



**UNIVERSIDAD VERACRUZANA FACULTAD DE INGENIERÍA DE
INGENIERÍA DE LA CONSTRUCCIÓN Y EL HÁBITAT**

Región Veracruz

Maestría en Ingeniería Aplicada

Diseño de perfiles aerodinámicos para alas de vehículos
aéreos no tripulados con un nuevo modelo matemático

REGISTROS: SEP_PRODEP-UV-CA-294, Conacyt-SNI 228898/40529, SIVU FIUV-1002-
Simulación Numérica

Tesis para obtener el grado de:

Maestro en ingeniería aplicada

Presenta:

Ing. Manuel Alberto Flores Alfaro

Asesor:

Dra. María Elena Tejeda Del Cueto

Co-asesores

Dr. Marco Osvaldo Vigueras Zúñiga

Mtro. Nahúm Camacho Zamora

Septiembre de 2022





Universidad Veracruzana

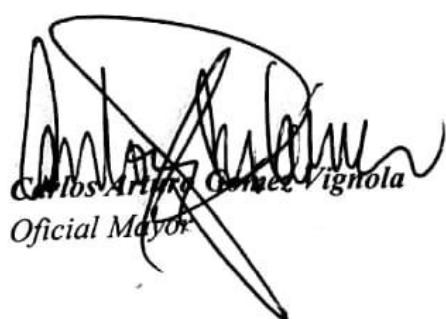
Dirección General de Administración Escolar
Oficialia Mayor

Dr. Agustín Leobardo Herrera May
Coordinador de la Maestría en Ingeniería Aplicada U.V.
Boca del Río, Veracruz

En contestación a su oficio s/n de fecha 31 de octubre del año en curso, y con fundamento en la fracción XI del Artículo 183 del Estatuto General de esta Universidad, comunico a usted que, habiendo cumplido con los requisitos legales correspondientes el C. Ingeniero Mecánico: **Manuel Alberto Flores Alfaro** aspirante al grado de: **Maestro en Ingeniería Aplicada** se autoriza la celebración del Examen de Grado solicitado, que versará sobre el trabajo escrito intitulado "**Diseño de perfiles aerodinámicos para alas de vehículos aéreos no tripulados con un nuevo modelo matemático**".

Pido a usted nos informe sobre los nombres de los sinodales que designe para integrar el Jurado del examen que se autoriza, así como el día, hora y resultado del mismo.

Atentamente
"Lis de Veracruz: Arte, Ciencia, Luz".
Noviembre 7 de 2022


Carlos Arturo Ormeño Vignola
Oficial Mayor

RESUMEN

El presente trabajo de investigación tuvo como objetivo desarrollar un algoritmo genético que utilice el método de parametrización IGP, con la finalidad de modificar la geometría de perfiles aerodinámicos para aumentar el coeficiente de sustentación, delimitando el estudio para vehículos aéreos no tripulados.

Se seleccionaron 3 perfiles aerodinámicos que cumplían con un gran desempeño en el régimen turbulento delimitado por VANTs. Se desarrolló un algoritmo genético que opera con la parametrización IGP y que realiza el análisis aerodinámico mediante XFOIL en el entorno de MATLAB. Con el algoritmo implementado, se generaron nuevos perfiles aerodinámicos, los cuales superan en C_L a los perfiles aerodinámicos base. Posteriormente, se realizaron simulaciones mediante CFD que modelaron el flujo de aire a través de una zona de pruebas de un túnel de viento a una velocidad del flujo del aire a 22 m/s, utilizando propiedades a nivel de mar y el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras.

Se logró un aumento en el promedio de C_L de en los perfiles aerodinámicos Eppler 68, MH 70 y FX Wortmann 60-126 de 17.243%, 14.967% y 7.652% respectivamente. Se obtuvo un 5.992%, de error en el cálculo del coeficiente de sustentación entre XFOIL y CFD. Se demostró la utilidad del método IGP y algoritmos genéticos para la parametrización y optimización de perfiles aerodinámicos. Además, se aproximó a la posibilidad de no depender de los limitados perfiles aerodinámicos que se encuentren en bases de datos, sino generar nuevas geometrías que cumplan con las características aerodinámicas para la aplicación que se requiera.

ÍNDICE

| | |
|-------------------------------------------------------------------------------|----|
| RESUMEN | 3 |
| ÍNDICE..... | 4 |
| LISTA DE FIGURAS | 8 |
| TABLA DE SÍMBOLOS | 13 |
| CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN | 15 |
| 1.1 Panorama general..... | 15 |
| 1.2 Estructura de la tesis | 17 |
| 1.3 Justificación | 18 |
| 1.4 Hipótesis | 21 |
| 1.5 Objetivos..... | 21 |
| 1.6 Contribución | 22 |
| 1.7 Cronograma | 23 |
| CAPÍTULO 2. TEORÍA DE PERFILES AERODINÁMICOS | 24 |
| 2.1 Introducción | 24 |
| 2.2 VANTs..... | 24 |
| 2.3 Teoría de la aerodinámica..... | 26 |
| 2.3.1 Tipos de flujo | 27 |
| 2.3.2 Capa límite | 28 |
| 2.3.3 Separación de flujo en un objeto..... | 29 |
| 2.3.4 Región de estela | 31 |
| 2.3.5 Principio de Bernoulli | 31 |
| 2.3.6 Fuerzas aerodinámicas | 32 |
| 2.3.7 Centro aerodinámico | 35 |
| 2.3.8 Perfil aerodinámico | 36 |
| 2.3.10 Flujo viscoso y generación de arrastre en un perfil aerodinámico | 40 |

| | |
|---------------------------------------------------------------------------|----|
| 2.4 Dinámica computacional de fluidos para perfiles aerodinámicos | 42 |
| 2.4.1 Modelo de turbulencia..... | 43 |
| 2.4.2 Ecuaciones gobernantes | 45 |
| 2.5 Algoritmos genéticos | 46 |
| 2.5.1 Operadores genéticos | 46 |
| 2.5.2 Estructura general..... | 47 |
| 2.6.1 Clasificación de los túneles de viento | 48 |
| 2.6.2 Elementos de un túnel de viento | 49 |
| 2.7 Teoría del desarrollo de perfiles aerodinámicos | 50 |
| 2.7.1 Métodos para descripción geométrica de perfiles aerodinámicos..... | 50 |
| 2.7.2 Algoritmos genéticos para optimización..... | 55 |
| 2.7.3 Dinámica computacional de fluidos para diseño de aeronaves..... | 57 |
| 2.7.4 Experimentación de perfiles aerodinámicos en túneles de viento..... | 59 |
| 2.7.5 Desarrollo de perfiles aerodinámicos | 60 |
| CAPÍTULO 3. DISEÑO DE LOS PERFILES AERODINÁMICOS | 64 |
| 3.1 Introducción | 64 |
| 3.2 Selección de los perfiles aerodinámicos base | 65 |
| 3.3 Parametrización | 71 |
| 3.3.1 Descripción del método IGP | 71 |
| 3.3.2 Análisis matemático | 72 |
| 3.3.3 Aplicación en el código..... | 76 |
| 3.4 Desarrollo del algoritmo genético..... | 80 |
| 3.4.2 Evaluaciones aerodinámicas | 83 |
| 3.4.3 Trascendencia..... | 85 |
| 3.4.5 Mutación..... | 86 |
| 3.5 Análisis aerodinámico..... | 87 |
| CAPÍTULO 4. MODELO NUMÉRICO | 92 |

| | |
|-----------------------------------------------|-----|
| 4.1 Geometría..... | 92 |
| 4.2 Mallado | 92 |
| 4.3 Condiciones de frontera | 93 |
| CAPÍTULO 5. RESULTADOS Y CONCLUSIONES..... | 95 |
| 5.1 Resultados de la parametrización | 95 |
| 5.2 Resultados del algoritmo genético | 97 |
| 5.2.1 Datos del PA eppler 68..... | 97 |
| 5.2.2 Datos del PA MH 70 | 101 |
| 5.2.3 Datos del PA FX 60-126 | 105 |
| 5.3 Resultados de la simulación con CFD | 109 |
| 5.3.1 Vectores de velocidad | 112 |
| 5.3.2 Contornos de velocidad..... | 114 |
| 5.3.3 Contornos de presión..... | 115 |
| 5.4 Gráficas de resultados | 116 |
| 5.4.1 Resultados de XFOIL..... | 116 |
| 5.4.2 Resultados de CFD | 120 |
| 5.5 Conclusiones | 124 |
| 5.6 Trabajos futuros | 126 |
| BIBLIOGRAFÍA..... | 127 |
| APÉNDICE A: Código desarrollado | 137 |
| RUN | 137 |
| Get_Parameters | 142 |
| Get_Airfoilcurves | 145 |
| Genetic_Algorithm | 148 |
| Rand_IGP..... | 152 |
| Solver | 152 |

| | |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| APÉNDICE B: Vectores de velocidad, contornos de velocidad y contornos de presión de las simulaciones CFD | 157 |
| Vectores de velocidad..... | 157 |
| Contornos de velocidad | 160 |
| Contornos de presión | 164 |

LISTA DE FIGURAS

| | |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 2.1 Ejemplo VANT (Arias, 2007)..... | 24 |
| Figura 2.2 Capa límite (Cengel & Cimbala, 2010)..... | 28 |
| Figura 2.3 Régimen de turbulencia en capa límite (Incropera & DeWitt, 1999). | 30 |
| Figura 2.4 Separación de flujo en un perfil aerodinámico (Shames, 1995). | 30 |
| Figura 2.5. Ejemplo de estela en un cilindro (Incropera & DeWitt, 1999). | 31 |
| Figura 2.6 Regiones donde es válida la ecuación de Bernoulli (Cengel & Cimbala, 2010).32 | |
| Figura 2.7. Fuerzas alrededor de un perfil aerodinámico. | 33 |
| Figura 2.8. Cocientes de fuerzas de sustentación y arrastre versus ángulo de ataque..... | 34 |
| Figura 2.9. Diagrama polar..... | 35 |
| Figura 2.10. Representación del centro aerodinámico y del centro de presión sobre la cuerda de un perfil aerodinámico (Carmona, 2000)..... | 36 |
| Figura 2.11. Nomenclatura de un perfil aerodinámico (Anderson, 2011)..... | 38 |
| Figura 2.12. Secuencia histórica de perfiles aerodinámicos (Anderson, 2011). | 38 |
| Figura 2.13. Perfiles aerodinámicos para flujo laminar a), supercríticos b) y supersónicos b) (Anderson, 2011)..... | 40 |
| Figura 2.14. El arrastre en un perfil aerodinámico debido al (a) arrastre por fricción de la piel y a la (b) separación de flujo (Anderson, 2011). | 41 |
| Figura 2.15. Diagrama de flujo de un algoritmo genético simple (Ruge & Alvis, 2009). ... | 48 |
| Figura 2.16. Túnel de viento de circuito abierto (Morales, Gómez, & Vázquez, 2007)..... | 50 |
| Figura 3.1. Diagrama de flujo del proceso de diseño. | 65 |
| Figura 3.2 Desempeño de perfiles en un determinado régimen de turbulencia (Selig & Guglielmo, 1997)..... | 66 |
| Figura 3.3. Relación de C_L y C_D una aeronave en diferentes números de Reynolds (Selig & Guglielmo, 1997)..... | 66 |

| | |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figura 3.4. Geometría de los perfiles aerodinámicos a) Eppler 68, b) MH 70 y FX-60126.69 | |
| Figura 3.5. Ilustración de los parámetros geométricos..... | 74 |
| Figura 3.6. Diagrama de flujo del algoritmo genético..... | 84 |
| Figura 3.7. Home del programa XFOIL..... | 88 |
| Figura 3.8. Archivo con comandos para el análisis aerodinámico en XFOIL..... | 91 |
| Figura 3.9. Archivo de salida “output.dat” de un análisis de XFOIL..... | 91 |
| Figura 4.1. Modelo del flujo de aire a través del perfil Eppler 68 a 0° de ángulo de ataque. | 92 |
| Figura 4.2. Mallado del sistema de control..... | 93 |
| Figura 4.3. Condiciones de frontera..... | 94 |
| Figura 5.1. Similitud entre el PA eppler 68 base descrito con coordenadas y el PA eppler 68 parametrizado..... | 96 |
| Figura 5.2. Similitud entre el PA MH 70 base descrito con coordenadas y el PA MH 70 parametrizado..... | 96 |
| Figura 5.3. Similitud entre el PA FX 60-126 base descrito con coordenadas y el PA FX 60-126 parametrizado..... | 97 |
| Figura 5.4. PA Eppler 68 base y el PA Eppler 68 mejorado..... | 101 |
| Figura 5.5. PA MH 70 base y el PA MH 70 mejorado..... | 105 |
| Figura 5.6. PA FX 60-126 base y el PA FX 60-126 mejorado..... | 109 |
| Figura 5.7. Comparación de los vectores de velocidad del PA eppler 68 base en ángulos de a) 0° c) 5° y e) 10° respecto al PA eppler 68 mejorado en ángulos de b) 0°, d) 5° y f) 10°. | 114 |
| Figura 5.8. Comparación de los contornos de velocidad del PA eppler 68 original en ángulos de a) 0° c) 5° y e) 10° respecto al PA eppler 68 mejorado en ángulos de b) 0°, d) 5° y f) 10°. | 114 |

| |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Figura 5.9. Comparación de los contornos de presión del PA eppler 68 base en ángulos de a) 0° c) 5° y e) 10° respecto al PA eppler 68 mejorado en ángulos de b) 0°, d) 5° y f) 10°...116 |
| Figura 5.10. C_L obtenido de XFOIL del PA eppler 68.....117 |
| Figura 5.11. C_D obtenido de XFOIL del PA eppler 68.....118 |
| Figura 5.12. C_L obtenido de XFOIL del PA MH 70.118 |
| Figura 5.13. C_D obtenido de XFOIL del PA MH 70.119 |
| Figura 5.14. C_L obtenido de XFOIL del PA FX 60-126.120 |
| Figura 5.15. C_D obtenido de XFOIL del PA FX 60-126.120 |
| Figura 5.16. C_L obtenidos de CFD del PA eppler 68.121 |
| Figura 5.17. C_D obtenidos de CFD del PA eppler 68.122 |
| Figura 5.18. C_L obtenido de CFD del PA MH 70.....122 |
| Figura 5.19. C_D obtenido de CFD del PA MH 70.123 |
| Figura 5.20. C_L obtenido de CFD del PA FX 60-126.124 |
| Figura 5.21. C_D obtenido de CFD del PA FX 60-126.124 |

LISTA DE TABLAS

| | |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Tabla 2.1 Variables de diseño de las parametrizaciones PARSEC e IGP | 52 |
| Tabla 2.2 Funciones de perturbación de los métodos Hicks-Henne, (Yu, Saeed, & Paraschivoiu, 2003) y CST | 54 |
| Tabla 2.3 Modelos matemáticos de los perfiles NACA, y de los trabajos de (Jiang H.B., 2015), (Ziemkiewicz, 2017) y (Cabrera P., Pestana A., & Wellesley- Bourke F., 2008) ... | 55 |
| Tabla 3.1. Características técnicas de los 7 VANTs seleccionados y condiciones del flujo de operación. | 68 |
| Tabla 3.2. Condiciones experimentales de los perfiles de diseño. | 68 |
| Tabla 3.3. Coordenadas de los perfiles seleccionados..... | 69 |
| Tabla 3.4. Parámetros de entrada y salida de la función “Get_Parameters”.... | 77 |
| Tabla 3.5. Parámetros de entrada y salida de la función “Get_Airfoils”..... | 80 |
| Tabla 3.6. Parámetros de entrada y salida de la función Genetic_Algorithm..... | 81 |
| Tabla 3.7. Parámetros de entrada y salida de la función Rand_IGP | 83 |
| Tabla 3.8. Ejemplo de una operación de Cruzamiento..... | 86 |
| Tabla 3.9. Ejemplo de una operación de Mutación. | 87 |
| Tabla 3.10. Parámetros de entrada y salida de la función “Solver”.... | 89 |
| Tabla 3.11. Comandos ocupados en el archivo ejecutable para XFOIL. | 90 |
| Tabla 4.1 Condiciones de frontera..... | 93 |
| Tabla 5.1. Parametrización de los perfiles aerodinámicos base. | 95 |
| Tabla 5.2. Promedio de C_L ganador del torneo por generación del PA eppler 68..... | 98 |
| Tabla 5.3. Población de la última generación, con el respectivo C_L que corresponde a cada individuo del PA eppler 68..... | 99 |
| Tabla 5.4. C_L y C_D en ángulos de 0° a 10° del PA base eppler 68 y el PA eppler 68 mejorado. | |
| | 100 |

| | |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Tabla 5.5. Promedio de C_L ganador del torneo por generación del PA MH 70 | 102 |
| Tabla 5.6. Población de la última generación, con el respectivo C_L que corresponde a cada individuo del PA MH 70 | 103 |
| Tabla 5.7. C_L y C_D en ángulos de 0° a 10° del PA base MH 70 y el PA MH 70 mejorado. | |
| | 104 |
| Tabla 5.8. Promedio de C_L ganador del torneo por generación del PA FX 60-126 | 106 |
| Tabla 5.9. Población de la última generación, con el respectivo C_L que corresponde a cada individuo del PA FX 60-126 | 107 |
| Tabla 5.10. C_L y C_D en ángulos de 0° a 10° del PA base FX 60-126 y el PA FX 60-126 mejorado | 108 |
| Tabla 5.11. Datos de C_L y C_D obtenidos con CFD del PA eppler 68 | 110 |
| Tabla 5.12. Datos de C_L y C_D obtenidos con CFD del PA MH 70 | 111 |
| Tabla 5.13. Datos de C_L y C_D obtenidos con CFD del PA FX 60-126 | 112 |
| Tabla 5.14. Velocidades mínimas y máximas alcanzadas del PA eppler 68 base y mejorado en ángulos de ataque de 0° , 5° y 10° | 113 |
| Tabla 5.15. Presiones mínimas y máximas alcanzadas del PA eppler 68 en ángulos de ataque de 0° , 5° y 10° | 115 |

TABLA DE SÍMBOLOS

| | |
|-------------------------------|------------------------------------------------------|
| A | Área |
| c | Cuerda del perfil aerodinámico, velocidad del sonido |
| C_D | Coeficiente de arrastre |
| C_L | Coeficiente de sustentación |
| C_f | Coeficiente a la resistencia a la fricción |
| C_p | Coeficiente de presión |
| F_L | Fuerza de sustentación |
| F_D | Fuerza de arrastre |
| $\frac{D}{Dt}$ | Derivada Sustancial |
| $\frac{\partial}{\partial t}$ | Derivada parcial |
| g | Gravedad |
| h | Altura |
| k | Relación de calores específicos |
| l | Longitud característica |
| Ma | Número de Mach |
| m | Masa |
| \dot{m} | Flujo másico |

| | |
|-------------|--------------------------------------------------------------|
| p | Presión |
| \dot{Q} | Tasa de transferencia de calor |
| R | Constante de gas, fuerza aerodinámica resultante |
| Re | Número de Reynolds |
| T | Temperatura |
| V | Velocidad, volumen |
| \dot{W}_s | Potencia |
| X_T | Distancia donde comienza la transición de régimen turbulento |
| δ | Grosor de la capa límite |
| μ | Viscosidad cinemática |
| ρ | Densidad |
| τ | Tensión de corte |

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN

1.1 Panorama general

Con la llegada del exitoso vuelo a motor a principios del siglo XX, (Anderson, 2011) menciona que la importancia de la aerodinámica se disparó casi de la noche a la mañana, a su vez, creció el interés en las aeronaves de alas fijas. De acuerdo con (Cabrera P., Pestana A., & Wellesley- Bourke F., 2008) uno de los elementos más importantes de las aeronaves es el ala, este es el componente fundamental para desarrollar la sustentación en el aire de los aviones, cohetes u otros artículos aéreos. Las alas de estos sistemas deben tener los requerimientos geométricos necesarios para que la aeronave se eleve y al mismo tiempo su resistencia sea la menor posible; de aquí la importancia del estudio del perfil del ala de una aeronave.

(Pinzón, 2013) afirma que antes de la era de aerodinámica computacional, la industria aeronáutica estaba liderada por la RAE (*Royal Aircraft Establishment*) del Reino Unido y NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) de Estados Unidos, la cual fue precursora de la NASA. Estas dos instituciones de nivel mundial formalizaron trabajos y estudios en túneles de viento entre 1920-1960. Este trabajo resultó en la creación de familias de perfiles alares y el desarrollo racional de una nomenclatura para la selección de perfiles aerodinámicos (Robles, 2015).

(Selig & Guglielmo, 1997) desarrolló una investigación que mostró el desempeño de diversos perfiles aerodinámicos en un túnel de viento, variando las turbulencias a las que los sometían. Los resultados que obtuvieron demuestran que cada uno de estos modelos se desempeñan de mejor forma de acuerdo con el número de Reynolds donde operen. Por lo tanto, la selección del perfil, de acuerdo con la aplicación en la que se utilice, es un aspecto fundamental en el diseño de cualquier aeronave. Debido a que el perfil aerodinámico, de acuerdo con (Raymer, 1992), afecta la velocidad de crucero, las distancias de despegue y aterrizaje, la velocidad de pérdida, las cualidades de manejo y la eficiencia aerodinámica general durante todas las fases del vuelo.

(Selig M. S., 2003) afirma que, durante más de 100 años, el diseño de perfiles aerodinámicos ha seguido captando el interés de los profesionales de la aerodinámica aplicada. El campo está alimentado por la combinación cada vez mayor de requisitos de diseño de superficies

aerodinámicas para aplicaciones únicas, como los vehículos aéreos no tripulados (VANTS). Cuando se considera todas las permutaciones posibles de requisitos de diseño de perfiles aerodinámicos, rápidamente se hace evidente que la cantidad de conjuntos únicos de requisitos supera con creces la colección de perfiles aerodinámicos existentes. Por esta razón, el avance y uso de métodos para el diseño de perfiles aerodinámicos sigue siendo la solución económica. Por el contrario, se considera que el enriquecimiento de los "catálogos" de perfiles aerodinámicos por sí mismos tiene un valor limitado.

(Ebrahimi & Jahangirian, 2014) menciona que los algoritmos genéticos, una técnica evolutiva popular, han sido ampliamente utilizados por los investigadores en el campo aeronáutica porque son muy eficientes para encontrar el óptimo global para funciones complejas. Una de las características clave de los algoritmos genéticos es que buscan en el espacio de diseño desde una población de puntos y no desde un punto especial, lo que da como resultado una mayor probabilidad de encontrar el punto optimizado global. Además, utilizan solo la función objetivo y no requieren sus derivadas. Tales características hacen que los algoritmos genéticos sean atractivos para aplicaciones prácticas de ingeniería como la optimización de formas aerodinámicas.

(Srinivas & Madhu, 2014), afirma que la industria aeroespacial ha combinado técnicas CFD (*Computational Fluid Dynamics*) en el diseño y construcción de aviones. Actualmente, el CFD es un componente vital y atractivo en el diseño de productos y procedimientos industriales. La simulación numérica complementa el enfoque experimental tradicional y proporciona una valiosa ayuda para el diseño de dispositivos para una operación eficiente. La simulación numérica de acuerdo con (Veynante & Vervisch, 2002) se encuentra a la par con la parte experimental y la teoría como una herramienta para producir información multi-escala que no está disponible usando alguna otra técnica. Al ser análisis realizados antes de manufacturar prototipos, permiten llevar a cabo modificaciones en los diseños para optimizarlos, sin la necesidad de invertir en gastos de fabricación.

En la actualidad, de acuerdo con (Lakshmi, Balmuralidharan, Sankar, Selvaraj, & Balachandran, 2018), para las configuraciones de aeronaves nuevas y complejas, los conceptos y la metodología de diseño de superficies aerodinámicas modernas e innovadoras permiten el desarrollo de alas personalizadas y adaptadas a la misión. Debido a los requisitos

de múltiples misiones, es más relevante para el diseño y desarrollo de alas VANTs de resistencia, que el uso de superficies aerodinámicas de catálogo existentes. Con las modernas herramientas CFD disponibles, los diseñadores de aeronaves tienen la libertad de adaptar la geometría del perfil aerodinámico y personalizar las alas para obtener configuraciones aerodinámicas óptimas.

El presente proyecto propone desarrollar un algoritmo genético a partir de un modelo matemático para la descripción geométrica de perfiles aerodinámicos. Realizando simulaciones de CFD se obtendrán otra fuente de características aerodinámicas de los modelos. Esto con el objetivo de diseñar perfiles aerodinámicos los cuales tengan un alto desempeño de sustentación, en el rango de turbulencia de operación para los VANTs. Los parámetros para el inicio de la metodología serán las características iniciales de diseño de una aeronave, como los son la velocidad, altura de crucero y dimensión de cuerda.

1.2 Estructura de la tesis

La estructura de la tesis se divide por cinco capítulos: en el primero se trata una introducción con antecedentes históricos. Seguido la justificación que indica por qué se desarrolla el presente proyecto. Después está el objetivo general, está dividido en subobjetivos los cuales conllevan al cumplimiento del principal objetivo. Finalmente, la aportación final que el proyecto brindara en su línea de investigación.

En el capítulo dos se encuentra el marco teórico, el cual contiene la teoría de perfiles aerodinámicos, siendo un panorama general de las implicaciones físicas que figuran en el proyecto. Además, una revisión bibliográfica de los trabajos anteriores en el campo. Esta incluye descripción geométrica de perfiles aerodinámicos, uso de algoritmos genéticos en optimización, uso de CFD en el análisis de aerodinámica, trabajos en túneles de viento y desarrollo de perfiles aerodinámicos.

El capítulo tres se describe el modelo matemático para la parametrización geométrica de los perfiles aerodinámicos analizados. Posteriormente, la metodología con la que se desarrolla el algoritmo genético, con el que se mejora el coeficiente de sustentación de los perfiles aerodinámicos diseñados.

El capítulo cuatro se diseña del modelo en CFD con el que se realizaron simulaciones de los perfiles aerodinámicos, con el objetivo de sumar otro medio de aportación de resultados.

En el capítulo cinco se muestran los resultados de la investigación, se grafican los coeficientes de sustentación y arrastre de los perfiles aerodinámicos obtenidos mediante XFOIL y CFD. Finalmente, se mencionan las conclusiones del trabajo y se detallan los trabajos futuros en la línea de investigación.

1.3 Justificación

De acuerdo con (Haluani, 2014) el uso de drones, es decir, vehículos aéreos no tripulados, tanto militares como civiles, se está expandiendo en la medida que se están diseñando y fabricando un sinfín de drones a nivel mundial. (Secanell & Suleman, 2006) afirma que, en los últimos años, el uso de pequeños vehículos aéreos no tripulados para la vigilancia aérea en diversas aplicaciones civiles se ha generalizado debido a su mayor capacidad de despliegue en comparación con las aeronaves tripuladas convencionales. Debido al potencial de los VANTs para llevar a cabo tantas tareas diferentes sin riesgo directo para la tripulación o los humanos en general, son ideales para probar nuevos conceptos que se han presentado como medios para aumentar aún más las capacidades del vehículo. Estos conceptos incluyen no solo nuevas configuraciones y sistemas, sino también formas de cambiar la forma de la aeronave para adaptarse mejor al perfil de la misión. (Bagul, Rana, Jenkins, & Konozsy, 2020) menciona que los vehículos aéreos no tripulados se utilizan en gran medida para la vigilancia, el seguimiento, el reconocimiento, la transmisión de datos y la recopilación de datos o para ingresar a áreas que no son seguras para los humanos, es decir, áreas afectadas por inundaciones o contaminadas.

Respecto a la aplicación en desastres naturales, (Metri, 2010) menciona que un terremoto de magnitud 6,1 sacudió la isla Luzón en Filipinas en 2010. El terremoto dejó un saldo de más de 200 personas heridas y 18 fallecidos, cinco de los cuales murieron a causa del derrumbe de un supermercado. Internet Society Fundation exploró el uso de drones durante las operaciones posteriores a la ocurrencia del desastre, lo que incluyó la coordinación de la búsqueda, el rescate y la recuperación. (Vílchez, 2019) afirma que el acceso a zonas complicadas de ingresar para humanos, para estas pequeñas aeronaves le es posible, tales como zonas devastadas por deslizamientos, inundaciones, tsunamis, terremotos, incendios,

etc. Debido a lo anterior, es posible hacer un reconocimiento para planificar las formas de acceso y medidas preventivas para tener en cuenta. En desastres como los ocurridos en Haití, Nepal o Fukushima se ha utilizado VANTs para evaluar desde las alturas las repercusiones y el impacto de los accidentes sufridos.

(Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013) menciona que ha habido importantes esfuerzos invertidos en la tecnología de vehículos aéreos no tripulados, los cuales dieron lugar a una amplia variedad de nuevas aplicaciones, como la fotografía aérea y la vigilancia. Los avances paralelos en aviónica y electrónica aplicados a la tecnología de VANTs moderna combinados con los rápidos desarrollos en equipos de video y fotografía dieron como resultado una reducción significativa del peso, una mayor eficiencia y mejoras en la calidad. Todos estos elementos permitieron que los diseños modernos de VANTs cubrieran un espectro más amplio de aplicaciones, desde fotografías de grandes monumentos y edificios hasta mapas de ciudades e información sobre el tráfico vial. Hasta ahora, las soluciones habituales eran los helicópteros, pero provocaban costes considerablemente elevados debido al gran consumo de combustible. En esta misma línea (Mozaffari, Saad, Bennis, Nam, & Debbah, 2019) menciona un ejemplo clave del mundo real de proyectos recientes que emplean VANTs para conectividad inalámbrica incluye el proyecto Loon de Google. Dentro del alcance de estos despliegues prácticos, los VANTs se están utilizando para proporcionar acceso a Internet a los países en desarrollo y proporcionar conectividad de Internet global en el aire. Además, Qualcomm y AT&T planean implementar VANTs para permitir comunicaciones inalámbricas a gran escala en las redes inalámbricas de quinta generación (5G) de próxima aparición.

Actualmente, de acuerdo con (Sánchez, Mulero, & Saumeth, 2013), la actividad relacionada con los sistemas de vehículos aéreos no tripulados no alcanzaba niveles significativos a nivel global en Latinoamérica, sin tomar en cuenta la actividad de investigación de diversas universidades. Los Estados Unidos seguirá siendo de los principales desarrolladores de esta tecnología, de acuerdo con las previsiones del mercado actual, además de un incremento notable del área Asia y Pacífico. Pero también se suma la actividad creciente de Latinoamérica, que sin ser de gran peso actualmente en términos económicos, representa una tendencia muy interesante. Por ejemplo, Brasil utiliza RPAS para su sistema de vigilancia de

en selvas, para evitar su explotación indebida y actividades ilícitas dentro de la misma. Por otra parte, países adquieren del mercado VANTs para la vigilancia de fronteras como Bolivia y Colombia. Además, se han hecho acuerdos en diferentes países para la lucha conjunta en contra el tráfico de drogas y contrabando, utilizando RPAS como principales medios.

(Ojeda, González, Mauricio, & Flores, 2017) trata el tema de la utilidad de conocer las principales características y componentes de los VANTs utilizados con fines agrícolas, los trabajos relacionados y su uso potencial en las diferentes áreas de aplicación hidroagrícola. Además, menciona que los VANTs están en pleno desarrollo y su aplicación en la agricultura mexicana es cada vez más común, no solo para la adquisición de imágenes sino también para análisis más robustos de información geoespacial. Otro aporte en las aplicaciones fue el estudio realizado por (Páneque, Vargas, & Morales, 2016) esta trata sobre el impacto de programas de mapeo y monitoreo territorial de las comunidades indígenas afectadas por la construcción de una presa hidroeléctrica en la Sierra Norte de Puebla, y una comunidad de población mestiza e indígena que enfrenta diversos problemas ambientales en el peri-urbano de la ciudad de Morelia.

(Olivos, 2017) menciona que la UNAM ha utilizado VANTs para diversos proyectos. Como Huitzillín, el cual se utiliza para recolectar datos en sitios arqueológicos, y el Huitzilin-2, para la vigilancia en áreas de reservas naturales. El Centro de Investigación y Estudios Avanzados CINVESTAV del IPN ha estado desarrollando sus propios VANTs, en los que se trabaja para hacerlos más livianos y con materiales que reduzcan el costo.

De acuerdo con (Sánchez, Mulero, & Saumeth, 2013) México ha reforzado su infraestructura y sistemas de seguridad urbana, debido a los problemas que enfrentan debido al tráfico de narcóticos y armas y la migración ilegal. Debido a esto, la Policía Federal Mexicana, ha adquirido vehículos aéreos no tripulados, tecnología que ha permitido uno aumento significativo de las capacidades, operaciones y tácticas de esta fuerza, principalmente en su lucha contra el crimen organizado. (Sánchez, Mulero, & Saumeth, 2013) menciona que en septiembre del 2012 la Armada Mexicana anunció el desarrollo de su propia línea de VANTs. El proyecto comenzó a finales del 2010, con la participación de científicos del Instituto de Investigación y Desarrollo de la Secretaría de Marina (SEMAR) y que han concluido con el anuncio de la construcción de doce de estos nuevos modelos, que tendrán como misiones el

patrullaje del litoral marítimo de esta nación, así como la vigilancia y protección de su infraestructura petrolera.

Es claro que los VANTs son una forma económica y poco riesgosa para obtener información de diferente índole; ya sea control de fauna y flora, desastres naturales, vigilancia policial y militar, etc. Debido a la variedad de aplicaciones de los VANTs, se abre la oportunidad de investigar la forma geométrica de sus alas que brinden la aerodinámica necesaria para que cumplan de una manera eficiente sus misiones. Al llevar a cabo el presente trabajo de investigación, los métodos de diseños de perfiles aerodinámicos se enriquecerán, ampliando las opciones alas para vehículos que vuelen en bajos números de Reynolds como son los VANTs. Creando aeronaves más eficientes en cuestiones de autonomía, velocidad, altura de vuelo, gasto de combustible, por mencionar algunas aéreas de mejora; y así permitiendo que esta tecnología sea más eficiente y cumpla de mejor forma con sus propósitos.

1.4 Hipótesis

Es posible parametrizar la geometría de un perfil aerodinámico y mediante un algoritmo genético mejorar características aerodinámicas.

1.5 Objetivos

Objetivo general:

Desarrollar un algoritmo genético que utilice el método de parametrización IGP para la modificación geométrica de perfiles aerodinámicos, delimitando el estudio para vehículos aéreos no tripulados. El diseño los perfiles aerodinámicos toma en cuenta parámetros iniciales de diseño de altura, velocidad y largo de cuerda.

Objetivos específicos:

- Realizar una lectura bibliográfica del estado del arte en desarrollo de modelos matemáticos de perfiles aerodinámicos.
- Seleccionar los perfiles aerodinámicos para las pruebas.
- Desarrollar un algoritmo genético para la modificación de forma.
- Realizar simulaciones numéricas de los perfiles aerodinámicos base y los nuevos.
- Recopilación de los datos de experimentación.

- Validación de la metodología desarrollada.

1.6 Contribución

Este proyecto demostrará la utilidad del método de parametrización IGP para el diseño de nuevos perfiles aerodinámicos mediante algoritmos genéticos. Limitando su aplicación para bajos números de Reynolds donde operan los VANTs, avanzando en la alternativa de no depender de los limitados perfiles aerodinámicos que se encuentren en bases de datos, sino generar nuevas geometrías que cumplan con las características aerodinámicas para la aplicación que se requiera.

1.7 Cronograma

| CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES PROYECTO MAESTRÍA APLICADA | | | | | | |
|------------------------------------------------------|-----------------|----------------------|--------------------|----------------------|-----------------|----------------------|
| Actividad | 2020 | | | 2021 | | |
| | Febrero - Junio | Intersemestral Julio | Agosto - Noviembre | Intersemestral Enero | Febrero - Junio | Intersemestral Julio |
| 1 Cursos | | | | | | |
| 1.1 Materias básicas | | | | | | |
| 1.2 Formación disciplinaria | | | | | | |
| 1.3 Optativas | | | | | | |
| 1.4 Proyecto de aplicación | | | | | | |
| 2 Tesis | | | | | | |
| 2.1 Revisión bibliográfica | | | | | | |
| 2.2 Diseño del modelo matemático | | | | | | |
| 2.3 Experimentación | | | | | | |
| 2.4 Conclusiones | | | | | | |
| 2.5 Escritura | | | | | | |
| 3 Estancias | | | | | | |
| 3.1 INIDETAM | | | | | | |
| 4 Publicación de artículos | | | | | | |
| 4.1 1° congreso | | | | | | |
| 4.2 2° congreso | | | | | | |
| 4.3 Revista internacional AIAA - Journal of Aircraft | | | | | | |
| 5 Idiomas | | | | | | |
| 5.1 Inglés | | | | | | |

CAPÍTULO 2. TEORÍA DE PERFILES AERODINÁMICOS

2.1 Introducción

En este capítulo se presenta una revisión teórica sobre el estado de arte de perfiles aerodinámicos. En primera instancia se presenta una definición general sobre los VANTs y sus características, las cuales son relevantes para delimitar los alcances del proyecto. Después, se presenta teoría de la aerodinámica, la cual es útil para el desarrollo del modelo numérico. Posteriormente, se hace una descripción sobre la dinámica computacional de fluidos, la cual permite tener un mejor uso de esta herramienta. En el siguiente subtema una revisión sobre que son los túneles de viento, las partes que lo componen y sus aplicaciones. Finalmente, se hace una extensa discusión del estado del arte en el diseño y modelado de perfiles aerodinámicos.

2.2 VANTs

De acuerdo con (Haluani, 2014) un VANT se define como un vehículo aéreo no-tripulado, cuyo vuelo es controlado por computadoras a bordo y por sistemas y procesos mecatrónicos operados por humanos desde una base terrestre, marítima u otra aérea, es decir o por un avión tripulado u otro dron “máster”. Un VANT, independientemente de sus múltiples modalidades y funciones, es un aparato volador cualquiera, pero de características tecnológicas y mechatrónicas muy particulares, dado el hecho que no está controlado en sitio por un humano. En la figura 2.1 se muestra un VANT desarrollado por (Arias, 2007), este se utilizaba para vigilancia y monitoreo.



Figura 2.1 Ejemplo VANT (Arias, 2007).

De acuerdo con (Korchenko & Illyash, 2013) la clasificación de los VANTs es la siguiente:

- Por las aplicaciones: es dividido en aviación militar y aviación civil. Los VANTs militares se realizan por los siguientes tipos: Fuerza aérea, Fuerzas Navales, Ejército y experimental. A su vez, VANTs civiles (según la licencia de piloto) son: Nacional, privado, comercial y transporte.
- Por el tipo de sistema de control: directo, monitoreado, supervisado, autónomo y adaptativo y no adaptativo.
- Por reglas de vuelo: reglas de vuelo visuales, reglas de vuelo por instrumentos e instrumentos visuales. Si los VANTs están ubicados y realizan el vuelo a la vista del piloto, quien lo maneja y controla a la luz del día, el vuelo es visual, y si el vuelo se ejecuta en modo automático, no solo en el área visible, el vuelo es por instrumento.
- Por la clasificación del espacio aéreo: en aislados y no aislado. A su vez, los aislados pueden ser: clase A, B y C. Estos espacios son regularizados por la Gestión del Tránsito Aéreo correspondiente.
- Por tipos de aeronave: avión, helicóptero, avión convertible, dirigible e híbrido. Avión convertible: combina los tipos de aviones y helicópteros; híbrido: combina el tipo dirigible con el avión y/o helicóptero.
- Por el tipo de ala: fijo generalmente de aviones, Rotatoria de helicópteros y flotante utilizado en aviones convertibles.
- Por la dirección de despegue/aterrizaje: de acuerdo con la dirección del despegue, los VANTs pueden ser: horizontal, vertical, levantamiento múltiple. Según el aterrizaje, los VANTs pueden ser: horizontal, vertical, paracaídas, mástil, sin escalas, disparador múltiple. La dirección y la fuerza de elevación dependen del tipo de ala y también de las capacidades de despegue y aterrizaje, tanto de forma independiente como con la ayuda de la tecnología y/o mecanismos satelitales.
- Por tipos de despegue/aterrizaje: de acuerdo con el despegue, los VANTs son: aeródromo, lanzamiento, cubierta, agua, lanzamiento manual, despegue no estándar, despegue múltiple. Según el aterrizaje, los VANTs son: aeródromo, punto, cubierta, agua, sin escalas; aterrizaje no estándar; aterrizaje múltiple.
- Por tipo de motor: motores eléctricos, motores híbridos de turbo electrometría, motores de pistón, motores de respuesta rápida, motores de recirculación, motores de pistón rotativo, motores de eje turbo, motores de turbohélice (motores de hélice

turbo), motores de chorro, motores de respiración de aire, motor de chorro de aire, motores turborreactores, motores de turbina de gas by-pass (motores turbofan), motor de turbocompresor turbo-jet, motor de post-quemador de by-pass, motores de inyección supersónicos, motores de turbina de gas, entre otros.

- Por el sistema de combustible: el sistema de combustible de avión disponible se realiza en las condiciones de producción por el desarrollador en la fábrica, mientras que el sistema de combustible de avión múltiple puede ser: en tierra, plataforma, a bordo, durante el vuelo.
- Por el tanque de combustible: básicos y reservados.
- Por número de usos dependiendo del sistema de combustible: los VANTs pueden ser desechables y usos múltiples.
- Por categorías (según el peso y el rango máximo de VANT de vuelo): (organizados de mayor a menor) tácticos, operativos-tácticos, operativos, operativamente estratégico, estratégico y especial.
- Por el radio de vuelo: cerca - menos de 40 km, corto - menos de 70 km, medio - menos de 300 km, largo - menos de 1500 km, vuelos de larga duración - no menos de 1500 km.
- Por la altitud de vuelo: baja altitud (0 km-1500 km), median altitud (1,500 km-12,000 km) y alta altitud (más de 12,000 km).
- Por funciones: observación, reconocimiento, monitoreo, para probar la distancia del agua, ataque y reconocimiento, ataque (ataque), información-inteligencia, seguridad electrónica, guerra electrónica, comunicaciones, logística, apoyo, combate, luchador, bombardero, seguridad, trabajo, multipropósito.

2.3 Teoría de la aerodinámica

(Anderson, 2011) describe la aerodinámica como la dinámica de gases, especialmente aplicado a las interacciones atmosféricas con objetos en movimiento. La aerodinámica es una ciencia aplicada con muchas utilidades prácticas en ingeniería. Todos sus esfuerzos generalmente apuntan a uno o más de los siguientes objetivos prácticos:

- La predicción de fuerzas y momentos, y la transferencia de calor a los cuerpos que se mueven a través de un fluido (generalmente aire).

- Determinación de flujos que se mueven internamente a través de conductos.

Los siguientes subtemas tienen un enfoque de interés en el fluido alrededor de perfiles aerodinámicos.

2.3.1 Tipos de flujo

(Cengel & Cimbala, 2010) menciona que existe una amplia variedad de problemas del flujo de fluidos que se encuentran en la práctica y suele ser conveniente clasificarlos sobre la base de algunas características comunes, para que sea factible estudiarlos en grupos. Existen muchas maneras de clasificar los problemas del flujo de fluidos y, enseguida, se presentan algunas categorías generales.

2.3.1.1 Flujo compresible

De acuerdo con (Potter, Wiggert, & Ramadan, 2012) los flujos compresibles son los flujos de gases en los que la densidad cambia considerablemente entre puntos en una línea de corriente. No todos los flujos de gas son compresibles, ni todos los flujos compresibles son gas. A velocidades bajas, menores que un número de Match de 0.3 los flujos de gas pueden ser tratados como flujos incompresibles. Dado que las variaciones de densidad son menos de 3%, se justifica ser consideradas como insignificantes. Los flujos de gas incompresibles se presentan en gran número de situaciones de interés de ingeniería, no obstante, existen muchos flujos en los que las variaciones de densidad deben ser consideradas. Por ejemplo, los flujos de aire alrededor de aviones comerciales y militares, los flujos de aire a través de motores de reacción y el flujo de un gas en compresores y turbinas. El ariete hidráulico y las ondas de compresión debidas a explosiones subacuáticas son ejemplos de flujos de líquidos compresibles.

2.3.1.2 Flujo incompresible

De acuerdo con (Potter, Wiggert, & Ramadan, 2012) un flujo incompresible existe si la densidad de cada partícula de fluido permanece relativamente constante cuando se mueve por el campo del fluido. Además de flujos líquidos, los flujos de gas a baja velocidad también son considerados como flujos incompresibles. Los flujos incompresibles de gas incluyen los flujos atmosféricos, la aerodinámica del despegue y aterrizaje de aviones comerciales, flujos

de aire en calefacción y acondicionamiento de aire, flujo alrededor de los automóviles y a través de radiadores, y el flujo de aire alrededor de los edificios, por nombrar algunos.

2.3.1.3 Flujo laminar

(Mataix, 1986) afirma que el flujo laminar y el flujo turbulento es una clasificación que estudia la corriente de un fluido de una forma microscópica. El movimiento en régimen laminar es ordenado, el fluido se mueve en capas que no se mezclan entre sí. El flujo de los fluidos intensamente viscosos, como los aceites a bajas velocidades, por lo general es laminar.

2.3.1.4 Flujo turbulento

Mientras que en el flujo turbulento el movimiento es caótico, se caracteriza por fluctuaciones de velocidad. El flujo de fluidos de baja viscosidad, como el aire, a velocidades altas es por lo común turbulento.

2.3.2 Capa límite

En 1904 Ludwig Prandtl introdujo la idea de dividir el flujo en dos regiones: una región de flujo exterior que es invíscido y/o irrotacional. Y una región de flujo interior llamada capa límite: una región de flujo muy delgada cerca de una pared sólida donde las fuerzas viscosas y la rotacionalidad no pueden ignorarse, como se muestra en la figura 2.2.

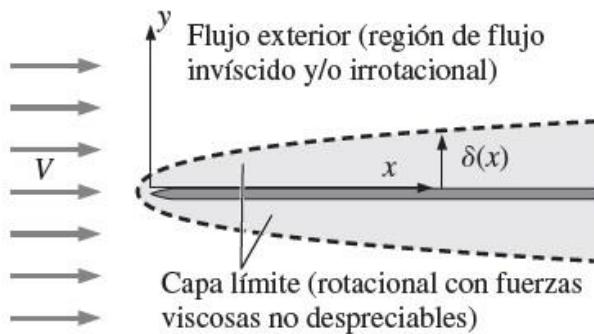


Figura 2.2 Capa límite (Cengel & Cimbala, 2010).

En la región de flujo exterior se utiliza la continuidad y las ecuaciones de Euler para obtener el campo de velocidad de flujo exterior, y la ecuación de Bernoulli para obtener el campo de

presión. Dentro de la capa límite se resuelven las ecuaciones de capa límite que son en sí aproximaciones de las ecuaciones Navier-Stokes.

Con la llegada de las computadoras y los paquetes de dinámica de fluidos computacional en la última parte del siglo XX, permitió soluciones numéricas de la ecuación de Navier-Stokes para flujos de geometría compleja. Por lo tanto, en la actualidad, ya no es necesario dividir el flujo exterior y regiones de capa límite; es posible utilizar CFD para resolver el conjunto completo de las ecuaciones de movimiento a lo largo de todo el campo de flujo. No obstante, la teoría de capa límite todavía es útil en algunas aplicaciones de la ingeniería.

De acuerdo con (Potter, Wiggert, & Ramadan, 2012) la capa límite inicia como un flujo laminar con espesor cero en el borde de entrada de una placa plana, como se ilustra en la figura 2.3. Después de una distancia X_T , que depende de la velocidad de la corriente libre, la viscosidad, el gradiente de presión, la rugosidad en la pared, el nivel de fluctuación de corriente libre, y de la rigidez de la pared, el flujo laminar experimenta un proceso de transición que resulta, después de una corta distancia, en un flujo turbulento. La capa límite turbulenta se engrosa mucho más rápidamente que la capa laminar, además de contar con un cortante en la pared considerablemente mayor.

2.3.3 Separación de flujo en un objeto

Menciona (Shames, 1995), que la capa límite más allá del punto B, de la figura 2.4, soporta una presión que se incrementa en la dirección del flujo; tal variación de presión se conoce como gradiente de presión adverso. El fluido que se mueve en la capa límite en esta región está sujeto a este incremento de presión, de manera que el fluido se hace más lento. Sin embargo, como el fluido en la capa límite tiene una energía cinética pequeña, es muy posible que alcance una condición de reposo y luego invierta su dirección, causando de esta manera que la capa límite se despegue de la frontera. Este es el inicio de la separación. En este caso puede ocurrir un ajuste considerable del flujo, en el cual la separación que empieza en D en la forma descrita genera una región gruesa muy irregular y con remolinos.

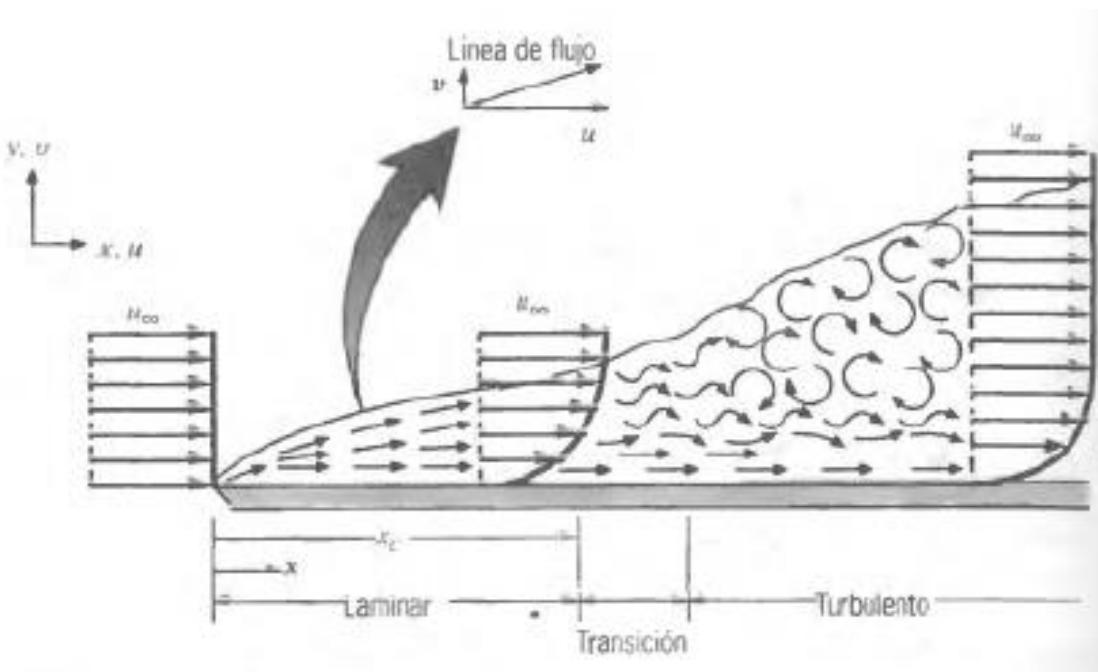


Figura 2.3 Régimen de turbulencia en capa límite (Incropera & DeWitt, 1999).

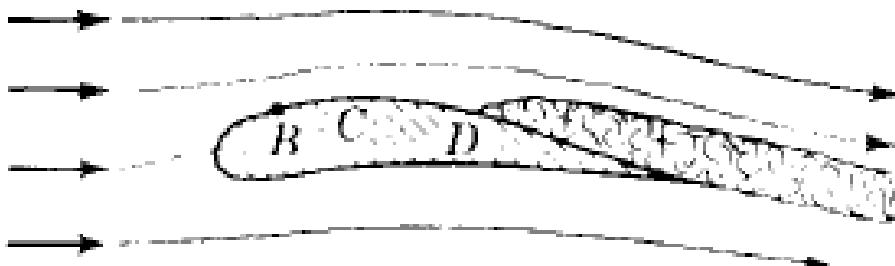


Figura 2.4 Separación de flujo en un perfil aerodinámico (Shames, 1995).

Como resultado de esta disminución de la presión en la parte posterior del perfil de ala con respecto a lo que habría ocurrido en el caso de que no hubiera separación, existe un incremento en el arrastre, el cual, con sus malos efectos, acaba cualquier aumento en la sustentación. ocasionado por haber incrementado el ángulo de ataque en un punto en que empieza la separación. También es evidente que no puede utilizarse la teoría de flujo irrotacional una vez que ha ocurrido una separación notable, debido a que la frontera efectiva del flujo irrotacional no es el cuerpo, sino una superficie desconocida que incluye parte del cuerpo y de la región separada.

2.3.4 Región de estela

De acuerdo con (Cengel & Ghajar, 2011) cuando un fluido se separa de un cuerpo, forma una región separada entre ese cuerpo y la corriente de fluido. Esta región de baja presión que está detrás del cuerpo en donde ocurren la recirculación y los contraflujos se conoce como región de separación. Entre mayor sea la región separada, mayor es el arrastre por presión. Los efectos de la separación del flujo se sienten lejos corriente abajo, en forma de velocidad reducida (en relación con la velocidad corriente arriba).

La región del flujo que va detrás del cuerpo, en donde se sienten los efectos del cuerpo sobre la velocidad, se llama estela, esto se muestra en la figura 2.5. La región de separación llega a un fin cuando vuelven a unirse las corrientes del flujo. Por lo tanto, la región separada es un volumen encerrado, en tanto que la estela se prolonga detrás del cuerpo hasta que el fluido en la región de la estela vuelve a adquirir su velocidad que tuvo antes de encontrarse con el cuerpo, y el perfil de velocidad se hace casi plano una vez más. Los efectos viscosos y de rotación son los más significativos en la capa límite, la región de separación y la estela.

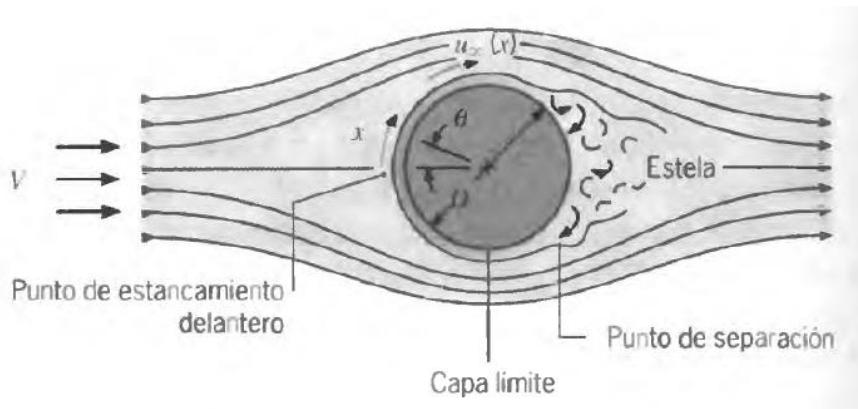


Figura 2.5. Ejemplo de estela en un cilindro (Incropera & DeWitt, 1999).

2.3.5 Principio de Bernoulli

La ecuación de Bernoulli menciona (Potter, Wiggert, & Ramadan, 2012), es una ecuación que es probable que se use con más frecuencia en aplicaciones de flujo de fluidos que cualquier otra. Por lo tanto, es importante entender sus limitaciones, las cuales son un resultado de varias suposiciones hechas en su deducción. Una de las suposiciones es que los efectos viscosos no se toman en cuenta. En otras palabras, los esfuerzos cortantes

introducidos por gradientes de velocidad son nulos. Estos esfuerzos son con frecuencia muy pequeños en comparación con las diferencias de presión en el campo de flujo.

Esta es la bien conocida ecuación de Bernoulli, llamada así en honor a Daniel Bernoulli (ecuación 2.1):

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} + gh_1 = \frac{V_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho} + gh_2$$

Ecuación 2.1

Esta ecuación contiene las siguientes cinco suposiciones:

- Flujo invíscido (sin esfuerzos cortantes)
- Flujo permanente ($\frac{\partial V}{\partial t} = 0$)
- A lo largo de una línea de corriente ($a_s = V \frac{\partial V}{\partial t}$)
- Densidad constante ($\frac{\partial \rho}{\partial s} = 0$)
- Marco de referencia inercial ($A=a$)

Por lo tanto, según (Cengel & Cimbala, 2010) la aproximación de Bernoulli es útil por lo general en regiones del flujo por fuera de las capas límites y estelas, en donde el movimiento del fluido lo rigen los efectos combinados de la presión y la gravedad, esto se muestra en la figura 2.6.

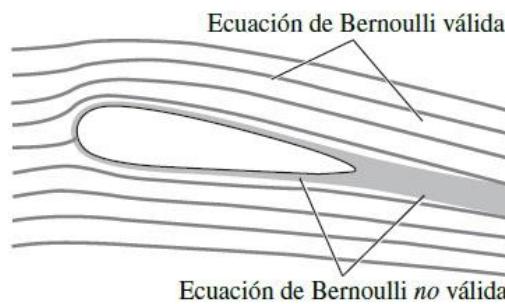


Figura 2.6 Regiones donde es válida la ecuación de Bernoulli (Cengel & Cimbala, 2010).

2.3.6 Fuerzas aerodinámicas

(Mott, 1996) menciona que un cuerpo sumergido en un fluido experimenta fuerzas causadas por la acción de ese fluido sobre él. El ángulo de ataque es el ángulo entre a línea de la cuerda

del perfil aerodinámico y la dirección de la velocidad del fluido. A un determinado ángulo de ataque, la fuerza resultante neta sobre una superficie sustentadora actúa, básicamente perpendicular a la línea de la cuerda, como se muestra en la figura 2.7.

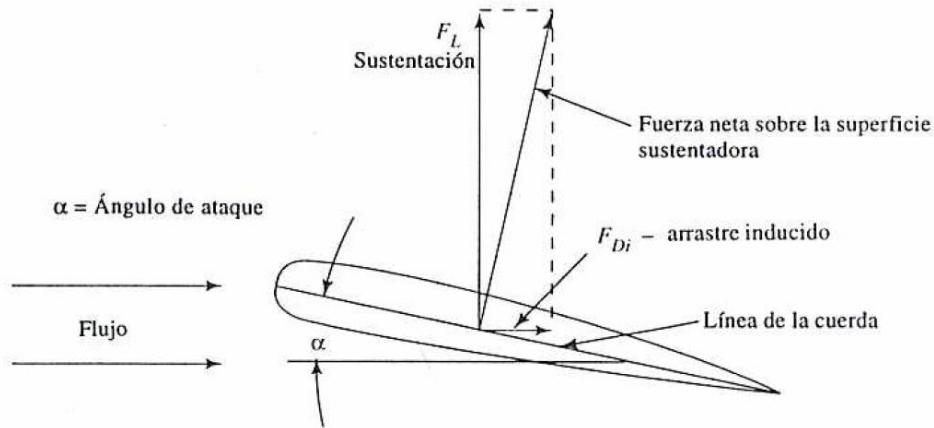


Figura 2.7. Fuerzas alrededor de un perfil aerodinámico.

Descomponiendo esta fuerza en sus componentes vertical y horizontal se produce las siguientes fuerzas:

- **Sustentación:** Es una fuerza provocada por el fluido en la dirección perpendicular a la dirección del recorrido del cuerpo. La geometría de una superficie sustentadora es tal que una fuerza de sustentación se produce conforme circula el aire sobre y debajo de la superficie sustentadora. Por supuesto, la magnitud de la sustentación debe ser al menos igual al peso de la nave que esta pueda volar.
- **Arrastre:** Es la fuerza sobre un cuerpo provocado por un fluido que resiste el movimiento en la dirección del recorrido del cuerpo. Esta fuerza debe contrarrestarse con una fuerza propulsora en la dirección opuesta para mantener o incrementar la velocidad del vehículo. Puesto que la producción de la fuerza propulsora requiere potencia adicional, es conveniente mantener el arrastre como mínimo.

De acuerdo con (Shames, 1995) el coeficiente de sustentación (ecuación 2.2) y arrastre (ecuación 2.3) se expresan en las siguientes ecuaciones respectivamente:

$$C_L = \frac{F_L/A}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

Ecuación 2.2

El coeficiente de arrastre se expresa de la siguiente forma:

$$C_D = \frac{F_D/A}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

Ecuación 2.3

donde A es el área de la forma en planta del ala (para un ala de longitud finita donde Z es la longitud y C es la cuerda).

(Mott, 1996) menciona que se utilizan dos métodos para representar las características de funcionamiento de los perfiles aerodinámicos. En la figura 2.8 los valores de C_L , C_D y el cociente entre la sustentación y el arrastre F_L/F_D se grafican todos versus el ángulo de ataque con la abscisa. Note que los factores son diferentes para cada variable.

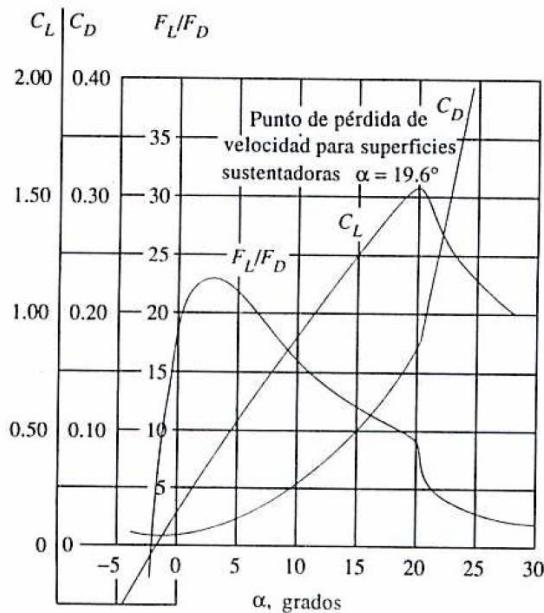


Figura 2.8. Cocientes de fuerzas de sustentación y arrastre versus ángulo de ataque.

El segundo método se muestra en la figura 2.9, este se llama diagrama polar, se construye graficando C_L versus C_D con el ángulo de ataque que se indica como puntos en la curva.

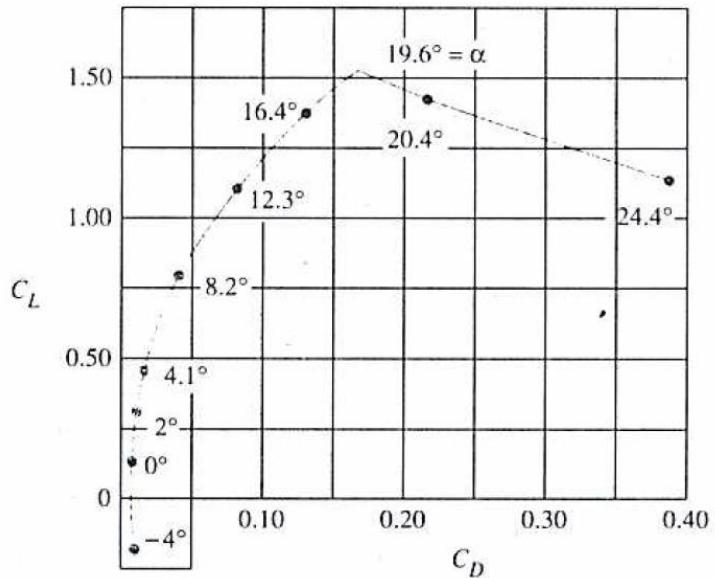


Figura 2.9. Diagrama polar.

En las figuras 2.8 y 2.9 se puede ver el coeficiente de sustentación incrementa con el aumento del ángulo de ataque, hasta un punto donde empieza a disminuir de forma abrupta. Este punto de máxima sustentación se le conoce como punto de pérdida, una excitación turbulenta grande se genera incrementando significativamente el arrastre y disminuyendo la sustentación.

2.3.7 Centro aerodinámico

(Carmona, 2000) menciona que el centro aerodinámico es el punto en un cuerpo donde el momento generado aerodinámicamente es independiente del ángulo de ataque. Su posición puede variar entre el 23 y 27% de la cuerda para la mayoría de los perfiles aerodinámicos. Los efectos de la viscosidad del fluido y del espesor tienden a mover el centro aerodinámico hacia adelante y el de compresibilidad hacia atrás. Este es el lugar donde es aplicado el momento ejercido sobre el perfil aerodinámico por el centro de presión. Como se muestra en la figura 2.10, a cierto ángulo de ataque el centro aerodinámico y el de presión se separan sobre el eje de la cuerda, creando un par de fuerzas que generan un momento sobre el perfil aerodinámico.

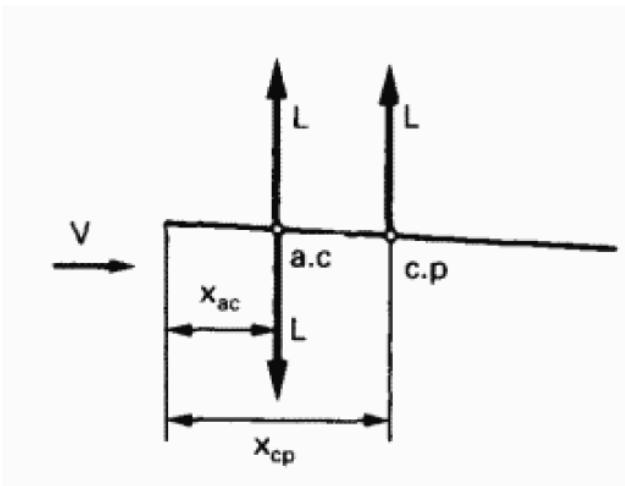


Figura 2.10. Representación del centro aerodinámico y del centro de presión sobre la cuerda de un perfil aerodinámico (Carmona, 2000).

2.3.8 Perfil aerodinámico

En aeronáutica se denomina perfil alar, perfil aerodinámico o simplemente perfil, a la forma del área transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación.

Las partes de un perfil alar se muestran en la figura 2.11 y se describen a continuación:

- **Borde de ataque:** es la parte delantera del perfil alar. Se le denomina así, debido a que es la primera parte que toma contacto con la corriente de aire, provocando que esta se bifurque hacia el intradós y el extradós.
- **Borde de salida:** llamado también borde de fuga corresponde al punto en el que las corrientes de aire provenientes del intradós y extradós confluyen y abandonan el perfil.
- **Intradós:** es la parte interior de la estructura del perfil alar.
- **Extradós:** es la parte exterior de la estructura del perfil alar.
- **Región de curvatura máxima:** área de un perfil de superficies comprendida entre la abscisa del punto de inicio del borde de ataque y la abscisa de la curvatura máxima.
- **Radio del borde de ataque:** define la forma del borde de ataque y es un valor que influye de forma importante en la pérdida. Geométricamente corresponde al radio de un círculo trazado de la siguiente forma: debe ser tangente tanto al intradós como al

extradós; su centro debe estar ubicado en una tangente al origen de una línea de curvatura media; y su longitud se mide en % del valor de la cuerda, oscilando entre estos valores: muy pequeños (próximos a 0) generan un borde de ataque agudo (afilado), que puede causar desprendimiento temprano de la capa límite. Ideal para vuelo supersónico. 2% de la cuerda, genera un borde de ataque más obtuso (achatado).

- Cuerda: corresponde a la línea recta que une el borde de ataque y el borde de salida. Su valor es una característica particular de cualquier perfil alar.
- Línea de curvatura media: es una línea equidistante entre el extradós y el intradós. Define la curvatura del perfil de la siguiente forma: si cae por encima de la cuerda, se dice que el perfil posee curvatura positiva. Si cae por debajo de la cuerda, se dice que el perfil posee curvatura negativa. Si esta cae por encima y también por debajo de la cuerda, se dice que posee doble curvatura.
- Curvatura máxima: corresponde a la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la cuerda.
- Espesor o grosor: es un segmento trazado desde un punto referencial del perfil. El espesor es trazado en forma perpendicular a la línea de cuerda. La forma del perfil aerodinámico en el borde delantero es generalmente circular, con un radio de vanguardia de aproximadamente $0.02c$. Las formas de todos los perfiles aerodinámicos estándar NACA se generan especificando la forma de la línea de curvatura media y luego envolviendo una distribución de espesor simétrica específica alrededor de la línea de curvatura media.

2.3.9 Diferentes generaciones de perfiles a través del tiempo

De acuerdo con (Anderson, 2011) existen diferentes formas de perfiles aerodinámicos. Una secuencia histórica de formas aerodinámicas hasta 1935 se muestra en la figura 2.12.

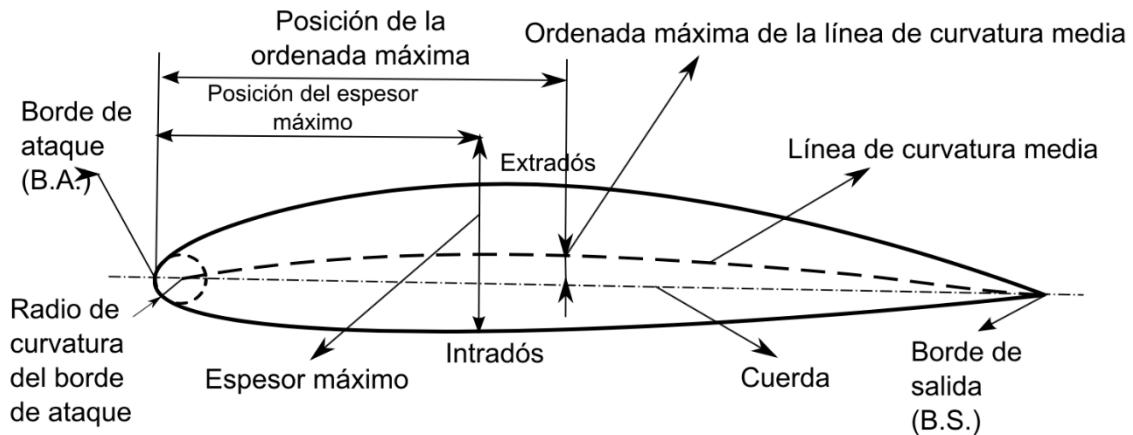


Figura 2.11. Nomenclatura de un perfil aerodinámico (Anderson, 2011).

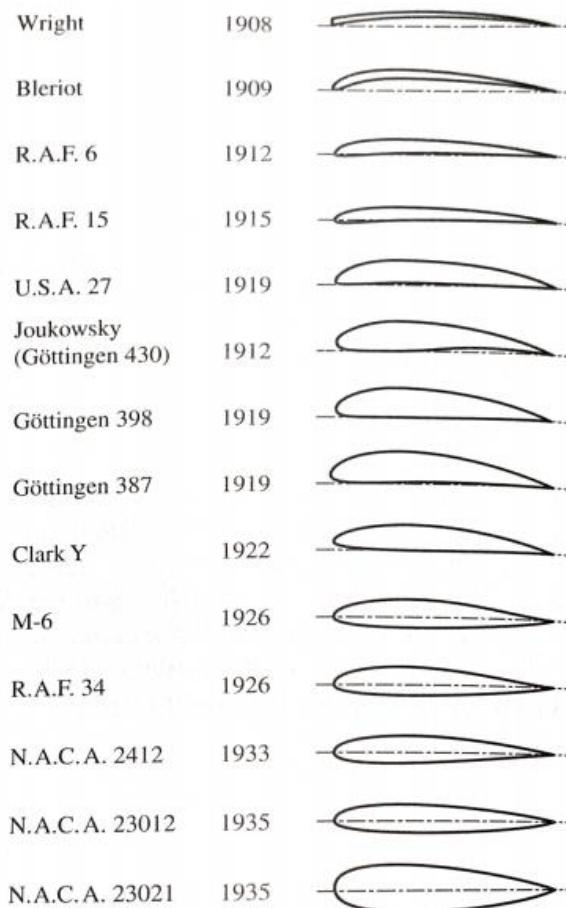


Figura 2.12. Secuencia histórica de perfiles aerodinámicos (Anderson, 2011).

En 1902, los hermanos Wright realizaron sus pruebas aerodinámicas en un túnel de viento, desarrollando formas relativamente eficientes que contribuyeron a su exitoso primer vuelo el 17 de diciembre de 1903. En los primeros días del vuelo motorizado, el diseño del perfil aerodinámico fue básicamente personalizado. En el período 1912-1918, el análisis de las alas de los aviones dio un paso gigantesco cuando Ludwig Prandtl y sus colegas en Göttingen, Alemania, demostraron que la consideración aerodinámica de las alas podría dividirse en dos partes: (1) el estudio de la sección de un ala, un perfil aerodinámico, y (2) la modificación de tales propiedades del perfil aerodinámico para dar cuenta del ala completa y finita. La primera familia de perfiles aerodinámicos de la NACA, desarrollada en la década de 1930, fue la serie de "cuatro dígitos", como el perfil aerodinámico NACA 2412. Aquí, el primer dígito es la curvatura máxima en centésimas de la cuerda, el segundo dígito es la ubicación de la curvatura máxima a lo largo de la cuerda desde el borde anterior en décimas de la cuerda, y los dos últimos dígitos dan el grosor máximo en centésimas de la cuerda. La segunda familia de perfiles aerodinámicos NACA fue la serie de "cinco dígitos", como el perfil aerodinámico NACA 23012. Aquí, el primer dígito cuando se multiplica por 3/2 da el coeficiente de elevación de diseño 1 en décimas, los siguientes dos dígitos cuando se dividen por 2 dan la ubicación de la curvatura máxima a lo largo de la cuerda desde el borde anterior en centésimas de la cuerda, y los dos dígitos finales dan el espesor máximo en centésimas de la cuerda.

En la figura 2.13 se muestra un perfil aerodinámico de flujo laminar. A pesar de que estas formas nunca produjeron la cantidad deseada de flujo laminar en la práctica, por un golpe de serendipia demostraron ser excelentes perfiles aerodinámicos de alta velocidad para propulsión a chorro aviones después de 1945. A partir de 1965 la Administración Nacional Aeronáutica y Espacial (NASA) desarrolló otra serie de aeronave revolucionaria: formas, perfiles aerodinámicos supercríticos, diseñados para situaciones de vuelo eficientes cerca de Mach uno; en la figura 2.13 se muestran aerodinámicas clásicas para el flujo supersónico; Una característica particular de este tipo de perfiles es que son muy delgados y con bordes afilados. Todas estas formas aerodinámicas fueron diseñadas para propósitos específicos en su tiempo y se han utilizado en números no contados de diferentes aviones. Hoy en día, el diseño adecuado de las formas de nuevos perfiles aerodinámicos es más importantes que nunca. Utilizando técnicas numéricas, las compañías de aeronaves usualmente diseñan a

medida las formas aerodinámicas para los nuevos aviones, preferentemente las que mejor se ajustan a los requisitos de diseño para un avión en específico.

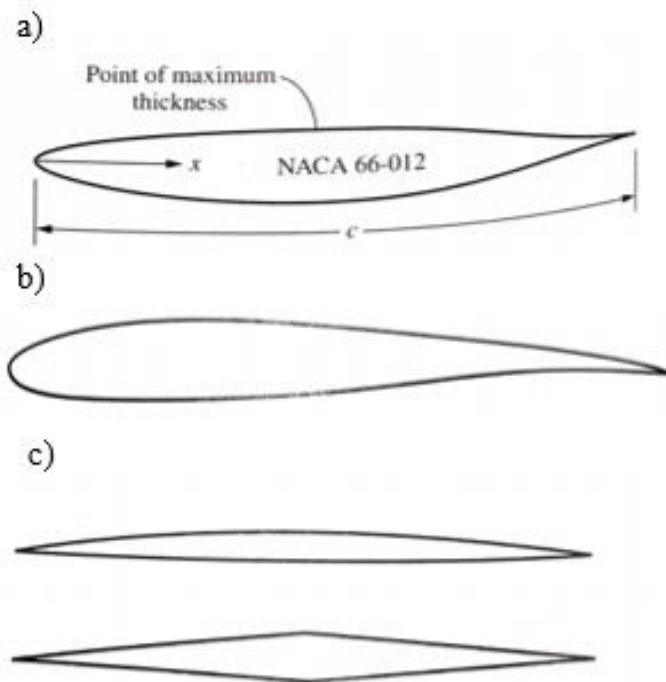


Figura 2.13. Perfiles aerodinámicos para flujo laminar a), supercríticos b) y supersónicos b) (Anderson, 2011).

2.3.10 Flujo viscoso y generación de arrastre en un perfil aerodinámico

La viscosidad en un flujo es totalmente responsable del arrastre aerodinámico en un perfil aerodinámico, esta actúa a través de dos mecanismos:

1. El Arrastre por fricción de la superficie, debido al esfuerzo cortante que actúa sobre la superficie, se muestra en la figura 2.14a
2. Arrastre de presión debido a la separación del flujo, a veces llamado arrastre de forma y se muestra en la figura 2.14b.

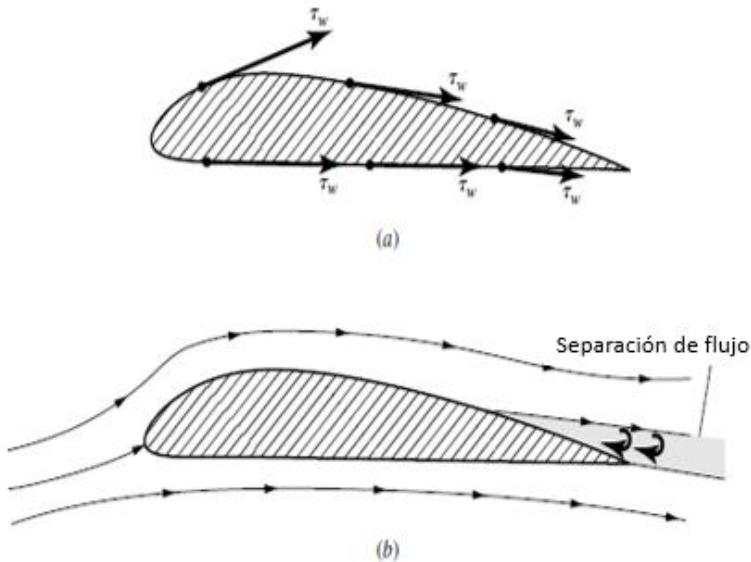


Figura 2.14. El arrastre en un perfil aerodinámico debido a (a) arrastre por fricción de la piel y a la (b) separación de flujo (Anderson, 2011).

Como primera aproximación, se asume que la resistencia a la fricción de la superficie en un perfil aerodinámico es esencialmente la misma que la resistencia a la fricción de la superficie en una placa plana con un ángulo de ataque cero. Obviamente, esta aproximación se vuelve más precisa cuanto más delgada es la superficie aerodinámica y más pequeño es el ángulo de ataque.

El coeficiente de resistencia a la fricción de la superficie es una función del número de Reynolds (ecuación 2.4):

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_c}}$$

Ecuación 2.4

En contraste con la situación del flujo laminar, no hay soluciones analíticas exactas para flujo turbulento. La ecuación 2.5 y ecuación 2.6 son resultados aproximados, y representan un conjunto de resultados entre una gran variedad de análisis de flujo turbulento para la capa límite de placa plana; sin embargo, las ecuaciones nos proporcionan algunos medios razonables para estimar el grosor de la capa límite de la ecuación 2.5 y coeficiente de arrastre por fricción de la superficie para flujo turbulento de la ecuación 2.6.

$$\delta = \frac{0.37x}{Re_x^{1/5}}$$

Ecuación 2.5

$$C_f = \frac{0.074}{Re_c^{1/5}}$$

Ecuación 2.6

2.4 Dinámica computacional de fluidos para perfiles aerodinámicos

Existen dos métodos fundamentales para diseñar y analizar sistemas de ingeniería relacionados con el flujo de fluidos: experimentación y cálculo. El primero conlleva, por lo general, la construcción de modelos que son probados en túneles de viento u otras instalaciones, mientras que el segundo implica resolver ecuaciones diferenciales, ya sea de manera analítica o computacional. Actualmente, el impacto que han tenido los estudios de fluidos con modelos matemáticos computacionales ha logrado un alto índice de confiabilidad en sus resultados. La simulación numérica complementa el enfoque experimental tradicional y proporciona una valiosa ayuda para el diseño de dispositivos para una operación eficiente, la simulación numérica de acuerdo con (Veynante & Vervisch, 2002) se encuentra a la par con la parte experimental y la teoría como una herramienta para producir información multi-escala que no está disponible usando alguna otra técnica. Estos análisis son realizados antes de manufacturar prototipos, permitiendo llevar a cabo modificaciones en los diseños para optimizarlos sin la necesidad de invertir en gastos de fabricación.

La investigación de (Tejeda, y otros, 2015) es un claro ejemplo de la confiabilidad de los métodos numéricos. Este estudio presenta la optimización de inyección de aire para el comportamiento de combustión y estabilidad de la flama en un quemador instalado en una cámara de combustión de gas LP innovando un arreglo de placas perforadas tandem. El diseño óptimo del arreglo tandem se obtuvo utilizando resultados de análisis de simulación numérica utilizando el software comercial ANSYS-FLUENT. El resultado logrado en el proceso de optimizar el arreglo de placas tandem demuestra numéricamente que se genera una recirculación de flujo de aire adecuada para el proceso de combustión.

Por otro lado, se ha demostrado que la eficiencia de la turbina eólica aerodinámica está influenciada por la eficiencia aerodinámica, ejemplo de este caso de estudios es el realizado por (Dash, 2016), realizó una investigación la cual tenía como objetivo principal analizar el desempeño del perfil aerodinámico NACA0012 de los álabes de una turbina eólica variando los ángulos de ataque y manteniendo constante el número de Reynolds. La geometría y el análisis se realizaron utilizando ANSYS-FLUENT. Para el dominio computacional, se utilizó una malla no estructurada con esfera de influencia e inflación, cuidando el refinamiento de la malla cerca de la superficie aerodinámica para definir la proximidad de la capa límite. Los resultados de la simulación de CFD muestran un comportamiento similar con los resultados obtenidos en los experimentos de prueba en el túnel de viento, lo que sugiere que el análisis de CFD es una alternativa confiable a los métodos experimentales.

2.4.1 Modelo de turbulencia

De acuerdo con (Branley N. & Jones P., 2001) es esencial y necesario entender el comportamiento del flujo turbulento para diseñar dispositivos de ingeniería. La turbulencia continúa presentando desafíos de ingeniería debido a su fuerte comportamiento no lineal. Una de las características del flujo turbulento es que coexisten varias escalas de longitud en la estructura global y cada escala de longitud funciona de forma diferente. (Huang & Yang, 2009) afirman que de acuerdo con la hipótesis de la cascada de energía de Kolmogorov, los vórtices de mayor escala extraen la energía cinética del flujo neto, y transfieren esta (por proceso inviscido) sucesivamente a los vórtices de pequeña y más pequeña escala, hasta que la energía se disipa en calor interno hacia los vórtices de menor escala.

De acuerdo con (Versteeg & Malalasekera, 2007) los cálculos aerodinámicos, como las simulaciones de toda la estructura de una aeronave, involucran geometrías y fenómenos muy complejos en diferentes escalas de longitud inducidas por la geometría (que van desde los flujos inducidos por los generadores de vórtices hasta los vórtices traseros y las estelas del fuselaje). La mayor parte del flujo será efectivamente inviscida, pero la estructura del flujo externo se ve afectada por el desarrollo de capas límitrofes viscosas y estelas, por lo que los efectos locales a pequeña escala influyen en el estado de la totalidad del campo de flujo. Se han realizado importantes esfuerzos en la comunidad de CFD para desarrollar métodos más

económicos para aplicaciones aeroespaciales, un ejemplo es el modelo de una ecuación Spalart-Allmaras.

El modelo Spalart-Allmaras involucra una ecuación de transporte para el parámetro de viscosidad cinemática $\tilde{\nu}$ y una especificación de la escala de longitud por medio de una ecuación algebraica, y proporciona cálculos económicos de las capas límites (Spalart & Allmaras, 1992). La viscosidad de remolinos es relacionada a $\tilde{\nu}$ por la ecuación 2.7:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1}$$

Ecuación 2.7

La ecuación anterior contiene la función de amortiguación de pared $f_{v1} = f_{v1}(\frac{\tilde{\nu}}{\nu})$, la cual tiende para números altos de Reynolds, entonces el parámetro de viscosidad cinemática $\tilde{\nu}$ es igual a la viscosidad cinemática ν , en este caso. En la función de amortiguación de pared f_{v1} tiende a cero. Las tensiones de Reynolds son calculadas con la ecuación 2.8:

$$\tau_{ij} = -\rho u_i u_j = 2\mu_t S_{ij} = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$$

Ecuación 2.8

La ecuación de transporte para $\tilde{\nu}$ está representada por la ecuación 2.9:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{\nu})}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \tilde{\nu} U) = \frac{1}{\sigma_v} \operatorname{div} \left[(u + \rho \tilde{\nu}) \operatorname{grad}(\tilde{\nu}) + C \rho \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \right] + C \rho \tilde{\nu} \tilde{\Omega} - C \rho \left(\frac{\tilde{\nu}}{k y} \right)^2 f_u$$

Ecuación 2.9

En otras palabras: tasa de cambio del parámetro de viscosidad $\tilde{\nu}$ más transporte de $\tilde{\nu}$ por convección es igual a transporte de $\tilde{\nu}$ por difusión turbulenta más tasa de producción de $\tilde{\nu}$ menos tasa de disipación de $\tilde{\nu}$.

Las constantes del modelo son las siguientes:

- $\sigma_v = 2/3$
- $k=0.4187$
- $C_{b1} = 0.1355$
- $C_{b2} = 0.622$

- $C_{v1} = C_{b1} + k^2 \frac{1+C_{b2}}{\sigma_v}$

Estas constantes del modelo y otras tres ocultas en las funciones de la pared se ajustaron para flujos aerodinámicos externos y se ha demostrado que el modelo ofrece un buen desempeño en capas límite con gradientes de presión adversos que son importantes para predecir flujos estancados. Se ha utilizado este modelo de turbulencia en múltiples investigaciones tales como (Ekaterinaris, 2002), (Xu, Zhou, Fan, & Wang, 2010), (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013) y (Bagul, Rana, Jenkins, & Konozsy, 2020). Su idoneidad para las aplicaciones de perfiles aerodinámicos significa que el modelo Spalart-Allmaras también ha atraído un gran número de seguidores entre la comunidad de turbomáquinas. En geometrías complejas, es difícil definir la escala de longitud, por lo que el modelo no es adecuado para los flujos internos. Además, carece de sensibilidad al proceso de transporte en flujos que cambian rápidamente.

2.4.2 Ecuaciones gobernantes

De acuerdo con (Claramunt, Cònsul, Carbonell, & Pérez Segarra, 2006) la dinámica de fluidos y los fenómenos de transferencia de calor están gobernados por la ecuación de continuidad, momentum y energía, descritas por (Veynante & Vervisch, 2002), junto con una ecuación de estado ecuación 2.10:

$$PV = mRT$$

Ecuación 2.10

La ecuación 2.11 describe la continuidad, que en mecánica de fluidos es el principio básico que establece que la masa no se crea ni se destruye:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0$$

Ecuación 2.11

La ecuación 2.12 se refiere a la conservación de momentum para un flujo compresible en la dirección i , la cual es el resultado de la segunda Ley de Newton, indicando que “la fuerza neta actuando en un cuerpo es igual a la razón de cambio de momentum del cuerpo”:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\mu_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\mu_i\mu_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial\tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i$$

Ecuación 2.12

La ecuación 2.13 representa la ecuación del transporte de energía, en la cual $h_t = + u_i u_i / 2$ es la entalpía total:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h_t) + \frac{\partial}{\partial x_i}[u_i \rho h_t] = \frac{\partial}{\partial x_i}[\varphi_i^h - u_j \tau_{ij}] + u_j F_i$$

Ecuación 2.13

2.5 Algoritmos genéticos

(Ruge & Alvis, 2009) menciona que los algoritmos genéticos constituyen una técnica de búsqueda fundamentada en el proceso de evolución natural en la cual los individuos más adaptados tienen mayores probabilidades de sobrevivir y de transferir su material genético a las siguientes generaciones. La idea fundamental de los algoritmos genéticos consiste en encontrar una solución aceptable a un problema por medio del mejoramiento de un conjunto de individuos, cuya función de evaluación corresponde a una solución del problema. Esta optimización se realiza mediante procesos selectivos y de intercambio de información genética. Dichos procesos están dados por operadores genéticos, que definen la estructura de un algoritmo genético.

2.5.1 Operadores genéticos

A continuación, se presentan los operadores genéticos:

- Fitness: es la responsable de evaluar a los individuos y asignarle valores altos de adaptación; ya que es una función completamente dependiente del problema, puede determinar qué tan buenos o malos serán los resultados y la convergencia o no del método.
- Función objetivo: la función objetivo proporciona una medida de desempeño del sistema asociado a cierto individuo en la población.

- Operador de selección: el proceso de selección busca escoger ciertos individuos de la población, quienes darán origen a las futuras generaciones. Por lo general, la selección depende del valor de la función de evaluación de cada individuo.
- Operador de cruce: consiste en mezclar la información genética de dos individuos, a fin de generar nuevos individuos.
- Operador de mutación: consiste en alterar las características genéticas de un individuo, con el objeto de aumentar la probabilidad de exploración del espacio de búsqueda y disminuir el riesgo de estancamiento del algoritmo en óptimos locales.

2.5.2 Estructura general

La estructura general del algoritmo genético se muestra en la figura 2.15. Se inicia con una población inicial de soluciones aleatorias (población). Cada individuo en la población es llamado cromosoma, el cual representa una solución al problema. Los cromosomas evolucionan a través de iteraciones sucesivas, llamada también generación; durante cada generación los nuevos cromosomas son evaluados, usando la medida de aptitud. Luego, mediante los operadores de cruce y mutación, se seleccionan los cromosomas con mayor probabilidad de supervivencia, a fin de realizar la exploración y la explotación de la función objetivo. Por último, se reinsertan a la población actual, después de terminar el número de generaciones se selecciona al individuo con mayor desempeño, el cual representa la solución óptima.

2.6 Túnel de viento

De acuerdo con (Zanoun, 2017) los túneles de viento son la herramienta básica de experimentación de la aerodinámica. La validación de los resultados de simulaciones numéricos se realiza comparándolos con los datos de los modelos sometidos a pruebas en túneles de viento. (Bradshaw & Pankhurst, 1964) menciona que, esencialmente, un túnel de viento es un dispositivo para producir un flujo de aire relativo al cuerpo bajo análisis. Por lo general, el flujo de aire debe ser uniforme en velocidad y dirección, pero ocasionalmente se debe simular un gradiente de viento o un flujo curvo. Además de poseer similitud geométrica, el cuerpo de prueba puede tener que reproducir las distribuciones prototípico de masa y rigidez, como en los experimentos de aeroelasticidad.

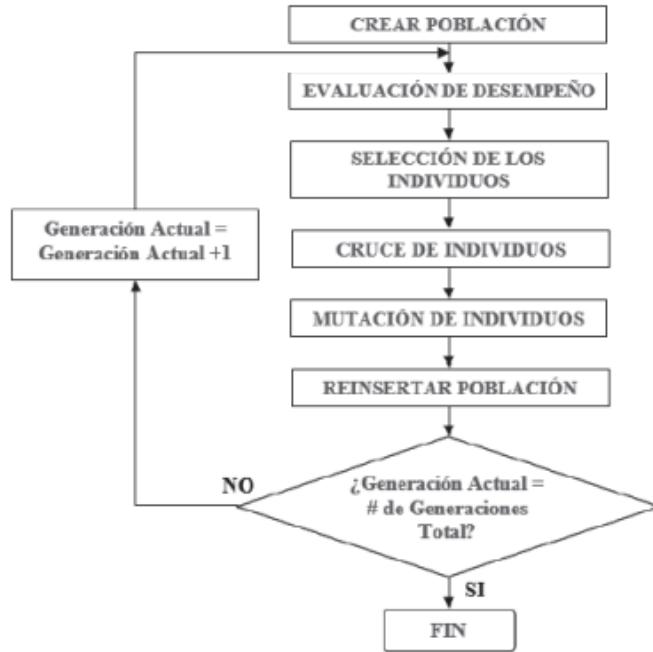


Figura 2.15. Diagrama de flujo de un algoritmo genético simple (Ruge & Alvis, 2009).

(Almeida, Carnevalli de Miranda, Ferreira Neto, & Guimaraes Saad, 2018) afirma que el túnel de viento proporciona información técnica para una gran cantidad de aplicaciones de ingeniería, tales como aerodinámica externa (flujo sobre vehículos terrestres y aéreos), ingeniería civil (flujo sobre puentes, edificios, cables, etc.), actividades deportivas (flujo sobre ciclistas, diseño de voleibol y baloncesto, velas de viento, etc.), dinámica de fluidos fundamental (flujo laminar y turbulento sobre geometrías simples y complejas) y un amplio marco de otras opciones en la industria y centros de investigación.

2.6.1 Clasificación de los túneles de viento

(Barlow, Rae, & Pope, 1999) menciona la siguiente clasificación:

- Por su régimen de velocidad Los túneles pueden ser subsónicos, transónicos, supersónicos o hipersónicos, variando entre ellos la forma y el tamaño de la cámara de ensayos.
- Respecto a la cámara de ensayos, en los túneles subsónicos esta puede ser de sección abierta, es decir, sin paredes laterales, o cerrada (con paredes laterales).
- Por su circuito de aire: túneles cerrados o de Randtl el flujo está más controlado y es independiente de otras actividades en el edificio o fenómenos atmosféricos.

Requieren menos energía que los túneles abiertos y, además, las emisiones acústicas son menores. Túnel abierto o Eiffel, entre las ventajas que proporciona esta configuración se encuentra el coste de fabricación mucho menor. Sin embargo, si estos túneles se encuentran en el interior de una sala, el tamaño relativo del túnel respecto del habitáculo puede condicionar la calidad del flujo de entrada.

- La geometría y especificaciones de los túneles de viento varía dependiendo del propósito de estos. De este modo, los túneles de viento se pueden clasificar también en: aeronáuticos, automovilísticos, aeroacústicos, ambientales, etc.

2.6.2 Elementos de un túnel de viento

Los principales componentes de un túnel de viento de acuerdo con (Kumar, Maurya, Tyagi, & D., 2018) son:

- Cámara de sedimentación con sección de panal, esta se utiliza para mantener una velocidad del viento uniforme dentro del túnel de viento.
- La sección de prueba es la cámara en la que se realizaron las mediciones y observaciones. El tamaño de la cámara de prueba debe ser lo suficientemente grande como para que la perturbación del flujo resultante del cono de contracción esté suficientemente amortiguada antes de alcanzar el objeto.
- El difusor es la parte más importante del túnel de viento que aumenta la velocidad del viento en la sección de prueba. El difusor crea vacío dentro del tubo de ensayo. Debido a la creación de vacío dentro del tubo de ensayo, la restricción disminuye y aumenta la velocidad del viento dentro del tubo.
- El ventilador de flujo axial se puede instalar en la entrada o en la salida del túnel de viento. Puede aspirar el aire de la cámara de prueba o empujar el aire en la cámara de prueba. El número de ventiladores necesarios depende de los aspectos básicos de varios factores, como el área del túnel de viento, la longitud del túnel de viento, la velocidad del aire requerida en la cámara de prueba, el diámetro del ventilador, el número de aspas, etc.

En la figura 2.16 se muestra un túnel de viento abierto.



Figura 2.16. Túnel de viento de circuito abierto (Morales, Gómez, & Vázquez, 2007).

2.7 Teoría del desarrollo de perfiles aerodinámicos

A continuación, se presenta una revisión bibliográfica de los trabajos anteriores en la línea de investigación de este proyecto. La revisión bibliográfica incluye descripción geométrica de perfiles aerodinámicos, uso de algoritmos genéticos en optimización, uso de CFD en el análisis de aerodinámica, trabajos en túneles de viento y desarrollo de perfiles aerodinámicos.

2.7.1 Métodos para descripción geométrica de perfiles aerodinámicos

De acuerdo con (Jiang H.B., 2015) la forma del perfil aerodinámico determina la distribución de presión del campo de flujo y el rendimiento de este. Esto es la base para el análisis del flujo, por lo que el diseño del perfil aerodinámico, especialmente el método para generar o expresar su forma geométrica es muy importante. De acuerdo con el último trabajo mencionado y con (Song & Keane, 2017) los métodos utilizados para generar la forma geométrica del perfil son: 1) el método de parametrización de la forma, 2) el método de perturbación de la función de forma y 3) el método de función analítica. (Jiang H.B., 2015) menciona que los dos primeros métodos se suelen usar cuando el objetivo es representar un perfil aerodinámico con el que ya se cuenta, mientras que el último es útil para generar nuevos perfiles aerodinámicos.

Antes de detallar los métodos mencionados, se menciona el estudio de (Sripawadkul, Padulo, & Guenov, 2010). En cual, se propusieron cinco métricas, con las cuales se evaluaron 6 métodos de descripción de perfiles, obteniendo como resultado una serie de características particulares de cada método evaluado. Esta investigación se enfocó en ayudar al diseñador a

elegir métodos de parametrización de perfiles aerodinámicos, de acuerdo con las necesidades de optimización del diseño de la aeronave en su etapa inicial. Por lo tanto, la siguiente serie de métricas determinará qué tan eficientemente cumplirá una parametrización con su propósito:

- La parsimonia indica cambios significativos en las características geométricas de la superficie de sustentación utilizando el menor número de parámetros.
- En la integridad se espera una capacidad de describir una considerable cantidad de formas.
- La ortogonalidad garantiza que cada forma del perfil corresponde a un conjunto único de parámetros de entrada.
- La impecabilidad garantiza que la técnica de parametrización no generará una forma de "mal comportamiento", es decir, un perfil aerodinámico que no cumpla con la forma estándar de uno.
- La intuición considera si el método se relaciona con el significado del diseño físico de los parámetros, lo que a su vez simplifica la elección de los límites de entrada o el juicio del diseño.

2.7.1.1 Método 1. Parametrización de formas

El método de parametrización de formas describe los tamaños de varias partes del perfil, utilizando parámetros que tienen un significado definido. (Sobieczky, 1999) da a conocer el método de PARSEC, el cual parametriza perfiles aerodinámicos utilizando 11 secciones genéricas de este. Las superficies de sustentación determinadas de esta manera (por un conjunto mínimo de parámetros), se utilizan posteriormente como secciones de ala. Este método se ha utilizado para representar perfiles aerodinámicos de catálogos, un considerable número de veces para llevar a cabo investigaciones de optimización como lo son los estudios de (Ray & Tsai, 2004), (Mukesh, Lingadurai, & Selvakumar, 2014), (Vecchia, Daniele, & D'Amato, 2014). Por lo cual actualmente, es una de las parametrizaciones más utilizadas en este campo de estudio. Otro ejemplo de esto es el estudio realizado por (Xiaoqiang, Jun, Lei, & Jing, 2018) en la cual se diseñaron 8 parámetros geométricos para la construcción de perfiles. Como medio de validación se reconstruyeron geométricamente perfiles aerodinámicos populares de la base de datos de Profili.2. 2166 perfiles aerodinámicos se

representaron de forma exitosa con el método IGP, cifra que representa el 98.5% del contenido de la librería. En la tabla 2.1 se muestran los parámetros de los dos métodos antes mencionados.

Tabla 2.1 Variables de diseño de las parametrizaciones PARSEC e IGP

| Parámetros PARSEC | Símbolo | Parámetros IGP | Símbolo |
|---------------------------------------------------|----------|------------------------------------------------------------------------------------|---------------|
| Radio de curvatura superior en el borde de ataque | Rleu | Curvatura máxima | C |
| Radio de curvatura inferior en el borde de ataque | Rlel | Ubicación de la cuerda de la curvatura máxima | XC |
| Posición del máximo del extradós | Xup | Ángulo entre la línea de inclinación y la línea de la cuerda en el borde posterior | α_{TE} |
| Magnitud del máximo del extradós | Yup | | |
| Curvatura en el máximo del extradós | YXXup | Curvatura en la ubicación de la inclinación máxima | bXC |
| Posición del máximo del intradós | Xlow | Espesor máximo | T |
| Magnitud del máximo del intradós | Ylow | Ubicación de la cuerda en el grosor máximo | XT |
| Curvatura en el máximo del intradós | YXXlow | Ángulo de salida en la cola | β_{TE} |
| Espesor del borde de salida | Tte | Radio del borde de ataque | ρ_0 |
| Posición del borde de salida | Toff | | |
| Ángulo del borde de salida | α | | |
| Ángulo del espesor del borde de salida | β | | |

2.7.1.2 Método 2. Función de perturbación

El método de función de perturbación depende en gran medida de la superficie de sustentación original. Si la forma de la superficie de sustentación original no es lisa, tampoco la forma de la superficie de sustentación de diseño lo es. Entonces esto puede afectar directamente la rugosidad de la geometría del perfil. Referentes de este tipo de métodos es el estudio de (Hicks & Henne, 1978), usa la geometría de un perfil aerodinámico como base y luego agregó una combinación lineal de funciones senoidales. Con el propósito de deformar las superficies superior e inferior para crear una nueva forma de perfil aerodinámico. Para la validación se escogieron perfiles aerodinámicos, se modificó su geometría con el método desarrollado y la experimentación mostró un mejoramiento en los coeficientes aerodinámicos. (Kulfan & Bussoletti, 2006) realizaron un estudio en el que proponían el método de Función de clase/Transformaciones de función de forma (CST). El cual utiliza una combinación lineal de funciones básicas simples, para una forma base. Fue desarrollado principalmente como un método para definir una amplia gama de perfiles aerodinámicos con relativamente pocas variables de diseño; sin embargo, el método también puede aplicarse a otras formas, como objetos de tipo cuadrado y de círculo, y superficies tridimensionales. La “función de forma” brinda la capacidad de controlar directamente los parámetros de la geometría clave: como el radio del borde de ataque, el ángulo de cola del barco del borde de salida y el cierre hasta un espesor de popa específico. Se define una “función de clase” que generaliza el método para una amplia variedad de geometrías. (Yu, Saeed, & Paraschivoiu, 2003) menciona la utilidad de utilizar dos curvas de Ferguson para representar superficies aerodinámicas. Como es apropiado mantener las curvaturas de la superficie aerodinámica no solo continuas, sino también suaves, se selecciona la ranura paramétrica de sexto orden para la representación del perfil aerodinámico. En la tabla 2.2 se muestran las funciones de perturbación mencionadas.

Tabla 2.2 Funciones de perturbación de los métodos Hicks-Henne, (Yu, Saeed, & Paraschivoiu, 2003) y CST.

| Método | Función de perturbación |
|-----------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Hicks-Henne “Bump” Functions (Yu, Saeed, & Paraschivoiu, 2003) | $f_j(x) = \left[\sin\left(\pi x^{\frac{\log 0.5}{\log t_1}}\right) \right]^{t_2} \quad 0 \leq x \leq 1$ $H_{0,0} = -6t^5 + 15t^4 - 10t^3 + 1$ $H_{0,1} = 6t^5 - 15t^4 + 10t^3$ $H_{1,0} = -3t^5 + 8t^4 - 6t^3 + t$ $H_{1,1} = -6t^5 + 7t^4 - 4t^3$ $H_{2,0} = -\frac{1}{2}t^5 + \frac{3}{2}t^4 - \frac{3}{2}t^3 + \frac{1}{2}t^2$ $H_{2,1} = \frac{1}{2}t^5 - t^4 + \frac{1}{2}t^3$ |
| Class/Shape function Transformation (CST) | $C_{N_2}^{N_1}(x) \equiv (x)^{N_1}(1-x)^{N_2} \quad 0 \leq x \leq 1$ |

2.7.1.3 Método 3. Funciones analíticas

Este método consiste en utilizar funciones para diseñar perfiles de superficie aerodinámica, como la expresión polinómica de la serie de superficie aerodinámica NACA. (Anderson, 2011) menciona que a principios del año 1930 NACA, el antecesor de la NASA, se embarcó en una serie de experimentos utilizando formas de superficie aerodinámica, los cuales se construyeron de manera racional y sistemática; esta es la familia de perfiles aerodinámicos más utilizados hasta el día de hoy. Actualmente se han realizado estudios utilizando este método, ejemplo de esto es el estudio realizado por (Jiang H.B., 2015), en donde se deduce por series de Taylor, una simplificación de la ecuación de Joukowsky para la representación geométrica de perfiles aerodinámicos. Esta nueva función es una expresión simple cuyos coeficientes y constantes fueron definidas como constantes generales. Una serie de perfiles

aerodinámicos pueden ser generados a partir de asignar variables a estas constantes. (Ziemkiewicz, 2017) definió la geometría de un perfil mediante dos ecuaciones paramétricas, otorgando valores a 6 parámetros, obtuvo una forma suave de múltiples perfiles aerodinámicos. En el estudio realizado por (Cabrera P., Pestana A., & Wellesley- Bourke F., 2008) se obtuvo una función analítica a partir del estudio y la medición empírica de perfiles reales, utilizando el método de semejanza geométrica y métodos de variables complejas. Posteriormente, realizó un código el cual generaba perfiles aerodinámicos asistidos por computadora, para ser posteriormente construidos en una máquina de fresado de control numérico. La tabla 2.3 muestra las funciones descritas anteriormente.

Tabla 2.3 Modelos matemáticos de los perfiles NACA, y de los trabajos de (Jiang H.B., 2015), (Ziemkiewicz, 2017) y (Cabrera P., Pestana A., & Wellesley- Bourke F., 2008).

| Método | Modelo matemático |
|--------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| NACA | $x_u = x - y_t \sin\theta \quad y_u = y_c + y_t \cos\theta$ $x_L = x + y_t \sin\theta \quad y_L = y_c - y_t \cos\theta$ |
| (Jiang, Cheng, & Zhao, 2013) | $hy = px^a x^b (1-x)^b \pm qx^c (1-x)^d$ |
| (Ziemkiewicz, 2017) | $x(\theta) = 0.5 + 0.5 \frac{ \cos\theta ^B}{\cos\theta}$ $Y(\theta) = \frac{T}{2} \frac{ \sin\theta ^B}{\sin\theta} (1 - X^P) + C \sin(X^E \pi) + R \sin(X^2 \pi)$ |
| (Cabrera P., Pestana A., & Wellesley- Bourke F., 2008) | $f(x) = \pm \bar{e} \left(1 - \left(\frac{\bar{x}}{100} \right) \right)^P \sqrt{2 \left(\frac{\bar{x}}{100} \right)^P - \left(\frac{\bar{x}}{100} \right)^{2P}}$ |

2.7.2 Algoritmos genéticos para optimización

(Vecchia, Daniele, & D'Amato, 2014) menciona que la optimización de las superficies aerodinámicas es una práctica común utilizada actualmente en el campo de la ingeniería

aeroespacial y mecánica. La optimización de la geometría de perfiles aerodinámicos debe ser con técnicas de optimización, la cual debe de tomar en cuenta la parametrización con la que se describió el perfil. Se han realizado estudios de investigación tratando la optimización de perfiles aerodinámicos con algoritmos genéticos; uno de los trabajos pioneros se encuentra el estudio realizado por (Zhu & Chan, 1998). Donde se menciona que con el desarrollo en informática y CFD llegó una revolución en la industria aeronáutica. En la investigación afirma que los algoritmos genéticos fueron propuestos por (Holland, 1973), y que en los trabajos de (Dulikravich, 1991), (Obayashi, Takanashi, & Matsushima, 1995), (Poloni, 1995) y de (Chan, 1997) fueron aplicados a diseños aerodinámicos.

Desde el año 2000 se han realizado diversos estudios sobre la aplicación de este método, un ejemplo es el de (Ray & Tsai, 2004). En donde se parametrizaron la geometría de 3 perfiles aerodinámicos con el método PARSEC y posteriormente utilizó un algoritmo de enjambre para mejorar sus características, minimizando el coeficiente de arrastre. (Arias, 2007) presentó una investigación del uso de un algoritmo evolutivo para el caso del diseño de perfiles aerodinámicos requeridos en aplicaciones prácticas tales como el de los VANTS. Utilizó tres consideraciones reales de diseño: la maximización del parámetro de eficiencia aerodinámica (C_L/C_D), factor de autonomía ($C_L^{3/2}/C_D$), para vuelo de máxima autonomía; y la minimización de la resistencia al avance (C_L). En los resultados obtenidos presentó diseños realizados que muestran mejoras sustanciales de los rendimientos aerodinámicos indicados, comparadas con los de las geometrías de base. En la investigación de (Lee, Gonzales, & Periaux, 2008) se desarrolló un algoritmo genético a partir de una geometría de un PA para un UCAV (*Unmanned Combat Aerial Vehicles*), con el cual varió el grosor del PA para obtener 6 diseños distintos, que posteriormente fueron evaluados en el programa RCS para análisis de aerodinámica; cinco diseños mostraron al menos un incremento del 10% en su desempeño que la geometría original.

(Huang, Meng, & Huang, 2012) realizó un estudio donde describió la geometría de un perfil aerodinámico utilizando las funciones de forma de Hicks-Henne; en su estudio calculó el coeficiente de sustentación con base en la ecuación de Euler y finalmente utilizando un algoritmo genético para la optimización del perfil obtuvo como resultado un incremento en el coeficiente de sustentación del perfil objeto de estudio. (Pons-Prats, Bugeda, Zárate, &

Oñate, 2012) desarrolló una metodología para los problemas de optimización en aerodinámica, donde los parámetros de entrada generaban un número menor de evaluaciones en comparación con trabajos anteriores. El principal objetivo fue analizar la variabilidad de los coeficientes de sustentación y de resistencia respecto a un ángulo de ataque y un número de Mach con incertidumbres. Los valores de salida analizados son el coeficiente de sustentación (C_L) y la resistencia de presión (C_P), así como la rotación angular y la deformación vertical del ala.

(Mukesh, Lingadurai, & Selvakumar, 2014) utilizaron la parametrización PARSEC para definir la geometría de un perfil aerodinámico NACA 2411, también implementaron un algoritmo genético para optimizar la aerodinámica de este. Y con esto crearon un nuevo perfil aerodinámico con un coeficiente de sustentación mayor que el utilizado como base según el algoritmo desarrollado. Finalmente, validaron el modelo del perfil realizando pruebas experimentales en un túnel de viento. Con los valores experimentales obtenidos, se comparó con los primeros resultados, los cuales fueron satisfactorios para validar el desempeño del algoritmo de optimización.

2.7.3 Dinámica computacional de fluidos para diseño de aeronaves

El uso del CFD para diseño de aeronaves, ha sido utilizado ampliamente, en el trabajo realizado por (Hernández Rivera, Hernández Guerrero, & Rubio Arana, 2008) se presentó un estudio numérico tridimensional para analizar el origen y evolución de la estela. Se compararon dos tipos de alas, el primer modelo es una aleta tipo difusor de vórtices y el segundo modelo es un ala tipo cerca. Los resultados muestran que las aletas disminuyen la velocidad inducida del vórtice generado al mover el enrollamiento del flujo en zonas alejadas de la punta del ala, reduciendo la velocidad del núcleo del vórtice hasta un 19%. Se obtuvo una reducción en el arrastre total del avión hasta un 3.6% y un aumento en la sustentación del 2.4% con respecto al avión original. (Escárpita, Martínez, Elizalde, & Ramírez, 2008) desarrolló un sustituto de *flaps* para el ala de un VANT de escala similar con el prototipo. Las pruebas de su desempeño fueron realizadas mediante un modelo de elementos finitos, en los resultados se obtuvieron valores de sus coeficientes de sustentación y arrastre. Finalmente, se compararon los resultados del modelo original y el modelo con el sustituto, si bien estos fueron diferentes, se concluyó que cada configuración está sujeta a su aplicación.

(Xu, Zhou, Fan, & Wang, 2010) realizaron un estudio de simulación numérica para investigar el impacto de cinco tipos de tecnología de control de flujo en las características aerodinámicas del perfil de un VANT. Para validar los resultados, compararon los coeficientes de fuerzas calculados, con los coeficientes reales de experimentación, las cuales demostraron una similitud satisfactoria. En el trabajo de (Mohammad, Doosttalab, & Ashrafizadeh, 2012) se analizó el vuelo de un VANT a bajos números de Reynolds con simulación numérica. Se mostró el mallado, las líneas de flujo y realizaron gráficas de las relaciones de los coeficientes de fuerzas. Las simulaciones numéricas mostraron que, a determinado punto, aumentar el ángulo de ataque conduce a una mayor pérdida de rendimiento aerodinámico del perfil aerodinámico. En la investigación de (Kandwal & Singh, 2012) se muestra paso a paso el proceso para realizar la simulación de un perfil aerodinámico. Desde la construcción de la geometría, mallado del sistema, definición de las condiciones de frontera e interpretación de resultados. En este último se muestran los coeficientes de sustentación, arrastre y presión, también estos se comparan con los valores experimentales en un túnel de viento y se obtuvieron valores similares. Por ejemplo, el coeficiente de sustentación tuvo un valor de 0.654 computacionalmente, mientras que el experimental fue de 0.649 Además, se mostraron los contornos de velocidad y presión que se desarrollaron alrededor del perfil aerodinámico en la simulación de vuelo.

Para satisfacer las crecientes necesidades de la aviación en VANTS ligeros y las necesidades de fotografía aérea, mapas de la ciudad, información de tráfico con sistemas FPV; (Kontogiannis & Ekaterinidis, 2013) diseñó, construyó y probó con éxito un avión VANTS ligero en vuelo. El diseño final del ala fue el resultado de simulaciones de CFD la cuales demostraron que las características aerodinámicas del ala podrían mejorarse después de ciertas modificaciones de la geometría. Los datos se recopilaron en tablas donde se compararon los coeficientes de sustentación y arrastre respecto al ángulo de ataque, además de la eficiencia aerodinámica.

También se encuentra en la literatura estudios que solo se centran en el exclusivo diseño del ala. En la investigación de (Prabhakar & Ohri, 2013) se compararon diferentes configuraciones de *slats* y *flaps* en el ala de un VANT. Mientras que los *slats* se instalan en el borde de ataque de un ala, los *flaps* pueden instalarse en el borde de salida o en el borde

de ataque de un ala. Estos dispositivos sirven para modificar la geometría del PA e incrementar el coeficiente de sustentación, principalmente en la etapa de elevación del vuelo. Se realizaron pruebas utilizando simulaciones en CFD para medir el desempeño aerodinámico de las diferentes configuraciones, se obtuvieron valores de coeficientes de sustentación y de arrastre en varios ángulos de ataque.

(Srinivas & Madhu, 2014) afirma que el ala de avión es el componente principal que desempeñará un papel vital en la generación de sustentación y en diferentes momentos de maniobra durante todo el vuelo. Por lo tanto, para mantener esta buena maniobrabilidad, el ala de la aeronave debe sufrir desviaciones diferentes llamadas ángulo de ataque, de modo que la elevación aumente y la resistencia disminuya o viceversa puedan establecerse en el vuelo. En la última investigación mencionada se hicieron varias simulaciones numéricas de dos perfiles aerodinámicos, donde el segundo era una mejora del primero. Los resultados demostraron que para todos los ángulos de ataque evaluados el segundo modelo lograba con su cometido; una mejor relación en su coeficiente de rendimiento aerodinámico. En el trabajo de (Bagul, Rana, Jenkins, & Konozsy, 2020) investigaron los efectos de las modificaciones en un MQ-1 Predator UCAV. Se consideraron varios ángulos de ataque, ladeo y guiñada para analizar el coeficiente de sustentación, el coeficiente de arrastre y el coeficiente de momento que se estudian para la geometría de línea de base y UCAV modificado. Se observó mediante análisis CFD que la adición de modificaciones externas puede afectar drásticamente el rendimiento aerodinámico del UCAV debido a que el coeficiente disminuyó.

Con lo anterior descrito se destaca la utilidad del CFD en el diseño preliminar de los perfiles aerodinámicos. Así como la importancia de someter a pruebas en diferentes ángulos de ataque para obtener un amplio rango de resultados, los cuales posteriormente serán interpretados mediante gráficas. Con la finalidad de diseñar vehículos con la aerodinámica más eficiente, que les permitan cumplir con la finalidad de su diseño. De la misma manera se prepondera la comparación con resultados reales, experimentado con modelos de los perfiles aerodinámicos en túneles de viento, lo cual valida las simulaciones realizadas.

2.7.4 Experimentación de perfiles aerodinámicos en túneles de viento

(Chatlynne, Rumigny, Amitay, & Glezer, 2000) menciona en el trabajo que desarrollaron la teoría siguiente: el arrastre en alas de ángulos bajos de ataque se reduce con una penalización

de elevación mínima por modificación fluídica de la forma aerodinámica. Esta experimentación la realizó mediante pruebas en un túnel de viento, donde utilizó un velocímetro y ecuaciones para los cálculos de los coeficientes de fuerzas. En los resultados obtenidos concluyeron que la alteración de la distribución de presión alrededor del perfil aerodinámico da como resultado una reducción significativa en la resistencia a la presión. (Morales, Gómez, & Vázquez, 2007) realizó un análisis del flujo de un túnel de viento, con el objetivo de conocer los perfiles de velocidad en la zona de pruebas del túnel. La experimentación se realizó con 3 distintos números de Reynolds. Las mediciones se monitorearon con un tubo pitot y manómetro inclinado proporcionados por el fabricante. De los resultados obtenidos se comprobó que se tienen perfiles característicos de flujo turbulento en la zona analizada.

En los trabajos de (Selig & Guglielmo, 1997), (Delnero, y otros, 2007) y una aplicación especial en VANTs de (Traub & Coffman, 2019), se muestran experimentaciones con modelos de perfiles aerodinámicos a diferentes números de Reynolds. En los resultados se muestran gráficas donde se comparan coeficientes de sustentación, coeficiente de arrastre, coeficientes de presión, coeficientes de rendimiento aerodinámico y turbulencias. Concluyeron afirmando que cada perfil aerodinámico tiene diferente rendimiento de acuerdo con el grado de turbulencia a la que se expone. Por lo tanto, es importante considerar el número de Reynolds en donde la aeronave operará el mayor tiempo, para elegir un perfil aerodinámico que ofrezca la eficiencia adecuada.

2.7.5 Desarrollo de perfiles aerodinámicos

Como ya se mencionó en (Bernal & Orrego, 2007) y (Pinzón, 2013) a principios del siglo XX, se utilizaron túneles de viento para probar modelos de perfiles aerodinámicos, los cuales se clasificaron en familias por las instituciones que los desarrollaron. Actualmente se encuentran en internet bases de datos con una gran variedad de perfiles aerodinámicos; sin embargo, no toda la información es pública y aún más la forma en se desarrollaron tales perfiles por parte de empresas privadas y programas militares.

De acuerdo con (McGhee, Baesley, & Whitcomb, 1979) las primeras investigaciones a bajos números de Reynolds fueron llevados por la NASA en 1972. La principal herramienta fue realizar pruebas en túneles de viento con perfiles aerodinámicos con un grosor menor a los

entonces existentes. En la década de los 90 se realizó la transición de formas de optimización de PA, de métodos matemáticos a algoritmos genéticos. Aún se encuentran trabajos como los de (Wayman, 1994) y (Tangler & Somers, 1995) que usaron el método de Eppler para el análisis y optimización de la geometría, obteniendo con éxito su objetivo. Sin embargo, investigaciones como las de (Zhu & Chan, 1998) han comprobado que los métodos de optimización mediante algoritmos superan en eficiencia a los matemáticos. Los investigadores compararon un algoritmo genético como la optimización matemática de *steepest descent*. Donde demostró que el algoritmo genético presentaba mayor rapidez en la respuesta y no tenía problemas de convergencia, estos algoritmos son actualmente los más utilizados en esta línea de investigación. En el siglo XXI se popularizó el uso de parametrizaciones de la geometría de perfiles, acompañado de ajustes mediante algoritmos, y usando CFD para experimentación; para la optimización de PA de catálogos para ajustarlos a las necesidades de los VANTs.

(Selig M. S., 2003) mediante el programa XFOIL realizó una serie de pruebas a números de Reynolds bajos, modificando la geometría de perfiles para obtener características de los coeficientes de fuerzas. Posterior de su análisis realizó pruebas en túneles de viento replicando lo que había realizado en el primer estudio. En los resultados obtenidos, recaudó datos valiosos para futuros trabajos en esta línea de investigación. (Rusnell, Gano, Pérez, Renaud, & Batill, 2004) seleccionó los 8 perfiles más pequeños de un catálogo para ser optimizados en números de Reynolds bajos, estos deberían de cumplir con una mejor resistencia y maleabilidad. Realizó la optimización mediante el ajuste de funciones con el método de Pareto y pruebas en túneles de viento, obteniendo resultados exitosos. (Biber & Ol, 2004) en su trabajo optimiza tres perfiles aerodinámicos, cada uno con cierto objetivo en particular, esto se efectuó mediante el estudio de sus propiedades en el programa XFOIL. Se obtuvieron resultados exitosos, pero con falta de validación ya que esta se efectuaría en otra investigación.

(Secanell & Suleiman, 2006) parametrizó una serie de perfiles con *B-spline*, estos serían deformados en un programa de CFD para obtener nuevas geometrías aerodinámicamente eficientes. Después de realizar las simulaciones encontró resultados satisfactorios al aumentar los coeficientes de sustentación y reducir los coeficientes de arrastre.

(Arias, 2007) presentó los resultados del uso de un algoritmo evolutivo y parametrización B-spline para el caso del diseño de perfiles aerodinámicos requeridos en aplicaciones de VANTs. Se seleccionan tres consideraciones reales de diseño: la maximización de a). El parámetro de eficiencia aerodinámica (C_L/C_D), para vuelo de máximo alcance y del b). Factor de autonomía ($C_L^{3/2}/Cd$), para vuelo de máxima autonomía; y la minimización de c). La resistencia al avance para un valor de C_L constante. Los resultados de los diseños realizados muestran mejoras sustanciales de los rendimientos aerodinámicos indicados, comparadas con los de las geometrías de base. Esto confirma la utilidad y robustez de estas técnicas de diseño.

En el trabajo de (Wickramasinghe, Carrese, & Li, 2010) se diseñó un algoritmo de enjambre para optimización de un perfil para su aplicación en bajos números de Reynolds. Primero definió la geometría del perfil con PARSEC, seguido obtuvo sus propiedades con XFOIL. Después se aplicó el algoritmo con el cual modificó la geometría para aumentar la fuerza de sustentación, con esto demostró la efectividad de los algoritmos de enjambre para la optimización de perfiles aerodinámicos.

En el estudio de (Panagiotou, Kaparos, & Yakinthos, 2014) se presentó el procedimiento de optimización para VANT. Se investigó el flujo alrededor de varias configuraciones de alas, usando CFD. Se presentaron gráficos de coeficientes de elevación, arrastre y momento de cabeceo. Los cálculos mostraron una mejora considerable en el rendimiento aerodinámico de la aeronave después de instalar el perfil aerodinámico optimizado, esto a su vez proporcionó un aumento en el tiempo total de vuelo en aproximadamente un 10%. (Lakshmi, Balmuralidharan, Sankar, Selvaraj, & Balachandran, 2018) enfocó su proyecto en la optimización del parámetro de resistencia de VANTs militares, lo cual requiere un máximo del coeficiente de sustentación. Para realizarlo se eligió un perfil aerodinámico de un catálogo, seguido se obtuvieron y mejoraron sus características por un código de CFD de Euler. Esto fue acompañado de un estudio de túnel de viento, el cual rectificó la distribución de presiones eran lo suficientemente similares para validar las simulaciones.

De acuerdo con (Robles, 2015) hoy en día los perfiles son diseñados específicamente para cada aplicación, donde encontramos desde hélices, alas, estabilizadores, y turbinas. Se observa en la literatura una variedad de investigaciones sobre desarrollo de familias de perfiles aerodinámicos para aplicaciones de turbinas. (Canal & Alfaro, 2015) dirigió un

proyecto en palas de turbinas eólicas, consistió en una gama de perfiles con diferentes espesores relativos y rendimiento evaluado con altos números de Reynolds. Mostraron un proceso general donde la geometría del perfil aerodinámico se modificó mediante un algoritmo genético para que este cumpliera con las propiedades en sus coeficientes de fuerzas establecidas. Posteriormente, llevaron a cabo pruebas en un túnel de viento, estos conjuntos de datos se organizaron en gráficas y se demostró la efectividad del método.

En los estudios realizados por (Dahl & Fuglsang, 1998), (Fuglsang, Bak, Gaunaa, & Antoniou, 2004), (Méndez, Mundate, & San Miguel, 2014), (Miller, Slew, & MatidaEdgar, 2018), (Doosttalab & Frommann, 2019) llevaron a cabo el mismo propósito, realizar familia de perfiles para aerogeneradores, todos estos en general, llevaron la misma metodología. Primero, definir y parametrizar la geometría de un perfil aerodinámico, los primeros dos con *B-spline* y los siguientes con curvas de Bazier. Optimizaron los diseños con un algoritmo genético para que cumplan su máxima eficiencia en las condiciones deseadas. Realizaron modelos de los perfiles aerodinámicos y pruebas de estos en túneles de viento. Finalmente, hicieron gráficas que mostraron los datos obtenidos para su interpretación y conclusiones.

Con lo anterior mencionado se observa que han sido asilados los trabajos realizados para la generación de perfiles aerodinámicos para VANTs. La implementación de métodos de parametrización geométrica, algoritmos genéticos y CFD se ha limitado turbinas, y no a VANTs, limitando las opciones de diseño a los desarrolladores de esta línea. Por lo tanto, en el presente subtema se concluye que el diseño de perfiles aerodinámicos para VANTs mediante las herramientas mencionadas es un área por explorar. Así que en este trabajó utilizará una nueva forma de parametrización de perfiles aerodinámicos y se mejorará el desempeño de C_L con un algoritmo genético para obtener resultados que destaque con la limitación planteada. Realizando simulaciones de CFD se obtendrán otra fuente de características aerodinámicas de los modelos. Esto con el objetivo de diseñar perfiles aerodinámicos los cuales tengan un alto desempeño de sustentación, en el rango de turbulencia de operación para los VANTs.

CAPÍTULO 3. DISEÑO DE LOS PERFILES AERODINÁMICOS

3.1 Introducción

En el presente capítulo se muestra la metodología para diseñar perfiles aerodinámicos mediante algoritmos genéticos y XFOIL. Se inicia con la selección de los perfiles aerodinámicos base, seguido se delimita el área de operación de diseño, posteriormente se parametrizan de acuerdo con el método IGP, seguido del algoritmo genético que se utiliza para el aumento de C_L , y finalmente, la aplicación del software XFOIL para el análisis aerodinámico. Dicha metodología se llevó a cabo en el entorno de MATLAB, el cual cuenta con un script y 5 funciones, el contenido de estos archivos se localiza en el apéndice A. A continuación, en la figura 3.1 se muestra el diagrama del flujo del código desarrollado.

En el script “RUN” se ingresan los valores de entrada del programa, se ejecutan las funciones y se construyen las gráficas de resultados. En primera instancia, en la sección de “declaración de variables iniciales”, se obtienen las coordenadas del PA base al leerlas de un archivo de texto. Tales coordenadas están divididas en dos columnas, por abscisas y ordenadas, las cuales describen las curvas del intradós y del extradós del PA. Por último, se definen los valores del número Reynols y Mach para el análisis aerodinámico, además de los ángulos de ataque evaluados.

Posteriormente se encuentra la sección de “llamado de funciones” la cual contiene la función que obtiene los valores de la parametrización del PA ingresado, posteriormente la función que obtiene las curvas del intradós y extradós con dichos valores de parametrización y finalmente la función que genera el nuevo perfil mediante un algoritmo genético.

Por último, en la sección de “construcción de gráficas” se realizan 4 figuras, la primera es el ajuste de curvas, seguido de la efectividad de parametrización, posteriormente el PA de parametrización y PA mejorado, por último, los resultados del análisis de las presiones sobre los dos últimos perfiles mencionados.

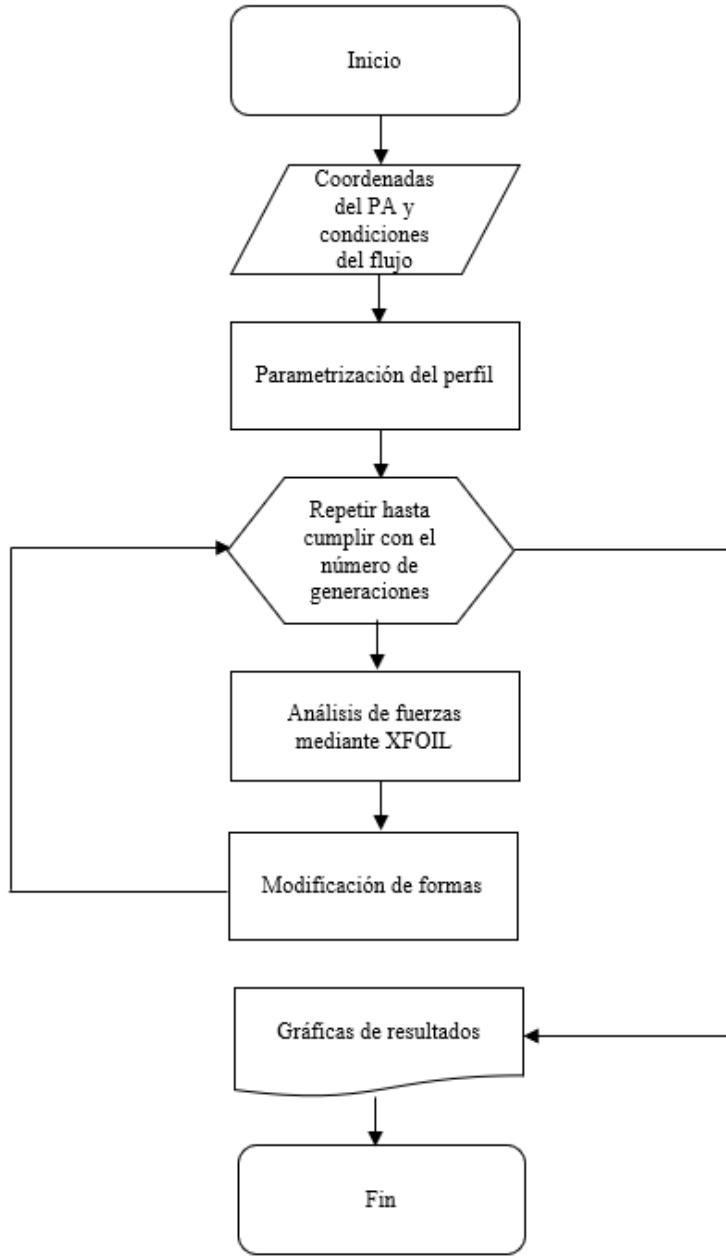


Figura 3.1. Diagrama de flujo del proceso de diseño.

3.2 Selección de los perfiles aerodinámicos base

(Selig & Guglielmo, 1997) ha comprobado que los PA se desempeñan de diferente forma de acuerdo con el número de Reynolds donde se encuentren operando. La figura 3.2 muestra el desempeño de diversos perfiles en un túnel de viento resultado de su investigación.

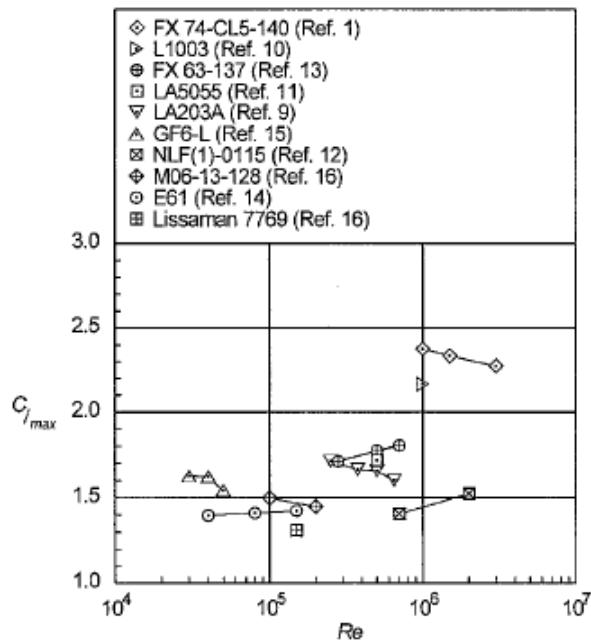


Figura 3.2 Desempeño de perfiles en un determinado régimen de turbulencia (Selig & Guglielmo, 1997).

En la investigación mencionada se realizaron pruebas cuyos resultados grafica la relación de C_L y C_D de un PA en diferentes turbulencias mostrado en la figura 3.3. En la cual se observa que entre más cerca de la izquierda y más arriba se encuentre la línea de relación, mejor será el desempeño de la aeronave, debido a que el C_L aumentará.

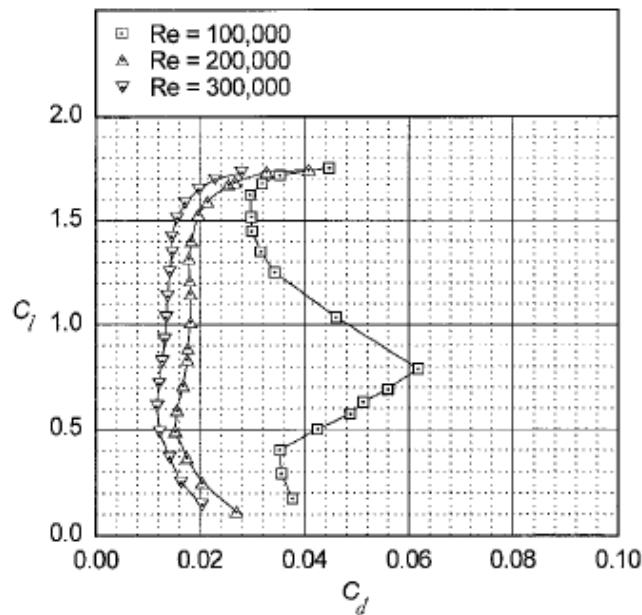


Figura 3.3. Relación de C_L y C_D una aeronave en diferentes números de Reynolds (Selig & Guglielmo, 1997).

Con la finalidad de establecer el rango de los números de Reynolds donde se diseña los PA, se tomaron de referencia una serie de VANTs, los cuales son de relevancia dentro de la industria. Las dimensiones de la cuerda no es un dato que se proporciona en las fichas técnicas de los equipos, por lo tanto, se infirió sus medidas a partir de información que dicho documento sí menciona, como el largo del equipo, envergadura, imagen a escala, etc. La información pertinente se encuentra en la tabla 3.1 junto con las propiedades del aire de acuerdo la de operación. Se calculó el número de Reynolds mediante la ecuación 3.1:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu}$$

Ecuación 3.1

y el número de Mach mediante la ecuación 3.2:

$$Ma = \frac{V}{c}$$

Ecuación 3.2

Las simulaciones posteriores están basadas en el comportamiento del aire a través de un túnel comercializado por Didactec Technologie modelo VEA100, equipo propiedad de la Universidad Veracruzana ubicado en el laboratorio de aeronáutica de la Facultad de Ingeniería Mecánica y Ciencias Navales. El cual cuenta con una sección de pruebas de 0.23 m de alto y 0.98 m de largo, los modelos de perfiles aerodinámicos cuentan con una cuerda de 0.15 m y se tomó la velocidad de operación de 22 m/s. Las propiedades del flujo se encuentran en la tabla 3.2, el cual se considera a nivel de mar. Con la ecuación 3.1 se calcula el número de Reynolds y la 3.2 el número de Mach, los cuales son los números adimensionales con los que se modela las simulaciones posteriores.

Tabla 3.1. Características técnicas de los 7 VANTs seleccionados y condiciones del flujo de operación.

| Aeronave | Cuerda (m) | Velocidad crucero (m/s) | Techo máximo de vuelo (m) | Densidad (kg/m ³) | Viscosidad (kg/ms) | Número de Reynolds | Velocidad del sonido | Número de mach |
|-------------------|---------------|-------------------------------|------------------------------------|----------------------------------|-------------------------|--------------------------|----------------------------|-------------------|
| Raven | 0.23705 | 8.888 | 4,267 | 0.7963 | 1.6526*10 ⁻⁵ | 101,520 | 323.532 | 0.0275 |
| Scaneagle | 0.24217 | 25-30 | 5,950 | 0.6637 | 1.5967*10 ⁻⁵ | 276,822 | 316.5 | 0.0868 |
| Penguin | 0.27314 | 22 | 5,000 | 0.736 | 1.628*10 ⁻⁵ | 271,663 | 320.5 | 0.0686 |
| Aerosonde | 0.26844 | 23.15- 33.43 | 4,572 | 0.7712 | 1.6428*10 ⁻⁵ | 356,449 | 322.312 | 0.0878 |
| Luna | 0.4132 | 19.444 | 5000 | 0.736 | 1.628*10 ⁻⁵ | 363,219 | 320.5 | 0.0607 |
| Integrator | 0.2745 | 28.3 | 5,944 | 0.664 | 1.5969*10 ⁻⁵ | 323,012 | 316.5 | 0.0894 |
| Resolute Eagle | 0.5127 | 25.722 | 5,181 | 0.7224 | 1.6587*10 ⁻⁵ | 574,351 | 319.7 | 0.0805 |
| Shadow | 0.4109 | 36.11 | 5,486 | 0.6985 | 1.6119*10 ⁻⁵ | 642,989 | 318.556 | 0.1133 |

Tabla 3.2. Condiciones experimentales de los perfiles de diseño.

| Densidad | Viscosidad | Velocidad del sonido | Reynolds | Mach |
|-------------------------|---------------------------------|-------------------------|-------------|---------|
| 1.225 kg/m ³ | 1.789*10 ⁻⁵ kg/ms | 340.3 m/s | 225,964.226 | 0.06465 |

Existe una gran variedad de base de datos de perfiles aerodinámicos, para este trabajo se utilizó el sitio web de Airfoil Tools, ya que este permite realizar comparaciones de desempeño de perfiles en un amplio número de Reynolds. Se seleccionaron 3 perfiles aerodinámicos, los cuales contaran con una relación máxima de C_L contra C_D en el rango de turbulencia delimitado. Los perfiles aerodinámicos elegidos fueron el eppler 68, MH 70 y FX-60-126, en la figura 3.4 se muestran las geometrías seleccionadas en Airfoil Tools.

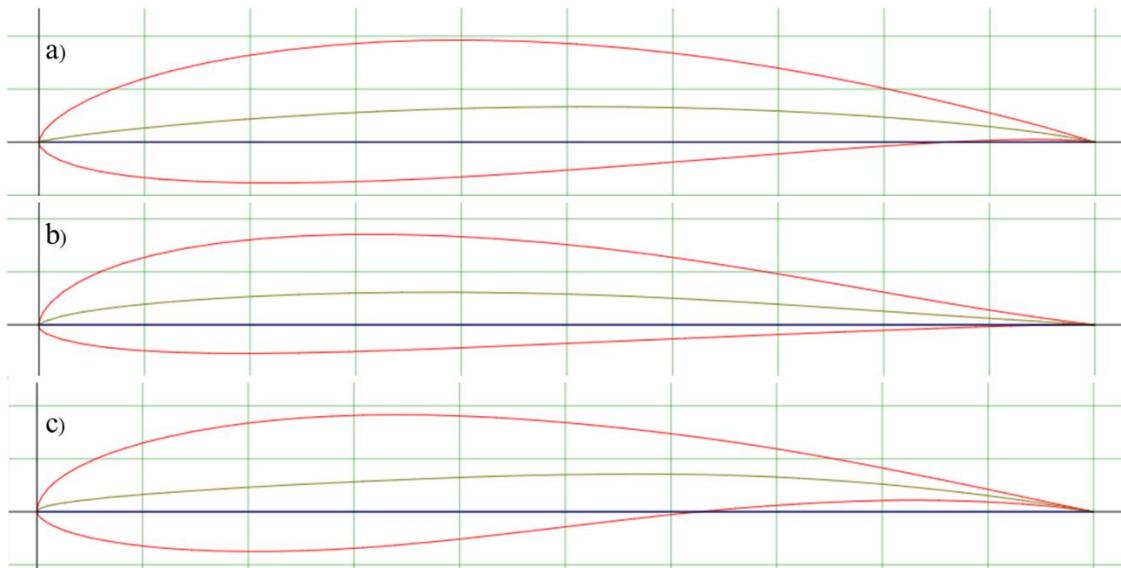


Figura 3.4. Geometría de los perfiles aerodinámicos a) Eppler 68, b) MH 70 y FX-60126.

Las coordenadas de los perfiles aerodinámicos están divididas en dos columnas, por abscisas y ordenadas, las cuales describen las curvas del intradós y del extradós del PA, como se muestra en la tabla 3.3. Las coordenadas están normalizadas de acuerdo con la cuerda del PA, el borde de ataque se encuentra en el punto 0 y el borde de salida en el 1, las coordenadas del intradós y extradós se toman con dicha referencia. El orden de las coordenadas debe de describir al PA iniciando desde el borde de salida dibujando al extradós hasta el borde de ataque, y desde aquí se describe el intradós hasta el borde de ataque, de esta forma XFOIL puede cargar el PA para el análisis aerodinámico.

Tabla 3.3. Coordenadas de los perfiles seleccionados.

| Eppler 68 | | MH 70 | | FX 60-126 | |
|-----------|----------|------------|-------------|-----------|----------|
| 1 | 0 | 1 | 0 | 1 | 0 |
| 0.9964499 | 0.00094 | 0.99663874 | 0.00038973 | 0.99893 | 0.00024 |
| 0.98642 | 0.00388 | 0.98681861 | 0.00160039 | 0.99572 | 0.00088 |
| 0.97101 | 0.00862 | 0.97091284 | 0.00366465 | 0.99039 | 0.00198 |
| 0.92565 | 0.02114 | 0.94918585 | 0.00661587 | 0.98296 | 0.00353 |
| 0.89606 | 0.02857 | 0.92201087 | 0.01055332 | 0.97347 | 0.00554 |
| 0.82553 | 0.04519 | 0.88990605 | 0.01555023 | 0.96194 | 0.00798 |
| 0.78564 | 0.05377 | 0.85351341 | 0.02156423 | 0.94844 | 0.01084 |
| 0.74326 | 0.06212 | 0.81348356 | 0.02843088 | 0.93301 | 0.01412 |
| 0.69881 | 0.06999 | 0.77045027 | 0.03593166 | 0.91573 | 0.01777 |
| 0.65274 | 0.07715 | 0.72505209 | 0.04381288 | 0.89668 | 0.02181 |
| 0.60547 | 0.08339 | 0.67791513 | 0.05175439 | 0.87592 | 0.02611 |
| 0.55742 | 0.08855 | 0.62958956 | 0.05939579 | 0.85355 | 0.0307 |
| 0.50903 | 0.09248 | 0.58054074 | 0.0664036 | 0.82967 | 0.03552 |
| 0.46072 | 0.09509 | 0.53117433 | 0.07249554 | 0.80438 | 0.04055 |
| 0.41291 | 0.09629 | 0.48183152 | 0.07749388 | 0.77779 | 0.04567 |
| 0.366 | 0.09606 | 0.43291812 | 0.08134625 | 0.75 | 0.05084 |
| 0.32039 | 0.09439 | 0.38490056 | 0.08398008 | 0.72114 | 0.05589 |
| 0.27647 | 0.09132 | 0.33821526 | 0.08532374 | 0.69134 | 0.06082 |
| 0.2346 | 0.08696 | 0.29327034 | 0.08533399 | 0.66072 | 0.06549 |
| 0.1952 | 0.0814 | 0.25046211 | 0.08401195 | 0.62941 | 0.06994 |
| 0.12521 | 0.06715 | 0.21017875 | 0.08136709 | 0.59755 | 0.07402 |
| 0.09527 | 0.05873 | 0.17277302 | 0.07742995 | 0.56526 | 0.07781 |
| 0.06906 | 0.04966 | 0.13857039 | 0.07223969 | 0.5327 | 0.08118 |
| 0.04668 | 0.04013 | 0.10783154 | 0.0658486 | 0.5 | 0.08425 |
| 0.02868 | 0.03036 | 0.08075868 | 0.05834376 | 0.4673 | 0.08679 |
| 0.01482 | 0.02062 | 0.05748979 | 0.04986763 | 0.43474 | 0.08893 |
| 0.00534 | 0.01126 | 0.03810212 | 0.04060855 | 0.40245 | 0.09041 |
| 0.0004 | 0.00282 | 0.02264005 | 0.0308599 | 0.37059 | 0.09138 |
| 0 | 0 | 0.0111611 | 0.02097603 | 0.33928 | 0.0916 |
| 0 | 0 | 0.00368716 | 0.01137304 | 0.30866 | 0.0913 |
| 0.0011 | -0.00426 | 0.00049015 | 0.00381228 | 0.27886 | 0.09019 |
| 0.00775 | -0.0107 | 0.00007503 | 0.0013959 | 0.25 | 0.08859 |
| 0.0196 | -0.017 | 0 | 0.02221 | 0.08615 | |
| 0.03639 | -0.02275 | 0 | 0 | 0.19562 | 0.08327 |
| 0.05797 | -0.02773 | 0.00002872 | -0.00081542 | 0.17033 | 0.07958 |
| 0.08419 | -0.03181 | 0.00021629 | -0.00214578 | 0.14645 | 0.07555 |
| 0.11488 | -0.03493 | 0.00062912 | -0.00330577 | 0.12408 | 0.07077 |
| 0.14978 | -0.03708 | 0.00136089 | -0.00434878 | 0.10332 | 0.06585 |
| 0.18859 | -0.03826 | 0.00241995 | -0.00537081 | 0.08427 | 0.06021 |
| 0.23095 | -0.03851 | 0.00449418 | -0.00687682 | 0.06699 | 0.05457 |
| 0.27643 | -0.03789 | 0.00709496 | -0.00835404 | 0.05156 | 0.04808 |
| 0.32456 | -0.03644 | 0.00853955 | -0.00906297 | 0.03806 | 0.04174 |
| 0.37486 | -0.03422 | 0.02171085 | -0.01371562 | 0.02653 | 0.03493 |
| 0.42686 | -0.03133 | 0.04014361 | -0.01784573 | 0.01704 | 0.02802 |
| 0.48003 | -0.02782 | 0.0635361 | -0.02131274 | 0.00961 | 0.02096 |
| 0.53384 | -0.02394 | 0.0916568 | -0.02399974 | 0.00428 | 0.01349 |
| 0.58766 | -0.01986 | 0.12427053 | -0.0258497 | 0.00107 | 0.00675 |
| 0.64083 | -0.01572 | 0.16111728 | -0.02684532 | 0 | 0 |
| 0.69273 | -0.01164 | 0.20189931 | -0.02703766 | 0 | 0 |
| 0.74277 | -0.00777 | 0.29366811 | -0.0254245 | 0.00107 | -0.00301 |
| 0.79031 | -0.00431 | 0.34368819 | -0.02383141 | 0.00428 | -0.00641 |
| 0.83468 | -0.00143 | 0.39575196 | -0.0218762 | 0.00961 | -0.01012 |
| 0.87521 | 0.00073 | 0.44925704 | -0.0196902 | 0.01704 | -0.01404 |
| 0.91124 | 0.00209 | 0.50355203 | -0.01739603 | 0.02653 | -0.01792 |
| 0.94206 | 0.00255 | 0.55796 | -0.01508522 | 0.03806 | -0.02132 |
| 0.96693 | 0.0022 | 0.6117825 | -0.01282331 | 0.05156 | -0.02482 |
| 0.98515 | 0.00133 | 0.66437716 | -0.01063056 | 0.06699 | -0.02761 |
| 0.99627 | 0.0004 | 0.71510432 | -0.00854905 | 0.08427 | -0.03045 |
| 1 | 0 | 0.76335935 | -0.00661876 | 0.10332 | -0.03262 |
| | | 0.85011975 | -0.00336117 | 0.12408 | -0.03465 |
| | | 0.88754749 | -0.00209099 | 0.14645 | -0.03598 |
| | | 0.92034639 | -0.001093 | 0.17033 | -0.03707 |
| | | 0.94806277 | -0.00039212 | 0.19562 | -0.03746 |
| | | 0.97027225 | 0.00001004 | 0.22221 | -0.03751 |
| | | 0.98657712 | 0.0001332 | 0.25 | -0.03683 |
| | | 0.99660243 | 0.00006156 | 0.27886 | -0.03574 |
| | 1 | 0 | 0.30866 | -0.03392 | |
| | | | 0.33928 | -0.03167 | |
| | | | 0.37059 | -0.02877 | |
| | | | 0.40245 | -0.02553 | |
| | | | 0.43474 | -0.02188 | |
| | | | 0.4673 | -0.01814 | |
| | | | 0.5 | -0.01421 | |
| | | | 0.5327 | -0.01036 | |
| | | | 0.56526 | -0.00653 | |
| | | | 0.59755 | -0.00298 | |
| | | | 0.62941 | 0.00029 | |
| | | | 0.66072 | 0.00307 | |
| | | | 0.69134 | 0.00547 | |
| | | | 0.72114 | 0.00741 | |
| | | | 0.75 | 0.00897 | |
| | | | 0.77779 | 0.01006 | |
| | | | 0.80438 | 0.01073 | |
| | | | 0.82967 | 0.01093 | |
| | | | 0.85355 | 0.01074 | |
| | | | 0.87592 | 0.01022 | |
| | | | 0.89668 | 0.00944 | |
| | | | 0.91573 | 0.00845 | |
| | | | 0.93301 | 0.00732 | |
| | | | 0.94844 | 0.0061 | |
| | | | 0.96194 | 0.00483 | |
| | | | 0.97347 | 0.00357 | |
| | | | 0.98296 | 0.00239 | |
| | | | 0.99039 | 0.00146 | |
| | | | 0.99572 | 0.00068 | |
| | | | 0.99893 | 0.00014 | |
| | | | 1 | 0 | |

3.3 Parametrización

Se muestra el proceso de parametrización a partir del método IGP, además de las ecuaciones que se utiliza, así como la aplicación de dichas ecuaciones en el código de Matlab, en el cual se ingresa las coordenadas que describen a un PA y devuelve el valor de los 8 parámetros junto con la gráfica de su construcción.

3.3.1 Descripción del método IGP

Como se demostró en la sección 2.7 respecto al diseño de perfiles aerodinámicos, de la década de 2010 se popularizaron los algoritmos genéticos para optimización de PA utilizando métodos de descripción geométrica de perfiles. Entre los comúnmente utilizados están los métodos de *B-spline*, PARSEC y CST desarrollados por (Braibant & Fleury, 1984), (Sobieczky, 1999) y (Kulfan B. M., 2007) respectivamente. Sin embargo, (Xiaoqiang, Jun, Lei, & Jing, 2018) propone otro método llamado *Improved Geometric Parameter* (IGP), en donde utiliza 8 parámetros geométricos para la construcción de perfiles, como se muestra en la tabla 2.1. En comparación con los 3 métodos mencionados, el número de variables de diseño en el método IGP es menor, lo que reduce el gasto computacional de la optimización del perfil aerodinámico.

En la literatura se encuentran estudios utilizando el método IGP, por ejemplo, (Pazireh & Defoe, 2021) desarrolló un modelo computacional para evaluar la fuerza de giro de ventiladores y compresores, los cuales se emplean ampliamente para predecir el rendimiento asociado a su uso. Para estimar el espesor del momento para una sección de pala determinada, se entrena una red neuronal artificial utilizando más de 400.000 combinaciones de forma de sección de pala y condiciones de flujo. El modelo obtenido depende únicamente de la información de la geometría de las palas y de las condiciones de flujo, donde la geometría se describió con el método IGP. Se demostró que cuando se prescribe un espesor de momento del borde de salida preciso en las simulaciones con las suposiciones realizadas, se produce una buena predicción en el modelo de pérdidas. El cual permite el uso de modelos de fuerza corporal sin necesidad de simulaciones de RANS con palas. El autor señala que esto debería permitir una reducción significativa en el costo computacional para una evaluación precisa del impacto en la eficiencia de los flujos no uniformes, entre otras aplicaciones potenciales.

En el trabajo de (Upadhyaya & Rao, 2021) se tuvo como objetivo mejorar el rendimiento del alerón trasero del Aventador SV utilizando postes optimizados aerodinámicamente que no solo aumentaron sus capacidades de generación de carga aerodinámica, sino que también generaron grandes fuerzas laterales en ángulos de guiñada más altos. La optimización se realizó ejecutando un script de Julia que tenía un código MATLAB incrustado para generar perfiles aerodinámicos basados en varios parámetros. Este código utilizó la parametrización IGP que usa 8 variables para generar puntos de datos para el perfil aerodinámico correspondiente. Los resultados demostraron que las superficies aerodinámicas delgadas que producen fuerzas de arrastre más bajas en ángulos de ataque más bajos mostraron signos de separación temprana en comparación con las superficies aerodinámicas más gruesas en ángulos de guiñada más altos. Mientras que los resultados de la simulación 2D mostraron que las superficies aerodinámicas asimétricas podrían usarse para lograr mayores valores de sustentación promedio.

En la investigación de (Shinde, Ohol, & Tripathi, 2021), se llevó a cabo una comparación de los métodos existentes en la optimización de la forma o la optimización de la topología de un perfil aerodinámico. Donde se menciona al método IGP como una referencia respecto a la parametrización de perfiles aerodinámicos. El estudio mostró que los investigadores están analizando los métodos aplicados para la optimización de la forma y la optimización de la topología en gran medida cuando utilizan el algoritmo de optimización típico, es decir, por ejemplo, el algoritmo basado en la evolución como el algoritmo genético, etc. Obteniendo la maximización de la sustentación, la eficiencia o la minimización de la resistencia, las cuales son las principales funciones objetivo consideradas en estudios recientes.

Por lo tanto, dos características a señalar del método IGP es la reducción en el costo computacional, y la integración en el año 2018 al campo de estudio, abriendose una alternativa en la descripción de perfiles aerodinámicos para procesos de optimización.

3.3.2 Análisis matemático

En el método IGP de (Xiaoqiang, Jun, Lei, & Jing, 2018) toma como funciones básicas curvas de Bézier para expresar la curvatura del PA y la expresión del espesor mediante la función polinomial de la serie Naca de 4 dígitos. En la ecuación 3.3, c_1 y c_2 son las coordenadas horizontales de los dos puntos de control de las curvas de Bézier cúbicas, mientras que c_3 y

c_4 en la ecuación 3.4 son las coordenadas verticales de los dos puntos de control de las curvas de Bézier cúbicas. k es un parámetro independiente, cuyo rango es $[0, 1]$.

$$x_c = 3c_1(1 - k)^2 + 3c_2(1 - k)k^2 + k^3$$

Ecuación 3.3

$$y_c = 3c_3(1 - k)^2 + 3c_4(1 - k)k^2$$

Ecuación 3.4

A partir de la función base, de las curvas de espesor de la serie de cuatro dígitos NACA, se determina en la ecuación 3.5 el espesor:

$$t = t_1x^{0.5} + t_2x + t_3x^2 + t_4x^3 + t_5x^4$$

Ecuación 3.5

Basado en las ecuaciones 3.3, 3.4 y 3.5, la expresión del perfil aerodinámico se determina mediante las ecuaciones 3.6 y 3.7 para la superficie superior de un perfil aerodinámico:

$$x_u = x_c$$

Ecuación 3.6

$$y_u = y_c + \frac{1}{2}t(x_c)$$

Ecuación 3.7

y la ecuación para la superficie inferior de un perfil aerodinámico mediante las ecuaciones 3.8 y 3.9:

$$x_l = x_c$$

Ecuación 3.8

$$y_l = y_c + \frac{1}{2}t(x_c)$$

Ecuación 3.9

El PA estándar considerado en este método se toma como uno con grosor 0 al borde de salida, esto se muestra en la ecuación 3.10:

$$t(1) = 0$$

Ecuación 3.10

Es decir, de la ecuación 3.4 se tiene la ecuación 3.11:

$$t_1 + t_2 + t_3 + t_4 + t_5 = 0$$

Ecuación 3.11

Se definen 8 parámetros geométricos que se utilizan para el método IGP, cuyos nombres se encuentran en la tabla 2.1, y representación gráfica se muestra en la figura 3.5.

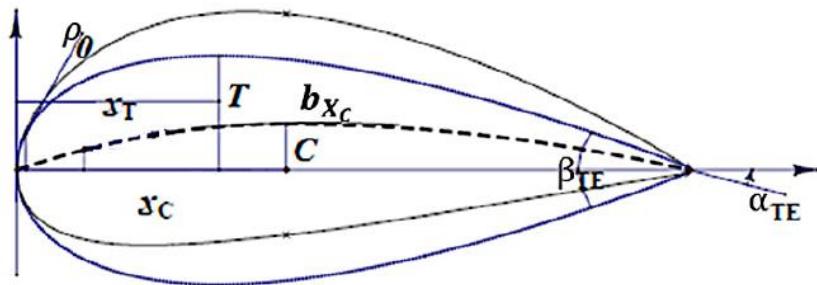


Figura 3.5. Ilustración de los parámetros geométricos.

A continuación, se muestran las ecuaciones que describen los parámetros geométricos IGP, a partir de la definición geométrica y a partir del parámetro independiente k de las ecuaciones 3.3 y 3.4, cuyo valor máximo en la curvatura es igual a k_c , como se muestra en la ecuación 3.12:

$$\left. \frac{\partial y_C}{\partial k} \right|_{k=k_c} = 0$$

Ecuación 3.12

Curvatura máxima C en la ecuación 3.13:

$$y_C(k_c) = C$$

Ecuación 3.13

Localización en la cuerda en la curvatura máxima X_C en la ecuación 3.14:

$$x_C(k_c) = X_C$$

Ecuación 3.14

El ángulo α_{TE} entre la línea de curvatura y la línea de cuerda, en el borde de salida es la ecuación 3.15:

$$-\frac{y'_c(1)}{x'_c(1)} = \tan \alpha_{TE}$$

Ecuación 3.15

Línea de curvatura en el punto de máxima curvatura igual a b_{X_c} en la ecuación 3.16:

$$\left| \frac{y''_c(k_c)}{x'_c(k_c)} \right| = b_{X_c}$$

Ecuación 3.16

Grosor máximo igual a T en la ecuación 3.17:

$$t(X_T) = T$$

Ecuación 3.17

Localización en la cuerda del espesor máximo es igual a X_T en la ecuación 3.18:

$$t'(X_T) = 0$$

Ecuación 3.18

Ángulo de cola en el borde de salida igual a β_{TE} en la ecuación 3.19:

$$-\frac{t'(1)}{2} = \tan \frac{\beta_{TE}}{2}$$

Ecuación 3.19

Radio en el borde de ataque igual a ρ_0 en la ecuación 3.20:

$$\left| \frac{t''}{(1+t'^2)^{3/2}} \right| = \frac{1}{\rho_0}$$

Ecuación 3.20

Finalmente, se obtienen sistemas de ecuaciones para la curvatura y el grosor al sustituir las ecuaciones de parámetros geométricos en las ecuaciones de funciones básicas de curvas. Las ecuaciones que corresponden la curvatura del PA son las ecuaciones 3.21-3.25:

$$3c_3(3k_c^2 - 4k_c + 1) + 3c_4(-3k_c^2 + 2k_c) = 0$$

Ecuación 3.21

$$3c_3k_c(1 - k_c)^2 + 3c_4(1 - k_c)k_c^2 = C$$

Ecuación 3.22

$$3c_1k_c(1 - k_c)^2 + 3c_2(1 - k_c)k_c^2 + k_c^3 = X_c$$

Ecuación 3.23

$$\frac{c_3}{1 - c_3} = \tan \alpha_{TE}$$

Ecuación 3.24

$$\left| \frac{6c_3(3k_c - 2) + 6c_4(-3k_c + 2)}{(6c_1(3k_c + 2) + 6c_2(-3k_c + 2) + 3k_c^2)^2} \right| = b_{X_c}$$

Ecuación 3.25

Las ecuaciones que tienen relación con el grosor son las ecuaciones 3.26-3.29 y 3.11.

$$t_1X_T^{0.5} + t_2X_T + t_3X_T^2 + t_4X_T^3 + t_5X_T^4 = T$$

Ecuación 3.26

$$0.5t_1X_T^{-0.5} + t_2 + 2t_3X_T + 3t_4X_T^2 + 4t_5X_T^3 = 0$$

Ecuación 3.27

$$0.25t_1 + 0.5t_2 + t_3 + 1.5t_4 + 2t_5 = -\tan \frac{\beta_{TE}}{2}$$

Ecuación 3.28

$$t_1 = \sqrt{2\rho_0}$$

Ecuación 3.29

3.3.3 Aplicación en el código

La función de “Get_Parameters” obtiene los valores de la parametrización al ingresar las coordenadas de un PA, los parámetros de entrada y salida se encuentran en la tabla 3.4.

Además, se obtienen nuevas curvas con 200 puntos de ordenadas para describir el intradós y extradós con motivo de aumentar la precisión de dichas curvas.

Tabla 3.4. Parámetros de entrada y salida de la función “Get_Parameters”.

| Parámetros de entrada | Significado |
|-----------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------|
| xcoord | Coordenadas del perfil original en el eje de las abscisas |
| ycoord | Coordenadas del perfil original en el eje de las ordenadas |
| Parámetros de salida | Significado |
| C | Curvatura máxima |
| XC | Ubicación de la cuerda de la curvatura máxima |
| T | Ángulo entre la línea de inclinación y la línea de la cuerda en el borde posterior. Espesor máximo |
| XT | Ubicación de la cuerda en el grosor máximo |
| bXC | Curvatura en la ubicación de la inclinación máxima |
| rho0 | Radio del borde de ataque |
| alphATE | Ángulo de salida en la cola |
| betaTE | Ángulo entre la línea de inclinación y la cuerda en el borde posterior. |
| xeff | Vector que contiene 200 puntos para la descripción de los perfiles |

Tabla 3.4. Parámetros de entrada y salida de la función “Get_Parameters” (continuación).

| | |
|-------|-----------------------------------------------------------------------------------|
| ycurv | Vector de ordenadas que define la curvatura del perfil |
| ycfit | Vector de ordenadas que describe la curvatura del perfil con las curvas de ajuste |
| ylfit | Vector de ordenadas que describe el intradós del PA con las curvas de ajuste |
| yufit | Vector que describe el extradós del PA con las curvas de ajuste. |

Se dividen las coordenadas que se ingresaron en 4 vectores, abscisas y ordenadas, que describen el intradós, y de igual forma para el extradós. Se creó un vector de abscisas que contiene 200 puntos para la descripción de los perfiles aerodinámicos. De (MATLAB, 2018) se utilizó la función de polyfit, la cual devuelve los coeficientes de un polinomio $p(x)$ de grado n que mejor se ajusten con los datos de y . Los coeficientes de p están en potencias descendentes y la longitud de p es $n+1$. Para este caso, la curva del extradós y del intradós se ajustaron a un polinomio de grado 12. Posteriormente se utilizó la función polyval la cual evalúa el polinomio p en cada punto de x , así obteniendo los puntos de abscisas y ordenadas de las nuevas curvas. Esto se realiza debido a dos motivos, los puntos de x para describir el extradós y el intradós no siempre son los mismos en los archivos de perfiles, además que regularmente tiene entre 40 a 60 puntos, como se muestra en la tabla de coordenadas de perfiles, y en este caso se obtiene 200 puntos que aumentan la definición de las curvas.

En la obtención de C se tomó el punto donde el vector de la curvatura es máximo, así como al punto de x pertinente para XC. De igual forma, se restaron los valores entre los vectores de y para el intradós y extradós, así obtenido los grosores del perfil, seleccionando el máximo para T y el punto correspondiente de x para XT.

Para obtener bXC se ocupó la función polyfit nuevamente, de esta forma obteniendo los coeficientes de la curva de ajuste y utilizarlos en un polinomio, el cual se evalúa de acuerdo con (Thomas, 2010) mediante la ecuación 3.30 de curvatura de acuerdo se evalúa en el punto XC, ya que en este punto de x es donde se encuentra la curvatura máxima.

$$k(x) = \frac{|y'''|}{(1+y'^2)^{\frac{3}{2}}}$$

Ecuación 3.30

Para la obtención de los parámetros que son ángulos se recurre a las ecuaciones de IGP donde se utilizó los polinomios de las curvas de intradós y extradós con los respectivos coeficientes calculados.

Finalmente se obtuvo los vectores de puntos de las curvas del intradós (*yufit*), extradós (*ylfit*), y curvatura (*ycfit*) ajustadas evaluando los respectivos polinomios obtenidos en el vector de puntos de *x* (*xeff*).

Para generar las curvas del PA con la parametrización se utiliza la función “Get_Airfoils”, la cual cuenta con las variables de entrada y salida de la tabla 3.5.

El código de (Xiaoqiang, Jun, Lei, & Jing, 2018) para la construcción de las líneas *yu* y *yl* de un PA se requieren los coeficientes c_1, c_2, c_3 y c_4 de las ecuaciones 3.3 y 3.4 para la curvatura, los parámetros T, X_T, β_{TE} y ρ_0 además de un vector con puntos de abscisas de 0 a 1. Por lo tanto, se calculan los dichos coeficientes mediante las ecuaciones 3.21, 3.22, 3.23, 3.24 y 3.25 con la función *fsolve*.

3.4 Desarrollo del algoritmo genético

El script que contiene el algoritmo genético es “Genetic_Alg,” cuyas variables de entrada y salida se encuentran en la tabla 3.6.

Tabla 3.5. Parámetros de entrada y salida de la función “Get_Airfoils”.

| Parámetros de entrada | Significado |
|-----------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| C | Curvatura máxima. |
| XC | Ubicación de la cuerda de la curvatura máxima. |
| T | Espesor máximo. |
| XT | Ubicación de la cuerda en el grosor máximo. |
| bXC | Curvatura en la ubicación de la inclinación máxima. |
| rho0 | Radio del borde de ataque. |
| alphate | Ángulo de salida en la cola. |
| betate | Ángulo entre la línea de inclinación y la línea de la cuerda en el borde posterior. |
| Parámetros de salida | Significado |
| yu | Vector con los puntos del extradós a partir de parametrización. |
| yl | Vector con los puntos del intradós a partir de parametrización. |

3.4 Desarrollo del algoritmo genético

El script que contiene el algoritmo genético es “Genetic_Alg,” cuyas variables de entrada y salida se encuentran en la tabla 3.6.

Tabla 3.6. Parámetros de entrada y salida de la función Genetic_Alg.

| Parámetros de entrada | Significado |
|-----------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|
| IGP0 | Vector que contiene los parámetros del PA a optimizar. |
| OriginalFile | Variable que contiene el nombre del archivo que contiene las coordenadas del perfil base. |
| alfa | Vector con los ángulos de ataque a evaluar. |
| Re | Número de Reynolds en que se hace el análisis aerodinámico. |
| Mach | Número de mach en que se hace el análisis aerodinámico. |
| Parámetros de salida | Significado |
| clori | Vector que contiene los C_L del PA original. |
| cdori | Vector que contiene las C_D del PA original. |
| cloriave | Promedio de los C_L de perfil original. |
| clfitt | Vector que contiene los C_L del PA mejor adaptado. |
| cdfitt | Vector que contiene los C_D del PA mejor adaptado. |
| clfittave | Promedio de los C_L de perfil mejor adaptado. |
| IGPfitt | Parámetros IGP del perfil mejor adaptado. |
| yufitt | Curva que describe el extradós del perfil mejor adaptado. |
| ylfitt | Curva que describe el intradós del perfil mejor adaptado. |
| clave | Vector con los C_L de cada individuo por generación. |

Tabla 3.6. Parámetros de entrada y salida de la función Genetic_Alg (continuación).

| | |
|-------------|---------------------------------------------------------|
| pop | Matriz que contiene los individuos por generación. |
| realgen | Cantidad de generaciones realizadas. |
| clavebygenv | Vector con promedios de C_L ganadores de cada torneo. |

El diagrama de flujo del algoritmo se muestra en la figura 3.6. Inicia el algoritmo, se ingresan las variables de iniciales del algoritmo, seguido se hace una primera evaluación aerodinámica para el PA original. Se entra en un ciclo *for* el cual se repite hasta terminar con la cantidad de generaciones, el algoritmo también se detiene cuando encuentra un PA cuyo promedio de C_L supere al promedio de C_L original. El siguiente ciclo *for* evalúa aerodinámicamente perfiles, pero no se ocupa en la primera iteración, ya que la nueva población es 0. Se ocupa el siguiente ciclo *for* para generar la población inicial y se evalúa aerodinámicamente. Posteriormente se realiza la operación de trascendencia y si todavía no se llega a la última generación, se aplican las operaciones de cruzamiento y mutación. Finalmente se seleccionan el individuo mejor adaptado como variable de salida, termina el algoritmo.

3.4.1 Variables iniciales

Se inician las siguientes variables de control del algoritmo:

- Número de generaciones: número entero positivo que indica la cantidad de poblaciones que se reproducen en el modelo.
- Tamaño de población: número entero positivo que indica la cantidad de cadenas que se generan en cada iteración.
- Probabilidad de trascendencia: número decimal positivo entre n_0 y 1 que indica el porcentaje de la población que es sometido al operador trascendencia.
- Probabilidad de cruce: número decimal positivo entre 0 y 1 que indica el porcentaje de la población que es sometido al operador de cruce.

- Probabilidad de mutación: número decimal positivo entre 0 y 1 que indica el porcentaje de la población que será sometido al operador de mutación. La suma de las probabilidades de trascendencia, cruce y mutación debe ser 1.
- Nueva población: variable donde se guarda la nueva población en cada generación.
- Rango: vector que contiene los valores en el que se varía cada parámetro para la creación de nuevos PA.

3.4.2 Evaluaciones aerodinámicas

En primera instancia se analiza aerodinámicamente el PA base con la función “Solver”, la cual regresa valor de los coeficientes de sustentación en ángulos solicitados, posteriormente se suman los valores del vector y se utiliza el resultado como parámetro de comparación del desempeño de los perfiles generados.

En el siguiente paso, se genera la población inicial de manera aleatoria a partir de la función “Rand_IGP”, cuyas variables de entrada y salida se muestran en la tabla 3.7.

Tabla 3.7. Parámetros de entrada y salida de la función Rand_IGP

| Parámetros de entrada | Significado |
|-----------------------|--------------------------------------------------------|
| IGP | Vector con parámetros IGP |
| range | Vector con el rango de variación de cada parámetro IGP |
| Parámetros de salida | Significado |
| IGP | Nuevo vector con parámetros IGP |

Para la variación de los parámetros IGP con los que se generan nuevas formas de perfiles aerodinámicos es mediante la ecuación 3.31 cuya variable rand es un comando de MATLAB que genera valores aleatorios en el rango de 0 a 1. Si el valor de rand en algún punto es 0, entonces el nuevo valor del parámetro IGP es el valor inferior de rango más bajo. En cambio, si el valor de rand es 1, el valor del parámetro IGP será el valor superior más alto del rango.

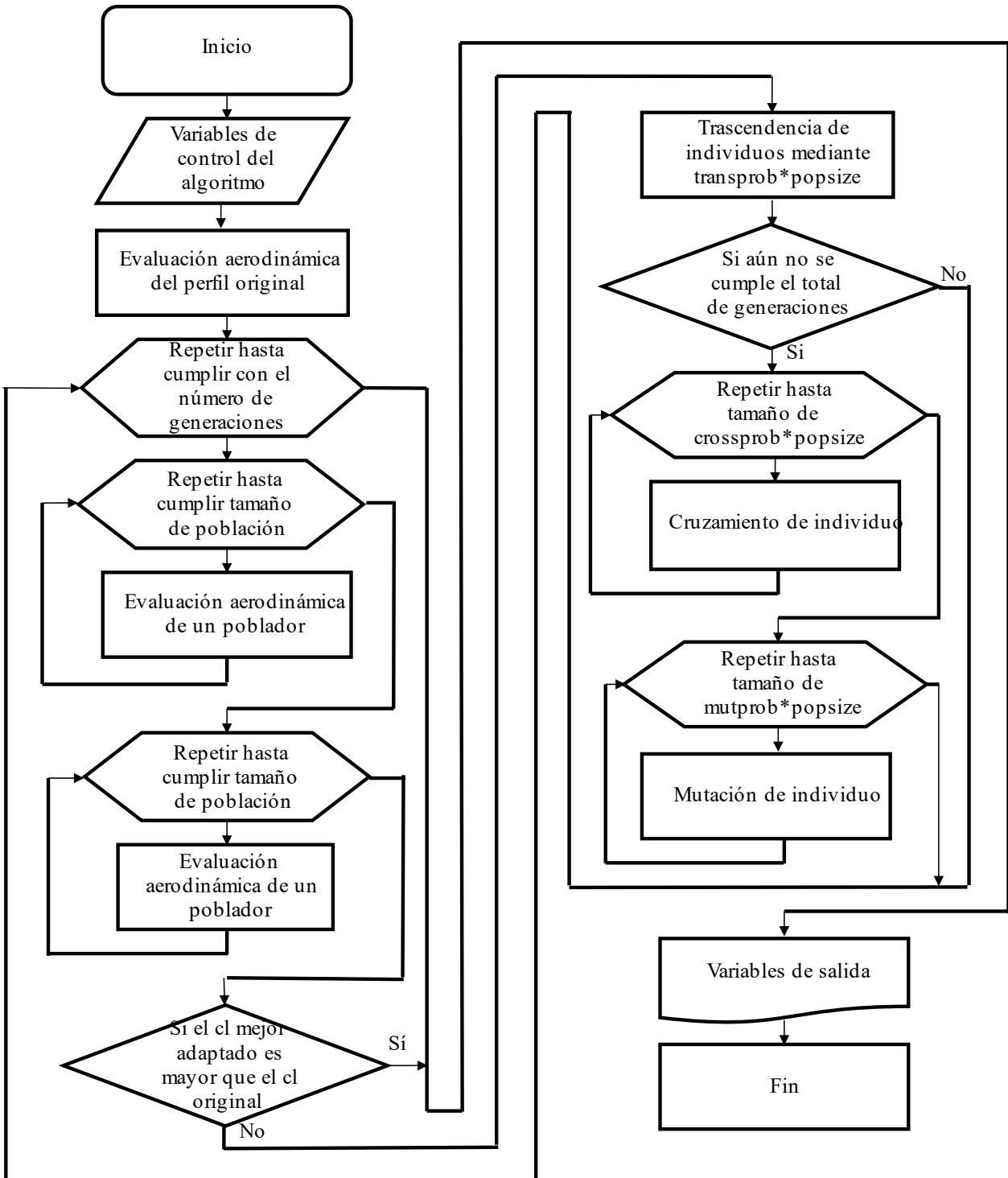


Figura 3.6. Diagrama de flujo del algoritmo genético.

$$IGP(i) = 2 * \text{range}(i) * \text{rand} + IGP(i) - \text{range}(i)$$

Ecuación 3.31

Se aplica la misma metodología que el PA base en la evaluación aerodinámica para los perfiles aerodinámicos de la población inicial, con la diferencia que los resultados se registran en dos vectores. Un vector “IGP” en el cual se guardan los perfiles generados en forma de parametrización, la variable cuenta con 8 filas, espacios correspondientes a los parámetros IGP y n número de columnas, el cual es el total de individuos que contiene la población. Mientras que el segundo vector “cl” contiene la suma de C_L de cada perfil en el correspondiente orden.

3.4.3 Trascendencia

Durante el proceso evolutivo, el algoritmo genético genera una nueva población en cada generación de tamaño n a partir de la población actual y evalúa el desempeño de los nuevos individuos. El método de torneo se utiliza para la trascendencia de individuos, que de acuerdo con (Estévez Valencia, 1997), se basa en comparar el parámetro que indica una mejor adaptación de los individuos de la población.

Se organiza la población de acuerdo con el parámetro de evaluación, que para este trabajo es el promedio de C_L , de mayor a menor y mediante el operador de trascendencia se selecciona parte de la población ganadora del torneo. De esta forma, los individuos mejores adaptados de la generación pasada son comparados con la nueva población que se genere.

3.4.4 Cruzamiento

Se generan dos números aleatorios, del número 1 al número de tamaño de población, los cuales indican la posición en la población de los individuos seleccionados para el cruce. Posteriormente se genera de forma aleatoria el índice de cruzamiento de 1 a 8, el cual es el número de elementos de una cadena de valores de parametrización IGP. Este índice determina la cantidad de elementos de las cadenas que se cruzarán de los individuos, mientras que de la primera cadena se seleccionan los primeros elementos que indique el índice, de la segunda cadena se seleccionan los elementos restantes. Así obteniendo un nuevo individuo, el cual se agrega a la nueva población. En la tabla 3.8 se muestran las cadenas de cada individuo, representado los elementos con letras, con un número aleatorio de cruzamiento de 3 (como ejemplo), se seleccionan los primeros 3 elementos A, B y C de la cadena que pertenece al individuo padre 1; mientras que del individuo padre 2 se seleccionan los

elementos L, M, N, \tilde{N} y O restantes de 4 a 8. De esta forma se genera la cadena del individuo hijo.

Tabla 3.8. Ejemplo de una operación de Cruzamiento.

| Individuo padre 1 | | | | | | | |
|----------------------------------------------|---|---|---|---|---|-------------|---|
| A | B | C | D | E | F | G | H |
| Individuo padre 2 | | | | | | | |
| I | J | K | L | M | N | \tilde{N} | O |
| Individuo hijo agregado a la nueva población | | | | | | | |
| A | B | C | L | M | N | \tilde{N} | O |

3.4.5 Mutación

Se elige una parte de la población para que sea mutada mediante el operador de mutación. Para la primera cadena se elige un individuo de la población delimitada, para la segunda se genera una nueva cadena con la función “Rand_IGP”. Posteriormente se elige un elemento de forma aleatoria de la segunda cadena y se sustituye dicho elemento en la posición correspondiente de la primera cadena. En la tabla 3.9 se exemplifica las cadenas de valores IGP con letras, se resalta con un sombreado el elemento N seleccionado de forma aleatoria y este se sustituye por su homólogo F en la primera cadena. Este proceso se repite con la población delimitada, finalmente agregando nuevos individuos mutados a la nueva población.

Tabla 3.9. Ejemplo de una operación de Mutación.

| Individuo seleccionado de la población | | | | | | | |
|-----------------------------------------------------|---|---|---|---|---|---|---|
| A | B | C | D | E | F | G | H |
| Individuo generado con la función “Rand_IGP” | | | | | | | |
| I | J | K | L | M | N | Ñ | O |
| Individuo mutado que se agrega a la nueva población | | | | | | | |
| A | B | C | D | E | N | G | H |

3.5 Análisis aerodinámico.

Para el análisis aerodinámico se utilizó el solucionador XFOIL, el cual menciona (Pavón Rojas, Flórez S, & Serrano Rico, 2019) que es una herramienta para evaluar el comportamiento de perfiles a diferentes condiciones de flujo y predecir las distribuciones de presión, coeficientes de sustentación y coeficientes de arrastre del perfil entre otras características. Se utilizó dado que el proceso de optimización requiere muchas evaluaciones y modificaciones del perfil aerodinámico, los costos computacionales del solucionador deben ser relativamente pequeños. De acuerdo con (Mauclère, 2009) XFOIL es un solucionador rápido y robusto escrito por Mark Drela, este software gratuito el cual se basa en método de panel de alto para el análisis aerodinámico. La figura 3.7 muestra la pantalla de inicio de XFOIL, los comandos disponibles se listan en la ventana y se pueden ejecutar tecleando su código correspondiente.

La función “Solver” es la parte del algoritmo que analiza las propiedades aerodinámicas, las variables de entrada y salida, las cuales se muestran en la tabla 3.10.

```

=====
XFOIL Version 6.99
Copyright (C) 2000  Mark Drela, Harold Youngren
This software comes with ABSOLUTELY NO WARRANTY,
subject to the GNU General Public License.

Caveat computor
=====

File xfoil.def not found

QUIT  Exit program

.OPER  Direct operating point(s)
.MDES  Complex mapping design routine
.QDES  Surface speed design routine
.GDES  Geometry design routine

SAVE f  Write airfoil to labeled coordinate file
PSAV f  Write airfoil to plain coordinate file
ISAV f  Write airfoil to ISES coordinate file
MSAV f  Write airfoil to MSES coordinate file
REVE  Reverse written-airfoil node ordering

LOAD f  Read buffer airfoil from coordinate file
NACA i  Set NACA 4,5-digit airfoil and buffer airfoil
INTE  Set buffer airfoil by interpolating two airfoils
NORM  Buffer airfoil normalization toggle
XYCM rr Change CM reference location, currently 0.25000 0.00000

BEND  Display structural properties of current airfoil

PCOP  Set current-airfoil panel nodes directly from buffer airfoil points
.PANE  Set current-airfoil panel nodes ( 160 ) based on curvature
.PPAR  Show/change paneling

.PLOP  Plotting options

.WDEF f  Write current-settings file
.RDEF f  Reread current-settings file
.NAME s  Specify new airfoil name
.NINC  Increment name version number

Z  Zoom  | (available in all menus)
U  Unzoom | 

XFOIL c>

```

Figura 3.7. Home del programa XFOIL.

Para que Matlab ejecute XFOIL requiere de dos archivos de texto, un archivo con las coordenadas que describan al PA y un archivo ejecutable de terminación “inp” que contienen datos de entrada que utiliza XFOIL. En el inicio se separan en dos procesos, ya sea si se va a analizar el perfil base o los nuevos perfiles generados. Debido a que en el primer caso los datos del perfil base ya se encuentran en coordenadas, este ya está listo para cargarse a XFOIL. Sin embargo, para el segundo caso se ingresan los datos del perfil en forma de parámetros de IGP. Entonces en este caso, se generan curvas con la parametrización con la función “Get_Airfoils”. De la gráfica resultante se obtienen los puntos de x y y que forman al PA, posteriormente se organizan e imprimen en un archivo de texto, de ese modo XFOIL ya tiene la capacidad de cargar el PA.

Los archivos de texto “xfoil.inp”, “xfoil.out” y “outputfile.dat” se borran al inicio de cada iteración, entonces se generan nuevos archivos de este tipo y finalmente se obtiene la información pertinente de resultados. Se realiza un ciclo en el cual se ejecuta XFOIL repetidamente, ángulo por ángulo hasta llegar al indicado en la variable de alfa. Se genera el archivo de comandos ejecutables para XFOIL con el nombre “xfoil.inp” con los comandos de la tabla 3.11 comentados de acuerdo con (MIT, 2013).

Tabla 3.10. Parámetros de entrada y salida de la función “Solver”.

| Parámetros de entrada | Significado |
|-----------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| IGP1 | Vector que contiene los valores de la parametrización del PA por analizar |
| OriginalFile | Nombre del archivo que contiene las coordenadas del PA base |
| alfa | Vector de ángulos en el que se evalúa el PA |
| Re | Número de Reynolds. |
| Mach | Número de mach. |
| counter | Indicador para que el solver analice un archivo con coordenadas del PA ingresado o los nuevos perfiles aerodinámicos generados. |
| Parámetros de salida | Significado |
| c _l | Vector de coeficientes de sustentación calculados |
| c _d | Vector de coeficientes de arrastres calculados |
| c _m | Vector de coeficientes de momento de inclinación calculados |

En la figura 3.8 se muestra un archivo inp que se crea en cada iteración. En este se encuentra la indicación de cargar el perfil en cuestión con el nombre “CoordFileName”, XFOIL solicita un nombre para el perfil en el cual se asigna un nombre por *default*. Posteriormente se abre el menú “OPER” donde se configuran los valores de Reynold y mach. De forma inicial se cuenta con un número de iteraciones de 10. Se fija un número de iteraciones para el cálculo de 200. Se procede al menú de “PACC” el cual pertenece a la configuración de polares, aquí se indica el nombre del archivo de salida que contendrá dichos datos. Posteriormente en cada

iteración se evalúa mediante el comando alfa un valor de ángulo de ataque, este incremento en las iteraciones es de uno en uno hasta llegar al alfa designado anteriormente. Finalmente, se utiliza el comando “QUIT” para cerrar el programa.

Tabla 3.11. Comandos ocupados en el archivo ejecutable para XFOIL.

| Comando de XFOIL | Significado |
|------------------|---------------------------------------------------------------|
| LOAD | Leer perfil aerodinámico del búfer del archivo de coordenadas |
| OPER | Punto(s) de funcionamiento directo |
| RE | Cambiar el número de Reynolds |
| MACH | Cambiar el número de Mach |
| ITER | Cambiar límite de iteración de solución viscosa |
| PACC | Alternar la acumulación automática de puntos a polar activa |
| ALFA | Prescribir alfa |
| QUIT | Cerrar el programa |

Se procede a ejecutar XFOIL con el comando de MATLAB “system” el cual de acuerdo con (MATLAB, 2018) llama al sistema operativo para ejecutar el comando especificado. “System” inicia un nuevo proceso de cmd/shell, ejecuta el comando, sale del proceso y regresa al proceso de MATLAB.

Finalmente, se registran los resultados de un análisis de cada iteración en un archivo de salida “outputfil.dat” como se muestra en la figura 3.9. En el cual se leen las variables de salida C_L y C_D hasta completar la cantidad de ángulos solicitados y termina de ejecutarse la función.

```

load CoordFileName.txt
DefaultName
OPER
VISC 225964
MACH 0.06465
iter
200
PACC
outputfile.dat

ASEQ 0 10 1

QUIT

```

Figura 3.8. Archivo con comandos para el análisis aerodinámico en XFOIL.

```

XFOIL          Version 6.99

Calculated polar for: DefaultName

1 1 Reynolds number fixed      Mach number fixed

xtrf =    1.000 (top)           1.000 (bottom)
Mach =    0.065     Re =    0.226 e 6   Ncrit =    9.000

alpha    CL      CD      CDp      CM      Top_Xtr  Bot_Xtr
-----  -----  -----  -----  -----  -----
0.000    0.3900  0.01239  0.00705 -0.0999  0.8016   0.8151
1.000    0.5010  0.01181  0.00650 -0.0975  0.7803   0.9011
2.000    0.6440  0.01123  0.00586 -0.1027  0.7521   0.9779
3.000    0.7708  0.01116  0.00574 -0.1069  0.7155   1.0000
4.000    0.8734  0.01134  0.00579 -0.1053  0.6719   1.0000
5.000    0.9752  0.01174  0.00610 -0.1033  0.6215   1.0000
6.000    1.0700  0.01243  0.00683 -0.0999  0.5558   1.0000
7.000    1.1462  0.01351  0.00778 -0.0932  0.4705   1.0000
8.000    1.1757  0.01606  0.00952 -0.0790  0.3169   1.0000
9.000    1.2046  0.01981  0.01265 -0.0672  0.1927   1.0000
10.000   1.2433  0.02385  0.01664 -0.0587  0.1079   1.0000

```

Figura 3.9. Archivo de salida “output.dat” de un análisis de XFOIL.

CAPÍTULO 4. MODELO NUMÉRICO

Una vez obtenidos los archivos de los perfiles aerodinámicos base y mejorados en diferentes ángulos de ataque, se realizó el siguiente procedimiento para el análisis en CFD de cada uno de ellos.

4.1 Geometría

Importado el PA a un módulo de geometría se creó sobre este un rectángulo el cual funciona como volumen de control y se removió la cara del PA de dicho rectángulo. Resultando en el modelo del flujo de aire influenciado por la geometría del perfil aerodinámico a través de la zona de pruebas del túnel de viento, como se muestra en la figura 4.1.

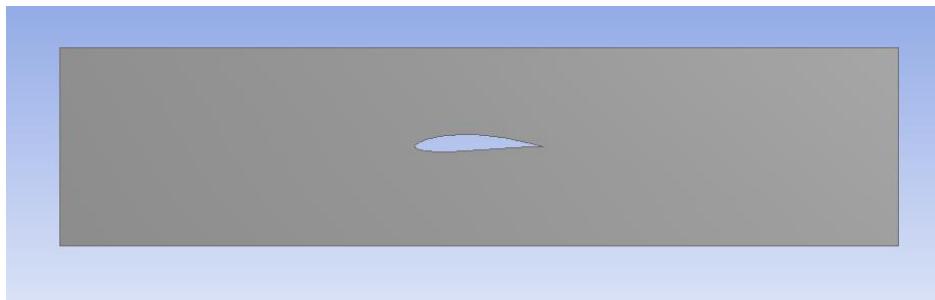


Figura 4.1. Modelo del flujo de aire a través del perfil Eppler 68 a 0° de ángulo de ataque.

4.2 Mallado

Se realizaron las operaciones de mallado siguientes:

- Método: la cual crea una malla no estructurada en todo el volumen de control compuesta por triángulos. Como lo menciona (FLUENT.INC, 2006), las mallas no estructuradas son preferibles para geometrías complejas, en este modelo se encuentran en el centro una curva, lo cual propicia condiciones favorables para el uso de dicha malla.
- Dimensionamiento: esta operación se usó para definir el tamaño de los triángulos de la malla en la pared del perfil aerodinámico. De acuerdo con (Cengel & Cimbala, 2010) los cálculos en la región de capa límite son más complejos a comparación de la región de flujo inviscido, por lo tanto, se necesita un mallado más fino cerca de las paredes del perfil, es decir en la capa límite. El dimensionamiento en la cara es de 0.0175 m, mientras que el dimensionamiento alrededor del PA es de 0.001 m.

La malla resultante cuenta con un total de 2,983 nodos y 5,528 elementos, esta se muestra en la figura 4.2.

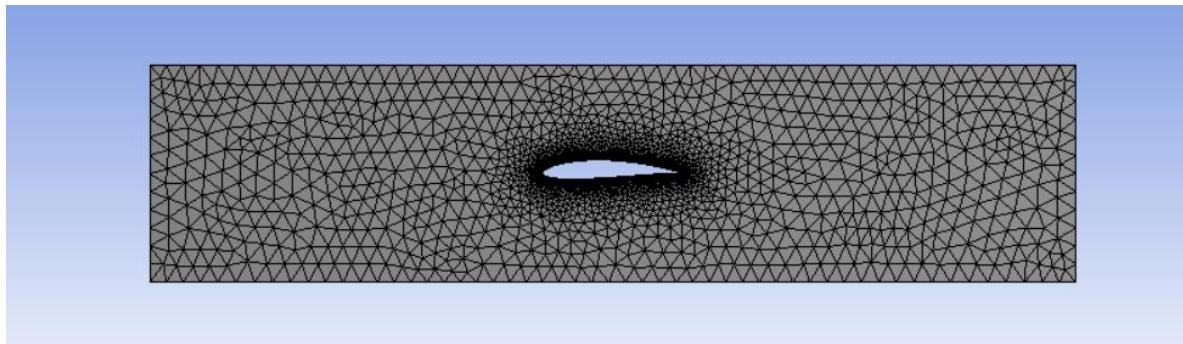


Figura 4.2. Mallado del sistema de control.

4.3 Condiciones de frontera

Las condiciones de frontera del modelo se muestran en la tabla 4.1.

Tabla 4.1 Condiciones de frontera.

| Sección | Nombre | Tipo |
|---------------------|--------|----------------|
| Entrada | inlet | Velocity inlet |
| Salida | outlet | Pressure inlet |
| Perfil aerodinámico | perfil | Wall |
| Túnel de viento | wall | Wall |

Las condiciones de frontera mencionadas anteriormente se presentan en la figura 4.3. Las condiciones de operación en las que se encuentra el flujo de aire están descritas en la tabla 3.2. El modelo de turbulencia utilizado fue Spalart-Allmaras. Este modelo fue seleccionado de acuerdo con lo que menciona (Versteeg & Malalasekera, 2007).

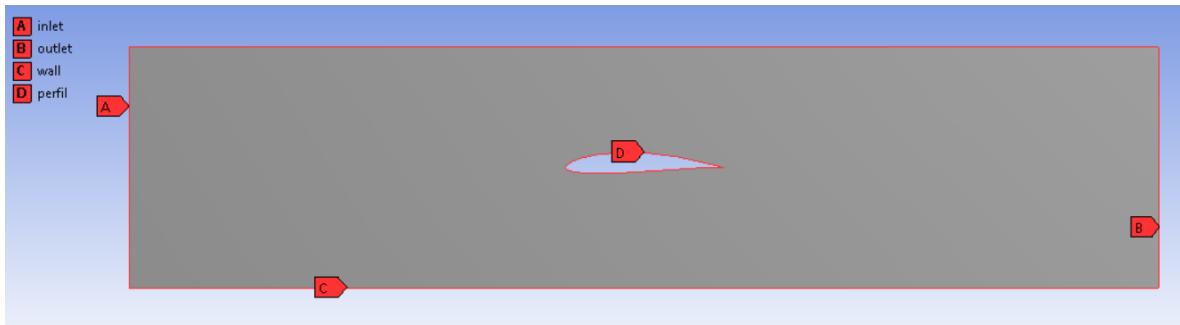


Figura 4.3. Condiciones de frontera.

Los residuales son usados como un parámetro numérico de la convergencia en el presente proyecto de investigación. En este caso se ubicaron en 10^{-4} para la continuidad, para el momentum y 10^{-6} para la energía. Además, se establecieron dos monitores de fuerzas para el cálculo de las fuerzas y coeficientes de arrastre y de sustentación.

El número de iteraciones necesarias para obtener la convergencia de la solución fue alrededor de 80 iteraciones por cada simulación en un tiempo aproximado de 5 segundos, en los 66 casos. El tiempo real aproximadamente es de 5 minutos y 30 segundos de procesamiento computacional continuo en un nodo de cómputo Intel Core i7-9750h 2.60GHz con 8Gb de memoria RAM.

CAPÍTULO 5. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

En este capítulo se muestra los resultados del trabajo de investigación, así como las conclusiones a las que se llegaron y trabajos futuros. Se inicia mostrando los resultados de la parametrización de los perfiles aerodinámicos con el método IGP, seguido de los resultados del algoritmo genético que se ocupó para el aumento de C_L de los 3 perfiles aerodinámicos seleccionados. Posteriormente muestran las gráficas que muestran el aumento de C_L en los 3 casos, por parte de XFOIL y CFD. Finalmente, se mencionan las conclusiones de la investigación y se detallan trabajos futuros.

5.1 Resultados de la parametrización

En la tabla 5.1 se muestran los parámetros IGP de los 3 perfiles aerodinámicos base.

Tabla 5.1. Parametrización de los perfiles aerodinámicos base.

| PA | C | X _C | T | X _T | b _{XC} | rho | alfa | beta |
|-----------|--------|----------------|--------|----------------|-----------------|--------|--------|--------|
| Eppler 68 | 0.0333 | 0.5183 | 0.1310 | 0.3545 | 0.2183 | 0.2430 | 0.1041 | 1.4664 |
| | 4212 | 9465 | 699 | 1505 | 4931 | 5159 | 6066 | 1828 |
| MH 70 | 0.0308 | 0.381 | 0.1099 | 0.2642 | 0.2574 | 0.2383 | 0.041 | 1.6385 |
| | 7076 | 2709 | 4429 | 1405 | 2858 | 8154 | 18687 | 8093 |
| FX 60-126 | 0.035 | 0.5752 | 0.1253 | 0.26755 | 0.2672 | 0.2648 | 0.100 | 0.8993 |
| | 58567 | 5084 | 1411 | 853 | 4245 | 6043 | 94384 | 8973 |

En la figura 5.1 se muestra el PA eppler 68 construido utilizando coordenadas de base de datos y el PA que se describe mediante parametrización. En la figura 5.2 se muestra el PA MH 70 construido utilizando coordenadas de base de datos y el PA que se describe mediante parametrización. En la figura 5.3 se muestra el PA FX 60-126 construido mediante coordenadas de base de datos y el PA que se describe utilizando parametrización.

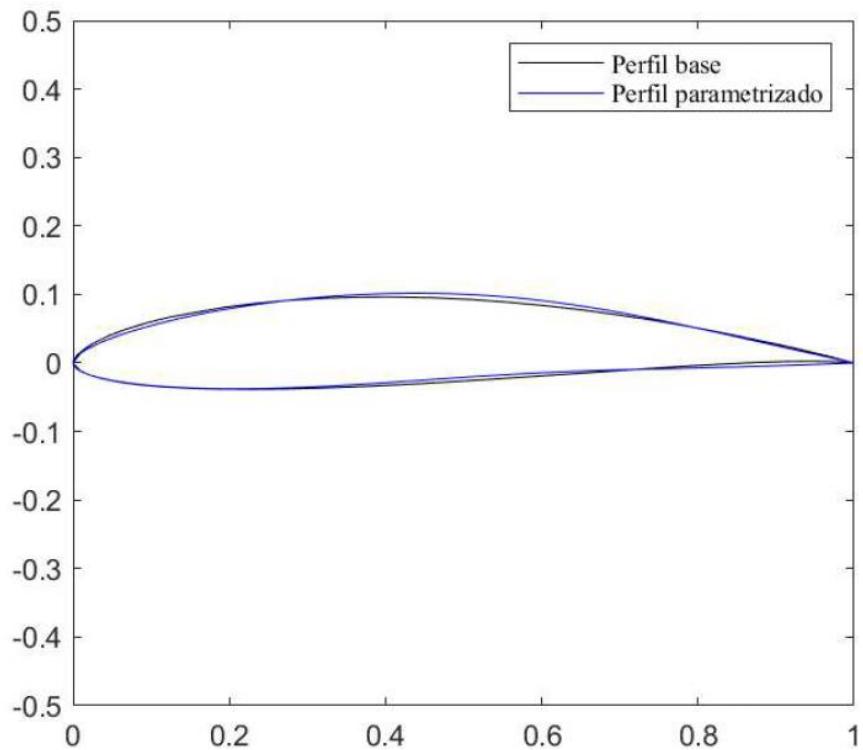


Figura 5.1. Similitud entre el PA eppler 68 base descrito con coordenadas y el PA eppler 68 parametrizado.

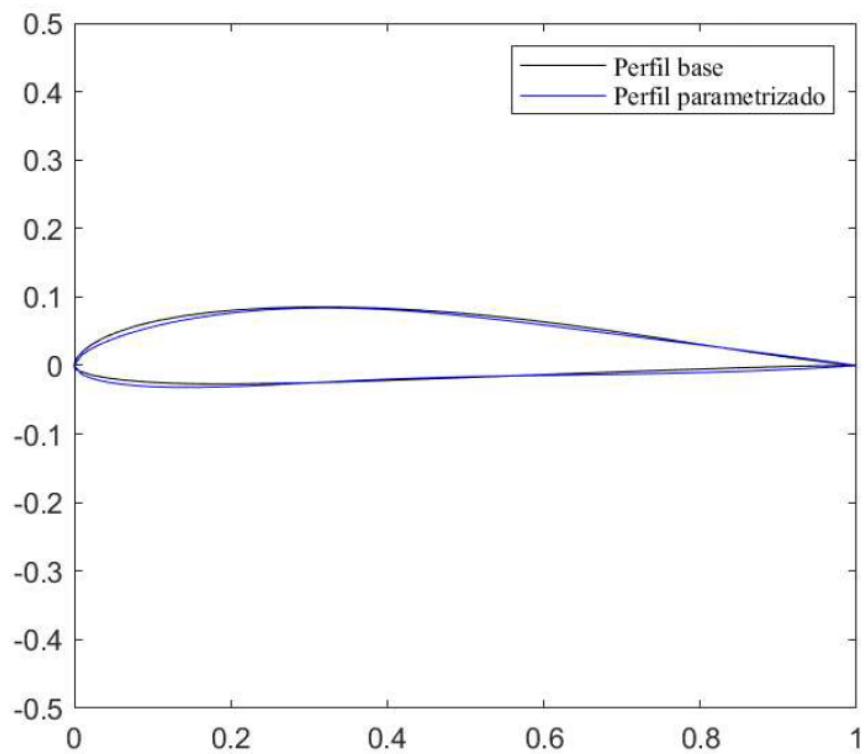


Figura 5.2. Similitud entre el PA MH 70 base descrito con coordenadas y el PA MH 70 parametrizado.

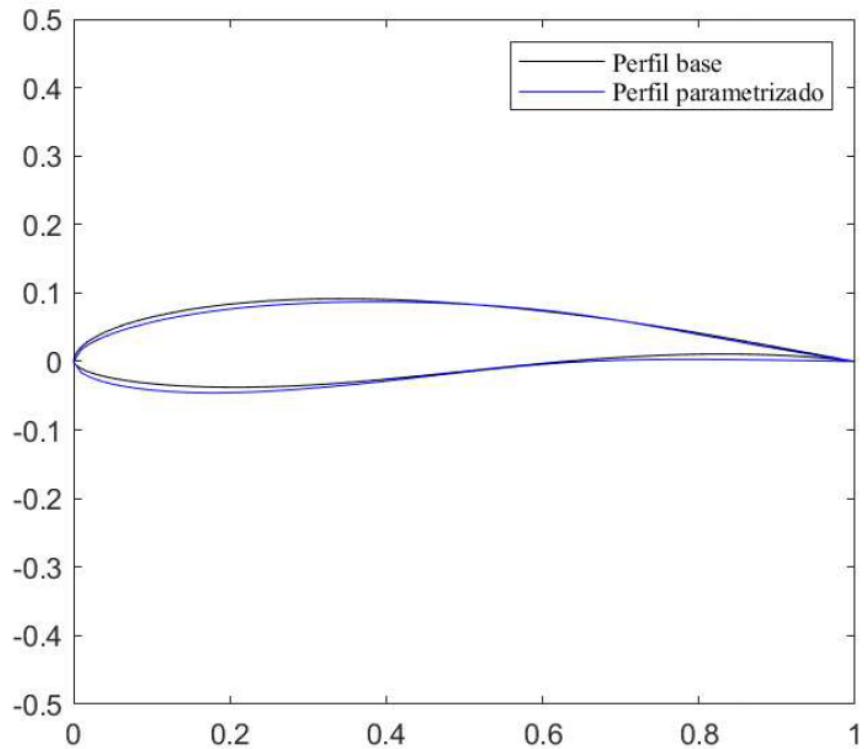


Figura 5.3. Similitud entre el PA FX 60-126 base descrito con coordenadas y el PA FX 60-126 parametrizado.

5.2 Resultados del algoritmo genético

A continuación, se muestra los resultados de la ejecución del algoritmo genético respecto a los 3 perfiles aerodinámicos de estudio.

5.2.1 Datos del PA eppler 68

En la tabla 5.2 se muestran los promedios de C_L mejor adaptados de cada generación. Se observa que en ocasiones no se encuentra un individuo mejor adaptado que el ganador del torneo anterior, sin embargo, sí se obtienen individuos que cada vez tienen mayor promedio de C_L hasta que en la generación 26 se supera al original.

Tabla 5.2. Promedio de C_L ganador del torneo por generación del PA eppler 68.

| Número de generación | Promedio de C_L ganador por torneo | Número de generación | Promedio de C_L ganador por torneo |
|----------------------|--------------------------------------|----------------------|--------------------------------------|
| 1 | 0.84867273 | 14 | 1.01404545 |
| 2 | 0.87700909 | 15 | 1.01404545 |
| 3 | 0.87700909 | 16 | 1.03525455 |
| 4 | 0.87700909 | 17 | 1.03525455 |
| 5 | 0.96570909 | 18 | 1.03525455 |
| 6 | 0.96570909 | 19 | 1.03525455 |
| 7 | 0.97150909 | 20 | 1.03525455 |
| 8 | 1.01368182 | 21 | 1.03525455 |
| 9 | 1.01368182 | 22 | 1.03525455 |
| 10 | 1.01368182 | 23 | 1.03525455 |
| 11 | 1.01368182 | 24 | 1.03525455 |
| 12 | 1.01368182 | 25 | 1.03525455 |
| 13 | 1.01368182 | 26 | 1.03527273 |

En la tabla 5.3 se muestra la población de la generación final, con el respectivo promedio de C_L en la novena columna que le corresponde a cada poblador. El individuo mejor adaptado de la última generación es el que se encuentra en la fila 15.

Tabla 5.3. Población de la última generación, con el respectivo C_L que corresponde a cada individuo del PA eppler 68.

| C | X _C | T | X _T | b _{XC} | rho | alfa | beta | Promedio de C _L |
|------------|----------------|------------|----------------|-----------------|------------|------------|------------|----------------------------|
| 0.03745614 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.32164899 | 0.18707243 | 0.3133833 | 0.14425814 | 1.69387924 | 1.03525455 |
| 0.035873 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.32164899 | 0.18707243 | 0.3133833 | 0.14425814 | 1.69387924 | 1.02031818 |
| 0.03745614 | 0.47951665 | 0.15153745 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.32906381 | 0.10185838 | 1.69387924 | 0.85629091 |
| 0.035873 | 0.47951665 | 0.15153745 | 0.32164899 | 0.09722081 | 0.32947243 | 0.14425814 | 1.69387924 | 1.01989091 |
| 0.035873 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.32164899 | 0.18707243 | 0.3133833 | 0.14425814 | 1.69387924 | 1.02031818 |
| 0.03745614 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.16675087 | 0.14425814 | 1.69387924 | 0.77905455 |
| 0.03745614 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.32221417 | 0.18707243 | 0.3133833 | 0.13095403 | 1.69387924 | 0.89523636 |
| 0.03693695 | 0.51638692 | 0.14943219 | 0.31560547 | 0.23365106 | 0.32906381 | 0.14806868 | 1.69387924 | 0.90333636 |
| 0.035873 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.32906381 | 0.13095403 | 1.69387924 | 0.72486364 |
| 0.03745614 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.32221417 | 0.18707243 | 0.3133833 | 0.13095403 | 1.69387924 | 0.89523636 |
| 0.035873 | 0.47035912 | 0.15153745 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.32906381 | 0.10185838 | 1.69387924 | 0.86309091 |
| 0.035873 | 0.50562808 | 0.15131985 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.32906381 | 0.13095403 | 1.69387924 | 0.8598 |
| 0.03745614 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.32906381 | 0.10185838 | 1.69387924 | 0.86444545 |
| 0.035873 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.32164899 | 0.18707243 | 0.3133833 | 0.14425814 | 1.69387924 | 1.02031818 |
| 0.03745614 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.31560547 | 0.23365106 | 0.32906381 | 0.14806868 | 0.93750603 | 1.03527273 |
| 0.03449836 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.32164899 | 0.18707243 | 0.3133833 | 0.14425814 | 1.69387924 | 0.74300909 |
| 0.03745614 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.27271381 | 0.14425814 | 1.69387924 | 0.90643636 |
| 0.03419211 | 0.47951665 | 0.15153745 | 0.32164899 | 0.09722081 | 0.32947243 | 0.14425814 | 1.69387924 | 0.87505455 |
| 0.03756618 | 0.47035912 | 0.15131985 | 0.31560547 | 0.18707243 | 0.32906381 | 0.13095403 | 1.69387924 | 1.00645455 |

Los datos de C_L y C_D del PA base y el PA mejor adaptado en ángulos de ataque de 0° a 10° se muestra en la tabla 5.4.

Tabla 5.4. C_L y C_D en ángulos de 0° a 10° del PA base eppler 68 y el PA eppler 68 mejorado.

| Ángulo de ataque | PA base | | PA mejorado | |
|------------------|---------|---------|-------------|---------|
| | C_L | C_D | C_L | C_D |
| 0 | 0.39 | 0.01239 | 0.5714 | 0.01734 |
| 1 | 0.501 | 0.01181 | 0.6748 | 0.01778 |
| 2 | 0.644 | 0.01123 | 0.7762 | 0.01816 |
| 3 | 0.7708 | 0.01116 | 0.8984 | 0.01781 |
| 4 | 0.8734 | 0.01134 | 0.9769 | 0.01973 |
| 5 | 0.9752 | 0.01174 | 1.0685 | 0.02101 |
| 6 | 1.07 | 0.01243 | 1.1666 | 0.02192 |
| 7 | 1.1462 | 0.01351 | 1.2646 | 0.02187 |
| 8 | 1.1757 | 0.01606 | 1.3367 | 0.0167 |
| 9 | 1.2046 | 0.01981 | 1.3424 | 0.01928 |
| 10 | 1.2433 | 0.02385 | 1.3115 | 0.0261 |

En la figura 5.4 se muestra el PA Eppler 68 base y el PA Eppler 68 mejorado.

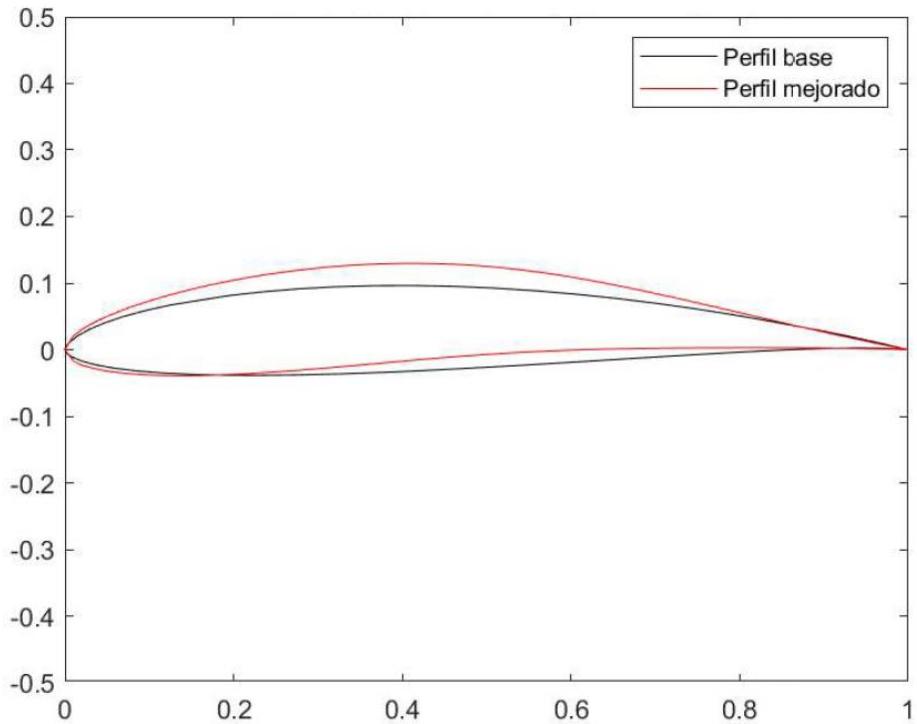


Figura 5.4. PA Eppler 68 base y el PA Eppler 68 mejorado.

5.2.2 Datos del PA MH 70

En la tabla 5.5 se muestran los promedios de C_L mejor adaptados de cada generación. Se observa que en ocasiones no se encuentra un individuo mejor adaptado que el ganador del torneo anterior; sin embargo, sí se obtienen individuos que cada vez tienen mayor promedio de C_L hasta que la generación 11 se supera al original.

Tabla 5.5. Promedio de C_L ganador del torneo por generación del PA MH 70.

| Número de generación | Promedio de C_L ganador por torneo |
|----------------------|--------------------------------------|
| 1 | 0.86660909 |
| 2 | 0.86660909 |
| 3 | 0.86660909 |
| 4 | 0.86665455 |
| 5 | 0.86665455 |
| 6 | 0.86665455 |
| 7 | 0.86665455 |
| 8 | 0.91632727 |
| 9 | 0.91632727 |
| 10 | 0.91632727 |
| 11 | 0.96380909 |

En la tabla 5.6 se muestra la población de la generación final, con el respectivo promedio de C_L en la novena columna que le corresponde a cada poblador. El individuo mejor adaptado de la última generación es el que se encuentra en la fila 8.

Tabla 5.6. Población de la última generación, con el respectivo C_L que corresponde a cada individuo del PA MH 70.

| C | X _C | T | X _T | b _{XC} | rho | alfa | beta | Promedio de C _L |
|------------|----------------|------------|----------------|-----------------|------------|-------------|------------|----------------------------|
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.12258109 | 0.21663074 | 0.34868942 | 0.21304916 | 0.10362218 | 1.91959559 | 0.91632727 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.11027736 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.28989805 | 0.60795455 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.0906877 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.0010247 | 2.0897633 | 0.36498182 |
| 0.03559317 | 0.38933533 | 0.11027736 | 0.22983205 | 0.34868942 | 0.21679553 | 0.10362218 | 1.91959559 | 0.87132727 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.12258109 | 0.21663074 | 0.34868942 | 0.21304916 | 0.10362218 | 1.91959559 | 0.91632727 |
| 0.03559317 | 0.38933533 | 0.11027736 | 0.22983205 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.91959559 | 0.57673636 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.12258109 | 0.21663074 | 0.34868942 | 0.21304916 | 0.10362218 | 1.28989805 | 0.92644545 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.12258109 | 0.21663074 | 0.34868942 | 0.2557058 | 0.0974941 | 1.30056557 | 0.96380909 |
| 0.03559317 | 0.38933533 | 0.11027736 | 0.21663074 | 0.17778005 | 0.22183751 | -0.00852159 | 1.91959559 | 0.82501818 |
| 0.03177806 | 0.38933533 | 0.11027736 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.20389825 | -0.00852159 | 1.53341204 | 0.55391818 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.12258109 | 0.21663074 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.28989805 | 0.61860909 |
| 0.03502601 | 0.42184116 | 0.0906877 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.28989805 | 0.57675455 |
| 0.03502601 | 0.42184116 | 0.0906877 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.21778607 | 0.0010247 | 2.0897633 | 0.60163636 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.0906877 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.20389825 | -0.00852159 | 1.57622761 | 0.33467273 |
| 0.03559317 | 0.38933533 | 0.11027736 | 0.22983205 | 0.34868942 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.28989805 | 0.78072727 |
| 0.03559317 | 0.38933533 | 0.11027736 | 0.22983205 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.28989805 | 0.54441818 |
| 0.03502601 | 0.37439176 | 0.11027736 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.91959559 | 0.57662727 |
| 0.03559317 | 0.38933533 | 0.0906877 | 0.2269588 | 0.20394487 | 0.20389825 | 0.05025982 | 1.57622761 | 0 |
| 0.03559317 | 0.37659353 | 0.11027736 | 0.22983205 | 0.17778005 | 0.2557058 | 0.0974941 | 1.30056557 | 0.87753636 |
| 0.03502601 | 0.33361382 | 0.10824578 | 0.21663074 | 0.34868942 | 0.20389825 | 0.0010247 | 1.28989805 | 0.76106364 |

Los datos de C_L y C_D del PA base y el PA mejor adaptado en ángulos de ataque de 0° a 10° se muestra en la tabla 5.7.

Tabla 5.7. C_L y C_D en ángulos de 0° a 10° del PA base MH 70 y el PA MH 70 mejorado.

| Ángulo de ataque | PA base | | PA mejorado | |
|------------------|---------|---------|-------------|---------|
| | C_L | C_D | C_L | C_D |
| 0 | 0.3545 | 0.00936 | 0.4315 | 0.01749 |
| 1 | 0.4514 | 0.00952 | 0.5409 | 0.01773 |
| 2 | 0.5522 | 0.00976 | 0.6498 | 0.01801 |
| 3 | 0.6553 | 0.01011 | 0.757 | 0.01843 |
| 4 | 0.7583 | 0.01071 | 0.8605 | 0.01919 |
| 5 | 0.8588 | 0.01172 | 0.9839 | 0.01918 |
| 6 | 0.9575 | 0.0129 | 1.0852 | 0.02097 |
| 7 | 1.051 | 0.0147 | 1.1755 | 0.02373 |
| 8 | 1.1424 | 0.01652 | 1.2658 | 0.02633 |
| 9 | 1.226 | 0.01878 | 1.3838 | 0.01924 |
| 10 | 1.2991 | 0.02148 | 1.468 | 0.01935 |

En la figura 5.5 se muestra el PA MH 70 base y el PA MH 70 mejorado.

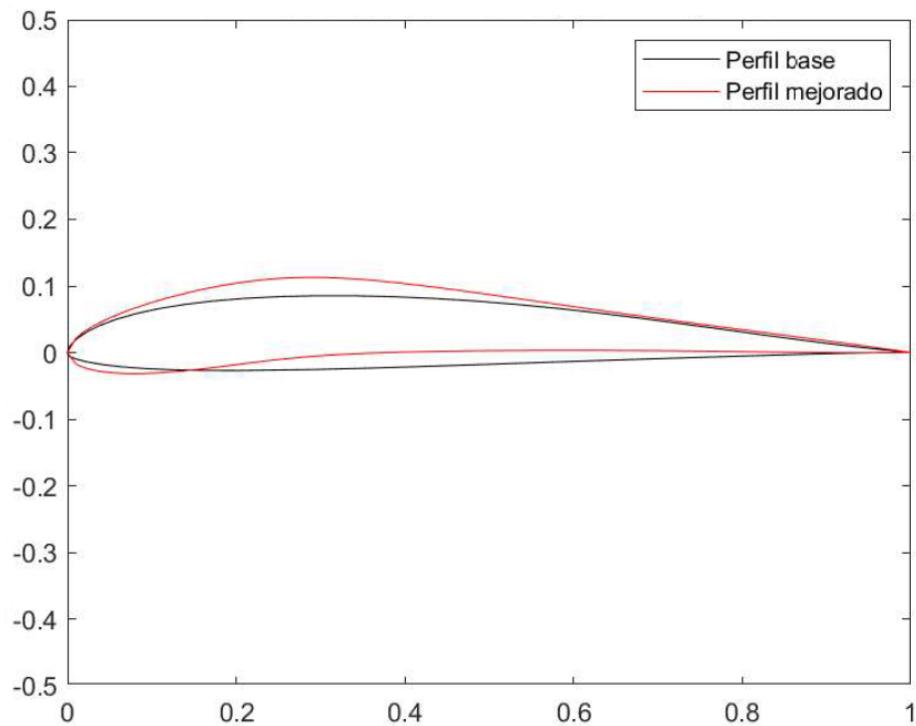


Figura 5.5. PA MH 70 base y el PA MH 70 mejorado.

5.2.3 Datos del PA FX 60-126

En la tabla 5.8 se muestran los promedios de C_L mejor adaptados de cada generación, se observa que hasta la séptima generación se obtuvo un nuevo individuo con mayor promedio de C_L , y en la octava termina el algoritmo cuando obtiene un individuo que se supera al original.

Tabla 5.8. Promedio de C_L ganador del torneo por generación del PA FX 60-126.

| Número de generación | Promedio de C_L ganador por torneo |
|----------------------|--------------------------------------|
| 1 | 1.05403636 |
| 2 | 1.05403636 |
| 3 | 1.05403636 |
| 4 | 1.05403636 |
| 5 | 1.05403636 |
| 6 | 1.05403636 |
| 7 | 1.05960909 |
| 8 | 1.07562727 |

En la tabla 5.9 se muestra la población de la generación final, con el respectivo promedio de C_L en la novena columna que le corresponde a cada poblador. El individuo mejor adaptado de la última generación es el que se encuentra en la fila 9.

Los datos de C_L y C_D del PA base y el PA mejor adaptado en ángulos de ataque de 0° a 10° se muestra en la tabla 5.10.

Tabla 5.9. Población de la última generación, con el respectivo C_L que corresponde a cada individuo del PA FX 60-126.

| C | X _C | T | X _T | b _{XC} | rho | alfa | beta | Promedio de C _L |
|------------|----------------|------------|----------------|-----------------|------------|------------|------------|----------------------------|
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.26049457 | 0.42739378 | 0.26984099 | 0.15241569 | 0.73403739 | 1.05960909 |
| 0.03522934 | 0.52329478 | 0.12324671 | 0.28424404 | 0.27740172 | 0.17750169 | 0.16038922 | 0.51232877 | 0.81224545 |
| 0.03941108 | 0.53150817 | 0.13935673 | 0.26049457 | 0.42739378 | 0.28569419 | 0.06968847 | 1.13848413 | 0.42371818 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.22277039 | 0.15109464 | 0.23475564 | 0.06968847 | 0.73403739 | 0.80665455 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.26049457 | 0.42739378 | 0.26984099 | 0.16038922 | 0.51232877 | 1.0384 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.26049457 | 0.42739378 | 0.26984099 | 0.15241569 | 1.40858839 | 1.01331818 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.24192078 | 0.36563586 | 0.28569419 | 0.12128699 | 0.55319237 | 0.99214545 |
| 0.0353809 | 0.55018512 | 0.11593602 | 0.30383454 | 0.36563586 | 0.28569419 | 0.12128699 | 0.55319237 | 0.79877273 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.22277039 | 0.42739378 | 0.26984099 | 0.15241569 | 0.73403739 | 1.07562727 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.22277039 | 0.15109464 | 0.23475564 | 0.06968847 | 0.73403739 | 0.80665455 |
| 0.03941108 | 0.60926908 | 0.13935673 | 0.24192078 | 0.36563586 | 0.28569419 | 0.12128699 | 0.55319237 | 0.90892727 |
| 0.03854159 | 0.54181296 | 0.12146425 | 0.24192078 | 0.36563586 | 0.28569419 | 0.16038922 | 0.51232877 | 1.07252727 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.26049457 | 0.42739378 | 0.26984099 | 0.15241569 | 1.40070417 | 1.01384545 |
| 0.03854159 | 0.54181296 | 0.12146425 | 0.24192078 | 0.36563586 | 0.28569419 | 0.06968847 | 1.40070417 | 0.82083636 |
| 0.0353809 | 0.55018512 | 0.12324671 | 0.28424404 | 0.36563586 | 0.28569419 | 0.06968847 | 0.73403739 | 0.58726364 |
| 0.0331861 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.31568692 | 0.36563586 | 0.28569419 | 0.06968847 | 1.40858839 | 0.31536364 |
| 0.03854159 | 0.54181296 | 0.12146425 | 0.24192078 | 0.36563586 | 0.2565519 | 0.12128699 | 0.55319237 | 0.86436364 |
| 0.03522693 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.22277039 | 0.15109464 | 0.21157868 | 0.06968847 | 0.73403739 | 0.80962727 |
| 0.03522693 | 0.55018512 | 0.11593602 | 0.28863234 | 0.1470892 | 0.30286262 | 0.06968847 | 1.40858839 | 0.7649 |
| 0.03522934 | 0.52329478 | 0.1447558 | 0.24192078 | 0.36563586 | 0.29568446 | 0.12128699 | 0.55319237 | 0.9918 |

Tabla 5.10. C_L y C_D en ángulos de 0° a 10° del PA base FX 60-126 y el PA FX 60-126 mejorado.

| Ángulo de ataque | PA base | | PA mejorado | |
|------------------|---------|---------|-------------|---------|
| | C_L | C_D | C_L | C_D |
| 0 | 0.5052 | 0.01119 | 0.5829 | 0.01546 |
| 1 | 0.6156 | 0.01111 | 0.6954 | 0.01514 |
| 2 | 0.7241 | 0.01125 | 0.8056 | 0.01484 |
| 3 | 0.8326 | 0.01161 | 0.9153 | 0.01446 |
| 4 | 0.9362 | 0.01207 | 1.0217 | 0.01421 |
| 5 | 1.0316 | 0.01233 | 1.1214 | 0.01436 |
| 6 | 1.1366 | 0.01363 | 1.2117 | 0.01522 |
| 7 | 1.2317 | 0.01546 | 1.2899 | 0.01665 |
| 8 | 1.3105 | 0.01846 | 1.3544 | 0.01831 |
| 9 | 1.3778 | 0.02204 | 1.4004 | 0.02023 |
| 10 | 1.4262 | 0.02613 | 1.4332 | 0.02384 |

En la figura 5.6 se muestra el PA FX 60-126 base y el PA FX 60-126 mejorado.

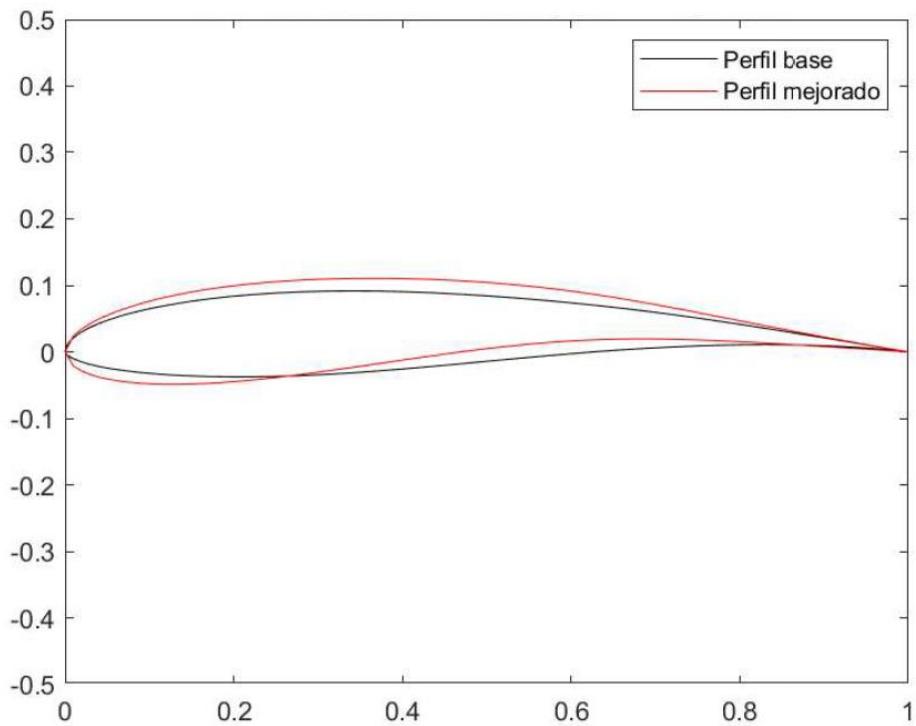


Figura 5.6. PA FX 60-126 base y el PA FX 60-126 mejorado.

5.3 Resultados de la simulación con CFD

En la siguiente sección se presentan los resultados de la simulación numérica: vectores de velocidad, contornos de velocidad y contornos de presión. Con el fin de mostrar las diferencias entre un PA base y un PA con C_L incrementado se eligieron los resultados del PA eppler 68 para su comparación. Sin embargo, los resultados de las 66 simulaciones correspondiente a los 6 perfiles aerodinámicos analizados en ángulos de 0° a 10° se encuentran en la sección de apéndice B. Además, se muestran los valores de C_L Y C_D obtenidos en las siguientes tablas:

En la tabla 5.11 se muestran los datos de C_L y C_D del PA base y el PA mejor adaptado en ángulos de ataque de 0° a 10° del PA eppler 68.

Tabla 5.11. Datos de C_L y C_D obtenidos con CFD del PA eppler 68.

| Ángulo de ataque | PA base | | PA mejorado | |
|------------------|------------|------------|-------------|------------|
| | C_L | C_D | C_L | C_D |
| 0 | 0.42434161 | 0.02056404 | 0.55336955 | 0.02451073 |
| 1 | 0.55957827 | 0.0214646 | 0.67788194 | 0.0254055 |
| 2 | 0.68795541 | 0.02262168 | 0.7777783 | 0.02860702 |
| 3 | 0.79259302 | 0.02448476 | 0.87407627 | 0.03156928 |
| 4 | 0.89090235 | 0.02681971 | 0.96191076 | 0.03486272 |
| 5 | 0.99425828 | 0.02970453 | 1.032947 | 0.04007266 |
| 6 | 1.0836322 | 0.03502914 | 1.1200855 | 0.04570576 |
| 7 | 1.1484718 | 0.04155664 | 1.2054724 | 0.0516497 |
| 8 | 1.1751287 | 0.0520574 | 1.2002301 | 0.0640636 |
| 9 | 1.1899531 | 0.06649004 | 1.3014043 | 0.07070839 |
| 10 | 1.2204439 | 0.07941276 | 1.3304662 | 0.08206581 |

En la tabla 5.12 se muestran los datos de C_L y C_D del PA base y el PA mejor adaptado en ángulos de ataque de 0° a 10° del PA MH 70.

Tabla 5.12. Datos de C_L y C_D obtenidos con CFD del PA MH 70.

| Ángulo de ataque | PA base | | PA mejorado | |
|------------------|------------|------------|-------------|------------|
| | C_L | C_D | C_L | C_D |
| 0 | 0.26271304 | 0.01837685 | 0.46180053 | 0.02036184 |
| 1 | 0.37461546 | 0.01854397 | 0.58869364 | 0.0213647 |
| 2 | 0.5146108 | 0.01950062 | 0.71785855 | 0.02203984 |
| 3 | 0.63280605 | 0.02090308 | 0.85058772 | 0.0235082 |
| 4 | 0.74460262 | 0.02194878 | 0.95455131 | 0.02583464 |
| 5 | 0.86553096 | 0.025013 | 1.0761757 | 0.02917142 |
| 6 | 0.95574197 | 0.02841735 | 1.190673 | 0.03291154 |
| 7 | 1.0406767 | 0.0323224 | 1.2578993 | 0.03947411 |
| 8 | 1.0852876 | 0.04041523 | 1.3141349 | 0.04825437 |
| 9 | 1.1426503 | 0.0497435 | 1.2998569 | 0.0654175 |
| 10 | 1.2065796 | 0.05723308 | 1.3491781 | 0.0748702 |

En la tabla 5.13 se muestran los datos de C_L y c_d del PA base y el PA mejor adaptado en ángulos de ataque de 0° a 10° del PA FX 60-126.

Tabla 5.13. Datos de C_L y C_D obtenidos con CFD del PA FX 60-126.

| Ángulo de ataque | PA base | | PA mejorado | |
|------------------|------------|------------|-------------|------------|
| | C_L | C_D | C_L | C_D |
| 0 | 0.57133444 | 0.02008125 | 0.57535461 | 0.02200928 |
| 1 | 0.71062272 | 0.02124552 | 0.71509238 | 0.02311032 |
| 2 | 0.82725793 | 0.0223348 | 0.84453282 | 0.02504248 |
| 3 | 0.95792389 | 0.02429502 | 0.96393554 | 0.02736019 |
| 4 | 1.0734973 | 0.02681742 | 1.0740829 | 0.03047132 |
| 5 | 1.1681555 | 0.03007292 | 1.1680896 | 0.03557585 |
| 6 | 1.2655562 | 0.03504496 | 1.2544347 | 0.0403492 |
| 7 | 1.3500586 | 0.04115979 | 1.3029889 | 0.04696353 |
| 8 | 1.3747193 | 0.05075937 | 1.3643527 | 0.05590251 |
| 9 | 1.4355491 | 0.05934965 | 1.454294 | 0.06209421 |
| 10 | 1.4022837 | 0.07459619 | 1.4673379 | 0.07459619 |

5.3.1 Vectores de velocidad

En la tabla 5.14 se muestran los valores mínimos y máximos de velocidades alcanzados en las simulaciones de los perfiles aerodinámicos eppler 68 base y eppler 68 mejorado. Con fines demostrativos se exponen los resultados en ángulos de ataque de 0° , 5° y 10° , debido que estos son el mínimo, medio y máximos de ángulos estudiados.

Tabla 5.14. Velocidades mínimas y máximas alcanzadas del PA eppler 68 base y mejorado en ángulos de ataque de 0°, 5° y 10°.

| PA | Velocidad mínima registrada (m/s) | Velocidad máxima registrada (m/s) |
|------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|
| Eppler 68 0° base | 0 | 29.01 |
| Eppler 68 0° mejorado | 0 | 31.9 |
| Eppler 68 5° base | 0 | 31.13 |
| Eppler 68 5° mejorado | 0 | 34.15 |
| Eppler 68 10° base | 0 | 39.29 |
| Eppler 70 10° mejorado | 0 | 36.7 |

Se estableció un rango de valores entre 0 a 39.29 m/s, ya que esta es la velocidad máxima alcanzada en los 6 perfiles aerodinámicos, de esta forma, los casos son evaluados con la misma escala.

En la figura 5.7 se observan los vectores de velocidad de los perfiles aerodinámicos eppler 68 base y del PA mejorado evaluados en ángulos de 0°, 5° y 10°. Además de indicar la magnitud de la velocidad, los vectores permiten observar la dirección del flujo de aire en el recorrido del túnel. Se observa que en los perfiles aerodinámicos mejorados hay velocidades mayores que en los perfiles aerodinámicos originales para los tres casos, la principal diferencia se muestra en los vectores que están por encima del extradós.

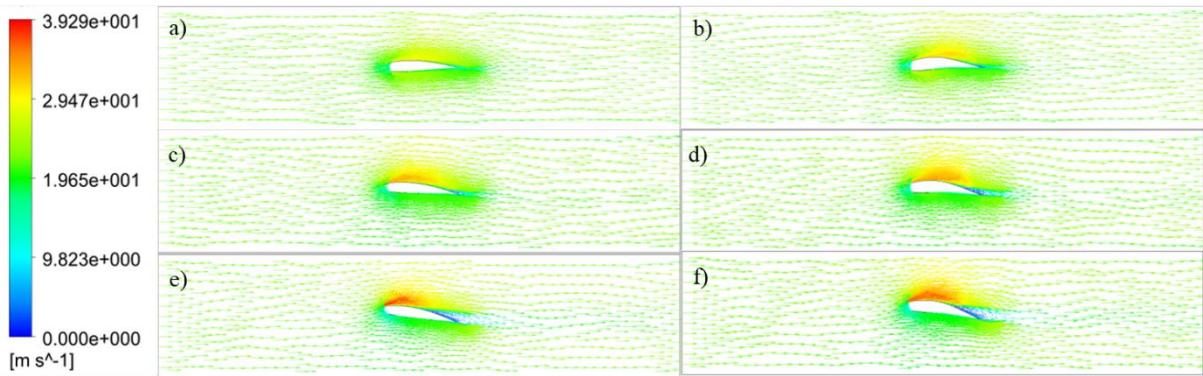


Figura 5.7. Comparación de los vectores de velocidad del PA eppler 68 base en ángulos de a) 0° c) 5° y e) 10° respecto al PA eppler 68 mejorado en ángulos de b) 0°, d) 5° y f) 10°.

5.3.2 Contornos de velocidad

En la figura 5.8 se muestran los contornos de velocidad de los perfiles eppler 68 base y eppler 68 mejorado en los tres ángulos de ataque seleccionados, donde se demuestra que el PA mejorado obtiene mayores velocidades que el PA original. Para el caso de 0° se observa que la distribución de velocidades es similar, las velocidades alcanzadas encima del extradós del b) son ligeramente mayores que a). Para el caso de 5° se observa que se consigue una mayor región de altas velocidades en el extradós. Finalmente, para el caso de 10° se observa que se tiene mayor velocidad en el borde de ataque del perfil y en el borde de salida se nota con más claridad la zona de estela, donde las velocidades son cercanas a cero.

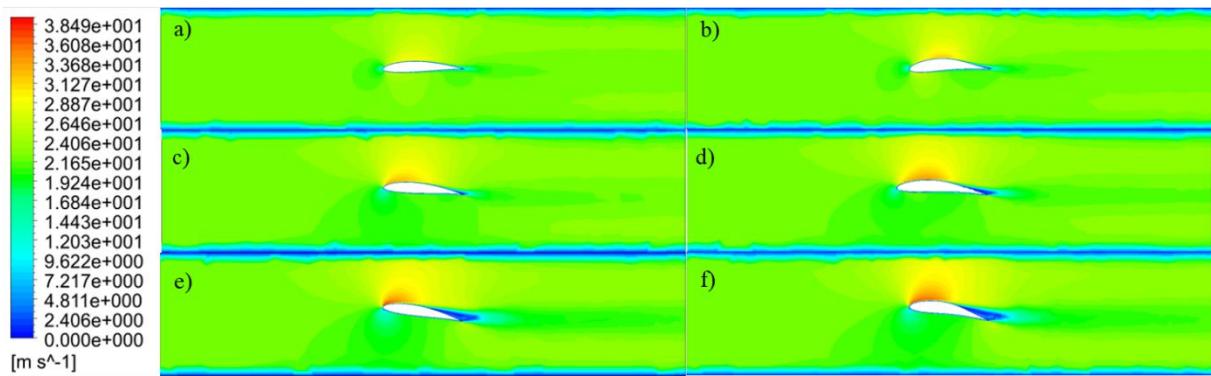


Figura 5.8. Comparación de los contornos de velocidad del PA eppler 68 original en ángulos de a) 0° c) 5° y e) 10° respecto al PA eppler 68 mejorado en ángulos de b) 0°, d) 5° y f) 10°.

Como lo menciona (Cengel & Cimbala, 2010), la sustentación se genera debido a la velocidad del flujo en la superficie superior es mayor, y por lo tanto, la presión sobre dicha superficie es menor, debido al efecto Bernoulli. En las simulaciones se observa que la

velocidad en la parte superior del extradós es mayor (aumentando con el crecimiento del ángulo de ataque) que, en cualquier otra región, por lo tanto, se genera sustentación en el perfil.

5.3.3 Contornos de presión

En la tabla 5.15 se muestran los valores máximos y mínimos de presiones alcanzados en las simulaciones del PA eppler 68 base y PA eppler 68 mejorado en los 3 ángulos de ataque seleccionados.

Tabla 5.15. Presiones mínimas y máximas alcanzadas del PA eppler 68 en ángulos de ataque de 0°, 5° y 10°.

| PA | Presión mínima registrada (Pa) | Presión máxima registrada (Pa) |
|------------------------|--------------------------------|--------------------------------|
| Eppler 68 0° base | -217.6 | 261.2 |
| Eppler 68 0° mejorado | -330.42 | 291.19 |
| Eppler 68 5° base | -419.53 | 291.37 |
| Eppler 68 5° mejorado | -419.75 | 298.77 |
| Eppler 68 10° base | -956.2 | 317.41 |
| Eppler 68 10° mejorado | -658.31 | 310.25 |

La presión mínima alcanzada en los 6 perfiles fue de -956.2 Pa y la máxima 317.41 Pa, por lo tanto, se tomaron como mínimo y máximo del rango en el que se evaluaron en la misma escala. En la figura 5.9 se muestran los contornos de presión de los PA eppler 68 base y eppler 68 mejorado en los 3 ángulos de ataque seleccionados.

De acuerdo con (Srinivas & Madhu, 2014) la distribución de presiones que envuelven a los perfiles aerodinámicos es influenciado por diferentes ángulos de ataque. A medida que aumenta el ángulo de ataque, la diferencia de presión entre las superficies superior e inferior

del ala aumenta hasta cierto punto. En la figura 5.9, en el caso de 0° se observa una distribución de presiones menores encima del extradós. En 5° estas presiones siguen disminuyendo y llegando a ser mínimas en el caso de 10° . Donde también se observa que las presiones por debajo del intradós aumentaron considerablemente, particularmente en el borde de ataque. Se observa que en los perfiles aerodinámicos mejorados hay presiones menores que en los perfiles aerodinámicos originales, para los tres casos por encima del extradós; así generando una mayor diferencia de presiones y con ello, una mayor fuerza de sustentación.

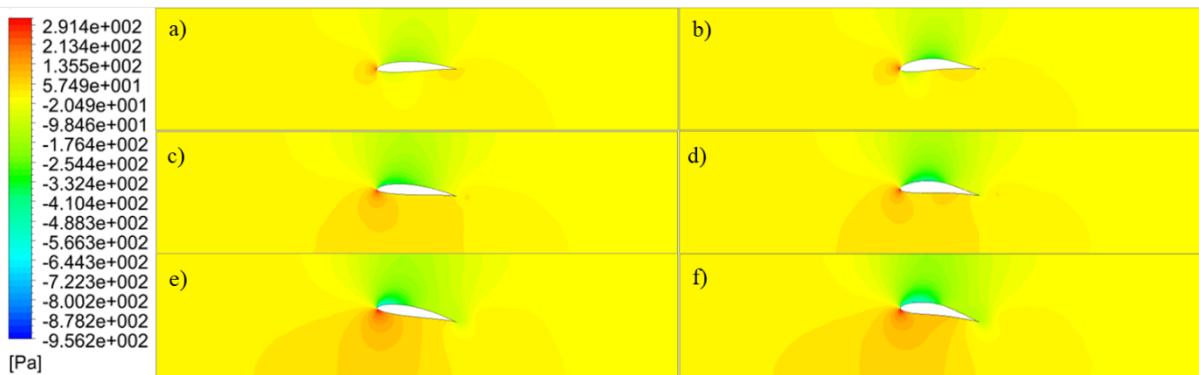


Figura 5.9. Comparación de los contornos de presión del PA eppler 68 base en ángulos de a) 0° c) 5° y e) 10° respecto al PA eppler 68 mejorado en ángulos de b) 0° , d) 5° y f) 10° .

5.4 Gráficas de resultados

A continuación, se presentan gráficas que muestran el objetivo de la investigación, las cuales muestran la efectividad de aumento de C_L . Se comparan los cambios de C_L y C_D , entre los perfiles aerodinámicos base y mejorados, obtenidos mediante XFOIL y CFD.

5.4.1 Resultados de XFOIL

En la figura 5.10 se muestra una comparación entre los valores de C_L del PA eppler 68 base y del PA eppler 68 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de XFOIL. Se observan valores de C_L más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 17.243%, y una diferencia mínima de 0.0682 y máxima de 0.1814. En el ángulo de 8° se observa la diferencia mínima.

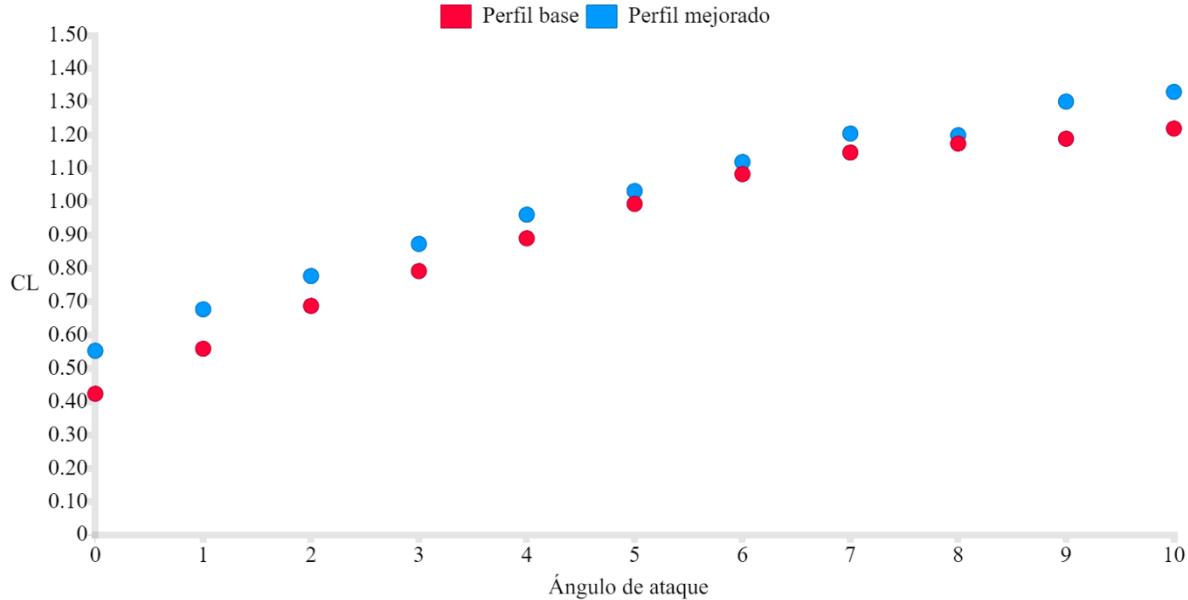


Figura 5.10. C_L obtenido de XFOIL del PA eppler 68.

En la figura 5.11 se muestra una comparación entre los valores de C_D del PA eppler 68 base y PA eppler 68 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de XFOIL. Se observan valores de C_D más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 47.18% y una diferencia mínima de 0.0005 y máxima de 0.0094. Se observa que para los ángulos de 9° y 10° un decremento de C_D por parte del perfil mejorado.

En la figura 5.12 se muestra una comparación entre los valores de C_L del PA MH 70 base y del PA MH 70 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de XFOIL. Se observan valores de C_L más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 14.967% y una diferencia mínima de 0.077 y máxima de 0.1689. En este caso se observa un aumento de C_L constante en todos los ángulos evaluados

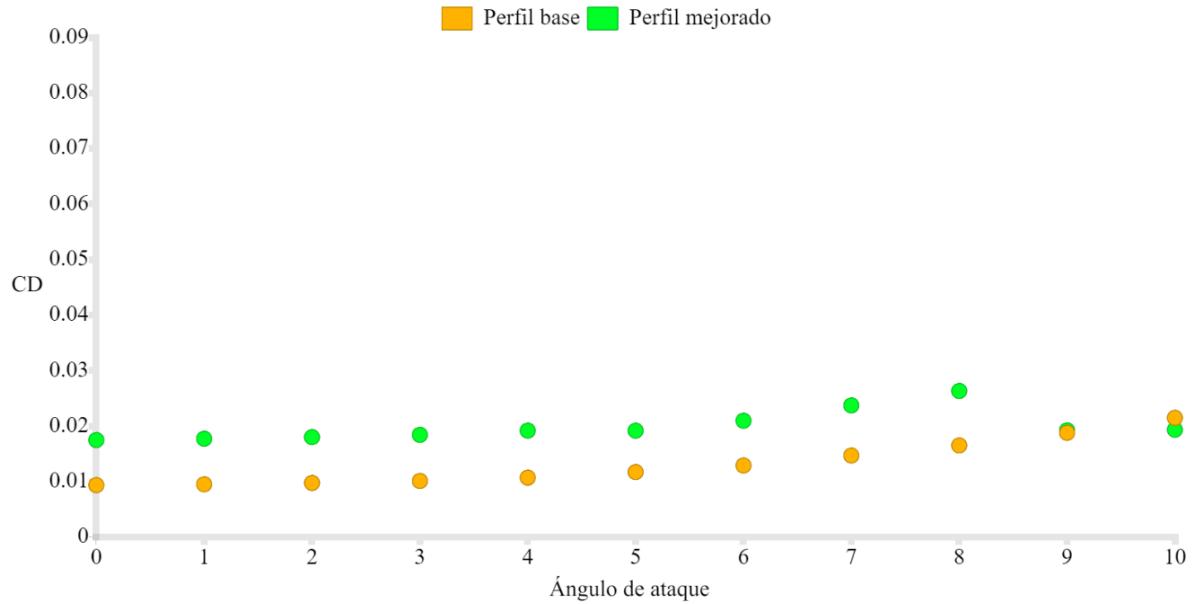


Figura 5.11. C_D obtenido de XFOIL del PA eppler 68.

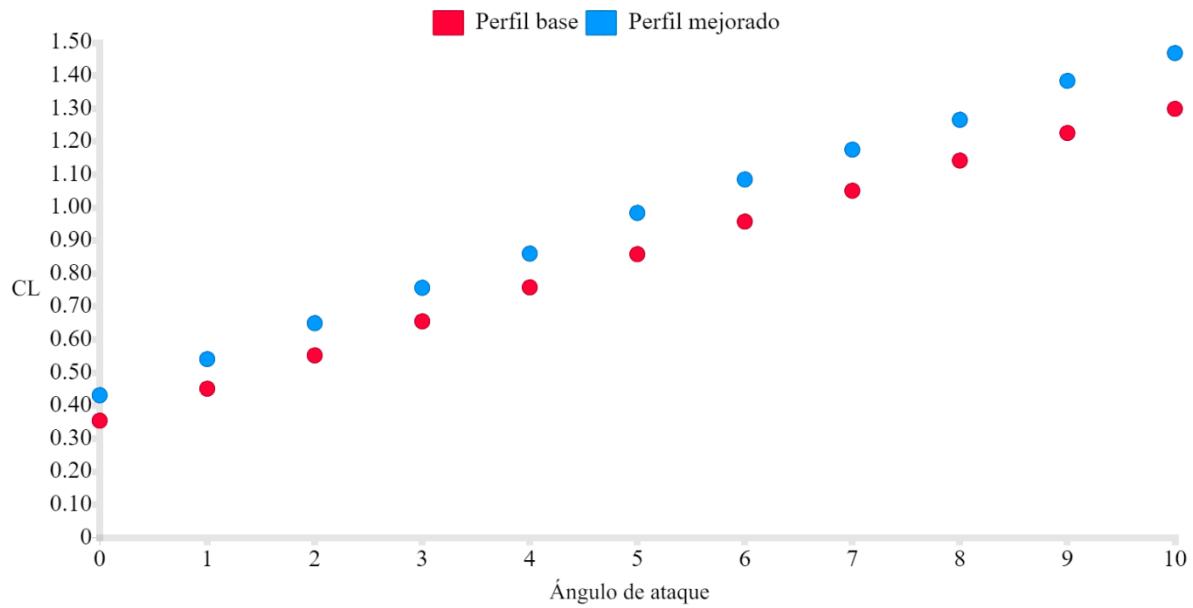


Figura 5.12. C_L obtenido de XFOIL del PA MH 70.

En la figura 5.13 se muestra una comparación entre los valores de C_D del PA eppler 68 base y del PA MH 70 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de XFOIL. Se observan valores de C_L más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio

de 61.68%, y una diferencia mínima de 0.0021 y máxima de 0.0098. Se observa que para los ángulos de 9° y 10° un decremento de C_D por parte del perfil mejorado.

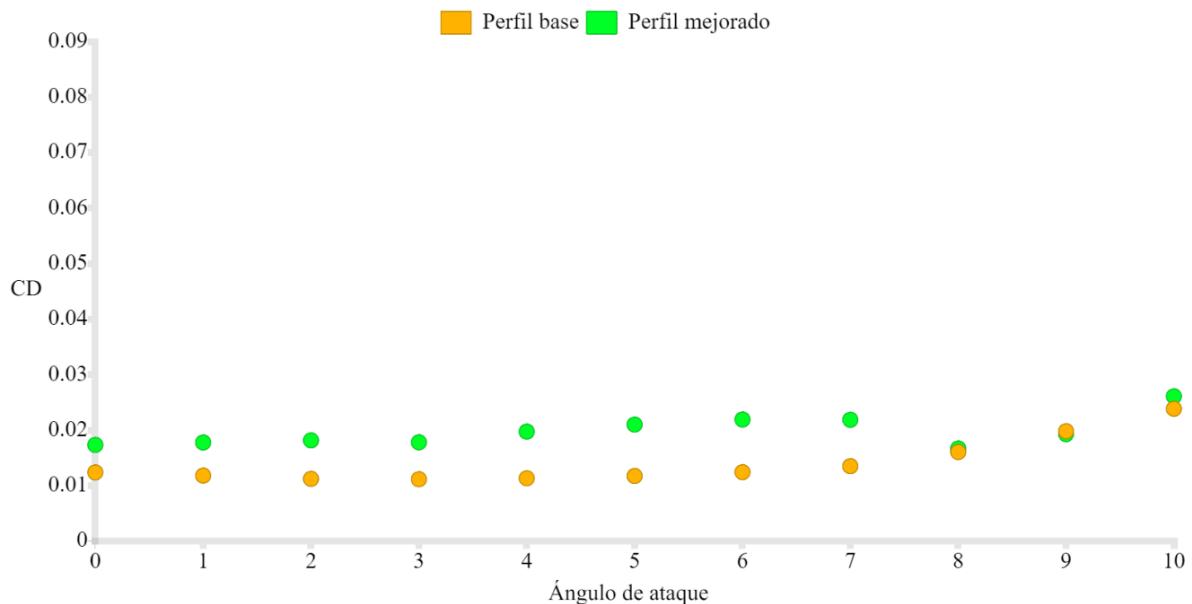


Figura 5.13. C_D obtenido de XFOIL del PA MH 70.

En la figura 5.14 se muestra una comparación entre los valores de C_L del PA FX 60-126 base y del PA FX 60-126 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de XFOIL. Se observan valores de C_L más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 7.652%, y una diferencia mínima de 0.007 y máxima de 0.0898. Se observa que para los ángulos de ataque mayores de 8° decrece el mejoramiento de C_L en relación con el perfil base.

En la figura 5.15 se muestra una comparación entre los valores de C_D del PA FX 60-126 base y del PA FX 60-126 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de XFOIL. Se observan valores de C_D más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 18.38%, y una diferencia mínima de 0.0042 y máxima de 0.0023. Se observa una menor variación de C_D en comparación de los resultados del eppler 68 y MH 70.

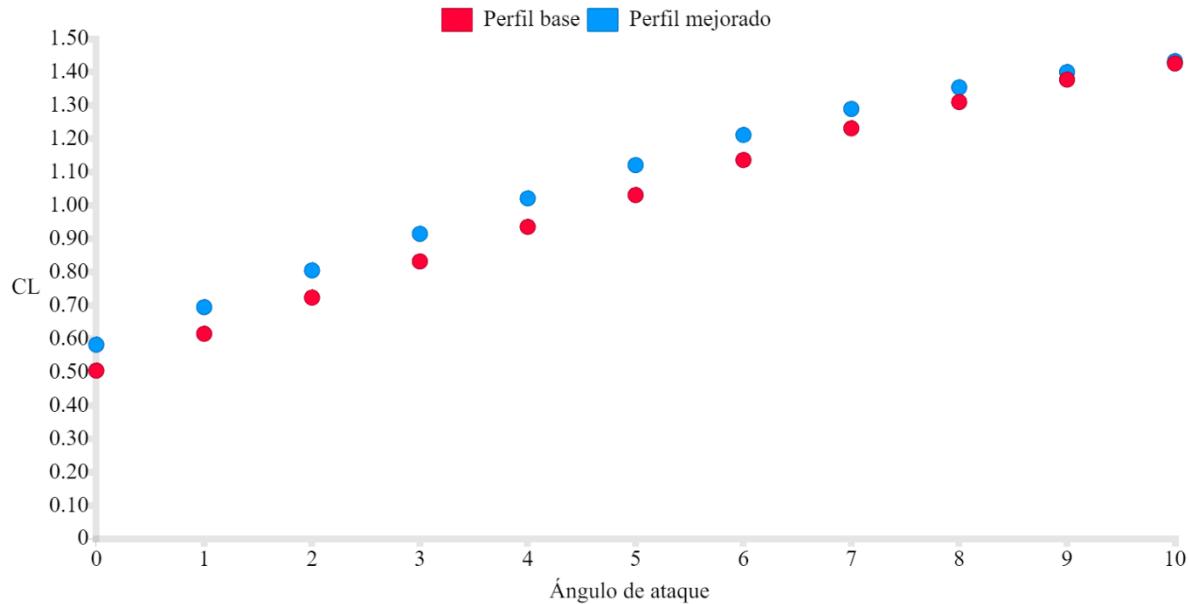


Figura 5.14. C_L obtenido de XFOIL del PA FX 60-126.

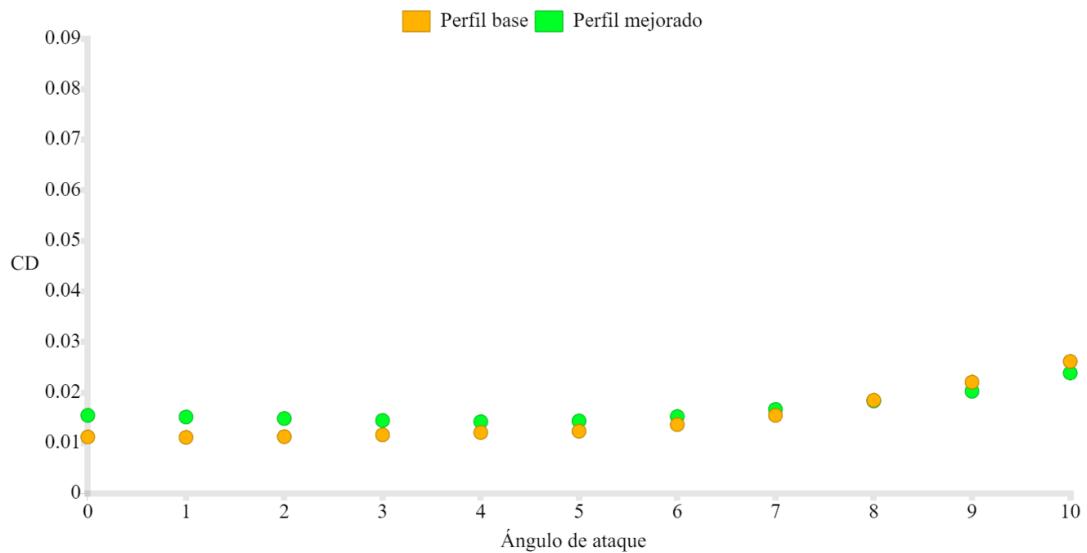


Figura 5.15. C_D obtenido de XFOIL del PA FX 60-126.

5.4.2 Resultados de CFD

En la figura 5.16 se muestra una comparación entre los valores de C_L del PA eppler 68 base y del PA eppler 68 mejorado para ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de CFD. Se observan valores de C_L más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 10.51%, y una diferencia mínima de 0.0251 y máxima de 0.1291. Se observa un

mejoramiento de C_L , en donde nuevamente hay un mínimo en el ángulo 8 en comparación con los resultados del mismo perfil evaluado en XFOIL.

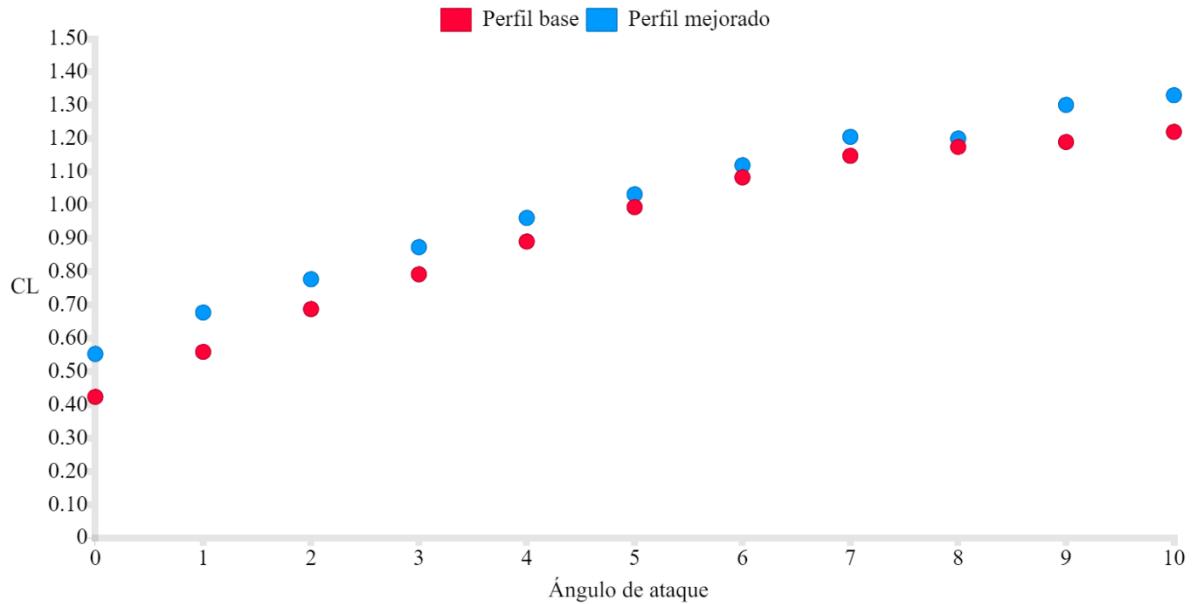


Figura 5.16. C_L obtenidos de CFD del PA eppler 68.

En la figura 5.17 se muestra una comparación entre los valores de C_D del PA eppler 68 base y del PA eppler 68 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos CFD. Se observan valores de C_D más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 22.31%, y una diferencia mínima de 0.0026 y máxima de 0.0121. Se observa que el C_D del perfil mejorado se desvía del original, hasta que a partir del ángulo de 9° existe menos diferencia entre conjunto de datos.

En la figura 5.18 se muestra una comparación entre los valores de C_L del PA MH 70 base y del PA MH 70 mejorado para ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de CFD. Se observan valores de C_L más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 31.953% y una diferencia mínima de 0.1425 y máxima de 0.2349. Se observa un incremento más alto

en el mejoramiento de C_L en comparación de los demás resultados, sin embargo, a partir del ángulo de 8° inicia una pérdida.

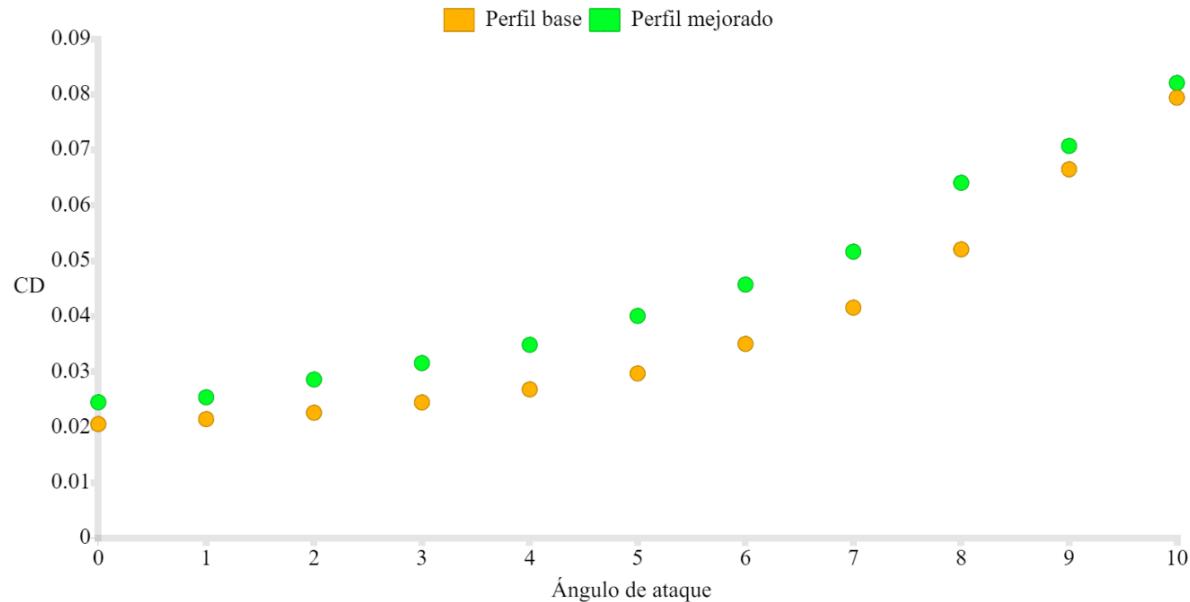


Figura 5.17. C_D obtenidos de CFD del PA eppler 68.

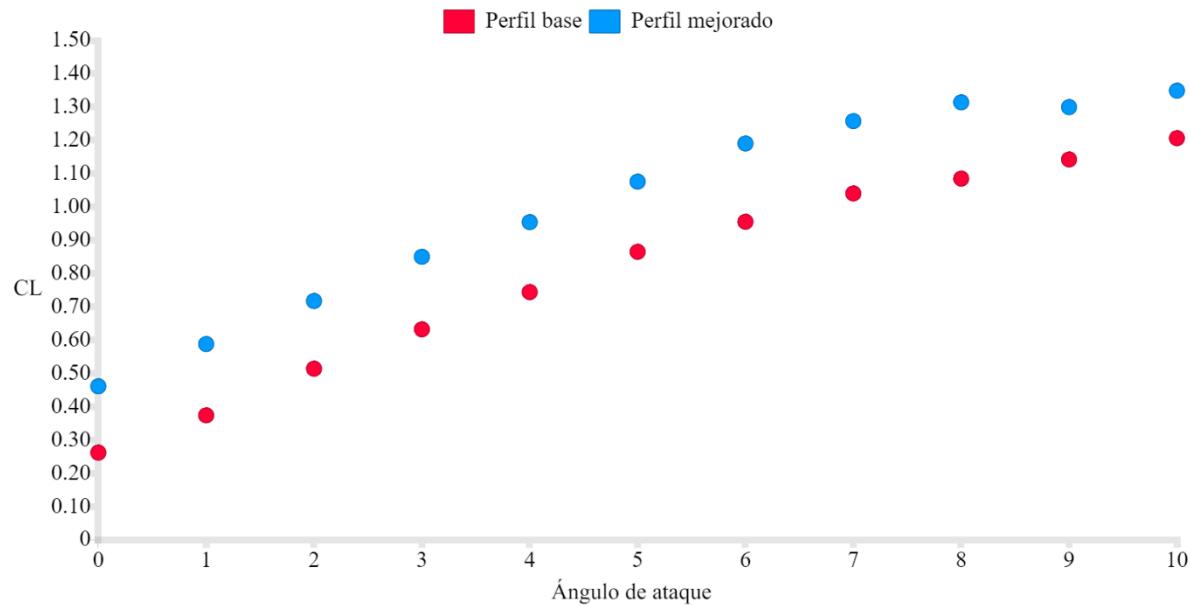


Figura 5.18. C_L obtenido de CFD del PA MH 70.

En la figura 5.19 se muestra una comparación entre los valores de C_D del PA MH 70 base y del PA MH 70 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de CFD. Se observan

valores de C_D más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 18.68%, y una diferencia mínima de 0.0019 y máxima de 0.0176. Se observa que conforme aumenta el ángulo de ataque, el C_D se hace un mayor desvío entre los dos conjuntos de datos.

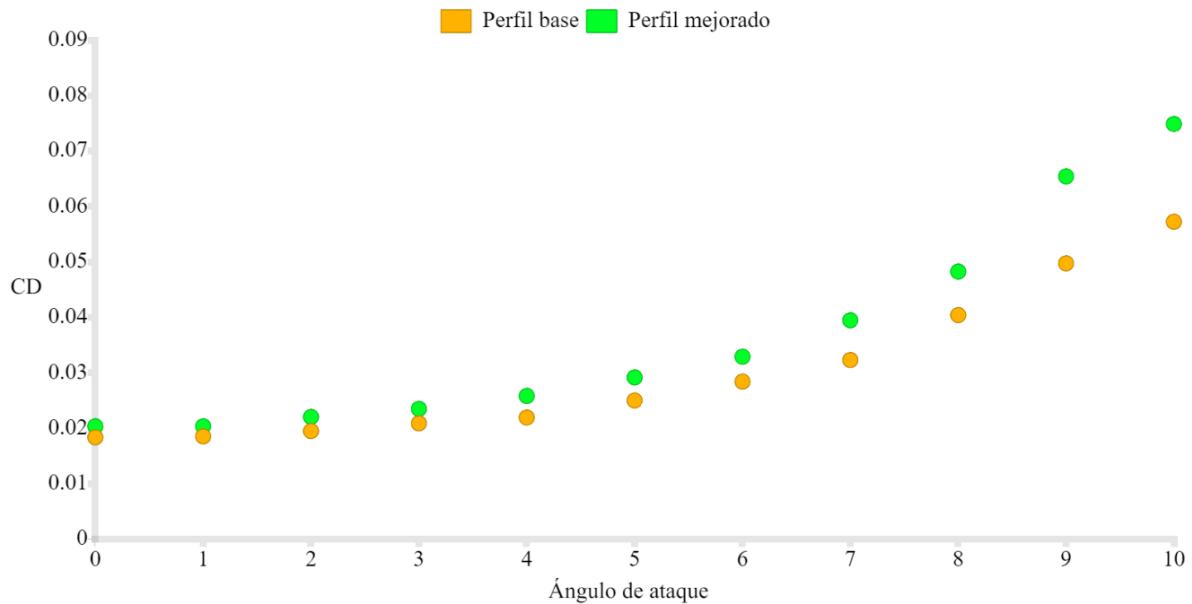


Figura 5.19. C_D obtenido de CFD del PA MH 70.

En la figura 5.20 se muestra una comparación entre los valores de C_L del PA FX 60-126 base y del PA FX 60-126 mejorado para ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de CFD. Se observan valores de C_L más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 1.38%, y una diferencia mínima de 0.0471 y máxima de 0.0651. Se observa que, para este caso, el mejoramiento de C_L es el menor que los demás, donde incluso, en el ángulo de 7° el C_L del perfil mejorado es menor que el perfil base.

En la figura 5.21 se muestra una comparación entre los valores de C_D del PA FX 60-126 base y del PA FX 60-126 mejorado contra ángulos de ataque de 0° a 10° , obtenidos de CFD. Se observan valores de C_D más altos por parte del PA mejorado, con un incremento promedio de 10.82%, y una diferencia mínima de 0.0001 y máxima de 0.0058. Se observa que en el ángulo de 10 grados los datos son considerablemente similares en comparación con los otros ángulos evaluados.

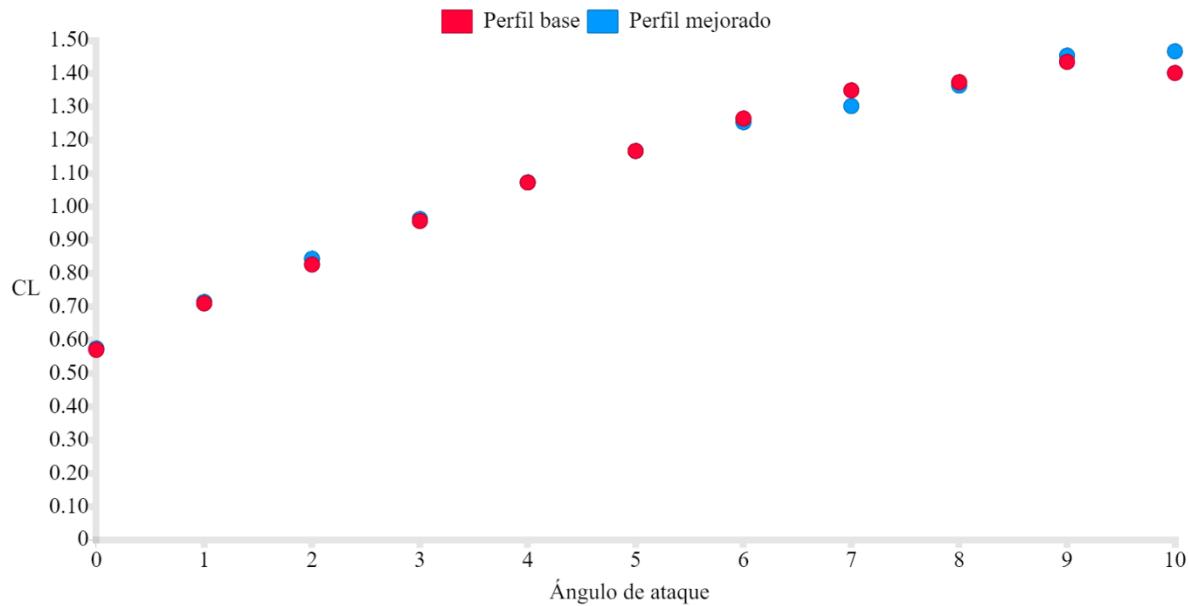


Figura 5.20. C_L obtenido de CFD del PA FX 60-126.

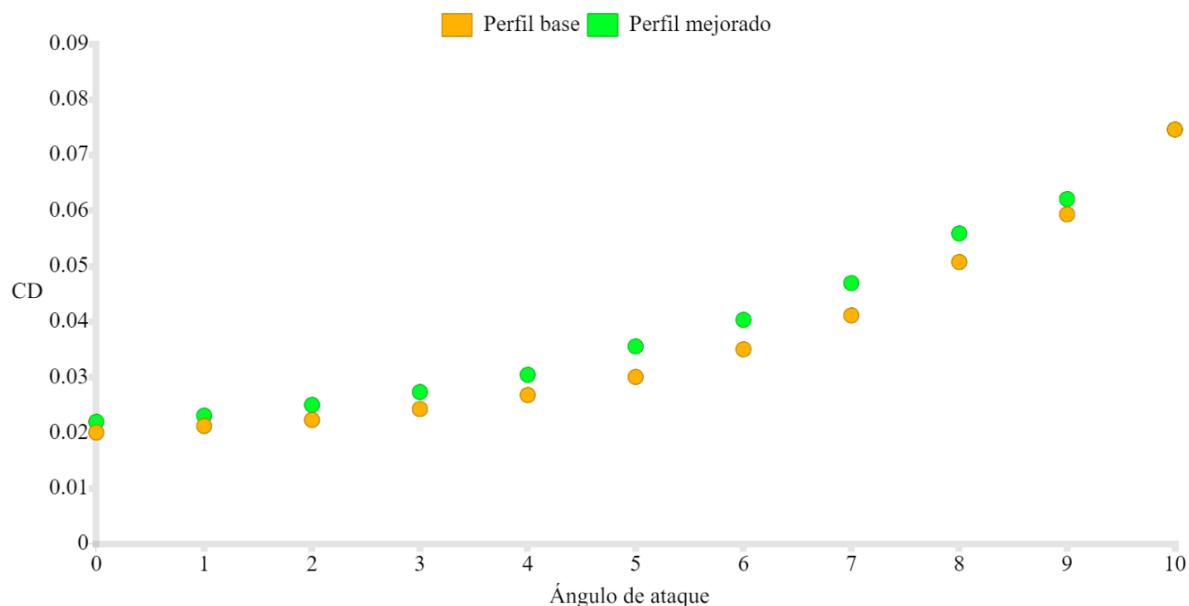


Figura 5.21. C_D obtenido de CFD del PA FX 60-126.

5.5 Conclusiones

El presente trabajo de investigación tuvo como objetivo desarrollar un algoritmo genético que utilice el método de parametrización IGP, con la finalidad de modificar la geometría de

perfles aerodinámicos para aumentar el coeficiente de sustentación, delimitando el estudio para vehículos aéreos no tripulados.

Se seleccionaron perfles aerodinámicos que cumplieran con un gran desempeño, en el número de Reynolds delimitado por VANTs de relevancia dentro de la industria. Dichos perfles fueron el Eppler 68, el MH 70 y el FX 60-126 por pertenecer a diferentes familias y para determinar la aplicabilidad del mecanismo de optimización de perfles, ya que el ajuste del perfil parametrizado en ciertas familias no era el adecuado.

Para el diseño de los nuevos perfles aerodinámicos se desarrolló un algoritmo genético que opera con la parametrización IGP para la descripción geométrica de los perfles aerodinámicos, y que realiza el análisis aerodinámico mediante XFOIL en el entorno de MATLAB. Mediante el algoritmo implementado, el cual es un método estocástico, se generaron nuevos perfles aerodinámicos los cuales superan en C_L a los perfles aerodinámicos base, se aplicó el método a 3 perfles de manera exitosa.

Posteriormente, se utilizó CFD para hacer simulaciones numéricas de los 6 perfles, en ángulos de ataque de 0° a 10° . Las simulaciones modelaron el flujo de aire a través de una zona de pruebas de un túnel de viento a una velocidad del flujo del aire a 22 m/s, utilizando propiedades a nivel de mar y el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras.

Para la interpretación de resultados se generaron gráficas comparando los valores de C_L obtenidos de las simulaciones de los perfles originales y perfles mejorados. Se demostró que, de acuerdo con el objetivo de este trabajo, se logró un aumento en el promedio de C_L de 17.243% en el PA eppler 68, 14.967% en el PA MH 70 y 7.652% en el PA FX 60-126, en los perfles aerodinámicos mejorados respecto a los originales. Para los seis perfles evaluados, se obtuvo un 5.992%, de error en el cálculo del coeficiente de sustentación entre XFOIL Y CFD.

El trabajo de investigación presente es aplicable en la fase temprana del diseño de una aeronave, debido a que toma valores de operación de vuelo deseada como inicio de diseño. Al ser un método que modifica la geometría de un PA base para aumentar la sustentación, hay que considerar que cualquier cambio de forma también impactará en el arrastre. Si bien, los perfles generados producirán mayor sustentación que los perfles base, al mismo tiempo desarrollarán menos velocidad.

Es posible parametrizar perfiles aerodinámicos mediante el método IGP y utilizar algoritmos genéticos para el mejoramiento de las características aerodinámicas, el cual abre una nueva línea de investigación para procesos de diseño de perfiles aerodinámicos. Además, se aproxima a la posibilidad de no depender de los limitados perfiles aerodinámicos que se encuentren en bases de datos, sino generar nuevas geometrías que cumplan con las características aerodinámicas para la aplicación que se requiera.

5.6 Trabajos futuros

Respecto a trabajos futuros que se pueden realizar a partir de este, se encuentran las siguientes posibilidades:

- Diseño de una nueva malla para obtener cálculos más cercanos a la realidad.
- Ampliar el rango de ángulos de ataque con el fin de resultados que abarquen más ángulos de operación.
- Cambiar la función objetivo para mejorar la eficiencia aerodinámica y coeficiente de momento
- Construcción de los 6 perfiles mediante CNC, para su posterior estudio en un túnel de viento, para validación de resultados de resultados.

BIBLIOGRAFÍA

- Almeida, O., Carnevalli de Miranda, F., Ferreira Neto, O., & Guimaraes Saad, F. (2018). Low Subsonic Wind Tunnel – Design and Construction. *Journal of Aerospace Technology and Management*.
- Anderson, J. D. (2011). *Fundamentals of Aerodynamics. 5th ed.* New York: McGraw-Hill.
- Arias, M. (2007). Diseño de perfiles aerodinámicos para aplicaciones a bajo número de Reynolds mediante el uso de algoritmos evolutivos. *Congreso iberoamericano de ingeniería mecánica*, 1-10.
- Bagul, P., Rana, Z., Jenkins, K., & Konozsy, L. (2020). Computational engineering analysis of external geometrical modifications on MQ-1 unmanned combat aerial vehicle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1154-1165.
- Barlow, J. B., Rae, W. H., & Pope, A. (1999). *Low-speed Wind Tunnel Testing.* New York: John Wiley & Sons.
- Bernal, A., & Orrego, S. (2007). *Diseño para el ala de un vehículo aereo no tripulado.* Medellín: Universidad EAFIT.
- Biber, K., & Ol, M. (2004). Some examples of airfoil design for future unmanned air vehicle concepts. *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.* Reno: AIAA.
- Bradshaw, P., & Pankhurst, R. (1964). The design of low-speed wind tunnels. *Progress in Aerospace Sciences*, 1-69.
- Braibant, V., & Fleury, C. (1984). SHAPE OPTIMAL DESIGN USING B-SPLINES. *Computer Methods in Applied*, 247-267.
- Branley N., & Jones P., W. (2001). Large Eddy Simulation of a Turbulent Non-Premixed Flame. *Combustion and Flame*, pgs. 1914-1934.
- Cabrera P., R., Pestana A., L., & Wellesley- Bourke F., J. (2008). Obtención de modelo matemático para el desarrollo del perfil del ala de un aeronave. *CID mecatronics, Centro de Investigación y Desarrollo*, 13-20.

- Canal, M., & Alfaro, D. (2015). New Airfoil Family Design for Large Wind Turbine Blades. *33rd Wind Energy Symposium*. Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Carmona, A. (2000). *Aerodinámica y actuaciones del avión*. Madrid, España: Editorial Parainfo.
- Cengel, Y. A., & Cimbala, J. M. (2010). *Fluid Mechanics. Fundamentals and Applications*. 2th ed. New York: McGraw-Hill.
- Cengel, Y., & Ghajar, A. (2011). *Transferencia de calor y masa. Fundamentos y Aplicaciones*. México DF: McGraw-Hill/Interamericana editores.
- Chan, Y. (1997). Applications of Genetic Algorithms to aerodynamics symposium. *Annual Conference of Canada Aeronautics an Space Institute*, (págs. 403-412). Toronto.
- Chatlynne, E., Rumigny, N., Amitay, M., & Glezer, A. (2000). Virtual Aero-Shaping of a Clark-Y airfoil using synthetic Jet actuators. *38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*.
- Claramunt, K., Cònsul, R., Carbonell, D., & Pérez Segarra, C. (2006). Analysis of the Laminar Flamelet Concept for Nonpremixed Laminar Flames. *Combustion and Flame*, 145, pgs. 845-862.
- Dahl, K., & Fuglsang, P. (1998). Design of the wind turbine airfoil family RISØ-A-XX. *Denmark. Forskningscenter Risoe*.
- Dash, A. (2016). CFD Analysis of Wind Turbine Airfoil at Various Angles of Attack. *Journal of Mechanical and Civil Engineering*, 18-24.
- Delnero, J., Marañon di Leo, J., Martínez, M., Bachhi, F., Colman, J., Scarabino, A., & Boldes, U. (2007). Effects of Turbulators on an airfoil at low Reynolds number in turbulent flow. *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada: AIAA.
- Doosttalab, M., & Frommann, O. (2019). Multidisciplinary Design and Verification of the HB Flatback airfoil Family. *AIAA JOURNAL*, No 11.
- Dulikravich, G. (1991). Aeroynamic Shape Design and optimization. *AIAA*, paper 91.

- Ebrahimi, M., & Jahangirian, A. (2014). Algorithm, Aerodynamic Optimization of Airfoils Using Adaptive Parameterization and Genetic. *J Optim Theory Appl*, 257-271.
- Ekaterinaris, J. (2002). Numerical Investigations of Dynamic Stall Active Control for Incompressible and Compressible Flows. *Journal of Aircraft*, 71-78.
- Escárpita, A., Martínez, O., Elizalde, H., & Ramírez, R. (2008). Prototipo de perfil aerodinámico de geometría variable actuado mediante actuador de aleación con memoria de forma. *SOMIM*.
- Estévez Valencia, P. (1997). Optimización mediante algoritmos genéticos. *Anales del Instituto de Ingenieros de Chile*, 83-92.
- FLUENT.INC. (2006). *FLUENT 6.3 User's Guide*. Woodmore: FLUENT.INC.
- Fuglsang, P., Bak, C., Gaunaa, M., & Antoniou, I. (2004). Design and Verification of the Risø-B1 Airfoil Family for Wind Turbines. *Transactions of the ASME*.
- García, M. (2010). *Diseño de un UAV ligero de propulsión eléctrica*. Sevilla: Universidad de Sevilla.
- Haluani, M. (2014). La tecnología aviónica militar en los conflictos asimétricos: historia, tipos y funciones de los drones letales. *Cuestiones Públicas*, 46-89.
- Hernández Rivera, R., Hernández Guerrero, A., & Rubio Arana, C. (2008). Efecto de aletas sobre la generación de vórtices en un avión modificado. *SOMIM*.
- Hicks, R. M., & Henne, P. A. (1978). Wing design by numerical optimization. *Journal of Aircraft*, 407-412.
- Holland, J. (1973). Genetic Algorithms and the Optimal Allocations of Trials. *Journal of Computing*, 88-105.
- Huang, K., Meng, Z., & Huang, J. (2012). A Multi-Point Approach to Airfoil Shape Optimization. *Advanced Materials Research*, 591-593.
- Huang, Y., & Yang, V. (2009). Dynamics and Stability of Lean-premixed Swirl-stabilized Combustion. *Progress in Energy and Combustion Science*, pgs. 293-364.

Incopera, F. P., & DeWitt, D. P. (1999). *Fundamentos de Transferencia de Calor*. Edo. de México: PRENTICE HALL.

Jiang H.B., L. Y. (2015). Methods of constructing analytic functions to generate airfoil profiles. *EAME* (pág. 3). Tianjin, China: National natural science foundation of China.

Jiang, H., Cheng, Z., & Zhao, Y. (2013). Function Airfoil and its Pressure Distribution and Lift Coefficient. *Applied Mechanics and Materials*, 351-356.

Kandwal, S., & Singh, S. (2012). Computational Fluid Dynamics Study Of Fluid Flow And Aerodynamic. *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, 1-8.

Kontogiannis, S., & Ekaterinaris, J. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace Science and Technology*, 339–350.

Korchenko, A. G., & Illyash, O. S. (2013). The Generalized Classification of Unmanned Air Vehicles. *IEEE*, 28-34.

Kulfan, B. M. (2007). A Universal Parametric Geometry Representation Method – CST. *AIAA*, 1-36.

Kulfan, B. M., & Bussoletti, J. E. (2006). Fundamental parametric geometry representations for aircraft component shapes. *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference* (págs. 1-45). Seattle, Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Kumar, N. M., Maurya, M., Tyagi, A., & D., P. S. (2018). Design & Fabrication of Low Speed Wind Tunnel and Flow Analysis. *International Journal of Engineering & Technology*, 381- 387.

Lakshmi, G., Balmuralidharan, P., Sankar, G., Selvaraj, K., & Balachandran, N. (2018). High Lift Two-Element Airfoil Design for MALE UAV Using CFD. *Annual CFD Symposium*. Bangalore: Scientists, Aerodynamics Division.

Lee, D., Gonzales, L., & Periaux, J. (2008). Robust evolutionary algorithms for UAV/UCAV aerodynamic and RCS design optimization. *ELSEVIER*, 547-564.

- Masters, D. A., Taylory, N. J., Rendall, T. C., Allen, C. B., & Poole, D. J. (2015). Review of Aerofoil Parameterisation Methods. *Aerospace Sciences Meeting*, 5-9.
- Mataix, C. (1986). *Mecánica de Fluidos y Máquinas Hidráulicas*. Madrid: Ediciones del Castillo.
- MATLAB. (2018). *R2018a*. Natick, Massachusetts: The MathWorks Inc.
- Mauclère, X. (2009). *Automatic 2D airfoil Generation, evaluation and optimization using MATLAB y XFOIL*. Technical University of Denmark.
- McGhee, R., Baesley, W., & Whitcomb, R. (1979). *NASA Low and Medium Speed Airfoil Development*. Washington: NASA Langley Research Center Hampton.
- Méndez, B., Mundate, X., & San Miguel, U. (2014). Airfoil family design for large offshore wind turbine blades. *The Science of Making Torque from Wind 2014*. Journal of Physics: Conference Series.
- Metri, N. (2010). *Prueba de drones para operaciones posteriores a la ocurrencia de desastres en Filipinas*. Reston: Internet Society Foundation.
- Meza, J. (2010). Steepest Descent. *U.S. Department of Energy Office of Scientific and Technical Information*, 1-7.
- Miller, M., Slew, K., & MatidaEdgar. (2018). The development of a flatback wind turbine airfoil family. *Mechanical and Aerospace Engineering*, 1-11.
- MIT. (2013). XFOIL Subsonic Airfoil Development System. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- Mohammad, A. D., Doosttalab, M., & Ashrafizadeh, A. (2012). Numerical Investigation of Aerodinamical Performance Of Damaged Low-Reynolds Airfoils for UAV Application. *The Thermal and Fluids Analysis Workshop*.
- Morales, Ó. A., Gómez, A., & Vázquez, R. (2007). Medición de perfiles de velocidad en Túnel de viento. *Revista Iberoamericana de Producción Académica y Gestión Educativa*.
- Mott, R. (1996). *Mecánica de fluidos aplicada*. Edo. de México: Pearson.

- Mozaffari, M., Saad, W., Bennis, M., Nam, Y.-H., & Debbah, M. (2019). *A Tutorial on UAVs for Wireless Networks: Applications, Challenges, and Open Problems*. Virginia: Electrical and Computer Engineering Department, Virginia Tech.
- Mukesh, R., Lingadurai, K., & Selvakumar, U. (7 de May de 2014). Airfoil shape optimization using non-traditional. *Journal of King Saud University – Engineering Sciences*, págs. 191-197.
- Obayashi, S., Takanashi, S., & Matsushima, K. (1995). Genetic Optimization of Target pressure Distributions for Inverse Design Methods. *AIAA*, Paper 94-078.
- Ojeda, W., González, A., Mauricio, A., & Flores, J. (2017). Aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados en la ingeniería hidroagrícola. *Tecnología y Ciencias del Agua*, 157-166.
- Olivos, D. (2017). *Diseño del perfil aerodinámico de un dron*. Ciudad de México: Universidad Nacional Autónoma de México.
- Panagiotou, P., Kaparos, P., & Yakinthos, K. (2014). Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD. *Aerospace Science and Technology*, 190-205.
- Páneque, J., Vargas, N., & Morales, M. (2016). Uso comunitario de pequeños vehículos. *Revista Teknokultura*, 655-679.
- Pavón Rojas, C., Flórez S, E., & Serrano Rico, J. (2019). Diseño del álate de un aerogenerador horizontal de baja potencia. *Revista de la Facultad de Ciencias Básicas*, 219-229.
- Pazireh, S., & Defoe, J. (2021). A New Loss Generation Body Force Model for Fan/Compressor Blade Rows: An Artificial-Neural-Network Based Methodology. *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*, 1-23.
- Piccirillo, A. (2000). The Clark Y Airfoil: A Historical Retrospective. *AIAA*, 1-21.
- Pinzón, S. (2013). El perfil alar y su nomenclatura NACA. *Ciencia Poder Aéreo*, 26-32.
- Poloni, C. (1995). Hybrid GA fro multi objective aerodynamic shape optimization. *Genetic Algorithms in Engineering and computer sciencies* , 398-415.

- Pons-Prats, J., Bugeda, G., Zárate, F., & Oñate, E. (2012). Optimización robusta en aplicaciones aeronáuticas con la combinación de cálculo estocástico y algoritmos evolutivos. *Revista Internacional de Métodos Numéricos para cálculo y diseño de ingeniería*, 18-32.
- Potter, M. C., Wiggert, D. C., & Ramadan, B. H. (2012). *Mechanics of Fluids*. Boston: Cengage Learning.
- Prabhakar, A., & Ohri, A. (2013). CFD Analysis on MAV NACA 2412 Wing in High Lift Take-Off Configuration for Enhanced Lift Generation. *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*, 1-8.
- Ray, T., & Tsai, H. (2004). Swarm Algorithm for Single- and Multiobjective. *AIAA JOURNAL*, 1-8.
- Raymer, D. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Robles, A. (2015). *Diseño de perfiles aerodinámicos mediante metodología inversa*. Sevilla: Universidad de Sevilla.
- Ruge, I. A., & Alvis, M. A. (2009). Aplicación de los algoritmos genéticos para el diseño de un controlador PID adaptativo. *Tecnura*, 81-87.
- Ruiz, L. M. (2007). *Aerodinámica del Vuelo: Aves y Aeronaves*. Madrid: Centro de documentación y Publicaciones de AENA.
- Rusnell, M., Gano, S., Pérez, V., Renaud, J., & Batill, S. (2004). Morphing UAV Pareto Curve Shift for Enhanced Performance. *Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*. California: AIAA.
- Sánchez, G., Mulero, M., & Saumeth, E. (2013). *Vehículos aereos no tripulados en Latinoamérica*. Madrid: IDS.
- Secanell, M., & Suleman, A. (2006). Design of a Morphing Airfoil Using Aerodynamic Shape Optimization. *AIAA JOURNAL*, No 7.
- Selig, M. S. (2003). Low Reynolds Number Airfoil Design Lecture Notes. *NATO Research and Technology Organization*.

- Selig, M., & Guglielmo, J. (1997). High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design. *Journal of aircraft*, 1-8.
- Shames, I. H. (1995). *Mecánica de Fluidos*. Santafé de Bogotá: McGRAW-HILL INTERAMERICANA.
- Shinde, P., Ohol, D., & Tripathi, D. (2021). Production Design Analysis for Airfoil Shape Optimization. *Recent Advances in Renewable Energy Sources*.
- Sobieczky, H. R. (1999). Parametric airfoils and wings. Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies. *Springer*, 71-87.
- Song, W., & Keane, A. J. (2017). *A Study of Shape Parameterisation Methods for*. Highfield, Southampton: University of Southampton.
- Spalart, P., & Allmaras, S. (1992). A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamics Flows. *Recherche Aerospaciale*, 5-21. .
- Srinivas, G., & Madhu, B. (2014). Aerodynamic performance comparation of airfoils by varying angle of attack using fluent and gambit. *Applied Mechanics and Materials Vols*, 592-594.
- Sripawadkul, V., Padulo, M., & Guenov, M. (2010). A Comparison of Airfoil Shape Parameterization Techniques for Early Design Optimization. *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference* (págs. 1-9). Texas: AIAA.
- Tangler, J., & Somers, D. (1995). *NREL Airfoil Families for HA WTs*. Colorado: National Renewable Energy Laboratory.
- Tejeda, d. C., Osvaldo, V. Z., Manuel, W. R., Felipe, M. U., Leonardo, H. M., & Leobardo, O. R. (2015). Alineamiento de flama usando placas perforadas Tándem en una cámara de combustión de Gas LP. *Ingeniería Mecánica Tecnología y Desarrollo*, 293-302.
- Thomas, G. B. (2010). *Cálculo, varias variables*. México: Pearson Educación.
- Traub, L., & Coffman, C. (2019). Efficient Low-Reynolds-Number Airfoils. *Journal Of Aircraft*.

Upadhyaya, A., & Rao, K. (2021). *Aerodynamic optimization of pylons to improve rear wing performance using passive and active systems*. Göteborg, Sweden: Chalmers University Of Technology.

Vecchia, P., Daniele, E., & D'Amato, E. (2014). An airfoil shape optimization technique coupling PARSEC parameterization and evolutionary algorithm. *Aerospace Scienceand Technology*, 103 - 110.

Versteeg, H., & Malalasekera, W. (2007). *An introduction to computational fluid dynamics*. Harlow, Inglaterra: Pearson.

Veynante , D., & Vervisch, L. (2002). Turbulent Combustion Modeling. *Progress in Energy and Combustion Science*(28), pgs. 193-266.

Vílchez, L. (2019). *Sobrevolando los Riesgos: Uso de drones en la gestión de riesgo de desastres naturales*. Lima: Universidad continental.

Wayman, T. R. (1994). Low Reynolds Number Airfoil Design Using The eppler Method. *32nd Aerospace Scences*. Reno: AIAA.

Wickramasinghe, U., Carrese, R., & Li, X. (2010). Designing Airfoils using a Reference Point based Evolutionary Many-objective Particle Swarm Optimization Algorithm. *IEEE*.

Xiaoqiang, L., Jun, H., Lei, S., & Jing, L. (2018). An improved geometric parameter airfoil parameterizationmethod. *Elsevier*, 241-247.

Xu, X., Zhou, Z., Fan, R., & Wang, J. (2010). Investigation of Active Flow Control on Aerodynamic Performance of HALE UAV Airfoil. *Second International Conference on Computer Modeling and Simulation, Sanya, Hainan*, 123-126.

Yu, J., Saeed, F., & Paraschivoiu, I. (2003). Efficient Optimized Airfoil Parametrization. *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (págs. 1-9). Reno, Nevada: AIAA.

Zanoun, E. (2017). Flow characteristics in low-speed wind tunnel contractions: Simulation and Testing. *Alexandria Engineering Journal*.

Zhu, Z., & Chan, Y. (1998). A new genetic algorith for aerodynamic design based on "Geometric concept". *AIAA*, 1-9.

Ziemkiewicz, D. (2017). Simple Parametric Model for Airfoil Shape Description. *AIAA Journal*, 1-4.

APÉNDICE A: Código desarrollado

RUN

```
%% Script para la ejecución del código
clc, clear, close all

%% Variables iniciales
%lectura de las coorrdenadas del PA base
OriginalFile='fx 60-126.txt';
fid=fopen(OriginalFile);
coord=textscan(fid, '%f %f');
xcoord=coord{1};
ycoord=coord{2};
fclose(fid);
%propiedades del flujo para el análisis con XFOIL
Re=225964.226;
Mach=0.06465;
alfa='0 10 1';

%% Llamado de funciones
%función que obtiene los parámetros de IGP
[C, XC, T, XT, bXC, rho0, alphate, betate, xeff, ycurv, ycfit, ylfif,
t, yufit]=Get_Parameters(xcoord, ycoord);
%parámetros de IGP del perfil original
IGP0=[C XC T XT bXC rho0 alphate betate];
%función que obtiene el intradós y extradós del PA
construido con parametrización
[yuparametric, ylparametric]=Get_Airfoilcurves(C, XC, T, XT,
bXC, rho0, alphate, betate);
%algoritmo genético
[clori, cdori, cmori, cloriave, clfitt, cdfitt, cmfitt, clfitte
ve, IGPfitt, yufitt, ylfitt, clave, pop, realgen, clavebygen]=
Genetic_Alg(IGP0, OriginalFile, alfa, Re, Mach);
```

```

%% Resultados
%vectores de x para las gráficas
data_pts=0:0.01:1;
xalpha=0:1:10;
efiori=clori./cdori;
efifitt=clfitt./cdfitt;

%ajuste con curvas de polinomios del PA base
figure(1);
%perfil original construido con coordenadas
p1=plot(xcoord,ycoord,'k');
hold on
%PA con polinomios ajustados
p2=plot(xeff,yufit,'g');
hold on
plot(xeff,ylfit,'g');
hold on
%curvatura del PA base con coordenadas
p3=plot(xeff,yclrv,'c');
hold on
%curvatura del PA con polimios ajustados
p4=plot(xeff,ycfite,'m');
title('Ajuste de perfil base')
legend([p1 p2 p3 p4],{'Perfil por coordenadas','Perfil de ajuste','Curvatura por coordenadas','Curvatura de ajuste'})
axis([0 1 -0.5 0.5])

%PA base y parametrizado
figure(2);
%PA base construido con coordenadas

```

```

p5=plot(xcoord,ycoord,'k');
hold on
%PA orginal construido con la parametrización
p6=plot(data_pts,yuparametric,'b');
hold on
plot(data_pts,ylparametric,'b');
title('Similitud entre perfil base y perfil
parametrizado')
legend([p5 p6],{'Perfil base','Perfil parametrizado'})
axis([0 1 -0.5 0.5])

%PA base y mejorado
figure(3);
%PA base
p7=plot(xcoord,ycoord,'k');
hold on
%PA mejorado
p8=plot(data_pts,yufitt,'r');
hold on
plot(data_pts,ylfitt,'r');
title('Similitud entre perfil base y perfil mejorado')
legend([p7 p8],{'Perfil base','Perfil mejorado'})
axis([0 1 -0.5 0.5])

%gráfica del cl
figure(4);
plot(xalpha,clori,'-ok')
hold on
plot(xalpha,clfitt,'-or')
title('Coeficientes de sustentación')
ylabel('Cl')

```

```

xlabel('Ángulos de ataque')
yticks(0.2:0.2:2)
xticks(0:1:10)
legend('Perfil base','Perfil mejorado')
axis ([0 10 0 2])
grid on

%gráfica del cd
figure(5);
plot(xalpha,cdori,'-ok')
hold on
plot(xalpha,cdfitt,'-or')
title('Coeficientes de arrastre')
ylabel('Cd')
xlabel('Ángulos de ataque')
yticks(0:0.01:0.1)
xticks(0:1:10)
legend('Perfil base','Perfil mejorado')
axis ([0 10 0 0.1])
grid on

%gráfica de cl/cd
figure(6);
plot(xalpha,efiori,'-ok')
hold on
plot(xalpha,efifitt,'-or')
title('Eficiencia aerodinámica')
ylabel('Cl/Cd')
xlabel('Ángulos de ataque')
yticks(0:20:200)
xticks(0:1:10)

```

```

legend('Perfil base','Perfil mejorado')
axis ([0 10 0 200])
grid on

%% Impresión del nuevo PA
%obtención de la información sobre las coordenadas de
las cruyas
figure(7);
plot(data_pts,yufitt,data_pts,ylfitt);
cData=get(gca, 'Children');
xdata=get(cData, 'XData');
xdata1=xdata{1};
xdata2=xdata{2};
ydata=get(cData, 'YData');
ydata1=ydata{1};
ydata2=ydata{2};
close

%organización de las coordenadas
xcon=[fliplr(xdata2) xdata1];
ycon=[fliplr(ydata2) ydata1];
xcoord2=transpose(xcon);
ycoord2=transpose(ycon);
%generación del archivo
fid=fopen('Perfil mejorado.txt','w');
for i=1:length(xcoord2)
    fprintf(fid, '%f %f\n', xcoord2(i), ycoord2(i));
end
fclose(fid);

%final del código

```

Get_Parameters

```
%% Obtención de los parámetros IGP
function
[C,XC,T,XT,bXC,rho0,alphaTE,betaTE,xeff,ycurv,ycfit,ylfi
t,yufit]=Get_Parameters(xcoord,ycoord)

%% Preparación de vectores
pts=300;
k=length(xcoord)/2;
%vector con las coordenadas de x que describen el
extradós
xup=zeros([1, (k)]);
i=1;
while i<=(k)
    xup(i)=xcoord(i);
    i=i+1;
end
%vector con las coordenadas de x que describen el
intradós
xlow=zeros([1, k]);
i=1;
while i<=(k)
    xlow(i)=xcoord(i+(k));
    i=i+1;
end
%vector con las coordenadas de y que describen el
extradós
yup=zeros([1, k]);
i=1;
while i<=(k)
    yup(i)=ycoord(i);
    i=i+1;
end
```

```

%vector con las coordenadas de x que describen el
intradós
ylow=zeros([1,k]);
i=1;
while i<=(k)
    ylow(i)=ycoord(i+(k));
    i=i+1;
end
%vector de x que se utiliza para definir las curvas
xeff=linspace(0,1,pts);
%ajuste del extradós
coefup=polyfit(xup,yup,12);
yupfix=polyval(coefup,xeff);
%ajuste del intradós
coeflow=polyfit(xlow,ylow,12);
ylowfix=polyval(coeflow,xeff);
%construcción de la linea de curvatura
ycurv=zeros([1,pts]);
i=1;
while i<=(pts)
    ycurv(i)=yupfix(i)-(yupfix(i)-ylowfix(i))/2;
    i=i+1;
end

%% Obtención de C XC T XT
%obtención de C y XC
[C,I]=max(ycurv);
XC=xeff(I);
%obtención de T y XT
Tv=abs(yupfix-ylowfix);
[T,I]=max(Tv);

```

```

XT=xeff(I);

%% Obtención de bXC
%función que describe la curvatura del PA
coefcurv=polyfit(xeff,ycurv,12);
%ecuación de curvatura
syms x
yc=(coefcurv(1)*x^12)+(coefcurv(2)*x^11)+(coefcurv(3)*x^10)+(coefcurv(4)*x^9)+(coefcurv(5)*x^8)+(coefcurv(6)*x^7)+(coefcurv(7)*x^6)+(coefcurv(8)*x^5)+(coefcurv(9)*x^4)+(coefcurv(10)*x^3)+(coefcurv(11)*x^2)+(coefcurv(12)*x)+(coefcurv(13));
ycp=diff(yc);
ycpp=diff(yc,2);
kcurv=abs(ycpp)/((1+ycp^2)^(3/2));
%obtención de bXC
bXC=double(subs(kcurv,XC));

%% Obtención de rho0 alphate betaTE
%funciones de intradós y extradós
yu=(coefup(1)*x^12)+(coefup(2)*x^11)+(coefup(3)*x^10)+(coefup(4)*x^9)+(coefup(5)*x^8)+(coefup(6)*x^7)+(coefup(7)*x^6)+(coefup(8)*x^5)+(coefup(9)*x^4)+(coefup(10)*x^3)+(coefup(11)*x^2)+(coefup(12)*x)+(coefup(13));
yl=(coeflow(1)*x^12)+(coeflow(2)*x^11)+(coeflow(3)*x^10)+(coeflow(4)*x^9)+(coeflow(5)*x^8)+(coeflow(6)*x^7)+(coeflow(7)*x^6)+(coeflow(8)*x^5)+(coeflow(9)*x^4)+(coeflow(10)*x^3)+(coeflow(11)*x^2)+(coeflow(12)*x)+(coeflow(13));
;
%funcion del grosor en función de x
thick=(yu-yl);
thickp=diff(thick);
thickpp=diff(thick,2);
%obtención de rho0

```

```

rho=abs((1+thickp^2)^(3/2)/(thickpp));
rhovector=abs(double(subs(rho,x,xeff)));
rho0=rhovector(1);
%obtención de aplhaTE
alpha=atan(-ycp/2);
alphaTEv=double(subs(alpha,x,xeff));
alphaTE=alphaTEv(end);
%obtención de betaTE
beta=2*atan(-thickp/2);
betaTEv=double(subs(beta,x,xeff));
betaTE=betaTEv(end);
betaTE=(betaTE)/(atan(T/(1-XT)));

```

```

%% Valores de y de ajuste
ycfit=double(subs(yc,x,xeff));
yufit=double(subs(yu,x,xeff));
ylfit=double(subs(yl,x,xeff));
end

```

Get_Airfoilcurves

```

%% Obtención de curvas del PA a partir de parámetros IGP
function[yu,yl]=Get_Airfoilcurves(C,XC,T,XT,bXC,rho0,alphaTE,betaTE)
%sistema de ecauciones para obtener c1, c2, c3 y c4
ec=@(x) [(3*x(3)*(3*x(5)^2-4*x(5)+1))+(3*x(4)*(-
3*x(5)^2+2*x(5)))-
(3*x(3)*x(5)*(1-x(5))^2)+(3*x(4)*(1-
x(5))*x(5)^2)-C;
(3*x(1)*x(5)*(1-x(5))^2)+(3*x(2)*(1-
x(5))*x(5)^2)+(x(5)^3)-XC;
(x(4)/(1-x(2)))-tan(alphaTE);

```

```

abs(((6*x(3)*(3*x(5)-2))+(6*x(4)*(-3*x(5)+2)))/(((6*x(1)*(3*x(5)-2))+(6*x(2)*(-3*x(5)+2))+(3*x(5)^2))^2)-(bXC));
options=optimoptions('fsolve','MaxFunctionEvaluations',2000,'Display','off');
CB0=[0.5,0.5,0.5,0.5,0.5];
for i=1:2
    CB=fsolve(ec,CB0,options);
    CB0=CB;
end
c1=CB(1);
c2=CB(2);
c3=CB(3);
c4=CB(4);
kc=CB(5);

%% Curvatura
data_pts=0:0.01:1;
mx = [c1 c2];
my = [c3 c4];
syms k X;
finv = solve((3*k*(1-k)^2*mx(1) + 3*(1-k)*k*k*mx(2) + k^3)-X,k);
finv = real(double(subs(finv,X,data_pts)));
if finv(1,2)>0 && finv(1,2)<1
    K = finv(1,:);
elseif finv(2,2)>0 && finv(2,2)<1
    K = finv(2,:);
elseif finv(3,2)>0 && finv(3,2)<1
    K = finv(3,:);
end
fy=@(my,K) (3*K.* (1-K).^2*my(1) + 3*(1-K).*K.*K*my(2));

```

```

yc = fy(my,K);

%% Grosor
rho0 = rho0*T*T/XT/XT;
betaTE = betaTE*atan(T/(1-XT));
syms x;
Pt=[T 0 -tan(betaTE/2) sqrt(2*rho0) 0];
g0=[x^0.5
    x
    x^2
    x^3
    x^4
];
dg0=[

    0.5/x^0.5
    1
    2*x
    3*x^2
    4*x^3
];
k0=[

    1
    0
    0
    0
    0
];
G=[subs(g0,x,XT) subs(dg0,x,XT) subs(dg0,x,1)/2 k0
subs(g0,x,1)];
G=double(G);
g=@(t,K)(t(1)*K.^0.5+t(2)*K+t(3)*K.^2+t(4)*K.^3+t(5)*K.^4);

```

```

t=Pt/G;

%% Obtención de curvas de intradós y extradós
yu=yc+g(t,data_pts)/2;
yl=yc-g(t,data_pts)/2;

end

Genetic_Alg

%% Algoritmo genético para diseño de perfiles
aerodinámicos

function
[clori,cdori,cloriave,clfitt,cdfitt,clfittave,IGPfitt,yu
fitt,ylfitt,clave,pop,realgen,clavebygenv]=Genetic_Alg(I
GP0,OriginalFile,alfa,Re,Mach)

%declaración de variables iniciales
range=[0.005 0.0551 0.0217 0.0485 0.1905 0.0889 0.0694
0.5617];
numgen=100;
popsize=20;
transprob=0.05;
crossprob=0.75;
mutprob=0.2;
newpop=[];
counter=0;
realgen=0;
clavebygenv=[];

%evaluación aerodinámica del PA base
[clori,cdori]=Solver(IGP0,OriginalFile,alfa,Re,Mach,coun
ter);
clori10=clori(end);
cloriave=(sum(clori)/11);

```

```

counter=counter+1;

%ciclo principal
for k=1:numgen
cl10=[];
clave=[];
IGP=[ ];

%evaluación aerodinámica de la población actual
for i=1:length(newpop)
IGP1=newpop(i,:);

[clnew,~]=Solver(IGP1,OriginalFile,alfa,Re,Mach,counter)
;
if ~isempty(clnew)
cl10=[cl10;clnew(end)];
else
cl10=[cl10;0];
end
clnewave=(sum(clnew)/11);
clave=[clave;clnewave];
IGP=[IGP;IGP1];
end

%generación la población inicial
for i=1:popsize-length(newpop)
IGP1=Rand_IGP(IGP0,range);

[clnew,~]=Solver(IGP1,OriginalFile,alfa,Re,Mach,counter)
;
if ~isempty(clnew)
cl10=[cl10;clnew(end)];

```

```

    else
        cl10=[cl10;0];
    end
    clnewave=(sum(clnew)/11);
    clave=[clave;clnewave];
    IGP=[IGP;IGP1];
end

%torneo
pop=IGP;
[clavesort,ind]=sort(clave, 'descend');
clavebygen=clavesort(1);
clavebygenv=[clavebygenv;clavebygen];

%evaluación de las restricción
realgen=realgen+1;
if clave(ind(1))>cloriave && cl10(ind(1))>clori10
    break
end

%proceso de evolución
%operación de trascendencia
ind=ind(1:ceil(transprob*popsize));
if k~=numgen
    newpop=pop(ind,:);
    %operación de cruzamiento
    for i=1:ceil(crossprob*popsize)
        indv1=randi([1,popsize],1);
        indv2=randi([1,popsize],1);
        crossindex=randi([1,8],1);

```

```

        newpop=[newpop;pop(indv1,1:crossindex)
pop(indv2,crossindex+1:end)];

    end

%operación de mutación

for i=1:ceil(mutprob*popsize)

    indv=pop(randi([1,popsize],1),:);

    mutindex=randi([1,8],1);

    IGPmut=Rand_IGP(IGP0,range);

    indv(mutindex)=IGPmut(mutindex);

    newpop=[newpop;indv];

end

end

%reporte de variables durante la ejecución del
algoritmo

fprintf('realgen %d \n',realgen)
fprintf('clroriave %d clfittave %d
\n',cloriave,clave(ind(1)))
fprintf('clori10 %d cl10(ind(1)) %d
\n',clori10,cl10(ind(1)))
fprintf('clavebygenv %d \n',clavebygenv)
end

%selección del individuo mejor adaptado y obtención de
las características aerodinámicas

IGPfitt=pop(ind(1),:);
clfittave=clave(ind(1));
[clfitt,cdfitt]=Solver(IGPfitt,OriginalFile,alfa,Re,Mach
,counter);

%obtención de las curvas del PA seleccionado

C=IGPfitt(1);
XC=IGPfitt(2);

```

```

T=IGPfitt(3);
XT=IGPfitt(4);
bXC=IGPfitt(5);
rho0=IGPfitt(6);
alphaTE=IGPfitt(7);
betaTE=IGPfitt(8);
[yufitt,ylfitt]=Get_Airfoilcurves(C,XC,T,XT,bXC,rho0,alphaTE,betaTE);

end

```

Rand_IGP

```

%% Variación de parámetros para la obtención de un nuevo
PA

function [IGP]=Rand_IGP(IGP,range)
IGP1=2*range(1)*rand+IGP(1)-range(1);
IGP2=2*range(2)*rand+IGP(2)-range(2);
IGP3=2*range(3)*rand+IGP(3)-range(3);
IGP4=2*range(4)*rand+IGP(4)-range(4);
IGP5=2*range(5)*rand+IGP(5)-range(5);
IGP6=2*range(6)*rand+IGP(6)-range(6);
IGP7=2*range(7)*rand+IGP(7)-range(7);
IGP8=2*range(8)*rand+IGP(8)-range(8);
IGP=[IGP1 IGP2 IGP3 IGP4 IGP5 IGP6 IGP7 IGP8];
end

```

Solver

```

%% Análisis aerodinámico

function
[cl,cd]=Solver(IGP1,OriginalFile,alfa,Re,Mach,counter)
%% Conversión de los parámetros IGP a coordenadas en un
archivo de texto
%asignación del vector IGP a la correspondiente variable
if counter==0

```

```

CoordFileName=OriginalFile;
else
    C=IGP1(1);
    XC=IGP1(2);
    T=IGP1(3);
    XT=IGP1(4);
    bXC=IGP1(5);
    rho0=IGP1(6);
    alphaTE=IGP1(7);
    betaTE=IGP1(8);

%generación de las curvas

[yu,yl]=Get_Airfoilcurves(C,XC,T,XT,bXC,rho0,alphaTE,bet
aTE);

%obtención de la información sobre las coordenadas de
las cruvas

figure(1)
data_pts=0:0.01:1;
plot(data_pts,yu,data_pts,yl);
cData=get(gca, 'Children');
xdata=get(cData, 'XData');
xdata1=xdata{1};
xdata2=xdata{2};
ydata=get(cData, 'YData');
ydata1=ydata{1};
ydata2=ydata{2};
close

%organización de las coordenadas
xcon=[fliplr(xdata2) xdata1];
ycon=[fliplr(ydata2) ydata1];
xcoord=transpose(xcon);
ycoord=transpose(ycon);

```

```

%generación del archivo

if
exist('CoordFileName.txt','file'), delete('CoordFileName.
txt'); end

fid=fopen('CoordFileName.txt', 'w');

for i=1:length(xcoord)
    fprintf(fid, '%f %f\n', xcoord(i), ycoord(i));
end

fclose(fid);

CoordFileName='CoordFileName.txt';

end

%% Preparación de la ejecución de XFOIL
%eliminación de archivos existentes

if exist('xfoil.inp','file'), delete('xfoil.inp'); end
if exist('xfoil.out','file'), delete('xfoil.out'); end
if
exist('outputfile.dat','file'), delete('outputfile.dat');
end

%generación del archivo de comandos

fid=fopen('xfoil.inp', 'w');

if (fid<=0)
    error('Unable to create xfoil.inp file');
else

%carga del PA

fprintf(fid, 'load %s \n', CoordFileName);
fprintf(fid, 'DefaultName \n');

%valores de Reynolds y Mach

fprintf(fid, 'OPER \n');
fprintf(fid, 'VISC %g \n', Re);
fprintf(fid, 'MACH %g \n', Mach);

%número de iteraciones

fprintf(fid, 'iter \n');

```

```

        fprintf(fid,'200 \n');

%archivo de salida

        fprintf(fid,'PACC \n');
        fprintf(fid,'outputfile.dat \n');
        fprintf(fid,'\n');

%análisis en los grados indicados

        fprintf(fid,'ASEQ %s \n', alfa);
        fprintf(fid,'\n');

%cerrar el programa

        fprintf(fid,'QUIT \n');
        fclose(fid);

%% Ejecución de xfoil

wd=fileparts(which(CoordFileName));
cmd=sprintf('cd %s && xfoil.exe < xfoil.inp >
xfoil.out', wd);
system(cmd);

%% Lectura del archivo de salida

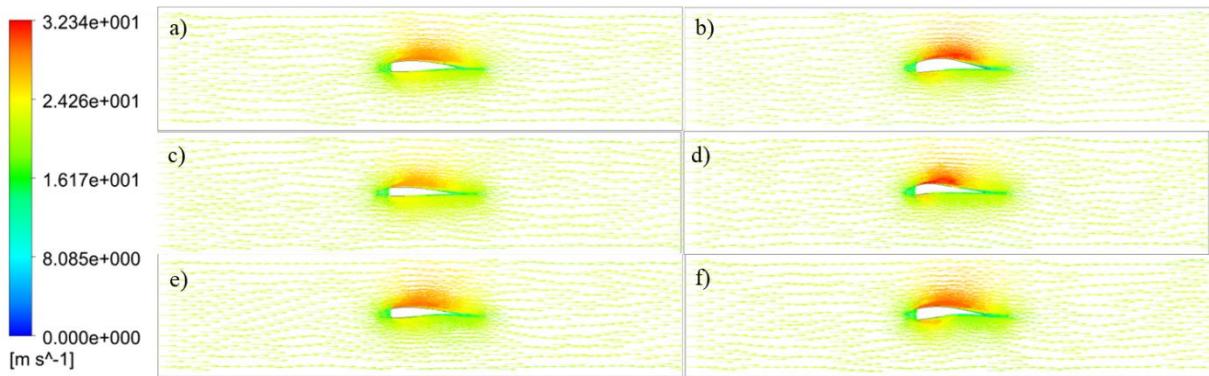
fid=fopen('outputfile.dat', 'r');
if (fid<=0)
    error('Unable to read xfoil polar file
outputfile.dat');
else
    P=textscan(fid, '%f%f%f%f%f%*s%*s%*s',
'Delimiter', ' ', 'MultipleDelimsAsOne', true,
'HeaderLines', 12, 'ReturnOnError', false);
    fclose(fid);
    pol.alpha=P{1} (:,1);
    pol.CL=P{2} (:,1);
    pol.CD=P{3} (:,1);
    pol.CDp=P{4} (:,1);

```

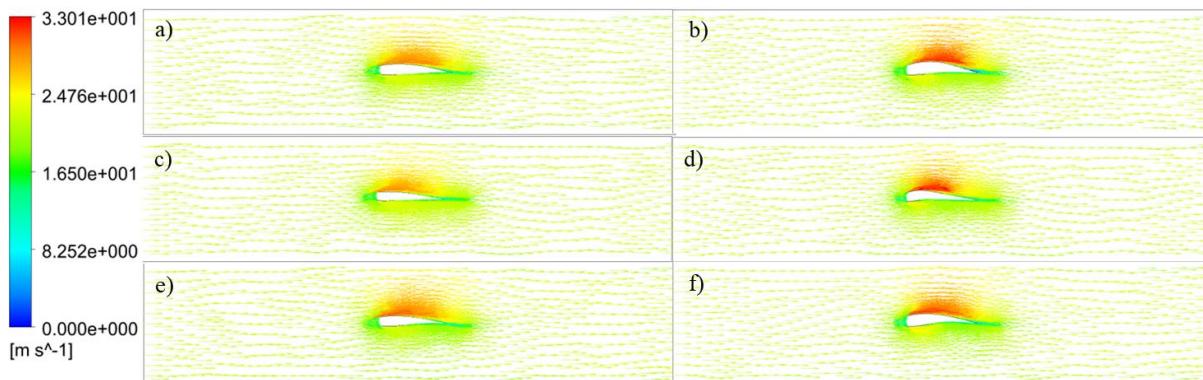
```
pol.Cm=P{5} (:,1);  
pol.Top_xtr=P{6} (:,1);  
pol.Bot_xtr=P{7} (:,1);  
end  
end  
%variables de salida  
cl=pol.CL;  
cd=pol.CD;  
end
```

APÉNDICE B: Vectores de velocidad, contornos de velocidad y contornos de presión de las simulaciones CFD.

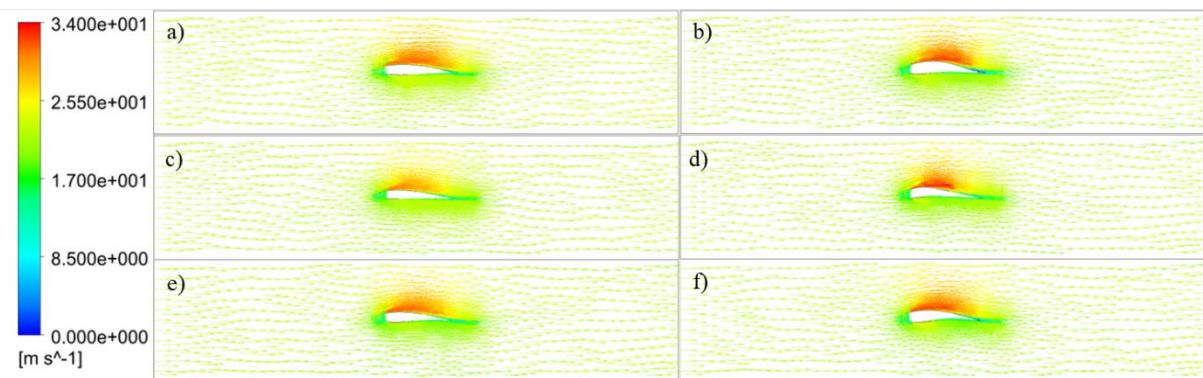
Vectores de velocidad



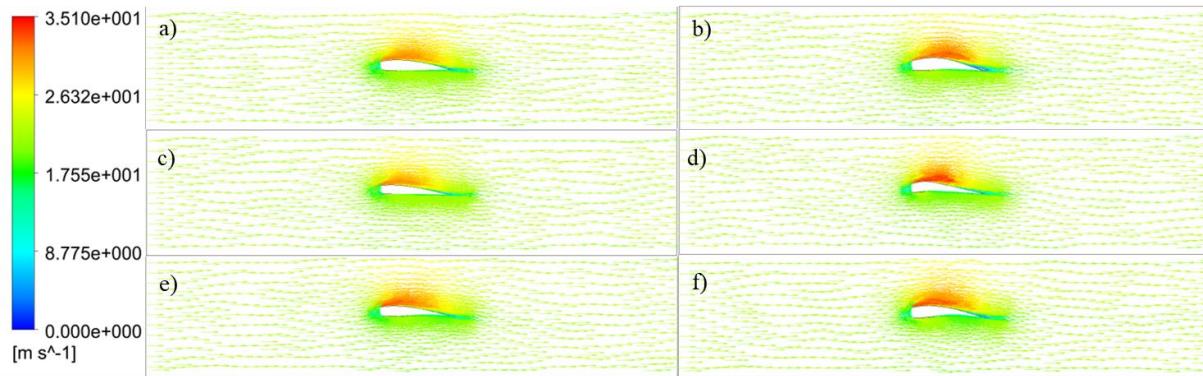
B.1.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 0°.



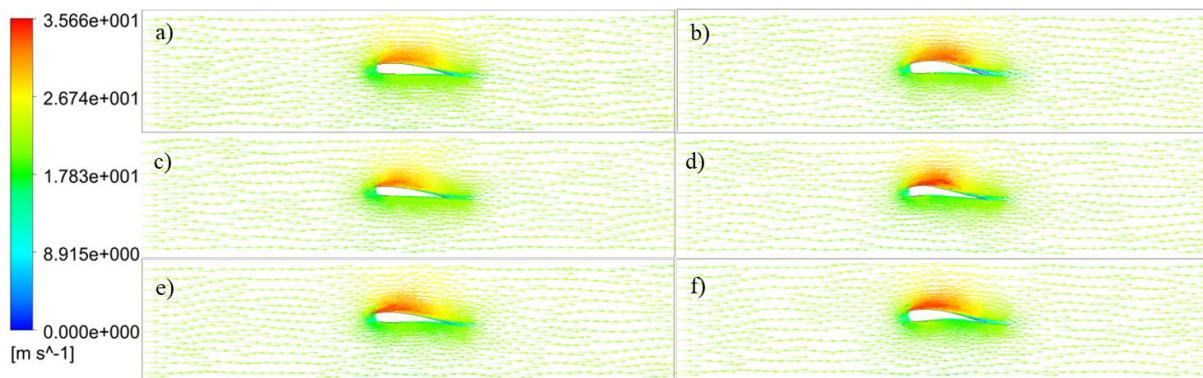
B.2.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 1°.



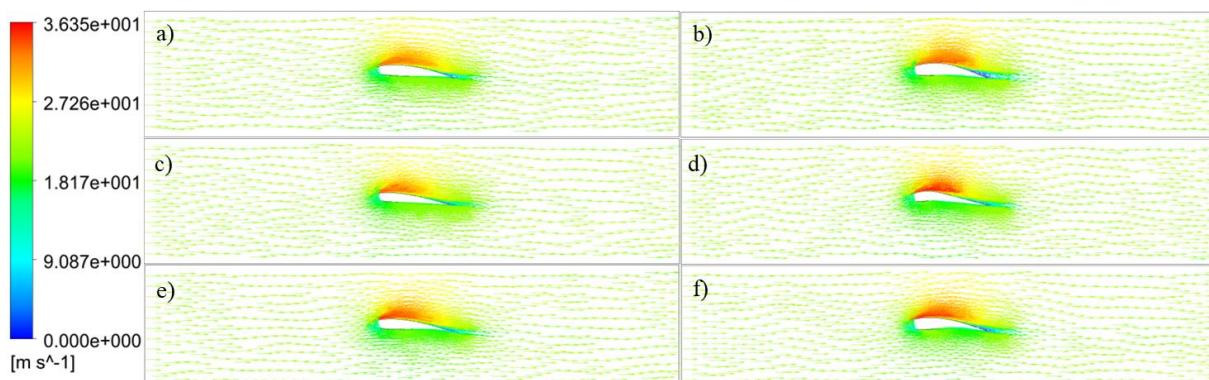
B.3.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 2°.



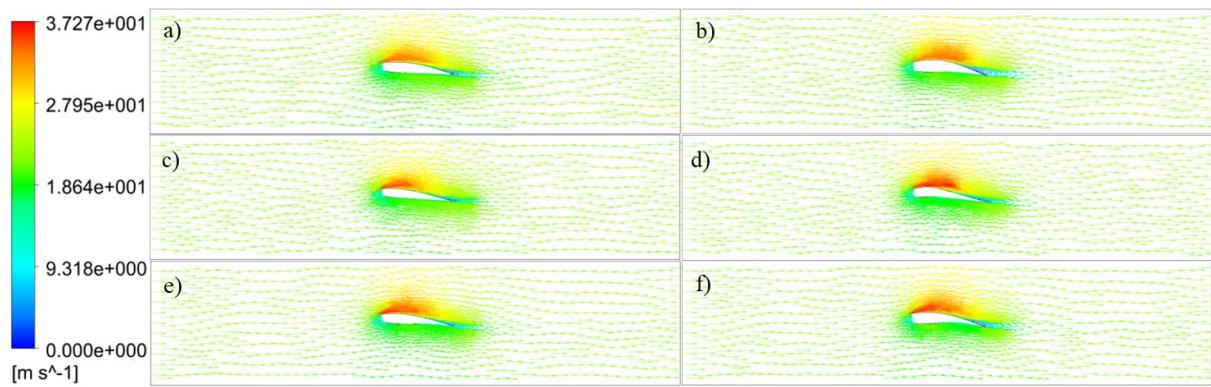
B.4.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 3° .



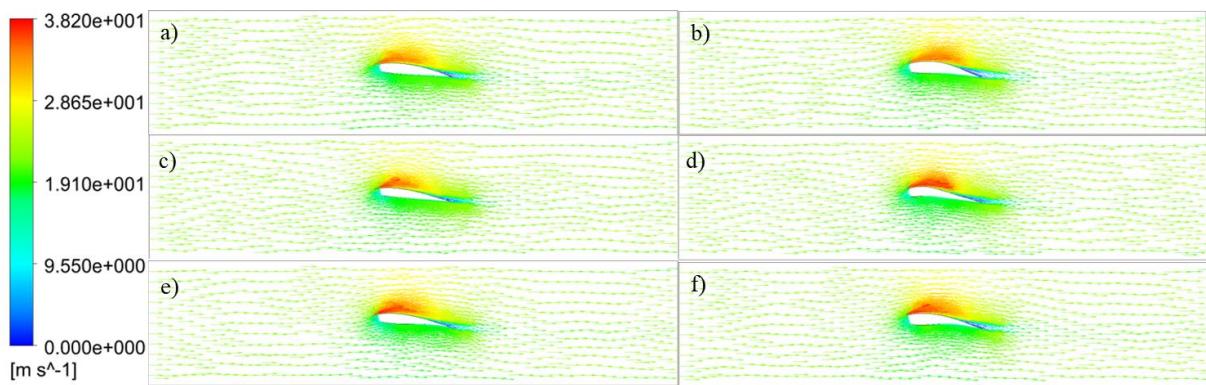
B.5.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 4° .



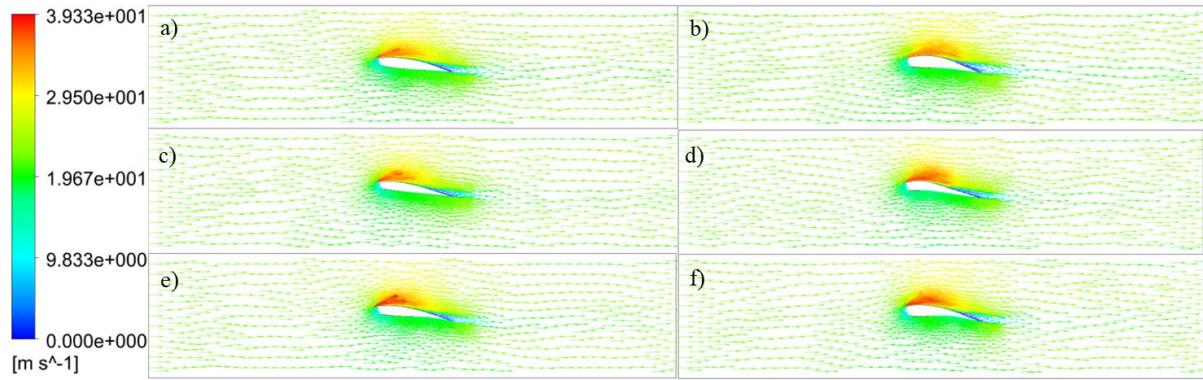
B.6.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 5° .



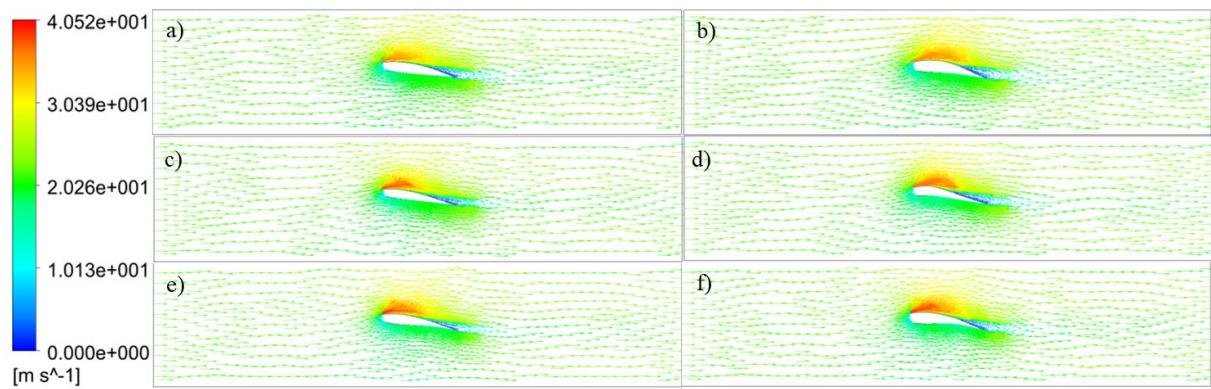
B.7.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 6°.



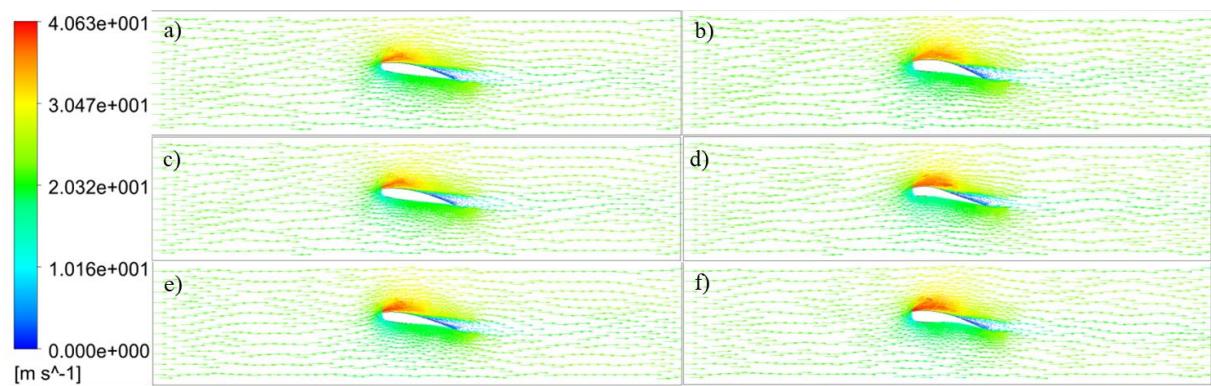
B.8.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 7°.



B.9.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 8°.

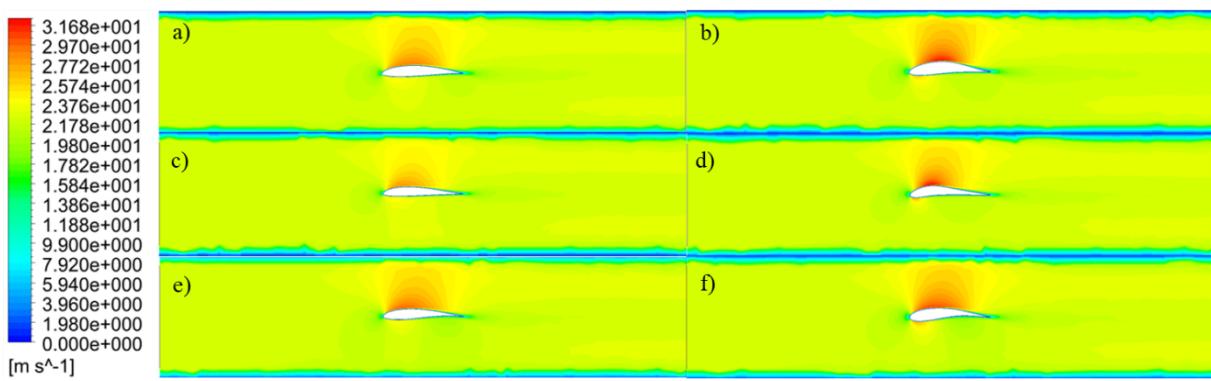


B.10.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 9° .

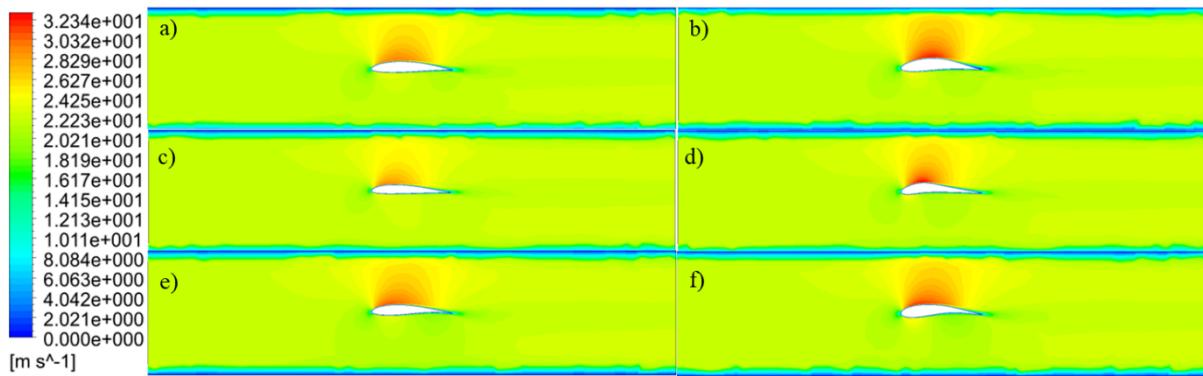


B.11.- Vectores de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 10° .

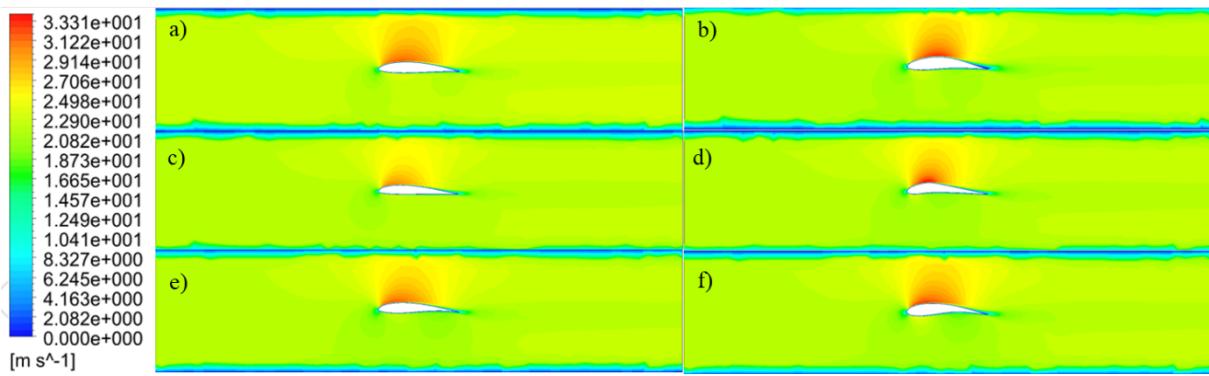
Contornos de velocidad



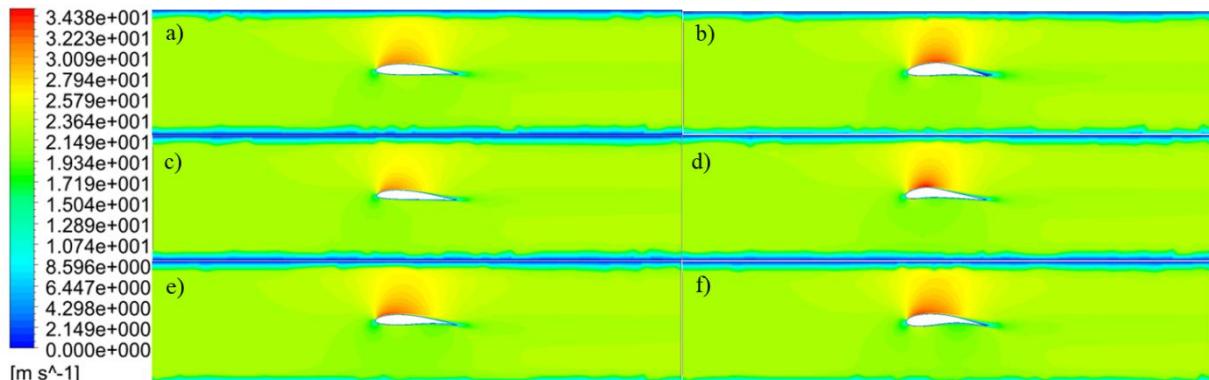
B.12.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 0° .



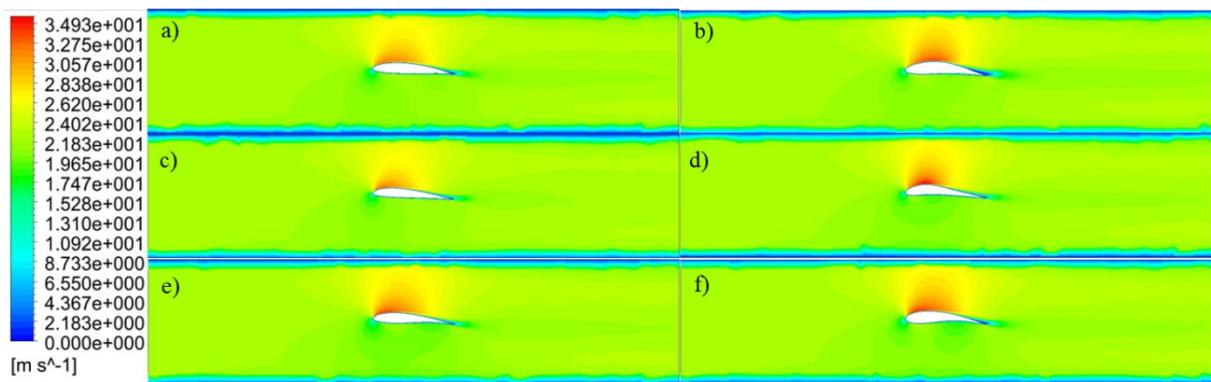
B.13.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 1°.



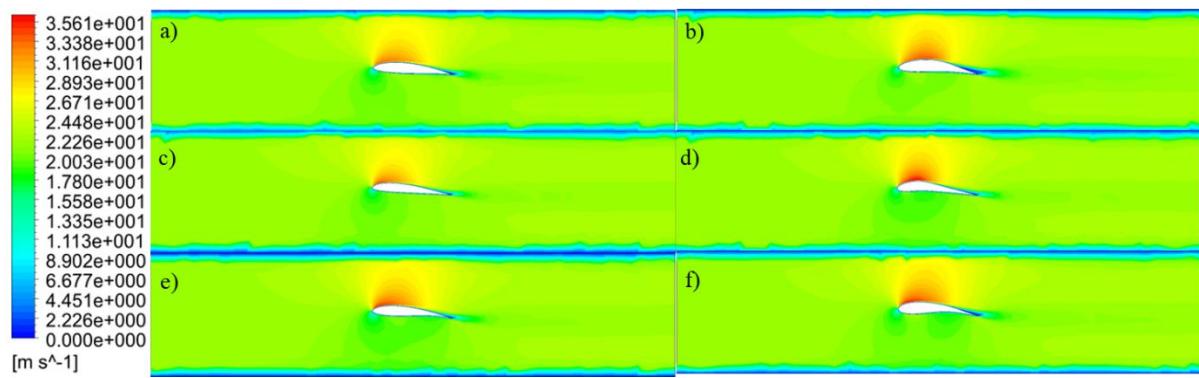
B.14.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 2°.



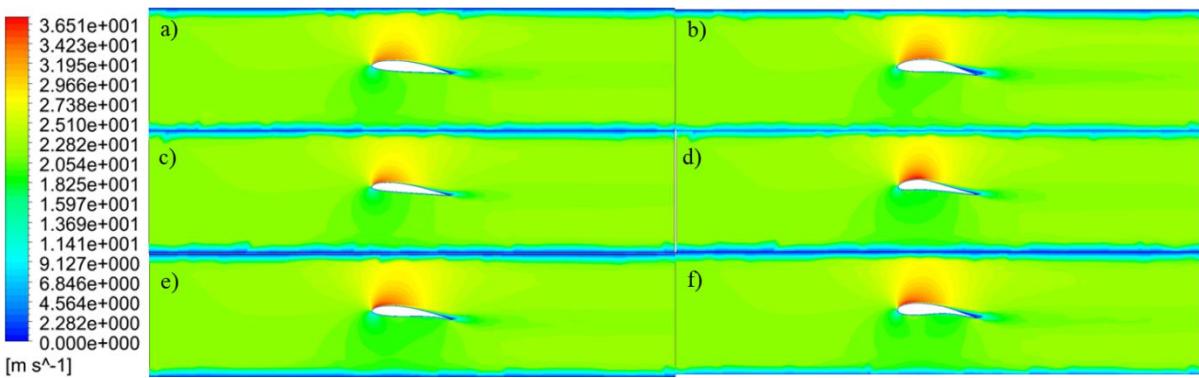
B.15.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 3°.



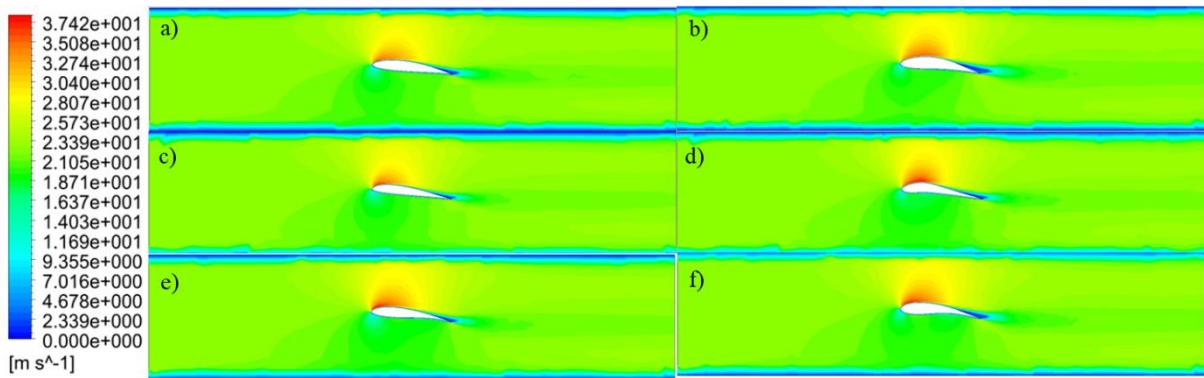
B.16.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 4°.



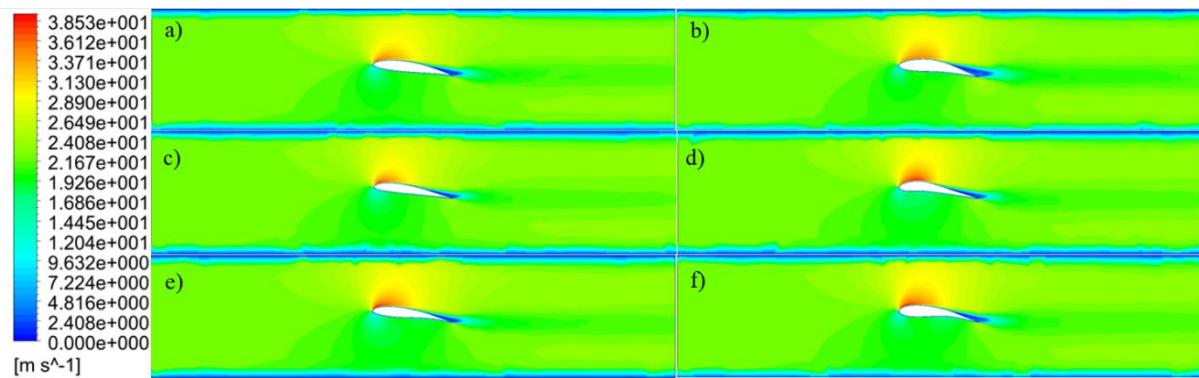
B.17.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 5°.



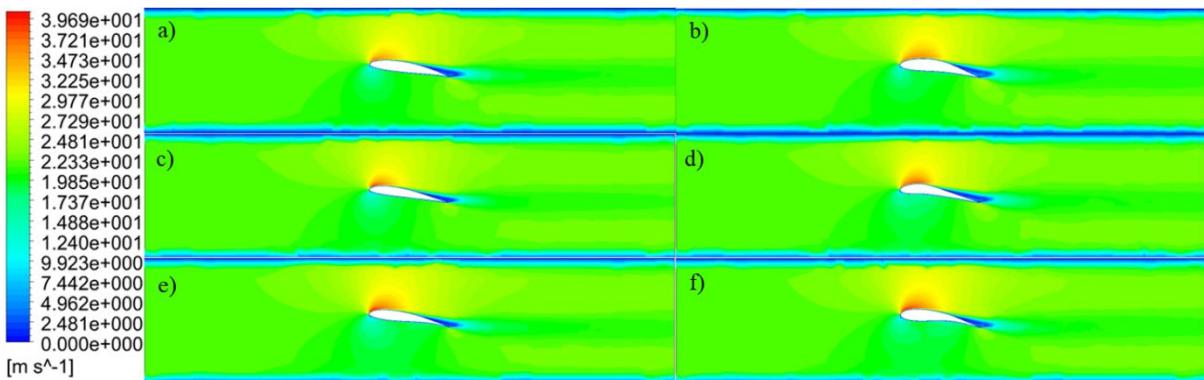
B.18.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 6°.



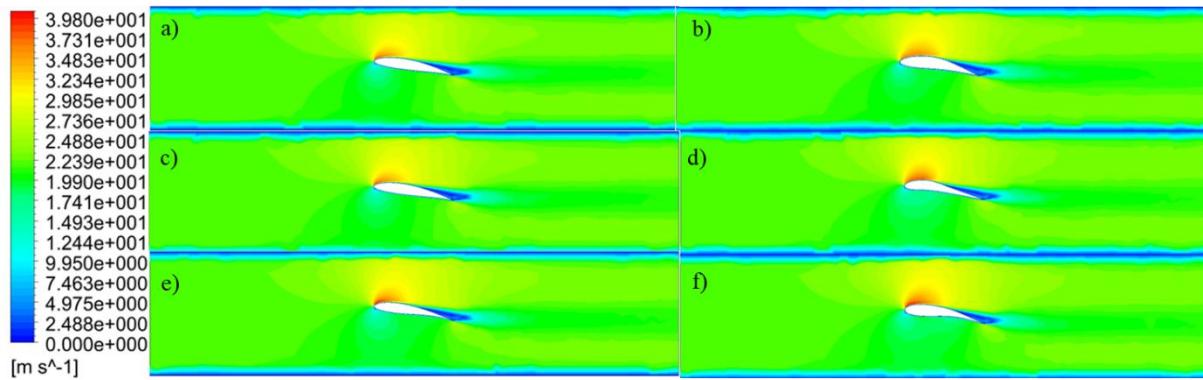
B.19.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 7°.



B.20.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 8°.

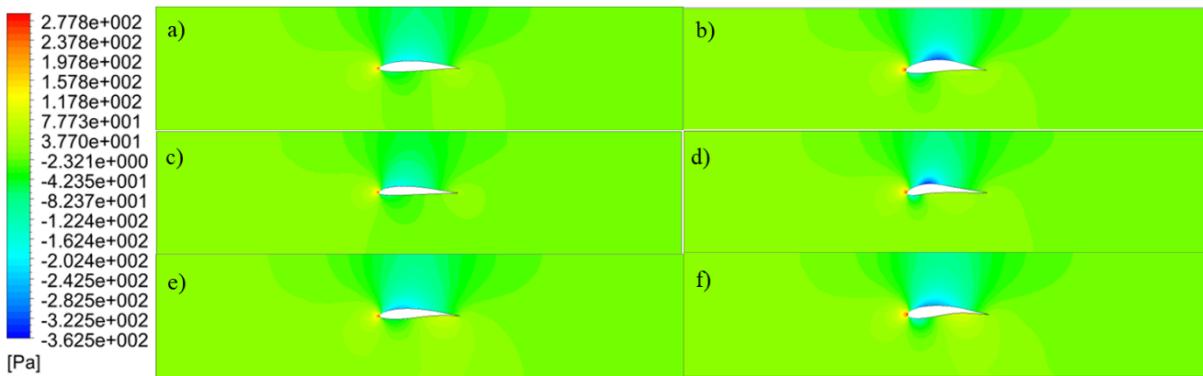


B.21.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 9°.

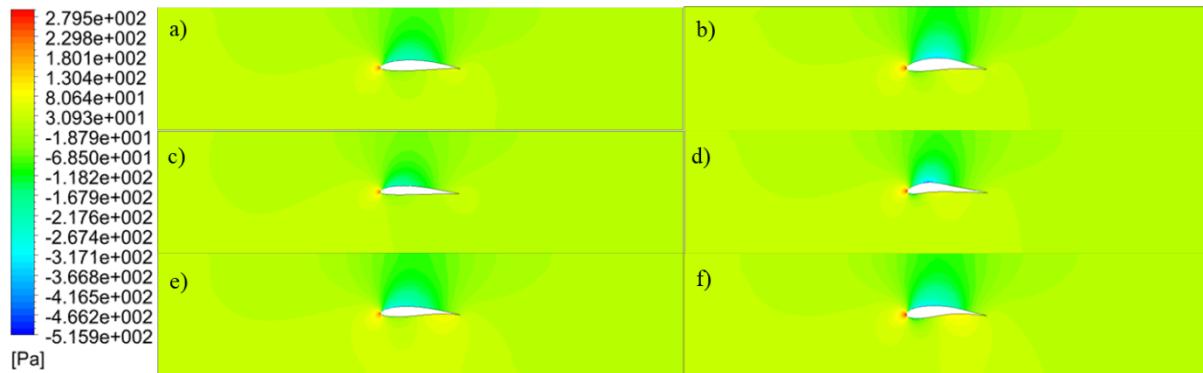


B.22.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 10° .

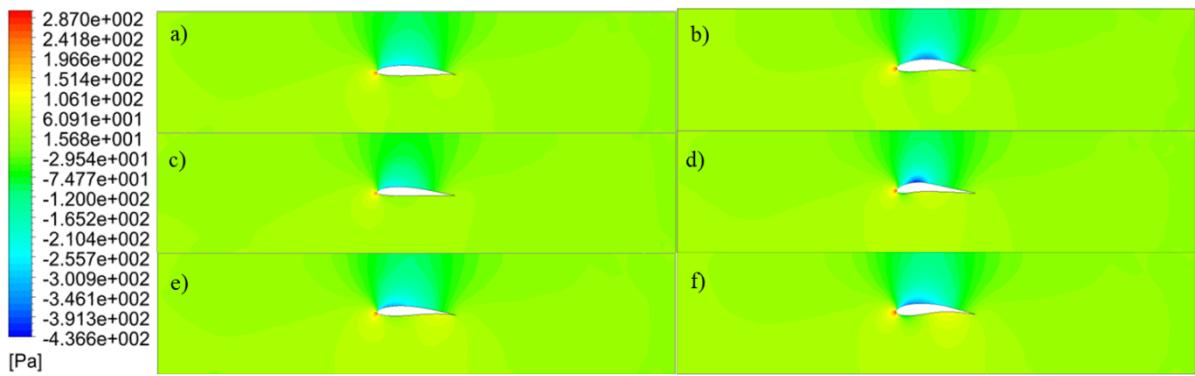
Contornos de presión



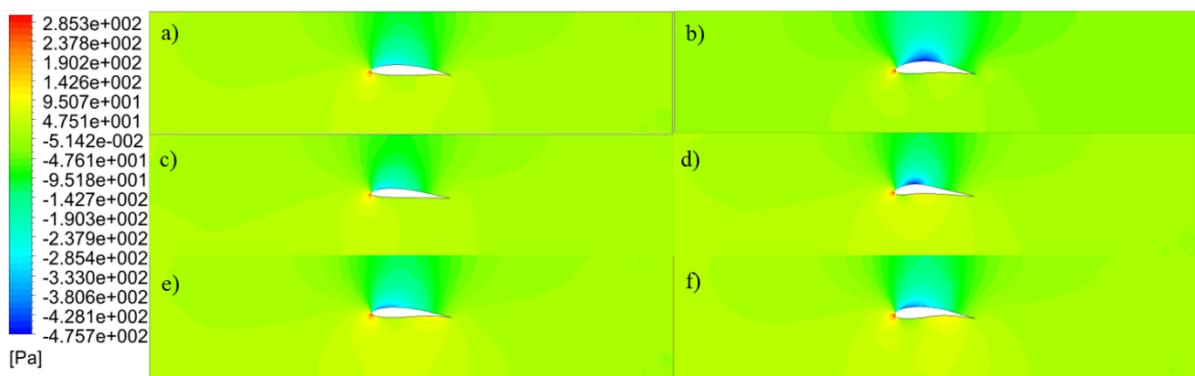
B.23.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 0° .



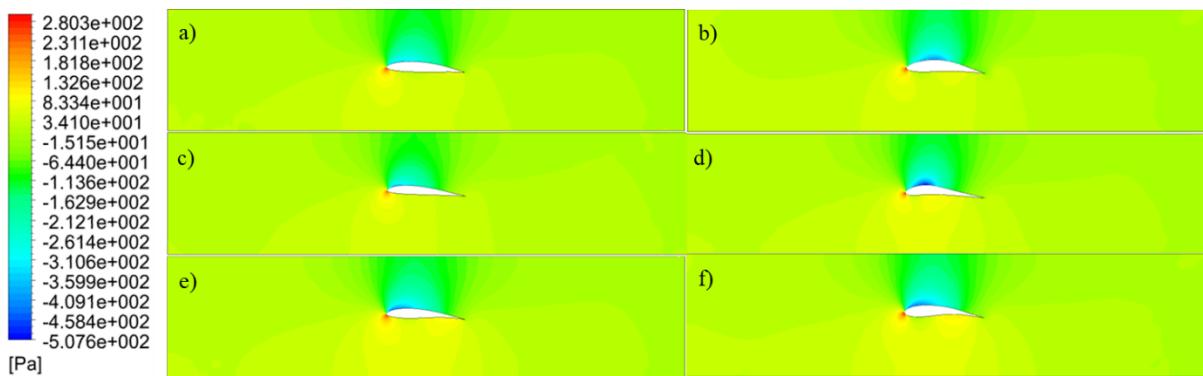
B.24.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 1° .



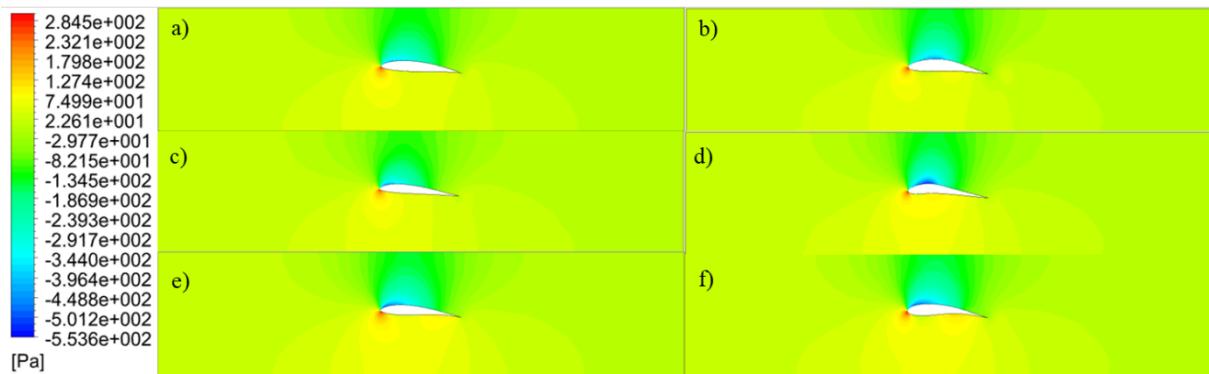
B.25.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 2° .



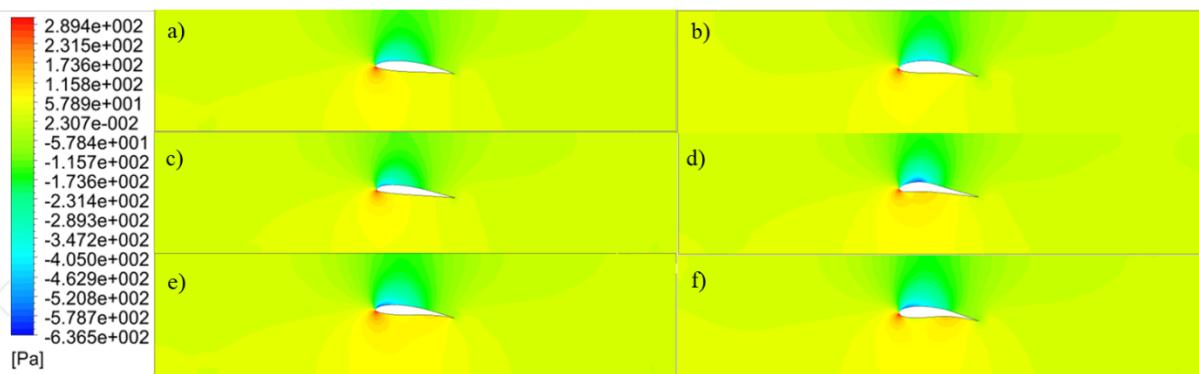
B.26.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 3° .



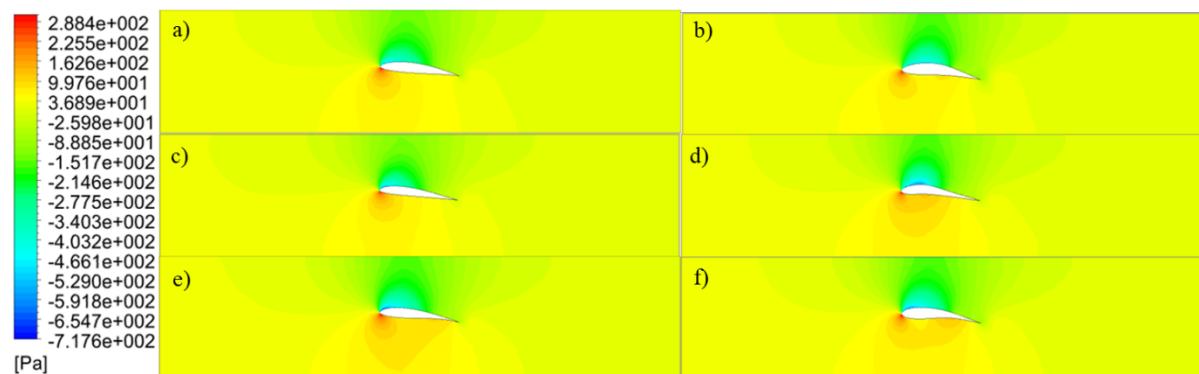
B.27.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 4° .



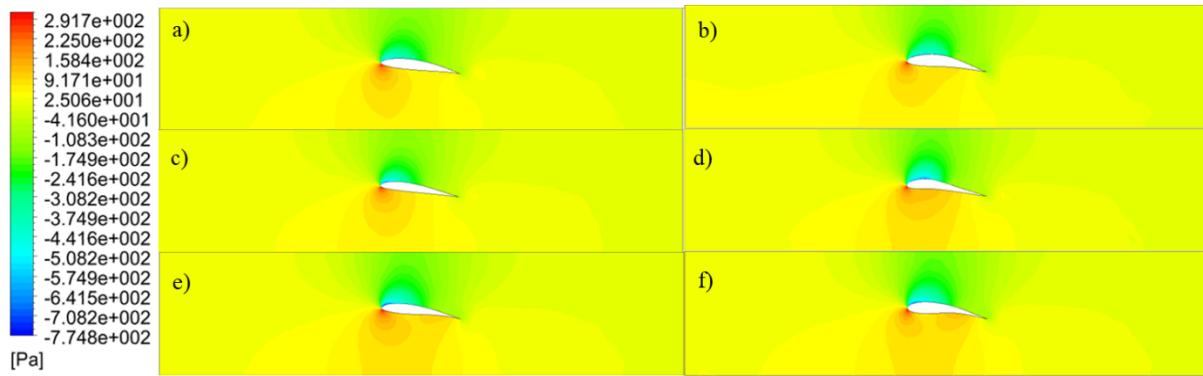
B.28.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 5°.



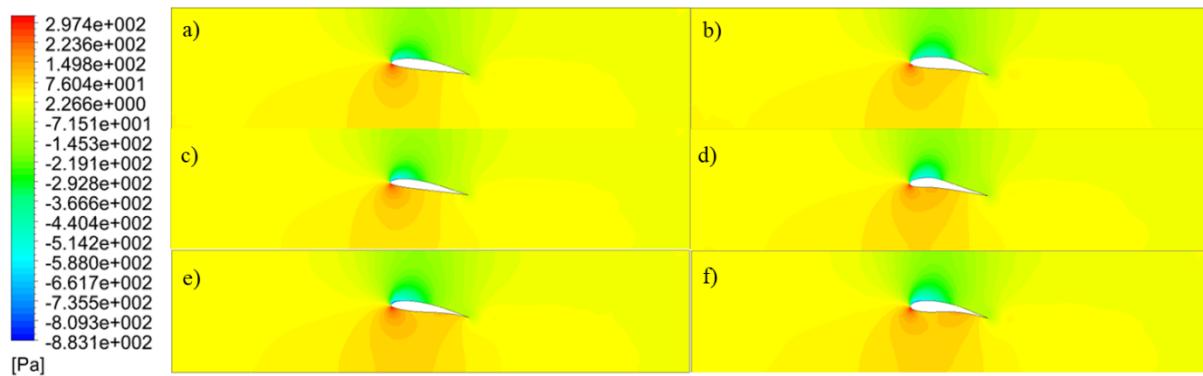
B.29.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 6°.



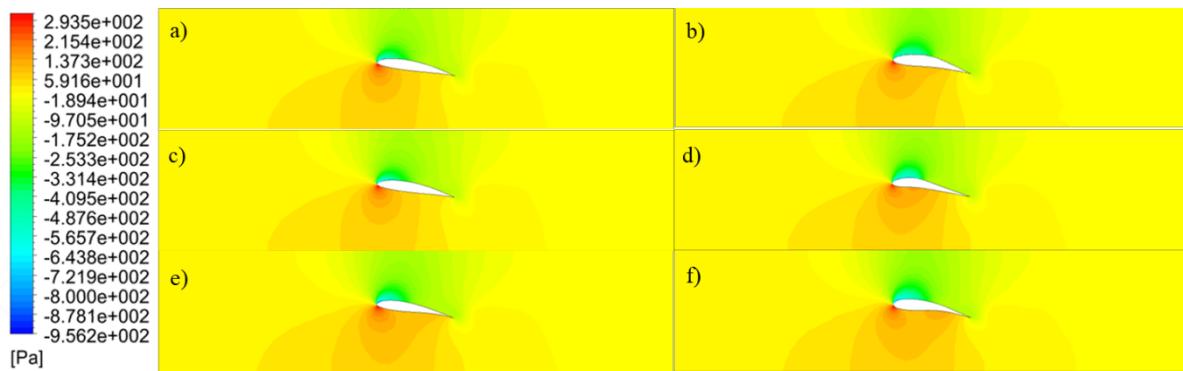
B.30.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 7°.



B.31.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 8° .



B.32.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 9° .



B.33.- Contornos de velocidad de a) eppler 68 base, b) eppler 68 mejorado, c) MH 70 base, d) MH 70 mejorado, e) FX 60-126 base y f) FX 60-126 mejorado en ángulo de ataque de 10° .