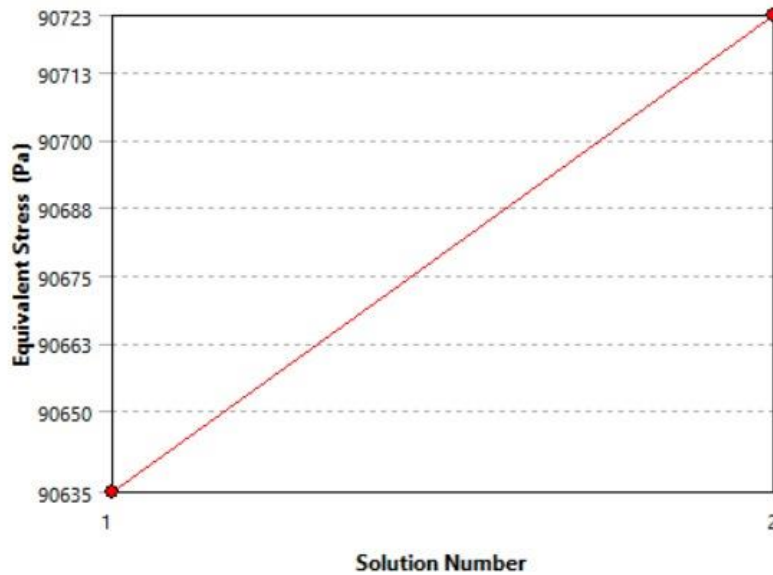
0.766	-0.2248821	90323.0195
0.76	-0.2380128	90322.9623
0.754	-0.2510792	90322.9053
0.748	-0.2641246	90322.8485
0.742	-0.2770227	90322.7922
0.736	-0.2899023	90322.7361
0.73	-0.302591	90322.6807
0.724	-0.3151789	90322.6259
0.718	-0.3275785	90322.5718
0.712	-0.3398299	90322.5184
0.706	-0.3518643	90322.4659
0.7	-0.3639203	90322.4134
0.68	-0.4023901	90322.2456
0.66	-0.4379355	90322.0907
0.64	-0.4711821	90321.9457
0.62	-0.5024842	90321.8092
0.6	-0.5325271	90321.6783
0.58	-0.5622134	90321.5488
0.56	-0.5931911	90321.4138
0.54	-0.627745	90321.2631
0.52	-0.6694274	90321.0814
0.5	-0.7237865	90320.8444
0.48	-0.7987451	90320.5176
0.46	-0.9054759	90320.0522
0.44	-1.060655	90319.3757
0.42	-1.254456	90318.5307
0.4	-1.504621	90317.44
0.38	-1.532596	90317.3181
0.36	-1.539426	90317.2883
0.34	-1.545612	90317.2613
0.32	-1.551684	90317.2349
0.3	-1.558198	90317.2065
0.28	-1.565924	90317.1728
0.26	-1.576046	90317.1286
0.24	-1.590466	90317.0658
0.22	-1.612354	90316.9703
0.2	-1.646613	90316.821
0.18	-1.698051	90316.5967
0.16	-1.76905	90316.2872
0.14	-1.856964	90315.9039
0.12	-1.945411	90315.5183
0.1	-2.021319	90315.1873
0.094	-2.041398	90315.0998
0.088	-2.060534	90315.0163
0.082	-2.078419	90314.9384

0.076	-2.095487	90314.8639
0.07	-2.111683	90314.7933
0.064	-2.127452	90314.7246
0.058	-2.142885	90314.6573
0.052	-2.158188	90314.5906
0.046	-2.173866	90314.5222
0.04	-2.189893	90314.4523
0.034	-2.206102	90314.3817
0.028	-2.221354	90314.3152
0.022	-2.232485	90314.2666
0.016	-2.22691	90314.291
0.01	-2.15052	90314.624
0.004	-2.033013	90315.1363
0	-0.9704504	90319.769
0.006	0.8383298	90327.655
0.012	0.9965751	90328.345
0.018	0.984497	90328.2923
0.024	0.9367751	90328.0842
0.03	0.8847574	90327.8574
0.036	0.833617	90327.6345
0.042	0.7881521	90327.4363
0.048	0.7470357	90327.257
0.054	0.7106897	90327.0985
0.06	0.6783187	90326.9574
0.066	0.6495879	90326.8321
0.072	0.6238324	90326.7198
0.078	0.6005895	90326.6185
0.084	0.5796562	90326.5272
0.09	0.5605136	90326.4438
0.096	0.5430739	90326.3677
0.1	0.5319791	90326.3194
0.12	0.4851265	90326.1151
0.14	0.4477346	90325.9521
0.16	0.4162038	90325.8146
0.18	0.3884405	90325.6936
0.2	0.3633603	90325.5842
0.22	0.3403147	90325.4837
0.24	0.3189074	90325.3904
0.26	0.2989687	90325.3035
0.28	0.2803227	90325.2222
0.3	0.2630773	90325.147
0.32	0.2471477	90325.0775
0.34	0.2326805	90325.0145
0.36	0.2196795	90324.9578
0.38	0.2081289	90324.9074

0.4	0.1981073	90324.8637
0.42	0.1895107	90324.8262
0.44	0.1823474	90324.795
0.46	0.1764351	90324.7692
0.48	0.1717433	90324.7488
0.5	0.1680844	90324.7328
0.52	0.1652716	90324.7206
0.54	0.1631724	90324.7114
0.56	0.1615333	90324.7043
0.58	0.1601674	90324.6983
0.6	0.158881	90324.6927
0.62	0.1574677	90324.6865
0.64	0.1557238	90324.6789
0.66	0.1534668	90324.6691
0.68	0.1505251	90324.6563
0.7	0.1466796	90324.6395
0.706	0.1452999	90324.6335
0.712	0.1438618	90324.6272
0.718	0.1423286	90324.6205
0.724	0.1406999	90324.6134
0.73	0.1389813	90324.6059
0.736	0.137101	90324.5977
0.742	0.1351591	90324.5893
0.748	0.1330761	90324.5802
0.754	0.1308987	90324.5707
0.76	0.1286107	90324.5607
0.766	0.1261788	90324.5501
0.772	0.1237127	90324.5394
0.778	0.1210516	90324.5278
0.784	0.1183739	90324.5161
0.79	0.1155037	90324.5036
0.796	0.1126008	90324.4909
0.802	0.1096096	90324.4779
0.808	0.1065725	90324.4646
0.814	0.1034544	90324.4511
0.82	0.1002686	90324.4372
0.826	0.0970921	90324.4233
0.832	0.09388982	90324.4094
0.838	0.09072393	90324.3956
0.844	0.08762765	90324.3821
0.85	0.08452745	90324.3685
0.856	0.08165158	90324.356
0.862	0.07886888	90324.3439
0.868	0.07626304	90324.3325
0.874	0.07396189	90324.3225

0.88	0.07198011	90324.3138
0.886	0.07033066	90324.3066
0.892	0.06914715	90324.3015
0.898	0.0685011	90324.2987
0.904	0.06839828	90324.2982
0.91	0.06896707	90324.3007
0.916	0.07024493	90324.3063
0.922	0.07231343	90324.3153
0.928	0.07523657	90324.328
0.934	0.07893573	90324.3442
0.94	0.08344368	90324.3638
0.946	0.08861916	90324.3864
0.952	0.09433731	90324.4113
0.958	0.1003507	90324.4375
0.964	0.1063212	90324.4636
0.97	0.1119233	90324.488
0.976	0.1167734	90324.5091
0.982	0.1206021	90324.5258
0.988	0.1233567	90324.5378
0.994	0.1253894	90324.5467
1	0.1261649	90324.5501

Apéndice C. Número de elementos seleccionados por la herramienta de "convergencia"



	Equivalent Stress (Pa)	Change (%)	Nodes	Elements
1	90635		59	14
2	90723	9,6236e-002	198	55