

TRABAJO PROFESIONAL
COMO REQUISITO PARA OBTENER EL TITULO DE:

INGENIERO MECÁNICO

QUE PRESENTA:

DILVAR HERNÁNDEZ AYALA

CON EL TEMA:

**“EVALUACIÓN POR ELEMENTO FINITO DE LAS
FUERZAS DE ARRASTRE Y EMPUJE EN UN PERFIL
NACA”**

MEDIANTE:

OPCIÓN X
(MEMORIA DE RESIDENCIA PROFESIONAL)

TUXTLA GUTIÉRREZ, CHIAPAS

FEBRERO 2015

RESUMEN

Las fuerzas que actúan en un perfil aerodinámico cuando se encuentra inmerso en la corriente de un flujo, son las de arrastre y empuje. Son estas fuerzas las principales protagonistas y caso de estudio de este trabajo, en el cual se requiere analizar su comportamiento bajo distintas condiciones de flujo. La magnitud de estas fuerzas son fuertemente influenciadas por varios parámetros, entre ellos la fricción y el ángulo de ataque del perfil respecto al flujo. Para analizar este fenómeno se modeló un perfil NACA 64A204 con apoyo de la herramienta computacional que utiliza el método numérico de elemento finito para poder simular y encontrar la solución numérica. Se realizó un análisis fluido dinámico variando los ángulos de ataque del perfil de -15° a 15° con intervalos de 5° para condiciones de deslizamiento en un 10% de la velocidad del fluido, y para condiciones de no deslizamiento en la superficie del perfil; se utilizó a una velocidad de 580 m/s. Se observó que en condiciones de no deslizamiento en la superficie, las fuerzas de resistencia se comportan en aumento en comparación con las fuerzas obtenidas en condiciones de deslizamiento. Se encontró que los coeficientes de sustentación aumentan conforme el deslizamiento se hizo presente, y paralelamente a su vez el coeficiente de resistencia disminuyó, indicando una disminución de la fuerza de arrastre. Se concluyó que la condición de deslizamiento tiene grandes consecuencias en la fuerza de sustentación y arrastre del perfil.

ÍNDICE

RESUMEN.....	I
INTRODUCCION.....	1
CAPITULO 1. ESTADO DEL ARTE	3
1.1.- Estado del arte.....	3
REFERENCIAS. CAPITULO 1.....	12
CAPITULO 2. FUNDAMENTOS TEORICOS	13
2.2.- Perfiles aerodinámicos.....	13
2.2.1.2.- Terminología de un perfil aerodinámico.	15
2.2.2.- Clasificación de perfiles aerodinámicos.	17
2.2.3.- Principio de funcionamiento de los perfiles aerodinámicos.	20
2.3.-Mecanica de fluidos y la aerodinámica.	33
2.3.2.- Ecuaciones de movimiento de los fluidos.....	39
2.3.3.- Ecuaciones de movimiento de un fluido newtoniano.....	42
2.3.4.- Flujos externos y capa limite.	43
2.3.5.- Condicion de deslizamiento y de no deslizamiento	46
REFERENCIAS CAPITULO 2.....	49
CAPITULO 3. METODOLOGIA	51
3.1.-Metodologia de la determinación de las condiciones del modelado.	51
3.2.- Elección de perfil aerodinámico sujeto a estudio.	51
3.3.- Generación del modelo CAD.	52
3.4.- generación del modelo en CFD.	53
3.5.- Condiciones de frontera para los diferentes casos de estudio.....	54
3.5.1.- Condiciones de frontera en volumen de control.	56
3.5.2.- Condiciones de frontera para el perfil aerodinámico.	58
3.6.- Mallado del modelo.....	58
3.7.- método de elementos finitos	59
CAPITULO 4.- RESULTADOS	63
CONCLUSIONES.....	81

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1.	Corte transversal del típico perfil aerodinámico supersónico.....	8
Figura 1.2.	Diagrama esquemático que indica la geometría de doble cuña aerodinámica.....	8
Figura 1.3.	Modelo de simulación 2D en Comsol en la región sombreada representa el régimen de flujo.....	9
Figura 1.4.	La red adaptativa de $tc = 0,1$ y $\alpha = 120$ case.....	9
Figura 2.1.	Perfil aerodinámico envuelto en líneas de corriente.....	14
Figura 2.2.	Terminología de un perfil.....	15
Figura 2.3.	Perfil alar, señalando intradós y extradós.....	21
Figura 2.4.	Perfil Alar sometido a una corriente de fluido, mostrando líneas de corriente.....	22
Figura 2.5.	Fuerzas y Momentos Aerodinámicos.	23
Figura 2.6.	Fuerzas actuantes sobre un plano aerodinámico.	24
Figura 2.7.	Perfil asimétrico con sustentación nula.	25
Figura 2.8.	Perfil con sustentación positiva.	26
Figura 2.9.	Perfil simétrico con sustentación nula.	26
Figura 2.10.	Perfil asimétrico mostrando distribución de presiones.....	28
Figura 2.11.	Visualización de momento de cabeceo.....	29
Figura 2.12.	Visualización de los diferentes ángulos de ataque en un perfil alar.....	30
Figura 2.13.	Distribución de las áreas frontal y proyectada. Referencia.....	31
Figura 2.14.	Distribución de presión sobre un perfil alar.	34
Figura 2.15.	Elemento de fluido.	37
Figura 2.16.	Líneas de trayectoria bajo una ola en un tanque de agua.....	39
Figura 2.17.	Línea de corriente y representación de sus velocidades tangenciales...	40
Figura 2.18.	Representación de la líneas de corriente de un fluido en un perfil alar...	40
Figura 2.19.	Representación de la paca limite.	46
Figura 2.20.	Representación del desprendimiento de capa limite.....	47
Figura 2.21.	Condiciones de deslizamiento.	49
Figura 3.1.	Ilustración de tabla de puntos coordenados de perfil.....	54
Figura 3.2.	Perfil aerodinámico NACA 64A204 modelado en el software multifísico.....	54
Figura 3.3.	Volumen de control para las modelaciones.	56

Figura 3.4. Pared de entrada del flujo en el volumen de control.....	58
Figura 3.5. Fronteras con deslizamiento absoluto del volumen de control.....	58
Figura 3.6. Salida del flujo de aire en el volumen de control.....	59
Figura 3.7. Demostración de la aplicación de deslizamiento y de no deslizamiento.	60
Figura 3.8. Volumen de control y perfil mallados.	61
Figura 4.1a. Perfil con un ángulo de ataque de 0° , en condición de no deslizamiento.....	66
Figura 4.1b. Perfil con un ángulo de ataque de 0° , en condición de deslizamiento.....	66
Figura 4.2a. Líneas de corriente alrededor del perfil.	66
Figura 4.2b. Líneas de corriente alrededor del perfil en condiciones de deslizamiento.....	66
Figura 4.3a. Se muestra las variaciones de presión sobre el fluido que pasa por el perfil.....	67
Figura 4.3b. Se muestra las variaciones de presión sobre el fluido que pasa por el perfil.....	67
Figura 4.4a. Isosuperficies de presión en condición de no deslizamiento.....	67
Figura 4.4b. Isosuperficies de presión en condición de deslizamiento.....	67
Figura 4.5. Distribución de presiones a lo largo del perfil.....	69
Figura 4.6. Grafica de distribución de presiones a lo largo del perfil.....	70
Figura 4.7. Distribución de presiones en la superficie del perfil a 5° de ángulo de ataque.....	71
Figura 4.8. Distribución de presiones en la superficie del perfil a 5° de ángulo de ataque en condición de deslizamiento.....	71
Figura 4.9a. Velocidades y comportamiento del flujo a través del perfil.....	72
Figura 4.9b. Velocidades y comportamiento del flujo a través del perfil en condiciones de deslizamiento.	72
Figura 4.10. Distribución de presiones en la superficie del perfil cuando está orientado a 10°	73
Figura 4.11. Distribución de presiones en la superficie del perfil en condición de deslizamiento cuando está orientado a 10°	73
Figura 4.12a. Líneas de corriente alrededor del perfil A 10 grados, sin deslizamiento.....	74

Figura 4.12b. Líneas de corriente alrededor del perfil a diez grados, con deslizamiento del 10%.....	74
Figura 4.13. Distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de 15°.....	75
Figura 4.14. Distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de 15° en condición de deslizamiento.	75
Figura 4.15a. Líneas de corrientes alrededor del perfil a 15 grados, sin deslizamiento.....	76
Figura 4.15b. Líneas de corriente alrededor del perfil a 15 grados, con deslizamiento de 10%.....	76
Figura 4.16. Distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de -5°.....	77
Figura 4.17. Distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de -5° en condición de deslizamiento.	77
Figura 4.18. Distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque De 10°.....	78
Figura 4.19. Distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de -10° en condición de deslizamiento.....	78
Figura 4.20. Comparación del coeficiente de sustentación VS ángulo de ataque, cuando existe condicione de deslizamiento y no deslizamiento.	79

INDICE DE TABALAS

Tabla 3.1. Dimensiones del perfil aerodinámico seleccionado.	54
Tabla 3.2. Dimensiones del volumen de control en sus tres ejes.....	56
Tabla 3.3. Condiciones de la atmosfera a 36000 pies de altura.....	57
Tabla 4.1. Fuerzas de arrastre y empuje (sustentación) con inclinación de 0 ° a 580 m/s.....	68
Tabla 4.2. Coeficientes aerodinámicos a 580 m/s.....	68
Tabla 4.3. Fuerzas aerodinámicas con inclinación de 0 ° a 680 m/S.....	69
Tabla 4.4. Coeficientes aerodinámicos a 680 m/s.....	69
Tabla 4.5. Fuerzas aerodinámicas resultantes, con un ángulo de ataque de 5° grados.....	71
Tabla 4.6. Coeficientes aerodinámicos, con un ángulo de ataque de 5° grados.....	71
Tabla 4.7. Fuerzas resultantes en el perfil con un ángulo de ataque de 10 ° grados..	73
Tabla 4.8. Coeficientes aerodinámicos del perfil con un ángulo de ataque de 10 ° grados.	74
Tabla 4.9. Fuerzas aerodinámicas, con una orientación del perfil a 15° grado.....	75
Tabla 4.10. Coeficientes aerodinámicos con un ángulo de 15° grados.....	76
Tabla 4.11. Fuerzas de arrastre y empuje, con un ángulo de ataque de -5° grados.....	77

INTRODUCCION

La industria aeronáutica en el mundo genera más de 450 mil millones de dólares y es fuente de empleos especializados, así como de actividades estrechamente ligadas al desarrollo de nuevas tecnologías. En los últimos años la actividad del sector aeronáutico en el mundo ha registrado un fuerte crecimiento, impulsado entre otros factores por la creciente demanda de aviones. La industria aeronáutica en México ha registrado un importante crecimiento en los últimos 7 años, alcanzando exportaciones millonarias, el crecimiento para el país en este sector es de alrededor del 2.8%, comparado, por ejemplo, con el ramo manufacturero con el 1.8%. Además, en la actualidad se genera empleo para 31 mil personas y se tienen ventas de cuatro mil 500 millones de dólares. Se estima que estas cifras aumentarán para el año 2020, ubicando así a México dentro de los diez primeros lugares en todo el mundo. El sector aeronáutico se encuentra con la alta competitividad entre proveedores, buscando mayores rendimientos, mayor eficiencia, menores consumos y por supuesto mayor seguridad de transporte, sin embargo en México y en la literatura Hispanoamérica en aeronáutica y turbomaquinaria no existen explicaciones profundas relativas al comportamiento y diseño de perfiles aerodinámicos, ya que es importante para el desarrollo tecnológico de la rama aeronáutica, en este trabajo se intenta explicar y aplicar la metodología experimental a un perfil alar, con el fin de que pueda seguir aplicándose a trabajos posteriores.

El estudio de los flujos externos o flujos alrededor de cuerpos es de particular importancia para el sector aeronáutico, ya que las aeronaves están dotadas de dispositivos sustentadores como lo son la alas del avión, diversos estudios se han realizado en este sector, estudios que evalúan el comportamiento de las aeronaves en pleno vuelo, en este caso se estudia una parte fundamental de las aeronaves, nos centraremos en el estudio de los perfiles aerodinámicos que es el principal objetivo de este trabajo, estudiar el comportamiento de un perfil cuando es sometido a diferentes condiciones de frontera y se hace variar su ángulo de ataque, todo esto para poder comprender la conducta y así poder realizar mejoras en la eficiencias y consecuentemente se tendrán ahorros en combustible que se verán reflejados en ámbito económico.

En el presente trabajo se muestra el estudio del comportamiento de un perfil aerodinámico de la serie NACA, el cual es sometido a diferentes pruebas mediante simulación numérica, para poder obtener resultados validos es necesario variar las condiciones de frontera, debido a que el perfil se debe comportar de manera diferente al cambiar las condiciones.

El trabajo se encuentra organizado de la siguiente manera, en el primer capítulo se presenta un resumen de investigaciones y trabajos que se han realizado con anterioridad respecto al tema en cuestión, trabajos que comprenden desde el diseño de perfiles aerodinámicos hasta trabajos que estudian el comportamiento de estos perfiles mediante diferentes métodos. En la segunda parte del trabajo o el capítulo dos se presenta la literatura que se enfoca en el estudio de los perfiles aerodinámicos y también en el estudio de las leyes físicas que rigen el movimiento de los fluidos. En el capítulo tres del trabajo se habla acerca de la metodología a realizar para poder alcanzar los resultados, en este capítulo se explica el procedimiento y los pasos realizados en las simulaciones numéricas. En el cuarto capítulo del trabajo se muestra los resultados de las simulaciones numéricas, para finalmente realizar el análisis de los resultados y poder formular una conclusión en base a éstos.

CAPITULO 1. ESTADO DEL ARTE

1.1.- Estado del arte

La fluido dinámica es una rama importante de la física debido a que en esta área se encuentran inmersas infinidad de situaciones por decirlo de alguna manera, o más bien dicho en nuestra vida cotidiana dependemos mucho de esta rama de la física que nosotros ni cuenta nos damos abecés, un ejemplo muy claro es el de los aviones, ya que un avión es una clara aplicación de la fluido dinámica desde las alas que permiten que este emprenda el vuelo, hasta la forma del cuerpo del avión. Pero no solo son los aviones, también los vehículos o automóviles están diseñados de tal forma que estos eviten la resistencia excesiva al avance y por tanto estos hechos para deslizarse con facilidad en el fluido en la mayoría de los casos el aire. Pero hay casos particulares como son los de los barcos que estos están inmersos en fluidos más viscosos como lo es el agua en comparación del aire, y sin embargo tienden a fluir de manera que pareciera que no le afectara el agua en la que se encuentra inmerso. Ejemplos más claros de la dinámica de fluidos son las tuberías que conducen el agua a nuestras casa entre otras más.

Para mejorar la eficiencia o el diseño de perfiles aerodinámicos se han realizado varias investigaciones en las que principalmente se busca entender y estudiar el comportamiento de estos perfiles bajo ciertas condiciones, así también con esto se buscan algunas mejoras que se han hecho, estas investigaciones se mencionan a continuación.

Se han realizado estudios en el centro nacional de investigación y desarrollo tecnológico (CENIDET), en fluido-dinámica específicamente en alabes de turbomaquinaria y aerogeneradores de energía, en el trabajo titulado “Modelo de una hélice y de una estructura de soporte de un aerogenerador típico” el cual se enfoca al modelo del soporte estructural y de la hélice de un aerogenerador típico, por medio de un programa de elementos finitos para analizar su comportamiento estructural ante cargas por viento y por su propio peso, y evaluó la resistencia mecánica para cargas mencionadas que pueden presentarse en la República Mexicana [1]. El análisis inicial consistió en modelar de forma separada el soporte estructural y la hélice. Posteriormente evaluó acoplado ambos modelos con el fin de obtener una mejor aproximación del comportamiento ante las cargas de interés, concluyo que en el modelo a concentración de esfuerzos más importantes actúan en la zona donde se encuentran restringidos al desplazamiento, y se encontraron los esfuerzos para cada componente y se encontró que en la componente en la cual actúa la fuerza de sustentación de la hélice fueron las fuerzas más elevadas. Por lo tanto determino que la zona con mayor concentración de esfuerzos se presenta en el buje del rotor, en donde se encuentran acopladas las tres hélices del aerogenerador.

Mediante un programa de elementos finitos se obtuvieron coeficientes aerodinámicos validados con datos experimentales de perfiles de bajo Reynolds, en diferentes condiciones de turbulencia. El programa producía resultados válidos en el cálculo de diversos perfiles aerodinámicos en régimen subsónico estacionario dentro de un amplio rango de números de Reynolds en condiciones con flujo libre incidente laminar. Para ello el algoritmo se basa en la solución de las ecuaciones de Navier-Stokes bidimensionales en formulación vorticidad-función de corriente mediante elementos finitos, incorporando métodos integrales de capa límite con relaciones semiempíricas para el cálculo de la misma y sus fenómenos característicos como la transición y el desprendimiento laminar o turbulento. Los modelos y criterios empleados previamente para predecir la transición y la separación se ajustaban solo para condiciones de flujo libre incidente laminar y cuando la transición de la capa límite se producía naturalmente o con diversas rugosidades de la superficie. Para el cálculo de perfiles en condiciones turbulentas y bajos números de Reynolds, estos modelos son modificados sobre la base de los resultados experimentales en dichas condiciones. Estas condiciones se presentan clásicamente al estar inmersos en la capa límite atmosférico turbulento, por lo que las aplicaciones de cálculo en esta situación son amplias [2]. El método propuesto en el artículo fue validado para predecir los coeficientes aerodinámicos globales y los parámetros locales de perfiles en diversos regímenes dentro de cierto rango de ángulos de ataque. En el trabajo se presentaron los resultados obtenidos empleando el método que propusieron comparando con datos experimentales en perfiles de bajo Reynolds. Los resultados predicen satisfactoriamente los coeficientes aerodinámicos globales en condiciones con flujo incidente laminar y turbulento. Como podemos verificar las simulaciones numéricas son una fuerte herramienta para predecir comportamientos o en este caso para predecir los coeficientes aerodinámicos de un perfil, sin embargo para poder corroborar estos datos tuvieron que experimentar en un túnel de viento y los datos arrojados por el túnel de viento son similares a los obtenidos en los análisis computacionales.

Dicho lo anterior es hora de que se introduzca a un caso de estudio en particular de relevancia dentro de la aeronáutica. Han sido en muchas ocasiones los accidentes los que han impuesto cambios y avances en la aviación, el caso en particular es definido en sus bases como resistencia al avance, la cual se opone al movimiento de la aeronave.

Formalmente definida por Houghton como la fuerza correspondiente a la razón de decremento de impulso en la dirección del flujo externo sin perturbaciones alrededor de un cuerpo, esta disminución calculada entre estaciones en distancias infinitas cuesta arriba y cuesta abajo del cuerpo la resistencia al avance tiene un efecto de alto impacto en el diseño de la aeronave en cuestiones de sustentabilidad, esto es debido a que entre más grande, mayor el empuje necesario de parte del equipo moto-propulsor para mantener una velocidad deseada y en términos de rentabilidad se sabe que entre mayor el valor del empuje necesario mayor cantidad de combustible necesario, por otra parte se debe hacer hincapié en que la resistencia aerodinámica al avance así como puede

ser un efecto no deseado para algunas condiciones y maniobras de vuelo, es un fenómeno deseable para otras. La resistencia al avance en una aeronave se encuentra compuesta por diferentes tipos de resistencia aerodinámica, dentro de estos tipos a manera de listado se enuncian las siguientes para en una sección posterior dar explicación de cada uno de ellos [3]. Una de las resistencias es la resistencia de fricción-piel o también conocida como resistencia por fricción de superficie, también está la resistencia por presión, la resistencia inducida o resistencia de vórtice, la resistencia de honda, la resistencia de forma o también conocida como resistencia de presión de capa límite, y por último la resistencia de capa límite.

Ahora bien si lo que se busca reducir la resistencia al avance de una aeronave se puede reducir el tipo de resistencia que mayor influencia tenga. Al haber resistencia al avance en una aeronave implica que esta utilizara más potencia para lograr vencer esta resistencia y por ende gastara más energía en hacerlo, estas y muchas otras son las razones por las que la resistencia al avance en una aeronave es de suma importancia aún hoy en día, después de todo el trabajo e investigación realizada en este campo, los trabajos hechos son de índole importancia para la teoría, experimentación y para la solución numérica de este tipo de problemas.

Varios científicos a través del tiempo hicieron aportaciones en el desarrollo de la mecánica de fluidos teórica, esto no se hubiera logrado sin la experimentación en la mayoría de los casos, debido a que la experimentación tiene un papel importante dentro de la investigación ya que permite definir los límites de la investigación así como también permite comprobar y corroborar a un nivel real lo que teóricamente se predice. Ahora bien, demos una breve reseña de los descubrimientos o estudios más relevantes de tiempos pasados, como una de ellas podemos recordar a quien estableció una solución exacta para el fluido en reposo y las expresiones de la fuerza flotación en varios cuerpos, esto fue establecido por Arquímedes Caballero quien nació en el año 287 A.C. y falleció en el 212 A.C. mucho tiempo después un personaje muy conocido y estudiado por todo el mundo dedujo correctamente la ecuación de conservación de la masa para flujo incompresible plano unidimensional. Aun nivel teórico y de observación Leonardo da Vinci hizo algunas otras aportaciones a la mecánica de fluidos en cuanto a la visualización de fenómenos relacionados con fluidos, realizó la descripción de la ahora famosa descomposición de turbulencia de Reynolds y en la descripción de agua con remolinos detrás de un cuerpo redondeado, da Vinci fue el proveedor de lo que la referencia más antigua de la importancia de los vórtices en el movimiento de fluido [4]. Personajes como Daniel Bernoulli hicieron que el desarrollo teórico en la dinámica de fluidos fuera de relevancia, Bernoulli con su más importante publicación de Hidrodinámica la cual discute la presión y velocidad de los fluidos y delinea la ecuación propuesta por el mismo, Leonard Euler quien en 1757 publicó su importante juego de ecuaciones para flujo no viscoso que son conocidas por su nombre, Jean le Rond D'Alembert quien en 1752 escribió acerca de lo que ahora es conocido como la paradoja de D'Alembert, que anuncia que la resistencia de un cuerpo sumergido en un flujo incompresible no viscoso es numéricamente igual a cero [5], de esta manera se dieron

los avances en la teoría de la dinámica de fluidos hasta que paso poco más de un siglo y medio de la publicación del libro de Newton “principia mathematica” publicado en el año de 1687, para que los primeros principios de flujos viscosos fueran afirmados en la forma de las ecuaciones de Navier-Stokes, con contribuciones de Navier en 1823, Cauchy en 1828, Poisson en 1829, Saint Venant en 1843 y Stokes en 1845. Con muy pocas excepciones, las ecuaciones de Navier-Stokes proveen un modelo excelente tanto para flujos laminares como para turbulentos [4]. Otros personajes de renombre hicieron aportaciones de alta importancia como Osborne Reynolds quien publicó el experimento clásico de la tubería y mostro la importancia del número adimensional de Reynolds nombrado en su honor, Ludwig Prandtl quien se hizo famoso en 1904 con su artículo referente al movimiento de fluidos con muy pequeña resistencia que introdujo a la teoría de la capa limite, su artículo en teoría del perfil aerodinámico, publicado en la siguiente década, formo las bases para el cálculo de la resistencia por fricción, transferencia de calor y separación de flujos turbulentos con la longitud de mezclado de Prandtl para intercambio de impulso turbulento [5], y por otro lado también tenemos J. Nikuradse quien en 1933 describe la relación entre el flujo en una tubería, el factor de fricción y el número de Reynolds, estos entre tantos personajes fueron el pilar que hoy sostiene lo que conocemos como mecánica de fluidos teórica. Estas son las bases que nos permiten hoy definir en su totalidad el comportamiento de los fluidos en un nivel teórico.

Como se observó el desarrollo teórico y experimental de la dinámica de fluidos ha sido extensa desde los pensamientos y trabajos de Arquímedes hasta las ecuaciones de Navier-Stokes que son las ecuaciones para los flujos incompresibles y viscosos en los cuales tienen su participación los perfiles alares. Los trabajos modernos en el análisis de estos flujos nos ayudan mucho a comprender el comportamiento que estos tienen.

Uno de los trabajos que llama mucho la atención titulado “Análisis de dinámica de fluidos en un perfil aerodinámico” de Oyarzún Suárez C. A. [6]. Que se centra en estudiar el comportamiento de las fuerzas que actúan en un perfil aerodinámico para ángulos de ataque en un rango de 0° a 90° . Para diferentes ángulos de ataque, se analizaron las frecuencias de las componentes armónicas de la vibración inducidas por el desprendimiento de vórtices el cual puede ser importante en el diseño. El análisis se le fue practicado a un perfil NACA 0021 (National Advisory Comitee of Aeronautics) en el régimen de un numero de Reynolds de 2.7×10^5 para poder encontrar los resultados se aplicó la metodología considerada la simulación numérica del fenómeno de naturaleza periódica utilizando software de CFD. Los resultados obtenidos fueron validados mediante resultados experimentales. Se representó el comportamiento del flujo de fluidos en torno de un perfil aerodinámico expuesto a corriente libre para pequeños y grandes ángulos de ataque. Los resultados de la modelación muestraron, en general, una buena aproximación cualitativa en algunos de los parámetros de estudio (curvas de lift y drag), pero también en determinadas situaciones la modelación no fue del todo satisfactoria (frecuencias de fuerzas de arrastre). En si el trabajo de Oyarzún el análisis del espectro en pequeños ángulos de ataque no ha sido

valido, pues no se disponen de datos experimentales al respecto. Debido al mayor incremento de tiempo permisible en pequeños ángulos fue posible registrar una muestra más significativa de datos y así obtener una mejor representación de las fuerzas en el dominio de la frecuencia. Para grandes ángulos, debido al largo tiempo de procesamiento y a la alta frecuencia de muestreo impuesto por el incremento de tiempo máximo se registraron una gran cantidad de datos, pero estos no fueron representativos ya que solo abarcan un corto lapso de tiempo. En la prueba experimental de este mismo trabajo se registraron datos durante 35 segundos lo que permite captar frecuencias bajas, pero en el CFD dado el largo tiempo de procesamiento, solamente se tomaron muestras de 3 segundos en ángulos pequeños y 1 segundo para grandes ángulos de ataque. Evidentemente, esto está muy por debajo de lo necesario para una muestra representativa.

En el trabajo titulado “análisis de perfiles, planos y aviones: estudio y diseño de un cn-235” de Lucas Fernández [7], en el cual introduce al lector en el mundo del diseño y estudio de los perfiles alares y aviones a escala, mediante el uso de software, en este caso utilizan un software gratuito llamado XFLR5. Precisamente este trabajo se enfoca en el modelado de planos y aviones completos con el fin de aprender a manejar el programa y principalmente demostrar como poder obtener y modificar el rendimiento de los modelos. En el presente trabajo explican los diversos aspectos que influyen en los perfiles y planos, el funcionamiento de los flaps, los perfiles simétricos, la nomenclatura NACA y la importancia del mallado en el análisis. Principalmente se analizaron los tipos y efectos de la entrada en pérdida, los tipos de planos y de timones de cola, la distribución de presiones, así como las diversas variables de diseño. Se realizaron diversos análisis de estabilidad, sustentación o velocidad y revisaron los resultados de la aeronave diseñada. Así mismo se estudiaron las repercusiones sobre el diseño del avión que producen las modificaciones en la forma del modelo, en el centro de gravedad, o la velocidad de planeo entre otras, con el fin de mejorar sus performances. Después de todos los análisis mencionados se llegó a la conclusión en este proyecto que tras diseñar desde casa un avión de inicio a fin, después de haber visto el diseño de perfiles, que sin duda alguna es la parte principal y donde reside la clave para obtener buenos modelos, ya que es la más sencilla y barata a la hora de diseñar. Posteriormente estudiaron como se definen los fuselajes y su ensamblaje. Los principales problemas que encontraron fue principalmente de análisis, aspecto que con paciencia y experiencia pudieron subsanar, por otro lado la edición de modelos creados resulto muy fácil y entretenida, y una vez que consiguieron obtener los gráficos, analizar la información que aportaron no fue excesivamente complicada. Las posibilidades que presento el programa fueron enormes, y pese a no resultar intuitivo ni de aspecto amigable resulta ser muy potente y una gratuita herramienta de cálculo. Esta investigación apporto algo de luz sobre el diseño de aviones mediante el XFLR5 ya que fue un trabajo ambientado como una guía de uso.

En un trabajo titulado “Numerical Study of Navier-Stokes Equations in Supersonic Flow over a Double Wedge Airfoil using Adaptive Grids” de V. Gopal, R. Kolluru [8], el cual

es un estudio numérico de las características aerodinámicas en flujo supersónico laminar estable sobre un perfil de superficie de doble cuña de sustentación, se lleva a cabo usando el método de elementos finitos basado en CFD (Computational Fluid Mechanics) utilizando la herramienta computacional COMSOL Multiphysics. Las características aerodinámicas del doble cuña, como la sustentación y la resistencia son analizadas por la solución de las ecuaciones de Navier-Stokes en el campo de flujo para diferentes porcentajes de espesores con relación a la cuerda (T_c) y el ángulo de ataque α en el flujo libre de número de Mach ($M=2.5$). En el trabajo se utilizó el módulo de alto número de Mach con pseudo metodología paso a paso, el tiempo y la técnica de malla adaptativa para obtener una solución de estado estacionario con una marcha en el tiempo y para capturar los choques que se producen en el campo de flujo. La simulación se realizó para 21 casos y para cada caso se obtuvo primero la solución de Euler y luego se hizo como la condición inicial para la simulación con propiedades de viscosidad. Los coeficientes aerodinámicos como C_L , C_D y C_p son evaluados tanto desde la teoría de expansión de choque y la simulación numérica de Navier-Stokes para el doble cuña, con conexión de flujo Mach ($M=2.5$) para diferentes configuraciones. Ahora el C_L y los gráficos de C_D se obtuvieron de simulaciones COMSOL Multiphysics para diversas configuraciones del perfil aerodinámico ref. Figuras 1.1 y 1.2, respectivamente.

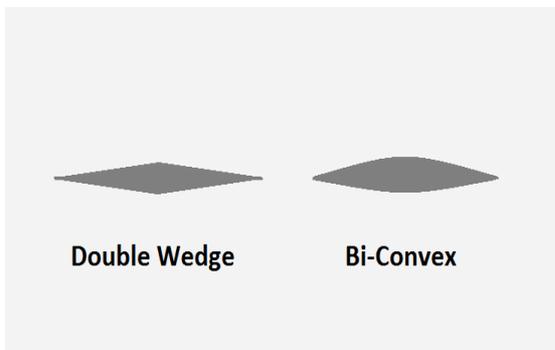


Figura 1.1.- Corte transversal del típico perfil aerodinámico supersónico [7].

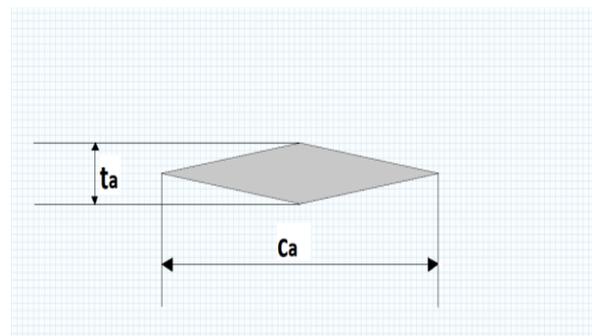


Figura 1.2.- Diagrama esquemático que indica la geometría de doble cuña aerodinámica [7].

Para los casos de las gráficas de presión se trazan para un $T_c=0.1$, y un ángulo de ataque $\alpha=4$ grados y 12 grados ref. Figura 1.3 y 1.4. La solución obtenida a partir del estudio realizada con FEM herramienta COMSOL Multiphysics está en buen acuerdo con la teoría de choque-expansión que indica el comportamiento de campo de flujo.

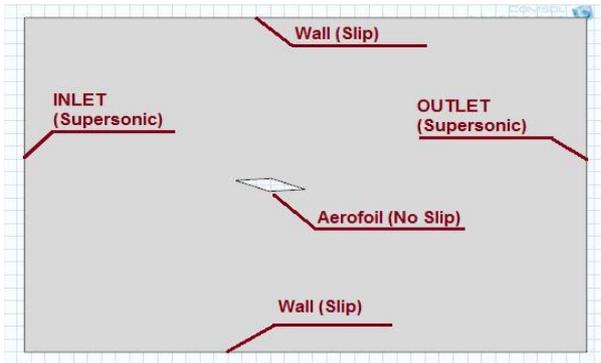


Figura 1.3.- Modelo de simulación 2D en Comsol en la región sombreada representa el régimen de flujo [7].

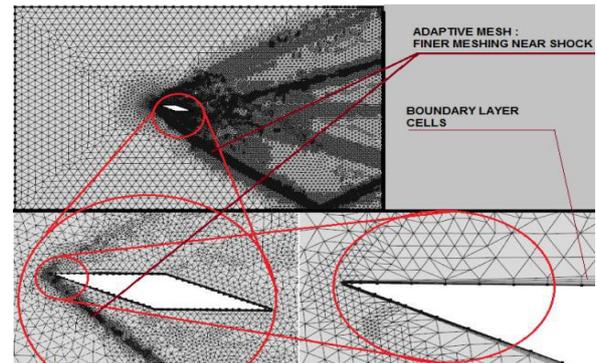


Figura 1.4.- La red adaptativa de $tc = 0,1$ y $\alpha = 120$ case [7].

El error de entre la teoría de expansión de choque y de la teoría del flujo viscoso compresible indica los efectos de la viscosidad y la estela que existen en la realidad y por lo tanto COMSOL Multiphysics imita los efectos realistas a los estándares aceptables que proporcionan a los usuarios una plataforma para simular el flujo a un alto número de Mach junto a otras físicas requeridas. La cuña de doble perfil aerodinámico se simuló por 24 casos con las condiciones de entrada similares a las condiciones atmosféricas que prevalecen a los 12 km de altitud de crucero y con el flujo libre de número de Mach $M = 2.5$. Los valores de los coeficientes obtenidos de la simulación numérica en el estudio actual sólo son aplicables para Envergadura infinita que tiene una sección aerodinámica congruente con perfil aerodinámico diseñado en este trabajo. En la gama de parámetros que se variaron en este estudio no se observó ninguna separación de flujo en la superficie del perfil aerodinámico en cualquiera de los casos. Como se pudo observar en el trabajo anteriormente descrito, se analizó un perfil simétrico romboidal o de superficie de doble cuña a altas velocidades y altos números Mach, cambiando la configuración del ángulo de ataque y dedujeron que el comportamiento del perfil en el modelo por FEM era similar al comportamiento que este tendría en la verdadera naturaleza física.

Mientras tanto por otra parte, los autores Huebsch y Rothmayer [9] realizan un estudio usando un algoritmo de capa límite de interacción para la investigación referente a los efectos de la rugosidad de pequeña escala en el mecanismo de separación laminar, donde “pequeña-escala” se define como la rugosidad total contenida dentro de la capa límite, en el desarrollo de esta simulación el punto de separación es definida para un flujo bidimensional alrededor de un perfil simétrico biconvexo con elementos de rugosidad de pequeña escala adheridos a la superficie. Cabe resaltar que los autores hacen mención de la alta resolución obtenida en las áreas de interés a tal grado que se utilizaron más de 4 millones de puntos de malla en la dirección del flujo para describir los resultados del mismo, cosa que se logró gracias a la implementación del algoritmo de capa límite de interacción, contrario a si se hubiera utilizado el algoritmo Navier-Stokes. A manera de conclusión los autores mencionan que la metodología y el esquema numérico de simulación resulta de alta efectividad en caso de necesitar una

alta resolución de mallado, además se menciona que los resultados muestran que la rugosidad de pequeña escala puede alterar las características del punto de la separación laminar.

Existen muchos trabajos enfocados en el estudio del comportamiento de los perfiles aerodinámicos por medio de CFD utilizando el método de elementos finitos (FEM) en los cuales se analizan las características de diseño de los perfiles un ejemplo de este tipo de trabajo es elaborado por Andrei Mugur y Sandor Bernad en su trabajo titulado "2d Numérica Simulación of the Stationary Flow Around a Blade of the Achard Turbine" [10]. En el cual se analiza la corriente de agua en una turbina, se lleva a cabo tanto con COMSOL Multiphysics 3.3 y con el software de Fluent 6.0.1, con el fin de comparar los resultados y las capacidades de software. El modelo $k-\epsilon$ de turbulencia fue seleccionado y la misma geometría y condiciones de contorno se consideraron dentro de los cálculos. Ahora bien, con el fin de representar el comportamiento de flujo estacionario alrededor de una sección transversal de una hoja o alabe fijo de la turbina de Achard. El valor de la velocidad aguas arriba se toma de modo que el número de Reynolds en el perfil fijo excede de 105, por lo tanto el flujo puede ser supuesto que tienen las mismas características que en el caso real de rotación. El tiempo de ejecución parece favorecer el uso de Fluent para los problemas más complejos (es decir, mayor cantidad de celdas), pero como los dos equipos que se utilizaron para las simulaciones numéricas están lejos de tener la misma potencia de cálculo, esta declaración debe ser observada con reservas. Por otro lado, para los perfiles que se pueden generar a partir de ecuaciones matemáticas conocidas (como los perfiles de NACA), la interoperabilidad entre COMSOL y el software MATLAB da una ventaja en el aspecto de generación de geometría de COMSOL. Aunque los resultados globales con respecto a los coeficientes de presión sobre las superficies de sustentación están de acuerdo con los resultados experimentales estáticos, es obvio que tales métodos computacionales no pueden predecir el fenómeno dinámico puesto que se informó en el caso de turbinas de ejes verticales de flujo cruzado. Por otra parte, las simulaciones 2D pueden ser aceptables para las palas con perfiles de sección transversal constante a lo largo del eje z, pero no permiten una descripción precisa del flujo de turbinas de eje vertical de flujo cruzado con sección transversal variable de hoja a lo largo del eje z como la hoja delta de la turbina de Achard.

Se desarrollaron experimentaciones para el estudio de la estructura de la estela de turbulencia de un perfil aerodinámico, incluyendo los efectos de la rugosidad de la superficie, en diferentes niveles de turbulencia de corriente libre a condiciones de un flujo transónico, realizada por Zhang y M. Ligrani [11] a mediados de 2006. Determinaron que en la medida en la que la rugosidad de la superficie aumenta, en consecuencia todas las cantidades de la estela del perfil se ensanchan significativamente y las frecuencias no dimensionales de vórtice disminuyen. Por otra parte la turbulencia de la corriente libre tiene un efecto escaso o poco influyente en el perfil de velocidad de la estela, la estructura de turbulencia, y la frecuencia de desprendimiento de vórtices, especialmente en la sección de corriente por debajo del

perfil con superficies rugosas. Definieron que en comparativa con los perfiles simétricos, los perfiles de estela producidos por la estela de perfiles asimétricos también tienen una alta dependencia de la rugosidad de la superficie, pero son menos sensibles a las variaciones de la intensidad de turbulencia de corriente libre. No está demás remarcar que durante la experimentación y la exposición de los resultados, los autores enmarcan las incertidumbres de las cantidades medidas así como también marcan el tamaño de estas. En el trabajo se observa la importancia de la rugosidad en los materiales de los perfiles ya que la rugosidad puede ser benefactora para el comportamiento del perfil o todo lo contrario.

Estas son la investigaciones más relevantes que se encontraron, como se puede apreciar hay gran avance en el área aeronáutica, pero falta incursionar precisamente en las fuerzas de arrastre y empuje de los perfiles, por lo cual se parte desde estos estudios para realizar investigación que adecuada para poder comprender el comportamiento de un perfil cuando se somete a diferentes condiciones de frontera. Se realizara la investigación y metodología con ayuda de la herramienta computacional mediante experimentación numérica con ayuda de los CFD, en este caso el método de los elementos finitos (FEM). La experimentación es un método bastante certero, exacto y el de mayor precisión, debido a que se experimenta bajo condiciones y parámetros similares a los que se tendrían en un vuelo de un avión, si este es el caso, sin embargo existen herramientas computacionales que se aproximan a los resultados que se pudieran obtener mediante la experimentación, estas herramientas son los softwares de simulación, en este caso un CFD. Se confía mucho en el CFD debido a su gran aproximación a resultados con experimentación y principalmente su bajo costo a comparación de la experimentación.

REFERENCIAS. CAPITULO 1

- [1] Galindo Coronado, Ernesto, 2012, “Modelado de una hélice y de una estructura de soporte de un aerogenerador típico”
- [2] M. B. Rosales, V. H. Cortínez, 2009, “cálculo de coeficientes aerodinámicos de perfiles de bajo Reynolds mediante el método de elementos finitos”
- [3] Houghton, E.L., Carpenter, P.W. “Aerodynamics for Engineering Students”
- [4] Gad-El-Hak, M. “Fluid Mechanics from the Beginning to the Third Millennium”.
- [5] Rosentrater, K.A., Balamuralikrishna R., “Essentials highlights of the History of Fluid Mechanics”
- [6] Oyarzún Suárez, C. A., 2005, “Análisis de Dinámica de Fluidos en un Perfil Aerodinámico”, Tesis de maestría, universidad del bio-bio, facultad de ing. Mecánica, Concepción, Chile.
- [7] Lucas Fernandez, 2002, “Análisis de Perfiles, Planos y Aviones: Estudio y Diseño de un cn-235”, Universidad Carlos iii de Madrid, escuela politécnica superior, Madrid España.
- [8] V. Gopal, R. Kolluru, 2012, “Numerical Study of Navier-Stokes Equations in Supersonic Flow Over a Double Wedge Airfoil Using Adaptive Grids”, BMS College of Engineering, Bangalore, Karnataka, India.
- [9] Andrei Mugur, Sandor Bernad, 2007, “2d Numerical Simulation of the Stationary Flowaround a Blade of the Achard turbine”, Scientific Bulletin of the “Politehnica” University of Timisoara Transactions on Mechanics, Timisoara, Romania.
- [10] Huebsch, W.W., Rothmayer A.P., “Small-Scale Roughness Effects on Laminar Separation”
- [11] Zhang, Q., Ligrani, P.M. “Wake Turbulence Structure Downstream of a Cambered Airfoil in Transonic Flow: Effects of Surface Rughness and Freestream Turbulence Intensity”

CAPITULO 2. FUNDAMENTOS TEORICOS

2.1.- Introducción.

Para comenzar a hablar de acerca del presente tema es preciso realizar una breve introducción a los perfiles aerodinámicos para poder comprender el significado de los términos que utilizaremos más adelante. Para el estudio de los efectos aerodinámicos sobre un perfil es necesario conocer los conceptos y procedimientos existentes en la actualidad para el cálculo, diseño y análisis de los perfiles. La literatura aquí presentada, está destinada al estudio de los perfiles aerodinámicos utilizados en las aeronaves. Posteriormente en el presente capítulo se abordan conceptos de mecánica de fluidos y las ecuaciones que rigen el comportamiento de los fluidos a través de los perfiles, todo esto para poder facilitar la comprensión de los procedimientos para el análisis de los perfiles aerodinámicos.

Es muy importante saber lo que es un perfil alar, así como también es muy importante saber cómo se clasifican. En este capítulo estudiaremos precisamente los perfiles aerodinámicos, sus características y su clasificación; también estudiaremos la rama de la mecánica de fluidos que influye para que los perfiles aerodinámicos puedan hacer todas sus funciones esperadas.

La aerodinámica estudia las acciones sobre un cuerpo que se encuentra inmerso en el seno de una corriente fluida, ya sea porque el cuerpo se mueve en el seno de un fluido en reposo o el fluido se mueve alrededor del cuerpo que permanece en reposo. Se toma mucho en cuenta la segunda suposición para estimaciones de cálculos y experimentación, ya que es más fácil hacer fluir un fluido a través del perfil que hacer fluir el perfil a través del fluido.

2.2.- Perfiles aerodinámicos.

En aeronáutica y la aerodinámica le denominan perfil alar, perfil aerodinámico o simplemente perfil, a la forma geométrica que al desplazarse a través del aire o cualquier fluido es capaz de crear a su alrededor de una distribución de presiones que genere sustentación.

El perfil aerodinámico es uno de los elementos más importantes en el diseño de superficies sustentadoras porque forma parte de ellos como las alas, o de otros cuerpos similares como alabes o palas de hélice o de rotor. Los perfiles aerodinámicos son muy importantes en el área aeroespacial debido a que forman parte de las alas de un avión y de las aspas de los alabes de las turbinas, elementos importantísimos en una aeronave para poder lograr su buen funcionamiento y o así poder emprender el vuelo.

2.2.1.- Definición y descripción de los perfiles aerodinámicos.

Los perfiles aerodinámicos son elementos empleados en las aplicaciones aerodinámicas, por ende, un perfil aerodinámico es un cuerpo que posee una forma tal que le permite aprovechar al máximo las fuerzas originadas por las variaciones de velocidades y presiones de una corriente de aire, por tanto, podemos concluir que son elementos constituidos para generar fuerzas empleando un fluido que bordea el contorno de dicho elemento.

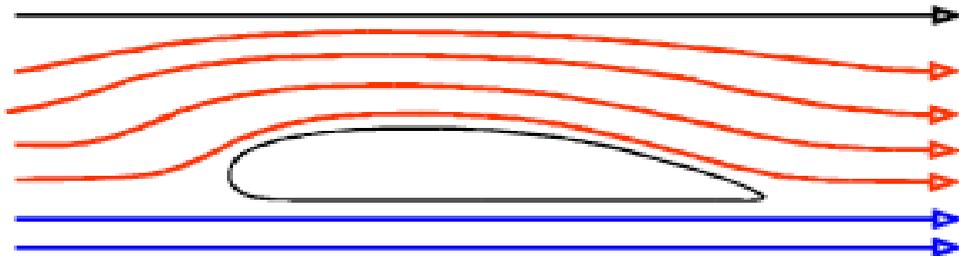


Figura 2.1.- Perfil aerodinámico envuelto en líneas de corriente. [1]

Un perfil alar corresponde a una sección del ala diseñada para obtener mejores características aerodinámicas. Permite generar una fuerza de sustentación debido a las diferencias de presión que actúan en la parte superior del ala (extradós) y en la parte inferior del ala (intradós), y que se debe a la diferente longitud del camino recorrido por las moléculas del aire sobre dichas superficies. La longitud del extradós, al ser curvo, es mayor que la longitud del intradós produciéndose así una presión mayor la cual genera una fuerza sustentadora.

En aeronáutica se denomina perfil alar, perfil aerodinámico o simplemente perfil, a un contorno de forma curvada, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones tal que genere sustentación propia. [2]

Un perfil aerodinámico es cualquier sección del ala cortada por un plano paralelo a la cuerda de la misma. Los perfiles se pueden dividir en dos grandes tipos: simétricos y asimétrico. [3]

Si bien observamos un perfil aerodinámico nos podemos dar cuenta que la forma que este tiene viene siendo armónica de acuerdo con el fluido, con un borde redondeado que le permite deslizarse sin mucho problema en el medio fluido, y su forma hace que el fluido fluya sin problemas sobre de él, es así pues como el perfil es diseñado para generar la menor resistencia posible al avance cuando este se encuentra inmerso en el fluido.

2.2.1.2.- Terminología de un perfil aerodinámico.

Para poder realizar el estudio adecuado de los perfiles aerodinámicos es necesario definir las características geométricas que describen a un perfil, saber la estructura con la cual este está formado así como su terminología, saber cómo se llaman cada una de sus secciones y partes geométricas. A continuación se describirá la nomenclatura establecida por la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), debido a que muchos de los perfiles NACA son comúnmente usados en la actualidad y por qué esta nomenclatura está muy bien establecida.

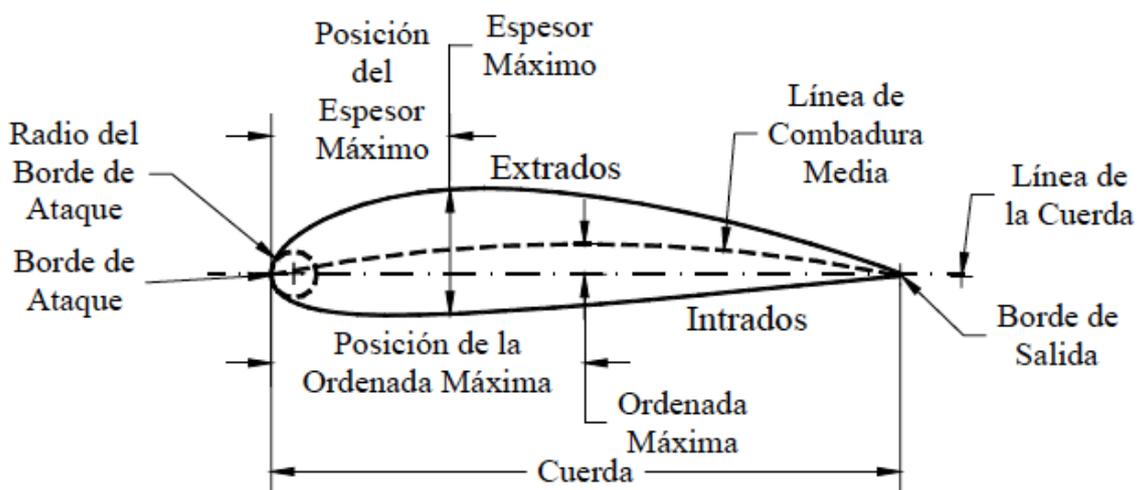


Figura 2.2.- Terminología de un perfil. [4]

La descripción de cada uno de los elementos geométricos así como su terminología es la siguiente:

1.- Extradós.

El extradós es la parte superior del perfil, la parte donde está la combadura.

2.- Intradós.

El Intradós es la parte inferior del perfil, la parte más recta de un perfil.

3.- Borde de ataque.

Es el punto más delantero de un perfil.

4.- Borde de salida.

Es el punto más trasero del perfil.

5.- Línea de la cuerda. Es la línea recta que pasa por el borde de ataque y por el borde de salida.

6.- Cuerda. Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida. Es una dimensión característica de un perfil aerodinámico.

7.- Línea de combadura media. Es la línea equidistante entre el lado de succión (extradós) y el lado de presión (intradós). Esta línea "fija" la combadura del perfil. Si la línea de combadura media queda sobre la cuerda se dice que la combadura es positiva, si queda por debajo, negativa, y si va por debajo y por arriba, doble combadura.

8.- Ordenada máxima de la línea de combadura media. Es la máxima distancia entre la línea de combadura media y la cuerda del perfil. El valor suele quedarse en porcentaje de la cuerda.

9.- posición de la combadura máxima. Es la distancia medida a partir del borde de ataque, en porcentaje de la cuerda, donde se encuentra la ordenada máxima de la línea de combadura media.

10.- Espesor máximo. Es la distancia máxima entre el lado de succión y el lado de presión, medida perpendicularmente a la cuerda. Es una característica importante, que se expresa en porcentaje de la cuerda. El valor varía desde un 3% en los perfiles delgados hasta un 18% en los más gruesos.

11.- Posición del espesor máximo. Es la distancia paralela a la cuerda, medida desde el borde de ataque hasta la ordenada donde existe el espesor máximo del perfil.

12.- Radio de combadura del borde de ataque. Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al lado de succión y el lado de presión, y con su centro situado en la línea tangente a la línea de combadura media y pasa por el borde de ataque [5], [6].

2.2.2.- Clasificación de perfiles aerodinámicos.

2.2.2.1.- La serie de perfiles NACA.

Los perfiles NACA son las formas aerodinámicas que tienen las alas de aviones desarrollados por el Comité Consultivo Nacional para la Aeronáutica (NACA) por sus siglas en inglés. La forma de los perfiles de ala NACA describe el uso de una serie de dígitos que siguen a la palabra "NACA." Los parámetros en el código numérico que se pueden introducir en las ecuaciones específicas para generar con precisión la sección transversal de la superficie de sustentación y calcular sus propiedades y así poder saber o darse una idea del comportamiento del perfil alar.

Las primeras series NACA, fueron las de cuatro dígitos, cinco dígitos y las modificadas de cuatro y cinco dígitos fueron generados usando ecuaciones de analíticas que describen la combadura de la línea media del perfil así como la discusión de espesor a lo largo de la longitud del perfil. Familias posteriores, incluyendo la serie seis, son formas más complicadas derivadas de métodos teóricos en lugar de métodos geométricos. Antes que el comité nacional asesor para la aeronáutica (NACA) desarrollara estas series, el diseño de perfiles aerodinámicos era de forma arbitraria, sin alguna guía para el diseñador excepto su previa experiencia con formas conocidas y experimentación con modificaciones de aquellas formas [7].

Los perfiles NACA son una serie de perfiles aerodinámicos que fueron creados por la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) como ya bien hemos estado recalando esto anteriormente, estos perfiles se engloban según sus características de la siguiente manera.

2.2.2.2.- Serie NACA de 4 Dígitos.

La serie naca de cuatro dígitos es la primer familia de perfiles aerodinámicos diseñados usando aproximación analítica, a continuación se presenta que significa cada uno de sus términos utilizando la terminología de los perfiles.

- El primer dígito especifica la combadura máxima (m) en porcentaje de la cuerda.
- El segundo dígito indica la posición de la combadura máxima (p) desde el bode de ataque en decimas de la cuerda.
- Los dos últimos dígitos nos indican el espesor máximo (t) del perfil en porcentaje de la cuerda.

Esta serie NACA de cuatro dígitos tienen por defecto un valor máximo de espesor del 30% de la cuerda. [3]

Por ejemplo el perfil NACA 2412, como podemos observar es un perfil de cuatro dígitos, de los cuales el primer dígito me indica que la combadura máxima es del 2%, el segundo

digito me indica que la máxima combadura está localizada al 40% (.04 cuerdas) del borde de ataque, por último los dos dígitos que faltan definen el espesor máximo de la cuerda que en este caso es del 12%.

2.2.2.3.- Serie NACA de 5 Dígitos.

La serie NACA de cinco dígitos usa la misma forma que la serie de cuatro dígitos pero la línea de combadura media se define de diferente forma y la convención de la nomenclatura es un poco más complicada.

- El primer dígito cuando es multiplicado por $3/2$, produce el coeficiente de sustentación de diseño (c_l) en décimas.
- Los dígitos siguientes, el segundo y tercer dígito, cuando son divididos entre 2, resulta la posición de la combadura máxima (p) desde el borde de ataque en decimas de la cuerda o como porcentaje de ella.
- Los siguientes dos dígitos, el cuarto y quinto dígito, nos indican el espesor máximo del perfil (t) dado en porcentaje de la cuerda.

Los perfiles de la serie de 5 dígitos tienen por defectos un espesor máximo en el 30% de la cuerda. [3]

Por ejemplo el perfil NACA 12312, como bien sabemos el primer dígito nos indica que el coeficiente de sustentación de diseño es de 0.15, los siguientes dos dígitos me indican la combadura máxima desde el borde de ataque que es 11.3% de la cuerda, y los últimos dos dígitos indican que tiene un espesor máximo del 12%.

2.2.2.4.- Serie NACA de 4 y 5 dígitos modificada.

Los perfiles del bombardero B-58 son miembros de la serie 4 y 5 dígitos, sin embargo los nombres son ligeramente diferentes a esas formas que han sido modificadas. Considérese el perfil aerodinámico raíz, NACA 0003.46-64.069, como un ejemplo. La forma básica es la 0003, un 3% de espesor con 0% de combadura. Esta forma es un perfil simétrico que es idéntico por encima y por debajo de la línea de combadura media. La primera modificación que se considera es el 0003-64. El primer dígito después del guion se refiere a la redondez de la nariz. El valor de 6 indica que el radio de la nariz es el mismo que el perfil original mientras que un valor de 0 indica un borde de ataque puntiagudo o afilado. Al incrementar este valor significa que se incrementa la redondez de la nariz. El segundo dígito determina la posición del espesor máximo de decimas de la cuerda. La posición estándar del espesor máximo de los perfiles de 4 y 5 dígitos es al 30% detrás del borde de ataque. En este ejemplo, la posición del espesor máximo se ha movida al 40% de tras del borde de ataque. Finalmente, se debe notar que el

00033.46-64.069 tiene dos arreglos de dígitos precedidos por decimales. Estos indican simplemente ligeros ajustes al espesor máximo y la posición. En lugar de que sea 3% de espesor, este perfil tiene 3.46% de espesor. En lugar de que el espesor máximo sea localizado al 40% de la cuerda, la posición sobre este perfil está al 40.69% de la cuerda. [7]

2.2.5.- Serie NACA 1 o NACA 162.

La serie 1 se desarrolló basándose en una teoría de relaciones geométricas. Por el momento estos perfiles aerodinámicos fueron diseñados durante la década de 1930, al mismo tiempo que muchos avances se habían hecho en los métodos de diseño inverso de los perfiles aerodinámicos. El concepto básico detrás de esta aproximación de diseño es especificar la distribución de presiones o velocidades deseada sobre el perfil, esta distribución determina las características de sustentación de la geometría, y entonces determinar la forma geométrica que produce esta distribución de presiones y velocidades. Como un resultado, estos perfiles aerodinámicos no fueron generados usando algunos arreglos de expresiones analíticas como los de las series 4 y 5. Los perfiles de la serie 1 son identificados por 5 dígitos, como por ejemplo el NACA 16-212. El primer dígito, 1, indica la serie, esta serie fue diseñada para perfiles con regiones de escaso flujo supersónico. El 6 especifica la posición de presión mínima en decimas de la cuerda, 60% detrás del borde de ataque en este caso. Seguido del guion, el primer dígito indica el coeficiente de sustentación en decimas (0.2) y los dos últimos dígitos especifican el espesor máximo en decimas de la cuerda (12%). Debido a que los perfiles 16-xxx son los únicos que han tenido mucho uso, esta familia es referida usualmente como la serie 16 en lugar de nombrarla como una subfamilia de la serie 1 [5], [6].

2.2.2.6.- Serie NACA 6 Dígitos.

La serie 6 fue derivada usando un método teórico mejorado que, como la serie 1, dependía específicamente de la distribución de presiones o velocidades deseadas y empleaba matemáticas avanzadas para generar la forma geométrica requerida. La meta de esta aproximación fue diseñar perfiles que maximizaran la región sobre la cual el flujo de aire se conserva laminar. Y para hacer esto, el arrastre sobre un pequeño rango de coeficientes de sustentación se debe reducir sustancialmente. La nomenclatura de la serie 6 es de las más confusas de cualquiera de las familias previamente señaladas, especialmente debido que tiene diferentes variaciones. Uno de los más comunes ejemplos es el NACA 64₁-212, $a=0.6$. En este ejemplo, el 6 expresa la serie e indica que esta familia es diseñada para flujos laminares más grandes que las series 4 y 5. El segundo dígito, 4, indica la posición de la presión mínima en decimas de la cuerda (0.4c). El subíndice 1 indica que un bajo arrastre se mantiene en coeficientes de sustentación 0.1 por encima y por debajo del coeficiente de sustentación de diseño (0.2) especificado por el primer dígito posterior al guion en décimas. Los dos

últimos dígitos especifican el espesor en porcentaje de la cuerda, 12%. La fracción especificada por $a=$ indica el porcentaje de la cuerda del perfil sobre la cual la distribución de presiones es uniforme sobre el perfil, 60% de la cuerda en este caso. Si no se especifica, la cantidad que se considera es 1 o en su defecto la distribución es constante sobre todo el perfil [5], [6].

2.2.2.7.- Serie NACA 7 Dígitos.

La serie 7 fue un logro adicional ala maximizar las regiones de flujo laminar sobre un perfil diferenciando las posiciones de la presión mínima sobre las superficies superior e inferior. Un ejemplo es el NACA 747^a315. El 7 denota la serie, el 4 da la posición de la presión mínima sobre la superficie inferior en decimas de cuerda (70%). El cuarto carácter, una letra, indica las formas usadas para la distribución de espesor y del línea media. Una serie de formas estandarizadas derivadas de las primeras familias se designan por diferentes letras. Otra vez el quinto digito indica el coeficiente de sustentación de diseño en decimas (0.3) y los dos últimos dígitos son el espesor del perfil en porcentaje de la cuerda (15%) [5], [6].

2.2.2.8.- Serie NACA 8 Dígitos.

Una variación final de la metodología de las series 6 y7 fue la serie NACA 8 diseñada para el vuelo a velocidades supercríticas. Como los primeros perfiles aerodinámicos, la meta fue maximizar la magnitud del flujo laminar en las superficies superior e inferior de forma independiente. La nomenclatura es muy similar a la serie 7, un ejemplo es el NACA 835^a216. El 8 designa la serie, el 3 es la posición de la presión mínima sobre la superficie superior en decimas de la cuerda (0.3c), el 5 es la posición de la presión mínima sobre la superficie inferior en decimas de la cuerda (0.5c), la letra A distingue los perfiles que tienen diferentes formas de combadura y espesor, el 2 denota el coeficiente de sustentación de diseño en decimas (0.2), y el 16 se refiere a la espesor del perfil en porcentaje de la cuerda (16%) [5], [6].

2.2.3.- Principio de funcionamiento de los perfiles aerodinámicos.

Para comprender esto, será necesario remontarnos hasta una pregunta que tal vez muchos nos hicimos cuando éramos niños e incluso ya de adultos: ¿por qué vuela un avión? Un elemento más pesado que el aire y que es capaz de vencer la fuerza de gravedad, manteniéndose en vuelo.

Muchas son las causas, comencemos por la mágica palabra de "sustentación", fenómeno físico que tendríamos que explicar de manera sencilla y clara viendo estudios de la función del ala, esto lo estudiaremos en el siguiente tema.

En un ala, lo que llamaríamos largo, ancho y alto, se define en lenguaje aeronáutico como envergadura, cuerda y espesor. Envergadura es la distancia entre puntas de ala o bordes marginales o simplemente donde comienzan las alas, cuerda es la distancia entre (el borde de ataque) parte delantera y (el borde de salida) parte posterior del ala como ya antes lo habíamos mencionado con anterioridad. Y por último recordaremos que el espesor es la distancia entre la parte superior del ala (extradós) y la parte inferior de la misma (intradós). Una vez recordados estos términos o parámetro básicos de un ala, le damos un corte en sentido perpendicular a la envergadura, es decir del borde de ataque al borde de salida y tendremos una sección que denominamos perfil.

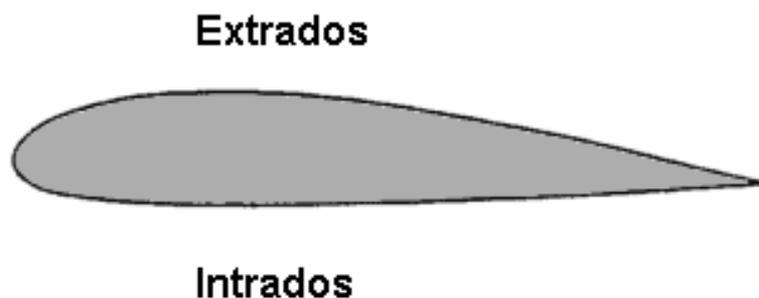


Figura 2.3.- perfil alar, señalando intradós y extradós.

Éste, con algunos cambios según el tipo de avión, tiene forma muy característica, como podemos observar en la figura 2.3. Es precisamente esa forma geométrica la que da origen a la sustentación. Haciendo desplazar un perfil plano dentro de un fluido laminar, en este caso aire, si se pudieran ver las moléculas alrededor del cuerpo, se observaría que la alteración producida es mínima, y los filetes de aire permanecen prácticamente paralelos.

Sin embargo, si ponemos un perfil alar en ese fluido, el comportamiento de los imaginarios filetes de aire sería diferente. Naturalmente estos se ajustan a la forma del perfil, pero en la zona de contacto con el extradós, por su mayor curvatura, los filetes de aire se comprimen, lo cual obliga a las moléculas de aire a aumentar su velocidad de paso, creándose así una depresión o, lo que es igual, un efecto de succión en el extradós del ala. Al contrario ocurre en el intradós, donde las líneas de corriente se separan y se produce una sobre presión.

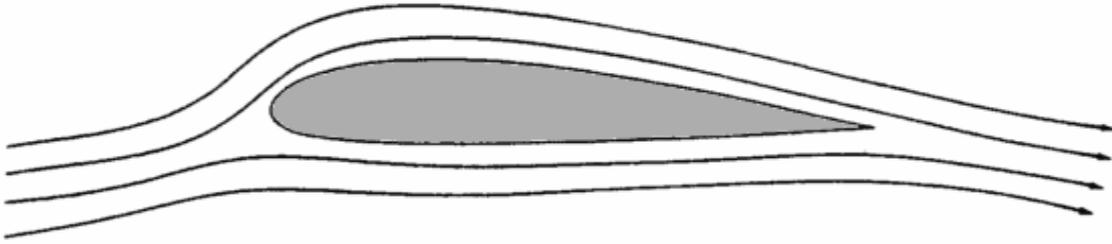


Figura 2.4.- Perfil Alar sometido a una corriente de fluido, mostrando líneas de corriente.

Estos dos efectos contemplados en las leyes del movimiento de fluidos (Ley de Bernoulli), hacen que nuestro perfil, y por lo tanto el del ala, sea sometido a una fuerza vertical ascendente llamada sustentación. En esta fuerza tiene mayor influencia la depresión que se produce en el extradós, que la sobrepresión del intradós.

Vemos que el avión vuela gracias a la succión del extradós, es decir como suspendido del ala en lugar de apoyado sobre ella como generalmente se cree, esta es una explicación muy sencilla de cómo funcionan los perfiles aerodinámicos y por ende el por qué vuela un avión y se puede mantener suspendido en el aire.

Como ya sabemos un avión se sustenta en el aire como consecuencia de la diferencia de presiones que se origina al incidir la corriente de aire sobre un perfil aerodinámico, como es el ala. En la parte superior de la misma se produce un aumento de velocidad ya que la trayectoria a recorrer por las partículas de aire en esta, es mayor que en la parte inferior, en el mismo tiempo. Por lo visto anteriormente se origina en la parte superior una disminución de presión con respecto a la parte inferior, produciendo de esta forma la sustentación del ala. Ahora para una comprensión más detallada del funcionamiento de los perfiles aerodinámicos estudiaremos cuidadosamente la las fuerzas aerodinámicas como son la sustentación y el arrastre, los coeficientes de arrastre y sustentación, también estudiaremos la distribución de presiones y velocidades a través de todo el perfil.

2.2.3.1.- Fuerza aerodinámica.

Si consideramos el aire moviéndose a través de un objeto, como lo muestra la Figura 2.4, y nos enfocamos en el recorrido del elemento infinitesimal de masa del gas, denominado Elemento en el Fluido, se observa que a medida que pasa el tiempo se presenta un cambio en la dirección y la magnitud de su velocidad; lo cual nos permite definir la velocidad de flujo como la velocidad de un gas que fluye en cualquier punto del espacio [3].

Las fuerzas y momentos aerodinámicos presentes en cualquier cuerpo moviéndose a través de un fluido, son originadas debido a la distribución de presiones y a la distribución del esfuerzo cortante sobre su superficie [3].

Cuando el cuerpo lleva una orientación determinada, como en el caso de los perfiles, se presentan diferentes condiciones de fuerzas y momentos resultantes, como lo muestra la figura 2.5.

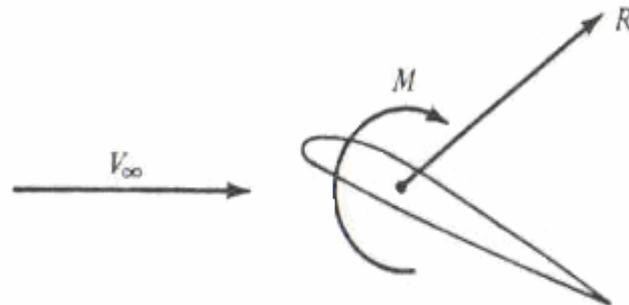


Figura 2.5. Fuerzas y Momentos Aerodinámicos [3].

Con base en la Figura 2.5 pueden deducirse las dos fuerzas aerodinámicas principales: La fuerza de sustentación, que es la componente de la fuerza resultante, siendo perpendicular a la dirección de la velocidad del aire que incide sobre el cuerpo y la fuerza de arrastre que es la componente de la fuerza resultante, siendo paralela a la dirección de la velocidad del aire. Todas las consecuencias que deja el paso del aire a través de un cuerpo se reflejan en la generación de fuerzas y momentos que son objeto de estudio para la ciencia aerodinámica [3].

Suena complicado que el flujo que incide en un perfil aerodinámico o en un perfil de alabeo de una turbina de vapor pueda producir el empuje necesario, en el caso de la turbina para generar energía eléctrica, y en el caso del perfil aerodinámico las fuerzas necesarias para que el avión pueda levantar el vuelo, sin embargo en este y otros casos las fuerzas aerodinámicas sobre un cuerpo son provocadas únicamente por dos fuentes, la primera, la distribución de presiones (P) sobre la superficie del cuerpo, y la segunda, es debido a la distribución de esfuerzos cortantes (τ) sobre la superficie del cuerpo.

La presión P actúa normal a la superficie, y el cortante τ actúa de forma tangencial a la superficie. El efecto total de las distribuciones de la presión y el cortante integradas sobre la superficie completa del perfil resulta en una fuerza total aerodinámica, algunas veces llamada fuerza resultante que puede ser dividida en dos componentes, que son la sustentación, provocada por la distribución de presiones y el arrastre (resistencia al avance), que es provocada principalmente por la distribución de esfuerzos cortantes a bajos ángulos de ataque y por la distribución de presiones para ángulos de ataque elevados. La sustentación actúa en forma perpendicular al viento relativo. El arrastre es la fuerza paralela al viento relativo que se opone al viento relativo que se opone al

movimiento de un perfil en un flujo. La figura 2.6 ilustra las definiciones previamente manejadas para una mejor comprensión.

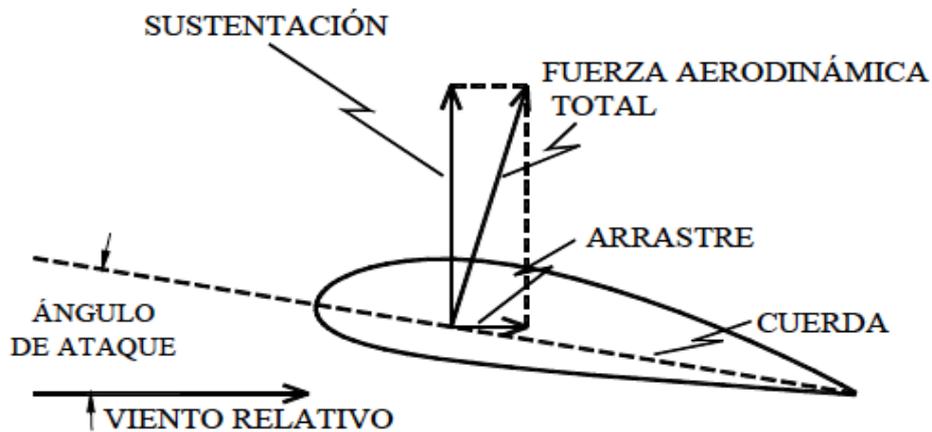


Figura 2.6.- Fuerzas actuantes sobre un plano aerodinámico [4].

Muchos factores contribuyen a la sustentación total generada por un perfil aerodinámico. El incremento de la velocidad causa un aumento de sustentación debido a la diferencia entre el lado de succión y el lado de presión. La sustentación se incrementa con el cuadrado de la velocidad. Normalmente, un aumento de la sustentación genera un aumento del arrastre. Por lo tanto, cuando se diseña un perfil aerodinámico se toman en cuenta todos estos factores y se diseña para que tenga el mejor desempeño en el rango de velocidades en el que se vaya a operar [7].

2.2.3.2.- Sustentación.

El aumento de la velocidad del aire sobre el lado de succión de un perfil aerodinámico, con respecto a la velocidad del aire en el lado de presión, genera una diferencia de presiones entre ambas superficies del perfil. Si esta diferencia de presiones es diferente de cero, ya sea positiva o negativa, y al estar sobre las superficies del perfil, genera una fuerza resultante denominada **sustentación**. Si se observa la figura la figura 2.7 (perfil simétrico), se notaran que las presiones resultantes sobre el lado de succión y el lado de presión generan fuerzas opuestas de la misma magnitud, por lo tanto no existe la sustentación [7].

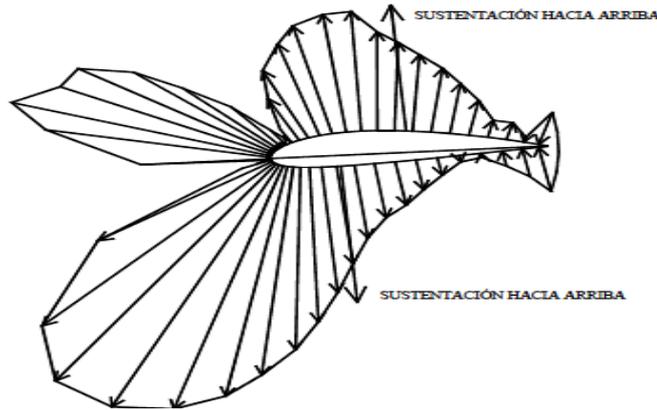


Figura 2.7.- Perfil asimétrico con sustentación nula [4]

Cuando se incrementa el ángulo de ataque las presiones en el lado de succión son inferiores a las del lado de presión, obteniéndose una fuerza resultante en dirección vertical y hacia arriba llamada sustentación. El punto donde se puede considerar aplicada esa fuerza se denomina centro de presión [7].

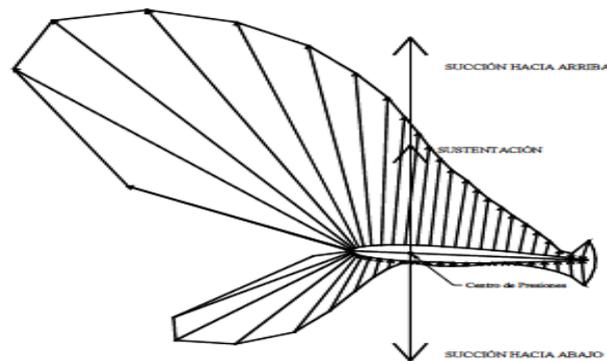


Figura 2.8.- perfil con sustentación positiva [4].

La distribución de las presiones es diferente en los perfiles simétricos. La distribución de presiones, como se puede observar en la figura 2.9, es similar tanto en el lado de succión como en el lado de presión, y las fuerzas resultantes de ambas presiones son iguales en magnitud pero de sentidos contrarios y aplicados en el mismo punto.

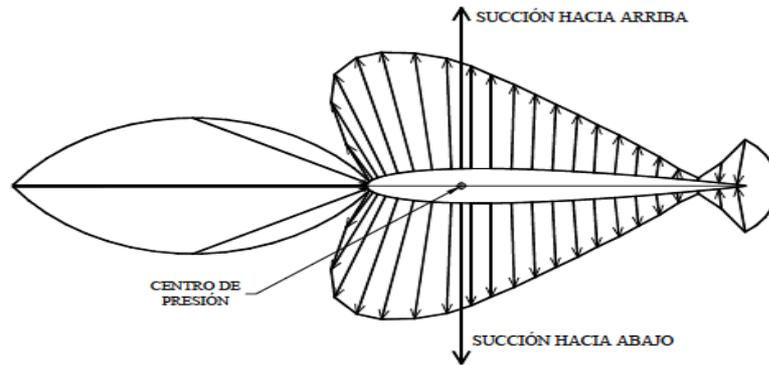


Figura 2.9.- perfil simétrico con sustentación nula [4]

En nuestras propias palabras la sustentación es la componente de la fuerza aerodinámica neta perpendicular a la dirección del fluido.

La fuerza de sustentación está dada por la siguiente ecuación:

$$F_L = C_L \left(\frac{\rho v^2}{2} \right) S \quad (2.1)$$

Donde:

F_L = Fuerza de sustentación. [N]

C_L = Coeficiente de sustentación adimensional.

ρ = Valor de la densidad del aire [kg/m³].

A = Área o superficie alar del perfil [m²].

V = Velocidad del fluido o del vehículo según cual sea el caso [m/s].

2.2.3.3.- Arrastre.

En un cuerpo en movimiento sumergido en un fluido experimenta dos fuerzas importantes como ya lo hemos mencionado con anterioridad, una de estas fuerzas causadas por la acción del fluido es la fuerza de arrastre. El arrastre como bien dijimos es la fuerza sobre un cuerpo que resiste al movimiento en la dirección del recorrido del cuerpo. En las aeronaves la fuerza de arrastre se produce con la resistencia al viento, debido a la viscosidad que tiene este lo que produce esfuerzos cortantes en toda la superficie en contacto con el fluido.

La fuerza de arrastre está determinada por la ecuación:

$$F_x = C_x \left(\frac{\rho v^2}{2} \right) S \quad (2.2)$$

Donde:

F_x = Fuerza de arrastre [N].

C_x = Coeficiente de arrastre adimensional.

S = Superficie alar en contacto con el fluido [m^2].

ρ = Valor de la densidad del aire [kg/m^3].

V = Velocidad del fluido [m/s].

El factor $\left(\frac{\rho v^2}{2} \right)$ se conoce como la presión dinámica que tiene una influencia sobre el arrastre.

2.2.3.4.- Momentos aerodinámicos.

Se trata del giro de los cuerpos debido al investimento de una corriente de fluido. El momento aerodinámico produce un giro alrededor de un eje longitudinal y también produce movimientos angulares en los 3 ejes. Alrededor de estos 3 ejes se puede girar, eje x, eje y, eje z, el perfil del avión, etc., giran alrededor de estos tres ejes y de ahí salen tres momentos del giro, el primero se llama de derrape, el segundo momento de cabeceo y el tercer momento se le conoce como longitudinal por eso que tiene tres clases de movimiento y de momentos. Uno de los momentos más importantes es el momento de cabeceo, con esto no se quiere intuir que los demás sean despreciables, pues se estaría en un gran error.

Al hablar de fuerzas resultantes se considera que esta es perpendicular a la dirección de la corriente libre de aire, es decir, que solo existe sustentación, lo que significa que se está despreciando la resistencia. La contribución de la resistencia al momento de cabeceo puede despreciarse y especialmente si el ángulo de ataque es pequeño [8].

En un perfil asimétrico, la línea de curvatura media ya no será una recta que coincida con la cuerda, sino que será una línea curva. Para un ángulo de ataque nulo, tendremos una distribución de presión como en la figura 2.10; debido a la curvatura de dicha línea, se tendrá sustentación para un ángulo de ataque nulo [8].

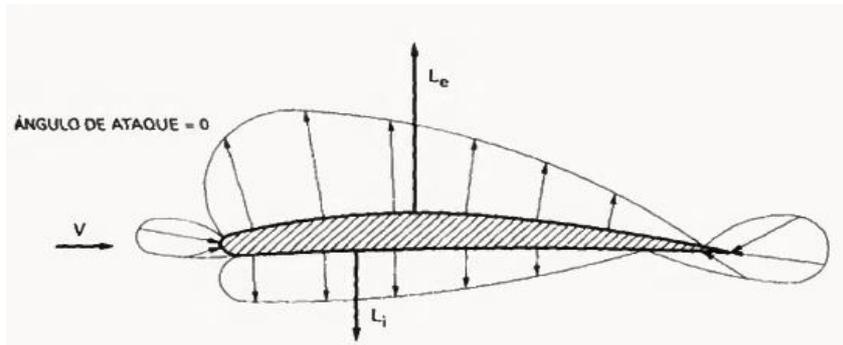


Figura 2.10.- Perfil asimétrico mostrando distribución de presiones.

Como bien sabemos la sustentación es la resultante entre las fuerzas sobre el extradós e intradós. El punto donde efectivamente esta aplicada dicha fuerza es el centro de presión.

El valor del momento de cabeceo M en un perfil dependerá de las mismas variables que la sustentación, ya que es debido a las mismas causas que producen la sustentación; es decir, a la forma de la distribución de presiones. Su valor viene dado por [8]:

$$M = C_M \cdot q \cdot S \cdot c \quad (2.3)$$

En donde M = Momento.

q = Presión dinámica $\left(\frac{\rho v^2}{2}\right)$

S = Superficie de las alas.

c = *Cuerda*.

C_M = *Coeficiente de momento*.

El valor de M también dependerá del punto respecto al cual se tomen momentos. Resumiendo, en el caso más general, las acciones aerodinámicas sobre un perfil se pueden considerar que consisten en una sustentación aplicada en un punto más un momento de cabeceo, sea A el punto considerado. Supongamos que el conjunto de fuerza-momento es el que aparece en la figura 2.11; en donde el momento se ha considerado negativo, como suele ocurrir en la realidad para perfiles con curvatura positiva.

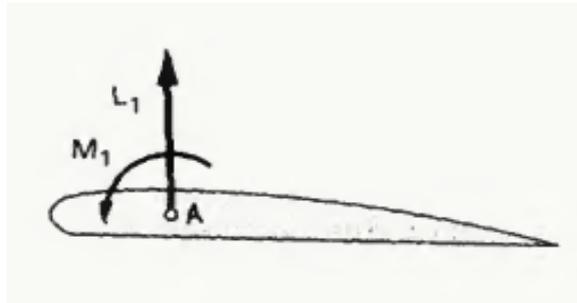


Figura 2.11.- visualización de momento de cabeceo [8].

2.2.3.5.- Angulo de ataque.

Es el ángulo formado entre la cuerda alar y la trayectoria del viento relativo seguida por el centro de gravedad de ese plano [1].

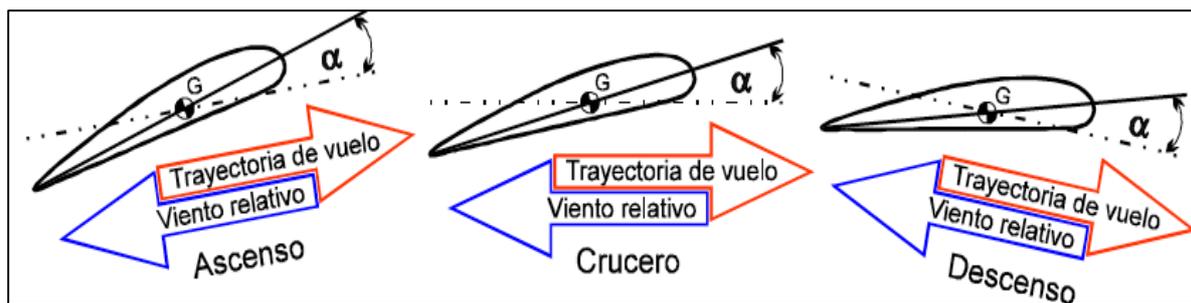


Figura 2.12.- visualización de los diferentes ángulos de ataque en un perfil alar [1].

Es importante mencionar que el arrastre varía conforme giramos el perfil respecto a un eje longitudinal, es decir, conforme variamos el ángulo que forma la sección del perfil con la dirección de la corriente. Ese ángulo se denomina ángulo de ataque. Puede ser positivo, negativo o neutro.

La pérdida es la incapacidad del ala para producir la sustentación necesaria, debido a un ángulo de ataque excesivo.

Para ángulos superiores a 14 grados, la sustentación cambia con rapidez hasta llegar a la pérdida total cuando, por efecto de esos valores, el aire se mueve produciendo torbellinos en la superficie de las alas. En ésta situación se dice que el perfil aerodinámico ha entrado en pérdida [1].

2.2.3.6.- Coeficientes aerodinámicos.

Normalmente esta información se obtiene en base a experimentos por lo que para describir las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre los perfiles de una forma general se expresarán en términos de los coeficientes adimensionales. Para ello se ha realizado un análisis dimensional del perfil de forma general. Las variables de las que depende la fuerza son [9]:

- c La cuerda del perfil
- r_u La rugosidad de la superficie
- α El ángulo de ataque
- ρ_∞ La densidad del aire
- γ El coeficiente adiabático del aire
- T_∞ La temperatura del aire
- μ La viscosidad dinámica del aire
- V_∞ La velocidad incidente relativa al perfil
- R_g La constante universal de los gases

Para tomar el área de referencia se emplean varias definiciones: el área proyectada (la que se vería observando el cuerpo desde arriba) o área frontal (la que se vería al mirar el cuerpo desde la dirección por la que se aproxima el flujo). Para cuerpos bidimensionales, el área se basa en un ancho unitario ($h=1$):

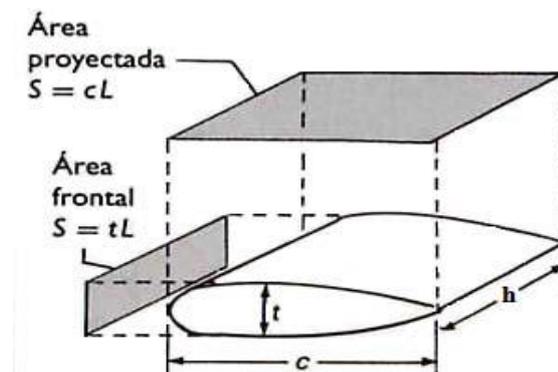


Figura 2.13.- Distribución de las áreas frontal y proyectada. Referencia [9].

Por tanto, las fuerzas de sustentación y resistencia dependen de:

$$L = L(c, \alpha, r_u, \rho_\infty, \mu_\infty, V_\infty, R_g, \gamma) \quad (2.4)$$

$$D = D(c, \alpha, r_u, \rho_\infty, \mu_\infty, V_\infty, R_g, \gamma) \quad (2.5)$$

Eligiendo como variables independientes c , ρ , V_∞ y T_∞ y aplicando el Teorema π del análisis dimensional, las fuerzas de sustentación y resistencia adimensionalizadas quedan como:

$$\begin{aligned} \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c} &= f \left[\alpha, \frac{r_u}{c}, \frac{\mu}{c \rho_\infty V_\infty}, \frac{V_\infty^2}{\gamma R_g T_\infty} \right] \\ &= f(\alpha, r, Re, M_\infty) \end{aligned} \quad (2.6)$$

$$\begin{aligned} \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c} &= f \left[\alpha, \frac{r_u}{c}, \frac{\mu}{c \rho_\infty V_\infty}, \frac{V_\infty^2}{\gamma R_g T_\infty} \right] \\ &= f(\alpha, r, Re, M_\infty) \end{aligned} \quad (2.7)$$

Donde:

r es la rugosidad adimensionalizada con la cuerda $r = \frac{r_u}{c}$

Re es el número de Reynolds asociado a la cuerda del perfil. Representa el valor del cociente entre las fuerzas convectivas y las fuerzas de viscosidad desarrolladas en el fluido:

$$Re = \frac{c \rho_\infty V_\infty}{\mu} \quad (2.8)$$

- El número de Re se considera bajo si $Re < 5$
- El número de Re es alto si $Re > 1000$

M es el número Mach. Va a determinar el grado de compresibilidad del gas:

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma R_g T_\infty}} \quad (2.9)$$

- Si $M_\infty < 0.3$: el fluido es incompresible
- Si $M_\infty > 0.3$: el fluido se considera incompresible

Como ya hemos dicho anteriormente, realizaremos el estudio para Re altos siempre y cuando el flujo sea subsónico y no alcancemos el Re crítico, es decir, el número de Mach sea inferior a 0.8 y el flujo no alcance la turbulencia ($Re < 10^7$).

Las fuerzas adimensionalizadas también es posible escribirlas como:

$$C_D = C_D(\alpha, M_\infty)$$

$$C_L = C_L(\alpha, M_\infty)$$

Donde se han eliminado la influencia de la rugosidad y el número de Reynolds pues en nuestro problema son despreciables:

- Coeficiente de sustentación:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C} \quad (2.10)$$

- Coeficiente de resistencia:

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C} \quad (2.11)$$

Para la representación de las presiones se determinará el coeficiente de presión utilizando la siguiente adimensionalización:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.12)$$

2.2.3.7.- Distribución de presiones.

La distribución de presiones en un perfil aerodinámico se refiere a como están acomodadas las presiones a lo largo de la superficie de un perfil aerodinámico.

Ahora bien la distribución de presiones varía conforme a ciertos parámetros como es la forma del perfil, el ángulo de ataque y la velocidad de la corriente, cambiando de una u otra forma la distribución de dicha presión en toda la superficie del perfil.

La distribución de presiones actúa como un sistema de (distribución) de fuerzas coplanas, dicho sistema de fuerzas coplanas se reduce a una fuerza y a un momento. Por tanto se puede definir un punto de modo que el sistema queda reducido a una sola fuerza aplicada a dicho punto, en aerodinámica dicho punto recibe el nombre de centro de presión, C_p .

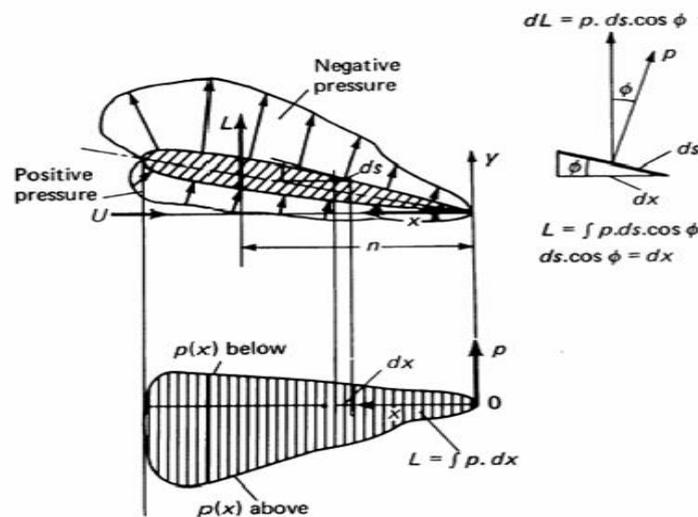


Figura 2.14.- Distribución de presión sobre un perfil alar [3].

2.3.-Mecánica de fluidos y la aerodinámica.

Para el estudio de los efectos aerodinámicos sobre un perfil alar es necesario conocer los conceptos y procedimientos existentes en la actualidad para el cálculo, diseño de los perfiles alares. La mayor literatura está destinada al estudio de los perfiles aerodinámicos utilizados en las aeronaves. El presente capítulo aborda los conceptos generales de la mecánica de fluidos y los procedimientos para el análisis y comportamiento del flujo sobre los perfiles aerodinámicos. Además también se describen importantes teorías de flujos externos como es la capa límite y también se habla acerca de la condición de no deslizamiento y de si deslizamiento así como también de los efectos de la compresibilidad y las ondas de choque.

El flujo de fluidos es un fenómeno común en la vida diaria. El estudio de su mecanismo es esencialmente impulsado por entender la física involucrada en él, así como su control en diversas aplicaciones de ingeniería. La astrofísica, meteorología, oceanografía, aerodinámica, hidrodinámica, lubricación, turbo maquinaria, son algunos de los campos donde la mecánica de fluidos se emplea. En este texto se tratarán las bases de la mecánica que son comunes a estas disciplinas, principalmente la aerodinámica y fluido dinámica que son las más importantes en este estudio realizado.

2.3.1.- Propiedades importantes de los fluidos y conceptos importantes.

Como bien se definió al principio de este capítulo la aerodinámica es una rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del estudio del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos y se especializa en las acciones de estos fluidos sobre cuerpos de muy diversas naturalezas, en conclusión estudia el movimiento de los gases.

La materia existe en tres estados diferentes, sólido, líquido y gaseoso, según la magnitud de los lazos de unión entre las moléculas que van desde una unión muy fuerte en sólidos, hasta una unión tan débil en los gases que hace que su volumen sea indefinido, aunque llenando siempre el recinto que lo contiene. Podríamos definir un fluido como una materia capaz de fluir, esto abarca los conceptos de líquido y gas. Los tres parámetros que definen el estado de un fluido son densidad, presión y temperatura. Pero también existen otras propiedades importantes las cuales las mencionaremos más adelante.

La densidad es la cantidad de masa por unidad de volumen de una sustancia, sus unidades son kilogramo por metro cúbico y en el sistema inglés es Slugs por pie cúbico [11].

$$\rho = \frac{m}{V} \quad \left[\frac{kg}{m^3} \right] \quad (2.13)$$

La presión se define como la cantidad de fuerza ejercida sobre un área unitaria de una sustancia, esto se puede establecer con la ecuación siguiente.

$$P = \frac{F}{A} \quad \left[\frac{N}{m^2} \right] \quad (2.14)$$

La presión actúa uniformemente en todas direcciones sobre un pequeño volumen de fluido, ahora en un fluido confinado entre fronteras sólidas, la presión actúa perpendicular a la frontera [11].

Las moléculas de los gases tienen continuamente un movimiento al azar, de amplitud mayor cuanto menos sea la presión. A causa de este movimiento, las moléculas tienen una energía cinética, la manifestación de esta energía interna es la Temperatura. Se maneja en grados absolutos Kelvin ($^{\circ}\text{K}$), su relación con los grados centígrados es [8].

$$T (^{\circ}\text{C}) = T(^{\circ}\text{F}) + 273.15 \quad (2.15)$$

La viscosidad es la propiedad del fluido, que se demuestra en la resistencia del movimiento relativo de sus moléculas, la pérdida de energía debida a la fricción en un fluido que fluye se debe a su viscosidad. La ley de viscosidad de Newton establece que para una tasa de deformación angular (du/dy) dada de un fluido, el esfuerzo cortante es directamente proporcional a la viscosidad.

La viscosidad de un gas incrementa con la temperatura, debido al aumento de la transferencia de momentum angular. Para presiones ordinarias la viscosidad es independiente de la presión, siendo únicamente alterada por la temperatura. La viscosidad está definida matemáticamente por:

$$\mu = \frac{\tau}{du/dy} \quad \left[\frac{\text{Ns}}{\text{m}^2} \right] \quad (2.16)$$

Cuando un fluido se mueve, se desarrolla en él una tensión de corte, cuya magnitud depende de la viscosidad del fluido. La tensión de corte, denotada por la letra griega (τ), puede definirse como la fuerza requerida para deslizar una capa de área unitaria de una sustancia sobre otra capa de la misma sustancia [11].

2.3.1.1.- Propiedades de los flujos.

En esta sección se definen algunas propiedades dinámicas y termodinámicas de interés en el estudio del movimiento del fluido. Estas propiedades pueden representar un campo en el fluido, es decir, pueden tener una distribución especial en el fluido, o bien de partícula a partícula cuando el fluido se considere de esta manera.

El campo puede ser variable escalar, vectorial o tensorial. El cálculo de estos campos en una situación determinada es un problema representativo de la mecánica de fluidos [12].

La temperatura T Es un escalar que representa la actividad interna (escala microscópica) de una sustancia. Este concepto está ligado al transporte de energía en forma de calor. Dos regiones en contacto térmico que se encuentran a la misma temperatura no tienen transporte de calor entre ellas. Esta es la condición de equilibrio térmico que establece la ley cero de la termodinámica [12].

La velocidad U es un vector que representa la dirección, sentido y magnitud de la rapidez de movimiento del fluido. El caso especial donde la velocidad es cero en todo el espacio considerado se estudia en la estática de los fluidos [12].

El esfuerzo cortante τ si se toma una porción de fluido aislada se pueden considerar dos tipos de fuerzas actuando sobre esa porción: fuerzas de cuerpo y fuerzas de superficie. Las fuerzas de cuerpo son aquellas que actúan sobre el mismo sin contacto físico directo; por ejemplo: la fuerza de gravedad, la fuerza electromagnética, etc. Las fuerzas de superficie son debidas al material externo en contacto físico con la frontera de la porción considerada. Considere una fuerza $d\mathbf{F}$ que actúa sobre un área infinitesimal $d\mathbf{A}$ de esa superficie, cuya dirección (de la superficie) se indica con el vector normal unitario \mathbf{n} . La dirección de $d\mathbf{F}$, en general, no es la dirección de \mathbf{n} . Esta fuerza puede descomponerse en dos componentes [12]:

$$d\mathbf{F} = dF_n \mathbf{n} + dF_t \mathbf{t} \quad (2.17)$$

Donde \mathbf{t} es un vector unitario tangente al área infinitesimal. Esfuerzo se define como la fuerza que actúa en el área unitaria. En este caso se pueden definir dos tipos de

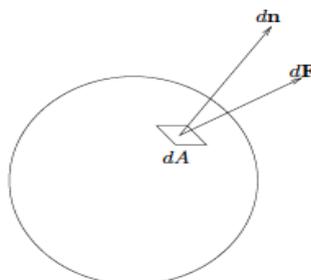


Figura 2.15.- Elemento de fluido [12].

Esfuerzos: esfuerzos normales $\tau_n = \frac{dF_n}{dA}$ y los esfuerzos tangenciales $\tau_t = \frac{dF_t}{dA}$.

2.3.1.2.- Flujo estacionario y no estacionario.

Imaginemos un avión en vuelo y que en un determinado punto cerca de él los valores de la velocidad, presión y densidad vana a ser siempre los mismos conforme pasa el tiempo, y por supuesto que en otro punto de los valores serian diferentes, pero si tampoco varían con el tiempo a este tipo de flujo se le denomina flujo estacionario. La elección de un sistema de coordenadas de referencia puede determinar si un flujo es o no estacionario.

Si los parámetros de la corriente en un punto, la velocidad, presión, densidad varían con forme el tiempo transcurre, el flujo es no estacionario. Un ejemplo de un flujo no estacionario es el que existe dentro de la estela, por ejemplo dentro de la estela los parámetros, velocidad, presión y densidad pueden estar cambiando continuamente [8].

La cantidad de flujo que fluye en un sistema por unidad de tiempo se puede expresar mediante los términos que se definen a continuación:

Q: La rapidez de flujo de volumen, es el volumen de flujo de fluido que pasa por una sección por unidad de tiempo.

W: La rapidez de fluido de peso, es el peso del flujo que fluye por una sección por unidad de tiempo.

M: La rapidez de flujo de masa, es la masa del fluido que fluye por una sección por unidad de tiempo.

La más importante de estos términos es la rapidez de flujo de volumen Q, que se calcula con la ecuación $Q=AV$, en donde A es el área de la sección y V es la velocidad promedio del flujo. Las unidades de Q son metros cúbicos sobre segundos [11].

2.3.1.3.- Líneas de trayectoria, líneas fugases y líneas de corrientes.

Tres líneas diferentes se utilizan para describir el campo de flujo, las cuales las definimos a continuación.

Las líneas de trayectoria son el lugar geométrico de los puntos recorridos por una partícula a medida que se desplaza en un campo de flujo, la línea de trayectoria proporciona la historia de las ubicaciones de las partículas [13].

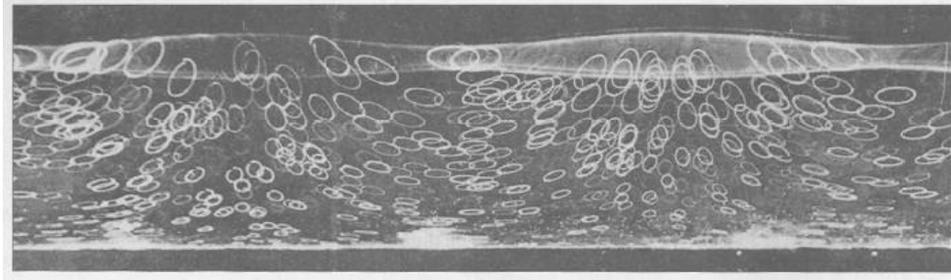


Figura 2.16.- líneas de trayectoria bajo una ola en un tanque de agua [13].

Las líneas de fuga se definen como una línea instantánea cuyos puntos son ocupados por todas las partículas que se originan en algún campo específico en el campo de flujo. Las líneas de fuga indican donde están las partículas “ahora mismo”. Una fotografía de una línea de fuga sería una foto instantánea del conjunto de partículas iluminadas que pasan por un punto [13].

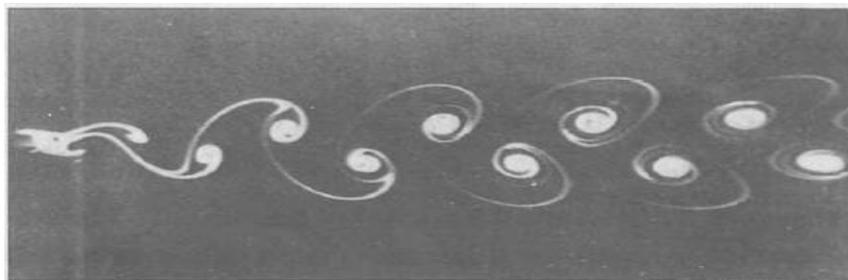


Figura 2.16.- Líneas fugases en el flujo discontinuo alrededor de un cilindro [13].

Las líneas de corriente son líneas en el flujo que poseen la siguiente propiedad: el vector de velocidad de cada partícula en un punto en la línea de corriente es tangente a esta. Una ecuación que expresa que el vector velocidad es tangente a una línea de corriente es [13]:

$$V \times dr = 0 \quad (2.18)$$

Como V y dr están en la misma dirección, recuerde que el producto cruzado de dos vectores en la misma dirección es cero.

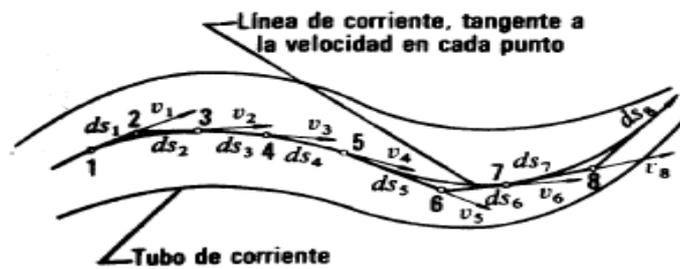


Figura 2.17.- Línea de corriente y representación de sus velocidades tangenciales [13].

Las líneas de corriente sirven para representación gráfica de los fluidos llamados bidimensionales, que pueden representarse fácilmente en un plano por que la velocidad no tiene componente normal al plano del dibujo [14].

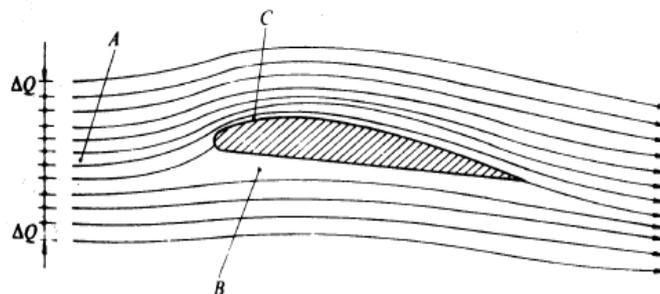


Figura 2.18.- representación de la líneas de corriente de un fluido en un perfil alar [14].

2.3.2.- Ecuaciones de movimiento de los fluidos.

En la descripción de un campo de flujo conviene pensar en partículas individuales, cada una de las cuales se considera como una pequeña masa de fluido, compuesto de un gran número de moléculas, que ocupan un volumen pequeño que se mueve junto con el fluido. Si el fluido es incompresible, el volumen no cambia de magnitud pero puede deformarse. Si el fluido es compresible, o si el volumen se deforma, también cambia de magnitud. En ambos casos se considera que las partículas se desplazan a través de un campo fluido como una entidad. En el estado de la mecánica de partículas, donde se presta atención a partículas individuales, el movimiento es considerado como una función del tiempo. Para poder analizar el movimiento de cada partícula por separado

es necesario identificar puntos en el espacio y luego observar las velocidades de las partículas que pasan por cada punto; se puede observar el cambio de velocidad conforme la partícula cambia en cada punto, esto es: $\partial V/\partial x$, $\partial V/\partial y$ y $\partial V/\partial z$, y observar si la velocidad cambia con el tiempo en cada punto determinado, es decir, $\partial V/\partial t$. En esta descripción Euleriana del movimiento, las propiedades del flujo tal como velocidad son funciones tanto como del espacio como del tiempo. En coordenadas cartesianas la velocidad se expresa como $V = V(x, y, z, t)$. La región de flujo considerada se llama campo flujo.

2.3.2.1.- Conservación de la masa.

La masa no se crea ni se destruye, si no que se conserva. Este principio es una de los básicos en el estudio del movimiento de los fluidos. Se presentara este concepto en forma de ecuaciones diferenciales.

Considérese un volumen de control de forma arbitraria en el flujo. Por el principio de conservación de masa, la suma de la rapidez de variación de la masa dentro del volumen y salida neta de masa a través de la superficie del volumen es cero [12].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (2.19)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad (2.19B)$$

Esta es la forma diferencial de la conservación de la masa. A estas ecuaciones se les llama ecuaciones de Continuidad.

Para flujo incompresible ($\rho = \text{Constante}$) la ecuación de continuidad se simplifica a

$$\nabla \cdot U = 0$$

$$\frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0$$

2.3.2.2.- Conservación de la cantidad de movimiento.

En la conservación de la cantidad de movimiento estudiaremos los casos de momentum lineal y se estudiara el caso de momentum angular.

En el momentum lineal es la consideración de la segunda ley de Newton: la suma de las fuerzas sobre una partícula es igual a la rapidez de variación de su momentum lineal. En el estudio de medios continuos este concepto lagrangeano se transforma a una forma euleriana para facilitar su manejo. Considérese un sistema con un campo de velocidad U , fuerzas de cuerpo por unidad de masa f y fuerzas por unidad de áreas representadas por el vector P [12]. Tenemos lo siguiente:

$$\rho \frac{\partial U}{\partial t} + (\rho U \cdot \nabla)U = \nabla \cdot \tau + \rho f \quad (2.20)$$

$$\rho \frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho U_k \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho f_i \quad (2.20B)$$

Esta expresión muestra el balance entre la aceleración por unidad de volumen del lado izquierdo y las fuerzas de superficie y las de cuerpo respectivamente del lado derecho.

Ahora bien ya se revisó la ecuación de momentum lineal ahora toca el turno de la ecuación de momentum angular. La conservación del momentum angular implica que la suma de los momentos de las fuerzas que actúan sobre un sistema es igual a la rapidez de cambio del momentum angular. Esta relación es útil en algunos problemas que involucran rotación del fluido. El momentum del momentum lineal (momentum angular) con respecto al origen del elemento de masa ρdV del sistema es $\rho \mathbf{r} \times \mathbf{U} dV$, donde es \mathbf{r} el vector de posición de este elemento. La fuerza $\mathbf{P} dA$ sobre un elemento de la superficie del sistema tiene un momento $\mathbf{r} \times \mathbf{P} dA$ y la fuerza de cuerpo sobre el elemento de masa ρdV del sistema tiene un momento $\rho \mathbf{r} \times \mathbf{f} dA$. Según la conservación de momentum angular para todo el sistema es [12].

$$\frac{D}{Dt} \int_A \rho \mathbf{r} \times \mathbf{U} dV = \int_V \mathbf{r} \times \mathbf{P} dA + \int_V \rho \mathbf{r} \times \mathbf{f} dA$$

Sustituyendo $P = \tau n$ tenemos:

$$\frac{D}{Dt} \int_A \rho \mathbf{r} \times \mathbf{U} dV = \int_V \mathbf{r} \times (\tau n) dA + \int_V \rho \mathbf{r} \times \mathbf{f} dA \quad (2.21)$$

Esta es la forma integral de la ecuación de momentum angular. La forma diferencial correspondiente muestra que el tensor de esfuerzo τ es asimétrico.

2.3.2.3.- Conservación de energía.

La primera ley de la termodinámica establece la conservación de la energía. Si se considera un sistema, el cambio de energía del sistema es la suma de la entrada de energía en forma de calor y de trabajo. La energía del sistema comprende la energía interna y la energía cinética. La energía interna por unidad de masa es e . a continuación se presenta la ecuación de la conservación de energía en forma diferencial e inicial [12].

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho \mathbf{U} \cdot \nabla e = \tau : \nabla \mathbf{U} - \nabla \cdot \mathbf{q} \quad (2.22)$$

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho U_k \frac{\partial e}{\partial x_k} = \tau_{ki} \frac{\partial U_i}{\partial x_i} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} \quad (2.22B)$$

2.3.3.- Ecuaciones de movimiento de un fluido newtoniano.

En un fluido viscoso además de los esfuerzos normales existen esfuerzos cortantes debidos a la viscosidad. La ecuación constitutiva para el fluido newtoniano toma la forma [12].

$$\tau = -p\delta + \lambda \delta \nabla \cdot \mathbf{U} + \mu (\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T) \quad (2.23)$$

Para un fluido incompresible usando la ecuación de continuidad la ecuación constitutiva se reduce a

$$\tau = -p\delta + \mu (\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T)$$

Los fluidos que no cumplen con la ecuación constitutiva newtoniana (2.23) se llaman fluidos no newtonianos. La mayoría de los fluidos que se encuentran comúnmente son no newtonianos, por ejemplo: la sangre, la pintura, etc. Cada uno de estos fluidos tienen su propia ecuación constitutiva que se determina experimentalmente.

Aunque en la naturaleza la mayoría de los fluidos son no newtonianos, el caso newtoniano es el más sencillo de los fluidos viscosos. Además su estudio se justifica debido a que en muchos fenómenos que interesan en ingeniería se trata con aire o agua, cuyo comportamiento es newtoniano [12]. Sustituyendo la ecuación constitutiva (2.23) en las ecuaciones de movimiento, se obtiene:

Conservación de la masa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0$$

Conservación de momentum (Ecuaciones de Navier-Stokes)

$$\rho \frac{\partial U}{\partial t} + (\rho U \cdot \nabla) U = -\nabla p + \nabla(\lambda \nabla \cdot U) + \nabla[\mu(\nabla U) + (\nabla U)^T] \rho f \quad (2.24)$$

$$\rho \frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho U_k \frac{\partial U_i}{\partial U_k} = -\frac{\partial \rho}{\partial x_i} \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \right) \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + \rho f_i \quad (2.24B)$$

Son estas ecuaciones las de Navier-Stokes las que describen el comportamiento de los fluidos viscosos.

2.3.4.- Flujos externos y capa limite.

Mientras una aeronave vuela, la velocidad y la presión cambian creando ondas de sonido en el flujo de aire que viaja alrededor de la aeronave. Ya que estas ondas de sonido viajan a la velocidad del sónico, una aeronave volando a velocidad subsónicas viajara más despacio que las ondas de sonido y permitirá que estas se disipen. Sin embargo, mientras la aeronave se acerca a la velocidad del sonido, estas ondas de presión se juntan formando un muro de presión llamado onda de choque, la cual también viaja a la velocidad del sonido. Mientras que la velocidad del flujo de aire en una aeronave permanezca por debajo de la velocidad del sonido, este no sufrirá los efectos de la compresibilidad. Por lo tanto, es apropiado comparar las dos velocidades. El número de Mach (M) es la relación de la velocidad verdadera de la aeronave y la velocidad del sonido.

$$M = \frac{V}{c} \quad (2.25)$$

M indica el número de Mach, V y c representan la velocidad del objeto y la velocidad del sonido respectivamente.

Para $M < 0.3$ la variación de densidad máxima es menor que 5 por ciento. De modo que los flujos de gas con $M < 0.3$ pueden tratarse como incompresibles; un valor de $M = 0.3$ corresponde a una velocidad aproximada de 100 m/s.

Ahora bien existe otro parámetro adimensional llamado número de Reynolds que esta relacionando principalmente con el comportamiento viscoso de todos los fluidos newtonianos en un número adimensional.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu} \quad (2.26)$$

Donde V y L son las características de velocidad y longitud del flujo.

Un flujo viscoso puede ser clasificado como flujo laminar o turbulento, el flujo laminar es cuando el fluido fluye sin mezclado significativo de sus partículas próximas entre sí. Si se inyectara un colorante, el flujo no se mezclara con el fluido cercano aceptó por actividad molecular conservara su identidad durante un lapso de tiempo relativamente largo. El flujo turbulento es aquel en el que los movimientos del fluido varían irregularmente de tal suerte que las cantidades como velocidad y presión muestran una variación aleatoria con el tiempo y las coordenadas espaciales. La zona del flujo que se denomina zona de transición es en la cual el flujo deja de ser laminar para convertirse en un flujo turbulento [11].

La teoría de capa limite fue introducida por Prandtl, esta teoría establece que, para un fluido en movimiento, todas las pérdidas por fricción tiene lugar en una delgada capa adyacente al contorno del solido (llamada capa limite) y que el flujo exterior a dicha capa puede considerarse como carente de viscosidad. En términos generales se puede decir que, puesto que la viscosidad es bastante pequeña en casi todos los fluidos, los esfuerzos cortantes deben ser apreciables únicamente en las regiones en donde existan grandes gradientes de velocidad; el flujo en otras regiones se podría describir con gran exactitud por medio de las ecuaciones para flujo no viscoso. Las características más sobresalientes de la capa límite pueden describirse a través del caso del flujo sobre una superficie plana y fija, sobre la que se hace incidir una corriente uniforme de velocidad.

La capa límite se entiende como aquella en la que la velocidad del fluido respecto al sólido en movimiento varía desde cero hasta el 99% de la velocidad de la corriente. En un flujo a altos números de Reynolds los efectos de la viscosidad del fluido y la rotación se confinan en una región relativamente delgada cerca de las superficies sólidas o de las líneas de discontinuidad, tales como las estelas. Como la capa límite es delgada, se puede introducir ciertas simplificaciones en las ecuaciones del movimiento; sin embargo, es necesario retener tanto los términos de esfuerzo (viscoso), como las inerciales (aceleración). Los términos de presión pueden o no estar presentes, dependiendo de la naturaleza del flujo fuera de la capa límite. Como la vorticidad del fluido de la capa límite no es cero, no existe función del potencial de velocidades para el flujo en la capa límite. La ecuación del movimiento se debe atacar directamente. Esta ecuación, aun incluyendo las simplificaciones de la capa límite, es mucho más difícil de resolver que la ecuación de flujo de potencial.

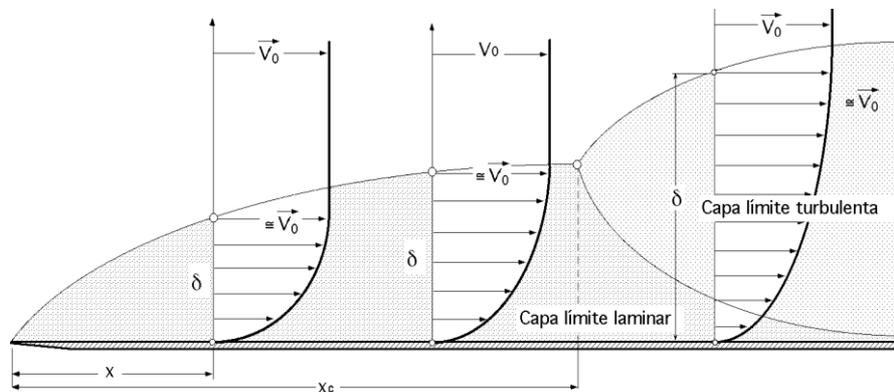


Figura 2.19.- representación de la capa límite [11].

A medida que se avanza en la dirección x , más y más partículas son frenadas y por lo tanto el espesor d de la zona de influencia viscosa va aumentando, con las partículas alineadas direccionalmente en lo que se denomina capa límite laminar hasta que, en un cierto punto el flujo se hace inestable, dando lugar a un crecimiento más rápido de la capa límite acompañado de un aumento de la turbulencia, es la zona denominada capa límite Prandtl estableció las ecuaciones para el flujo en la capa límite laminar, a partir de las ecuaciones de Navier-Stokes, con las siguientes hipótesis: el espesor de la capa límite es pequeño en comparación con otras dimensiones geométricas, el flujo es estacionario y bidimensional, y la presión es constante a través de cualquier sección transversal.

Cuando el gradiente de presiones se mantiene nulo a lo largo de la placa plana, la capa límite se desarrolla a lo largo de la misma, independientemente de su longitud. Pero si el gradiente de presiones es adverso, la presión aumenta en el sentido de la corriente y el espesor de la capa límite crece rápidamente.

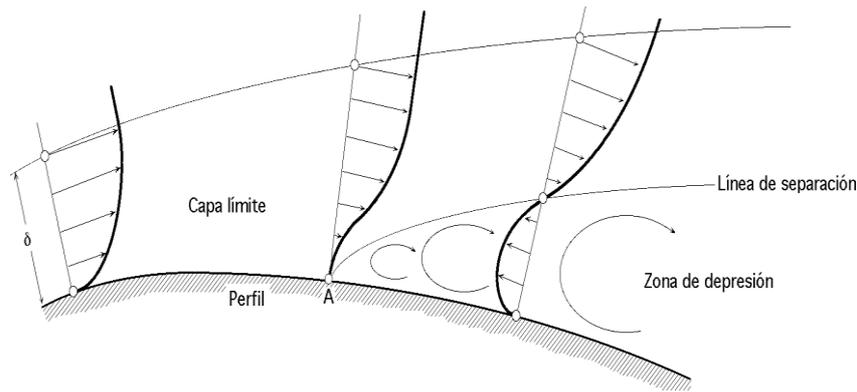


Figura 2.20.- representación del desprendimiento de capa limite [11].

Por otro lado, el gradiente de presión adverso junto con el esfuerzo cortante en la pared, hacen que disminuya la cantidad de movimiento dentro de la capa límite y, si ambos actúan a lo largo de una distancia suficiente, el fluido de la capa límite se irá frenando hasta alcanzar el reposo; en este instante, la línea de corriente que coincide con la pared se aleja de la superficie a partir del punto de separación, conociéndose este fenómeno como desprendimiento de la capa límite

El fenómeno se acentúa cuando el perfil es un conducto divergente; el flujo en las proximidades del contorno se va frenando continuamente hasta alcanzar el punto A de la figura 2.19, en el que la velocidad se hace cero. La forma del contorno puede exigir una disminución mayor de la velocidad, cosa imposible, por lo que el fluido se separará de él, produciéndose al mismo tiempo un contraflujo originado por el gradiente de presiones adverso, es decir, aguas abajo del punto de desprendimiento se origina una zona de bajas presiones, que provocan la aparición de una fuerza depresiva dirigida en el sentido de la corriente, denominada Resistencia de forma, por depender hasta cierto punto de la geometría del perfil.

2.3.5.- Condición de deslizamiento y de no deslizamiento

Un concepto clave dentro de la mecánica de fluidos es la condición de frontera de no deslizamiento, esto en otras palabras es la asunción de que la capa de fluido cerca de la superficie se mueve a la misma velocidad que la superficie inmersa en el fluido. Dicha condición no puede ser determinada en base a las consideraciones hidrodinámicas pero ha sido demostrada por numerosos experimentos macroscópicos.

La aceptación general de una condición de no deslizamiento en una frontera sólida a través de una solución acuosa es el resultado un debate eminente entre científicos a lo largo de dos siglos, y ahora forma parte de las bases de la mayoría de los cálculos basados en el continuo.

Son tres condiciones de frontera propuestas para una superficie sólida a través de un fluido, estas son la condición frontera de no deslizamiento, condición observada en las primeras de las experimentaciones en dinámica de fluidos por personajes como Bernoulli, Du Buat, Stokes y Coulomb. Otra de las condiciones en frontera propuesta es la condición de frontera de “estancamiento de capa”, de acuerdo a este modelo la cual establece que una pequeña capa de fluido se adhiere a la superficie y sobre esta se da una condición de deslizamiento en el flujo de la otra parte del fluido, dicha condición de frontera se desarrolló con aportaciones iniciales de Gerard Pierre en 1813, quien propuso que si el material sólido se encuentra compuesto del mismo material en todas partes, entonces es el espesor de la capa de estancamiento será el mismo en su totalidad, además en consideración a esta condición de frontera el espesor de la capa dependerá de factores como lo curvatura de la superficie en la que se está moviendo el fluido, el tipo de interacción de sólido-líquido y la temperatura, de tal manera que para fluidos que no mojan el sólido y con esto nos referimos que la humectabilidad del fluido tiene fuerte influencia en las condiciones de frontera.

La tercera y última de las condiciones de frontera es la llamada condición de frontera de deslizamiento parcial. Hablando en términos de esta condición de frontera es necesario hablar del concepto “longitud de deslizamiento” que introducido por Navier en acuerdo a la proposición de que efectivamente debe haber un deslizamiento de un líquido en las superficies sólidas y que dicho deslizamiento sería opuesto a la fuerza friccional proporcional a la velocidad del fluido relativo al sólido es un concepto de alta relevancia pues es la representación de la distancia más allá de la interfaz a la cual la velocidad del fluido extrapola a cero, esta longitud de deslizamiento está relacionada a la velocidad del líquido en la pared v_r por la expresión:

$$v_r = b \frac{\delta v_b}{\delta z} \quad 2.26$$

Donde v_b es la velocidad del fluido en el volumen y z es el eje perpendicular a la pared.

Un efecto de importancia en la interacción de un gas con un sólido es la adherencia de estos a las superficies sólidas, este efecto en los fluidos se ve afectado por términos como el ángulo de contacto y la tensión superficial de los mismos [15]. Las fuerzas que influyen la adherencia de los fluidos a las superficies sólidas y por lo tanto determinan el efecto de la adhesión y deslizamiento incluyen las fuerzas viscosas, elásticas, inerciales, hidrodinámicas, electromagnéticas, gravitacionales y las de Van der Waals.

El fenómeno del deslizamiento en la pared es discutido ampliamente en reología y mecánica de fluidos, en muchas ocasiones este no es un fenómeno deseado y es descrito como una molestia tanto para los reólogos como para los analistas de la mecánica de fluidos. El deslizamiento puede inducir turbulencia, inestabilidades de flujo, y por consiguiente volverse una fuente de dificultades prácticas y teóricas [16].

A continuación se presenta una imagen representativa de las propuestas de condición de frontera para una superficie sólida a través de un flujo.

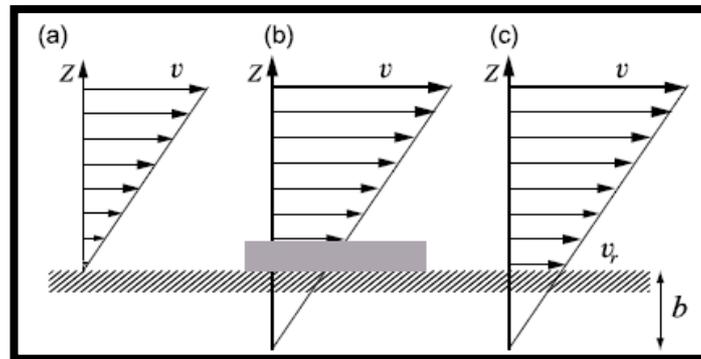


Figura 2.21.- Condiciones de deslizamiento.

La consideración de la existencia de deslizamiento del fluido en superficies en los inicios de 1900 fue aceptada en términos de que aunque existiera y macroscópicamente no fuera observable no era considerable. Se concluyó durante este tiempo que la condición de frontera en la superficie podía depender de la velocidad del líquido y la humectabilidad de la superficie.

REFERENCIAS CAPITULO 2.

- [1] Zitnik Juan, "Manual de vuelo del PIPER PA-11", pág. 2
- [2] Bernal Andrés y Orrego Santiago, 2007, "diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado", Tesis de Licenciatura, Universidad EAFIT, Departamento de Ingeniería Mecánica, Medellín, Colombia.
- [3] Anderson J. D., Fundamentals of Aerodynamics, Thir edition, Ed. Mc Graw Hill, 2001.
- [4]<http://www.geocities.com/capeCanavera1/Launchpad/5249/aerodinamica/terminologia.html>
- [5] Abbott, I.H., Von Deonhoff, A.E., 1959, "Teory of Wing Sections (Summary of Airfoil Data)", Dover, New York.
- [6] Abbott, I.H., Von Deonhoff, A.E., Stivers L.S. Summary of Airfoil Data, NACA Report 824. 1945
- [7] Flores Galindo Diego, 2006, "Determinación analítica de las características geométricas y aerodinámicas de un perfil aerodinámico sometido en un flujo ideal incompresible mediante transformación conforme", Tesis de Maestría, Instituto Politécnico Nacional, México D.F.
- [8] Carmona, A. I., 2000, "Aerodinámica y actuaciones del avión", décima edición, edit. Paraninfo.
- [9] Philip M.Gerhart, Richard J.Gross y Jhon I.Hochstein. 1992, "Fundamentos de Mecánica de Fluidos". Segunda edición. Ed. Addison-Wesley Publishing Company Inc. 1992
- [10] Virgil Naranjo, M., 2009, "Calculo del Flujo Potencial Compresible Alrededor de Perfiles Aerodinámicos", Tesis de maestría, Universidad Carlos III de Madrid, España.
- [11] Mott Robert L. "Mecánica de fluidos aplicada", cuarta edición, edit. Pearson.
- [12] Mihir Sen, Sámano Tirado Diego A. 2009, "mecánica de fluidos", Universidad del norte Dame, Indiana, EE.UU, ecología y energía, Cuernavaca, México.
- [13] Potter Merle C., Wiggert David C. "Mecánica de fluidos", tercera edición, edit. Thomson.
- [14] Mataix Claudio, "mecánica de fluidos y maquinas hidráulicas", segunda edición, edit. Ediciones del castillo, S. A. Madrid, España.

[15] Sochi, T. “Slip at a Fluid-Solid Interface”, pp 7-8

[16] Popov, V.L., “Contact Mechanics and Friction: Physical Principles and Applications”, pp. 41-42

CAPITULO 3. METODOLOGIA

3.1.-Metodologia para la determinación de las condiciones del modelado.

En el presente capítulo se representan los diferentes casos de estudio, condiciones y parámetros que se tomaron en cuenta para poder obtener resultados de los modelados computacionales, para su posterior evaluación e interpretación de resultados obtenidos. Así también se justificaran el por qué se tomaron en cuenta ciertos parámetros como las condiciones de frontera de los modelos.

3.2.- Elección de perfil aerodinámico sujeto a estudio.

Los aviones caza bombarderos f-16 Fighting Falcon, de Lockheed Martin, son muy versátiles y presentan una mejor maniobrabilidad que los f-5 con los cuales cuenta en la actualidad en la fuerza aérea mexicana. Por este hecho se decidió estudiar el perfil alar con el que cuenta dicha aeronave.

Los F-16 Fighting Falcon son unos cazas polivalentes monomotor desarrollados por la compañía estadounidense General Dynamics en los años 1970 para la Fuerza Aérea de los Estados Unidos; entró en servicio en el año 1978. Aunque originalmente fue diseñado como caza ligero de acuerdo con las reglas de vuelo visual diurnas, fue evolucionando hasta convertirse en un extraordinario cazabombardero todo tiempo. El Fighting Falcon es un avión especializado en el combate aéreo cercano que introdujo numerosas innovaciones, entre las que se incluyen una cabina tipo burbuja sin armazón para una mejor visibilidad, la palanca de control lateral para un mejor control bajo fuerzas G elevadas, y el asiento reclinado para reducir el efecto de las fuerzas G en el piloto. Se trata del primer avión de combate construido a propósito para soportar giros de 9 G. Su buena relación empuje a peso le proporciona potencia para incluso ascender y acelerar verticalmente, si es necesario.

El perfil alar de esta aeronave es el perfil NACA 64A204 que es un perfil de la serie 6, como lo indica su primer dígito, el segundo dígito nos describe que la distancia en que se encuentra la zona mínima de presión que es al 40% de la longitud de la cuerda. El tercer dígito nos indica que el perfil presenta modificación en el borde de fuga y con modificación de combadura positiva, un coeficiente de sustentación de diseño de 0,2, y cuenta con una relación de espesor de 4%, con respecto de la longitud de la cuerda. Los perfiles de ala NACA son simples, y bien comprendidos.

El perfil alar NACA 64A204, cuenta con una relación de espesor de 4%, un coeficiente de sustentación de diseño de 0.2, y una región de presión mínima situado en 40% de

la cuerda desde el borde de ataque. Gracias a los recientes avances en dinámica de fluidos computacional se crean diseños de perfil de ala de encargo disponible, pero para los propósitos de este análisis, los perfiles de ala NACA son simples, y bien diseñados.

3.3.- Generación del modelo CAD.

El modelo CAD fue creado con ayuda del programa para perfiles alares de la serie NACA llamado JavaFoil, en el cual primero se elige la serie NACA del perfil alar que se requiere, debido a que este programa trabaja en 2D solo grafica superficies y nos dan los valores de las ordenadas y las respectivamente de las abscisas. Estos datos se pueden obtener en una tabla de datos que el mismo programa proporciona, la cantidad de puntos que nos proporciona depende de la cantidad de puntos que se desea que la superficie alar contenga. Para la especificación del perfil NACA que se requiere, es importante mencionar que los datos del perfil tiene que ser introducidos en el adquisidor de datos del programa mismo, como son, espesor máximo del perfil en proporción de la cuerda, si este perfil es modificado en este caso particular el perfil NACA 64A204 tiene modificación en el borde de fuga, por eso la aparición de la letra “A “, como bien se comenta con anterioridad en el caso del perfil en estudio se introducen los datos de 4% de espesor, un coeficiente de sustentación de diseño de 0.2, y una región de presión máxima situada al 40% de la longitud de la cuerda con respecto al borde de ataque. Una vez obtenidos los valores de las ordenadas y abscisas de los puntos graficados, se introducen en un documento de datos Excel, para poder manipular los datos, poniéndoles la tercer coordenada a todos los valores dados, dicho valor es cero debido a que será una superficie.

	A	B	C	D	E	F	G
1	1	0	0				
2	0.99955897	0.00004348	0				
3	0.99991258	0.00008003	0				
4	0.99985741	0.00010425	0				
5	0.99979671	0.00012077	0				
6	0.99973395	0.00013444	0				
7	0.99967151	0.0001486	0				
8	0.99960938	0.00016338	0				
9	0.99954719	0.00017843	0				
10	0.99948458	0.00019339	0				
11	0.99942117	0.00020787	0				
12	0.99935664	0.00022156	0				
13	0.999291	0.00023451	0				
14	0.99922435	0.00024684	0				
15	0.99915676	0.0002587	0				
16	0.99908831	0.00027019	0				
17	0.99901909	0.00028146	0				
18	0.99894919	0.00029262	0				
19	0.99887865	0.00030376	0				
20	0.99880748	0.00031487	0				
21	0.99873565	0.00032595	0				
22	0.99866316	0.00033699	0				
23	0.99858999	0.00034799	0				
24	0.99851613	0.00035894	0				
25	0.99844156	0.00036982	0				
26	0.99836627	0.00038061	0				
27	0.99829024	0.00039131	0				
28	0.99821348	0.00040192	0				
29	0.998136	0.00041247	0				
30	0.9980578	0.00042295	0				
31	0.99797888	0.00043338	0				
32	0.99789924	0.00044377	0				
33	0.99781891	0.00045413	0				
34	0.99773787	0.00046444	0				

Figura 3.1.- Ilustración de tabla de puntos coordenados de perfil.

Una vez manipulados los datos obtenidos se guardan como archivos txt para su utilización en el programa de Solid Word, introduciendo los datos como coordenadas para superficies, una vez realizado ese proceso se dio volumen a la pieza creando una pieza en 3D, lista para su utilización.

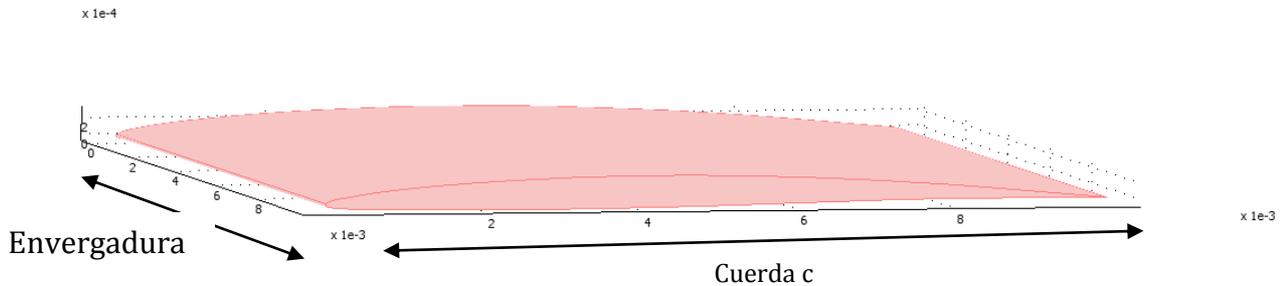


Figura 3.2.- Perfil aerodinámico NACA 64A204 modelado en el software.

El modelo del perfil alar tiene las siguientes dimensiones:

Tabla 3.1.- Dimensiones del perfil aerodinámico seleccionado.

cuerda	1 m
envergadura	1 m
Espesor máximo	4% de la cuerda

Como ya bien se mencionó con anterioridad se eligió el perfil alar NACA 64A204 y sus dimensiones para la simulación fueron las anteriores. Entre más grande sea mi perfil mayor será el número de elementos del mallado y por consecuencia mayor será el número de nodos implicados. Otra razón fue también a que no importa el tamaño del perfil si no lo más importante son las condiciones de frontera, y esto lo podemos corroborar en la teoría de semejanza y similitud.

3.4.- Generación del modelo en FEM.

Se utilizó un software para el modelado y la simulación de nuestro sistema basado en la física del problema utilizando el método de elementos finitos.

Las simulaciones con el método de elementos finitos (FEM) que se realizaron fueron diferentes con el fin de identificar el comportamiento del perfil en diferentes condiciones. Se realizaron 14 simulaciones, las cuales se dividen en dos grupos con condiciones diferentes. El primero es el grupo de simulaciones con la condición de no deslizamiento en el contorno del perfil, esta condición se probó con la velocidad de 580 m/s, se escogieron estas velocidades debido a que es la velocidad crucero de la aeronave. El segundo grupo es en el que se aplica la condición de deslizamiento sobre la superficie del perfil aerodinámico, de igual forma se simuló con la velocidad mencionada con anterioridad. En cada grupo de las simulaciones hay una variante importante la cual es el ángulo de ataque del perfil aerodinámico, este ángulo se varió de forma similar en los dos grupos, el rango de desfase del ángulo fue desde -15° a 15° con intervalos de 5° para cada simulación.

3.5.- Condiciones de frontera para los diferentes casos de estudio.

Para poder definir las especificaciones del volumen de control óptimo para nuestro modelado se ajustó a los parámetros óptimos para poder realizar el análisis de un fluido en movimiento, se encontró una relación óptima entre el modelo del perfil y el volumen de control la cual fue 5:1 respecto una de la otra. Se tomó en cuenta las posibles reacciones del flujo cuando es sometido a las velocidades que aquí se presentan, el volumen de control es de un tamaño óptimo el cual no tenga la posibilidad de afectar los resultados obtenidos. Las dimensiones de la geometría son las siguientes.

Tabla 3.2.- Dimensiones del volumen de control en sus tres ejes.

Eje	Magnitud (m)
X	5
Y	3
Z	1

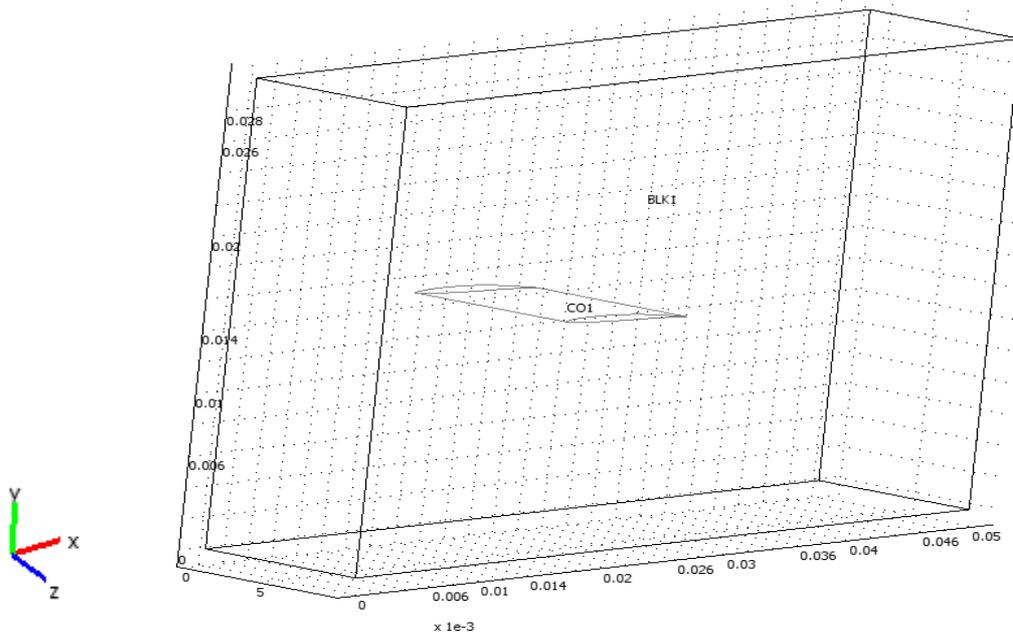


Figura 3.3.- Volumen de control para las modelaciones.

En la figura 3.3 se puede observar el volumen de control para el modelado, así también las dimensiones que se eligieron para el mismo. El material del que se compondrá dicho volumen será de aire con las especificaciones que se mocionan más adelante.

Para el análisis fluido-dinámico que se requiere es de gran importancia aplicar correctamente las condiciones de frontera de nuestro modelo, debido a que estas rigen principalmente el comportamiento de la interacción del fluido. Un punto importante para la obtención de resultados correctos son las propiedades del fluido, los análisis simularan que se está a una altura de 36000 pies, a esta altura la densidad y temperatura del aire cambia considerablemente en la siguiente tabla se indican los valores correspondientes a las propiedades del aire a esa altura así como la presión atm.

Tabla 3.3.- condiciones de la atmosfera a 36000 pies de altura.

Variable	magnitud
Temperatura (T)	-56.5 °C
Densidad (ρ)	0.3629 kg/m ³
Viscosidad dinámica (μ)	1.421 x10 ⁻⁵ Pa*s
Presión atm (P)	22.6304 Kpa

3.5.1.- Condiciones de frontera en volumen de control.

En todos los casos de estudios que se obtendrán en este trabajo se tendrán las mismas condiciones de frontera en el volumen de control ya que el principal foco de estudio es el perfil aerodinámico y se requiere que el fluido no tenga restricciones en el volumen de control. Las condiciones de frontera se dan a continuación:

1. Definir la entrada del flujo de fluido y la velocidad.

En este caso la pared señalada en la figura 3.4 se le dio la condición de “Entrada” que se refiere a la pared por la cual el flujo se introduce, en esta misma se le denomina una velocidad de entrada del flujo que para nuestro caso se tendrán: 580 m/s para los dos grupos de análisis.

Se debe mencionar que esta velocidad no es tomada al azar, si no que se realizó un estudio minucioso de la aeronave que posee este tipo de perfil, y se encontró que la velocidad crucero es de 580 m/s.

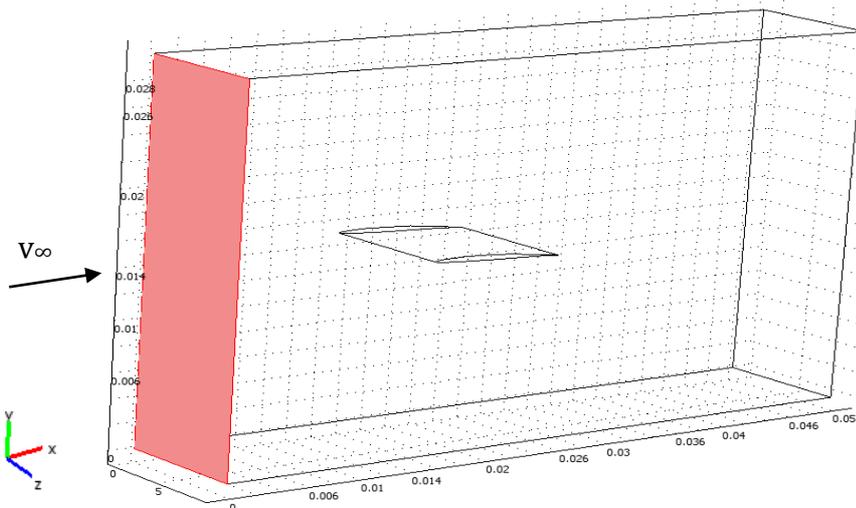


Figura 3.4.- Pared de entrada del flujo en el volumen de control.

2. Condición de paredes laterales del volumen de control.

Para este caso particular el análisis de fluidos va enfocado principalmente al perfil aerodinámico por lo que se requiere que el flujo pase sin restricciones de deslizamiento sobre las paredes del volumen de control, debido a que si en las paredes laterales por ejemplo se tuvieran condiciones de no deslizamiento, estas paredes generarían variaciones en el flujo como podrían ser vórtices y turbulencias cercanas a la pared, así como una disminución de la velocidad del aire. Para evitar este tipo de problemas se le asignó la condición de total deslizamiento a las cuatro paredes laterales del volumen de control.

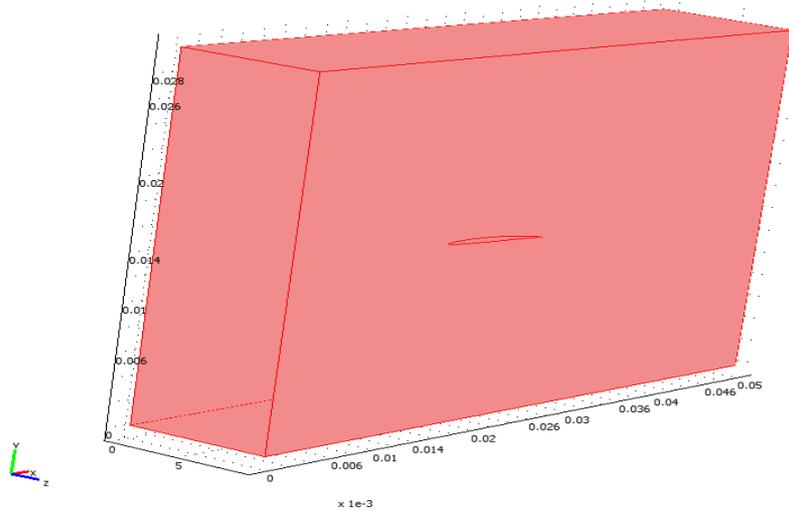


Figura 3.5.- Fronteras con deslizamiento absoluto del volumen de control.

3. Definir la salida del flujo.

El flujo atraviesa todo el volumen de control, entrando por la pared principal recorriendo la longitud del volumen y pasando por el perfil aerodinámico, pero el fluido debe desfogar en alguna parte, es aquí donde toca definir la salida del fluido, la presión es la misma en todo el volumen de control, lo cual deja que el flujo siga su trayectoria y no tenga restricciones que puedan afectar el análisis. Entonces definimos la salida de flujo en la pared trasera del volumen de control.

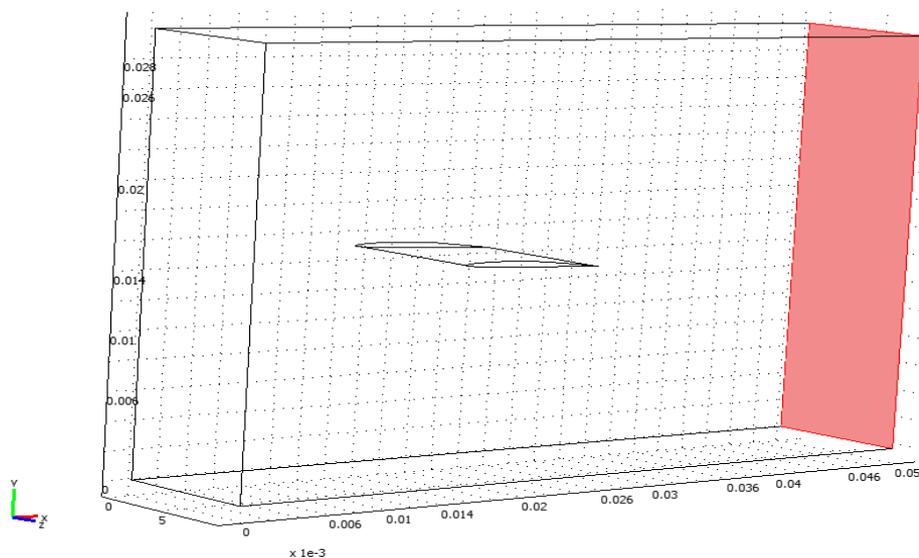


Figura 3.6.-Salida del flujo de aire en el volumen de control.

Con esta última condición de frontera al volumen de control se define parcialmente las condiciones necesarias para el análisis de nuestro modelado. Faltando las condiciones de frontera del perfil en estudio las cuales son importantes ya que de ellas depende la evaluación del perfil en cuestión.

3.5.2.- Condiciones de frontera para el perfil aerodinámico.

Para poder analizar de manera correcta y adecuada la interacción del perfil y el fluido es necesario definir las condiciones de contorno del perfil aerodinámico. Básicamente son dos condiciones diferentes, la primer condición es la de no deslizamiento sobre toda la superficie del perfil, la cual nos indica que en la superficie la velocidad será nula. La segunda condición será la de pared deslizable a un cierto rango o porcentaje de la velocidad del fluido. Como ya se mencionó con anterioridad estas dos condiciones se aplicaran a la velocidad anteriormente mencionada, además se ira variando el ángulo de incidencia del aire, conocido como Angulo de ataque. En la figura 3.7 se representa el perfil seleccionado para ser aplicada una de las condiciones.

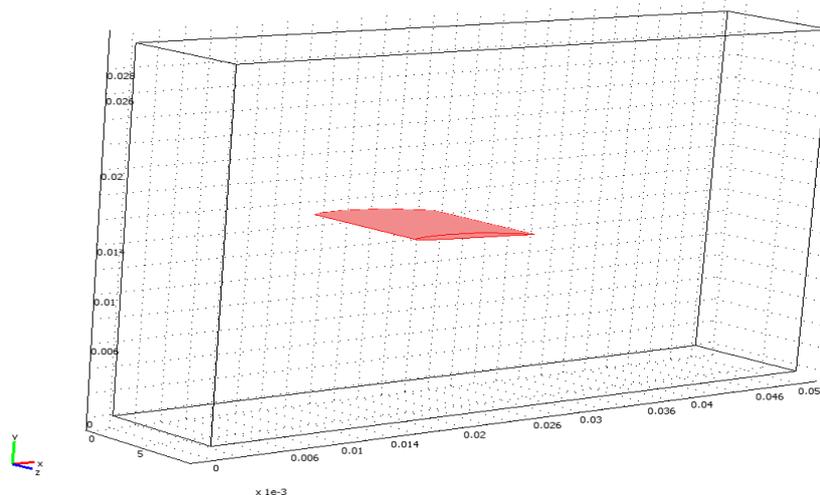


Figura 3.7.- demostración de la aplicación de deslizamiento y de no deslizamiento.

3.6.- Mallado del modelo.

El mallado de nuestro modelo es un paso fundamental para poder proceder con el análisis, debido a que es por el mallado por donde se discretizan las ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos. La forma de la malla utilizada en el modelo es la forma triangular debido a que se adapta mejor al contorno del perfil aerodinámico, cuenta con un tamaño máximo de 0.2 milímetros, debido a que entre menor sea el tamaño del mallado en el contorno del perfil más aproximados serán los valores obtenidos por consecuencia de la cantidad de elementos. La cantidad de elementos por los cuales está conformada la malla es de 138,450 elementos en promedio entre todos los análisis realizados.

Se eligió este tamaño y tipo de malla debido al tiempo de análisis computacional, ya que entre mayor sea el número de elementos aumenta el tiempo de solución en el equipo de cómputo. El mallado del modelo queda de la siguiente manera.

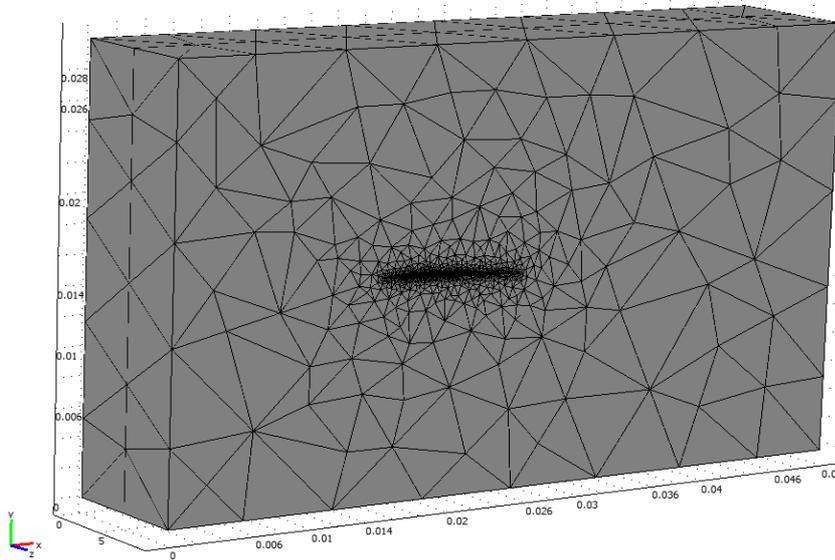


Figura 3.8.- volumen de control y perfil mallados.

Se observa un mallado de elementos del tipo triangular para poder obtener mejor adecuación del mallado a la forma del perfil.

3.7.- Método de elementos finitos

El método de elementos finitos, es un procedimiento basado en técnicas computacionales, que puede ser usado para analizar estructuras y diferentes sistemas continuos. Es un método numérico versátil, y que es ampliamente aplicado para resolver problemas que cubran casi todo el espectro de análisis ingenieriles. Sus aplicaciones comunes, incluyen el comportamiento de sistemas estáticos, dinámicos y térmicos. Los avances en el hardware, han facilitado y aumentado la eficiencia del software de elementos finitos, para la solución de sistemas complejos de ingeniería sobre computadores personales.

Los resultados obtenidos con el análisis de elementos finitos, son raramente exactos. Sin embargo una solución adecuada puede ser obtenida, si se usa un modelo apropiado de elementos finitos.

Si el objetivo es el desarrollo de código de elementos finitos, entonces una profunda comprensión de la teoría de elementos finitos es esencial. Si el objetivo, es el uso del código de elementos finitos, entonces para el análisis es necesario tener:

1. Básica comprensión de los conceptos del método de los elementos finitos.
2. Práctica, incluyendo el conocimiento de las capacidades y limitaciones en el programa computacional que va a ser usado.

El método de elementos finitos puede llegar a ser un método matemático muy complejo, ya que uno de sus fundamentos está basado en la discretización de los cuerpos de estudio, y debido a la existencia de muchas divisiones se debe realizar una o más ecuaciones para representar el comportamiento de cada división del cuerpo.

Para poder emplear este método debemos hacer ciertas asunciones, tales como:

1. una función continua bajo un dominio global, puede aproximarse por una serie de funciones operando bajo un número finito de pequeños subdominios, estas series de funciones son continuas y pueden aproximarse a la solución exacta, así como el número de subdominios se aproxima infinitamente a la pieza de estudio.
2. El dominio global del cuerpo está dividido en subdominios llamados elementos.
3. Los puntos que definen las uniones y conexiones entre los elementos son llamados nodos o puntos nodales.
4. Los elementos son especificados como uniones en sus nodos comunes, y son unidos de esta manera para ser agrupaciones continuas a lo largo de sus fronteras, y cualquier función que represente el comportamiento de este nodo. Es asumida para ser igualmente continua en las fronteras.
5. La función que existe bajo el dominio, es resuelta explícitamente para los puntos nodales. Se asume que el valor de la función en cualquier punto interno puede ser definido en términos de variaciones nodales del elemento estudiado.
6. Las variables nodales se refieren a los grados de libertad y estos son tres: 3 de desplazamiento y 3 rotaciones para el sistema de coordenadas cartesianas y este término, es aplicado específicamente para el análisis de esfuerzo, en el cual las variables nodales son deflexiones sufridas por la estructura en los puntos nodales.
7. La colección completa de elementos representa una aproximación a los dominios de la geometría, y con ello tener una gran exactitud de la pieza de estudio.
8. Los puntos nodales se refieren a puntos para una evaluación de la función, y no representan físicamente puntos de conexión en el dominio.

Calcular las deformaciones, tensiones, fuerzas, presiones y esfuerzos, con métodos clásicos de análisis, se logra a través de la solución manual de sus ecuaciones, y sus condiciones de frontera. El uso de métodos clásicos, es probablemente la mejor forma de analizar estructuras simples; no obstante, su uso es poco aconsejable cuando es

complejo. En estos casos la mejor alternativa, es usualmente una solución obtenida con el método de los elementos finitos.

La primera diferencia entre los métodos clásicos y los elementos finitos son la forma de ver la estructura y el consiguiente procedimiento de solución. Los métodos clásicos consideran la estructura como continuo, cuyo comportamiento es gobernado por ecuaciones diferenciales parciales u ordinarias. El método de elementos finitos considera la estructura como el ensamble de un número finito de partículas pequeñas. El comportamiento de las partículas, y de toda la estructura, es obtenida por la formulación de un sistema algebraico de ecuaciones que puede ser solucionado por medio de un computador. Las partículas de tamaño finito, son llamadas elementos finitos. Los puntos donde los elementos finitos son interconectados, son conocidos como nodos, y el procedimiento de selección de nodos es llamado discretización o modelización.

Normalmente, el análisis de elementos finitos involucra siete pasos. Pasos 1, 2, 4, 5 y 7 requieren decisiones realizadas por el usuario del programa de elementos finitos. El resto de los pasos son realizados automáticamente por el programa de computadora.

1. Discretización o modelado de la estructura: La estructura es dividida en una cantidad finita de elementos, con ayuda de un preprocesador. Este paso es uno de los más cruciales para obtener una solución exacta del problema, de esta forma, determinar el tamaño o la cantidad de elementos en cierta área o volumen del elemento a analizar representa una ventaja del método, pero a la vez implica que el usuario debe estar muy consciente de esto para no generar cálculos innecesarios o soluciones erróneas.
2. Definir las propiedades del elemento: En este paso el usuario debe definir las propiedades del elemento.
3. Ensamblar las matrices de rigidez de los elementos: La matriz de rigidez de un elemento, consiste de coeficientes los cuales pueden ser derivados del equilibrio, residuos ponderados o métodos de energía. La matriz de rigidez del elemento se refiere a los desplazamientos nodales al ser aplicadas fuerzas en los nodos ($K \cdot F = U$). El ensamble de las matrices de rigidez, implica la aplicación de equilibrio para toda la estructura.
4. Aplicación de las cargas: Fuerzas externas concentradas o fuerzas uniformes y momentos son especificados en este paso.

5. Definir las condiciones de frontera: Las condiciones de apoyo deben ser dadas, por ejemplo, si el desplazamiento de ciertos nodos es conocido. Usando los elementos de la frontera se pueden determinar las reacciones en los mismos.
6. Solucionar el sistema de ecuaciones algebraicas lineales: La secuencial aplicación de los pasos descritos, conduce a un sistema de ecuaciones algebraicas simultáneas, donde los desplazamientos nodales son desconocidos.
7. Calcular los esfuerzos: El usuario puede entonces calcular los esfuerzos, reacciones, deformaciones u otra información relevante. El post-procesador ayuda a visualizar la salida en forma gráfica.

El objetivo del análisis por medio del método de los elementos finitos, es determinar de forma precisa la respuesta de un sistema modelado con una cantidad finita de elementos y sujeto a unas cargas determinadas. En la generación de un modelo por elementos finitos, siempre se tiene presente que se está desarrollando un modelo el cual es una idealización de un sistema físico real. Con muy pocas excepciones, como el del análisis estático de vigas simples, marcos y sistemas de membranas, el método de elementos finitos no genera una solución 'exacta'. Sin embargo, con un modelo adecuado, se puede obtener una solución precisa. Cuando la formulación analítica de un problema es difícil de desarrollar, FEM (Finite Element Method) provee uno de los más fiables métodos para atacar el problema. En la creación de un modelo FEM, se debe esforzar por la precisión y la eficiencia computacional. En la mayoría de los casos, el uso de un modelo complejo y muy refinado no es justificable, aunque este probablemente genere mayor exactitud computacional a expensas de un innecesario incremento en el tiempo de procesamiento. El tipo y la complejidad del modelo dependen sobre todo del tipo de resultados requeridos. Como regla general, un modelo de elementos finitos puede empezar con un modelo simple. Los resultados de este modelo sencillo, combinados con la comprensión del comportamiento del sistema, puede ayudar a decidir si es necesario refinar el modelo y en que parte del mismo.

CAPÍTULO 4.- RESULTADOS

En este capítulo se presentan los diferentes resultados obtenidos en base a las simulaciones realizadas. Se pretende dar la interpretación del comportamiento del perfil aerodinámico cuando este es sometido a diferentes condiciones como ya se mencionó, para dicha interpretación se presenta una serie de resultados exponiendo gráficas y diagramas obtenidos en base a las simulaciones realizadas.

La presentación de los resultados se muestra de la siguiente manera, se muestran en conjuntos de acuerdo a los ángulos de ataque y en estos las condiciones de deslizamiento y la velocidad, se muestran diagramas de presión y velocidad, así como las líneas de corriente. Principalmente se analizaron las fuerzas generadas en los perfiles aerodinámicos cuando estos fueron sometidos a flujos de aire, con el fin de identificar la variación de estas fuerza con forme el ángulo de ataque se modifica y cuando se aplica la condición de deslizamiento.

Primeramente se analizó el perfil aerodinámico con un ángulo de ataque de cero grados de inclinación, en dos condiciones diferentes, la primera condición es la de no deslizamiento del fluido en todas las fronteras del perfil, a una velocidad de 580 m/s que es aproximadamente la velocidad crucero, los primeros resultados se pueden apreciar a simple vista y haciendo un acercamiento por igual, en las figuras 4.1a y 4.1b en las cuales se puede apreciar que alrededor del perfil se hace notar a grandes rasgos las variaciones de la velocidad, en otras palabras el perfil de velocidades de la capa limite. Se logra observar que debido a los diferentes colores que utiliza el programa para diferenciar las variaciones de velocidad, el cambio de velocidades desde la frontera del perfil hasta la región de máxima velocidad que en este caso se produce en la parte superior del perfil (extradós), en esta zona se torna de una tonalidad rojo oscuro que indica que ahí es donde se encuentra la región de máxima velocidad. Para el primer caso en el cual no existe deslizamiento alguno en las fronteras del perfil la velocidad máxima alcanzada del fluido por encima del extradós fue de 663.63 m/s, se puede observar que la velocidad se torna un poco desordenada en cuestión de la densidad del color en la figura 4.1a en comparación de la figura 4.1b en la cual existe deslizamiento del 10% de la velocidad de incidencia del fluido lo cual corresponde a 58 m/s, en las fronteras del perfil, en esta se puede apreciar una mejor distribución de velocidades en el extradós.

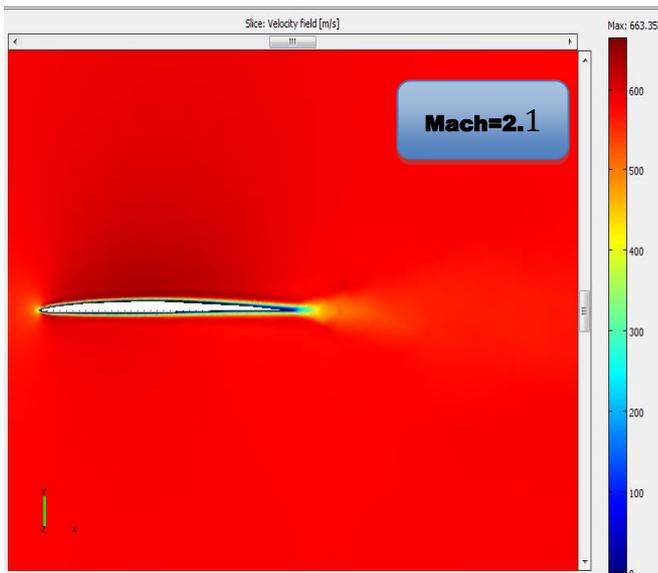


Figura 4.1a.- Perfil con un ángulo de ataque de 0° , en condición de no deslizamiento.

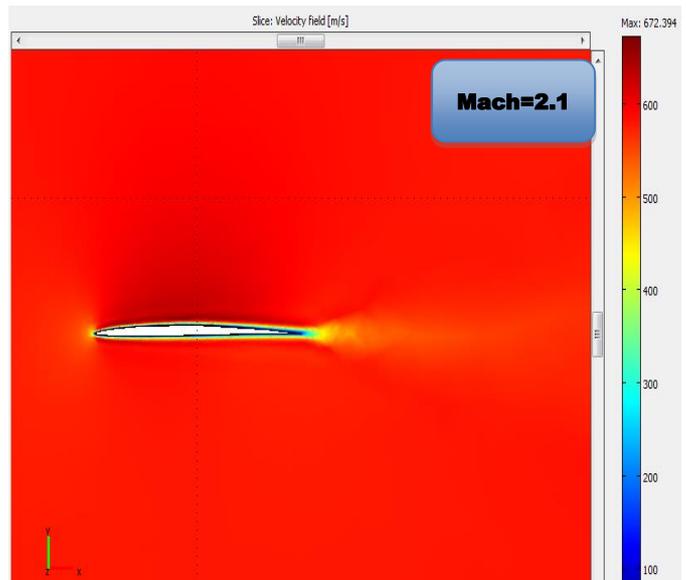


Figura 4.1b.- Perfil con un ángulo de ataque de 0° , en condición de deslizamiento.

Se observa que en las figuras 4.1a y 4.1b aparece una franja que de colores en el lado derecho, esta franja indica la escala de velocidades, comenzando desde cero que le corresponde el color azul hasta llega al rojo más obscuro que indica la velocidad máxima alcanzada. Se aprecia que en la zona del extradós se concentran las velocidades máximas en el sistema, ya que se ve una color rojo obscuro sobre de él. Se puede observar que en el borde de ataque se aprecia una coloración amarillenta hasta tornarse azul esto indica que en ese punto sucede el fenómeno de estancamiento.

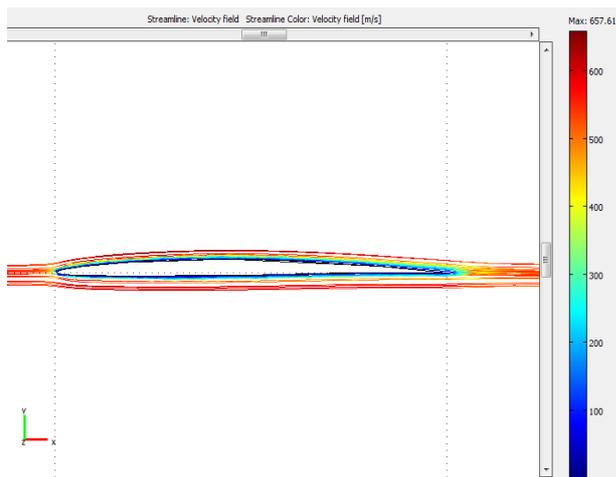


Figura 4.2a.- Líneas de corriente alrededor del perfil

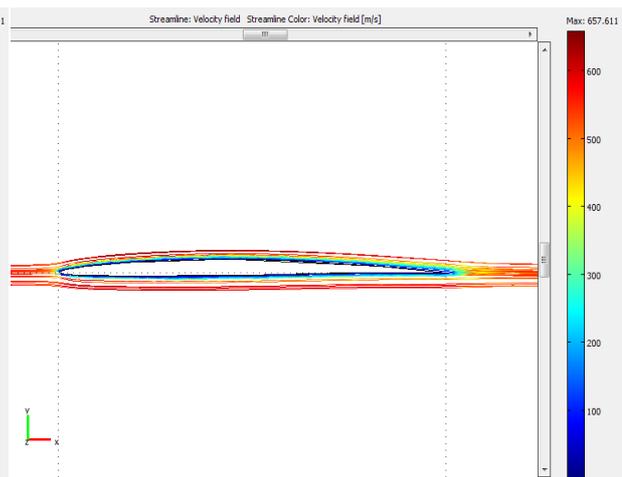


Ilustración 4.2b.- Líneas de corriente alrededor del perfil en condiciones de deslizamiento.

Se observa que en la imagen 4.2a y 4.2b no ocurre ningún fenómeno de turbulencia alrededor de la superficie del perfil, las líneas de corriente fluyen ordenadamente desde el borde de entrada hasta el borde de salida y se aprecia que se forma el flujo laminar.

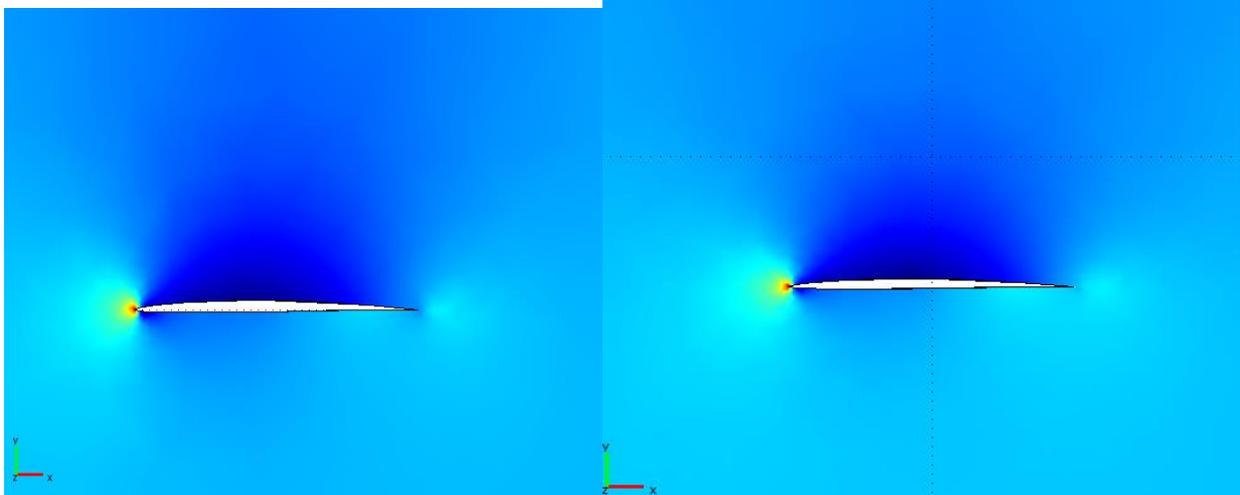


Figura 4.3a Se muestra las variaciones de presión sobre el fluido que pasa por el perfil.

Figura 4.3b Se muestra las variaciones de presión sobre el fluido que pasa por el perfil.

En las figuras 4.3a y 4.3b se muestran las mediante colores la variación de presiones en el medio por el cual fluye el fluido a través del perfil, se observa que en el borde de ataque se encuentra la mayor concentración de presión de forma puntual, esto ocurre debido a las grandes velocidades a las que está sometido el perfil que son alrededor de 2.1 Mach. Se puede apreciar que en el borde de entrada ocurre el fenómeno de la onda de choque a causa de las grandes velocidades. En el borde de salida se aprecia de acuerdo al rango de colores de la escala de presiones la onda de expansión que se forma cuando se está a grandes velocidades. Se observa que en el extradós hay una succión a causa de la disminución de presión por las velocidades excesivas en él perfil. Es así como lo muestra las figuras 4.4a y 4.4b, al extraer los valores de máxima presión obtenemos que para la condición de no deslizamiento se obtuvo un valor de 34,260 Pa. y para la condición de deslizamiento se obtuvo 30620 Pa, como se pudo evaluar es mayor el dato que se obtuvo en el primer caso, lo que indica que en condiciones de deslizamiento el perfil tiende a fluir de con mayor eficiencia y finura por lo que se deduce que le cuesta menos avanzar por la onda de choque. Al analizar las fuerzas resultantes en el perfil, se pudo observar que la diferencia entre los dos casos es pequeña lo cual no indica que sea significativa ya que cualquier disminución en la fuerza de arrastre es de gran ayuda para la fuerza de sustentación.

Las fuerzas de sustentación de los dos perfiles obtenidas fueron las siguientes:

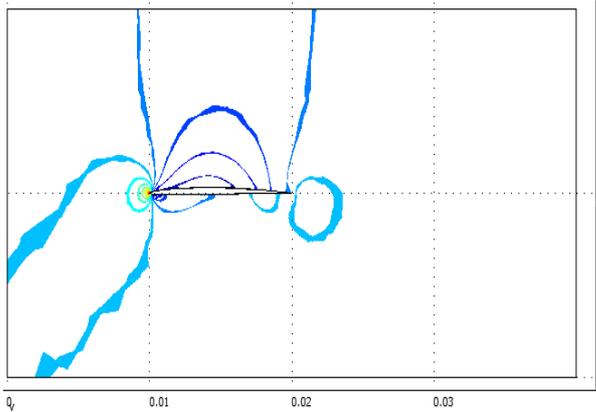


Figura 4.4a Isosuperficies de presión en condición de no deslizamiento.

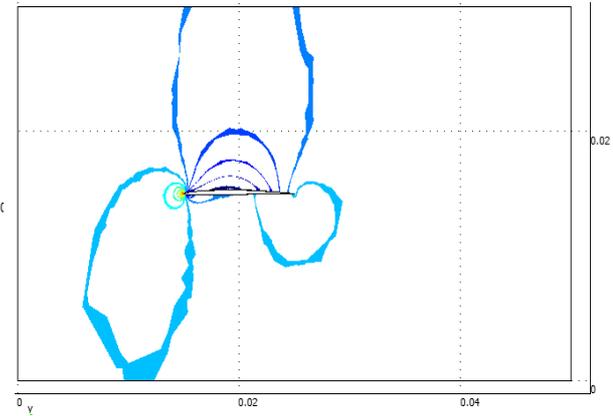


Figura 4.4b Isosuperficies de presión en condición de deslizamiento.

Tabla 4.1.- Fuerzas de arrastre y empuje (sustentación) con inclinación de 0 ° a 580 m/s

Dirección	F_x	F_y
0 grados no slip	17571 [N]	75963 [N]
0 grados slip	14634 [N]	86489 [N]

Se aprecia que al comparar los datos obtenidos de los valores de las fuerzas de arrastre y empuje se observó que la fuerza de arrastre en condición de deslizamiento en las fronteras es menor que la fuerza obtenida en condiciones de no deslizamiento, lo que indica que la primera opone menos resistencia al avance que la segunda respectivamente. Al haber menos resistencia al avance las fuerzas de sustentación aumentan lo que es bueno para el perfil ya que entre mayor fuerza de sustentación obtenga este será más efectivo, y es precisamente lo que se pretende a la hora del diseño de perfiles, es precisamente lo que ocurre en este caso, las fuerzas de sustentación son mayores en la condición de deslizamiento en comparación con las fuerzas obtenidas en la condición de no deslizamiento.

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos fueron los siguientes:

Tabla 4.2.- Coeficientes aerodinámicos a 580 m/s

Angulo de ataque	C_l	C_d
0 grados no slip	0.083	0.002
0 grados slip	0.095	0.0016

En la tabla de coeficientes aerodinámicos se puede observar la discrepancia que existe en los valores obtenidos los cuales son de pendientes de las fuerzas de sustentación y la velocidad de incidencia del fluido. Se obtuvieron las fuerzas aerodinámicas en las dos condiciones diferentes pero ahora con un aumento de velocidad y los resultados fueron los siguientes:

Tabla 4.3.- fuerzas aerodinámicas con inclinación de 0 ° a 680 m/s

Angulo de ataque	F_x	F_y
0 grados no slip	17942 [N]	219742 [N]
0 grados slip	15554 [N]	152107 [N]

Al comparar los valores de las fuerzas obtenidas cuando el perfil es sometido a velocidades mayores como este caso, con velocidades un poco menores, se pudo apreciar que las fuerzas aumentan en proporción a la velocidad del fluido y esto se puede comprobar con los valores de las tablas 4.1 y 4.3. Así también, los coeficientes aerodinámicos son afectados a consecuencia de las velocidades y las fuerzas obtenidas, dichos coeficientes se muestran en la tabla 4.4.

Tabla 4.4.- Coeficientes aerodinámicos a 680 m/s

Angulo de ataque	C_L	C_D
0 grados no slip	0.04	0.004
0 grados slip	0.075	0.0023

La distribución de presiones alrededor de las fronteras del perfil está bien definida por la figura 4.5, en la cual muestran las presiones a lo largo de la cuerda del perfil.

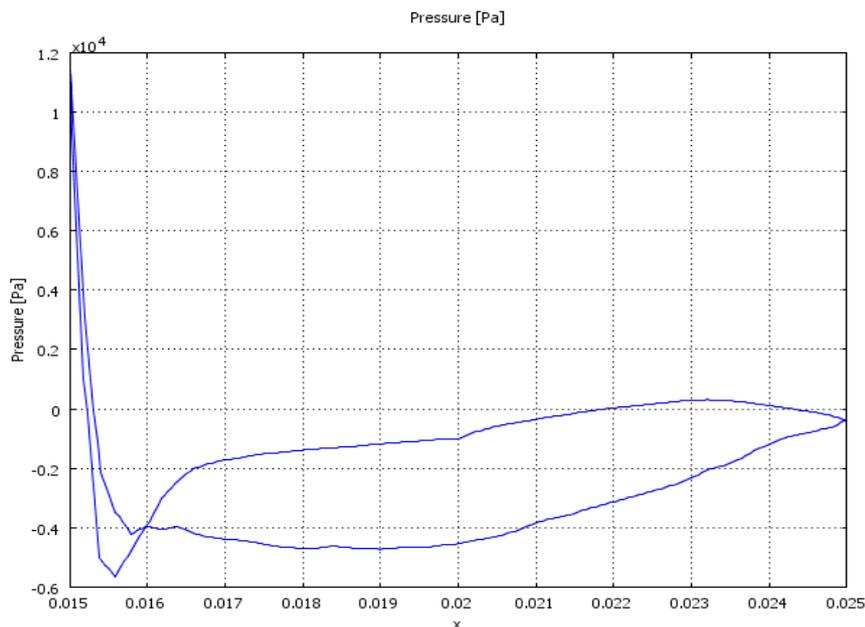


Figura 4.5.- distribución de presiones a lo largo del perfil.

En la figura 4.5 se puede observar que está conformada por dos líneas lo largo de una distancia de 1 m que es la cuerda del perfil, la gráfica es consecuencia de la distribución de presiones en el contorno del perfil. La línea superior de la gráfica representa la presión por el intradós del perfil que es en donde hay presiones positivas, en cambio la línea inferior de la gráfica es la correspondiente a las presiones del extradós. Se puede apreciar que el valor de presión máximo se obtiene en el borde de ataque precisamente en el punto de estancamiento tal y como la teoría lo predijo.

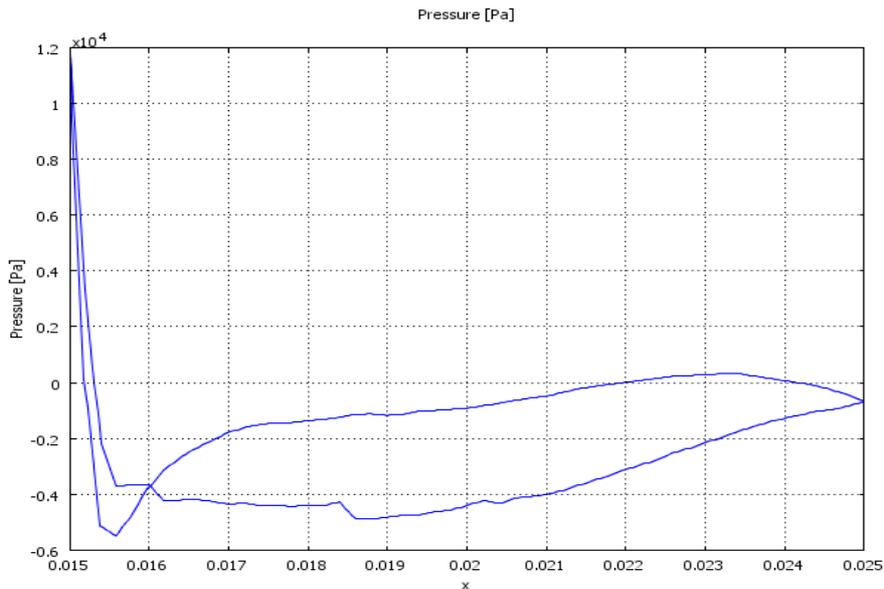


Figura 4.6.- grafica de distribución de presiones a lo largo del perfil.

Los datos obtenidos en las diferentes graficas son diferentes a causa de la distribución de presión en la cuerda del perfil. En condiciones de deslizamiento las presiones aumentan y se distribuye poco mejor que en condiciones de no deslizamiento como se pudo observar en las gráficas.

A continuación se presentan las gráficas de distribución de presiones cuando el perfil cuenta con un ángulo de ataque de cinco grados, con respecto a la dirección del aire que lo incide. Se obtuvo que las distribuciones de presión en el perfil son muy diferentes entre sí, los valores de presión que se muestran en las gráficas presentadas varían de acuerdo a la condición de deslizamiento en la cual las presiones son mayores en comparación con las presiones de la condición de no deslizamiento.

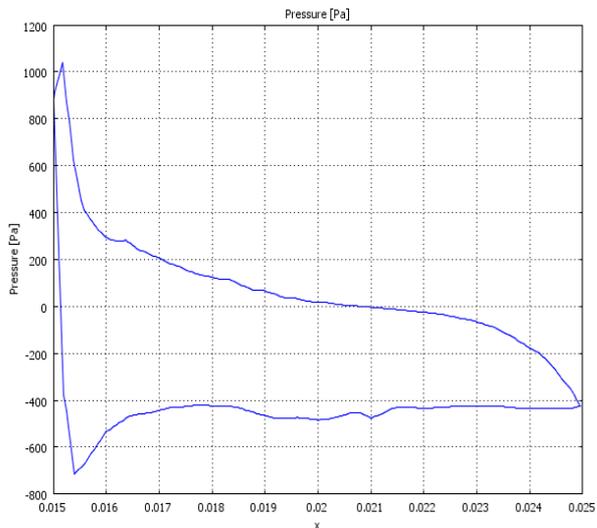


Figura 4.7.-Distribución de presiones en la superficie del perfil a 5° de ángulo de ataque.

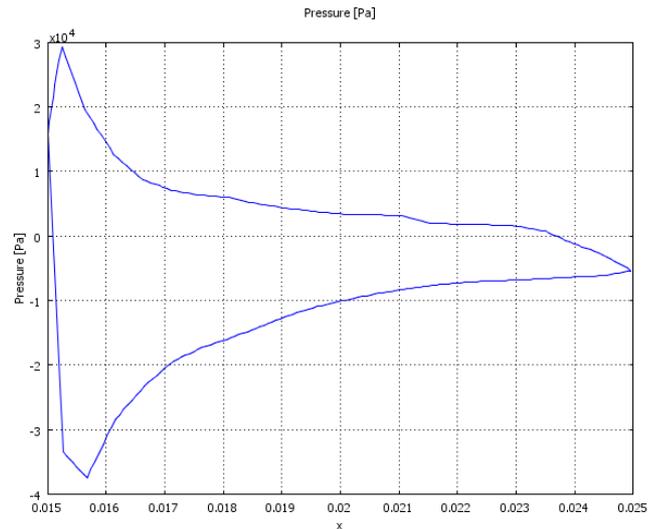


Figura 4.8.- Distribución de presiones en la superficie del perfil a 5° de ángulo de ataque en condición de deslizamiento.

Se observa que la figura 4.7 y 4.8 muestran una mejor distribución de presiones en condiciones de deslizamiento, a causa de una mejor distribución de velocidades del flujo a través de la superficie del perfil. Se pudo observar que existe una presión de levantamiento mayor en condiciones de deslizamiento lo que se traduce a un aumento de la fuerza de empuje y una disminución de las fuerzas de arrastre en el perfil.

Tabla 4.5.- Fuerzas aerodinámicas resultantes, con un ángulo de ataque de 5° grados.

Angulo de ataque	Fx	Fy
5 no slip	6537 [N]	31891 [N]
5 slip	4519 [N]	58716 [N]

Las fuerzas de resultantes en las superficies de los perfiles se aprecian en la tabla 4.5 en las que se puede observar la magnitud de las fuerzas cuando existe un ángulo de ataque de cinco grados, en la condición de deslizamiento se aprecia un valor más en la fuerza de sustentación que en la condición de no deslizamiento. Si observa que la fuerza de arrastre disminuye cuando hay deslizamiento.

Tabla 4.6.- coeficientes aerodinámicos, con un ángulo de ataque de 5° grados.

Angulo de ataque	Cl	Cd
5 grados no slip	0.083	0.009
5 grados slip	0.122	0.0062

En la tabla 4.6 se muestran los valores de los coeficientes de sustentación y arrastre se hace notoria la diferencia entre el caso de deslizamiento y el de no deslizamiento a consecuencia de las fuerzas obtenidas.

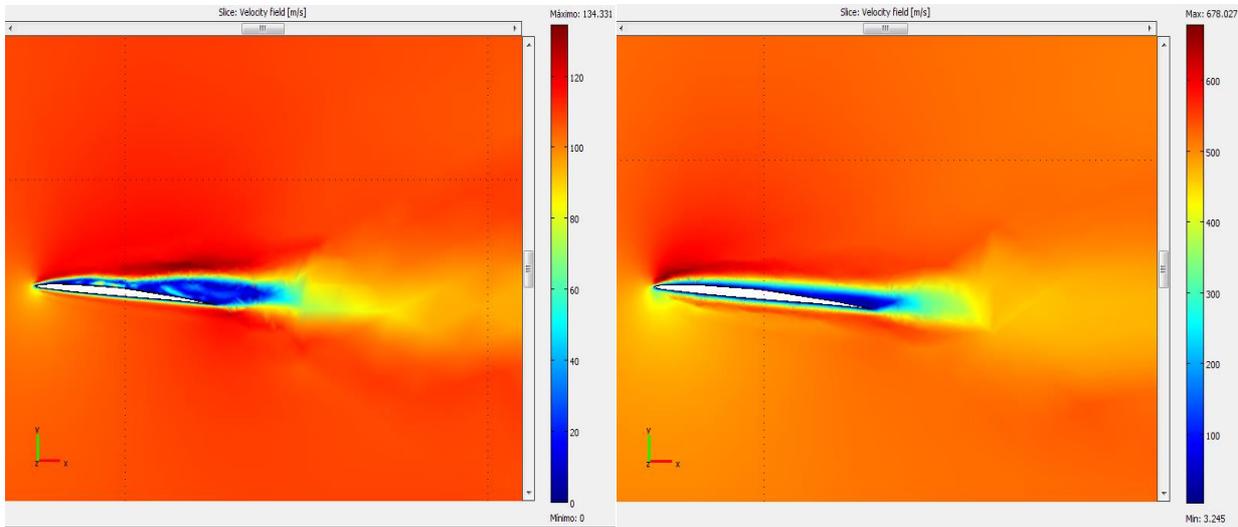


Figura 4.9a.- velocidades y comportamiento del flujo a través del perfil.

Figura 4.9b.- velocidades y comportamiento del flujo a través del perfil en condiciones de deslizamiento.

Se observa que el flujo a través del perfil cuando este tiene un deslizamiento en sus fronteras del 10% (figura 4.5b), se comporta de manera más estable y mantiene un flujo laminar por una mayor extensión de la cuerda a comparación de cuando no existe esta condición, se produce menor cantidad de vorticidad y se puede notar menor turbulencia del flujo sobre el extradós del perfil lo cual hace que la sustentación disminuya. A grandes velocidades como es este caso no es conveniente que el perfil este orientado a grandes ángulos de ataque, debido a que este tipo de perfil está diseñado para grandes números mach y por lo tanto este alcanza su mayor fuerza de sustentación aproximadamente a los cinco grados del ángulo de ataque, ya que si el ángulo es mucho mayor se generaría un incremento en las fuerzas de arrastre lo cual sería perjudicial para las fuerzas de sustentación a causa de que se generaría mayor cantidad de vorticidad en el extradós y en el intradós se produciría una mayor área de contacto puro con el fluido lo que aumenta la fuerza de arrastre.

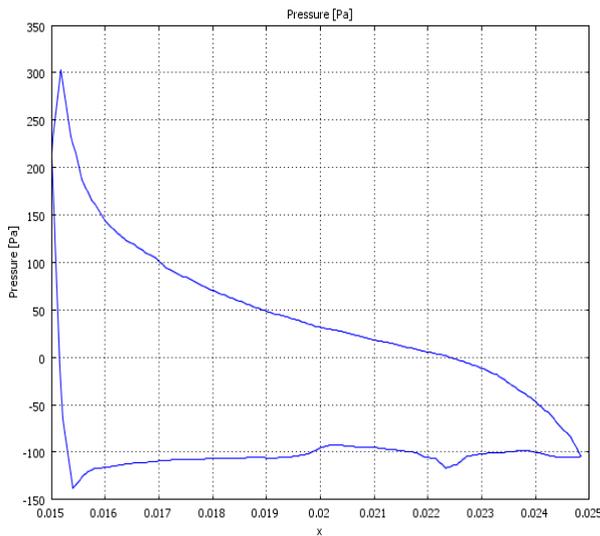


Figura 4.10.- Distribución de presiones en la superficie del perfil cuando está orientado a 10°.

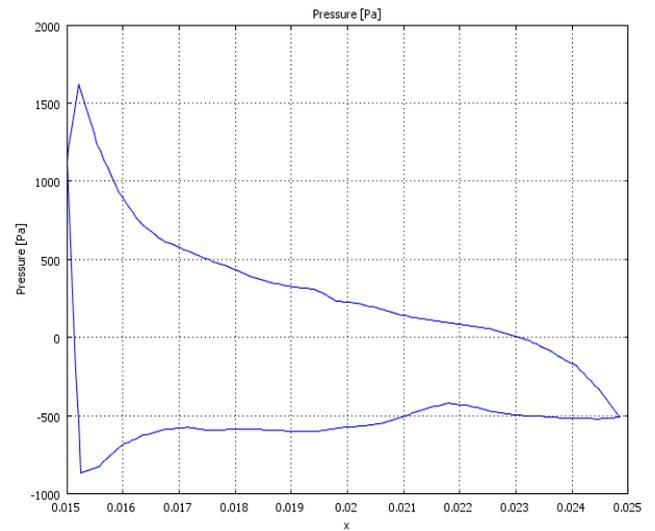


Figura 4.11.- Distribución de presiones en la superficie del perfil en condición de deslizamiento cuando está orientado a 10°.

Se encontró que la magnitud de las presiones disminuyen cuando aumenta el ángulo de ataque, lo cual causa que las fuerzas de sustentación disminuyan y las fuerzas de arrastres aumente bruscamente, si se observa la figura 4.5 y 4.6 se puede notar una disminución en el área formada por las dos líneas de presiones, la línea que pasa por arriba es la línea de presiones en el intradós y la línea inferior de la gráfica representa las presiones del extradós las cuales serán negativas. Estas dos graficas demuestran que las fuerzas de arrastre y sustentación dependen en gran parte del ángulo de ataque el cual causa que las distribuciones de presión se modifiquen de acuerdo como va variando el ángulo.

Tabla 4.7.- fuerzas resultantes en el perfil con un ángulo de ataque de 10 ° grados.

<i>Angulo de ataque</i>	<i>F_x</i>	<i>F_y</i>
10 no slip	33670 [N]	142221 [N]
10 slip	32890 [N]	147372 [N]

Se observa que las fuerzas de arrastre aumenta y la fuerza de sustentación disminuye en consideran a los ángulos de ataque anteriores, pero se hace notoria la diferencia de las fuerzas en las dos condiciones diferentes.

Tabla 4.8.- Coeficientes aerodinámicos del perfil con un ángulo de ataque de 10 ° grados.

<i>Angulo de ataque</i>	C_D	C_L
10 grados no slip	0.036	0.153
10 grados slip	0.035	0.159

A causa de las fuerzas y de la inclinación del ángulo de ataque los coeficientes aerodinámicos disminuyen notoriamente, pero se asemejan una con otro en las diferentes condiciones de frontera.

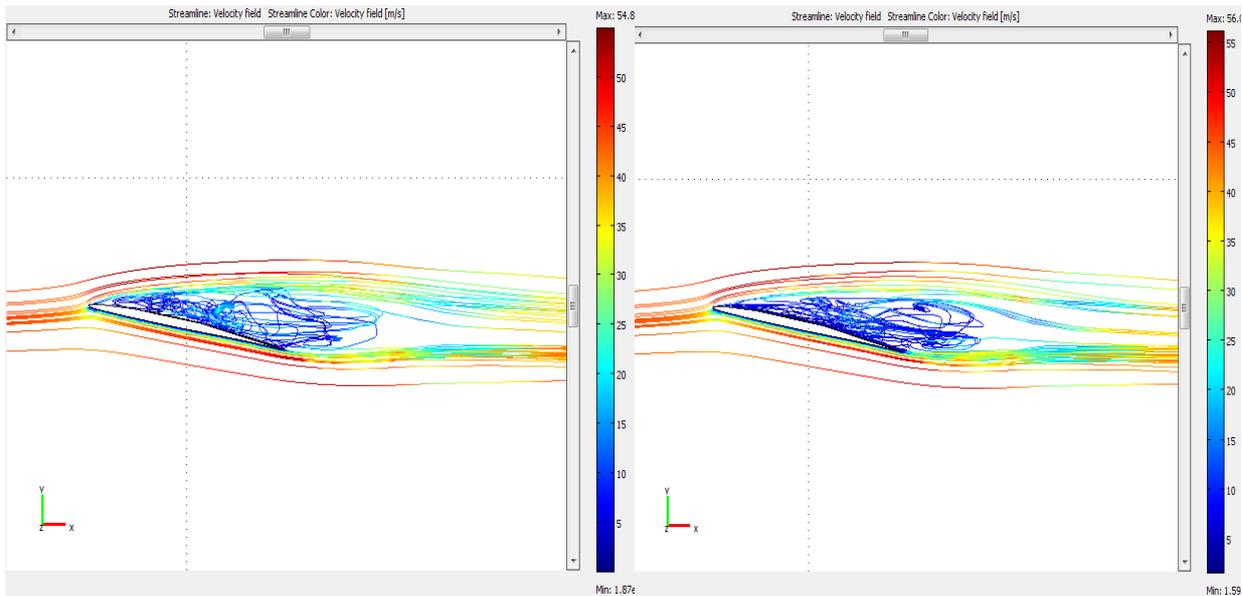


Figura 4.12a.- Líneas de corriente alrededor del perfil A₁₀ a diez grados, sin deslizamiento.

Figura 4.12b.- Líneas de corriente alrededor del perfil A₁₀ a diez grados, con deslizamiento del 10%

En las figura 4.6a y 46b se aprecia las líneas de corriente del fluido cuando pasan a través del perfil, se puede observar que en las dos imágenes el desorden de las líneas de flujo sobre el extradós del perfil se hace presentes, las líneas de corrientes se tornan turbulentas y desordenadas generando así los vórtices en la superficie del perfil, los vórtices que se hacen presentes favorecen al aumento de resistencia al avance. Al aplicar las condiciones de deslizamiento los vórtices se ven reducidos conforme la velocidad de deslizamiento aumenta generando un flujo más ordenado y disminuyendo la resistencia que estos aportan, en la figura 4.6 b se aprecia que el flujo ordenado laminar se mantiene por más longitud de la superficie del perfil en la zona del borde de ataque, retardando el fenómeno de desprendimiento de la capa limite que es la principal generadores de vórtices.

En las gráficas siguientes se puede notar que el área de la presión disminuye violentamente de acuerdo con el ángulo de ataque que en ese caso es de 15°.

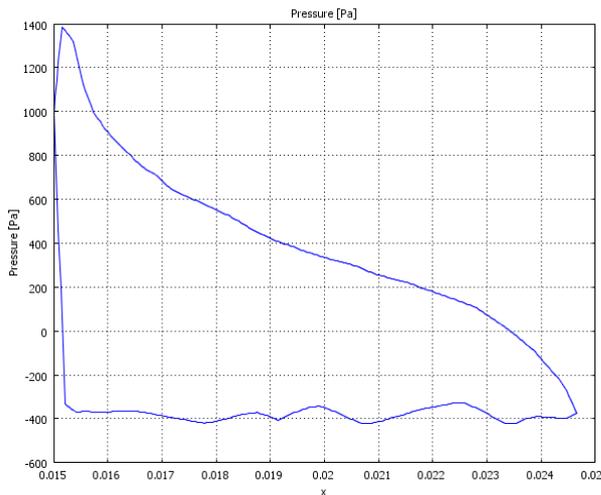


Figura 4.13.- distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de 15°.

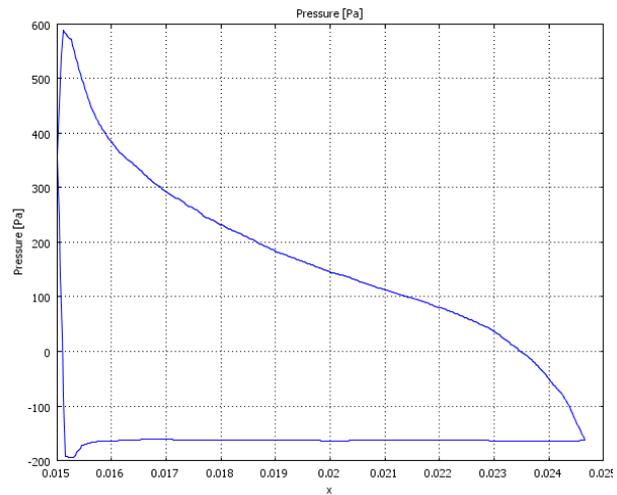


Figura 4.14.- distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de 15° en condición de deslizamiento.

De acuerdo con la figura 4.7 y 4.8 hay una disminución de succión en la superficie del extradós y una enorme presión en el intradós, lo cual produciría la falla del material de contrición del ala, debido a las enormes cantidades de presión ejercida debajo de ella. Esto se puede representar también un gran incremento de la fuerza de arrastre, a causa de que en el intradós se encuentra incidiendo el fluido directamente. Por la parte del extradós existe una gran generación de vorticidad lo que se traduce a una disminución de sustentación.

Tabla 4.9.- fuerzas aerodinámicas, con una orientación del perfil a 15 grados.

Angulo de ataque	Fx	Fy
15 no slip	22445 [N]	173635 [N]
15 slip	42933 [N]	144508 [N]

De igual forma las fuerzas obtenidas cuando el perfil se encuentra orientado con un ángulo de ataque de quince grados, las fuerzas de arrastre tienden a aumentar lo que afecta a las fuerzas de sustentación y en consecuencia al avance del perfil.

Tabla 4.10.- coeficientes aerodinámicos con un ángulo de 15 grados.

Angulo de ataque	C_L	C_D
15 no slip	0.16	0.0606
15 slip	0.1831	0.0627

Se observa que los coeficientes aerodinámicos disminuyen a causa de las fuerzas ejercidas sobre el perfil aerodinámico. Estos coeficientes son de menor magnitud que los coeficientes obtenidos cuando el perfil se orienta con un ángulo de ataque de 10 grados.

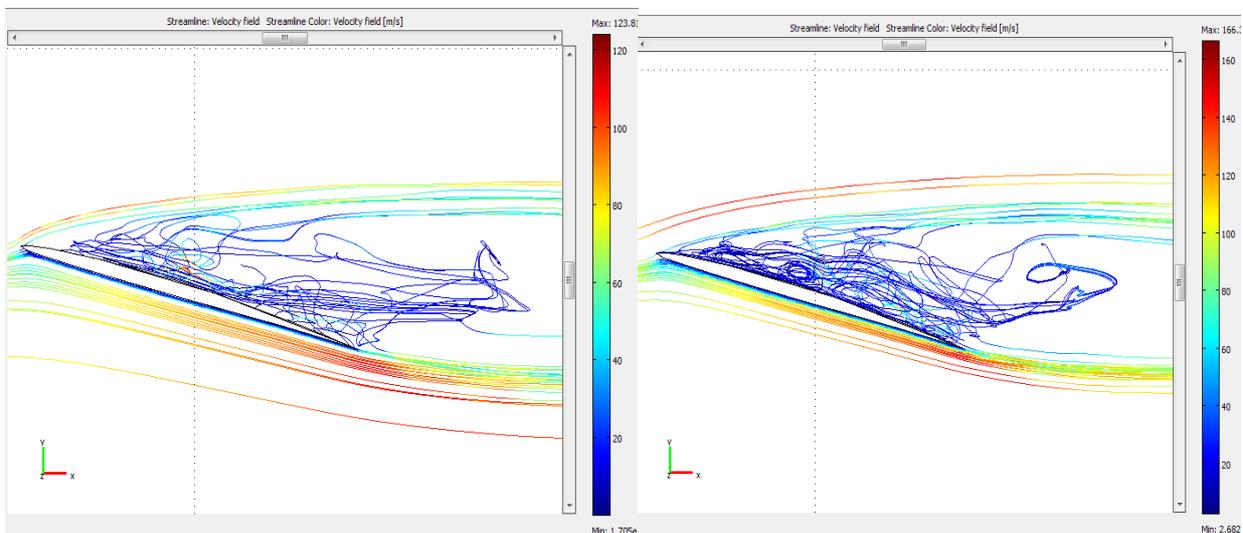


Figura 4.15a.- líneas de corriente alrededor del perfil a 15 grados, sin deslizamiento.

Figura 4.15b.- Líneas de corriente alrededor del perfil a 15 grados, con deslizamiento de 10%

Se observa que tanto como en la figura 4.7a como en la figura 4.7b la presencia de vorticidad es inevitable, y es principalmente a causa del ángulo de ataque del perfil, se observa que el flujo es laminar por debajo del perfil en el intradós, pero en el extradós es totalmente turbulento, con muchos vórtices y de velocidad menor que el intradós lo que genera una enorme resistencia al avance. Se aprecia que en la figura 4.7b el flujo se mantiene laminar por mucho más longitud en el borde de ataque que en la figura 4.7a en el cual se desprenden las líneas de corriente en cuanto entran en contacto con el borde de ataque.

Las figura 4.9 y 4.10 obtenidas cuando el perfil tiene un ángulo de ataque negativo de 5° muestran una violenta disminución del área de la presión ejercida en la superficie del perfil aerodinámico.

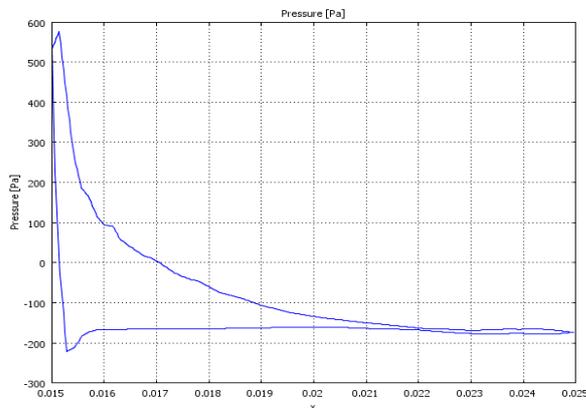


Figura 4.16.- distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de -5° .

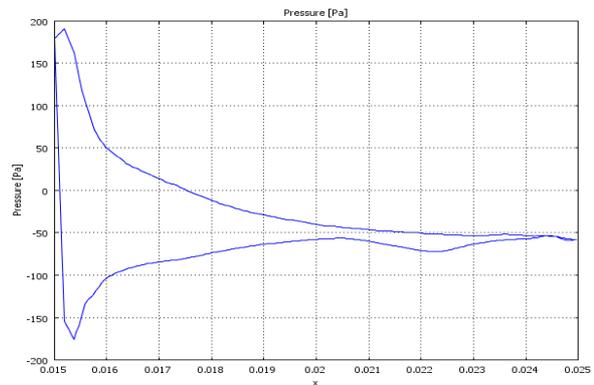


Figura 4.17.- distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de -5° en condición de deslizamiento.

Cuando disminuye el área de presión se dice que el perfil entra en pérdida lo que significa que se invierten el lado de succión con el lado de levantamiento, por lo tanto la presión útil de levantamiento se convierte en una fuerza negativa que hace que el perfil se valla en picada y pierda toda fuerza de sustentación.

Tabla 4.11.- Fuerzas de arrastre y empuje, con un ángulo de ataque de -5° grados.

<i>Angulo de ataque</i>	F_x	F_y
-5 no slip	23025 [N]	- 28037 [N]
-5 slip	19725 [N]	- 3099 [N]

Como se aprecia en la tabla las fuerzas de sustentación se vuelven negativas lo que causa que el perfil entre en pérdida. También se aprecia que la fuerza en la condición de deslizamiento sigue siendo mayor que en la condición de no deslizamiento, mientras que la fuerza de arrastre de igual manera disminuye favoreciendo al aumento de la fuerza de sustentación.

En las gráficas 4.12 y 4.13 se muestra la distribución de presiones cuando el perfil es sometido al flujo con un ángulo de incidencia negativo de -10° , en las cuales se puede observar una disminución en el área de presión pero a diferencia de las gráficas 4.10 y 4.11 el área es mayor lo que indica que existe una pérdida de sustentación mayor cuando existe un ángulo de ataque negativo de magnitud más grande.

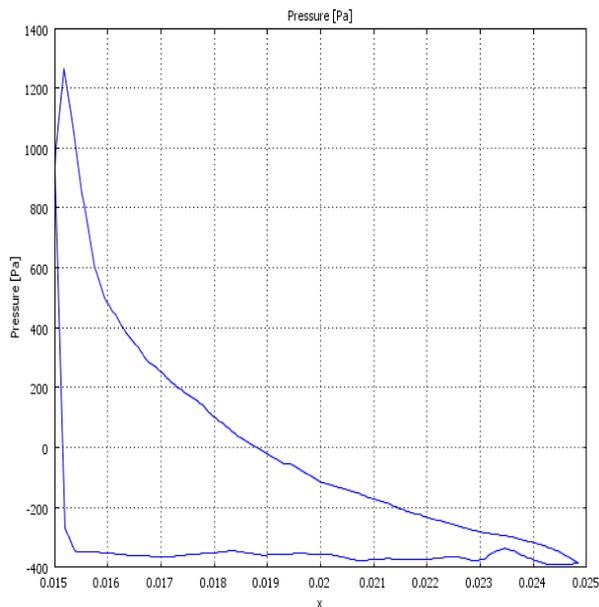


Figura 4.18.- distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de -10°

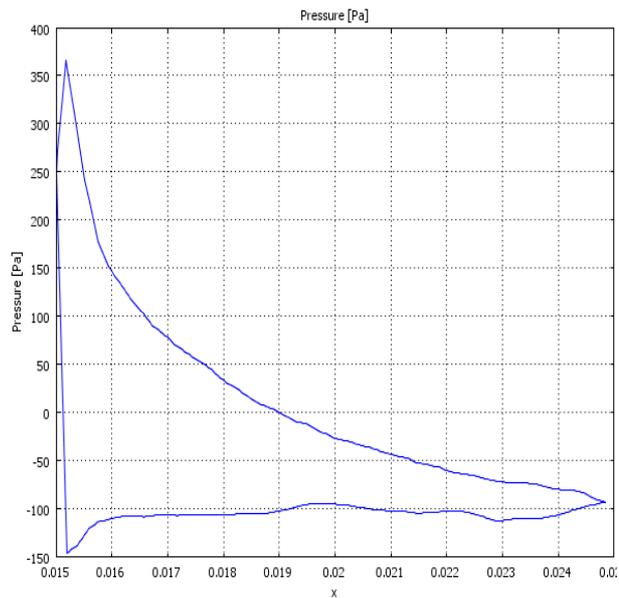


Figura 4.19.- distribución de presiones del perfil con un ángulo de ataque de -10° en condición de deslizamiento

Se observa que de igual manera que en todas las gráficas anteriores el punto de presión máximo se encuentra en el borde de ataque del perfil que en donde está situado el punto de estancamiento, el cual va a poseer la presión máxima. Se encontró que sigue siendo notoria la diferencia de presiones entre la condición de deslizamiento y la de no deslizamiento favoreciendo siempre a la primer condición.

Se hace ver que la condición de deslizamiento es favorable para cualquiera de los casos que sea, cuando tenemos el perfil con un ángulo de ataque de cinco grados por ejemplo, las fuerzas de arrastre disminuyen y favorecen para el incremento de las fuerzas de sustentación, ahora bien es un factor importante el ángulo de ataque, se debe de encontrar el óptimo para que las fuerzas sean las deseadas ya que si se cuenta con un ángulo de ataque muy grande como de diez o quince grados el perfil entra en pérdida debido a la generación de vorticidad a causa del desprendimiento de la capa límite. También se entra en pérdida por que la fuerza de arrastre incrementa demasiado haciendo disminuir la fuerza de sustentación. Es preciso mencionar que para velocidades supersónicas un ángulo de 5 grados ya se considera muy alto debido a las grandes velocidades que pueden provocar que los perfiles puedan fallar mecánicamente lo que sería que el perfil se partiera por la mitad.

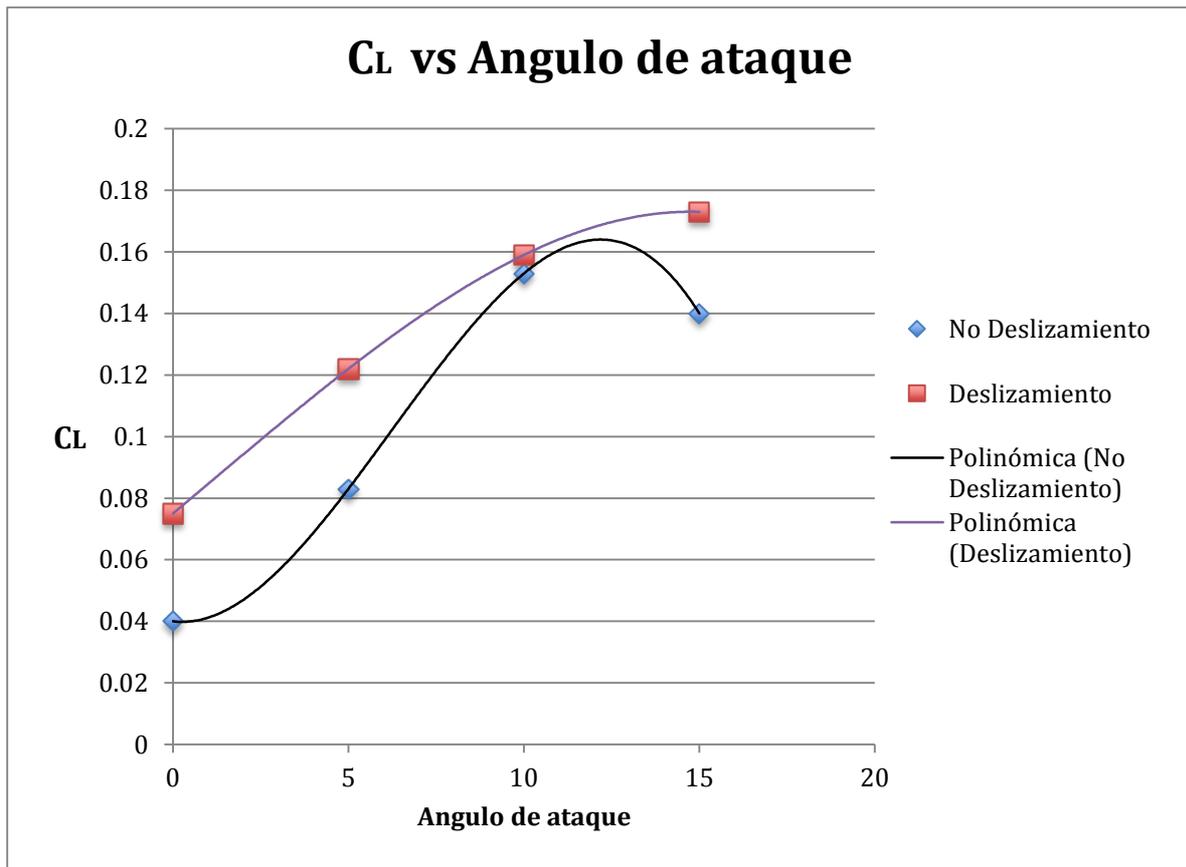


Figura 4.19.- Comparación del coeficiente de sustentación VS ángulo de ataque, cuando existe condición de deslizamiento y no deslizamiento.

Se observa en la gráfica la el variación del coeficiente de sustentación de acuerdo al incremento del ángulo de ataque, en las diferentes condiciones aplicadas. La línea oscura unida con recuadros en azul representa el comportamiento del coeficiente de sustentación cuando no existe deslizamiento en la superficie del perfil. La línea de color más claro unida con recuadros de color rojizo representa la conducta del coeficiente aerodinámico. En la gráfica se observa que en condiciones de deslizamiento el coeficiente tiende a aumentar con forme se varia el ángulo de ataque de manera ascendente, en cambio la línea de los coeficientes versus el ángulo en condiciones de no deslizamiento se encuentran en valores menores y alcanza su máximo valor cuando el perfil se encuentra inclinado a un ángulo de ataque de diez grados, en cambia en la condición de deslizamiento el ángulo en donde se encuentra el valor máximo de sustentación parece ser el de quince grados de inclinación. La fuerza de sustentación aumenta cuando se aplica la condición de deslizamiento debido a que se reduce la resistencia al avance generada por el perfil. Según lo que la gráfica describe se encontraran las fuerzas de sustentación más óptimas cuando el ángulo de ataque sea mayor a diez grados y su superficie tenga propiedades de deslizamiento.

CONCLUSIONES

En este trabajo se realizó un modelo de un perfil NACA 64A204 por medio de un análisis de elementos finitos, sometido a diferentes condiciones de frontera, se desarrollaron los modelos del perfil, primero para las diferentes simulaciones, la aplicación de las condiciones de deslizamiento y de no deslizamiento cuando se somete a un flujo de velocidades supersónicas y para cada caso de estos se utilizó una variación del ángulo de ataque del perfil.

En la investigación realizada se pudo concluir que el efecto que tiene un deslizamiento en las fronteras de un perfil es el de aumentar las velocidades alrededor de él, teniendo como consecuencia una disminución en las fuerzas de arrastre, lo cual beneficia a la distribución de presiones sobre las superficies del perfil lo que se traduce a un aumento de fuerzas de levantamiento.

Se encontró que la vorticidad disminuye considerablemente cuando existe deslizamiento lo cual es favorable para que el flujo se mantenga ordenado y se retarde su transición a flujo turbulento y ocurra el desprendimiento del flujo en la superficie del perfil lo cual genera un incremento en las fuerzas de arrastre y tiene como consecuencia una disminución en las fuerzas de sustentación.

En el análisis de fuerzas se determinó que estas son directamente dependientes del ángulo de ataque, cuando el ángulo de ataque es cero, las fuerzas resultantes son mínimas para su funcionamiento óptimo y conforme se aumenta el ángulo de ataque estas comienzan a aumentar hasta llegar a ciertos valores que serán sus valores máximos.

Se observó que los valores de las fuerzas de sustentación cambian de sentido y se dirigen hacia abajo lo que se traduce que el perfil va en picada, para los modelos en el que el ángulo de ataque fue negativo.

Se determinó que cuando el perfil se colocó a grandes ángulos de ataque las fuerzas de arrastre aumentaron y se dejó notar una disminución de las fuerzas de sustentación a tal grado que se convirtió en una fuerza negativa y el perfil entro en pérdida. Cuando se orienta con ángulos de ataque negativos el perfil siempre está en pérdida y esta aumenta con forme aumenta el ángulo de ataque.

Se observó que cuando las fuerzas de arrastre aumentan las fuerzas de sustentación disminuyen y si las fuerzas de arrastre disminuyen las de sustentación aumentan, lo que implica que están fuertemente relacionadas y que una depende de la otra.