



---

---

**INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**

---

**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA  
SECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN**

**“MEDICIÓN DE CAPA LÍMITE EN EL PERFIL  
AERODINÁMICO S830 PARA TURBINA EÓLICA”**

**T E S I S**

QUE PARA OBTENER EL GRADO DE  
**MAESTRO EN CIENCIAS EN INGENIERÍA MECÁNICA**

PRESENTA

**ING. MARCELINO VEGA DEL CARMEN**

DIRECTOR DE TESIS

**M. EN C. GUILIBALDO TOLENTINO ESLAVA**



MEXICO, D.F.

JUNIO 2011



**INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**  
**SECRETARÍA DE INVESTIGACIÓN Y POSGRADO**

SIP-14

**ACTA DE REVISIÓN DE TESIS**

En la Ciudad de México, D. F. siendo las 11:00 horas del día 17 del mes de Junio del 2011 se reunieron los miembros de la Comisión Revisora de la Tesis, designada por el Colegio de Profesores de Estudios de Posgrado e Investigación de E.S.I.M.E. para examinar la tesis titulada:

**“MEDICIÓN DE CAPA LÍMITE EN EL PERFIL AERODINÁMICO S830  
PARA TURBINA EÓLICA”.**

Presentada por el alumno:

**VEGA**  
Apellido paterno

**DEL CARMEN**  
Apellido materno

**MARCELINO**  
Nombre(s)

Con registro: 

A	0	9	0	4	3	2
---	---	---	---	---	---	---

aspirante de:

**MAESTRO EN CIENCIAS EN INGENIERIA MECÁNICA**

Después de intercambiar opiniones los miembros de la Comisión manifestaron **SU APROBACIÓN DE LA TESIS**, en virtud de que satisface los requisitos señalados por las disposiciones reglamentarias vigentes.

LA COMISIÓN REVISORA

Director(a) de tesis

M. EN C. GUILIBALDO TOLENTINO ESLAVA

Segundo Vocal

Presidente

DR. MIGUEL TOLEDO VELÁZQUEZ

DR. LUIS ALEJONSO MORENO PACHECO

Tercer Vocal

Secretario

M. EN C. RENÉ TOLENTINO ESLAVA

DR. FLORENCIO SÁNCHEZ SILVA

PRESIDENTE DEL COLEGIO DE PROFESORES

DR. JAIME ROBLES GARCÍA



*[Handwritten signature]*



**INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**  
**SECRETARÍA DE INVESTIGACIÓN Y POSGRADO**

**CARTA CESION DE DERECHOS**

En la Ciudad de México, D.F. el día 22 del mes Junio del año 2011, el (la) que suscribe Marcelino Vega Del Carmen alumno (a) del Programa de Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica con número de registro A090432, adscrito a Sección de Estudios de Posgrado e Investigación de la E.S.I.M.E Unidad Zacatenco, manifiesta que es autor (a) intelectual del presente trabajo de Tesis bajo la dirección de M. en C. Guilibaldo Tolentino Eslava y cede los derechos del trabajo titulado "Medición de Capa Límite en el Perfil Aerodinámico S830 para Turbina Eólica", al Instituto Politécnico Nacional para su difusión, con fines académicos y de investigación.

Los usuarios de la información no deben reproducir el contenido textual, gráficas o datos del trabajo sin el permiso expreso del autor y/o director del trabajo. Este puede ser obtenido escribiendo a la siguiente dirección [marcelino\\_vega@hotmail.com](mailto:marcelino_vega@hotmail.com), [gtolentino@ipn.mx](mailto:gtolentino@ipn.mx). Si el permiso se otorga, el usuario deberá dar el agradecimiento correspondiente y citar la fuente del mismo.

**Marcelino Vega Del Carmen**

---

# CONTENIDO

<b>RELACION DE FIGURAS</b>	<b>I</b>
<b>RELACION DE TABLAS</b>	<b>iii</b>
<b>NOMENCLATURA</b>	<b>iv</b>
<b>RESUMEN</b>	<b>v</b>
<b>ABSTRACT</b>	<b>vii</b>
<b>INTRODUCCION</b>	<b>ix</b>
<b>CAPITULO 1. ESTADO DEL ARTE</b>	<b>1</b>
<b>CAPITULO 2. FUNDAMENTOS DE PERFILES AERODINÁMICOS PARA TURBINAS EÓLICAS</b>	<b>13</b>
<b>2.1 Aplicación de perfiles aerodinámicos en turbinas eólicas</b>	<b>14</b>
<b>2.2 Comportamiento general de un perfil aerodinámico</b>	<b>17</b>
<b>2.3 Capa límite</b>	<b>21</b>
<b>2. 4 Separación de flujo</b>	<b>28</b>
<b>2.5 Distribución de presiones</b>	<b>33</b>
2.5.1 Generación de presión sobre un perfil aerodinámico	<b>33</b>
2.5.2 Tipos de esfuerzos aerodinámicos en un perfil	<b>34</b>
2.5.3 Coeficiente de presión	<b>36</b>
<b>2.6 Coeficiente de sustentación</b>	<b>37</b>
<b>2.7 Coeficiente de arrastre</b>	<b>39</b>
<b>CAPITULO 3. METODOLOGIA EXPERIMENTAL</b>	<b>43</b>
<b>3.1 Instalación experimental</b>	<b>44</b>
3.1.1 Sección de pruebas	<b>44</b>
3.1.2 Álabes	<b>45</b>
3.1.3 Sistema de anemometría de hilo caliente	<b>52</b>
3.1.4 Sistema de posicionamiento	<b>56</b>
3.1.5 Banco de manómetros	<b>57</b>
<b>3.2 Metodología experimental</b>	<b>59</b>
3.2.1 Separación de flujo	<b>60</b>

---

---

3.2.2 Medición de capa límite	62
3.2.3 Medición de distribución de presiones	65
<b>3.3 Matriz experimental</b>	<b>67</b>
<b>CAPITULO 4. ANALISIS DE RESULTADOS</b>	<b>69</b>
4.1 Punto de separación de flujo	70
4.2 Capa límite	75
4.3 Distribución de presiones.	84
4.4 Coeficiente de sustentación	87
4.5 Coeficiente de arrastre	90
4.6 Relación $C_L/C_D$	92
 	<b>95</b>
<b>CONCLUSIONES</b>	
<b>REFERENCIAS</b>	<b>97</b>
<b>APENDICES</b>	<b>99</b>
Apéndice A. Perfiles de capa límite	100
Apéndice B. Perfiles de turbulencia de capa límite	104
Apéndice C. Distribución de presiones	108

---

---

## RELACIÓN DE FIGURAS.

No. FIGURA.	TITULO.	PÁGINA.
FIGURA 1.1	Resultados numéricos.	2
FIGURA 1.2	Distribución de presiones para $Re = 4 \times 10^6$ .	3
FIGURA 1.3	Coefficiente de sustentación a diferentes niveles de turbulencia.	5
FIGURA 1.4	Coefficientes de arrastre a distintos niveles de turbulencia.	6
FIGURA 1.5	Punto de separación de flujo para distintos niveles de turbulencia.	7
FIGURA 1.6	Coefficiente de sustentación.	8
FIGURA 1.7	Coefficiente de sustentación.	9
FIGURA 1.8	Perfiles de capa límite a 0.90 % de la cuerda.	10
FIGURA 1.9	Zona de desplazamiento del punto de separación de flujo.	11
FIGURA 1.10	Longitud de la zona de oscilación del punto de separación.	12
FIGURA 2.1	Fuerzas presentes en un elemento diferencial de álabe.	18
FIGURA 2.2	Capa límite sobre una placa plana.	21
FIGURA 2.3	Comportamiento de las partículas de fluido dentro de la capa límite.	21
FIGURA 2.4	Capa límite sobre un perfil aerodinámico.	23
FIGURA 2.5	Efecto de la capa límite sobre las líneas de corriente.	25
FIGURA 2.6	Variación del gradiente de velocidad y de presión en un perfil aerodinámico.	27
FIGURA 2.7	Partícula cercana a la pared con gradiente de presión adverso.	29
FIGURA 2.8	Líneas de corriente en la región de flujo separado.	31
FIGURA 2.9	Comportamiento del flujo sobre un perfil aerodinámico.	32
FIGURA 2.10	Esfuerzos de corte y presión sobre un elemento diferencial de área.	33
FIGURA 2.11	Distribución de presiones en un perfil aerodinámico.	34
FIGURA 2.12	Tomas de presión estática en un perfil aerodinámico.	36
FIGURA 2.13	Volumen de control para el cálculo del coeficiente de arrastre.	38
FIGURA 3.1	Túnel de viento del LABINTHAP.	42
FIGURA 3.2	Perfil aerodinámico S830.	43
FIGURA 3.3	Álabe y dispositivo de posicionamiento para medir capa límite.	44
FIGURA 3.4	Montaje del álabe para medición de capa límite.	45
FIGURA 3.5	Separación mínima de la sonda a la pared del álabe.	46
FIGURA 3.6	Puntos de medición de capa límite.	46
FIGURA 3.7	Localización de las tomas de presión estática.	47
FIGURA 3.8	Tomas de presiones desalineadas respecto a la dirección del flujo.	48

---

FIGURA 3.9	Modelo para visualización de flujo.	49
FIGURA 3.10	Esquema del sistema de hilo caliente.	50
FIGURA 3.11	Puente de Wheastston.	50
FIGURA 3.12	Diseños de sondas de hilo caliente.	51
FIGURA 3.13	Sondas de hilo caliente de propósito general (55P11) y capa límite (55P15).	52
FIGURA 3.14	Unidad para calibración de velocidad.	53
FIGURA 3.15	Brazo robótico.	54
FIGURA 3.16	Banco de manómetros.	55
FIGURA 3.17	Metodología general usada en las pruebas experimentales.	56
FIGURA 3.18	Visualización de flujo.	58
FIGURA 3.19	Montaje del modelo usado en la medición de separación de flujo.	59
FIGURA 3.20	Medición de capa límite.	60
FIGURA 3.21	Montaje experimental para la medición de capa límite.	61
FIGURA 3.22	Diagrama de medición de distribución de presiones.	63
FIGURA 4.1	Visualización de flujo con hilos flexibles para $Re = 189\ 000$ , $Tu = 0.5\ %$ .	69
FIGURA 4.2	Punto de separación de flujo para $Tu = 0.5\ %$ .	70
FIGURA 4.3	Punto de separación de flujo para $Tu = 10\ %$ .	72
FIGURA 4.4	Separación de flujo influenciado con el nivel de turbulencia.	73
FIGURA 4.5	Perfiles de velocidad de capa límite.	75
FIGURA 4.6	Bordes de capa límite en función del ángulo de ataque.	76
FIGURA 4.7	Perfiles de velocidad para $Re = 189\ 000$ , $\alpha = 0^\circ$ .	78
FIGURA 4.8	Perfiles de turbulencia para $Re = 189\ 000$ , $\alpha = 0^\circ$ .	81
FIGURA 4.9	Medición de distribución de presiones estáticas.	81
FIGURA 4.10	Distribución de presiones para $Re = 189\ 000$ , $Tu = 0.5\ %$ .	83
FIGURA 4.11	Distribuciones de presión para $Tu = 0.5\ %$ y $\alpha = 5^\circ$ .	84
FIGURA 4.12	Distribuciones de presión para $Re = 189\ 000$ y $\alpha = 11^\circ$ .	85
FIGURA 4.13	Coeficientes de sustentación del perfil S830.	86
FIGURA 4.14	Coeficientes de sustentación para $Re = 189\ 000$ .	87
FIGURA 4.15	Coeficiente de arrastre del perfil S830.	88
FIGURA 4.16	Coeficientes de arrastre para $Re = 189\ 000$ .	89
FIGURA 4.17	Relación $C_L/C_D$ del perfil S830.	90
FIGURA 4.18	Componentes de L y D sobre el lado de succión.	92

---

---

## RELACIÓN DE TABLAS.

No. TABLA.	TITULO.	PÁGINA.
TABLA 2.1	Perfiles aerodinámicos para turbinas eólicas de diseño NREL.	17
TABLA 2.2	Valores de $C_L/C_D$ de a cuerdo a la aplicación de la turbina eólica.	19
TABLA 3.1	Coordenadas del perfil aerodinámico S830.	43
TABLA 3.2	Intervalo de velocidades de las toberas de calibración.	52
TABLA 3.3	Matriz experimental.	65
TABLA 4.1	Magnitud de la velocidad en la parte plana de los perfiles de capa límite.	79

---

## NOMENCLATURA.

SÍMBOLO	DESCRIPCIÓN	UNIDAD
$\alpha$	Ángulo de ataque.	$^{\circ}$
A	Área.	$m^2$
c	Cuerda del perfil.	m, cm
$C_D$	Coefficiente de arrastre.	--
$C_L$	Coefficiente de sustentación.	--
$C_p$	Coefficiente de presión.	--
D	Fuerza de arrastre.	N
$F_{par}$	Fuerza de par.	N
L	Fuerza de sustentación.	N
p	Presión.	$N/m^2$
$p_{\infty}$	Presión de corriente libre.	$N/m^2$
pe	Punto de estancamiento de flujo.	--
r	Radio.	m
Re	Número de Reynolds.	--
s	Longitud de arco.	cm
Tu	Nivel de turbulencia.	%
u	Componente de velocidad en el eje "x".	m/s
$U_{\infty}$	Velocidad de corriente libre.	m/s
v	Componente de velocidad en el eje "y"	m/s
V	Velocidad de flujo.	m/s
W	Potencia.	W
$X_{sep}$	Punto de separación de flujo.	m, cm
$\delta$	Espesor de capa límite.	mm
$\delta_c$	Espesor del cuerpo medido normal al flujo de corriente libre.	m
$\theta$	Ángulo de paso.	$^{\circ}$
$\rho$	Densidad del aire.	$kg/m^3$
$\rho_{\infty}$	Densidad de corriente libre.	$kg/m^3$
$\omega$	Velocidad angular.	rad/s
$\tau$	Esfuerzo de corte.	$N/m^2$
$\mu$	Viscosidad dinámica.	$Ns/m^2$
$\phi$	Ángulo formado entre la fuerza de presión o de corte con la línea normal a la corriente de corte.	$^{\circ}$

---

## RESUMEN.

En este trabajo se realizaron mediciones de capa límite, separación de flujo y distribución de presiones en el perfil aerodinámico para turbina eólica S830 para hallar el espesor de capa límite, el punto de separación de flujo, el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre en distintas condiciones de flujo que incluían números de Reynolds de 189 000, 315 000 y 440 000, ángulos de ataque de 0°, 5°, 11° y 17°, y niveles de turbulencia de 0.5 % y 10%.

El propósito fue desarrollar un estudio del comportamiento de la capa límite del perfil aerodinámico S830 en la eficiencia aerodinámica a partir de la relación  $C_L/C_D$ . Para tal efecto se construyeron tres álabes en resina poliéster de 19 cm de cuerda y 60 cm de envergadura para cubrir los tres campos de medición, capa límite, visualización de flujo y distribución de presiones. El álabe para medición de la distribución de presiones se adaptó con un total de 35 tomas de presión estática. Los perfiles de velocidad de capa límite fueron hechos en los mismos puntos de ubicación de la tomas de presión. El álabe para visualización de flujo fue adaptado con una malla cuadrada de hilos de 2 cm de longitud ubicados en el lado de succión para localizar el punto de separación de flujo.

Las pruebas experimentales fueron llevadas a cabo en el túnel de viento del LABINTHAP. Este tiene una sección de pruebas de 80 cm x 60 cm y alcanza una velocidad de flujo máxima de 70 m/s y un nivel de turbulencia mínimo menor al 1%. Las mediciones de capa límite se llevaron a cabo por anemometría de hilo caliente. La sonda de hilo caliente utilizada para este fin fue la 55P15, calibrada en un intervalo de velocidades de 0.5 a 60 m/s.

Se realizaron un total de 14 barridos de perfiles de velocidad de capa límite sobre el lado de succión para todas las condiciones de la matriz experimental. La distancia de acercamiento a la pared mínima fue de 0.2 mm y los barridos se realizaron a pasos de 0.1 mm y 0.2 mm en un recorrido de 1.5 cm en la dirección normal a la pared.

Las mediciones de distribución de presiones se llevaron a cabo mediante un banco de manómetros de inclinación variable ente 0° y 90°, el fluido de trabajo utilizado fue agua. La obtención de las lecturas de presión se llevó a cabo mediante fotografías del banco de manómetros, esto para reducir los tiempos de experimentación.

Los resultados fueron la caracterización de la capa límite sobre el lado de succión, la obtención del punto de separación de flujo y la obtención de los coeficientes de sustentación y arrastre del perfil aerodinámico que permitieron ubicar el ángulo de

---

---

ataque en el que se obtiene el mejor desempeño en términos de la relación  $C_L/C_D$ , el cual fue  $11^\circ$ . La obtención de los coeficientes de arrastre y el punto de separación de flujo sirvió para validar los resultados numéricos previamente hechos por Somers [6] al perfil S830.

La importancia de este trabajo se fundamenta en la caracterización del perfil aerodinámico S830 a un nivel de turbulencia característico de los emplazamientos eólicos, y su comparación con un nivel de turbulencia característico en aplicaciones aeronáuticas. El aumento en el nivel de turbulencia incrementa el espesor de capa límite en un 2.7 %, esto trae como consecuencia una disminución de la relación  $C_L/C_D$  del 1.2 %.

## **ABSTRACT**

In this work were carried out measurements of boundary layer, flow separation and pressure distribution on the airfoil for wind turbine S830 to find the boundary layer thickness, the flow separation point, the coefficient of lift and drag coefficient for different flow conditions including Reynolds numbers of 189 000, 315 000 and 440 000, angle of attack of  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $11^\circ$  and  $17^\circ$ , and turbulence levels of 0.5% and 10%.

The purpose was to develop a behavioral study of boundary layer on the S830 airfoil. To this purpose built three blades in polyester resin string 19 cm and 60 cm in size to cover the three areas of measurement, boundary layer, flow visualization and pressure distribution. The blade for measuring the pressure distribution was adapted to a total of 35 static pressure taps. The velocity profiles in boundary layer were made the same points of location of pressure taps. The blade for flow visualization was adapted with tufts of 2 cm in length located on the suction side to locate the point of flow separation.

Experimental tests were carried out in the wind tunnel LABINTHAP. This is a test section 80 cm x 60 cm and reaches a maximum flow rate of 70 m / s and a minimum turbulence level less than 1%. The boundary layer measurements were carried out by hot-wire anemometry. The hot-wire probe used for this purpose was 55P15 calibrated in a range of speeds from 0.5 to 60 m / s.

---

A total of 14 velocity profiles of boundary layer carried out on the suction side for all conditions of the experimental matrix. The distance of approach to the minimum wall was 0.2 mm and scans were done at steps of 0.1 mm and 0.2 mm at a distance of 1.5 cm in the direction normal to the wall.

The pressure distribution measurements were carried out using a manometer bank entity variable tilt  $0^\circ$  and  $90^\circ$ , the working fluid used was water. Obtaining pressure readings were carried out using photographs of the manometer bank, this to reduce testing times.

The results were the characterization of the boundary layer on the suction side, getting the flow separation point and obtaining the coefficients of lift and drag of the airfoil that allowed to locate the angle of attack that you get the best performance in terms of the ratio  $CL/CD$ , which was  $11^\circ$ .

The importance of this work is based on the characterization of the S830 airfoil at a level of turbulence characteristic of wind turbine, and compared to a typical level of turbulence in aerospace applications. The increase in the level of turbulence increases the boundary layer thickness by 2.7%, this results in a lower ratio of  $CL / CD$  of 1.2%.

---

# INTRODUCCIÓN.

Las turbinas eólicas de eje horizontal empleadas para la generación de energía eléctrica trabajan bajo el principio de sustentación aerodinámica para obtener el mejor desempeño dentro del límite de Betz, por ello, sus elementos principales son los perfiles aerodinámicos que producen una fuerza de par superior a la producida por perfiles planos. En los primeros pasos por aprovechar la energía del viento para producir electricidad, se construyeron turbinas de gran tamaño diseñadas con perfiles aerodinámicos usados en aeronáutica. Las condiciones distintas de flujo no permitía a las turbinas obtener rendimientos altos, debido a que los perfiles aerodinámicos entraban en pérdida aerodinámica por los altos niveles de turbulencia presentes en las capa bajas de la atmosfera (mayores de 5%), en comparación con los niveles de turbulencia de las capas altas que son menores del 1%. En la actualidad muchos países producen energía eléctrica a gran escala por medio del viento llegando a un total de 194.4 GW eólicos instalados a nivel mundial en el año 2010, esto representa casi 4 veces la energía eléctrica total instalada en México actualmente.

México cuenta con suficiente recurso eólico para generar toda su demanda eléctrica a través del viento. No obstante, solo un 0.01% de esta energía es producida a través del viento, esto se debe en gran parte a las políticas energéticas y sobre todo a la falta de tecnología para la fabricación de aerogeneradores dentro del país. Hay mucho que hacer en este sector energético, producir nuestra propia tecnología en aerogeneradores impulsaría el desarrollo del sector eoloelectrico, a la vez reduciría los costos de instalación y mejoraría el rendimiento de las plantas eólicas que ahora estarían diseñadas específicamente para las condiciones de vientos de los emplazamiento eólicos del país.

Haciendo una revisión tecnológica de este recurso, el Laboratorio Nacional de Energías Renovables (NRLE por sus siglas en ingles), se ha dedicado al diseño de turbinas eólicas de mediana potencia (entre 600 kW y 1 MW) del mismo tamaño como la encontradas en las plantas eólicas de Oaxaca. Por lo tanto uno de los objetivos de este trabajo es desarrollar un estudio experimental de uno de esos perfiles que aun no han sido probado experimentalmente para evaluar su disponibilidad de ser empleado en el rediseño de esas turbinas.

Para tal efecto, se ha seleccionado el perfil S830 de la NREL, diseñado para turbinas de 40 a 50 m de diámetro, abarca una posición central dentro del ala de la turbina, esto quiere decir que se encuentre en la zona donde el álabe adquiere la mayoría de la potencia del viento, es decir en esta zona la eficiencia aerodinámica del álabe es mayor.

---

El estudio experimental del perfil aerodinámico S830 tendrá doble propósito, el primero, hacer un análisis de los parámetros que influyen en la pérdida de eficiencia aerodinámica debido al comportamiento de la capa límite y la separación de flujo con el nivel de turbulencia, y segundo, hacer una comparación del perfil aerodinámico S830 y un perfil NACA empleado en turbinas eólicas para evaluar su rendimiento aerodinámico tomando como parámetro la relación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre.

El Capítulo 1 describe el estado del arte concerniente a la medición de capa límite y el punto de separación de flujo en perfiles aerodinámicos.

El capítulo 2 comprende un estudio teórico de los perfiles aerodinámicos para explicar los parámetros que rigen su comportamiento. También se estudiará como afecta la separación de flujo en el rendimiento aerodinámico del perfil para distintas condiciones de flujo.

El capítulo 3 describe el procedimiento para la medición de capa límite, distribución de presión y perfiles de velocidad corriente abajo del álabe. Se describe el procedimiento para el procesamiento de las mediciones obtenidas para el cálculo de los coeficientes de arrastre y sustentación y las distintas zonas que comprende la capa límite, así como las condiciones necesarias del perfil en cuanto a posición y velocidad para que este opere con el mejor rendimiento aerodinámico.

El capítulo 4 se analiza los datos obtenidos de las mediciones de capa límite, distribución de presiones, los resultados del cálculo de los coeficientes de arrastre, sustentación y el desprendimiento de flujo.

# ***CAPITULO I***

---

## ***ESTADO DEL ARTE***

**Somers [6]**, desarrolló un estudio numérico de una familia de perfiles de la NREL diseñados para turbinas de 50 m de diámetro. La familia consiste en tres perfiles aerodinámicos, primario, intermedio y punta, correspondientes al 0.75, 0.9 y 1 de la distancia radial del álabe de la turbina. La familia de perfiles estudiados fueron el S830, S831 y el S832.

Los objetivos del estudio fueron obtener el coeficiente de sustentación máximo y el coeficiente de arrastre mínimo. La manera de lograrlo fue por medio de un estudio de las distribuciones de presiones sobre el perfil al someterlo a un intervalo de números de Reynolds de  $1 \times 10^6$  a  $9 \times 10^6$ . Por otra parte, el estudio también abarcó el efecto del nivel de rugosidad en la pérdida de sustentación.

El estudio arrojó que para el Reynolds de diseño de  $4 \times 10^6$ , el coeficiente de sustentación máximo fue de 1.6 mientras que el coeficiente de arrastre tuvo un valor de 0.0192 [6]. La figura 1.1 muestra los resultados numéricos obtenidos con el programa Eppler Airfoil Design and Analysis Code.

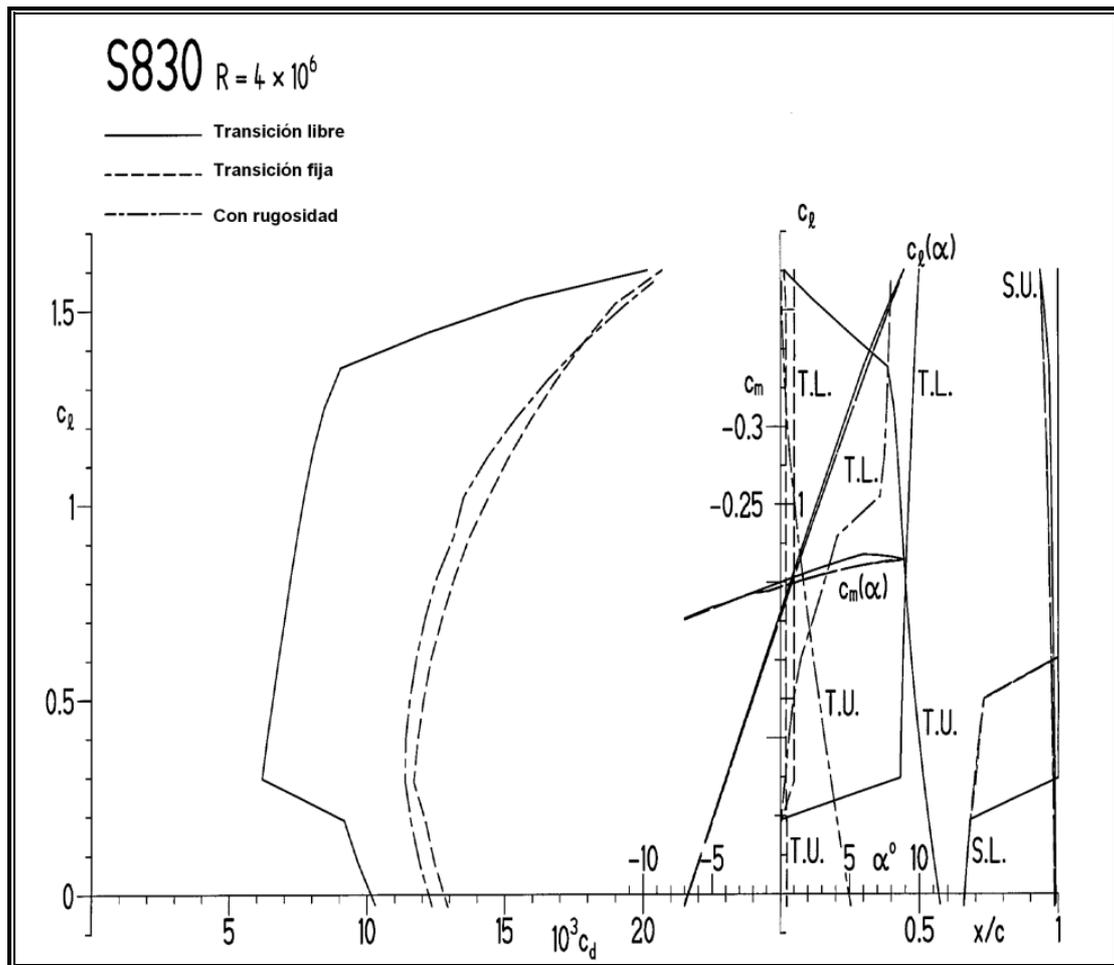


Figura 1.1. Resultados numéricos.

Somers encontró que en condiciones reales, el nivel de rugosidad en los palas de las turbinas eólicas se incrementa por la acumulación de insectos que chocan en ella, por lo que considero que el ángulo de ataque óptimo donde se obtiene la mejor relación de  $C_L/C_D$  es  $11^\circ$ . Para ello, encontró la distribución de presiones en el perfil S830 en diferentes ángulos de ataque. La figura 1.2 muestra la distribución de presiones para  $11^\circ$  de ángulo de ataque y un Reynolds de  $4 \times 10^6$ .

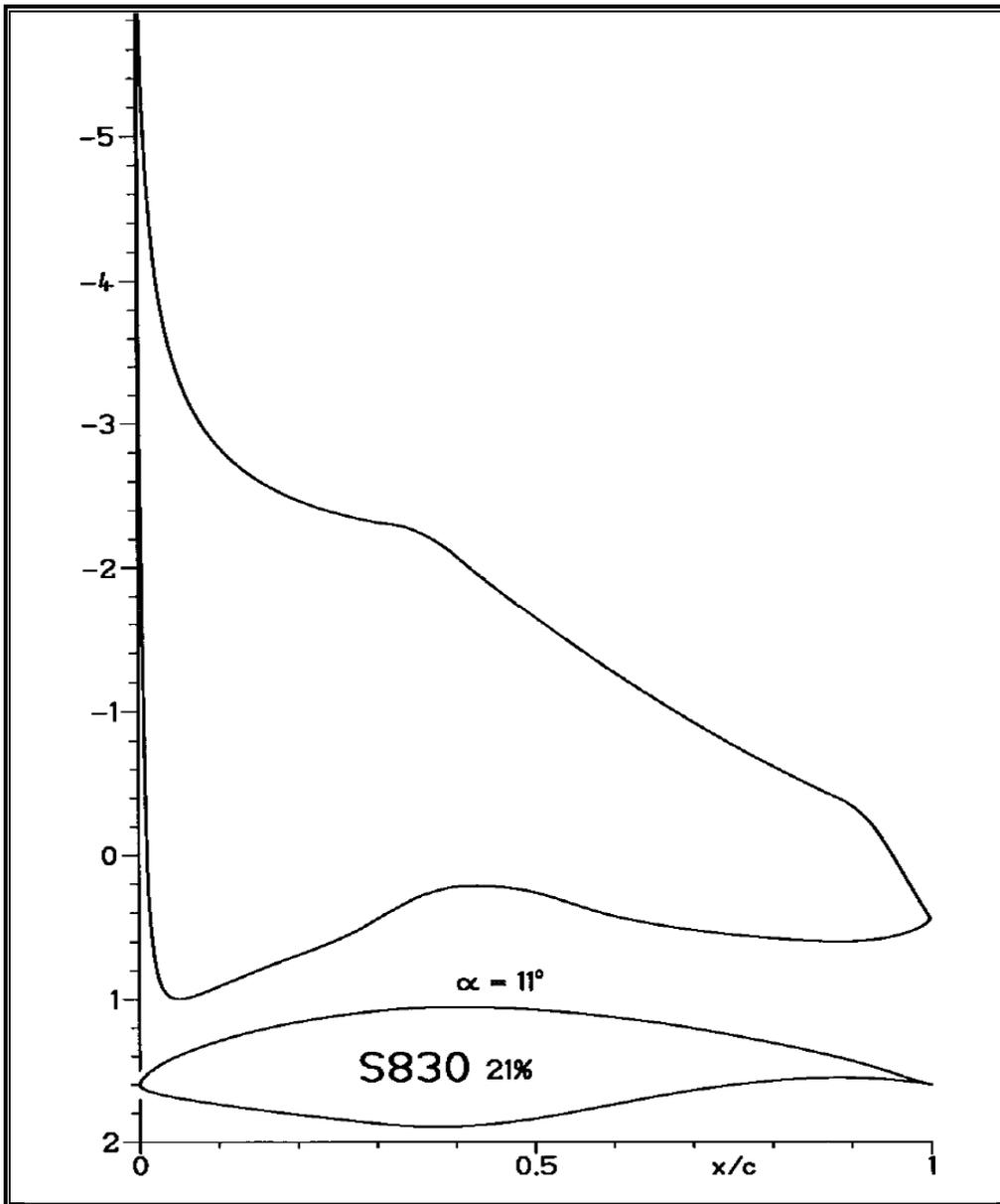


Figura 1.2. Distribución de presiones para  $Re = 4 \times 10^6$ .

Somers, encontró que el efecto de la rugosidad en la pérdida de sustentación era muy pequeño en comparación con otras pruebas realizadas a otros perfiles

aerodinámicos usados en turbinas eólicas. Por lo que a este perfil aerodinámico puede considerarse como insensible a los efectos de rugosidad.

En conclusión, los resultados de Somers muestran que la familia de perfiles S830, S831 y S832 desarrollan una eficiencia aerodinámica superior para niveles de rugosidad altos en comparación con otros perfiles aerodinámicos usados en aplicaciones aeronáuticas.

**Devinant [8]** caracterizó un perfil aerodinámico sometido a distintos niveles de turbulencia. El perfil estudiado fue un NACA 65<sub>4</sub>-421 usado en algunas turbinas de baja potencia con regulación de velocidad por pérdida aerodinámica. Las mediciones se hicieron para un amplio intervalo de ángulos de ataque comprendidos de  $-10^{\circ}$  a  $90^{\circ}$ , niveles de turbulencia de 0.5 % a 16 % y para números de Reynolds entre 100 000 y 700 000. Los niveles de turbulencia son representativos a los que pueden ser encontrados en las capas bajas de la atmósfera, o en la estela de otras turbinas eólicas.

Las mediciones se llevaron a cabo en el túnel de viento de Lucien Malavard, que cuenta con una sección de pruebas de 2 m x 2 m, alcanza una velocidad de flujo máxima de 60m/s y un nivel de turbulencia menor que 5 %. Para lograr los niveles de turbulencia deseados se construyeron tres generadores de turbulencia en forma de mallas, los valores promedios de turbulencia obtenidos de estas fueron de 4.15 %, 9.7 % y 16 %.

La cuerda del perfil aerodinámico estudiado fue de 0.3m con una envergadura de 1.1 m, fue equipado con 43 tomas de presiones distribuidas en la superficie del álabe. El álabe se montó en el centro de la sección de pruebas en una balanza aerodinámica.

Las magnitudes medidas fueron la fuerza de sustentación, la fuerza de arrastre y el momento de cabeceo, por otro lado, se obtuvo el punto de separación de flujo mediante visualización. Las fuerzas de sustentación y de arrastre fueron medidas a través de la balanza aerodinámica para los ángulos de ataque menores a  $50^{\circ}$ , debido a que es el ángulo máximo donde la balanza aerodinámica es confiable [8].

Las mediciones de distribución de presión fueron empleadas para calcular las fuerzas de sustentación y de arrastre para los ángulos de ataque grandes donde se tiene una mayor estela aerodinámica. Las mediciones de distribución de presiones sirvieron también para ubicar el punto de separación de flujo, por medio del análisis de la desviación estándar de la presión sobre la superficie del álabe.

Algunos de los resultados que Devinant obtuvo para los coeficientes de sustentación se muestran en la figura 1.3. Las curvas de sustentación se divide en tres regiones, la región 1 se caracteriza por un variación lineal del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque, la región 2 empieza a ser notable la separación de flujo, el punto de separación avanza hacia el borde de entrada y produce pérdida de sustentación. En la región 3 el flujo se encuentra totalmente desprendido produciendo una pérdida total de sustentación conforme el ángulo de ataque se incrementa.

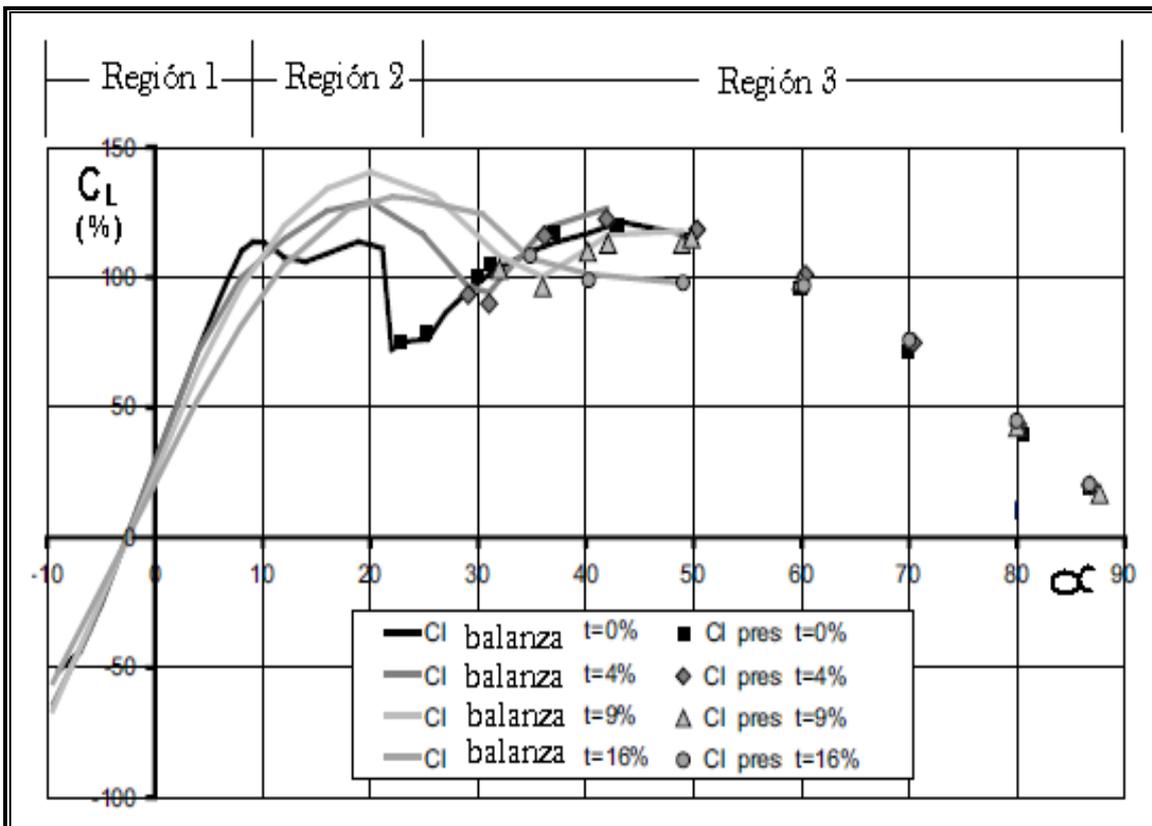


Figura 1.3 Coeficiente de sustentación a diferentes niveles de turbulencia.

La turbulencia disminuye el coeficiente de sustentación en la zona lineal del perfil aerodinámico como puede observarse en la disminución de la pendiente de la curva en la región 1. En la zona 2, la turbulencia favorece al incremento del coeficiente de sustentación finalizando con una caída fuerte del mismo.

En la zona 3 la turbulencia tiene poco efecto en el coeficiente de sustentación, el coeficiente de sustentación se mantiene prácticamente constante para todos los niveles de turbulencia. El comportamiento del coeficiente de arrastre se da opuesto al comportamiento del coeficiente de sustentación, para ángulos de

ataque pequeños el coeficiente de arrastre es mínimo como se muestra en la figura 1.4.

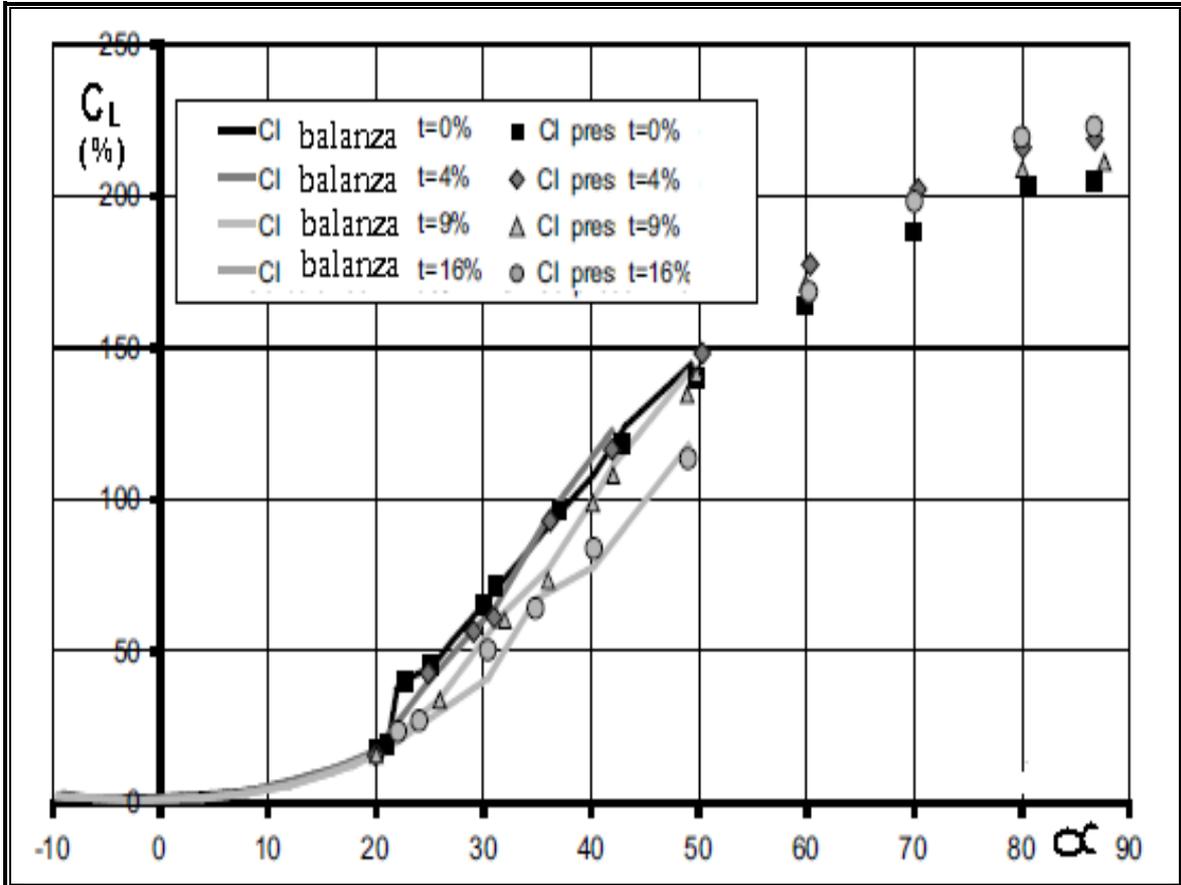


Figura 1.4 Coeficientes de arrastre a distintos niveles de turbulencia.

Para ángulos pequeños menores de  $20^\circ$ , figura 1.4, el coeficiente de arrastre se mantiene prácticamente constante para los cuatro niveles de turbulencia probados. Conforme el punto de separación avanza hacia el borde de entrada el coeficiente de arrastre incrementa en función del ángulo de ataque.

Cuando empieza a ser notable la región de flujo separado, el coeficiente de arrastre aumenta en mayor proporción para los niveles de turbulencia menores, es decir, niveles altos de turbulencia producen coeficientes de arrastre menores. Debido a que el espesor de la capa límite es incrementado con el nivel de turbulencia, esto modifica la distribución de presiones sobre el álabe por un aumento del gradiente de presión adverso que origina presiones mayores cercanas al borde de salida del álabe. La figura 1.5 muestra el punto de separación de flujo en función del ángulo de ataque para distintos niveles de turbulencia.

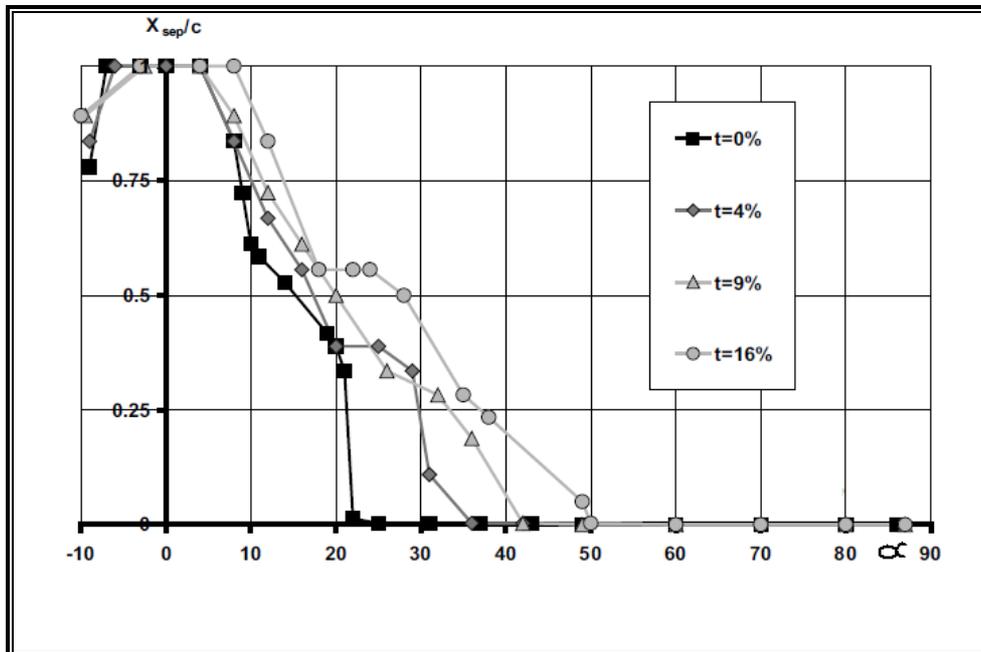


Figura 1.5. Punto de separación de flujo para distintos niveles de turbulencia.

El punto de separación de flujo se mantiene prácticamente constante para ángulos de ataque menores de  $10^{\circ}$  como se muestra en la figura 1.5. Los niveles de turbulencias altos producen regiones de flujo separado mayores, debido a que la turbulencia causa desestabilidad en la capa límite facilitando que esta se desprenda por el crecimiento del gradiente de presión adverso. La figura 1.5 muestra que para ángulos de ataque mayores de  $30^{\circ}$ , el flujo se separa completamente del álabe para todos los niveles de turbulencia.

En conclusión, el trabajo de Devinant muestra que las magnitudes medidas, fuerzas de sustentación, fuerzas de arrastre y momento de cabeceo son fuertemente afectadas por el efecto que un régimen de flujo puede causar en la capa límite. Niveles de turbulencia altos producen un adelanto del punto de separación de flujo causante de todos los problemas aerodinámicos en los perfiles aerodinámicos.

**Yachen [16]** realizó mediciones experimentales de distribución de presiones y perfiles de velocidad en la estela para determinar los coeficientes de sustentación, arrastre y momento de cabeceo en varias configuraciones del perfil aerodinámico NACA0012. También realizó mediciones de los perfiles de velocidad de capa

límite a 90% de la cuerda para comparar el espesor de capa límite cuando al ábabe le es adicionado un alerón Gurney.

El experimento fue llevado a cabo en el túnel de viento de baja velocidad NF-3 del Centro de Investigaciones de Diseño Aerodinámico de la Universidad Politécnica de Northweten. El túnel de viento tiene una sección de pruebas de sección constante de 1.6 m x 3 m, con un nivel de turbulencia mínimo menor que 0.045 %, con una velocidad máxima de flujo de 135 m/s.

El prototipo usado fue un ábabe de 1 m de cuerda por 1.6 m de envergadura, provisto con un total de 62 tomas de presión estáticas distribuidas en la superficie del ábabe. El cálculo de los coeficientes de sustentación, arrastre y momento de cabeceo se llevó a cabo por integración de las componentes de fuerzas calculadas con la distribución de presión estática. Los resultados obtenidos para el coeficiente de sustentación se muestran en la figura 1.6.

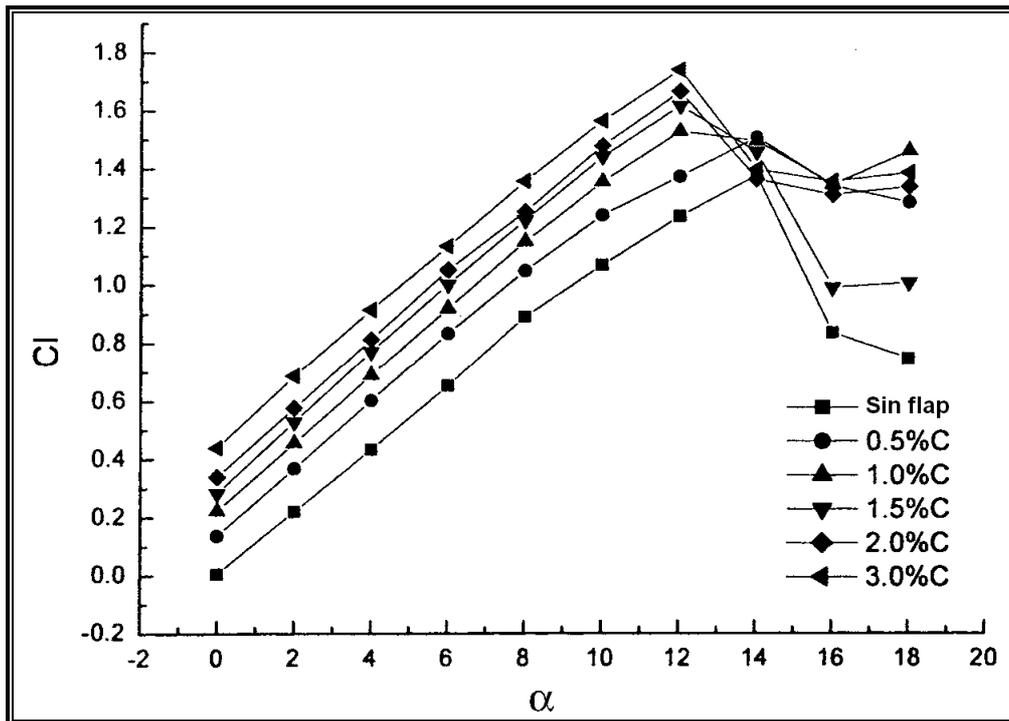


Figura 1.6. Coeficiente de sustentación.

El alerón produce un efecto de mejora en el comportamiento aerodinámico del ábabe, el punto de separación de flujo es retardado, lo que produce un incremento en el coeficiente de sustentación. El coeficiente de sustentación fue incrementado 10, 11, 18, 21 y 27 % para 0.5, 1, 1.5, 2 y 3 % de altura del alerón Gurney respectivamente.

La figura 1.7 muestra los resultados del coeficiente de de arrastre contra el ángulo de ataque. El coeficiente de arrastre es incrementado con el ángulo de ataque, teniendo una incremento fuerte después de  $8^\circ$  debido a un avance abrupto del punto de separación de flujo.

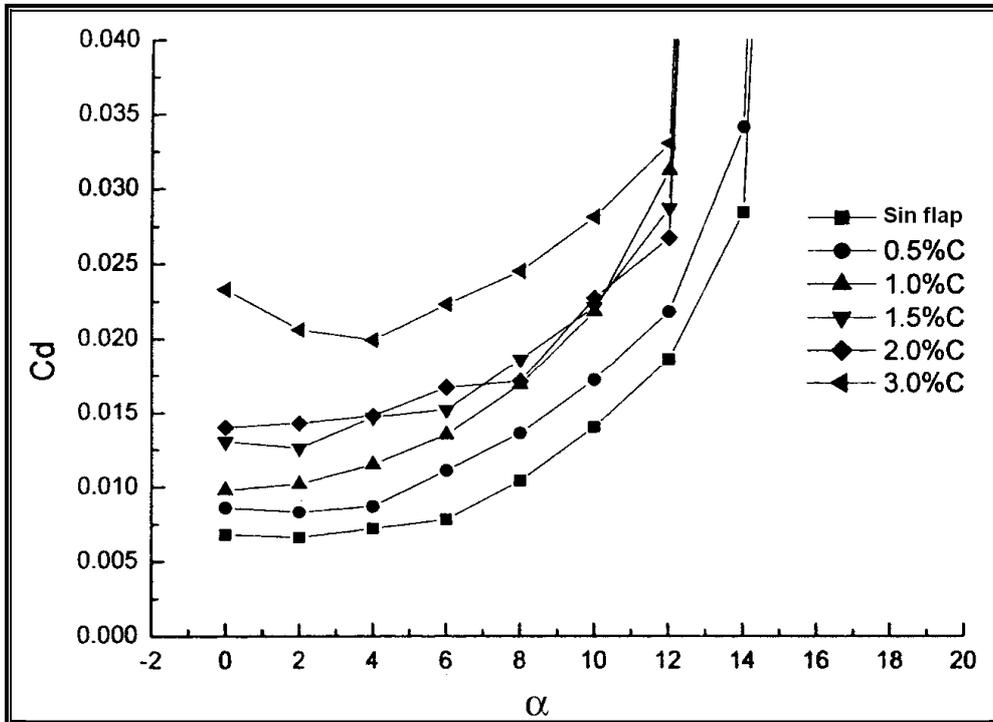


Figura 1.7. Coeficiente de sustentación.

La figura 1.7 muestra que el coeficiente de arrastre es incrementado con la adición del alerón Gurnay, esto produce pérdida de eficiencia aerodinámica por un incremento del coeficiente de sustentación. La figura 1.8 muestra los perfiles de velocidad de capa límite a 90 % de la cuerda para dos ángulos de ataque. Estas muestran que el perfil de velocidades con flap es mucho más grande que sin flap. Esto es debido a la aceleración del flujo producida por el flap.

La figura 1.8 muestra que el espesor de capa límite es de alrededor 1.5 % de la cuerda y se mantiene prácticamente constante para las dos condiciones, con y sin flap. El uso de flap incrementa la fuerza de sustentación debido a que aumenta la fuerza de succión en lado de succión e incrementa la fuerza de presión en el lado de presión.

Yachen concluye que el coeficiente de sustentación puede ser incrementado con la adición de un alerón, no obstante, esto tiene un costo, la pérdida de eficiencia aerodinámica debido a un incremento del coeficiente de arrastre por un comportamiento abrupto de la estela del álabe.

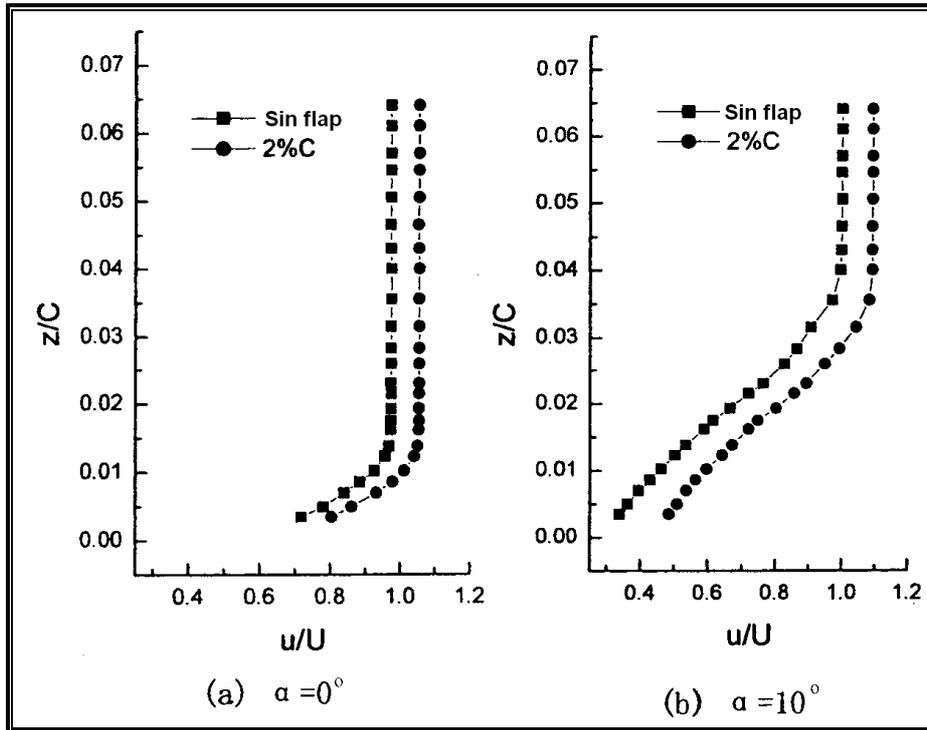


Figura 1.8. Perfiles de capa límite a 0.90 % de la cuerda.

**Sicot** desarrolló un estudio experimental de la zona de oscilación del punto de desprendimiento de flujo en el perfil aerodinámico NACA 65<sub>4</sub>-421, sometido a distintas condiciones de flujo. El desarrollo experimental consistió de un alabe de 30cm de cuerda provisto de 43 tomas de presión estática distribuidas en las superficies de succión y de presión del alabe. Las lecturas de presión se obtuvieron por transductores de presión a través de un modulo de lectura automática con capacidad de 30Hz. La determinación de la zona de oscilación se realizó por un análisis estadístico de 2050 lecturas de presión medidas por el modulo de lectura automática.

Para un ángulo de ataque de  $16^\circ$ , se obtuvieron el mismo número de lecturas en cada punto para tres números de Reynolds y 4 niveles de turbulencia en cada toma de presión sobre el lado de succión del alabe. Para cada corrida en condiciones de flujo diferentes se obtuvieron las desviaciones estándar  $\sigma$ , del coeficiente de presión de cada conjunto de datos. Se encontró que para todas las condiciones de flujo probadas, las gráficas obtenidas de la desviación estándar del coeficiente de presión se caracterizan por las mismas zonas como se muestra en la figura 1.9.

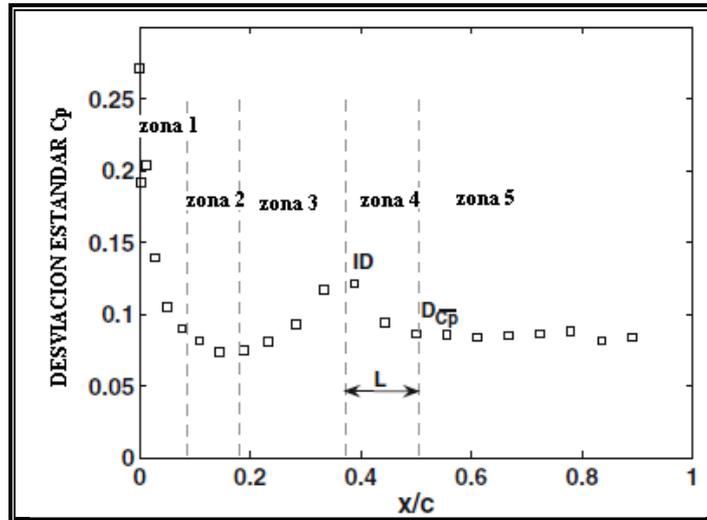


Figura 1.9. Zona de desplazamiento del punto de separación de flujo.

Desde el borde de entrada al borde de salida, las zonas 2 y 5 se caracterizan por  $\sigma$  relativamente constantes. La zona 3 muestra un incremento de  $\sigma$ , la zona 4 muestra un decremento en  $\sigma$  y la zona 1 muestra un decremento fuerte de  $\sigma$  debido a la oscilación del punto de estancamiento en el borde de entrada.

Las variaciones de la desviación estándar del coeficiente de presión se deben a la perturbación del flujo cerca de la superficie del álabe. Las perturbaciones más fuertes se deben a la oscilación del punto de estancamiento en el borde de entrada y a la variación del punto de separación del flujo.

El desplazamiento del punto de separación sobre la superficie del álabe varía a lo largo de una longitud  $L$  mostrada en la figura 1.9, esta variación produce un aumento de  $\sigma$  al inicio de la zona 4 debido a constante cambio de flujo adherido a flujo separado. Delante de la zona 4, la perturbación debida la oscilación del punto de desprendimiento no produce variación significativa de  $\sigma$ , por lo que este método provee una buena aproximación para determinar la zona de oscilación del punto de separación y el punto de separación marcado por  $D_{Cp}$ .

En general se obtuvieron dos resultados importantes, el primero, la longitud de la zona de separación ( $L$ ), se incrementa conforme el punto de separación  $D_{Cp}$  se mueve hacia el borde de entrada, como se muestra en la figura 1.10, lo que significa que la longitud de oscilación del punto de separación de flujo se incrementa conforme aumenta la zona de separación. El segundo, el punto de separación de flujo se puede obtener a través de la desviación estándar de la presión.

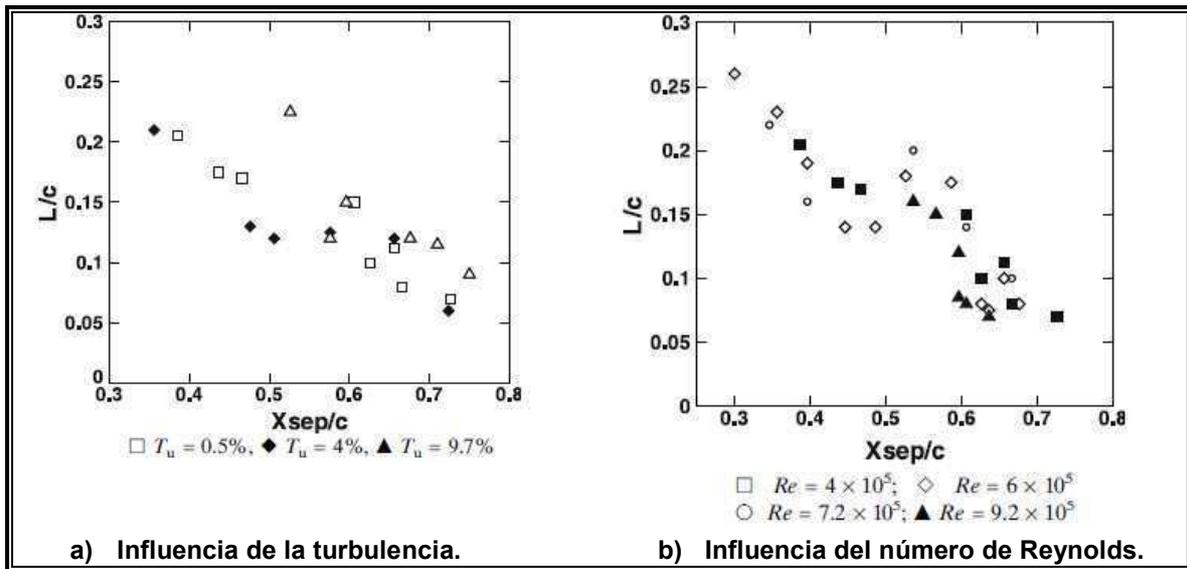


Fig. 1.10 Longitud de la zona de oscilación del punto de separación.

La figura 1.10 muestra la longitud normalizada de la zona de oscilación,  $L/c$  en función del punto de separación de flujo  $X_{sep}/c$ , para un ángulo de ataque de  $16^\circ$  y diferentes niveles de turbulencia y números de Reynolds. Estos resultados muestran que la zona de oscilación no es afectada por la turbulencia ni el número de Reynolds, solo depende de la posición del punto de separación que puede ser afectado por el incremento del ángulo de ataque.

En conclusión, el trabajo de Sicot muestra la influencia del número de Reynolds y el nivel de turbulencia en la separación de flujo sobre la superficie de succión del un álabe. El incremento del nivel de turbulencia produce inestabilidad de la capa límite, el espesor tiende a ser más grueso dando lugar al incremento del gradiente de presión adverso que apresura el punto de separación.

Las inestabilidades de flujo se presentan con oscilaciones de presión y velocidad del flujo en la región cercana a la superficie del álabe, por lo que es posible determinar fácilmente el punto de separación mediante la desviación estándar de las fluctuaciones de presión en la superficie del álabe. El mismo comportamiento de desviación estándar de la presión se pudo haber encontrado con la velocidad de corriente libre, la diferencia será que después del punto de separación, la curva de desviación estándar tendrá un punto de inflexión con un crecimiento instantáneo de la pendiente.

# ***CAPITULO II***

---

## ***FUNDAMENTOS DE PERFILES AERODINÁMICOS PARA TURBINAS EÓLICAS***

## 2.1 Aplicación de perfiles aerodinámicos en turbinas eólicas.

Las turbinas eólicas son las máquinas utilizadas para transformar la energía del viento en energía mecánica, éstas se clasifican por la posición del eje de giro con respecto a la dirección del viento en:

1. Turbinas eólicas de eje horizontal
2. Turbinas eólicas de eje vertical

Dentro de ellas, las turbinas de eje horizontal se encuentran más desarrolladas, desde el punto de vista de la generación de electricidad a gran escala. Las turbinas de eje horizontal se suelen clasificar según su velocidad de giro o según el número de palas que lleva el rotor aspectos que están íntimamente relacionados, en rápidas y lentas; las primeras tienen un número de palas no superior a 4 y las segundas pueden tener hasta 24.

Los principales tipos de máquinas eólicas de eje horizontal, son:

- a) Máquinas multipalas (de baja velocidad).
- b) Máquinas de 1, 2 ó 3 palas (de alta velocidad).

Las máquinas multipalas funcionan por el principio de arrastre aerodinámico, por lo que su eficiencia es relativamente baja, inferior a 30%. Su baja eficiencia se debe a que sus palas están conformadas de placas metálicas delgadas, esto limita su velocidad de giro a un valor dado por la velocidad de punta limitada por la velocidad del viento. Su uso se da en aplicaciones que requieren de par torsional al arranque elevado con velocidades de giro pequeñas.

Las turbinas de velocidad alta como lo son las de 1, 2 y 3 palas funcionan bajo el principio de sustentación aerodinámica, la velocidad de punta de estas máquinas supera la velocidad libre del viento. La eficiencia aerodinámica es superior a las turbinas multipalas y a las máquinas de eje vertical.

Los perfiles aerodinámicos utilizados en la construcción de estas máquinas son muy parecidos a los empleados en alas de aviones. Dichos perfiles se eligen teniendo en cuenta el número de revoluciones por minuto que se desea adquiera la turbina.

La forma de la pala es función de la potencia deseada, al igual que su velocidad de rotación, eligiéndose perfiles que no generen grandes tensiones en los extremos de las palas por efecto de la fuerza centrífuga. Para aerogeneradores destinados a la obtención de energía eléctrica, el número de palas puede ser de 2

ó 3, en cuanto la potencia generada no depende más que de la superficie barrida por la turbina, y no del número de palas.

Entre las máquinas de eje vertical, existe una gran variedad de tipos, la mayoría funcionan por fuerzas de arrastre y combinación arrastre-sustentación. Entre las más usadas se encuentran:

- a) *El aerogenerador Savonius* que puede arrancar con poco viento, siendo muy sencilla su fabricación; tiene una velocidad de giro pequeña y su rendimiento es relativamente bajo.
- b) *El aerogenerador Darrieux* o de catenaria, requiere para un correcto funcionamiento, vientos de 4 a 5 metros por segundo como mínimo, manteniendo grandes velocidades de giro y un buen rendimiento; se construyen con 2 ó 3 hojas. Sus hojas están construidas por palas perfiladas.
- c) *El molino vertical de palas tipo giromill* que deriva del Darrieux; tiene entre 2 y 6 palas. Algunos tipos combinan fuerzas de sustentación y arrastre.

La turbina de eje vertical más utilizada para generación de electricidad es la Darrieux. Esta máquina generalmente trabaja con una velocidad de punta alta, lo que la hace atractiva para su uso en aerogeneradores. Sin embargo, no son de arranque automático y requieren de un sistema especial de arranque, además de que su regulación de velocidad solo se puede efectuar por frenado mecánico. Por otra parte, el rotor produce un par máximo sólo dos veces por revolución, lo que puede llegar a causar vibración en la máquina con las fluctuaciones de potencia en la red.

Son numerables las ventajas de las turbinas eólicas de eje horizontal, no obstante la potencia máxima que puede alcanzar es relativamente pequeña dada por la Ley de Betz, y no puede ser mayor al 59% [15]. Durante años se ha trabajado en ello y en la actualidad existen turbinas que alcanzan eficiencias superiores al 50%, no obstante, aún es posible incrementar su desempeño mejorando la aerodinámica de las palas.

El elemento principal de las palas de las turbinas eólicas es el perfil aerodinámico, este elemento funciona por sustentación aerodinámica, la fuerza de sustentación es la responsable de producir la fuerza de torsión en el eje de la turbina, en contra parte, hay otra fuerza que se opone al giro de la turbina, esta fuerza es llamada arrastre aerodinámico. El arrastre aerodinámico es producto de varios fenómenos, entre ellos, el nivel de turbulencia y la rugosidad de los álabes. La turbulencia y la rugosidad del álabe modifican el comportamiento de la capa límite, lo que trae

## CAPITULO II. FUNDAMENTOS DE PERFILES AERODINÁMICOS PARA TURBINAS EÓLICAS.

---

como consecuencia modificaciones de la distribución de presiones sobre el álabe y una separación de flujo que incrementa el arrastre aerodinámico. La separación de flujo es el principal problema del arrastre aerodinámico y en la actualidad es el centro de estudio para el diseño de nuevos perfiles aerodinámicos que retarden el punto de separación de flujo aún cuando el perfil este sometido a grandes niveles de turbulencia y rugosidad.

Los primeros aerogeneradores eólicos aplicados en la generación de energía eólica a gran escala fueron construidos usando perfiles aerodinámicos de la serie NACA. Estos perfiles fueron diseñados para aplicaciones aeronáuticas donde los niveles de turbulencia son inferiores al 1% [8], muy bajos en comparación con los niveles característicos en las capas bajas de la atmósfera, superiores al 10%. Entre los perfiles aerodinámicos de la serie NACA de uso en turbinas eólicas rápidas de eje horizontal se encuentran:

- NACA 63-215, NACA 63-218, NACA 63-221
- NACA 63-415, NACA 63-418, NACA 63-421
- NACA 64-415, NACA 64-421
- NACA 65-415, NACA 65-421

Los perfiles NACA empleados para turbinas eólicas reducen notablemente su eficiencia aerodinámica al entrar en flujos con niveles de turbulencia altos. Los niveles de turbulencia altos producen una separación de flujo adelantada para ángulos de ataque de máxima eficiencia aerodinámica. El avance del punto de separación de flujo del borde de salida hacia el borde de entrada incrementa la fuerza de arrastre sobre el perfil aerodinámico lo que resulta en una reducción de la eficiencia aerodinámica.

Tomando en cuenta los efectos de la turbulencia en la eficiencia aerodinámica, otros laboratorios han diseñado perfiles aerodinámicos especialmente para turbinas eólicas. El Laboratorio Nacional Risø (RNL por sus siglas en inglés), ha diseñado una familia de perfiles para turbinas de viento, la familia RISØ-AX, los perfiles de mayor uso son:

- RISØ-A1-18
- RISØ-A1-21
- RISØ-A1-24

De igual modo la familia de perfiles aerodinámicos FFA-W3-XXX fue diseñada por el Instituto de Investigaciones en Aeronáutica de Sweden, y en la actualidad son empleados en la construcción de las turbinas eólicas rápidas usadas para generación de electricidad a gran escala.

## CAPITULO II. FUNDAMENTOS DE PERFILES AERODINÁMICOS PARA TURBINAS EÓLICAS.

El Laboratorio Nacional de Energías Renovables (NREL por sus siglas en inglés) se ha dedicado al diseño de perfiles aerodinámicos para turbinas eólicas de distintos diámetros. El diseño está basado en un coeficiente de sustentación máximo relativamente insensible a los efectos de rugosidad y turbulencia. Algunos de los perfiles para turbinas eólicas de eje horizontal se muestran en la tabla 2.1.

Tabla 2.1. Perfiles aerodinámicos para turbinas eólicas de diseño NREL [6].

Turbina eólica		Espesor del perfil	Perfil		
Diámetro	Tipo		Primario	Punta	Raíz
20-40	Velocidad variable, Paso variable		S825	S826	S814, S815
30-50	Regulación por pérdida aerodinámica	Grueso	S816	S817	S818
40-50	Regulación por pérdida aerodinámica	Grueso	S827	S828	S818
	Velocidad variable, Paso variable		S830	S831, S832	S818

### 2.2 Comportamiento general de un perfil aerodinámico.

Los perfiles aerodinámicos son empleados para producir una fuerza de sustentación que produzca trabajo sobre una turbina para extraer energía de un fluido. Los álabes de la turbina pueden estar formados de una o más secciones aerodinámicas. La elección de los perfiles se hace en base al comportamiento de flujo a lo largo del radio de la turbina.

La energía del viento es transmitida a la turbina por medio de una fuerza de par resultante que actúa axial al plano de rotación de la turbina. Esta fuerza es la sumatoria de las diferenciales de fuerza que actúan en cada elemento del álabe, como se muestra en la figura 2.1. El elemento diferencial de álabe está formado por un perfil aerodinámico determinado y sobre el actúan principalmente dos fuerzas, una que es perpendicular a la dirección del viento llamada fuerza de sustentación y otra que es paralela a la dirección del mismo llamada fuerza de arrastre.

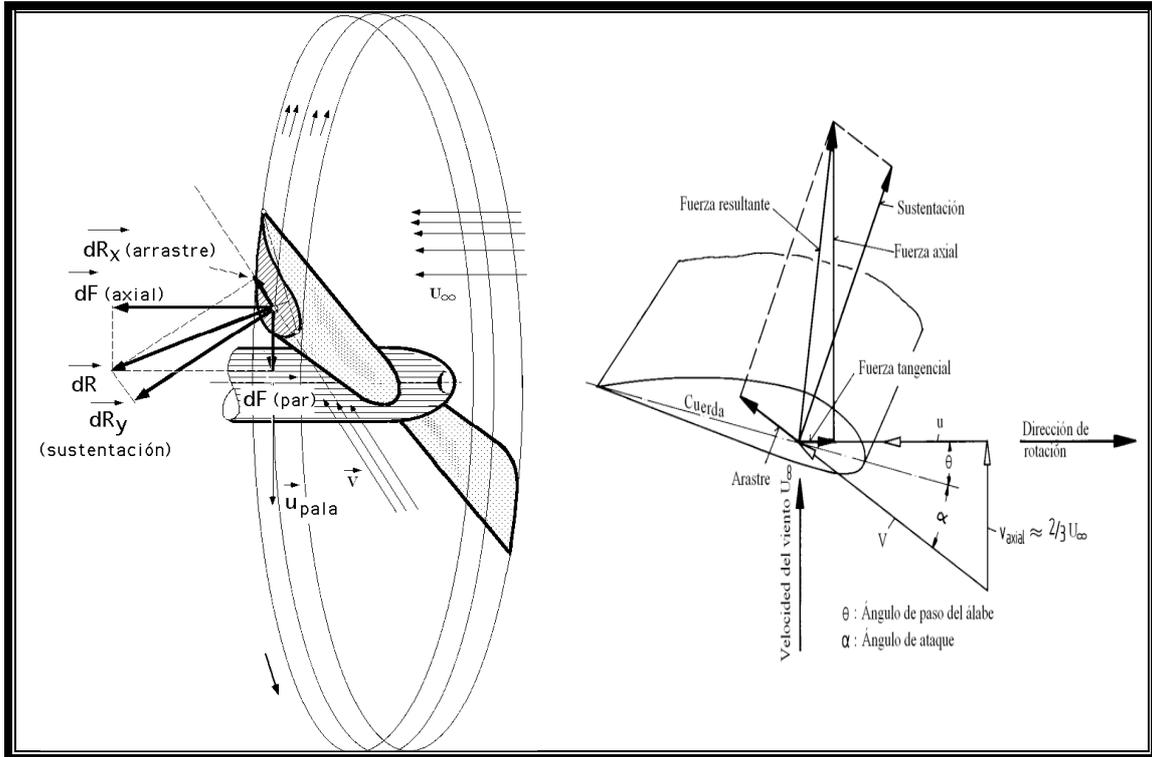


Fig. 2.1. Fuerzas presentes en un elemento diferencial de ala.

Las diferenciales de fuerzas de sustentación y de arrastre están dadas por las relaciones 2.1 y 2.2.

$$dL = C_L \rho v^2 \quad (2.1)$$

$$dD = C_D \rho v^2 dA \quad (2.2)$$

Una medida de la eficiencia de un perfil aerodinámico se da mediante la relación del coeficiente de sustentación entre el coeficiente de arrastre,  $C_L/C_D$ . Esta relación indica el factor de magnitud de la fuerza de sustentación comparada con la fuerza de arrastre. Para valores altos de  $C_L/C_D$  la eficiencia aerodinámica de la turbina aumenta debido a que la fuerza de sustentación es mayor que la de arrastre, resultando una componente de fuerza de par de mayor magnitud, (figura 2.1). La potencia  $W$  producida por una turbina eólica está dada por la ecuación siguiente,

$$dW = \omega d\tau = \omega(r dF_{par}) \quad (2.3)$$

La potencia es directamente proporcional a la velocidad angular y al par torsional producido, ecuación (2.3). La potencia generada de una turbina de velocidad fija solo depende del par torsional generado, es decir se necesita de relaciones altas de  $C_L/C_D$  para desarrollar mayor potencia mecánica. Del diagrama de fuerzas de

## CAPITULO II. FUNDAMENTOS DE PERFILES AERODINÁMICOS PARA TURBINAS EÓLICAS.

la figura 2.1, la componente de fuerza de par se obtiene de la diferencia de las componentes de las fuerzas de sustentación y de la de arrastre a largo del plano de rotación mediante la ecuación siguiente

$$dF_{par} = dL \sin \theta - dD \cos \theta \quad (2.4)$$

La ecuación (2.4) muestra que las diferenciales de fuerzas de sustentación son las responsables de producir la fuerza de par necesaria para hacer girar la turbina. Las diferenciales de fuerzas de arrastre producen una componente en el sentido contrario que minimiza la fuerza de par.

La velocidad angular de la turbina influye en la potencia producida por la turbina eólica, este parámetro es sustituido por la relación de velocidad específica (TSR), que sustituye el número de revoluciones por minuto. Representa la velocidad tangencial de la punta del álabe entre la velocidad del viento. Sirve para comparar el funcionamiento de máquinas eólicas diferentes.

Para hacer eficiente las turbina eólicas se construyen de perfiles aerodinámicos con coeficiente de sustentación altos y coeficientes de arrastre bajos en la zona lineal de la curva de sustentación del perfil aerodinámico. Es decir los perfiles empleados deben caracterizarse por relaciones de  $C_L/C_D$  altas. La tabla 2.2 muestra valores de  $C_L/C_D$  para diferentes aplicaciones de turbinas eólicas.

Tabla 2.2. Valores de  $C_L/C_D$  de a cuerdo a la aplicación de la turbina eólica [3].

Tipo de máquina	TSR de diseño	Tipo de pala	$C_L/C_D$
Bombeo de agua	1	Palca plana	10
	1	Placa curva	20-40
Generadores eólicos pequeños	3-4	Perfil simple	10-50
	4-6	Perfil alabeado	20-100
Generadores eólicos grandes	5-15	Perfil alabeado	30-100

La eficiencia se ve afectada por distintos factores, que pueden ser de diseño o de funcionamiento. La turbulencia es un factor de funcionamiento que tiene un efecto grande en el deterioro de la eficiencia de la turbina. La turbulencia produce variaciones en el comportamiento de la capa límite. La capa límite tiene efecto en la distribución de presiones sobre la superficie del álabe. Las modificaciones de la distribución de presiones producen una pérdida de sustentación y un aumento de las fuerzas de arrastre. Lo que trae como consecuencia una disminución de la fuerza de par, y por ende el deterioro de la potencia producida, como se observa en las ecuaciones (2.3) y (2.4).

### Consideraciones ambientales en las pruebas.

El estudio experimental del perfil aerodinámico NREL S830 para turbina eólica se desarrollo procurando reducir los tiempos de experimentación mediante un orden adecuado de las mediciones experimentales requeridas, el orden seguido fue el siguiente:

1. Medición del punto de separación de flujo.
2. Medición de la capa límite.
3. Medición de distribución de presiones.

Las corridas experimentales se llevaron a cabo en condiciones atmosféricas cambiantes, esto influyó en la exactitud de los resultados. El parámetro principal afectado por las condiciones atmosféricas fue la densidad del aire, las variaciones de ésta dependieron principalmente de tres parámetros, presión atmosférica, temperatura y humedad relativa que fueron medidas por la estación meteorológica del laboratorio. La ecuación 4.1 relaciona los tres parámetros mencionados para el cálculo de la densidad del aire.

$$\rho = \frac{0.0034848p - 0.009h_r e^{0.061T}}{273.15 + T} \quad (4.1)$$

Las variaciones de la presión atmosférica durante las pruebas fueron de apenas 10 Pa lo cual no representa un error apreciable en los cálculos y puede considerarse despreciable. Las variaciones promedio de humedad relativa fueron del 20 %, valor considerable que produce una variación mayor del 1 % de la densidad del aire. La temperatura es el parámetro que más afecta el cálculo de la densidad, las variaciones mayores durante las pruebas fueron de  $\pm 3$  °C.

El sistema de hilo caliente es afectado por las variaciones de temperatura ambiente, se comete un error de 2% en las lecturas de velocidad por cada grado de incremento. Por esta razón por cada dos grados de incremento de la temperatura ambiente fue necesario realizar una nueva calibración de velocidades. La presión atmosférica y la humedad relativa representan un error despreciable en las lecturas de velocidad del sistema de hilo caliente, por lo que no fueron tomadas en cuenta en las corridas experimentales de medición de velocidad.

El intervalo de calibración se realizó para un intervalo de 10 m/s a 40 m/s para la sonda 55P11 y de 0.5 m/s a 60 m/s para la sonda 55P15. El intervalo de calibración mayor de la sonda 55P15 se da por la reducción de la velocidad de

corriente libre en la región de la capa límite y para reducir el error de medición en velocidades menores a la del intervalo de calibración.

Para registrar velocidades promedios que se aproximen a flujo permanente, el sistema de hilo caliente fue programado para tomar un total de 300 000 lecturas de velocidad en cada punto en un periodo de 15 s. Mediante este muestreo de velocidades el software del sistema de hilo caliente calcula la velocidad promedio y la turbulencia en cada punto de medición.

### 2.3 Capa límite.

Cuando un fluido se desplaza con cierta velocidad en la vecindad inmediata de una superficie sólida experimenta una fuerza de corte que retarda su movimiento. Esta fuerza es debida a la viscosidad del fluido, que al estar en contacto con la pared sólida se adhiere a ella, el proceso se transmite a las capas de moléculas de fluido adyacentes. El resultado es la pérdida de energía que se manifiesta por una reducción de velocidad de las capas de fluido cercanas a la pared. La región próxima a la pared donde predominan los efectos viscosos se conoce como capa límite.

Los esfuerzos viscosos presentes dentro de la capa límite son directamente proporcionales al gradiente de velocidad normal a la dirección del flujo y se rigen por la Ley de Newton, ecuación (2.5).

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial n} \quad (2.5)$$

La capa límite está limitada donde el gradiente de velocidad de la corriente de fluido es cero. La distancia normal a la pared, donde los gradientes de velocidad se aproximan a cero, se le conoce como espesor de capa límite,  $\delta$ . El espesor de capa límite es función del número de Reynolds, dado por la relación (2.6)

$$Re = \frac{\rho V x}{\mu} \quad (2.6)$$

Para Reynolds menores de  $10^3$  [1], el efecto viscoso domina el comportamiento de la capa límite, arriba de ese valor, las fuerzas de inercia son las que dominan el flujo. El número de Reynolds determina la estructura de flujo presente en la capa límite, es decir, determina la estabilidad de una capa límite laminar, para pasar de una estructura laminar a una turbulenta.

Para el flujo que entra a una placa plana, figura 2.2, el borde de entrada lleva un perfil de velocidades plano con velocidad  $U_{\infty}$ , conforme el fluido avanza sobre la placa, su velocidad disminuye, produciéndose una nueva distribución de velocidades. Al entrar a la placa, el flujo se divide en dos regiones, una donde predominan los efectos viscosos, capa límite, y la otra donde los esfuerzos viscosos no tienen lugar, llamada corriente libre.

Existen distintos tamaños y estructuras de flujo dentro de la capa límite, parte de las variaciones se deben a la forma del cuerpo. Para la placa plana y en general para cualquier cuerpo, la capa límite se divide en tres regiones:

- I. Capa límite laminar.
- II. Zona de transición.
- III. Capa límite turbulenta.

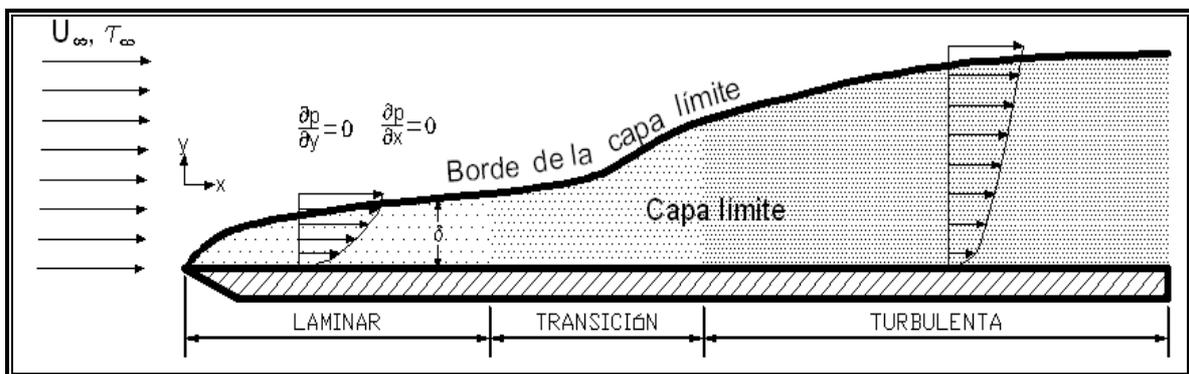


Figura 2.2. Capa límite sobre una placa plana.

La capa límite laminar se caracteriza por un movimiento en capas de fluido, como se muestra en la figura 2.3. El intercambio de momento entre las partículas de fluido toma lugar en una escala microscópica. El desplazamiento de una molécula de una capa inferior a una capa superior produce el aumento de su cantidad de movimiento lo que acelera su movimiento, de manera opuesta, el desplazamiento de una molécula de una capa superior a una inferior produce una desaceleración de su movimiento.

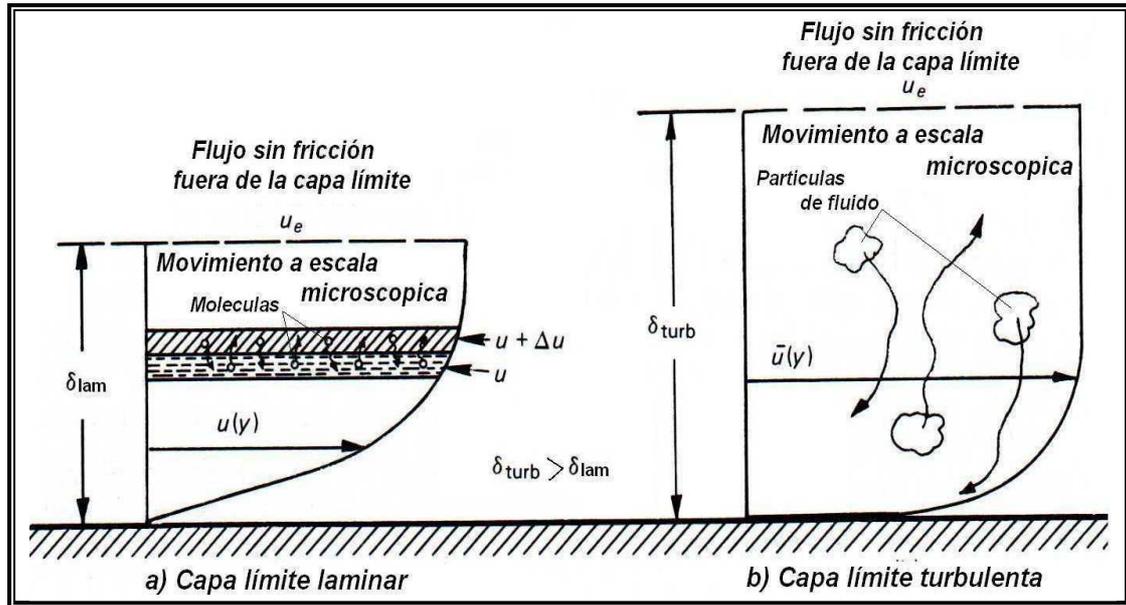


Figura 2.3. Comportamiento de las partículas de fluido dentro de la capa límite.

El intercambio de momento se lleva a cabo solo en la dirección transversal a la dirección del flujo y la estructura laminar se mantiene por un equilibrio entre la dirección del intercambio de momento molecular entre las capa superiores e inferiores. La estabilidad se pierde cuando el intercambio molecular empieza a desequilibrarse, en ciertas capas el intercambio de momento empieza a ser mayor, lo que produce un desplazamiento de más de una molécula de fluido, es decir un movimiento en grupo de partículas de fluido hacia las capas adyacentes.

El movimiento de las partículas de fluido en la dirección transversal produce un esfuerzo de corte en la misma dirección, además del esfuerzo de corte axial en la dirección del flujo. El proceso involucra dos estructuras de flujo, una laminar y otra turbulenta, es decir, el flujo está en una transición de una estructura laminar a una turbulenta.

La suma de los esfuerzos cortantes en la dirección transversal y axial produce una fuerza resultante sobre otras partículas de fluido con una dirección distinta a la dirección de flujo. El proceso se repite hasta llegar a un punto donde la estructura de flujo laminar se pierde y pasa a ser un flujo totalmente turbulento, donde el intercambio de momento se da en todas direcciones. Para flujo externo, se considera que para un Reynolds igual  $5 \times 10^5$  la transición toma lugar, para que el flujo pase de una estructura laminar a una turbulenta.

Algunos de los factores que afectan la transición la capa límite son

1. Gradiente de presión

2. Rugosidad superficial
3. Efectos de compresibilidad
4. Temperatura de la superficie
5. Succión o inyección de flujo en la superficie, y
6. Turbulencia de la corriente libre.

Cualquiera de los factores mencionados anteriormente puede producir una transición temprana sin importar que aún no se haya alcanzado el Reynolds de transición.

El espesor de capa límite depende del número de Reynolds, que a su vez depende de la distancia desde el borde de entrada hasta el punto en cuestión. Para fines prácticos, se considera el espesor de capa límite el lugar donde la velocidad de la corriente es de 0.99 la velocidad de corriente libre, ecuación (2.7).

$$\delta = f[u(y) = 0.99U_{\infty}] \quad (2.7)$$

El espesor de capa límite en el caso de un placa plana, depende además de la posición, de la estructura de flujo que se tenga. La solución exacta del espesor de capa límite para la zona laminar en el intervalo  $10^3 < Re < 10^6$ , esta dado por la ecuación (2.8).

$$\delta = \frac{5x}{Re^{1/2}} \quad (2.8)$$

Para la zona turbulenta existe una ecuación aproximada para el espesor de capa límite (para  $Re > 10^6$ ), dada por la ecuación (2.9).

$$\delta = \frac{0.16x}{Re^{1/7}} \quad (2.9)$$

La capa límite en un perfil aerodinámico es semejante que en una placa plana, no obstante, tanto en el lado de succión como en el lado de presión, los cambios de presión en la dirección del flujo son distintos de cero, debido a que ahora existe un gradiente de velocidad de la corriente libre en la dirección del flujo.

La figura 2.4 muestra los regímenes de flujo que se presentan en la capa límite en un perfil aerodinámico, la capa límite empieza en el punto de estancamiento del flujo (pe), en una región cercana el borde de entrada, esta capa límite naciente se da en régimen laminar, aumenta su espesor conforme avanza hacia el borde de salida. En un punto determinado por  $x_{crit}$  ocurre la transición de capa límite laminar a capa límite turbulenta; el régimen laminar pierde estabilidad y se empiezan a

formar zonas de flujo turbulento que terminan por convertir la capa límite en turbulenta.

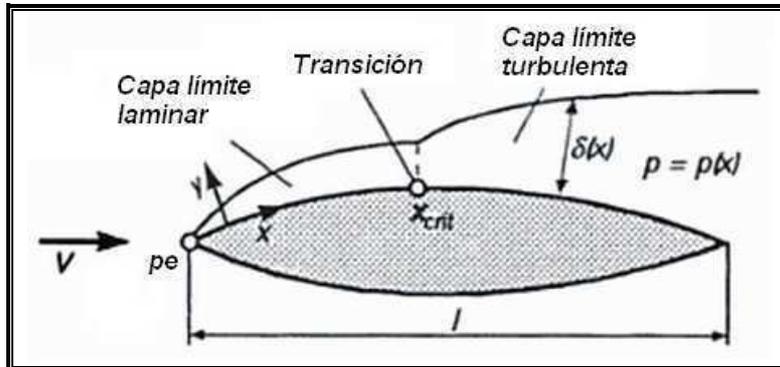


Figura 2.4. Capa límite sobre un perfil aerodinámico.

El régimen de flujo en la capa límite de un perfil aerodinámico está determinado por el número de Reynolds medido en función de la longitud de la cuerda ( $c$ ) y de la velocidad de corriente libre ( $U_\infty$ ). En el caso de secciones aerodinámicas, la longitud característica es la cuerda del perfil y la velocidad es la velocidad de corriente libre. El valor de Reynolds donde se da la transición sigue siendo el mismo que en una placa plana,  $5 \times 10^5$ , no obstante, además de los factores que producen la transición de régimen laminar a turbulento mencionados para la placa plana, en superficies curvas, el desprendimiento de flujo produce la transición a números de Reynolds menores del valor característico.

Las ecuaciones de movimiento de fluidos pueden ser simplificadas aplicando ciertas consideraciones de acuerdo al tipo de flujo que se presente. El flujo de fluidos a velocidades bajas, menores que 0.3 Mach (aproximadamente 100m/s), se caracteriza por pequeños cambios de densidad (menores del 5%), es decir, pueden ser considerados como flujos incompresibles sin cometer gran error en los cálculos. Además si las componentes de velocidad en cierta dirección son despreciables en comparación con otras direcciones, entonces pueden ser ignoradas para trabajar con las componentes de velocidad de mayor orden de magnitud. Por lo tanto, la ecuación de continuidad y las ecuaciones de momento (ecuaciones de Navier-Stokes), pueden ser simplificadas para flujo incompresible y bidimensional para álabes de envergadura grande.

Para números de Reynolds mayores que  $10^3$ , el espesor de la capa límite es mucho menor que la longitud característica del cuerpo. Para una capa límite delgada, las líneas de corriente tienen aproximadamente el mismo radio de curvatura de la superficie del cuerpo, por lo que la componente de velocidad en "y" tomando como referencia el sistema de coordenadas mostrado en la figura 2.5, se puede despreciar porque  $u \gg v$ , bajo esa condición, todas las derivadas de "u"

serán de mayor magnitud que las derivadas de "v", deduciéndose que el gradiente de presión en "x" es mucho mayor que el gradiente de presión en "y", ecuación (2.10).

$$\frac{\partial p}{\partial x} \gg \frac{\partial p}{\partial y} \quad (2.10)$$

La condición de la ecuación anterior es válida para las zonas laminar, transición y turbulenta, pero no es válida en la zona de flujo separado. Por lo tanto se puede despreciar el gradiente de presión en la dirección "y", ecuación (2.11).

$$\frac{\partial p}{\partial y} \approx 0 \quad (2.11)$$

El comportamiento de las líneas de corriente en un perfil aerodinámico se muestra en la figura 2.5, las líneas de corriente libre son desviadas por el borde de entrada del perfil, creándose un punto de estancamiento que divide las líneas de corriente en dos direcciones, una corriente se dirige sobre el lado de succión y la otra sobre el lado de presión.

Ambas corrientes son aceleradas sobre las superficies del álabe, no obstante, las velocidades sobre el lado de succión son mayores que las velocidades sobre el lado de presión. Esta condición permite generar una fuerza de sustentación por la diferencia de presiones entre el lado de succión y el lado de presión del álabe. Tanto en el lado de succión como en el de presión nace una capa límite con origen en el punto de estancamiento que va creciendo de espesor durante el recorrido del borde de entrada al borde de salida.

El comportamiento de la capa límite influye en la distribución de presiones sobre el álabe. Como se mencionó anteriormente en el análisis de las ecuaciones de movimiento, el crecimiento del espesor de la capa límite produce que el radio de curvatura de las líneas de corriente aumente, esto provoca un aumento de la componente de velocidad "v". Tal aumento, produce un gradiente de presión en la dirección "y" que reduce el gradiente de presión en la dirección "x".

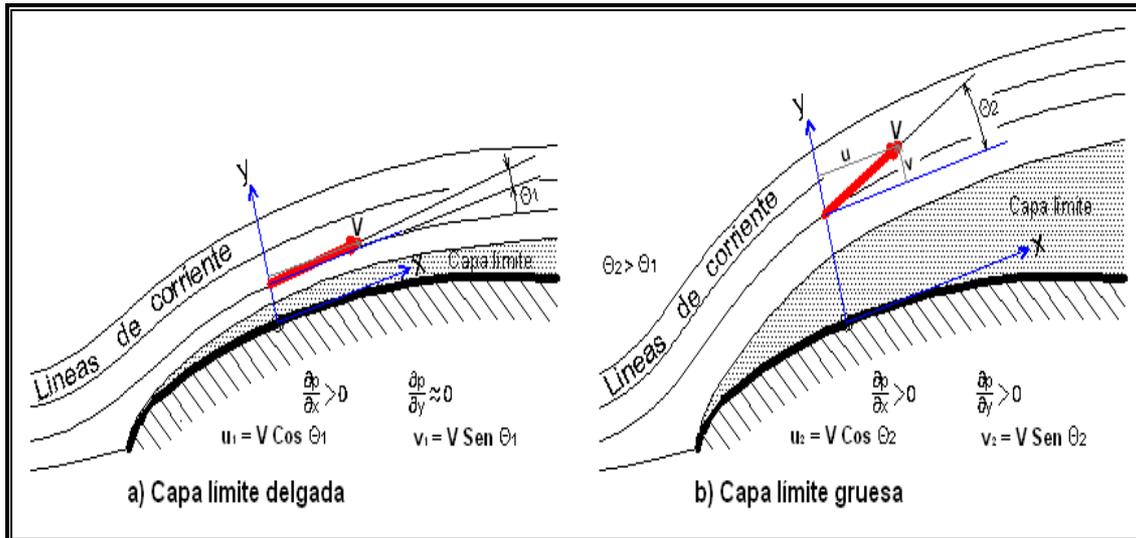


Figura 2.5. Efecto de la capa límite sobre las líneas de corriente.

El desvío de las líneas de corriente reduce el gradiente de velocidad en la dirección "x", que de acuerdo a la ecuación de Euler, el gradiente de presión es directamente proporcional al gradiente de velocidad. La figura 2.5 muestra como el crecimiento del espesor de la capa límite influye en la distribución de presión del álabe.

La figura 2.5 muestra como las líneas de corriente libre tiene que desplazarse debido a la capa límite y por la presencia del cuerpo, el comportamiento de las líneas de corriente se presenta para dos tamaños de capa límite sobre una sección de un álabe sometido a una corriente de velocidad  $U_\infty$ . Ésta muestra como las líneas de corriente libre tienen que desplazarse de la pared a una distancia igual al espesor de la capa límite, este desplazamiento produce un cambio de dirección de tales líneas de corriente con respecto a la superficie del cuerpo en comparación con un flujo potencial, donde las líneas de corriente son paralelas a la superficie del cuerpo.

Debido a que el espesor de la capa límite es pequeño, el ángulo de desviación  $\theta$  es muy pequeño, lo que da una componente de velocidad normal despreciable. Por lo tanto el gradiente de velocidad en la dirección normal se puede despreciar y considerar que la presión se mantiene constante en esa dirección sobre la capa límite, existiendo solamente un gradiente de presión sobre la capa límite en la dirección "x".

El incremento del espesor de la capa límite provocado por los factores mencionados en párrafos anteriores produce una desviación significativa de las líneas de corriente con respecto a la superficie del cuerpo, figura 2.5-b, lo que trae consigo un aumento de la magnitud de la componente normal de la velocidad

local  $V$  de la línea de corriente. Por lo tanto, la velocidad de las líneas de corriente en la dirección normal ya no se puede considerar constante, por lo que existe un gradiente de velocidad en la dirección “ $y$ ” que da lugar a un gradiente de presión en la misma dirección tal como se puede deducir de la ecuación de Euler. Lo anterior da lugar a variaciones significativas del gradiente de presión en la dirección normal dentro de la capa límite. En un perfil aerodinámico, la suma de los efectos de incremento del espesor de la capa límite y el gradiente de presión en la dirección normal dan como resultado la pérdida de fuerza de sustentación, resultando poco deseable porque disminuye la eficiencia aerodinámica por un aumento en la fuerza de arrastre.

El espesor de la capa límite es función inversa del número de Reynolds, por lo que números de Reynolds grandes producen espesores de capa límite pequeños, a tal nivel que si el número de Reynolds tendiera a infinito, el espesor de la capa límite se aproximaría a cero. Para números de Reynolds grandes, el flujo sobre un perfil aerodinámico podría considerarse como flujo potencial, donde la influencia de la capa límite sería despreciable y las líneas de corriente serían prácticamente paralelas a la superficie del cuerpo, quedando de manifiesto que la única causa que produciría ahora la pérdida de sustentación sería la separación de flujo.

#### **2. 4 Separación de flujo.**

El flujo a través de cuerpos curvos implica gradientes de velocidad distintos de cero en todas las componentes principales de los vectores de velocidad de las líneas de corriente. En perfiles aerodinámicos a altos números de Reynolds, sólo es significativo el gradiente de velocidad en la dirección del flujo. En el punto de estancamiento se produce la presión máxima sobre la superficie del perfil, no obstante, esta decrece conforme nos movemos hacia el borde de salida hasta llegar a su valor mínimo donde el gradiente de presión se vuelve cero ( $\partial p / \partial x = 0$ ), después de este punto, la presión incrementa otra vez.

La figura 2.6 muestra el comportamiento del gradiente de velocidad y del gradiente de presión en un punto de inflexión en un perfil aerodinámico. Cuando las líneas de corriente recorren el contorno del perfil aerodinámico, antes de la inflexión, el área transversal en la dirección del flujo aumenta, dando lugar a una aceleración del flujo que recorre el contorno del perfil, esto da origen a un gradiente de velocidad positivo corriente arriba del punto de inflexión, de modo opuesto, cuando el área disminuye, después de la inflexión, las líneas de corriente tienden a desacelerar produciendo gradientes de velocidad negativos.

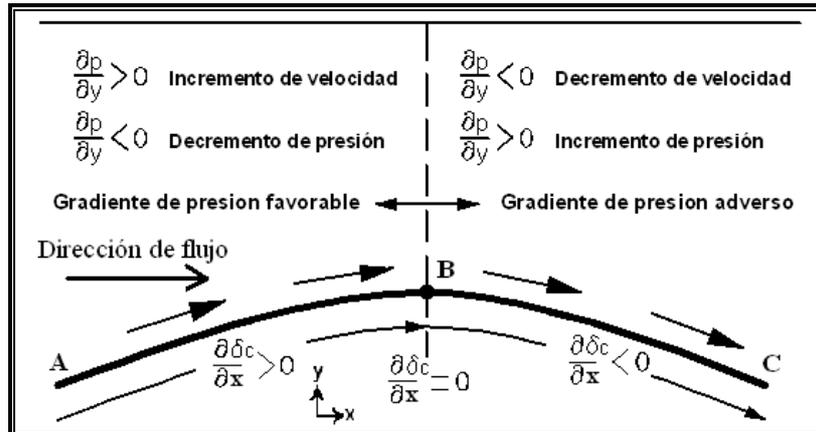


Figura 2.6. Variación del gradiente de velocidad y de presión en un perfil aerodinámico.

Para números de Reynolds altos, la distribución de presión sobre la capa límite puede ser hallada de los cambios de velocidad que experimentan las líneas de corriente al ser desviadas por un cuerpo. De acuerdo con la ecuación de Bernoulli, la energía de un fluido en ausencia de fricción se mantiene constante, es decir la energía de presión se transforma en energía de velocidad o viceversa, por lo tanto, cuando el área del cuerpo aumenta en la dirección del flujo, del punto A al punto B de la figura 6, las líneas de corriente tienden a acelerar para conservar su masa y cantidad de movimiento.

La aceleración de las líneas de corriente produce velocidades locales sobre la superficie del cuerpo que van en aumento conforme se avanza al punto B. La función de velocidad por lo tanto crece del punto A al punto B, en consecuencia, su gradiente será positivo por un incremento positivo de la velocidad en la dirección del flujo. Las líneas de corriente en el recorrido del punto B al punto C, experimentan una reducción del área transversal al flujo que las obliga a disminuir su velocidad, por un aumento en su energía de presión. Por lo tanto, la función de velocidad disminuye del punto B al punto C, produciendo gradientes de velocidad negativos para esta zona.

De la ecuación de Euler, el gradiente de presión es directamente proporcional al gradiente de velocidad, y la dirección del gradiente de velocidad es opuesta a la del gradiente de presión. La función de presión decrece con un aumento del área del cuerpo transversal al flujo de corriente libre, es decir, un gradiente de velocidad positivo produce un gradiente de presión negativo. El cambio de geometría de un cuerpo influye en los gradientes de presión sobre la superficie de éste, un aumento del área del cuerpo transversal al flujo de corriente libre produce gradientes de presión negativos (gradiente de presión favorable) y una reducción del área transversal produce gradientes de presión positivos (gradiente de presión adverso), como se observa en la figura 2.6.

Cuando una partícula de fluido entra en una zona con un gradiente de presión favorable aumenta su cantidad de movimiento debido a que la energía de presión se convierte en energía cinética, esto produce una fuerza de mayor magnitud y opuesta a la fuerza de fricción viscosa, es decir, una partícula que se encuentre en un gradiente de presión favorable nunca detendrá su movimiento por las fuerzas viscosas debido a que estarán impulsadas por el gradiente de presión favorable de la región.

En flujos externos, un cuerpo siempre experimenta un gradiente de presión favorable seguido de un gradiente de presión adverso. El cambio se da en el punto donde el área del cuerpo transversal al flujo es máxima, para el cual el gradiente de presión es cero, (figura 2.6). Para ese punto se obtiene la máxima velocidad de una partícula de fluido que se desplaza con la corriente en una vecindad cercana a la superficie del cuerpo. A partir de ese punto la partícula entra en una zona con gradiente de presión adverso donde pierde velocidad en su trayectoria hacia el borde de salida.

En ausencia de fricción, la partícula adquiriría nuevamente la velocidad de corriente libre al salir del cuerpo, no obstante, en flujos reales, esa partícula inmersa en la capa límite pierde velocidad a un ritmo mayor. Si la cantidad de movimiento de la partícula es suficiente para superar las pérdidas debidas a la viscosidad entonces esta logrará mantener su desplazamiento y salir del cuerpo con una velocidad menor con la que entró. No obstante, si su cantidad de movimiento no es suficiente, llegará a un punto donde su velocidad se vuelva cero.

La pérdida de movimiento de la partícula es debida tanto al gradiente de presión adverso como a las fuerzas de fricción viscosas, pero son las fuerzas de fricción viscosas las que producen que el flujo se separe hasta llegar a un punto donde el gradiente de velocidad en la pared es cero como se representa en la ecuación (2.12).

$$\left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{y=0} = 0 \quad (2.12)$$

El movimiento de una partícula de fluido que se desplaza en una región con gradiente de presión adverso como la que se muestra en la figura es unidimensional, por lo que no existen componentes de esfuerzos en otras direcciones más que en x. La partícula se desplaza en la dirección x positiva, en su trayecto pierde velocidad, (figura 2.7a).

El esfuerzo cortante  $\tau_{xy1}$  es mayor que el esfuerzo cortante  $\tau_{xy2}$ , debido a que el gradiente de velocidad disminuye en la dirección normal a la superficie hasta

volverse cero en la corriente libre, lo que da lugar a una fuerza viscosa resultante opuesta al movimiento de la partícula que desacelera su movimiento.

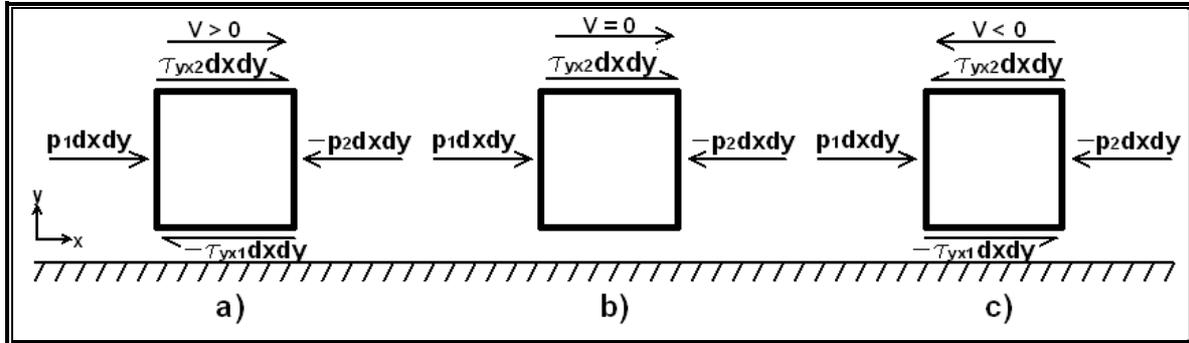


Figura 2.7. Partícula cercana a la pared con gradiente de presión adverso.

El esfuerzo de presión  $p_2$  es mayor que  $p_1$ , produciendo una resultante de fuerza que es también opuesta al movimiento de la partícula. Ambas fuerzas debidas a los esfuerzos de presión y los esfuerzos viscosos se suman para desacelerar la partícula hasta llegar a un punto donde la partícula pierde completamente su velocidad, figura 2.7b.

Cuando la partícula se detiene completamente desaparece el esfuerzo de corte con la pared, quedando el esfuerzo cortante  $\tau_{xy2}$ , producido por una partícula que se desplaza por encima, y los esfuerzos de presión debidos al gradiente de presión adverso, (figura 2.7b). La partícula actúa como una barrera sobre las partículas posteriores. Cuando las partículas con suficiente energía chocan con esta partícula estática son desviadas de su trayectoria, el proceso se repite con las partículas posteriores dando lugar a la separación del flujo de la superficie del cuerpo.

De la segunda ley de Newton aplicada a la partícula se obtiene la expresión siguiente

$$\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} = \rho u \frac{\partial u}{\partial x} \quad (2.13)$$

De la ley de viscosidad de Newton, el esfuerzo cortante en la dirección x es directamente proporcional al gradiente de velocidad en "y", resultando

$$\frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} = \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (2.14)$$

Sustituyendo la condición de desprendimiento de flujo dada por la ecuación (2.13) en la ecuación (2.14)

$$\frac{\partial p}{\partial x} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (2.15)$$

La ecuación (2.15) solo es válida para  $y = 0$ , representa la condición para que ocurra el desprendimiento de flujo, especifica que el gradiente de presión en  $x$  debe ser igual y opuesto al gradiente de esfuerzo cortante en  $y$ , para que la partícula se mantenga en equilibrio y con velocidad cero. Cuando la partícula cercana a la pared reduce su velocidad a cero, entonces las partículas adyacentes a ella se detendrán en un punto posterior sin que necesariamente su gradiente de velocidad deba ser cero en ese punto.

La figura 2.8 muestra la desviación de las líneas de corriente del flujo principal y el flujo invertido en una superficie con flujo separado. La capa límite se separa en un punto cercano a la pared donde el gradiente de velocidad es cero.

El punto de separación es definido como el límite entre la corriente principal y el flujo invertido. El flujo invertido pierde velocidad hasta llegar a un punto donde se detiene por completo y de nuevo es arrastrado por la corriente principal. El límite de la región de flujo invertido es el conjunto de puntos donde la velocidad de las partículas en estos puntos es cero, como lo muestra la línea punteada de la figura 2.8.

La región de flujo separado induce el crecimiento del gradiente de presión adverso. El gradiente de presión adverso es incrementado con el crecimiento de la región de flujo separado.

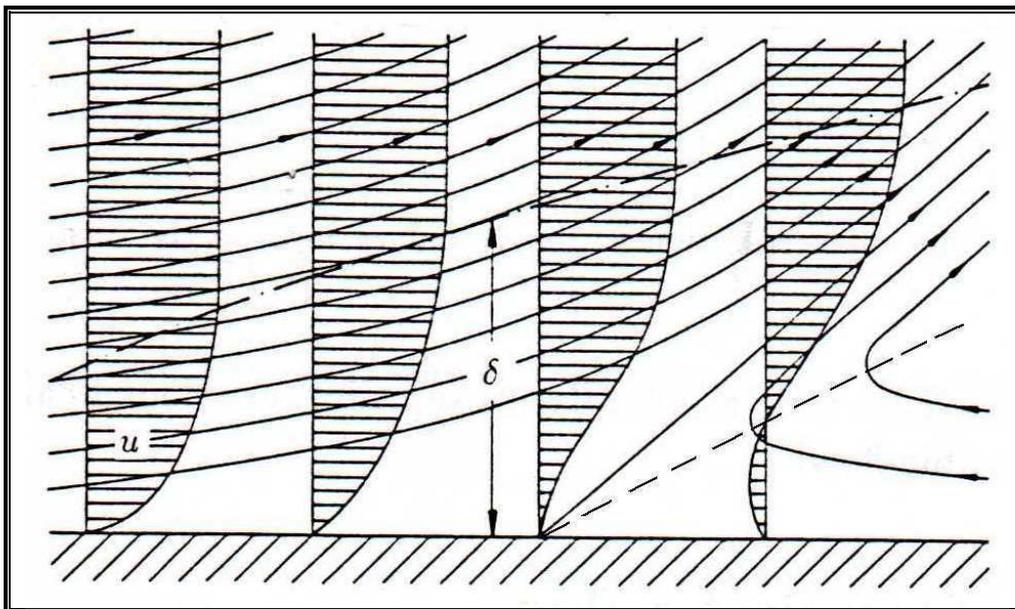


Figura 2.8. Líneas de corriente en la región de flujo separado.

## 2.5 Distribución de presiones

### 2.5.1 Generación de presión sobre un perfil aerodinámico.

El flujo incompresible y permanente a través de un álabe es como se muestra en la figura 2.9, las líneas de corriente son desviadas por la presencia del álabe, el volumen de control ABCD encierra al álabe de manera que las fronteras estén lo suficientemente alejadas para que no estén influenciadas por la presencia del álabe.

En una región frente al álabe las partículas de fluido son frenadas hasta llegar a un punto sobre la superficie donde la velocidad relativa de las partículas con el álabe es cero, este es el punto de estancamiento (s), y es el lugar donde la presión alcanza su máximo valor. La presión sobre la superficie del álabe se da por la transformación de la energía cinética de la corriente libre a energía de presión. El álabe de frente al flujo disminuye la velocidad de la corriente libre dando lugar a que parte de la energía cinética se transforme a energía de presión o viceversa.

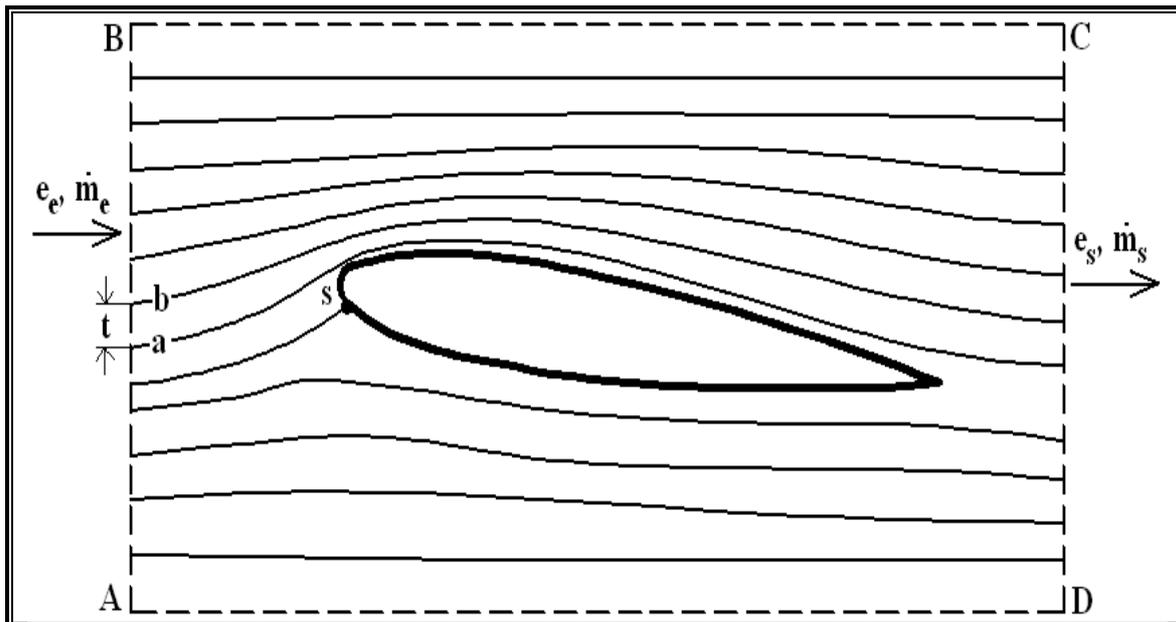


Figura 2.9. Comportamiento del flujo sobre un perfil aerodinámico.

La corriente libre contiene una energía por unidad de masa ( $e$ ) que es uniforme a lo largo de todo el flujo. Un flujo másico  $\dot{m}_e$  entra al volumen de control por la superficie AB, como se muestra en la figura 2.9, por las superficies BC y AD no hay intercambio de masa, por lo que el flujo másico por la superficie CD es igual al de la superficie AB. En ausencia de fricción, la energía de la masa de fluido que entra al volumen de control es la misma con la que sale, por lo que la cantidad de

movimiento del flujo que entra por la superficie AB debe ser la misma que la que sale por la superficie CD.

La energía de una unidad de masa del fluido está compuesta de energía cinética y energía de presión, pero la masa y la energía total debe conservarse, dando lugar a que parte de la energía de presión se convierta a energía cinética porque la presencia del álabe reduce el área por donde el flujo másico está fluyendo. El flujo másico entre dos líneas de corriente es constante. El flujo másico entre las líneas de corriente a y b mostradas en la figura 2.9 es  $\dot{m}$ , y fluye por un área de espesor  $t$  por unidad de longitud.

La separación de las líneas de corriente disminuye al pasar por el álabe hasta un espesor mínimo dado por el punto más elevado del perfil con respecto a la superficie AC del volumen de control de la figura 2.9, pasando tal punto, la separación de las líneas de corriente vuelve a aumentar de tamaño. La variación del espesor  $t$  indica que la velocidad de las líneas de corriente cambia al pasar por la región influenciada por el álabe.

De forma general, la presencia del álabe modifica las líneas equipotenciales del flujo libre, produciendo zonas con distintas velocidades sobre la superficie del álabe. La variación de la velocidad sobre la superficie del álabe es entonces la causa de la distribución de presiones por una transformación de la energía de presión a energía cinética tal como lo establece la ecuación de Bernoulli. Las secciones aerodinámicas están diseñadas para modificar convenientemente la velocidad de la corriente sobre la superficie que produzca la máxima fuerza de sustentación.

### **2.5.2 Tipos de esfuerzos aerodinámicos en un perfil.**

Una superficie aerodinámica está sujeta a dos fuerzas aerodinámicas, una debida a los esfuerzos normales y otra debida a los esfuerzos cortantes. Los esfuerzos normales actúan normal a la superficie y son los que contribuyen en mayor proporción a la fuerza resultante sobre el álabe. Los esfuerzos cortantes actúan tangencial a la superficie y su magnitud depende principalmente al gradiente de velocidad presente en la capa límite.

La figura 2.10 muestra un elemento de área sometido a un esfuerzo cortante y uno de presión. La presión causa una fuerza que es normal a la superficie del cuerpo, mientras que los esfuerzos cortantes producen una fuerza que es tangencial a la superficie.

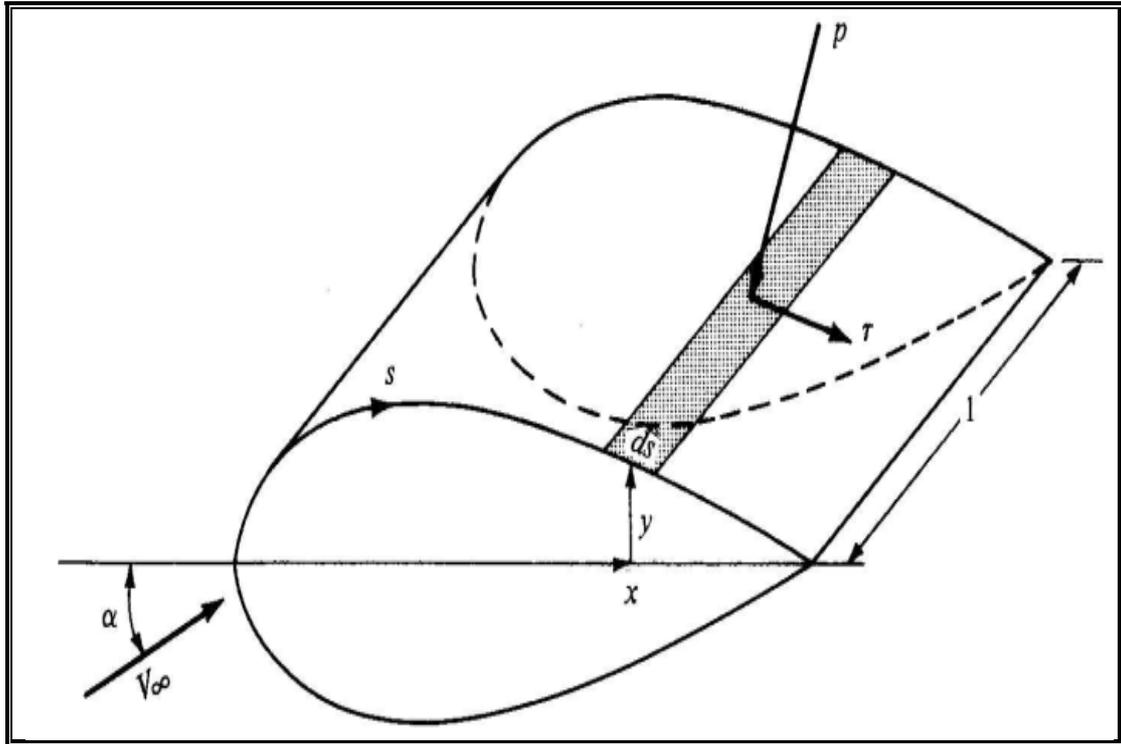


Figura 2.10. Esfuerzos de corte y presión sobre un elemento diferencial de área [1].

Mediante el conocimiento detallado de los esfuerzos cortante y de presión es posible hallar las fuerzas que actúan en un cuerpo inmerso en una corriente de fluido, su magnitud se puede hallar mediante las ecuaciones (2.16) y (2.17).

$$(2.16)$$

$$(2.17)$$

Donde  $\theta$  es el ángulo que forma la fuerza de presión o de corte con la línea normal a la corriente del cuerpo, como se muestra en la figura 2.10.

El fluido rodea completamente al perfil aerodinámico, esto crea una diferencia de presiones en ambas superficies. Al integrar todas las contribuciones de las fuerzas presentes en cada elemento diferencial de área, se obtiene una resultante de fuerzas. Para flujos con altos números de Reynolds, los esfuerzos cortantes contribuyen muy poco en la fuerza resultante sobre el perfil aerodinámico por lo que se pueden despreciar. Por lo tanto, la fuerza resultante para números de Reynolds elevados se puede hallar solo con la distribución de presión en el perfil aerodinámico como se muestra en la figura 2.11.

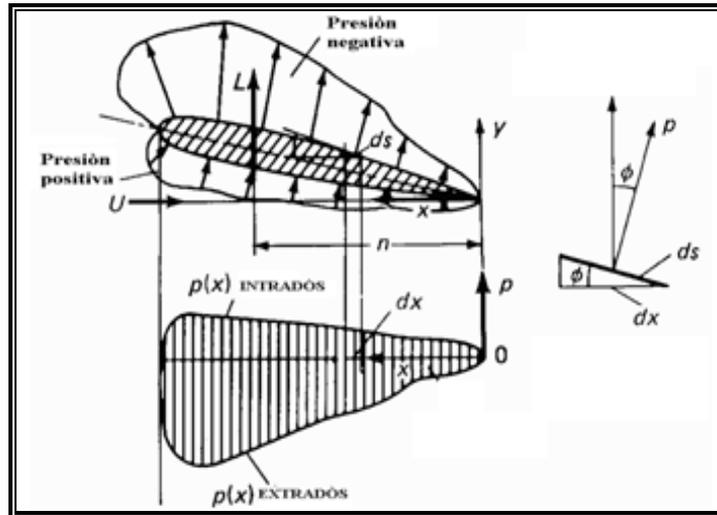


Figura 2.11. Distribución de presiones en un perfil aerodinámico.

La distribución de presión es función del ángulo de ataque y del número de Reynolds, pero se ve fuertemente afectada por el comportamiento de la capa límite. El desprendimiento de la capa límite produce un gradiente de presión adverso que cubre una región localizada desde un punto intermedio de la cuerda hasta el borde de salida.

El desprendimiento causa que la distribución de presión tenga una reducción drástica en la región de separación. Aunque esto produce una fuerza resultante de mayor magnitud, no beneficia en mucho a la fuerza de sustentación porque el ángulo de la superficie en la región de separación es mayor que en la región de no separación, la componente de arrastre tiene un incremento mayor que la componente de sustentación en la zona de separación, lo que beneficia a la fuerza de arrastre total produciéndose con ello una pérdida de la eficiencia del perfil aerodinámico.

### 2.5.3 Coeficiente de presión.

El coeficiente de presión es un parámetro adimensional utilizado para tener una idea de la relación de la presión en un punto de una corriente de fluido influenciado por la viscosidad con respecto a la presión dinámica de la corriente libre, como se muestra la ecuación (2.18).

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.18)$$

Para flujo incompresible,  $C_p$  se puede expresar solamente en términos de velocidad, para el flujo en un punto arbitrario de la corriente cuando la presión y la velocidad son  $p$  y  $V$ , respectivamente, de la ecuación de Bernoulli obtiene la ecuación (2.19).

$$C_p = \frac{\frac{1}{2}\rho(U_\infty^2 - V^2)}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2} = 1 - \left(\frac{V}{U_\infty}\right)^2 \quad (2.19)$$

La ecuación (2.19) es una expresión para el coeficiente de presión solo para flujo incompresible. El coeficiente de presión en un punto de estancamiento ( $V = 0$ ) en un flujo incompresible es siempre igual a 1. Este es el valor más alto permisible de  $C_p$  en cualquier parte del campo de flujo. Para los flujos compresibles,  $C_p$  en un punto de estancamiento es mayor a 1. El coeficiente de presión adquiere valores negativos donde  $V > U_\infty$  o  $p < p_\infty$ .

## 2.6 Coeficiente de sustentación.

Debido a que la velocidad del flujo sobre la parte superior de la superficie de sustentación es mayor que la velocidad de flujo libre, la presión sobre la parte superior es negativa. Esto se deduce directamente de la aplicación de la ecuación de Bernoulli. Del mismo modo la velocidad a lo largo de la parte inferior de la superficie de sustentación es menor que la velocidad de libre flujo y la presión no es positiva. Por lo tanto, tanto la presión negativa sobre la parte superior y la presión positiva en la parte inferior contribuir a la fuerza de sustentación. La fuerza de sustentación tiene dirección perpendicular al flujo, y es la suma de las contribuciones de fuerzas debidas a la distribución de presiones y de esfuerzos cortantes en la superficie del álabe.

Hay muchas formas de medir la fuerza de sustentación, una de ellas en mediante la distribución de presiones en la superficie del álabe. Esta fuerza será determinada por la integración de la distribución de la presión medida a lo largo de la superficie de sustentación. La distribución de la presión típica de un perfil aerodinámico y su proyección sobre la superficie de sustentación normal se muestran en la figura 2.12.

La distribución de presión para el cálculo de las fuerzas de arrastre puede ser medidas por medio de tomas de presión estática localizadas en la superficie de la sección aerodinámica y orientada a  $90^\circ$  con respecto de ésta, como se muestra en la figura 2.12.

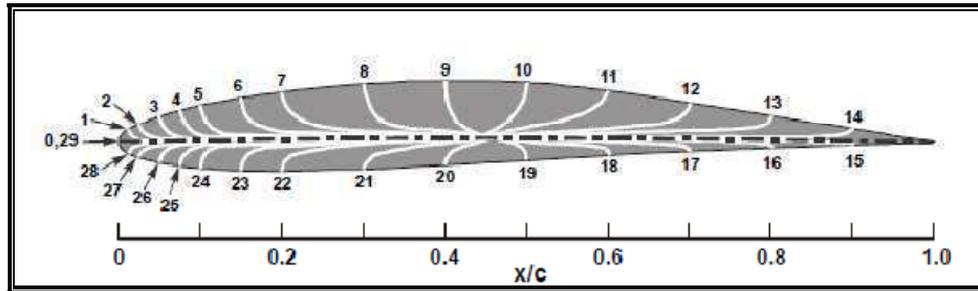


Figura 2.12. Tomas de presión estática en un perfil aerodinámico.

Para obtener la fuerza de sustentación se integran todas las diferenciales de fuerzas de sustentación alrededor del álabe con la ecuación (2.20).

$$L = \int_s \rho_{\infty} p ds \quad (2.20)$$

Donde  $p$  representa la presión manométrica en la superficie del álabe. Debido a que se requiere tener un conocimiento detallado de la distribución de presión en la superficie del álabe, teóricamente no existe una solución exacta para calcular la fuerza de sustentación por el hecho de la separación de flujo. En lugar de ello, se usa un método de integración a partir de la distribución de presiones obtenidas experimentalmente. El método del trapecio es útil en este cálculo, consiste en tomar la presión media entre dos puntos de la superficie del álabe multiplicarla por la diferencial de área entre las dos tomas de presión y posteriormente realizar una integración de todas las contribuciones de fuerza en la sustentación, ecuación (2.21).

$$L = \sum_{i=1}^n \left( \frac{p_i + p_{i-1}}{2} \right) \text{sen} (\theta_{i-1,i}) \Delta s_{i-1,i} \quad (2.21)$$

Para estudiar las fuerzas de sustentación en un perfil aerodinámico se recurre a otra definición, el coeficiente de sustentación, que es la relación entre la fuerza de sustentación a la variación de la cantidad de movimiento de la corriente libre sobre una superficie de ancho igual a la cuerda del perfil.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 C} \quad (2.22)$$

Sustituyendo la ecuación (2.21) en la (2.22), se obtiene la ecuación (2.23) que determina el coeficiente de sustentación a partir de la distribución de presiones sobre el álabe.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c} = \frac{\rho_\infty \int_{s_1}^{s_2} p ds}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c} = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c} \sum_{i=1}^n \left( \frac{p_i + p_{i-1}}{2} \right) \sin(\theta_{i-1,i}) \Delta s_{i-1,i} \quad (2.23)$$

## 2.7 Coeficiente de arrastre.

La resistencia total sobre un cuerpo colocado en una corriente de fluido se compone de la fricción de la superficie con el fluido (lo que equivale a la integral de todos los esfuerzos de corte de la superficie del cuerpo) y de la presión de arrastre (integrante de las fuerzas normal a la superficie). La suma de los dos se llama resistencia total del perfil.

La fricción de la superficie se puede calcular con cierta precisión mediante el uso de los métodos experimentales. La resistencia por presión que no existe en el flujo sin fricción, se debe al hecho de que la presencia de la capa límite modifica la distribución de la presión en el cuerpo, en comparación con el flujo ideal. En consecuencia, los datos confiables sobre resistencia total se deben en general obtenerse mediante la medición.

Una forma exacta de determinar el arrastre de un perfil aerodinámico es mediante la pérdida de momento lineal de la corriente de fluido al pasar por el álabe. El volumen de control se muestra con las líneas punteadas de la figura 2.13, y abarca una región suficiente para considerar que no existe diferencia de presiones entre el interior y el exterior de este. Las superficies de control que lo limitan son las siguientes:

1. La parte superior e inferior están muy alejadas del cuerpo (ab y hi).
2. Las líneas perpendiculares a la velocidad de flujo muy por delante y por detrás del cuerpo (ai y bh, respectivamente).
3. Un corte que rodea y envuelve la superficie del cuerpo (cdefg).

El volumen de control es abcdefghia. La anchura del volumen de control en la dirección z es la unidad. Las secciones 1 y 2 son las secciones de entrada y salida, respectivamente.

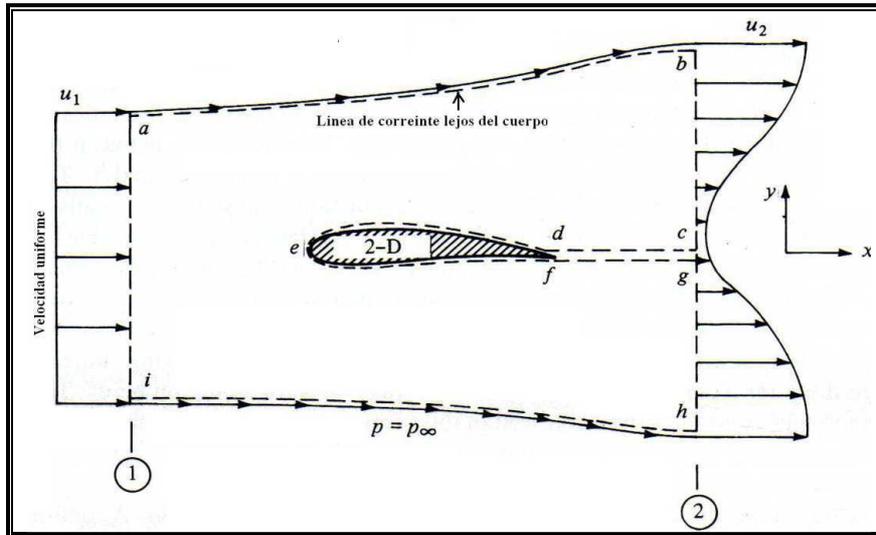


Figura 2.13. Volumen de control para el cálculo del coeficiente de arrastre [1].

La velocidad del flujo en la superficie  $ai$  es uniforme y tiene un valor de la velocidad de corriente libre. La velocidad de salida en la sección 2 no es uniforme, ya que la presencia del cuerpo ha creado una estela en la sección de salida. La dirección de la velocidad en la entrada y la salida es normal a la sección 1, por lo que  $u_1 = \text{constante}$  y  $u_2 = f(y)$ .

Las fuerzas sobre el volumen de control se derivan de dos contribuciones:

1. La distribución de la presión sobre la superficie  $abhi$ , y
2. La fuerza de superficie sobre  $def$  creada por la presencia del cuerpo.

Los esfuerzos cortantes a lo largo de  $cd$  y  $fg$  se equilibran entre sí por lo que no contribuyen a la fuerza de arrastre del volumen de control. Así también, los esfuerzos cortantes en las superficies  $ab$  y  $hi$ , son cero debido a que al comportamiento de flujo libre en esas superficies, es decir el gradiente de velocidad en esas superficies es cero.

La fuerza de superficie sobre  $def$  es la reacción igual y opuesta a la tensión de corte y distribución de la presión creada por el flujo sobre la superficie del cuerpo. La presión del fluido en movimiento ejerce una distribución del esfuerzo cortante sobre la superficie del cuerpo que crea una fuerza resultante aerodinámica por unidad de envergadura  $R$  en el cuerpo. A su vez, por la tercera ley de Newton, el cuerpo ejerce un esfuerzo igual y opuesto al cortante y a la distribución de presiones en la parte de la superficie de control limitada por  $def$ . Por lo tanto, el cuerpo ejerce una fuerza  $-R'$  en la superficie de control, como se muestra en la figura 2.13.

Por lo que la fuerza resultante sobre el volumen de control es

$$\text{fuerza de superficie} = - \int_{abhi} p ds - R' \quad (2.24)$$

Las fuerzas de cuerpo no se consideran en el análisis por que no tienen un efecto significativo en el cálculo.

Realizando un balance de momento lineal sobre al volumen de control, y asumiendo condición de flujo estacionario la ecuación (2.24) se transforma en la ecuación (2.25).

$$R' = - \int_s (\rho V \cdot ds)V - \int_{abhi} p ds \quad (2.25)$$

La fuerza de reacción es igual a la fuerza de arrastre sobre el volumen de control, por lo tanto,

$$D' = - \int_s (\rho V \cdot ds)V - \int_{abhi} p ds \quad (2.26)$$

Ya que las superficies de control se tomaron muy lejanas de la influencia del cuerpo, la presión a lo largo de toda la superficie del volumen de control es la presión de corriente libre, por lo que esta presión no contribuye al arrastre del volumen de control por que su efecto se neutraliza en las superficies del volumen de control. El segundo término del lado derecho de la ecuación (2.26) desaparece, quedando

$$D' = - \int_s (\rho V \cdot ds)V \quad (2.27)$$

Al evaluar la ecuación (2.27) en las superficies de control se observa que las únicas contribuciones en la fuerza de arrastre se deben solamente a las superficies ai y bh a lo largo del eje x.

Por lo que al sustituir los valores de velocidad en las secciones 1 y 2 se obtiene

$$D' = \int_s (\rho V \cdot ds)V = - \int_i^a \rho_1 u_1^2 dy + \int_h^b \rho_2 u_2^2 dy \quad (2.28)$$

Aplicando la ley de continuidad

$$\int_i^a \rho_1 u_1^2 dy = \int_h^b \rho_2 u_2 u_1 dy \quad (2.29)$$

Sustituyendo la ecuación (2.28) en la (2.29) se obtiene

$$D' = - \int_h^b \rho_2 u_2 u_1 dy + \int_h^b \rho_2 u_2^2 dy = \int_h^b \rho_2 u_2 (u_1 - u_2) dy \quad (2.30)$$

Finalmente, la fuerza de arrastre por unidad de envergadura del álabe es

$$D' = \int_h^b \rho_2 u_2 (u_1 - u_2) dy \quad (2.31)$$

En otros términos, el arrastre aerodinámico por unidad de longitud en un álabe ésta representado por la ecuación (2.32)

$$D' = \int_h^b \rho_2 U_\infty (u - U_\infty) dy \quad (2.32)$$

El coeficiente de arrastre es la relación de la fuerza de arrastre total del cuerpo entre la variación de la cantidad de movimiento del la corriente de fluido sobre una superficie de ancho igual a la cuerda del álabe, ecuación (2.33).

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c} \quad (2.33)$$

Las mediciones de velocidad en la estela del álabe pueden ser medidas con distintos métodos, para el caso de anemometría de hilo caliente y tubo Pitot, las velocidades obtenidas serán puntuales, por lo que para encontrar la solución de la ecuación (2.33) habrá que realizarse un ajuste de datos para obtener una función de la velocidad en función de la posición. No obstante otro método para resolver la ecuación (2.32) es por medio de algún método numérico de integración como lo es el método del trapecio.

La ecuación resultante de aplicar el método del trapecio para resolver la ecuación (2.32) es,

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c} = \frac{\rho_\infty \int_{y_1}^{y_2} u (U_\infty - u) dy}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c} = \frac{y_2 - y_1}{c} - \frac{1}{U_\infty^2 c} \sum_{i=1}^n \left( \frac{u_i - u_{i+1}}{2} \right)^2 \Delta y_i \quad (2.34)$$

# ***CAPITULO III***

---

## ***METODOLOGÍA EXPERIMENTAL***

### **3.1 Instalación experimental.**

Las pruebas experimentales del perfil aerodinámico para turbina eólica se llevaron a cabo en el túnel de viento del Laboratorio de Ingeniería Térmica e Hidráulica Aplicada (LABINTHAP). La instalación experimental cuenta con los siguientes elementos:

1. Sección de pruebas.
2. Álabe.
3. Anemómetro de hilo caliente.
4. Sistema de posicionamiento.
5. Tubos Pitot.
6. Manómetros.
7. Estación meteorológica.

#### **3.1.1 Sección de pruebas.**

El túnel de viento del LABINTHAP, (figura 3.1), cuenta con dos secciones de pruebas, una en la succión con un intervalo de velocidades de 0 a 70 m/s, y otra de presión con un intervalo de velocidades de 0 a 36 m/s. Las pruebas fueron realizadas en la sección de pruebas de succión, donde se tiene un mejor control de velocidad y turbulencia.

La sección de pruebas de succión comprende un área de sección transversal de 0.60 m por 0.8 m. Cuenta con una ventana de 0.6 m por 1 m, usada para instalar el modelo a probar. La fijación del álabe a la sección de pruebas se hace por medio del dispositivo de cambio de ángulo de ataque mostrado en la figura 3.1c. Este dispositivo permite variar el ángulo en incrementos de 0.5° mediante el transportador y la perilla mostrados.

La regulación de la velocidad del flujo en la sección de pruebas se hace a través de un variador de frecuencia que permite controlar la velocidad de giro del ventilador centrífugo, esto permite obtener cualquier velocidad de flujo comprendida entre 0 y 70 m/s dentro de la sección de prueba en succión. El nivel de turbulencia mínimo es controlado por panel localizado al final de la entrada acampanada, (figura 3.1), que en conjunto con la cámara estabilizadora y las mayas dentro de esta última, se obtiene un nivel de turbulencia mínimo de 0.5% en la sección de pruebas de succión.



a) Túnel de viento de velocidad baja del LABINTHAP.



b) Sección de pruebas y equipos de medición.



c) Dispositivo de cambio de ángulo de ataque.

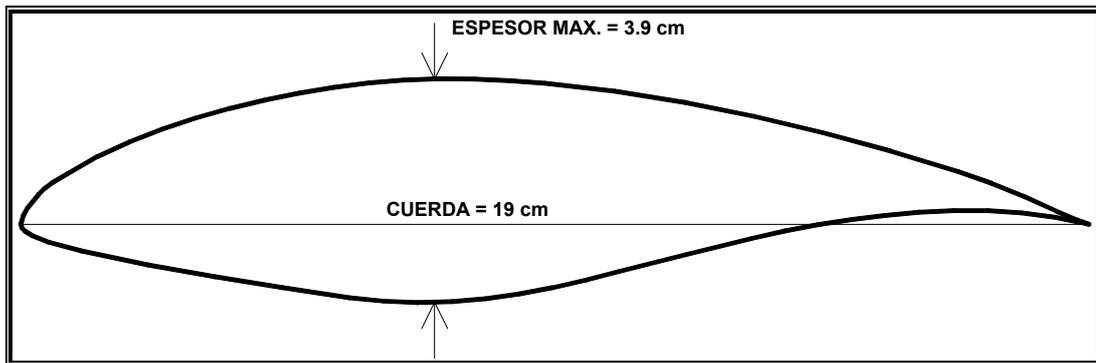


d) Entrada acampanada del túnel de viento.

Figura 3.1. Túnel de viento del LABINTHAP.

**3.1.2 Álabe.**

Las coordenadas del perfil S830 están tabuladas en la tabla 1, basadas en una referencia dada por el borde de entrada y la cuerda, su geometría se muestra en la figura 3.2. Con este perfil se construyeron tres modelos de álabes de 19 cm de cuerda y 50 cm de envergadura, su espesor máximo es de 21 %.



**Figura 3.2 Perfil aerodinámico S830.**

**Tabla 3.1 Coordenadas del perfil aerodinámico S830 [6].**

Lado de succión		Lado de presión	
x/c	y/c	x/c	y/c
0.00006	0.00112	0.00004	-0.00084
0.00321	0.01040	0.00041	-0.00254
0.01104	0.02127	0.00138	-0.00406
0.02343	0.03307	0.00288	-0.00560
0.04015	0.04540	0.01318	-0.01192
0.06101	0.05794	0.02942	-0.01794
0.08576	0.07041	0.05165	-0.02385
0.11413	0.08253	0.07932	-0.03013
0.14580	0.09406	0.11146	-0.03013
0.18042	0.10474	0.14756	-0.04351
0.21762	0.11434	0.18687	-0.05030
0.25699	0.12262	0.22887	-0.05701
0.29810	0.12934	0.27253	-0.06393
0.34048	0.13417	0.31589	-0.07002
0.38383	0.13653	0.35873	-0.07334
0.42854	0.13632	0.40193	-0.07288
0.47434	0.13395	0.44627	-0.06859
0.52084	0.12962	0.49216	-0.06086
0.56764	0.12354	0.53971	-0.04984
0.61431	0.11592	0.59018	-0.03645
0.66042	0.10703	0.64307	-0.02282
0.70550	0.09715	0.69724	-0.01029
0.74904	0.08657	0.75132	0.00013
0.79053	0.07559	0.80381	0.00775
0.82943	0.06449	0.85314	0.01212
0.86518	0.05352	0.89755	0.01296
0.89719	0.04283	0.93491	0.01083
0.92504	0.03222	0.96391	0.00721
0.94908	0.02179	0.98422	0.00357
0.96943	0.01245	0.99611	0.00096
0.98554	0.00533	1.00000	0.00000
0.99621	0.00120		
1.00000	0.00000		

Para el desarrollo de las pruebas experimentales fueron construidos 3 modelos de álabe en resina poliéster, uno para cada propósito de medición. Esta decisión se fundamenta por el proceso de manufactura del álabe, del comportamiento del flujo y de la exactitud requerida en las mediciones.

El álabe para medición de capa límite es un álabe liso que no genere perturbaciones debido al proceso de manufactura, como es el caso de perturbaciones causadas por una colocación incorrecta de las tomas de presión estática. El segundo álabe es usado para la medición de la distribución de presiones, cuenta con un conjunto de tomas de presión estática distribuidas sobre el lado de presión y de succión del álabe. El tercer álabe es liso y cuenta con un conjunto de filamentos en su superficie para llevar a cabo la visualización de flujo cercano al álabe.

### Álabe y dispositivo para la medición de capa límite.

Este álabe fue construido para medir los perfiles de velocidad de capa límite, (figura 3.3). Está provisto de un dispositivo que permite desplazar la sonda de hilo caliente en la dirección normal a la superficie en un punto del álabe.

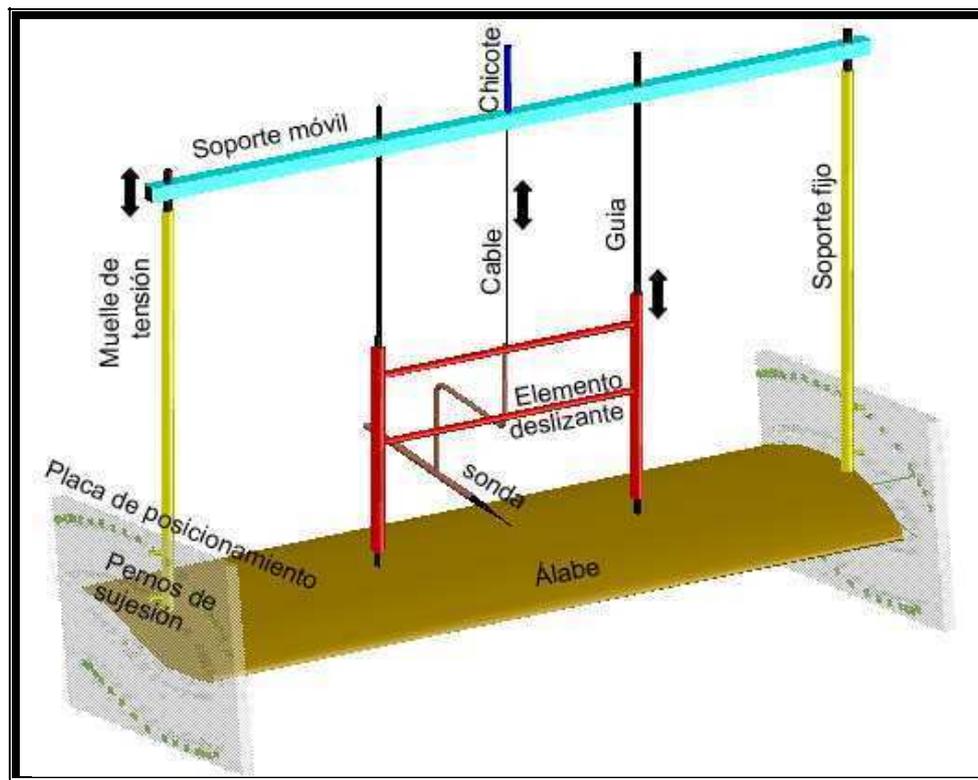


Figura 3.3 Álabe y dispositivo de posicionamiento para medir capa límite.

La sonda está montada en un elemento deslizante que se desplaza sobre las dos guías atornilladas al soporte móvil. Las guías se posicionan normales a la superficie en un punto del álabe a través de la placa de posicionamiento y de los pernos de sujeción del soporte fijo. La placa de sujeción consta de un conjunto de pares de barrenos orientados  $90^\circ$  con la superficie del álabe. En estos barrenos se insertan los dos pernos del soporte fijo quedando éste desplazado  $90^\circ$  con respecto de la superficie del álabe para cada posición de medición.

Un total de 35 pares de barrenos desplazados  $90^\circ$  de la superficie del álabe se encuentran distribuidos sobre el lado de succión y de presión. Los resortes de tensión sirven para presionar las guías y mantenerlas sobre la superficie del álabe para evitar que sean arrastradas por el flujo.

El desplazamiento de la sonda se realiza por el sistema de posicionamiento a través del cable unido al elemento deslizante. El elemento deslizante esta unido a las guías por dos muelles que tienen la función de regresar la sonda a su posición inicial, (cerca de la pared del álabe), después de cada barrido de velocidad.

La figura 3.4 muestra el modelo para la medición de los perfiles de capa límite instalado en la sección de pruebas del túnel de viento, junto a un acercamiento de la sujeción del sistema de posicionamiento con el álabe y la posición mínima de la sonda con el álabe.

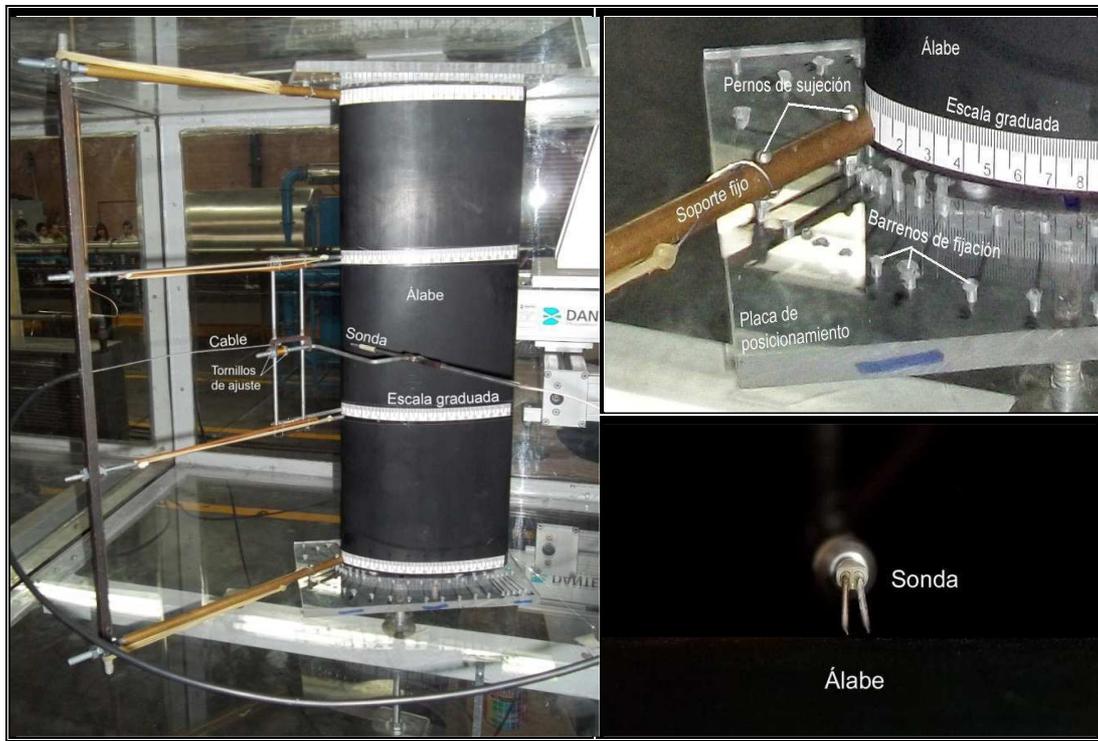


Figura 3.4 Montaje del álabe para medición de capa límite.

El barrido de los perfiles de velocidad se realizó en la dirección normal a la superficie del álabe en una longitud de 15 mm en intervalos de 0.1 mm. La separación mínima a la pared del primer punto de medición fue aproximadamente de 0.2 mm, como lo muestra la figura 3.5.

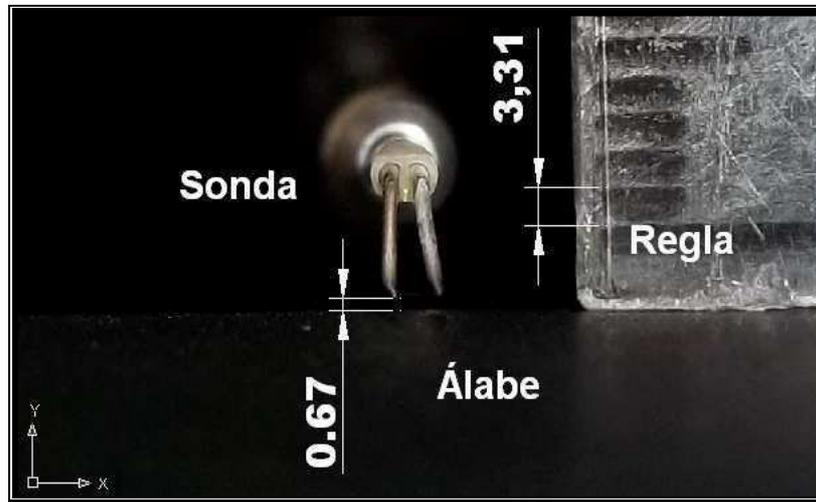


Figura 3.5. Separación mínima de la sonda a la pared del álabe.

La figura 3.5 muestra la separación mínima de la sonda con la pared. Las dimensiones de la figura fueron trazadas en AUTOCAD, la longitud de un milímetro de la regla fue de 3.31, y la separación de la sonda al álabe fue de 0.61, por lo que la distancia mínima a la pared es:

$$\text{Distancia mínima de la pared a la sonda} = \frac{1\text{mm}}{3.31} * 0.67 = 0.202\text{mm}$$

Las mediciones de los perfiles de velocidad de capa límite se desarrollaron en los mismos puntos donde se ubicaron las tomas de presión estática. La figura 3.6 muestra los puntos de medición de capa límite en el perfil probado. Cada punto está identificado por el número correspondiente y la letra "s" que significa que el punto está sobre el lado de succión del álabe. Los puntos donde se realizaron barridos de los perfiles de velocidad están marcados en negritas.

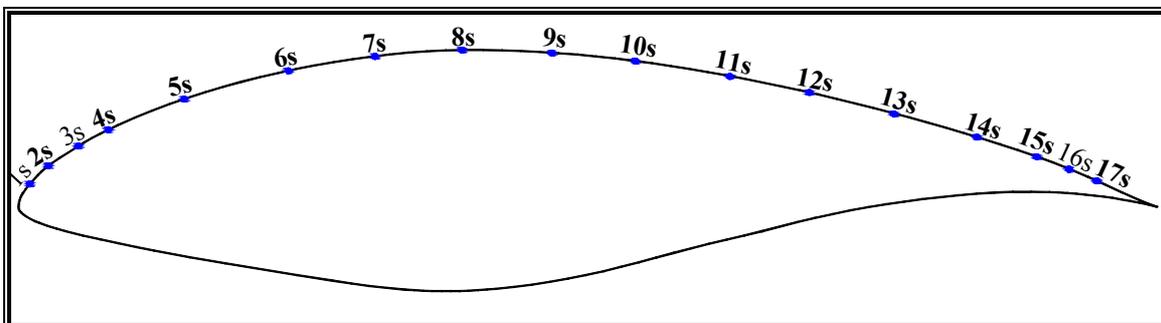


Figura 3.6. Puntos de medición de capa límite.

### Álabe para medición de distribución de presiones.

El álabe cuenta con un total de 35 tomas de presión estática, 17 tomas de presión sobre el lado de succión, 17 tomas de presión sobre el lado de presión y una toma en el borde de entrada. La figura 3.7 muestra la distribución de las tomas de presión en el perfil aerodinámico S830.

La localización de las tomas de presión estática se hizo tomando en cuenta los datos numérico de distribución de presión [7], colocando más cerca las tomas de presión en las zonas de inflexión de la presión sobre el álabe, en los bordes de entrada y de salida y en la región del máximo espesor del perfil.

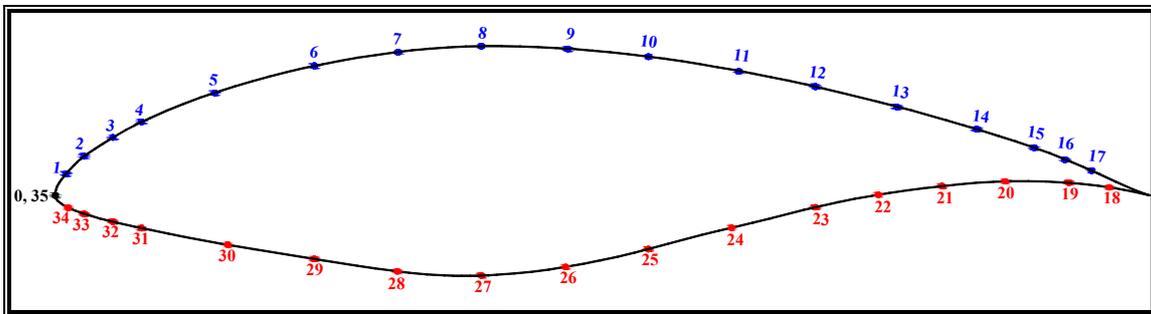


Figura 3.7 Localización de las tomas de presión estática.

Para evitar perturbaciones de flujo entre las tomas de presión estática, éstas fueron ubicadas  $45^\circ$  respecto a la dirección del flujo en el plano descrito por la cuerda del álabe. La figura 3.8 muestra la ubicación de las tomas de presión estática dentro del álabe.

El diámetro de las tomas de presión es de 0.4 mm, las tomas de presión estática están desplazadas  $90^\circ$  respecto a la superficie. La profundidad mínima de las tomas de presión con respecto a la superficie del álabe están localizadas en el borde de salida y es de cinco veces su diámetro (2 mm).

Cualquier perturbación sobre las líneas de corriente debida a una mala colocación de la toma de presión no afectará a la próxima porque ésta se encuentra desplazada axialmente de la primera donde las líneas de corriente aún no son perturbadas (figura 3.8b y c). Las tomas de presión de la 1 a la 4 están desplazadas  $60^\circ$  con respecto a la cuerda, las demás están a  $45^\circ$  (figura 3.8b). Cada toma de presión está conectada a una manguera de plástico y es llevada hasta un extremo del álabe para realizar su conexión con el banco de manómetros (figura 3.8a).

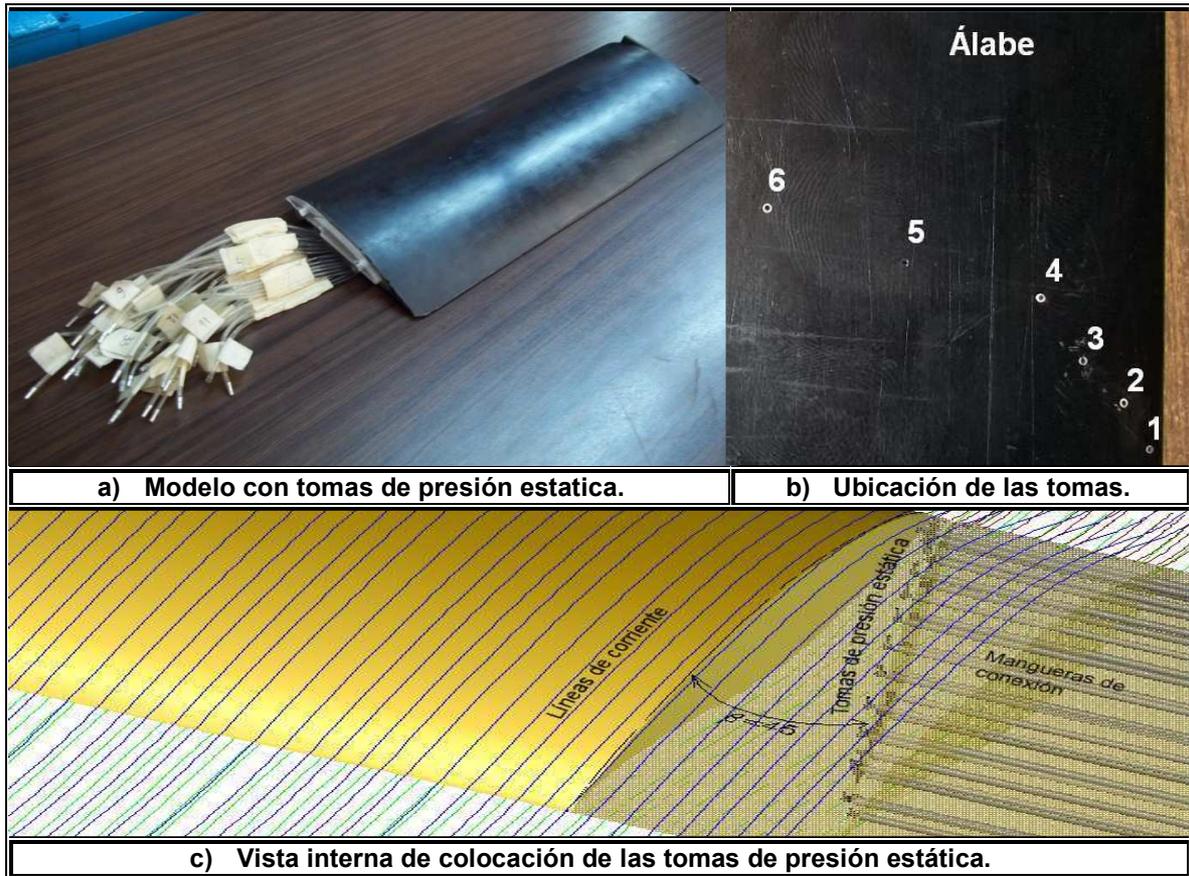


Figura 3.8 Tomas de presiones desalineadas respecto a la dirección del flujo

### Álabe para visualización de flujo (técnica de hilos flexibles).

La técnica de visualización por hilos flexibles consiste en observar el comportamiento de los hilos sobre la superficie del álabe. Para este trabajo, el objetivo principal de esta técnica es localizar el punto de separación de flujo. Este es ubicado en el lugar donde los hilos se separan de la superficie del álabe y comienzan a moverse en direcciones distintas al flujo principal.

La figura 3.9 muestra el modelo usado para visualización de flujo por la técnica de hilos flexibles que se empleó para obtener el punto de separación de flujo. Sobre la superficie del álabe se colocaron 20 filas de hilos flexibles de poliéster de 2 cm de longitud. Las escalas graduadas de la figura 3.9 se emplearon para ubicar el punto de separación de flujo.



Figura 3.9. Álabe para visualización de flujo.

### 3.1.3 Sistema de anemometría de hilo caliente.

El sistema de anemometría de hilo caliente cuenta con los siguientes elementos:

1. Sondas de hilo caliente
2. Tarjetas de adquisición de datos,
3. Unidad de calibración, y
4. Computadora.

La figura 3.10 muestra el esquema general del sistema de hilo caliente.

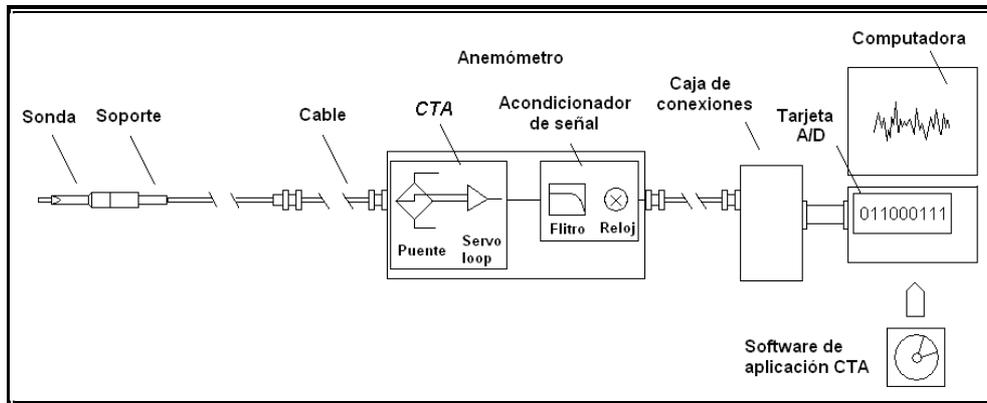


Figura 3.10 Esquema del sistema de hilo caliente [7].

El componente principal del sistema de hilo caliente es el puente de Wheatston, un circuito eléctrico utilizado para la medición de impedancias a través de un arreglo de cuatro resistencias, (figura 3.11).

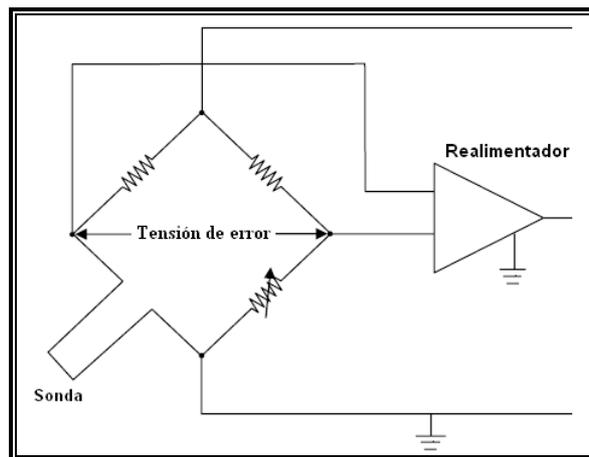


Figura 3.11 Puente de Wheatston [7].

La sonda de hilo caliente actúa como una resistencia, las variaciones en la temperatura del filamento de la sonda modifican su resistencia eléctrica, estas variaciones cambian la tensión del puente de Wheatston.

La tensión de error es convertida en una señal analógica por el realimentador y es enviada al acondicionador de señal. Finalmente ésta señal es procesada por la Tarjeta A/D para ser interpretada como una lectura de velocidad.

El proceso se inicia desde la computadora, donde a través del software de aplicación se da la orden al sistema de adquisición de datos para efectuar alguna tarea. Las tareas pueden ser de calibración o de medición de velocidades a través de la sonda de hilo caliente.

### Sondas de hilo caliente.

Las sondas de hilo caliente son transductores termoeléctricos usados para medir velocidades de flujo en gases. Su elemento principal es un filamento por donde circula una corriente eléctrica para producir calor por efecto Joule. El calor producido es disipado por la corriente de fluido en contacto con el filamento, este proceso disminuye la resistencia eléctrica del filamento dando lugar a que el sistema realimentador aumente la corriente eléctrica por el filamento para mantener constante su temperatura. El proceso descrito modifica la tensión de error en función de la velocidad del flujo, esta correlación es usada para obtener una lectura de velocidad de la corriente de fluido.

Las sondas de hilo caliente tienen distintos diseños de acuerdo a las componentes de velocidad que se requiera medir, las condiciones del flujo y la geometría del sistema. La figura 3.12 muestra algunos diseños de sondas de hilo caliente para medición de velocidad en gases (para 1, 2 y 3 componentes de velocidad), las dimensiones del filamento son normalmente de 5  $\mu\text{m}$  de diámetro y 1.25 mm de longitud.

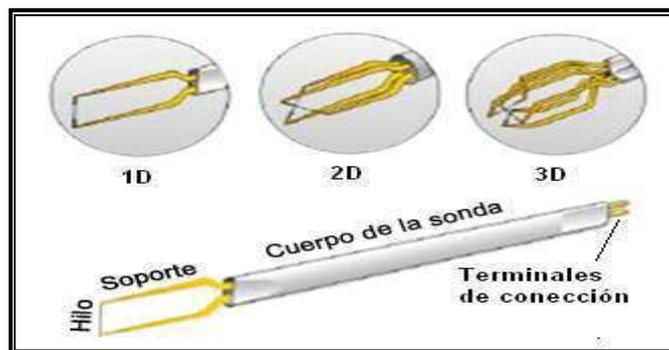


Figura 3.12 Diseños de sondas de hilo caliente.

Las sondas de hilo caliente utilizadas para el propósito de esta tesis fueron:

- La sonda 55P11, es recta con el filamento perpendicular a su eje de simetría y ubicado sobre ella. Es utilizada para la medición de velocidad media y fluctuaciones de velocidad en corriente libre, comprende un intervalo de velocidades de 0.02 m/s a 500 m/s. Su posición frente al flujo es paralelo a su eje de simetría.
- La sonda 55P15, está diseñada para medir capa límite, el sensor esta desplazado de su eje de simetría, esto permite un mejor acercamiento a la pared y disminución de la perturbación del flujo, comprende un intervalo de velocidades de 0.2 m/s a 500 m/s. Su posición es normal a la superficie del cuerpo sujeto a la prueba, (figura 3.13).

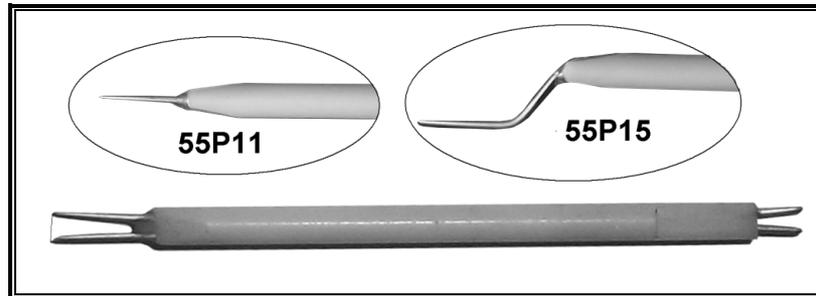


Figura 3.13 Sondas de hilo caliente de propósito general (55P11) y capa límite (55P15).

### Tarjeta de adquisición de datos.

La tarjeta de adquisición de datos cuenta con tres módulos que corresponden a las tres componentes de velocidad. Cada módulo está compuesto por un puente de Wheatstone, un retroalimentador y un acondicionador de señal.

La frecuencia de muestreo está limitada por el filtro del acondicionador de señal, teniendo un valor máximo de 300 kHz. Esta frecuencia es suficiente para obtener un valor exacto de la velocidad media y de la turbulencia de flujo de un fluido, además de que supera a otras técnicas de anemometría como velocimetría por imágenes de partículas (PIV por sus siglas en inglés) y anemometría laser Doppler (LDA por sus siglas en inglés).

### Unidad de calibración.

La unidad de calibración es un dispositivo que controla la velocidad de un chorro de aire proveniente de una fuente presurizada en un intervalo de 0.7 MPa a 0.9 MPa. La velocidad del chorro es controlada por una servo válvula de acuerdo a la orden que reciba del módulo de calibración. Además de la válvula se cuenta con cuatro toberas de diferentes tamaños para expandir el intervalo de velocidades de calibración, de acuerdo a la tabla 3.2.

Tabla 3.2. Intervalo de velocidades de las toberas de calibración.

Tobera	Sección transversal (mm <sup>2</sup> )	Intervalo de velocidad (m/s)
I	1400	0.2-0.5
II	120	0.5-60
III	60	5-120
IV	20	5-1Mach

La unidad de calibración cuenta con sensores de monitoreo de temperatura y presión para permitir al modulo de calibración controlar las ordenes de apertura o cierre de la servo-válvula. La figura 3.14 muestra la unidad de calibración para gas, empleada para la calibración de cualquier diseño de sonda de hilo caliente.

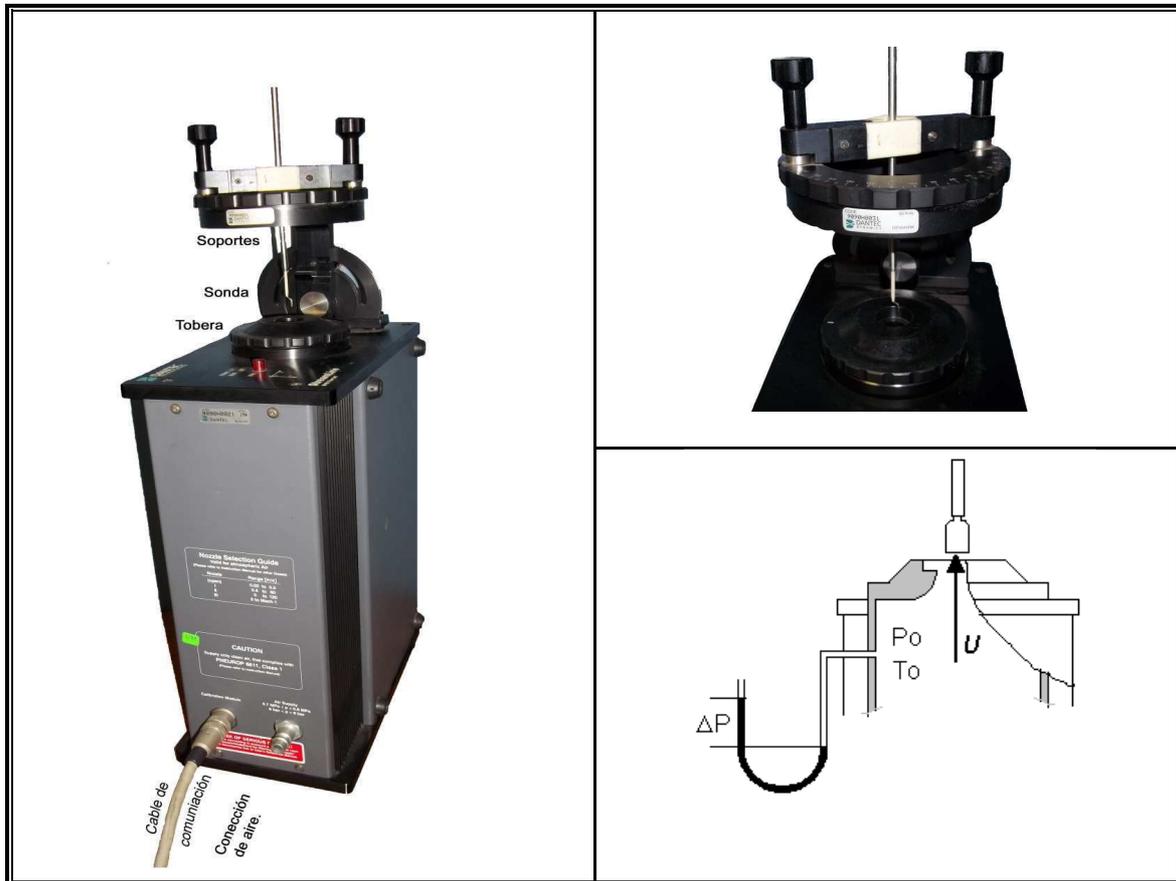


Figura 3.14 Unidad para calibración de velocidad.

El soporte que sostiene la sonda cuenta con tres grados de libertad angulares que permiten la orientación adecuada de la sonda de frente al chorro de aire para obtener el mejor resultado de calibración de acuerdo al diseño de ésta.

### 3.1.4 Sistema de posicionamiento.

El sistema de posicionamiento comprende dos elementos, el brazo robótico y el modulo de control. El modulo de control es ordenado por el mismo software utilizado para el CTA, el proceso se lleva a cabo desde que la matriz de desplazamiento es programada. Después de terminada la corrida experimental el software se encarga de obtener los datos de velocidad y desplazar el brazo a la posición programada.

El brazo robótico que se muestra en la figura 3.15 es el medio que sirve para producir los barridos de velocidades a través de un matriz de desplazamiento que se programa desde la computadora. El brazo robótico tiene movimiento tridimensional, los desplazamientos máximos en los tres ejes son de 59 cm en los ejes "x" y "y", y de 69 cm en el eje "z". El desplazamiento mínimo del barrido que puede hacer el brazo robótico es de 12.5  $\mu\text{m}$  en los ejes "x" y "y", y 6.25  $\mu\text{m}$  en el eje "z".



**Figura 3.15 Brazo robótico.**

### **3.1.5 Banco de manómetros.**

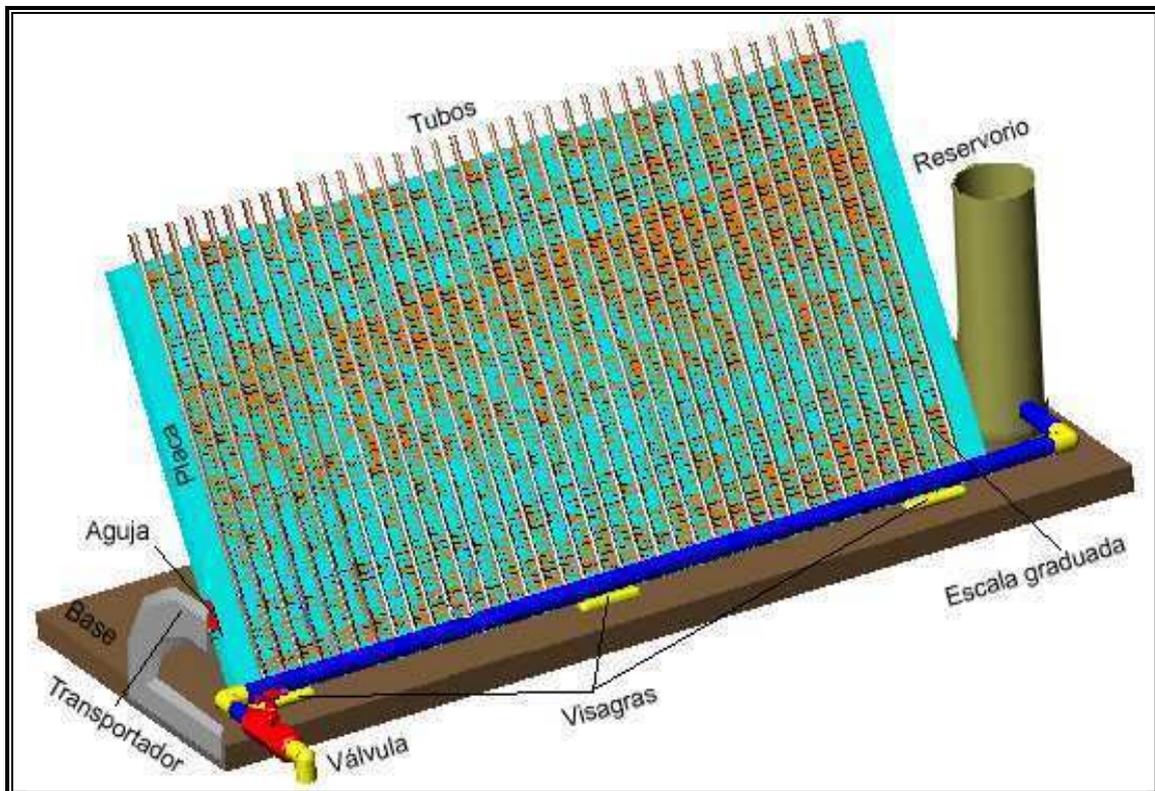
La medición de distribución de presiones en el álabe se realizó con el banco de manómetros mostrado en la figura 3.16. Este es capaz de medir diferencias de presión pequeñas debido a su capacidad de cambiar su ángulo de inclinación.

El banco de tubos consiste de una placa que soporta 40 tubos de plástico. Por un extremo todos los tubos están conectados a otro más grueso de alimentación principal como se muestra en la figura 3.16.

Por la naturaleza de las presiones estáticas sobre un álabe se espera obtener columnas de presión negativas en el lado de succión y columnas de presión

positivas en el lado de presión, esto crea un equilibrio entre el fluido absorbido por las columnas negativas con el fluido desplazado por las columnas positivas. El resultado es un banco de manómetros que no necesita una gran cantidad de fluido de trabajo para operar en comparación con los manómetros de tipo inclinado.

El banco de manómetros cuenta con un reservorio para suministrar fluido manométrico cuando las columnas de presión no sean capaces de desplazar suficiente líquido hacia las columnas negativas. El reservorio es libre de desplazarse verticalmente para mantener las columnas de presión dentro de la escala graduada.



**Figura 3.16 Banco de manómetros.**

La placa que soporta a los manómetros está montada sobre tres bisagras que le permiten posicionarse entre  $0^\circ$  a  $90^\circ$ . Esto permite hacer más exactas las lecturas de diferencias de presiones pequeñas. El ángulo de inclinación es medido por un transportador ubicado en un extremo de la placa.

### 3.2 Metodología experimental.

La figura 3.17 muestra el proceso general del desarrollo experimental.

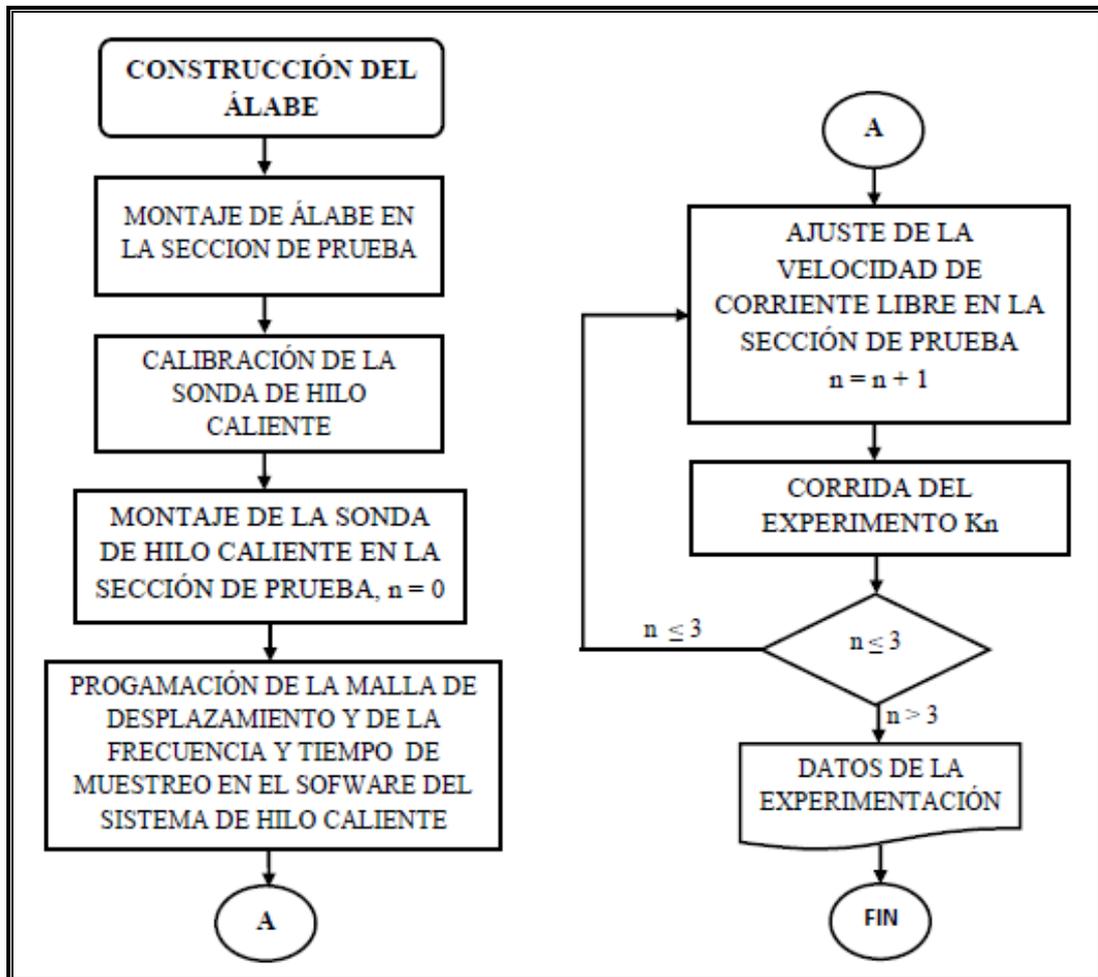


Figura 3.17 Metodología general usada en las pruebas experimentales.

Un parámetro importante a tomar en cuenta durante el desarrollo de algún experimento mediante anemometría por hilo caliente es la temperatura ambiente. Debido al principio de funcionamiento del hilo caliente puede dar lecturas de velocidad erróneas cuando el incremento de la temperatura de la corriente de aire es significativa, esto es, si la temperatura es menor que la de calibración, la lectura de velocidad será mayor a la correcta, y viceversa.

Un aspecto importante es monitorear la temperatura ambiente durante los experimentos a través de la estación meteorológica del laboratorio, esto permite tomar una decisión para volver a hacer una nueva calibración de velocidades. El

error de la lectura de velocidad es aproximadamente 2% por cada grado que cambie temperatura con respecto la condición de calibración [7].

Además de la temperatura, las variaciones de presión y humedad relativa afectan las mediciones de velocidad, no obstante representan un error despreciable y puede no tomarse en cuenta, ambas representan un error inferior al 1% [7]. Por otra parte, la orientación de la sonda en la sección de pruebas es de gran importancia para disminuir los errores de medición que pueden superar los mencionados anteriormente si ésta es desviada de su posición correcta.

Es importante realizar el montaje experimental antes de iniciar el proceso de calibración, esto permitirá evitar repetir tal proceso debido a algún cambio de la temperatura ambiente. La programación de la frecuencia y tiempo de muestreo es otro parámetro importante que se debe tomar en cuenta para obtener datos promedio exactos, esto se logra haciendo una elección acertada del valor de la frecuencia y del tiempo de muestreo dependiendo que se requiera calcular.

Para obtener el nivel de turbulencia se requiere de frecuencias de captura altas, la máxima del sistema, mientras que para hallar valores promedios de velocidad es necesario un tiempo de muestreo largo. De acuerdo a los resultados de Rosas [13] en un análisis de la influencia del tiempo y frecuencia de muestreo en el nivel de turbulencia encontró que el error cometido en las pruebas permanece prácticamente constante cuando la frecuencia de muestreo se mantiene por arriba de 10kHz y 10 s de muestreo.

En base a estas consideraciones, la frecuencia y tiempo para el desarrollo de este trabajo se mantuvo en 20 kHz a 15 s de muestreo con el objeto de minimizar el tiempo de experimentación y de cómputo. A continuación se describe el procedimiento para cada uno de ellos.

### **3.2.1 Separación de flujo.**

La distancia del punto de separación de flujo se realizó mediante visualización de flujo. El método seguido para la medición de la posición del punto de separación de flujo se muestra en la figura 3.18.

El método de hilos flexibles fue usado para la medición de la distancia de separación de flujo, de acuerdo a la metodología de Yang [17]. El álabe es montado en el centro de la sección de pruebas como se muestra en la figura 3.15, está montado sobre un soporte que permite medir el ángulo de ataque con una exactitud de 0.5°.

La técnica de hilos flexibles se apoya del uso de una cámara fotográfica para registrar la orientación de los hilos en un instante dado, donde el punto de separación de flujo se ubica en el lugar donde la fila de hilos se desalinea de los anteriores.

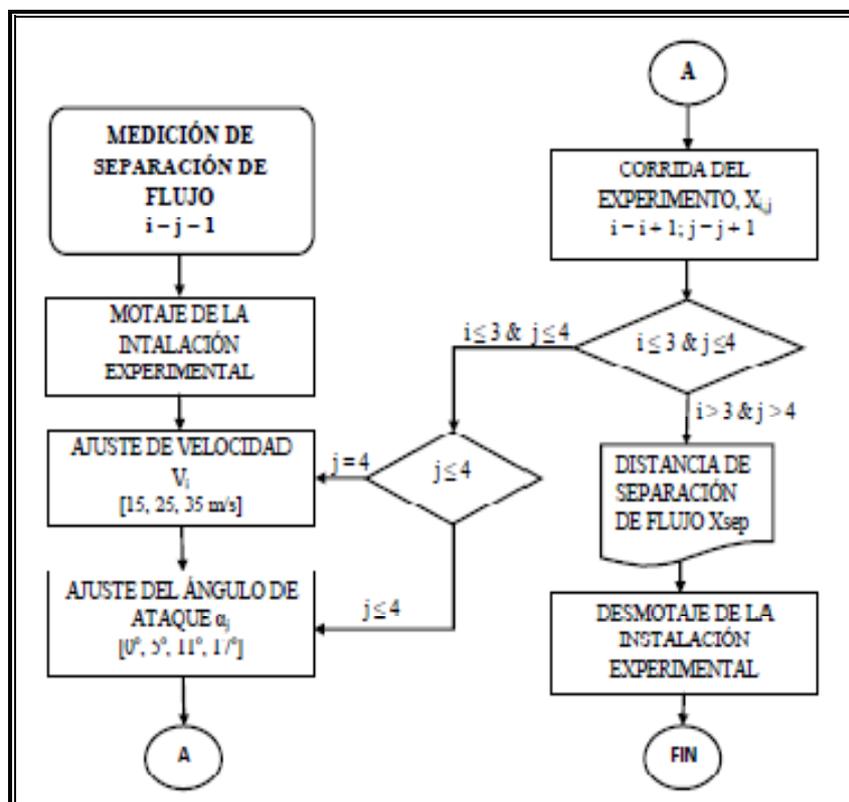


Figura 3.18 Visualización de flujo.

Para una mejor claridad de las fotografías, la sección de pruebas es iluminada por sus lados superior e inferior y la cámara es ubicada con su lente perpendicular al eje de rotación del álabe, como se muestra en la figura 3.19.

La experimentación empieza fijando la primera condición de flujo dentro de la sección de pruebas ( $Re_1, \tau_1$ ), a partir de ésta, el ángulo de ataque del álabe se fija en  $\alpha_1$ , el ángulo es medido con el transportador fijo al eje, posteriormente se toman dos a más fotografías sobre el álabe de manera que se tengan varios momentos del comportamiento de los hilos como base de comparación. La condición de flujo se mantiene constante dentro de la sección de pruebas y se repite el mismo procedimiento para los demás ángulos de ataque de la matriz experimental.

Los tiempos de experimentación se reducen notablemente cuando la condición de flujo dentro de la sección de pruebas se mantiene constante para todos los

ángulos de ataque. Como se muestra en el diagrama de flujo de la figura 3.18, los cuatro ángulos de ataque son cambiados durante la misma condición de flujo.

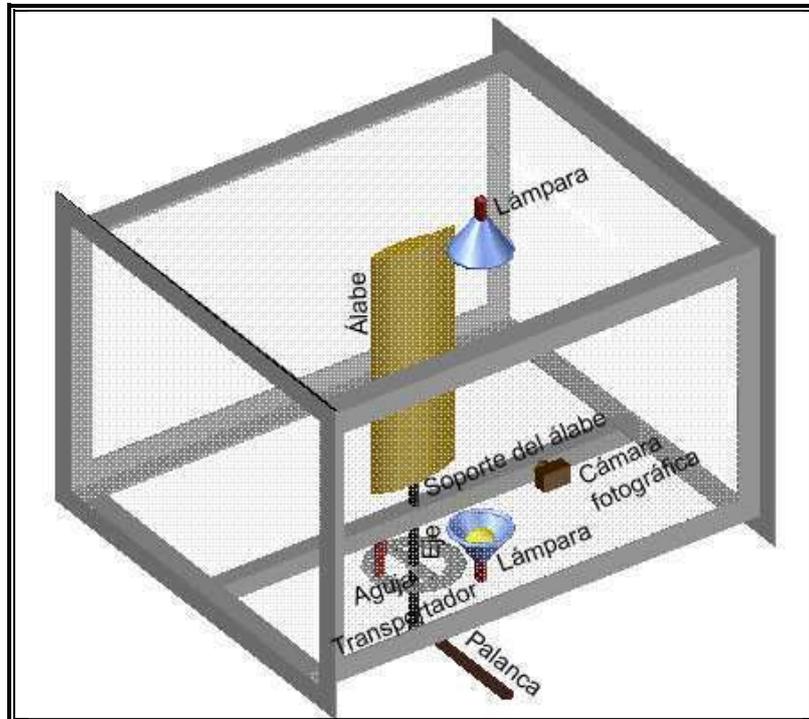


Figura 3.19 Montaje del modelo usado en la medición de separación de flujo.

### 3.2.2 Medición de capa límite.

La medición de capa límite se desarrolla con el barrido de los perfiles de velocidad sobre el lado de succión del álabe en los mismos puntos donde fueron ubicadas las tomas de presión estática, esto es con el propósito de desarrollar un análisis de la influencia de la capa límite en la distribución de presiones y en los coeficientes de sustentación y arrastre.

Los barridos de los perfiles de velocidad de capa límite se desarrollaron de acuerdo a los puntos marcados en la figura 3.6. La figura 3.20 muestra el diagrama de flujo del desarrollo de la experimentación de capa límite.

De la matriz experimental, las mediciones de capa límite incluyen un total de 16 corridas experimentales, en cada corrida se desarrollan mediciones de perfiles de velocidad en todos los puntos del lado de succión mostrados en la figura 3.6.

La metodología que simplifica estas mediciones se muestra en el diagrama de flujo de la figura 3.20, una vez montada la instalación experimental y hecha la calibración, el proceso continúa variando los parámetros más fáciles de cambiar, el ángulo de ataque y la velocidad.

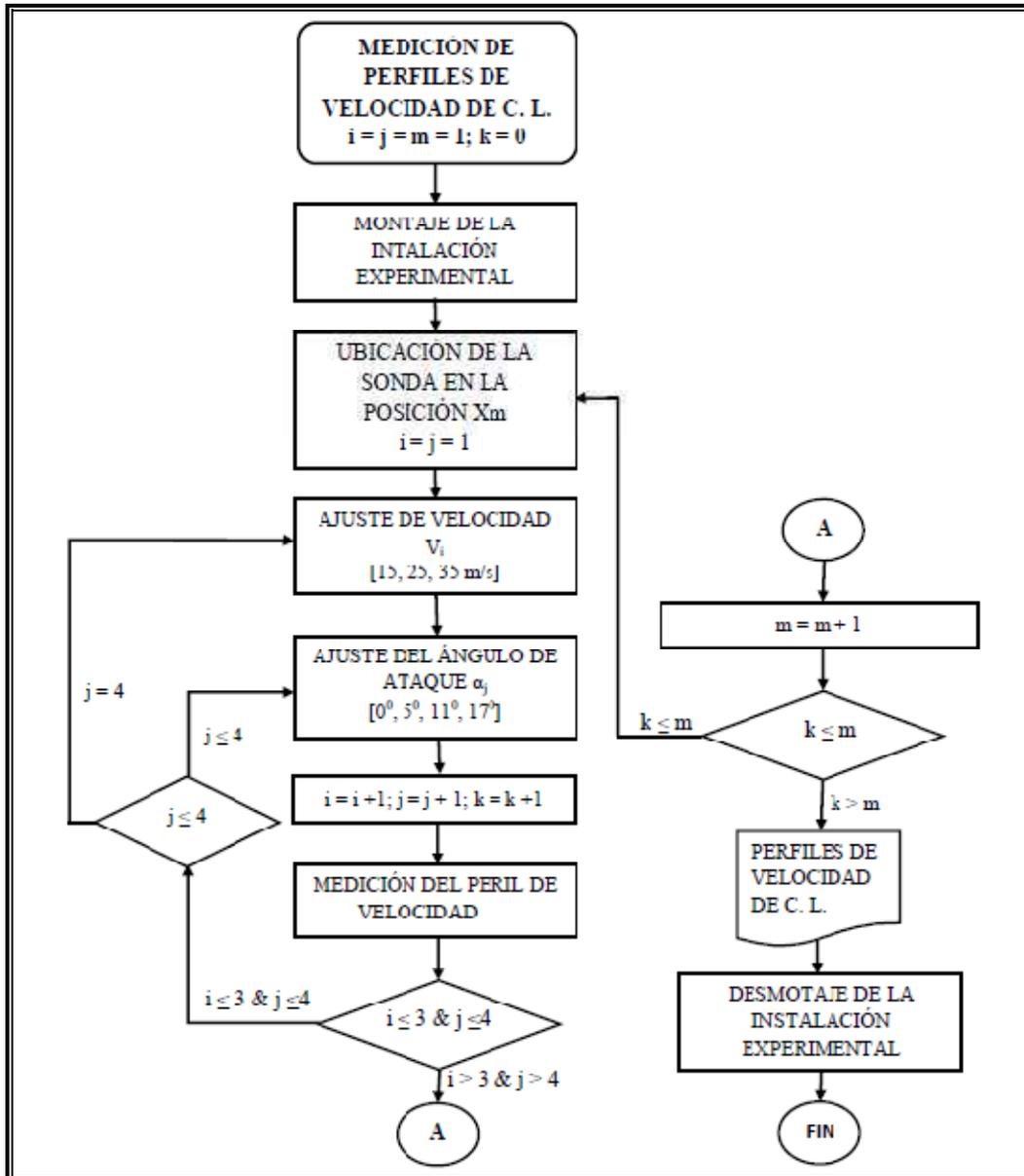


Figura 3.20 Medición de capa límite.

El primer paso para la medición de capa límite es el montaje de la instalación experimental. La figura 3.21 muestra el álabe montado en la sección de pruebas con el dispositivo de desplazamiento de la sonda de hilo caliente. El álabe está sujeto en la sección de pruebas mediante un eje provisto de un transportador para medir el ángulo de ataque  $\alpha$  y un indicador de aguja, el ángulo de ataque es

medido tomando como referencia la dirección del flujo de corriente libre y la cuerda del álabe. El desplazamiento de la sonda se realiza en conjunto con el dispositivo de desplazamiento, el cable y el brazo robótico, (figura 3.3). El brazo robótico se desplaza verticalmente y transmite su movimiento al dispositivo de desplazamiento de la sonda de hilo caliente a través del cable y el chicote como se muestra en la figura 3.21.

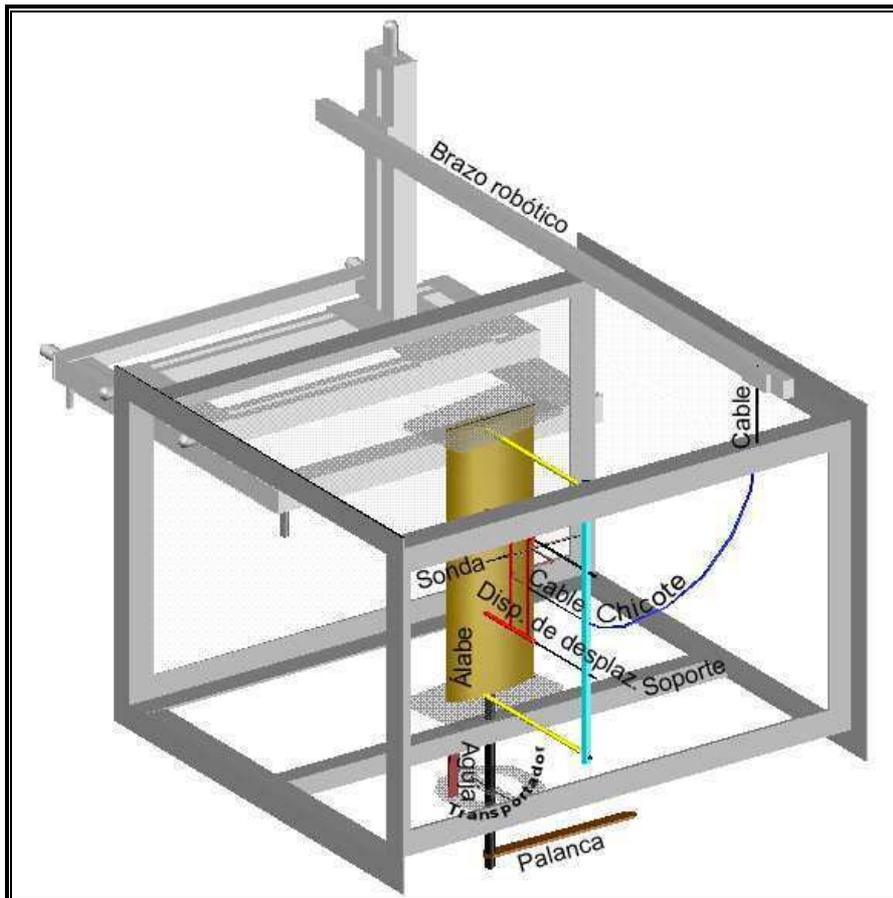


Figura 3.21 Montaje experimental para la medición de capa límite.

El segundo paso consiste en establecer la primera condición de corriente libre ( $U_1$  y  $\tau_1$ ) y fijar el primer ángulo de ataque  $\alpha_1$ . El ángulo de ataque es el parámetro más fácil de cambiar, por lo que las corridas siguientes se hacen variando el ángulo de ataque hasta completar los cuatro ángulos de la matriz experimental manteniendo el mismo nivel de turbulencia y de velocidad, figura 3.20.

El segundo parámetro fácil de variar es la velocidad. La velocidad es cambiada después de completar los cuatro ángulos de ataque, el proceso se repite hasta haber medido todos los perfiles de velocidad en primer punto de la figura 3.6 en todas las condiciones mostradas en la matriz experimental para el primer nivel de turbulencia.

El proceso descrito anteriormente se realiza para todos los demás puntos sobre el álabe. Una vez finalizadas todas las mediciones de los perfiles de velocidad en todos los puntos, se agrega un nuevo elemento a la sección de pruebas, un dispositivo de generación de turbulencia. Con el nuevo nivel de turbulencia en la sección de pruebas el proceso se repite de acuerdo al diagrama de flujo de la figura 3.20.

### **3.2.3 Medición de distribución de presiones.**

La medición de distribución de presiones es empleada para calcular el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico. La figura 3.19 muestra parte de la instalación experimental usada en esta prueba. El álabe es montado sobre un eje dispuesto de un transportador para medir el ángulo de ataque, todas las tomas de presión del álabe son conectadas al banco de manómetros.

Una vez iniciada la prueba, el banco de manómetros deberá colocarse a  $90^\circ$  para evitar que la columna de líquido generada por la presión rebase la escala del manómetro. De acuerdo al intervalo de presión al que esté sometido el álabe, habrá que inclinar el banco de manómetros a un ángulo donde la presión máxima y mínima estén en el límite de la graduación para obtener siempre la mejor sensibilidad del instrumento a la hora de tomar las lecturas de presión.

El procedimiento para la medición de la distribución de presión consiste en someter el álabe a las condiciones propuestas en la matriz experimental de acuerdo al diagrama de flujo mostrado en la figura 3.22. De acuerdo a la matriz experimental son necesarios un total de 16 corridas experimentales para lograr un entendimiento completo del comportamiento de la distribución de presión en el perfil aerodinámico dentro de la zona lineal.

Al igual que en los procedimientos anteriores, se elige también el mejor método que reduzca los tiempos de experimentación sin causar efectos erróneos en los datos experimentales debido a las condiciones ambientales o del proceso de experimentación.

La forma de lograrlo es variando el ángulo de ataque manteniendo constante la velocidad y la turbulencia de corriente libre. Por medio de este procedimiento se asegura que cada velocidad y nivel de turbulencia se mantienen constantes para los cuatro ángulos de ataque.

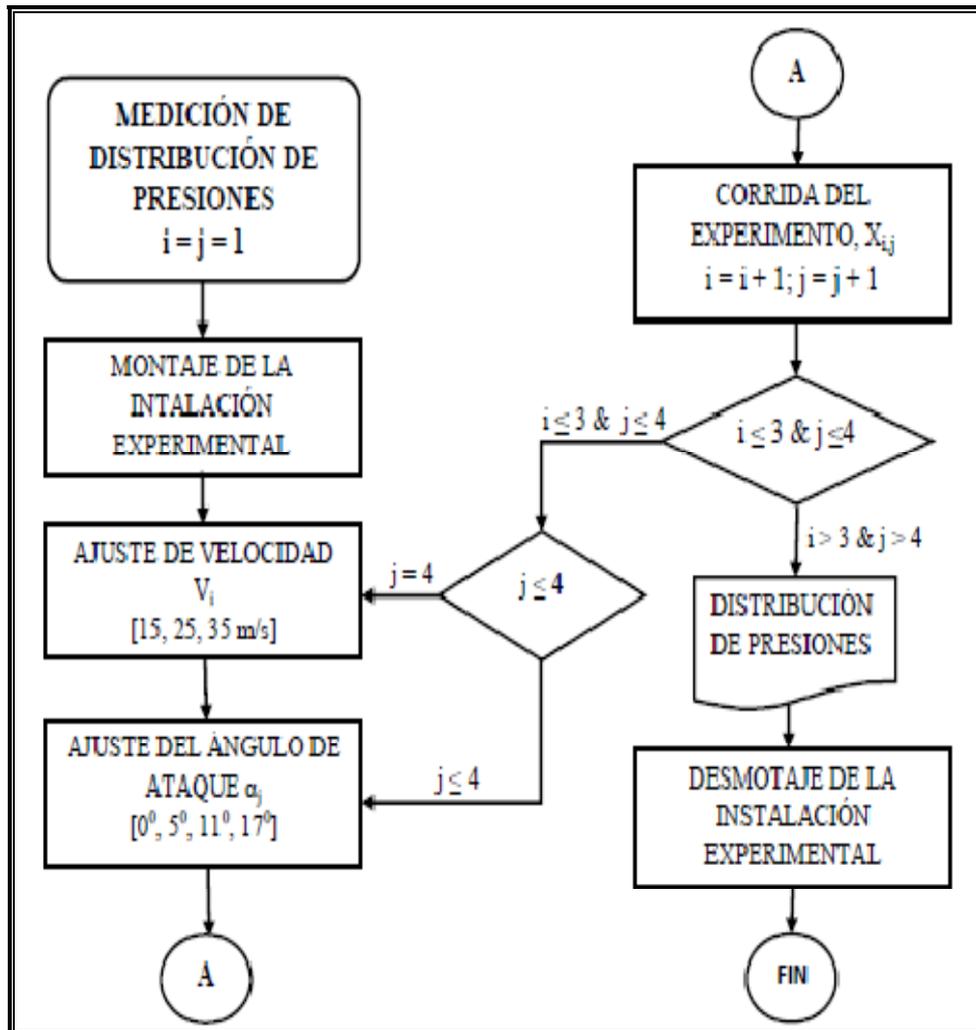


Figura 3.22 Diagrama de medición de distribución de presiones.

Como primera etapa la velocidad del flujo dentro de la sección de pruebas se fija en  $U_1$ , y el álabe se orienta con un ángulo de ataque  $\alpha_1$ , posteriormente, se toma una fotografía al banco de manómetros para registrar las columnas de líquido obtenidas por la presión generada sobre las superficies del álabe, esta última acción permitirá reducir el tiempo de experimentación y por lo tanto el tiempo de trabajo del túnel de viento. Probados los cuatro ángulos de ataque, se realiza de nuevo el cambio de velocidad a  $U_2$  y se repite el mismo procedimiento para el cambio de los ángulos de ataque y lectura de presiones.

### 3.3 Matriz experimental.

El análisis de la influencia del espesor de la capa límite en la aerodinámica del perfil involucrará los siguientes parámetros: el nivel de turbulencia, el número de

Reynolds, el ángulo de ataque, la separación de flujo, la distribución de presiones, el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre. Se estudiará primeramente la influencia de la capa límite en la separación de flujo y la distribución de presiones sobre la superficie del álabe, analizando para distintos números de Reynolds y ángulos de ataque.

Consecuentemente se estudiará las causas que modifican el comportamiento de la capa límite, específicamente los cambios de los niveles de turbulencia de la corriente libre. Desde otra perspectiva secundaria al estudio de capa límite, se desarrollara un análisis de la influencia del desprendimiento de flujo en el crecimiento del arrastre aerodinámico.

Un parámetro importante en el estudio experimental es el número de Reynolds, este parámetro es calculado a partir de la resultante de la velocidad del viento y la velocidad tangencial de la posición radial del perfil en álabe en la turbina.

La velocidad tangencial depende de la velocidad angular de la turbina, en tanto que la velocidad angular depende del radio y de la velocidad de punta, esta no debe exceder un tercio de la velocidad del sonido para no causar inestabilidades o vibración por efectos de compresibilidad del aire. Por lo tanto, para la turbina de 50 m de diámetro para la cual fue diseñado el perfil S830 no debe superar 38 rev/mín.

Otro parámetro que influye en el número de Reynolds es la cuerda del perfil, ésta fue seleccionada de forma que no causara un efecto pronunciado en los parámetros medidos debido a las dimensiones de la sección de pruebas del túnel de viento y que además el perfil tuviera suficiente espesor para alojar las tomas de presión estática dentro de él. La longitud de la cuerda elegida de manera que no se hicieran correcciones por presencia de las paredes del túnel fue de 19 cm.

Las turbinas eólicas trabajan en ángulos de ataque pequeños, dentro de la zona lineal de los perfiles aerodinámicos (valores que en promedio van desde 0° a 15°), para este intervalo pequeño de ángulos de ataque, las variaciones de la velocidad relativa del flujo de aire con respecto al álabe son pequeñas y solo dependen de la variación de la velocidad del viento, la cual puede ir desde los 5 m/s (mínimo para el arranque), hasta los 25 m/s (velocidad máxima de seguridad).

En base a este intervalo de velocidades y tomando en cuenta las limitaciones del túnel de viento, se obtienen tres velocidades distintas para las prueba, 15 m/s, 25 m/s y 35 m/s que representan las velocidades relativas del perfil aerodinámico de una turbina eólica que gira a 38 rev/mín y tiene un diámetro de 50 m.

En cuanto a la influencia del ángulo de ataque en el desempeño aerodinámico se tomo como referencia el ángulo de ataque de mayor rendimiento aerodinámico,

11°, según el reporte de la NREL [6] para elegir los ángulos de ataque de la prueba. Estos fueron, dos ángulos dentro de la zona lineal, 0° y 5°, el ángulo de ataque de mejor rendimiento 11° y uno dentro de la región de pérdida aerodinámica 17°.

Por lo tanto, para desarrollar el objetivo de este trabajo la tabla 3.3 muestra la matriz experimental necesaria para el estudio de capa límite en el perfil aerodinámico S830.

Tabla 3.3 Matriz experimental.

MATRIZ EXPERIMENTAL													
Re		189 000				315 000				440 000			
Tu	$\alpha$	VF	CL	BV	DP	VF	CL	BV	DP	VF	CL	BV	DP
Tu <sub>1</sub>	0°												
	5°												
	11°												
	17°												
Tu <sub>2</sub>	0°												
	5°												
	11°												
	17°												

De la tabla (3.3) se observa que cada parámetro se medirá para un total de 24 condiciones distintas. La experimentación empezará con la visualización de flujo (VF) para localizar el punto de separación de flujo.

Los datos del punto de separación de flujo se emplearan para minimizar el tiempo de medición de capa límite (CL), en la región de flujo adherido se realizaran mediciones de perfiles de velocidad más cercanos sobre las tomas de presión estática y las mediciones serán más alejadas en la zona de flujo separado.

El coeficiente de arrastre se calculará a partir de las mediciones del barrido de los perfiles de velocidad en la estela del álabo (BV). La medición de distribución de presiones (DP) sobre el álabo utilizará para calcular el coeficiente de sustentación.

# ***CAPITULO IV***

---

## ***ANALISIS DE RESULTADOS***

---

#### 4.1 Punto de separación de flujo.

La figura 4.1 muestra las fotografías de visualización de flujo por el método de hilos flexibles en distintos ángulos de ataque para el álabe construido con el perfil S830. En la figura 4.1a el punto de separación de flujo se encuentra muy cerca del borde de entrada, los hilos se mueven con poca velocidad y su desviación con respecto al flujo es pequeña, por lo que es difícil determinar exactamente el punto de separación de flujo a  $0^\circ$  de ángulo de ataque. La figura 4.1b muestra la visualización a  $5^\circ$  de ángulo de ataque, la región de flujo separado es mayor que a  $0^\circ$  y el punto de separación se aprecia mejor porque el tamaño de los vórtices es mayor, lo que aumenta el movimiento de los hilos flexibles.

La figura 4.1c muestra la visualización a  $11^\circ$  de ángulo de ataque, para esta condición la región de flujo separado se ha incrementado al doble con respecto a  $0^\circ$ . En este ángulo de ataque se da un desplazamiento alternante del punto de separación de flujo, el movimiento de esta se dio 0.5 cm por arriba y por debajo de la línea marcada.

La figura 4.1d muestra la visualización a  $17^\circ$  de ángulo de ataque. Para este ángulo de ataque el álabe entra en pérdida aerodinámica debido a un incremento súbito de la región de flujo separado, el punto de separación de flujo se localiza fácilmente porque la intensidad de los vórtices es grande.

Las franja graduada sobre el álabe esta en centímetros y tiene su origen en el borde de entrada, el punto de separación de flujo se ubica en el lugar donde los hilos empiezan a perder su alineación. El inicio de la región de flujo separado se ha marcado con una línea recta sobre las figuras en el lado de succión del álabe. El punto de separación de flujo se ubicó a 19.5, 18.5, 16.5 y 9 cm medidos desde el borde de entrada para los ángulos de ataque  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $11^\circ$  y  $17^\circ$  respectivamente.

Para todas las condiciones de la matriz experimental se obtuvo el mismo comportamiento, el punto de separación se mueve hacia el borde de entrada aproximadamente en la misma proporción entre cada ángulo de ataque. La figura 4.2 muestra la gráfica del punto de separación de flujo contra el ángulo de ataque para los tres números de Reynolds de la matriz experimental y 0.5 % de turbulencia.

A  $0^\circ$ , el punto de separación de flujo se encuentra a 18.5, 19 y 19.5 cm del borde de entrada para  $Re_1$ ,  $Re_2$  y  $Re_3$  respectivamente, el incremento promedio es de 0.5 cm al pasar de un Reynolds a otro. Este incremento fue de la misma magnitud cuando se cambio el ángulo de ataque de  $0^\circ$  a  $5^\circ$  en los tres números de Reynolds.

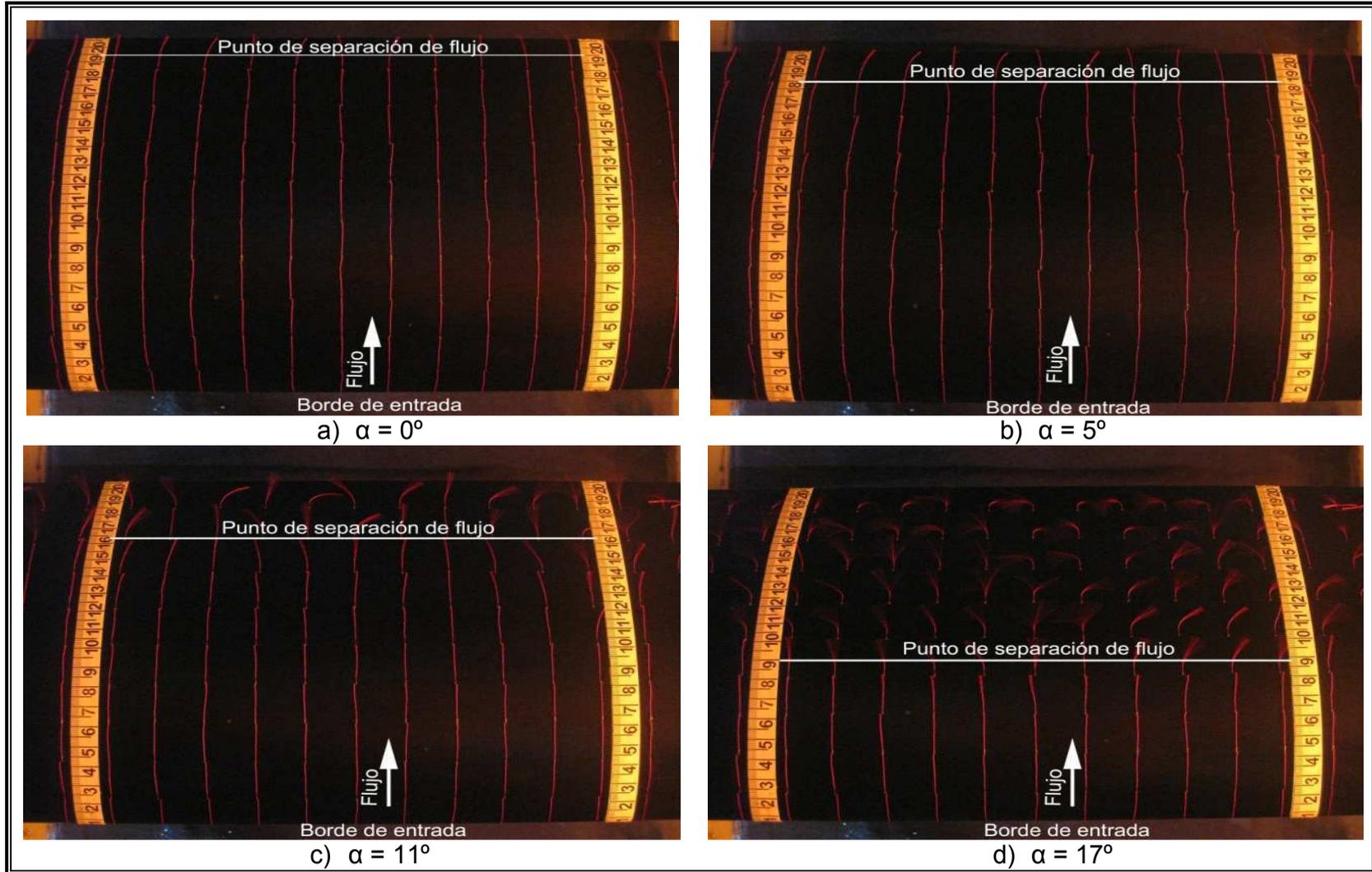
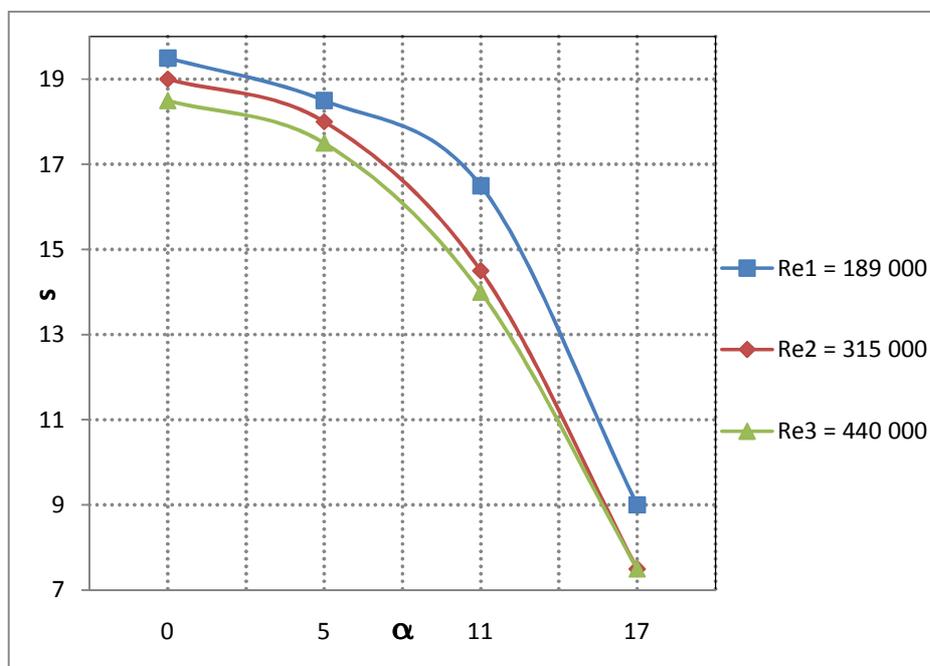


Figura 4.1. Visualización de flujo con hilos flexibles para  $Re_1 = 189\,000$ ,  $Tu = 0.5\%$ .

Se presentó una variación significativa cuando se pasó de 5° a 11°. Tomando la curva para  $Re_2$ , a 5° el punto de separación de flujo estaba a 16 cm del borde de entrada y para 11° el punto de separación se ubicó en 14.5 cm, (figura 4.2). Esto representa un incremento de 1.5 cm en la región de flujo separado sobre el lado de succión del álabe al incrementar el ángulo de ataque 6°.



**Figura 4.2. Punto de separación de flujo para  $Tu = 0.5\%$ .**

Comparando el incremento de la región de flujo separado debida al cambio en el número de Reynolds y al ángulo de ataque se encontró que el punto de separación de flujo es afectado en mayor magnitud por el ángulo de ataque. El número de Reynolds puede producir dos efectos que dependen de la geometría del perfil, la primera, puede ayudar a readherir el flujo y la segunda, produce una separación de éste. Para este perfil aerodinámico el efecto fue de separación de flujo.

Las variaciones del punto de separación de flujo con el número de Reynolds son pequeñas, del orden del 1 %, por lo que pueden considerarse despreciables en el aumento del arrastre aerodinámico del perfil debido a la región de flujo separado. La figura 4.2 muestra que incrementar el número de Reynolds retarda el punto de separación, al cambiar de  $Re_1$  a  $Re_2$  y de  $Re_2$  a  $Re_3$  disminuye la zona de flujo separado en 0.5 cm.

La figura 4.2 muestra que el incremento del número de Reynolds produce un desplazamiento del punto de separación de flujo hacia el borde de entrada, el desplazamiento no es constante sino que tiene un incremento diferente en cada condición. Esto se puede ver comparando las posiciones de las gráficas para  $Re_1$  contra la  $Re_2$  y la gráfica  $Re_2$  contra la  $Re_3$ , el cambio de posición del punto de

separación es mayor entre las dos primeras. Por lo tanto, el incremento del número de Reynolds produce un aumento de la zona de flujo separado, no obstante el aumento de esta zona se ve frenado directamente con el incremento del número de Reynolds.

La figura 4.3 muestra el punto de separación de flujo contra el ángulo de ataque para un nivel de turbulencia de 10 %. El comportamiento de la posición del punto de separación de flujo en función del ángulo de ataque y del número de Reynolds es semejante al obtenido para el primer nivel de turbulencia.

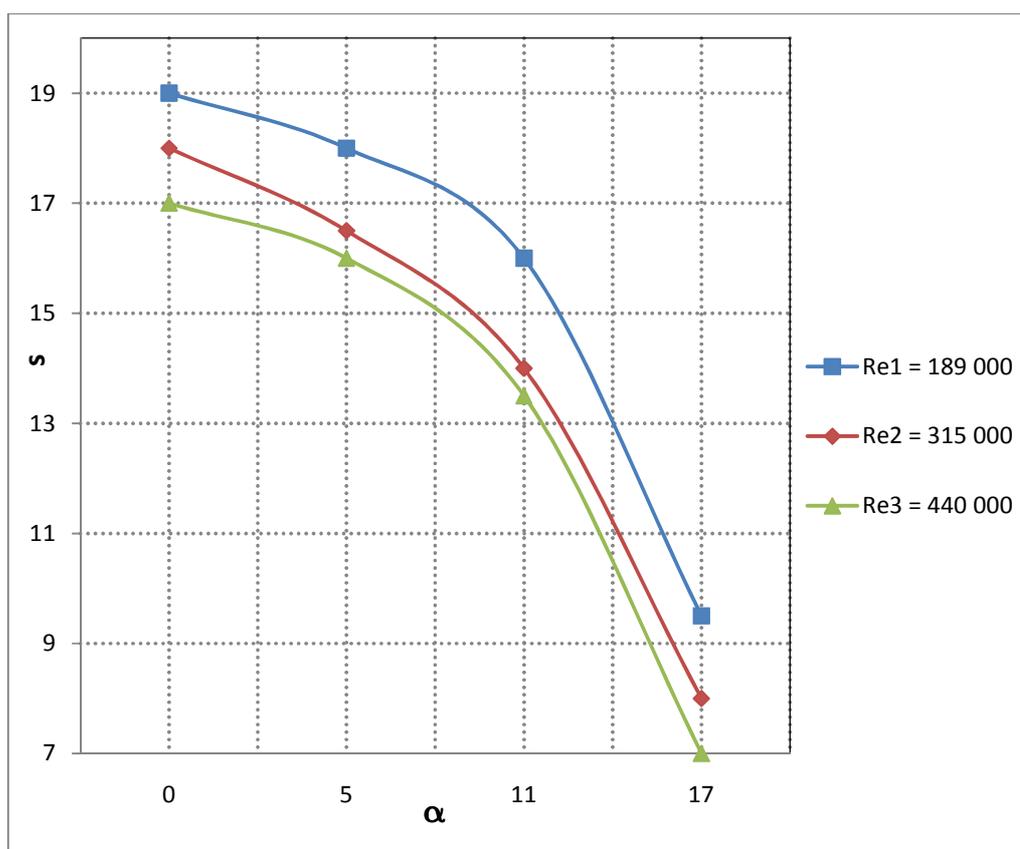


Figura 4.3. Punto de separación de flujo para  $Tu = 10\%$ .

El efecto del nivel de turbulencia retarda el punto de separación de flujo en 1.5 % para los dos ángulos de ataque mayores de la matriz experimental, no obstante, tiene un efecto contrario para los dos ángulos menores, esto se explica con la magnitud del gradiente de presión adverso de la región de flujo separado.

La figura 4.4 muestra el punto de separación de flujo para dos niveles de turbulencia, 0.5 % y 10 %. Para los ángulos de ataque 11° y 17°, la cantidad de momento lineal de una partícula en la vecindad de la pared, es pequeño debida al gradiente de presión adverso intenso característico de ángulos de ataque grandes.

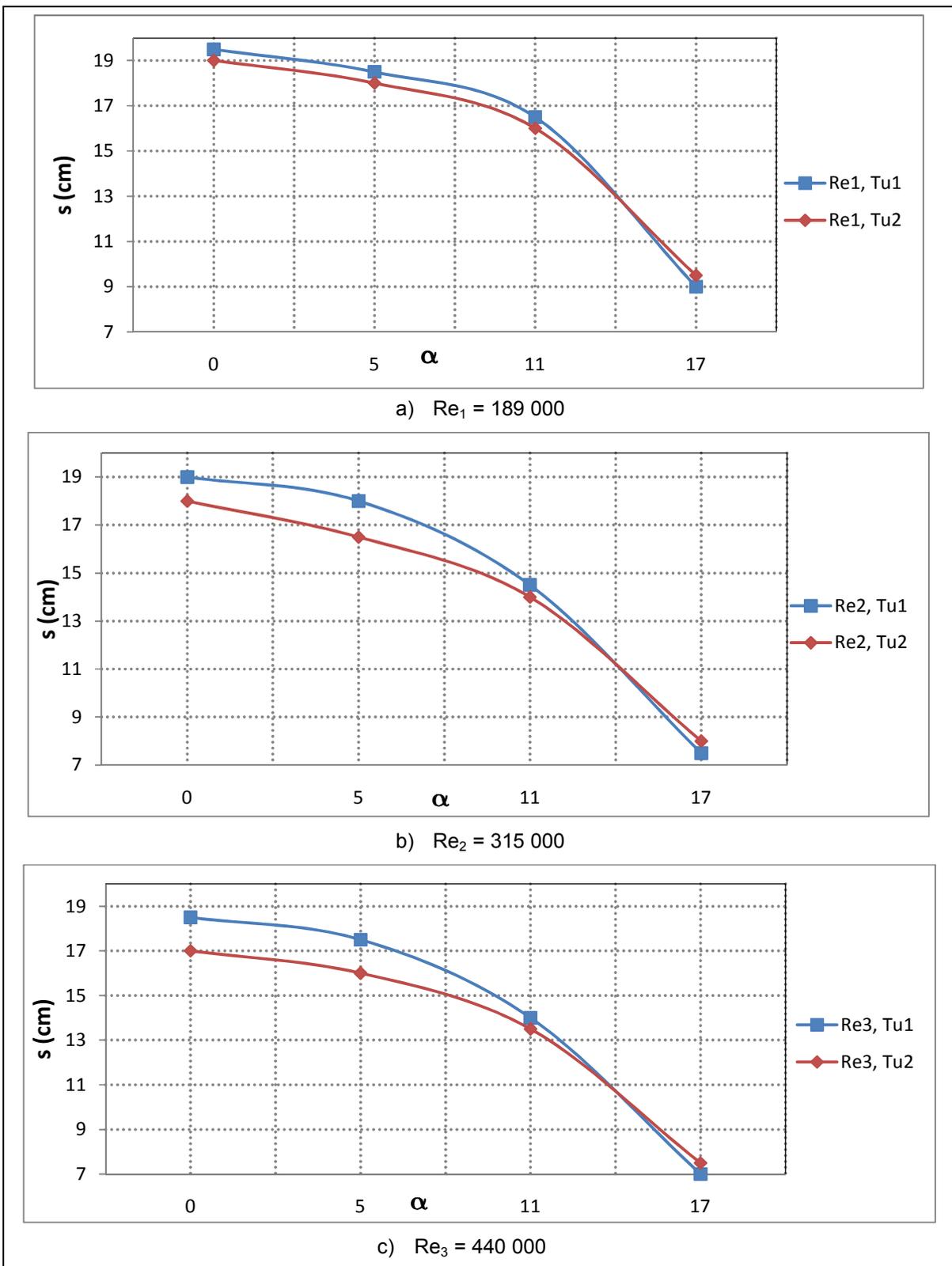


Figura 4.4. Separación de flujo influenciado con el nivel de turbulencia ( $Tu_1 = 0.5\%$ ,  $Tu_2 = 10\%$ ).

El incremento del nivel de turbulencia crea una componente de velocidad sobre esa partícula que incrementa su cantidad de momento lineal retardando su frenado total, como se muestra en la figura 4.4 para el ángulo de ataque de  $17^\circ$ , donde el punto de separación está a una distancia más alejada del borde de entrada para el nivel de turbulencia 10 %.

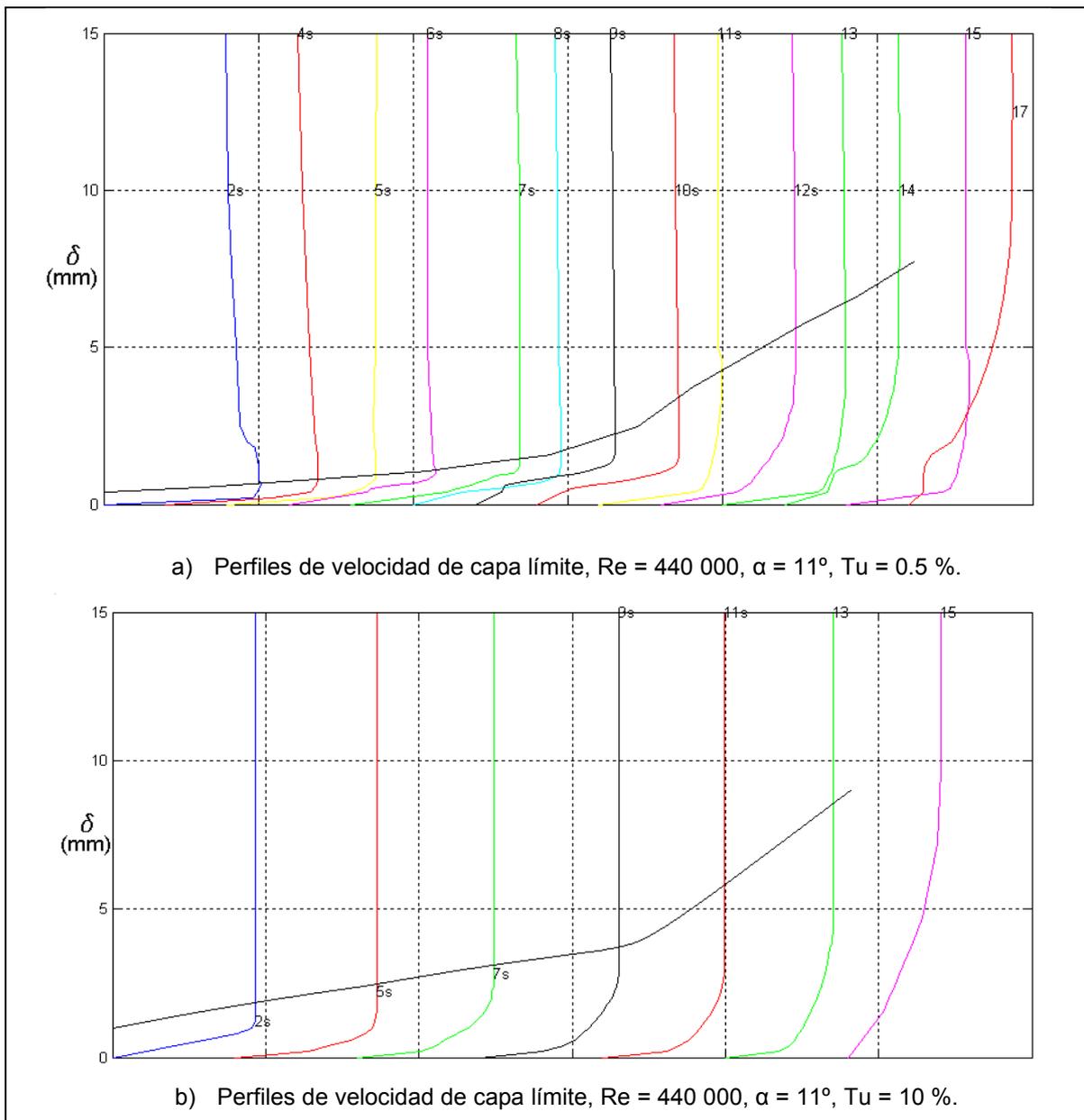
Para los ángulos de ataque  $0^\circ$  y  $5^\circ$ , el incremento del nivel de turbulencia crea una capa límite turbulenta e inestable que da como resultado una zona de transición temprana que favorece la separación de flujo. El incremento del nivel de turbulencia tiene el mismo efecto descrito anteriormente para los tres números de Reynolds, (figura 4.4). Esto es una ventaja para el perfil aerodinámico S830 porque disminuye su zona flujo separado dando lugar a una pérdida aerodinámica menor.

## 4.2 Capa límite.

La figura 4.5 muestra los perfiles de velocidad de capa límite a dos niveles de turbulencia, 0.5 % y 10 % a un Reynolds de 440 000 y un ángulo de ataque de  $11^\circ$ . El nivel de turbulencia produce un aumento del espesor de capa límite promedio del 0.65 %. El espesor de capa límite fue 0.3 mm mayor para el nivel de turbulencia de 10 %, esto se debe a movimiento desorganizado de partículas de fluido que al chocar entre sí producen un crecimiento del espesor de capa límite por transmisión de cantidad de movimiento.

El intercambio de cantidad de movimiento más fuerte entre las partículas de fluido en el nivel de turbulencia de 10% produce que las partículas más cercanas a la pared del álabe tengan velocidades mayores que en 0.5 %, esto se nota comparando las pendientes de los perfiles de velocidad cerca de la pared de las figuras 4.5a y b. La pendientes de los perfiles de velocidad de la gráfica (4.5a) son menores que las pendientes de los perfiles de velocidad de la grafica (4.5b), esto sugiere que las velocidades cerca de la pared son mayores para el nivel de turbulencia de 10 %.

El comportamiento de la capa límite en función del ángulo de ataque para los tres números de Reynolds y 0.5 % de turbulencia se muestra en la figura 4.6. Las graficas muestran el espesor de capa límite en función de su ubicación con respecto a la cuerda tomando como origen el borde de entrada. El espesor de capa límite incrementa con el ángulo de ataque, el incremento en cada ángulo de ataque es de decimas de milímetro, el espesor mínimo fue de 0.4 mm medido a  $0.026c$ .

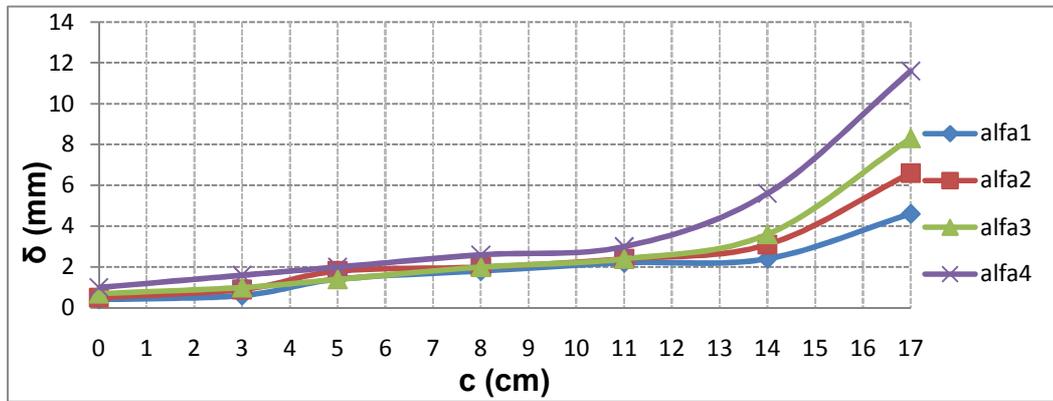


**Figura 4.5. Perfiles de velocidad de capa límite.**

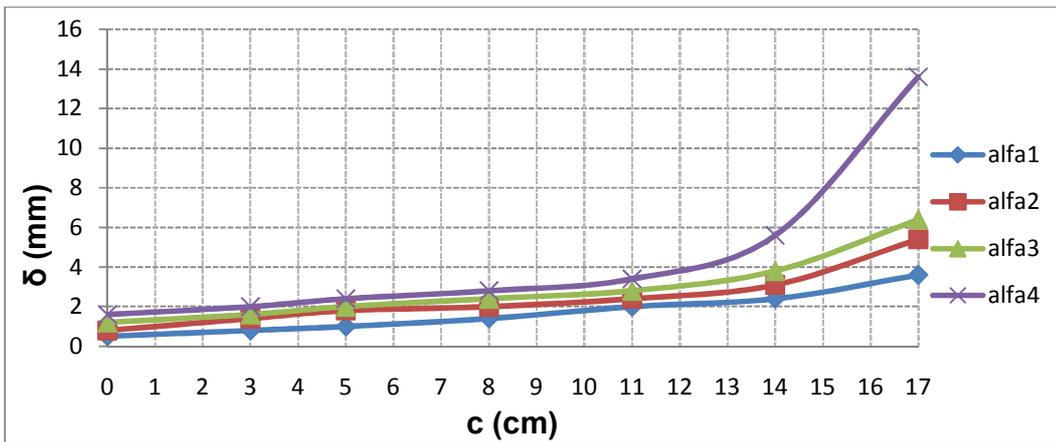
En la zona próxima al punto de separación de flujo el borde de capa límite tienden a separarse. El espesor de capa límite varia directamente con el ángulo de ataque, siendo el mayor para  $Re = 440\ 000$  y  $\alpha = 17^\circ$  con  $19.6\ mm$ , (figura 4.6c).

El incremento de capa límite en los puntos cercanos al borde de salida se debe al incremento del nivel de turbulencia. El nivel de turbulencia dentro de la capa límite incrementa hacia el borde de salida. El espesor máximo se midió siempre en el punto 17s, este resultado incrementado con el número de Reynolds y el ángulo de

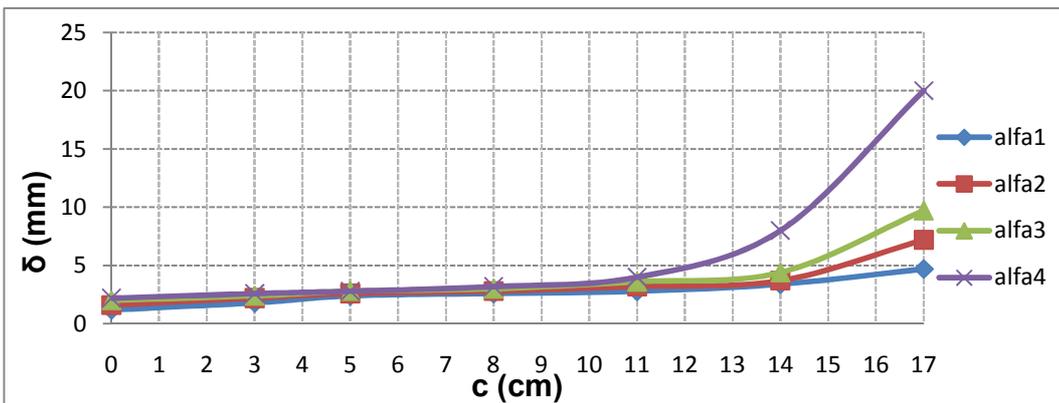
ataque. La región de separación de flujo siempre fue mayor para el nivel de turbulencia de corriente libre de 10 %.



a) Espesores de capa límite para Re = 189 000 y Tu = 0.5%.



b) Espesores de capa límite para Re = 315 000 y Tu = 0.5%.



c) Espesores de capa límite para Re = 440 000 y Tu = 0.5%.

Figura 4.6. Espesores de capa límite en función del ángulo de ataque.

El espesor de capa límite varió inversamente con el número de Reynolds. El espesor mínimo se midió a 0° de ángulo de ataque, a 0.5 cm del borde de entrada y fue de 0.4 mm para  $Re_1 = 189\ 000$ , 0.5 mm en  $Re_2 = 315\ 000$  y 0.8 mm en  $Re_3 = 440\ 000$ . El espesor máximo fue medido a una distancia de 17 mm desde el borde de entrada, con un valor de 11.6 mm, 13.6 mm, y 19.6 mm para cada número de Reynolds respectivamente, para el ángulo de ataque de 17°.

El borde de capa límite es afectado por la región de flujo separado. Cuando el punto de separación de flujo avanza hacia el borde de entrada, el borde de capa límite se incrementa en la zona de flujo separado. Para los tres números de Reynolds usados en las pruebas, el borde de capa límite permanece prácticamente constante en la región de flujo adherido, variando solo algunas decimas de milímetro, tabla 4.1, no obstante en la región de flujo separado, el incremento es función del punto de separación de flujo.

**Tabla 4.1. Espesores de capa límite para  $Tu = 0.5\ %$ .**

s (mm)	Re1				Re2				Re3			
	$\alpha 1$	$\alpha 2$	$\alpha 3$	$\alpha 4$	$\alpha 1$	$\alpha 2$	$\alpha 3$	$\alpha 4$	$\alpha 1$	$\alpha 2$	$\alpha 3$	$\alpha 4$
0.5	0.8	0.9	1.1	1.4	0.8	1.2	1.6	2	1.2	1.6	2	2.2
3	1	1.3	1.4	2	1.2	1.8	2	2.4	1.8	2.2	2.4	2.6
5.94	1.8	2.2	1.8	2.4	1.4	2.2	2.4	2.8	2.4	2.6	2.8	2.8
8.85	2.2	2.4	2.4	3	1.8	2.4	2.8	3.2	2.6	2.8	3	3.2
11.76	2.6	2.8	2.8	3.4	2.4	2.8	3.2	3.8	2.8	3.2	3.6	4
14.6	2.8	3.5	4	6	2.8	3.5	4.2	6	3.4	3.7	4.4	8
17	5	7	8.7	14	4	5.8	6.8	12	4.7	7.2	9.7	20

Los perfiles de velocidad y el borde de capa límite para Reynolds de 189 000 y dos niveles de turbulencia, 0.5 % y 10 %, se muestran en la figura 4.7. Las figuras de la (4.7a) muestran las gráficas de los resultados de las mediciones de los perfiles de velocidad para el nivel de turbulencia de 0.5 %, la gráficas (4.7b) son a 10 % de turbulencia.

El espesor de capa límite tiene el mismo comportamiento entre los dos niveles de turbulencia, la diferencia es la magnitud del espesor. Hay un espesor mayor en la condición de 10 % para los cuatro ángulos de ataque. El espesor también depende del número de Reynolds, para valores altos de éste, el espesor de capa límite tiende disminuir 0.45 % cuando el nivel de turbulencia se incrementa.

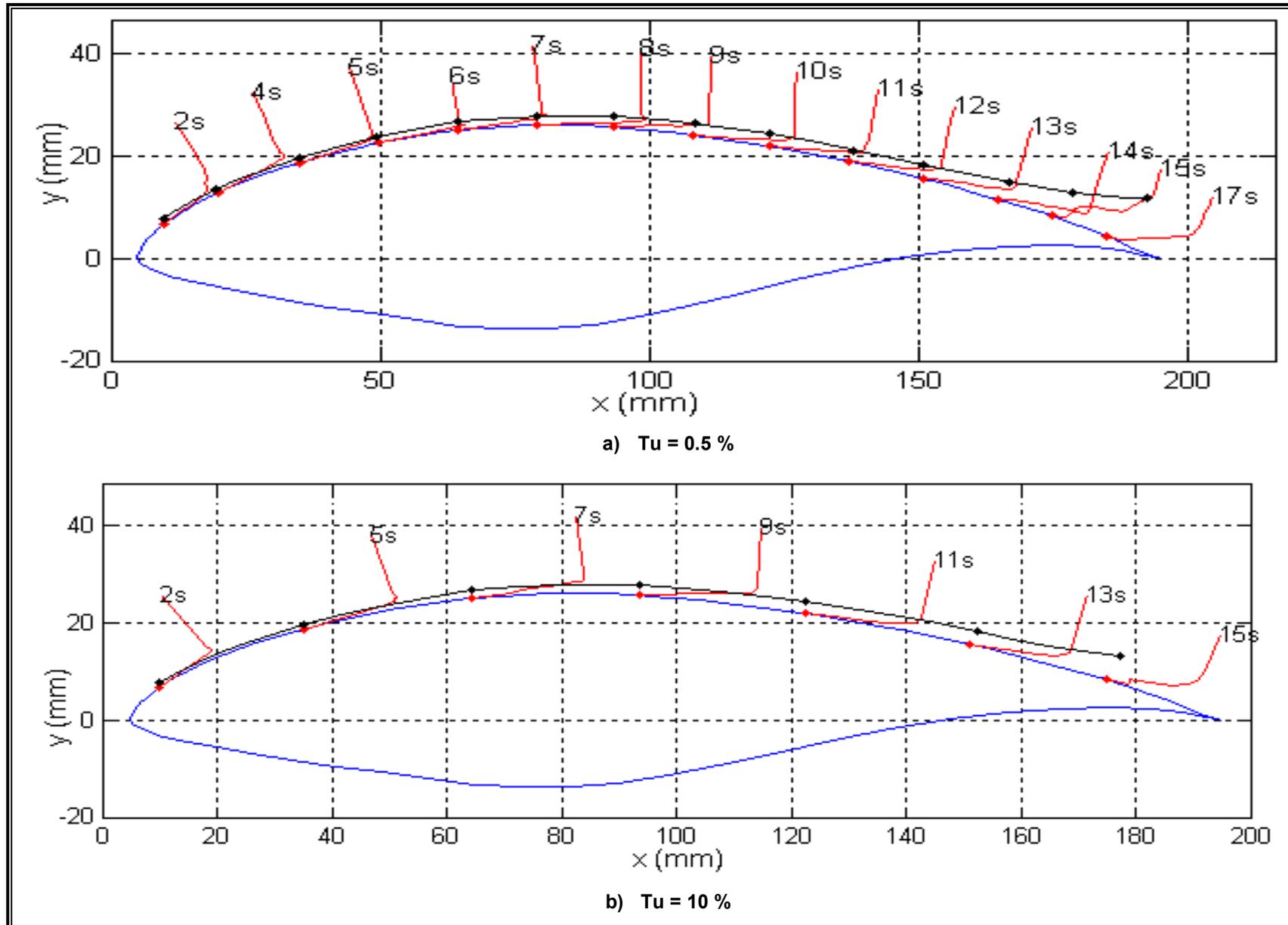


Figura 4.7. Perfiles de velocidad para  $Re = 189\ 000$ ,  $\alpha = 0^\circ$ .

El espesor de capa límite varió inversamente con el número de Reynolds. El número de Reynolds es función de la velocidad del flujo. El número de Reynolds local en cada punto de medición, varía con la posición medida desde el borde de entrada, esto implica que el espesor de capa límite en el perfil aerodinámico S830 se comporte distinto al de una placa plana.

En una placa plana la velocidad de corriente libre es constante a lo largo de ésta. En el perfil aerodinámico la velocidad de corriente es modificada cuando el flujo entra en la región del álabe. Las líneas de corriente son aceleradas sobre el lado de succión, la aceleración va en aumento desde el punto de estancamiento hasta llegar un otro punto de curvatura máxima, a partir del cual las líneas de empiezan a ser desaceleradas.

La aceleración de las líneas de corriente al entrar en la región del álabe se encuentra comparando los perfiles de velocidad. Los perfiles de velocidad se vuelven más grandes al avanzar hacia el borde de salida, la capa límite está limitada por una corriente de velocidad constante que es diferente a la velocidad de corriente libre tal como sucedería en una placa plana.

La tabla 4.2 muestra las magnitudes de las velocidades en la parte plana de los perfiles de velocidad graficados en la figura 4.7, para  $Re = 189\ 000$  y  $Tu = 0.5\%$ .

**Tabla 4.2. Magnitud de la velocidad en la parte plana de los perfiles de capa límite.**

POSICIÓN	VELOCIDAD (m/s)			
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 11^\circ$	$\alpha = 17^\circ$
<b>2s</b>	10.6	15.01	18	16
<b>4s</b>	14	17.7	21.5	17.7
<b>5s</b>	14.6	30.3	34.8	30.3
<b>6s</b>	15.4	20.8	18.8	20.4
<b>7s</b>	16.6	19.2	19.4	19.24
<b>8s</b>	19.9	18.4	20	17.8
<b>9s</b>	18.6	17.8	17.5	17.3
<b>10s</b>	17.8	17.7	18.8	16.2
<b>11s</b>	17.4	17.7	19.6	17.1
<b>12s</b>	17.17	17.5	12.2	17.8
<b>13s</b>	16.8	17.1	10.8	18.4
<b>14s</b>	16.7	16.6	10.4	17.2
<b>15s</b>	15.4	14.5	9.3	11.1
<b>17s</b>	15.1	14.2	11.5	14.2

---

La velocidad de corriente libre para la primera condición de flujo fue de 15 m/s, ésta velocidad se mantuvo constante para los cuatro ángulos de ataque de la Tabla 4.2. Para 0° el punto de estancamiento se encuentra prácticamente en el borde de entrada, en este punto la velocidad de las partículas es cero debido a la desaceleración de la corriente libre. Conforme el flujo avanza hacia el borde de salida experimenta un cambio de velocidades fuera del borde de capa límite para cada punto de medición, es decir la magnitud de la velocidad en la parte plana de los perfiles de velocidad de capa límite varió con respecto a la cuerda, (Tabla 4.2).

Las velocidades fuera del borde de capa límite son menores de la velocidad de corriente libre en una región pequeña de los bordes de entrada y de salida. En la parte media del perfil, las velocidades de flujo son mayores a la velocidad de corriente libre, teniendo un máximo en el punto de mayor curvatura sobre el lado de succión con respecto a un plano paralelo a la corriente libre.

La velocidad de flujo máxima se incrementa con el ángulo de ataque como lo muestran los datos de la tabla (4.2). El punto de máxima curvatura cambia también con el ángulo de ataque, por lo que la velocidad de flujo máxima avanza hacia el borde de entrada conforme el ángulo de ataque se incrementa.

La magnitud de la velocidad de flujo máxima puede ser mayor a dos veces la velocidad de corriente libre como se muestra en la tabla (4.2) para 5° y 11° en la posición 5s. El nivel de turbulencia dentro de la capa límite varió en función de la magnitud de la velocidad de flujo en cada punto sobre el lado de succión del perfil.

La figura 4.8 muestra los resultados de las mediciones de los perfiles de turbulencia sobre el lado de succión del álabe para Reynolds de 189 000 y dos niveles de turbulencia, 0.5 % y 10 %.

Los perfiles de turbulencia tienen un comportamiento semejante a los perfiles de velocidad en la región comprendida entre la pared del álabe y el borde de capa límite. El perfil de turbulencia empieza con un valor cero en la pared y continúa creciendo hasta llegar a un valor máximo ubicado entre el límite de flujo libre y la zona viscosa. Después de este punto, el nivel de turbulencia empieza a decrecer, hasta llegar al valor de turbulencia de corriente libre. Este comportamiento se sigue en todos los perfiles de turbulencia medidos en la región de flujo adherido; el comportamiento es distinto en la región de flujo separado.

Con los perfiles de turbulencia de la figura 4.8 es posible trazar el borde de capa límite dentro de la región de flujo adherido uniendo todos los picos de los perfiles de turbulencia. Esta característica se debe al cambio brusco del perfil de velocidad entre la zona viscosa y de corriente libre que marca el borde de capa límite.

El borde de capa límite se caracteriza por un intercambio fuerte de cantidad de movimiento entre las partículas de las zonas viscosa y de corriente libre, este

proceso produce un incremento de las fluctuaciones de velocidad que da origen al pico de turbulencia medido con el sistema de hilo caliente.

En la figura 4.8 se observa que el valor del nivel de turbulencia dentro de la capa límite depende de la turbulencia de corriente libre, para el nivel de turbulencia de 10 % se obtuvieron perfiles de turbulencia más grandes que para 0.5 %. La turbulencia dentro de la capa límite fue función de la velocidad y de la posición sobre el lado de succión, los puntos del barrido de velocidad dentro de la capa límite que registraron magnitudes más pequeñas de igual manera mostraron un nivel de turbulencia bajo.

El nivel de turbulencia dentro de la capa límite fue en aumento desde el borde de entrada hasta el borde de salida, el valor menor fue de 0.4 % en el punto 2s a  $0^\circ$  de ángulo de ataque a un Reynolds de 189 000 y el mayor fue de 67 % en el punto 17s a un Reynolds de 440 000. Los perfiles de turbulencia en la región de flujo separado son de la misma magnitud para los dos niveles de turbulencia de corriente libre. La turbulencia de corriente libre no tiene influencia sobre el valor máximo del nivel de turbulencia en cada uno de los puntos de medición ubicados dentro de la región de flujo separado.

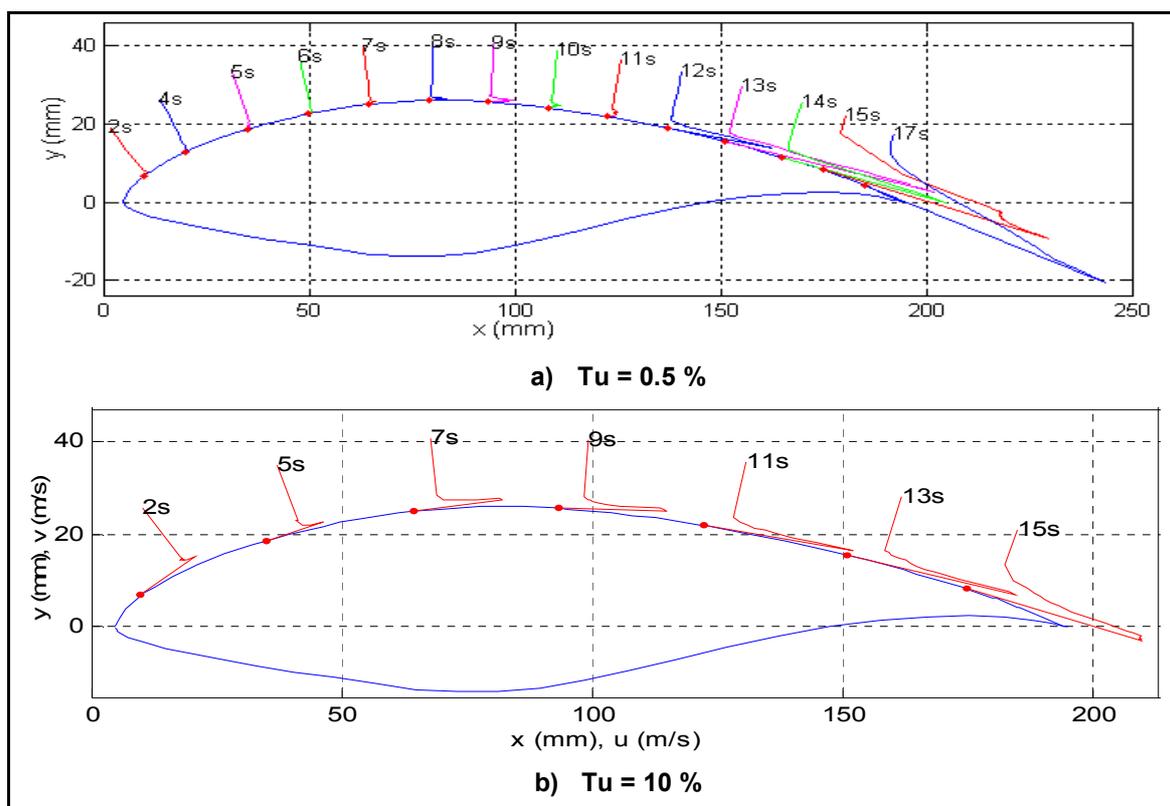
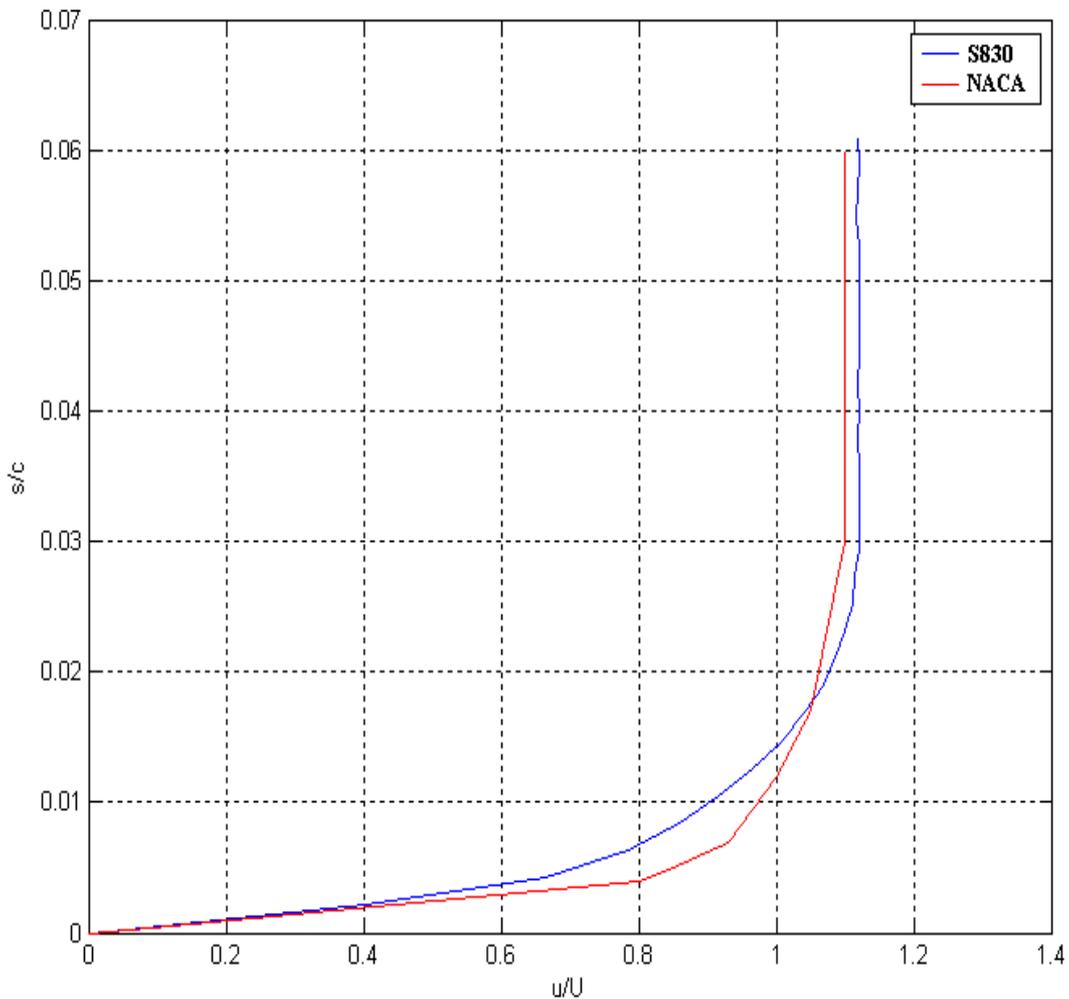


Figura 4.8. Perfiles de turbulencia para  $Re = 189\ 000$ ,  $\alpha = 0^\circ$ .

Los resultados demuestran que la capa límite del perfil aerodinámico S830 varía en función del número de Reynolds, el ángulo de ataque y del nivel de turbulencia.

La figura 4.9 muestra una comparación del perfil de velocidades medido a 90% de la cuerda del álabe sobre el lado de succión obtenidos en este trabajo y por Yachen. El espesor de capa límite es del mismo orden de magnitud en los dos perfiles aerodinámicos, el S830 y el NACA0012.

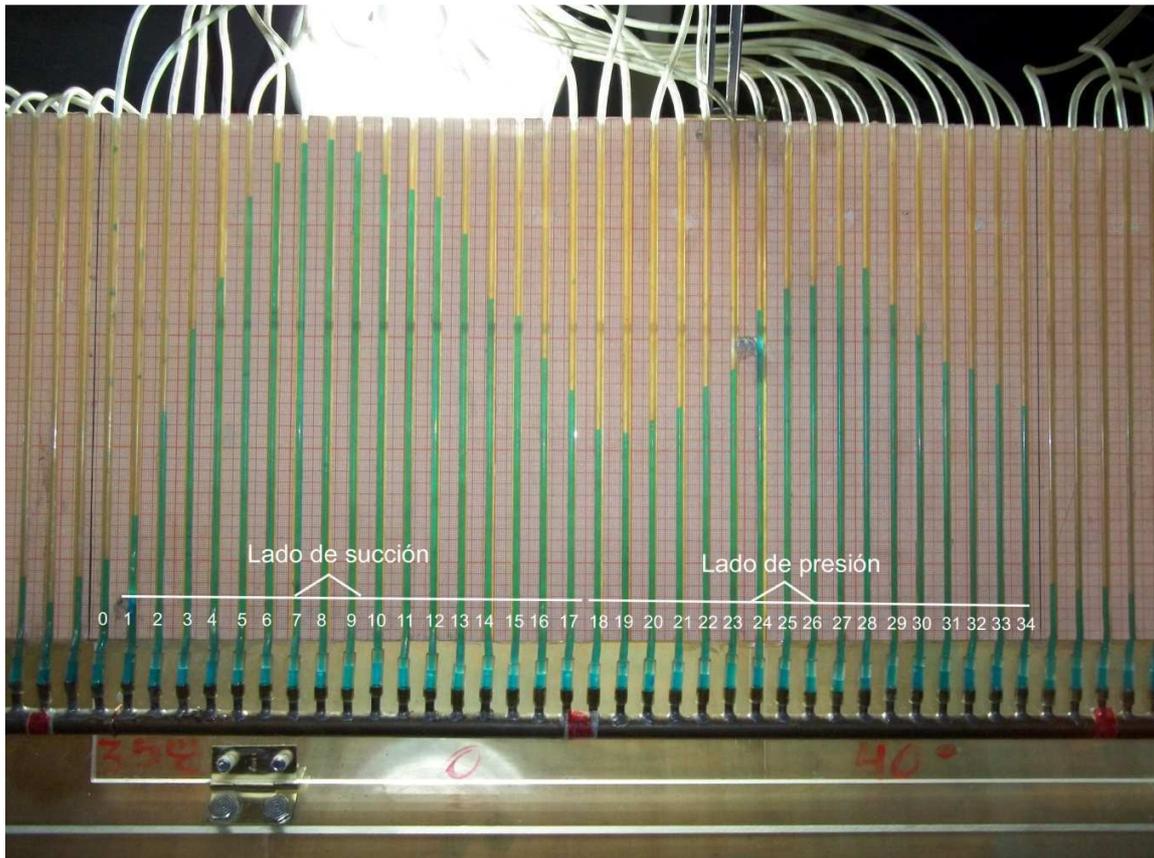


**Figura 4.9. Perfiles de velocidad de capa límite a 90% de la cuerda.**

Comparando los dos resultados, se concluye que el espesor de capa límite medido en este trabajo se encuentra en la realidad, notando que el error obtenido en las mediciones es mínimo y los resultados son confiables.

### 4.3 Distribución de presiones.

La figura 4.10 muestra una fotografía de las columnas de agua generadas por las presiones estáticas sobre el álabe a un  $Re = 440\ 000$ ,  $0^\circ$  de ángulo de ataque,  $0.5\ %$  de turbulencia y una inclinación del manómetro de  $40^\circ$ .



**Figura 4.10. Medición de distribución de presiones estáticas.**

La figura 4.11 muestra las curvas de las distribuciones de presión para un Reynolds de  $189\ 000$  y  $0.5\ %$  de turbulencia. La magnitud de la presión estática en la superficie del álabe se incremento directamente con el ángulo de ataque, el valor de la presión se hace más grande en la región cercana al borde de entrada.

El valor mínimo obtenido para el Reynolds  $189\ 000$  fue de  $-641\ Pa$ ,  $-1\ 502\ Pa$  para el Reynolds de  $315\ 000$ , y  $-4\ 503\ Pa$  y para el Reynolds de  $440\ 000$ , todos localizados en el punto 1s a  $17^\circ$  de inclinación y  $10\ %$  de turbulencia.

Las presiones del lado de succión y del lado de presión son ambas negativas, esto es debido a que las pruebas fueron hechas en la sección de prueba de succión del túnel de viento.

Las curvas de presión sobre el lado de succión disminuyen su magnitud mientras el ángulo de ataque es incrementado, al contrario, las curvas de presión sobre el lado de presión incrementan su magnitud. Este comportamiento se debe al crecimiento de las fuerzas que actúan sobre el álabe, el área comprendida entre las curvas de presión sobre el lado de succión y el de presión representan la magnitud de la fuerza resultante sobre el álabe. De la figura 4.11, la fuerza resultante mayor se da cuando el álabe se encuentra a un ángulo de ataque de  $17^\circ$ .

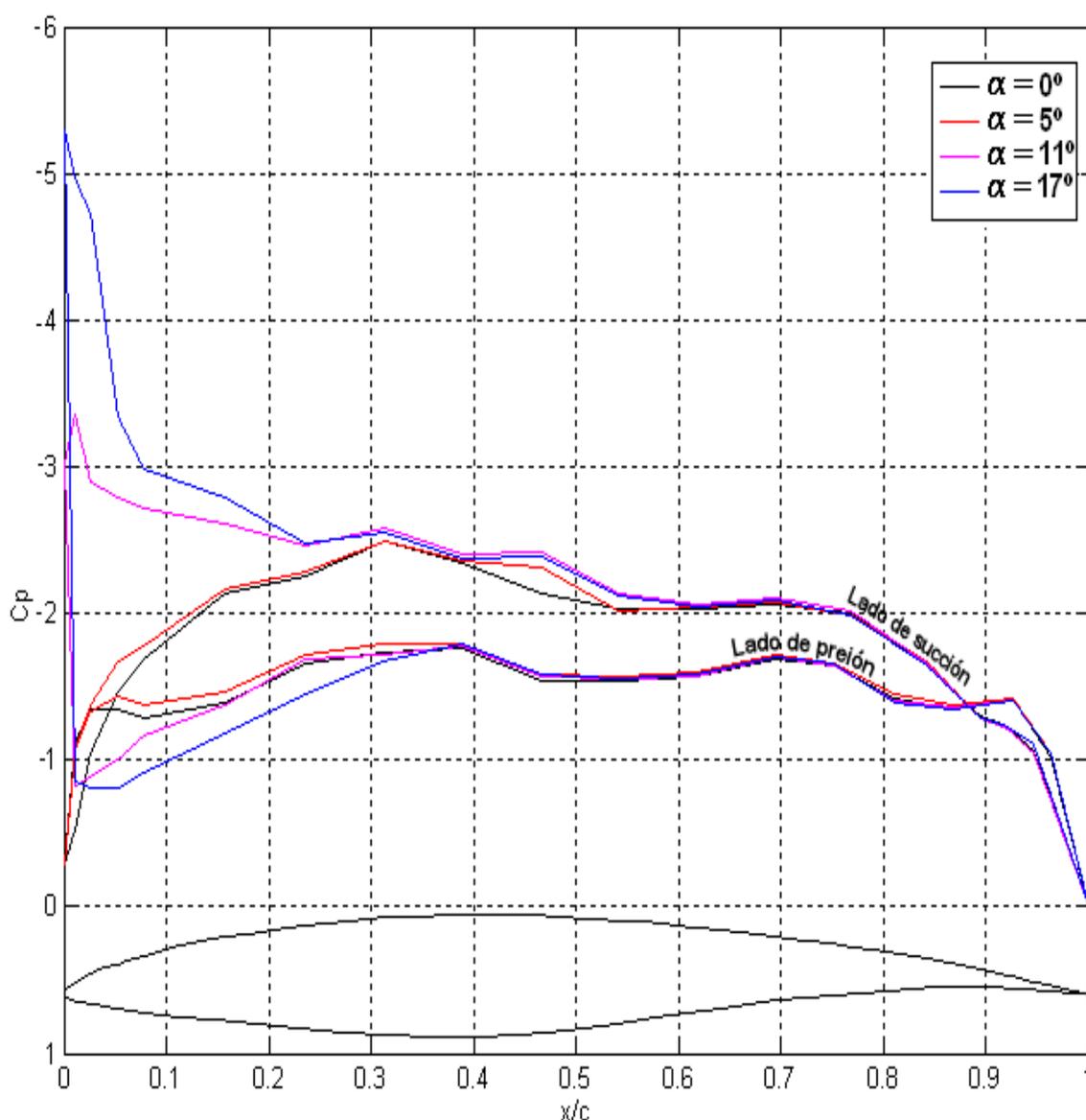
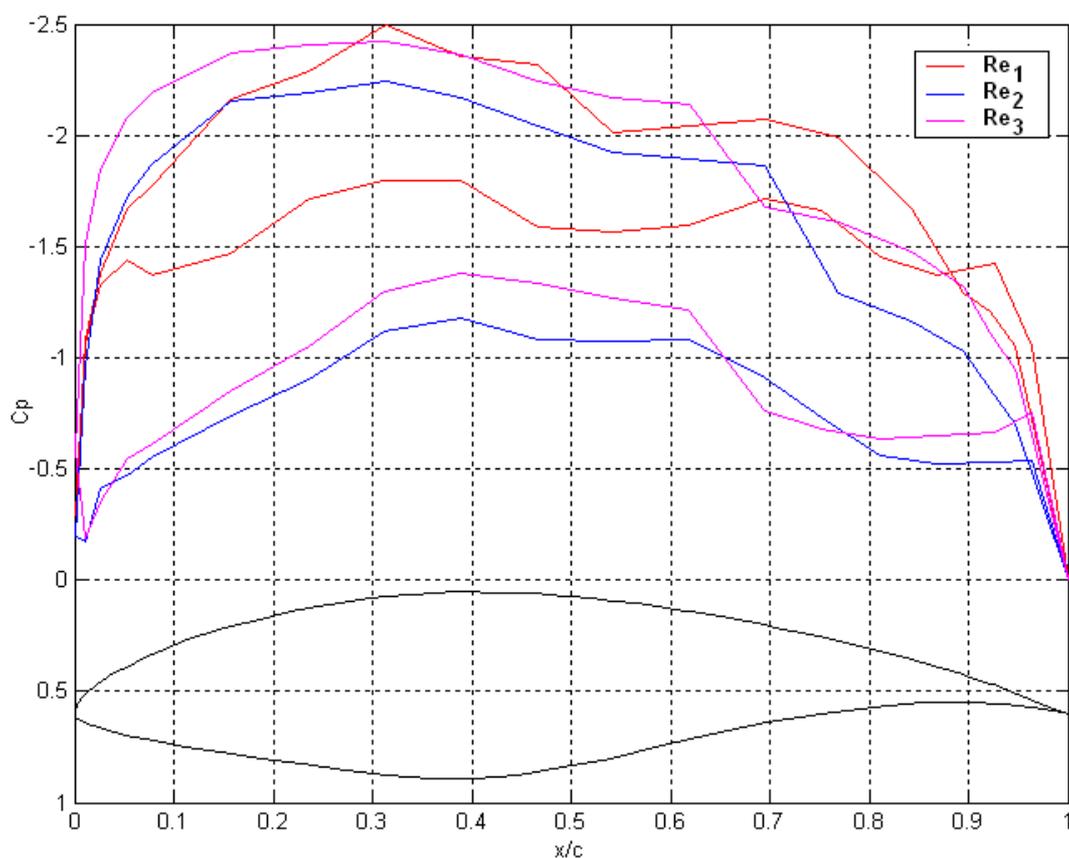


Figura 4.11. Distribución de presiones para  $Re = 189\ 000$ ,  $Tu = 0.5\%$ .

El comportamiento de las distribuciones de presión con el número de Reynolds se muestra en la figura 4.12. El lado de succión sufre una disminución de las presiones estáticas mientras que el lado de presión incrementa su magnitud. La variación mayor se da en el lado de succión, en promedio 205 Pa, en el lado de presión la variación promedio de incrementar el número de Reynolds fue de 125 Pa.



**Figura 4.12. Distribuciones de presión para  $Tu = 0.5\%$  y  $\alpha = 5^\circ$ .**

En orden de magnitud, las variaciones de las presiones estáticas en el perfil aerodinámico S830 debidas al cambio del ángulo de ataque son mayores que las variaciones debidas al cambio del número de Reynolds.

La figura 4.13 muestra el comportamiento de la distribución de presión con el nivel de turbulencia. El nivel de turbulencia produjo una disminución de presión sobre el lado de succión y un incremento sobre el lado de presión. Este comportamiento produjo una reducción de la fuerza resultante sobre el álabe lo que redujo su eficiencia aerodinámica.

Las presiones estáticas son función directa de la velocidad de flujo sobre el álabe. De la figura 4.13 se observa que la velocidad de flujo es incrementada con el nivel

de turbulencia para producir presiones estáticas de menor magnitud en el lado de succión.

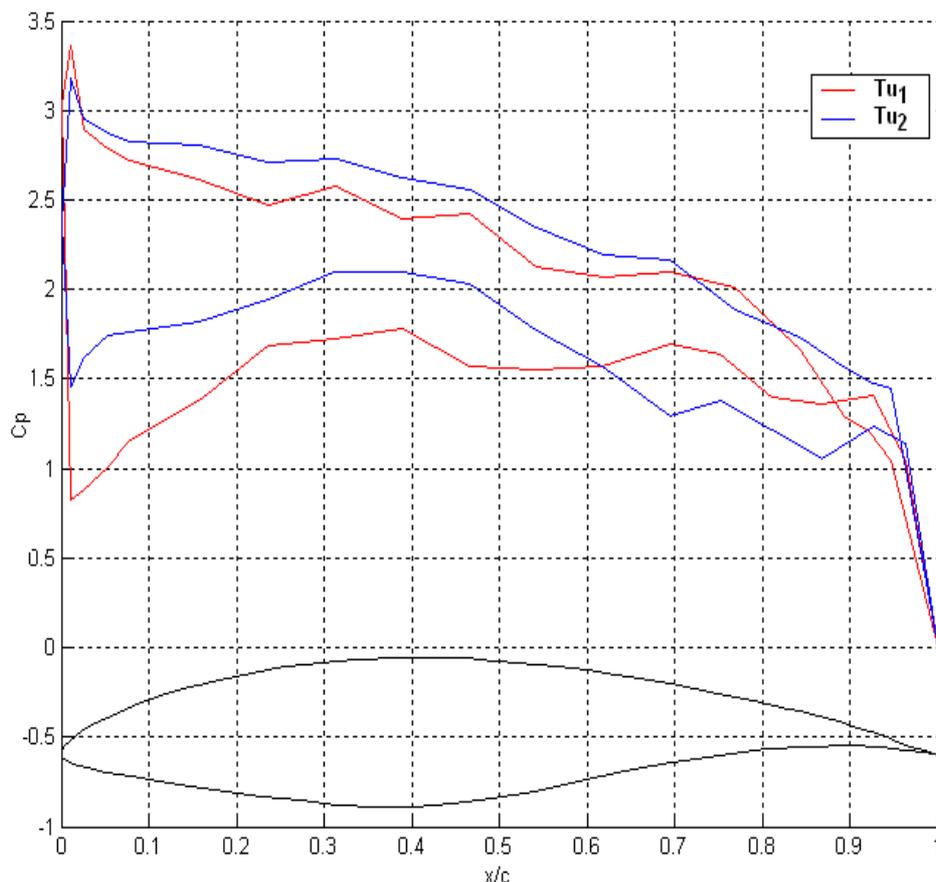


Figura 4.13. Distribuciones de presión para  $Re = 189\,000$  y  $\alpha = 11^\circ$ .

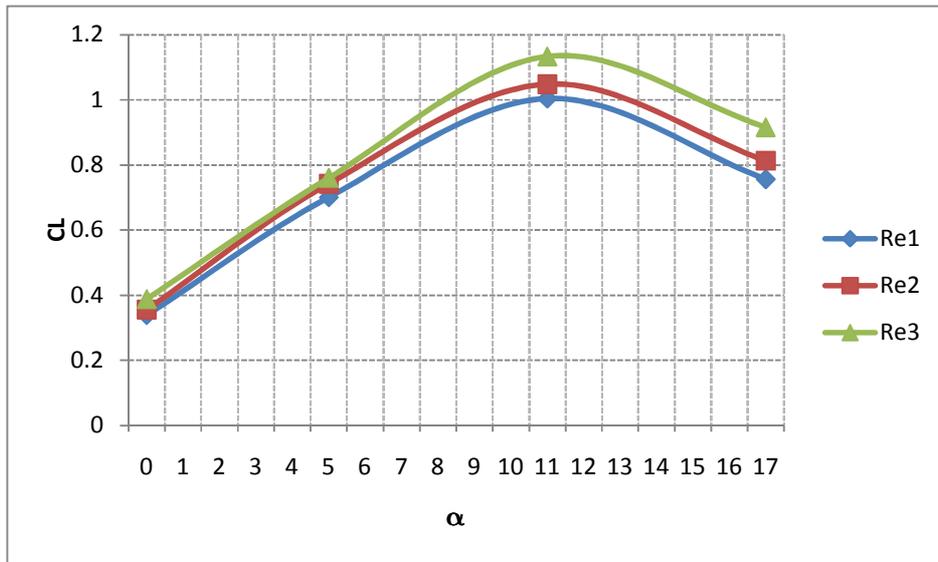
#### 4.4 Coeficiente de sustentación.

Los coeficientes de sustentación fueron calculados a partir de las distribuciones de presión estática en las superficies del álabe mediante la integración de todas las componentes empleando el método del trapecio. Los resultados son mostrados en figuras del coeficiente de sustentación contra el ángulo de ataque.

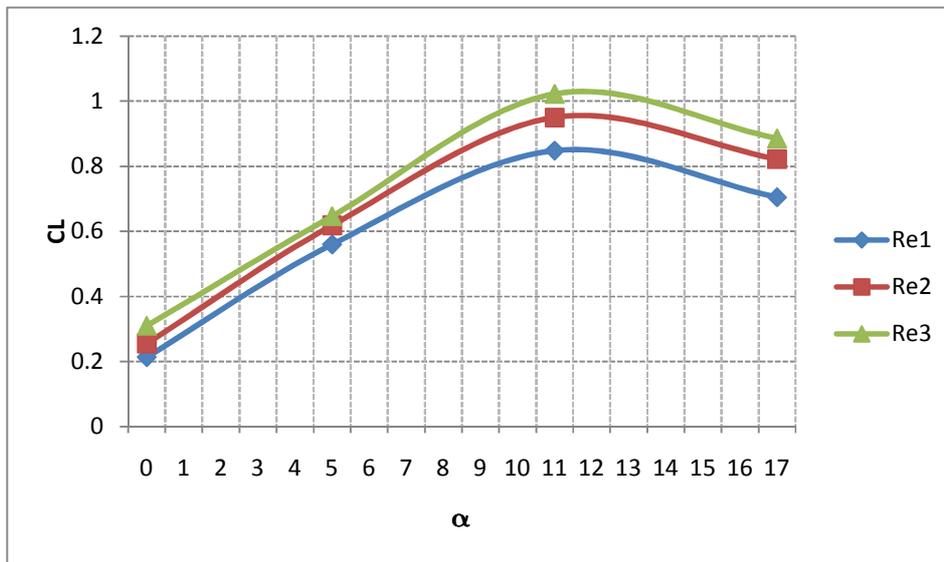
La figura 4.14 muestra los coeficientes de sustentación contra el ángulo de ataque para los dos niveles de turbulencia, 0.5% y 10%. El coeficiente de sustentación aumentó con el ángulo de ataque. Para la curva  $Re_3$  de la figura 4.14a, el valor mínimo obtenido fue de 0.38 a  $0^\circ$  y el máximo de 1.13 a  $11^\circ$ .

De acuerdo a la figura 4.14, la zona lineal del perfil aerodinámico S830 se encuentra en el intervalo de  $0^\circ$  a  $11^\circ$  del ángulo de ataque. La pendiente de esta zona varió linealmente con el número de Reynolds, siendo la mayor para  $Re = 440$

000. La zona lineal depende del punto de separación de flujo, y de su velocidad de avance conforme el ángulo de ataque es incrementado. Entre  $11^\circ$  y  $17^\circ$ , el perfil aerodinámico entró en pérdida y empezó a perder sustentación como se observa en la curva decreciente del coeficiente de sustentación para los tres números de Reynolds.



a)  $Tu = 0.5\%$ .



b)  $Tu = 10\%$ .

Figura 4.14. Coeficientes de sustentación del perfil S830

Para los tres números de Reynolds, el coeficiente de sustentación mayor se obtuvo a  $11^\circ$  de ángulo de ataque. Además de la pérdida de sustentación con el ángulo de ataque y el número de Reynolds, el aumento en el nivel de turbulencia produce la misma decadencia. Comparando las figuras 4.14a y 4.14b, la sustentación correspondiente a cada número de Reynolds de la figura 4.13a decrece cuando el nivel de turbulencia es aumentado a 10%. La mayor pérdida de sustentación se dio para los ángulos mayores,  $11^\circ$  y  $17^\circ$ , esto se debe a que la región de flujo separado es mayor, produciendo pérdida de sustentación por una disminución de la presión estática. La disminución de sustentación promedio fue del 8% al pasar del nivel de turbulencia de 0.5 % a 10 %.

La figura 4.15 muestra las curvas del coeficiente de sustentación para dos niveles de turbulencia, 0.5 % y 10 %. El nivel de turbulencia tuvo mayor efecto en la pérdida de sustentación para los ángulos de ataque menores,  $0^\circ$  y  $5^\circ$ , para los ángulos  $11^\circ$  y  $17^\circ$ , el nivel de turbulencia tuvo menor influencia en la pérdida de sustentación.

La caída de sustentación para los ángulos menores se debe a la disminución de las presiones estáticas en la superficie por un engrosamiento del espesor de capa límite. En ángulos mayores, sucede el mismo fenómeno de engrosamiento de capa límite, no obstante, debido a la mayor inclinación, la componente de sustentación es de mayor magnitud y es favorecida por un aumento del gradiente de presión adverso generado por la separación de flujo.

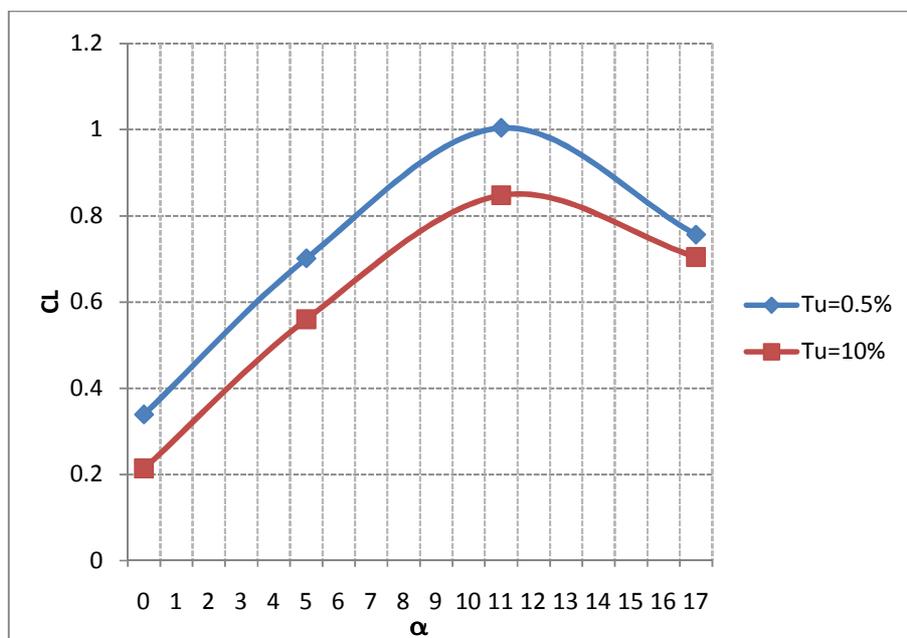


Figura 4.15. Coeficientes de sustentación para  $Re = 189\ 000$ .

#### 4.5 Coeficiente de arrastre.

El coeficiente de arrastre fue calculado con los datos de distribución de presiones usando una integración de las componentes de arrastre mediante el método del trapecio. Los resultados fueron graficados en función del ángulo de ataque. La figura 4.16 muestra las curvas del coeficiente de arrastre contra el ángulo de ataque para los tres números de Reynolds.

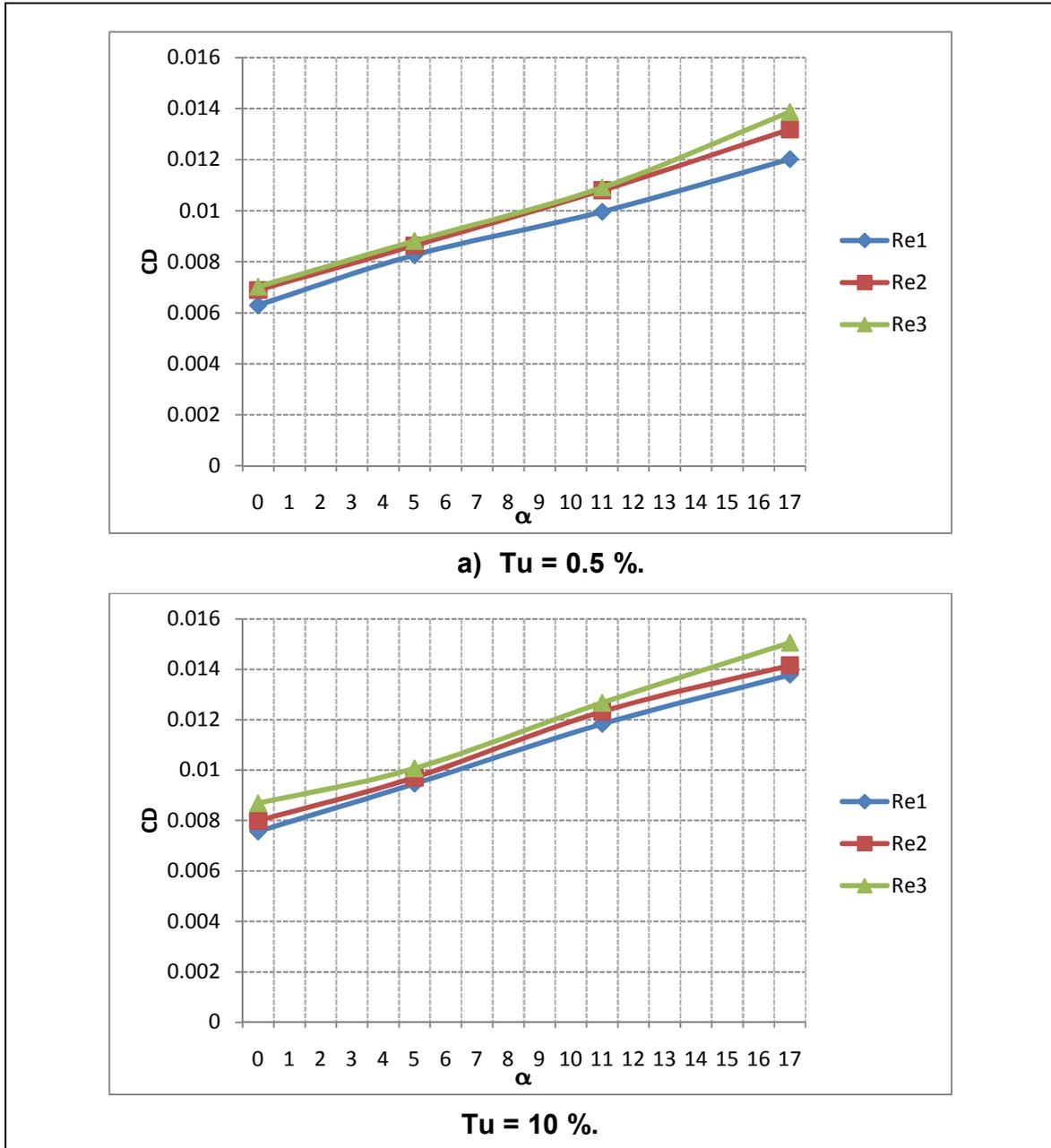


Figura 4.16. Coeficiente de arrastre del perfil S830.

El coeficiente de arrastre mostró un incremento más significativo con el ángulo de ataque, el valor mínimo de fuerza de arrastre para el modelo de álabe de 50 cm de envergadura fue de 4N para  $Re = 189\ 000$ ,  $Tu = 0.5\%$  y  $\alpha = 0^\circ$ , el valor máximo fue de 92 N para  $Re = 440\ 000$ ,  $Tu = 10\%$  y  $\alpha = 17^\circ$ .

El coeficiente de arrastre se vio afectado principalmente por la región de flujo separado, la zona de flujo separado para los dos ángulos de ataque  $0^\circ$  y  $5^\circ$  abarca una región pequeña del álabe dando lugar a que el arrastre aerodinámico no sea tanto afectado por el gradiente de presión adverso, esto se ve en el incremento del coeficiente de sustentación al pasar de  $0^\circ$  a  $5^\circ$  que es de apenas del 3 %. No obstante, al cambiar de  $5^\circ$  a  $11^\circ$  y de  $11^\circ$  a  $17^\circ$ , el aumento del arrastre aerodinámico es de 6 %, este cambio significativo es provocado por el crecimiento de la región de flujo separado que aumenta la componente de arrastre.

La figura 4.17 muestra la influencia del nivel de turbulencia en el incremento del arrastre aerodinámico. El nivel de turbulencia tiene más influencia sobre el arrastre aerodinámico en los ángulos de ataque mayores, la curva de arrastre para 10 % de turbulencia se muestra más separada que la de 0.5 % en los ángulos de ataque  $11^\circ$  y  $17^\circ$ . El incremento del coeficiente de arrastre es de 1.5 % para  $0^\circ$  y  $5^\circ$ , y de 2.5 % para  $11^\circ$  y  $17^\circ$ .

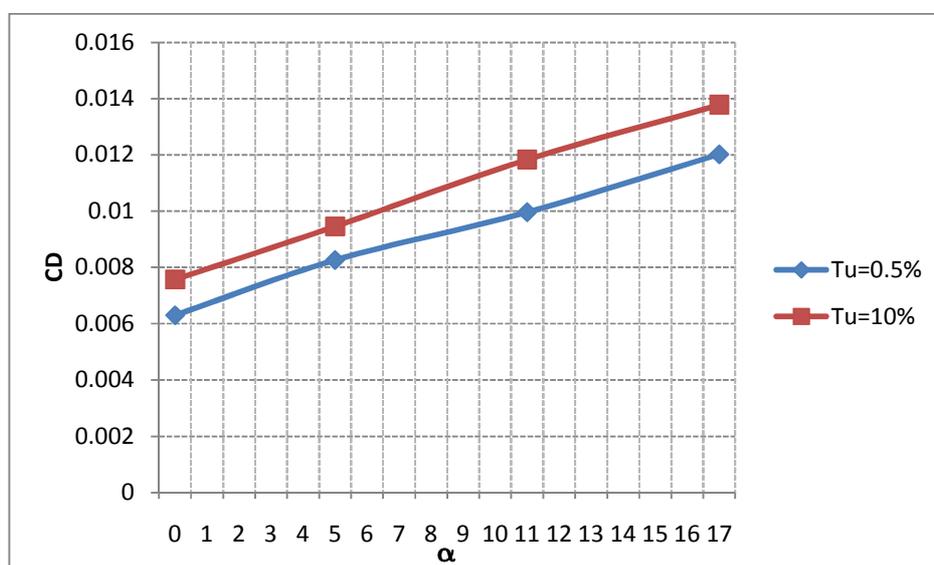


Figura 4.17. Coeficientes de arrastre para  $Re = 189\ 000$ .

El incremento mayor en los ángulos de ataque  $11^\circ$  y  $17^\circ$  se debe a una región de flujo separado mayor y las componentes de arrastre sobre el lado de succión son las de mayor magnitud sobre toda la superficie del álabe por la geometría del

perfil, por lo tanto, el incremento del gradiente de presión adverso en esta región, facilita un incremento marcado para ángulos grandes.

#### 4.6 Relación $C_L/C_D$ .

La relación  $C_L/C_D$  es un parámetro que puede ser utilizado para evaluar la eficiencia aerodinámica de un perfil. Esta resume todos los efectos de la turbulencia, el espesor de capa límite y el punto de separación de flujo en la pérdida de eficiencia aerodinámica. Para el caso de turbinas eólicas rápidas de eje horizontal se requiere de relaciones mayores de 100 [3] para garantizar que se tendrá un rendimiento por arriba del 50 %.

La figura 4.18 muestra las gráficas de  $C_L/C_D$  contra el ángulo de ataque para los dos niveles de turbulencia de las pruebas experimentales.

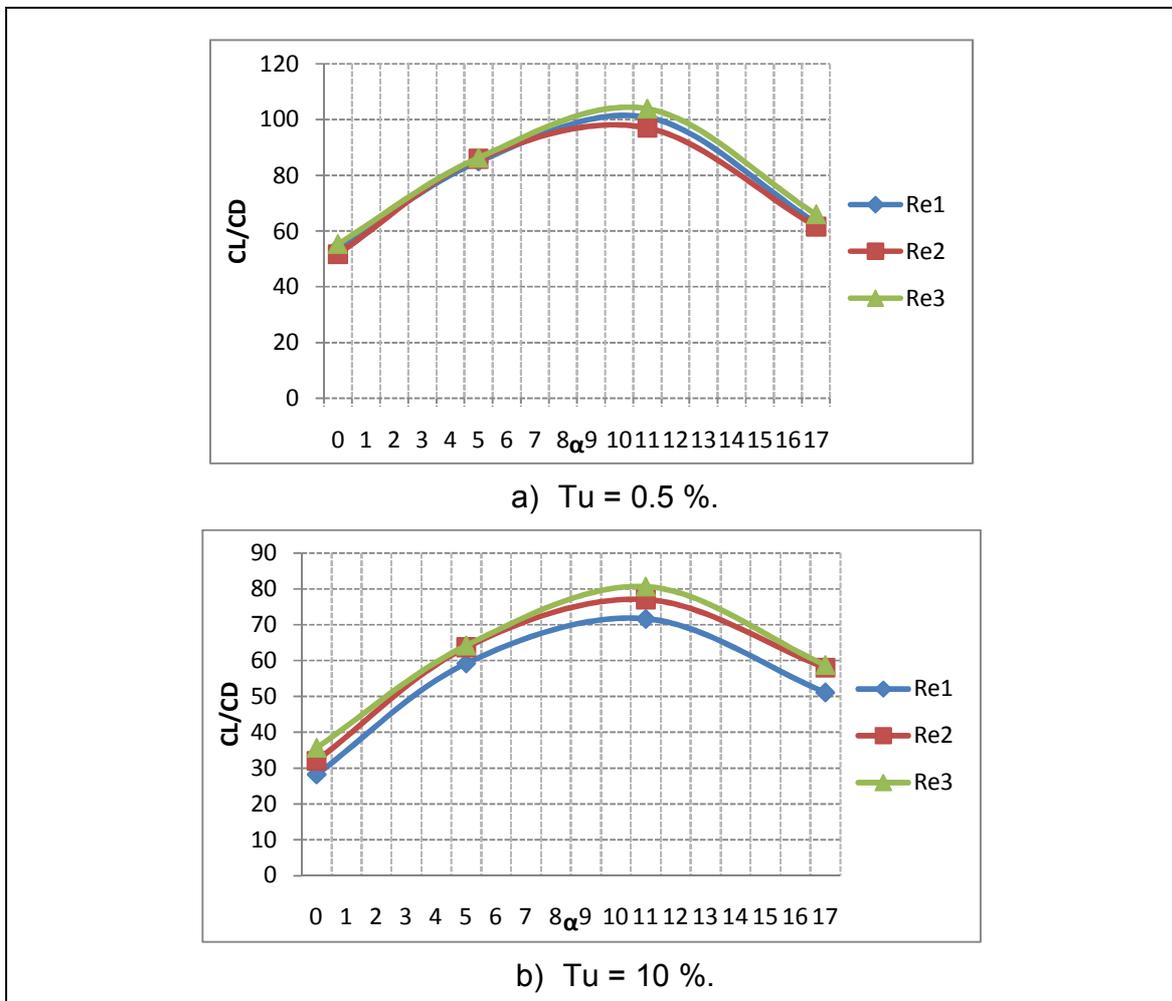


Figura 4.18. Relación  $C_L/C_D$  del perfil S830.

---

La relación de  $C_L/C_D$  se incrementa con el número de Reynolds, para un nivel de turbulencia dado, el incrementar este parámetro, disminuye la región de flujo separado y con ello el arrastre aerodinámico producido por el gradiente de presión adverso, siempre que el ángulo de ataque no exceda de un valor crítico a partir del cual, cualquier aumento del número de Reynolds originará una región de flujo separado mayor.

El aumento de nivel de turbulencia hasta un 10% produjo una pérdida de la relación  $C_L/C_D$  del 13 % con respecto del valor de turbulencia de 0.5 %, (figura 4.18). La pérdida de sustentación se debe a dos causas, pérdida de sustentación y aumento del arrastre aerodinámico por el avance del punto de separación de flujo hacia el borde de entrada.

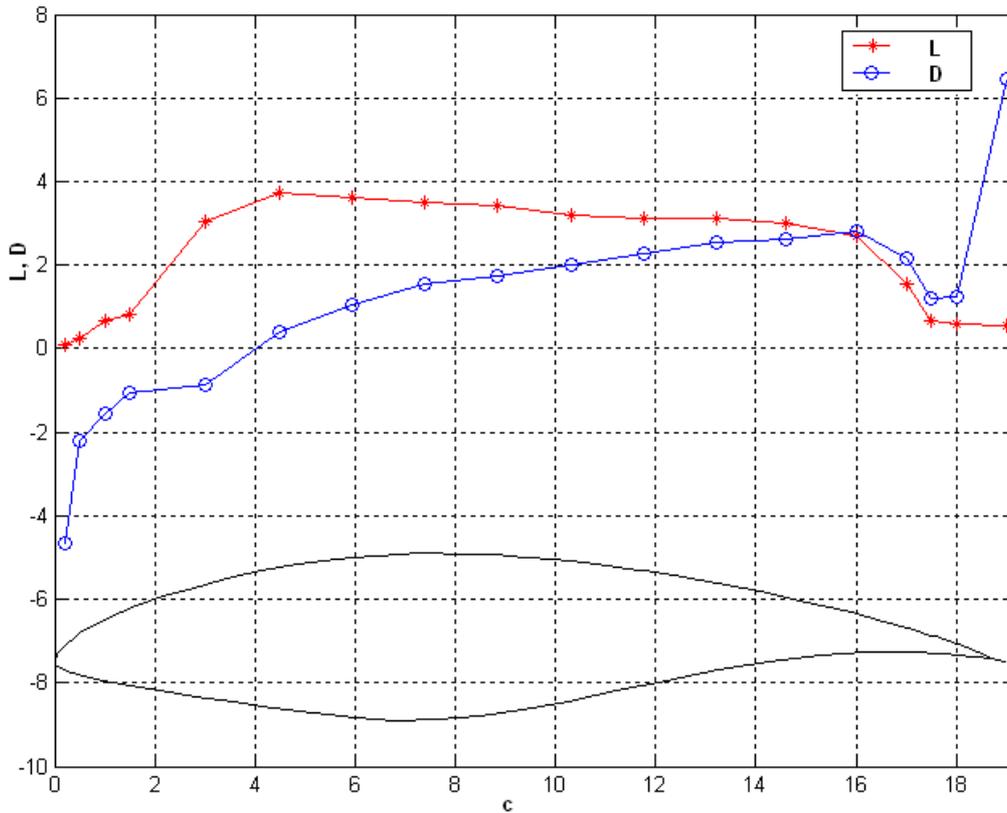
El punto máximo de las curvas de  $C_L/C_D$  de la figura 4.18 corresponde al ángulo de ataque de rendimiento aerodinámico máximo. El ángulo de ataque de  $11^\circ$  es ángulo óptimo para que el perfil aerodinámico desarrolle su mejor desempeño. A este ángulo se obtiene la máxima fuerza de torque necesaria para mover la turbina, (ver figura 2.1).

El ángulo de ataque correspondiente al punto máximo de las curvas de  $C_L/C_D$  permaneció prácticamente constante para los tres números de Reynolds y es independiente del nivel de turbulencia.

La relación  $C_L/C_D$  depende además del régimen de flujo, de la geometría del perfil aerodinámico, no toda la superficie del álabe produce la misma contribución a la sustentación o al arrastre, la figura 4.19 muestra las componentes de sustentación y arrastre en el perfil aerodinámico S830.

La figura 4.19 muestra las contribuciones de sustentación y arrastre sobre el lado de succión del perfil aerodinámico S830 para un  $Re = 315\ 000$ ,  $Tu = 10\ %$  y  $\alpha = 11^\circ$ . Las componentes de L y D varían en función de la tangente a la superficie del álabe, cerca del borde de entrada la pendiente de la superficie es grande, por lo que la componente de arrastre tiene su valor mínimo en la dirección corriente arriba mientras que la de sustentación tiende a cero, en el primer punto de la curva de arrastre el valor de D es  $-4.66\ N$  mientras que el de sustentación es de  $0.086\ N$ .

En el borde de entrada la componente de arrastre tiene su mínimo valor, a partir de este empieza a incrementarse, hasta llegar a cero. En el punto donde el arrastre es cero, la componente de sustentación tiende a su valor máximo, ubicado a  $4.5\ cm$  de la cuerda, en este punto L tiene un valor de  $3.72\ N$ . Después de este valor, las componentes de sustentación decrecen por un incremento de la pendiente de la superficie, característica para la región cercana al borde de salida y ángulos grandes.



**Figura 4.19. Componentes de L y D sobre el lado de succión.**

La componente de sustentación es de mayor magnitud que la de arrastre desde el borde de entrada hasta el punto donde las dos curvas se cruzan. La región comprendida entre el punto de cruce y el borde de salida es la que más contribuye a la pérdida de la relación de  $C_L/C_D$ . Esta pérdida se atribuye al incremento de la zona de separación que produce un gradiente de presión adverso intenso que favorece al incremento de la fuerza de arrastre total.

---

## CONCLUSIONES

En este trabajo se hizo un estudio experimental de capa límite, separación de flujo, fuerzas de sustentación y fuerzas de arrastre en el perfil aerodinámico S830 para evaluar su comportamiento a dos niveles de turbulencia. Este estudio consistió en llevar a cabo un análisis de la influencia del espesor de capa límite en la pérdida de eficiencia aerodinámica en función de la relación  $C_L/C_D$ .

El espesor de capa límite varió inversamente con el número de Reynolds, el espesor mínimo se midió a  $0^\circ$  de ángulo de ataque y 0.5 % de turbulencia, a 0.5 cm del borde de entrada y fue de 0.4 mm para  $Re_1 = 189\ 000$ , 0.5 mm en  $Re_2 = 315\ 000$  y 0.8 mm en  $Re_3 = 440\ 000$ . Mientras que el espesor máximo fue medido a 18.9 cm del borde de entrada con un valor de 11.6 mm, 13.6 mm, y 19.6 mm respectivamente, para el ángulo de ataque de  $17^\circ$  y 10 % de turbulencia.

El punto de separación de flujo varió en función del espesor de capa límite, el punto de separación se localizó más próximo al borde de entrada para la condición de máximo espesor de capa límite medido, es decir, para  $Re = 440\ 000$ ,  $\alpha = 17^\circ$  y  $Tu = 10\%$ , este fue ubicado a 7 cm del borde de entrada. Para esta condición, se obtuvo el mayor coeficiente de sustentación, con un valor de 1.505 debido a que en esta condición se encontró la región más grande de flujo separado.

El espesor de capa límite al igual que el punto de separación de flujo varió en función del nivel de turbulencia dentro de la capa límite. El nivel de turbulencia de la capa límite tuvo un crecimiento al ir del borde de entrada al borde de salida y a su vez, fue función del número de Reynolds y del ángulo de ataque. El nivel de turbulencia menor de capa límite se obtuvo a 0.5 cm del borde de entrada a  $Re_1 = 189\ 000$ ,  $Tu = 0.5\ \%$  y  $\alpha = 0^\circ$  con un valor de 0.4 %. El nivel de turbulencia mayor se obtuvo a 18.9 cm del borde de entrada para  $Re_2 = 440\ 000$ ,  $Tu = 10\ \%$  y  $\alpha = 17^\circ$  con un valor de 67 %.

Los coeficientes de sustentación más elevados se hallaron para el ángulo de ataque de  $11^\circ$  y 0.5 % de turbulencia, estos fueron de 0.85, 1.12 y 1.33 para  $Re_1 = 189\ 000$ ,  $Re_2 = 315\ 000$  y  $Re_3 = 440\ 000$  respectivamente. No obstante, redujeron su valor al pasar a 10 % de turbulencia, quedando en 0.83, 0.98 y 1.12 respectivamente.

Las relaciones de  $C_L/C_D$  mayores fueron halladas para el ángulo de ataque de  $11^\circ$  para todas las condiciones de flujo. Esta relación tuvo un comportamiento lineal con el número de Reynolds, obteniéndose 109, 115 y 122 para  $Re_1 = 189\ 000$ ,  $Re_2 = 315\ 000$  y  $Re_3 = 440\ 000$  respectivamente y 0.5 % de turbulencia. El valor de  $C_L/C_D$  se redujo al aumentar el nivel de turbulencia al 10 %, obteniéndose valores de 85, 89 y 96 respectivamente.

---

El perfil aerodinámico S830 mostró un buen comportamiento aerodinámico para el nivel de turbulencia de 10%. Esto lo hace útil para aplicaciones de aprovechamiento de la energía eólica en emplazamientos con niveles de turbulencia altos. Para su mejor desempeño, se debe tomar las mejores condiciones de operación al momento de usarlo para el diseño de una turbina eólica, estas son  $Re = 440\ 000$  y  $\alpha = 110$ .

---

## REFERENCIAS.

1. Anderson J. (2004), *Fundamentals of Aerodynamics*, EUA.
2. Borja D. M. (1998), *Estado del arte y tendencias de la tecnología eoloeléctrica*. México. UNAM, Programa Universitario de Energía: Instituto de Investigaciones Eléctricas, México.
3. Cádiz D. J., Blume H. (1984), *La energía eólica: tecnología e historia*. Madrid.
4. Celik A. N. (2002), Energy output estimation for small-scale wind power generators using Weibull-representative wind data, *Journal of wind engineering en industrial aerodynamics*, Elsevier Science Ltd.
5. Christophe S., Sandrine A. (2006), Unsteady characteristic of the static stall of an airfoil subjected to freestream turbulence level up to 16%, Springer-Verlag.
6. Somers D. M. (2005), The S830, S831 and S832 airfoils, Subcontract Report, NREL.
7. Dantec Measurement Technology, "StreamLine/Streamare installation and user's guide" 2000.
8. Devinant Ph, Laverne T, Hureau J. (2002), Experimental study of wind-turbine airfoil aerodynamics in high turbulence, *Journal of wind engineering en industrial aerodynamics* 90:689–707, Elsevier Science Ltd.
9. Somers D. M. (2005), Effects of airfoil thickness and maximum lift coefficient on roughness sensitivity, National Renewable Energy Laboratory, USA.
10. Elliott, Schwartz, Scott (2004), *Atlas de recursos eólicos del estado de Oaxaca*, NREL, EUA.
11. Escudero L. J. (2003), *Manual de energía eólica: investigación, diseño, promoción, construcción y explotación de distintos tipos de instalaciones*. Ediciones Mundi-Prensa, México.
12. Varol A. (2001), Increasing the efficiency of wind turbines, *Journal of wind engineering en industrial aerodynamics*, Elsevier Science Ltd.
13. Rosas Q. P. (2010), *Caracterización del Tunel de Viento de Velocidad Baja del LABINTHAP*, SEPI-ESIME, México.
14. Schlichting (1968), *Boundary layer Theory*, sixth editions, McGraw Hill.
15. Spera, David A., *Wind turbine technology: fundamental concepts of wind turbine engineering*.
16. Yachen Li, (2002), *Effects of Gurney Flaps on a NACA0012 Airfoil*, Kluwer Academic Publishers. Netherlands.

- 
17. Yang Wei-Yei (1989), Handbook of flow visualization, Hemisphere Pub. Corp.
  18. <http://www.gamesacorp.com/files/Documentos%20PDF/Castellano/Fichas%20aerogeneradores/G52-castellano3.pdf>

---

# ***APENDICES***

---

# APENDICE A. PERFILES DE CAPA LÍMITE.

PERFILES DE VELOCIDAD DE CAPA LÍMITE,  $Re = 440\ 000$ ,  $Tu = 0.5\ %$ .

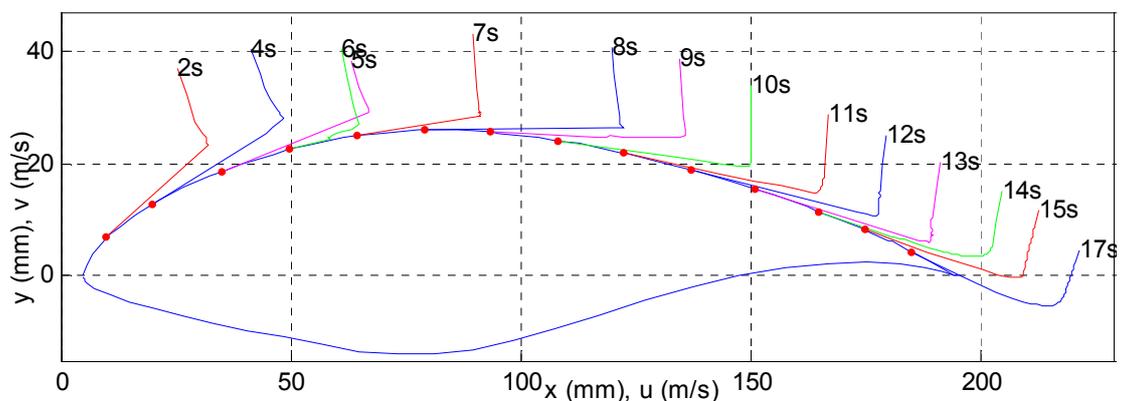


Figura A.1 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 0^\circ$ .

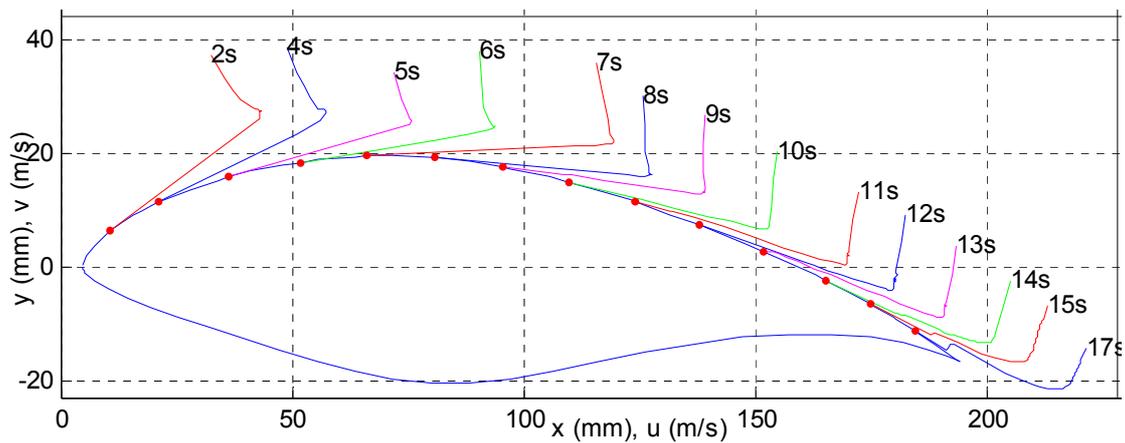
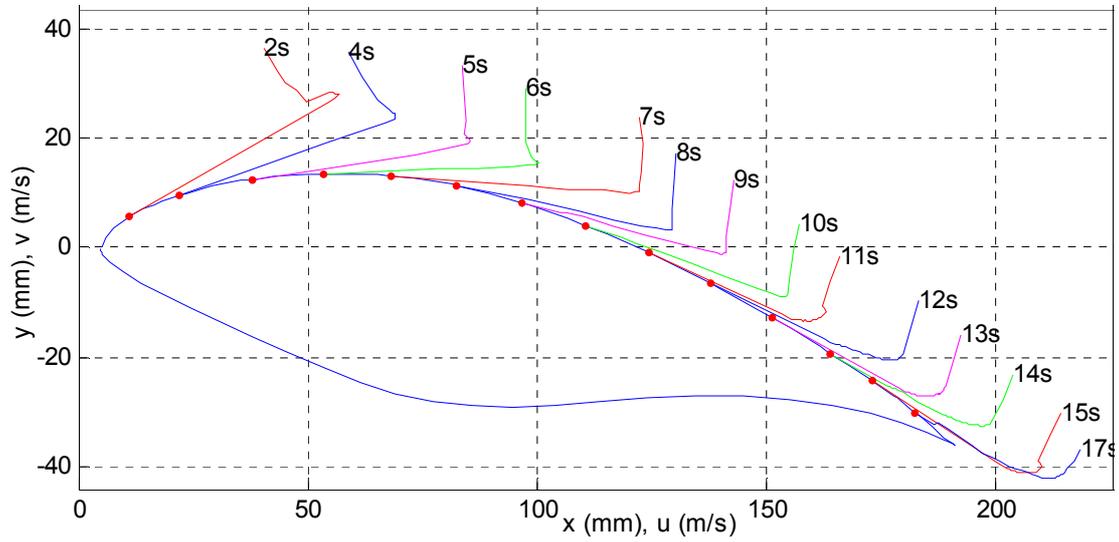
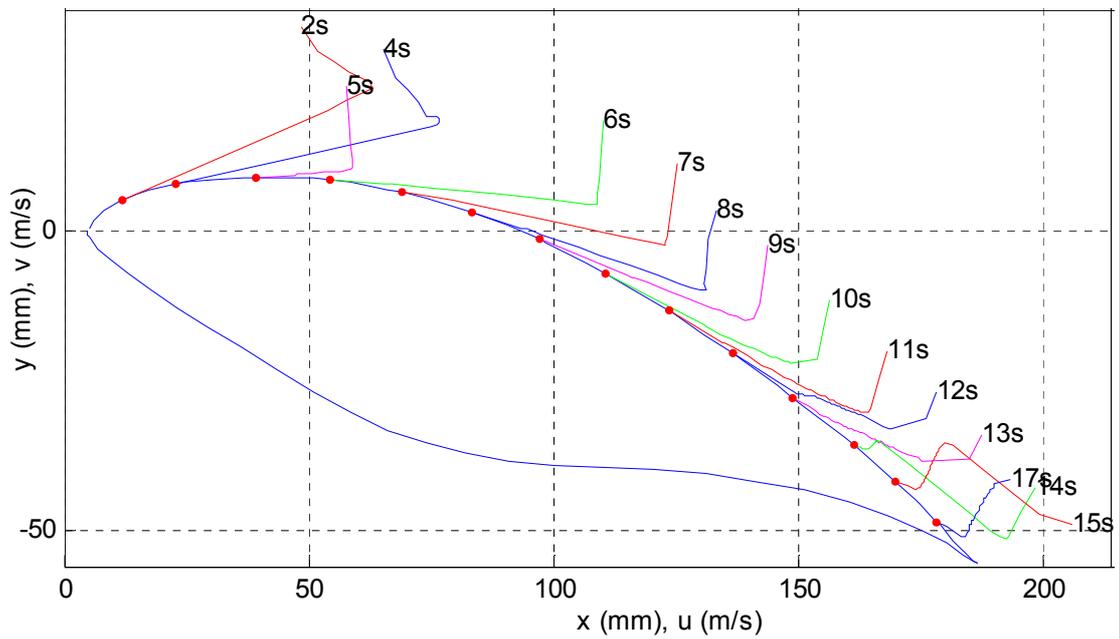


Figura A.2 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 5^\circ$ .



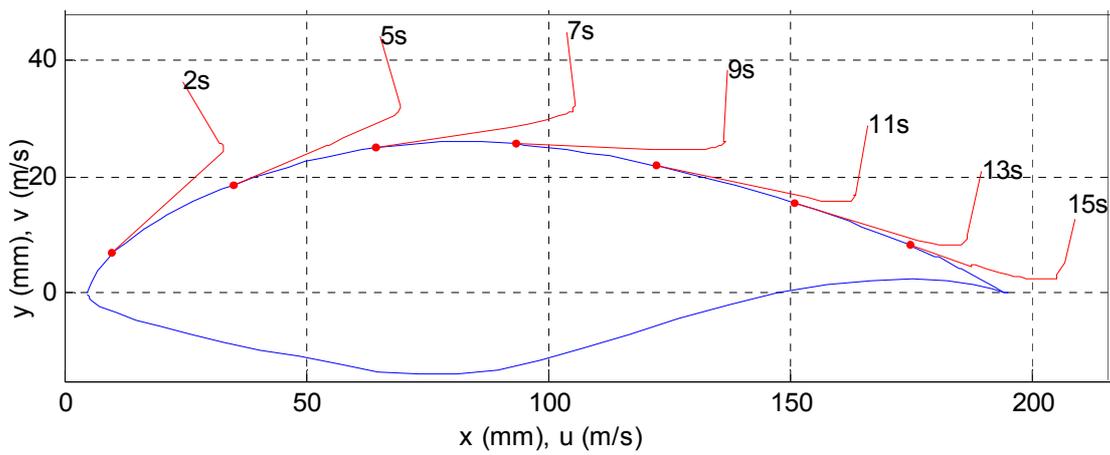
**Figura A.3 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 11^\circ$ .**



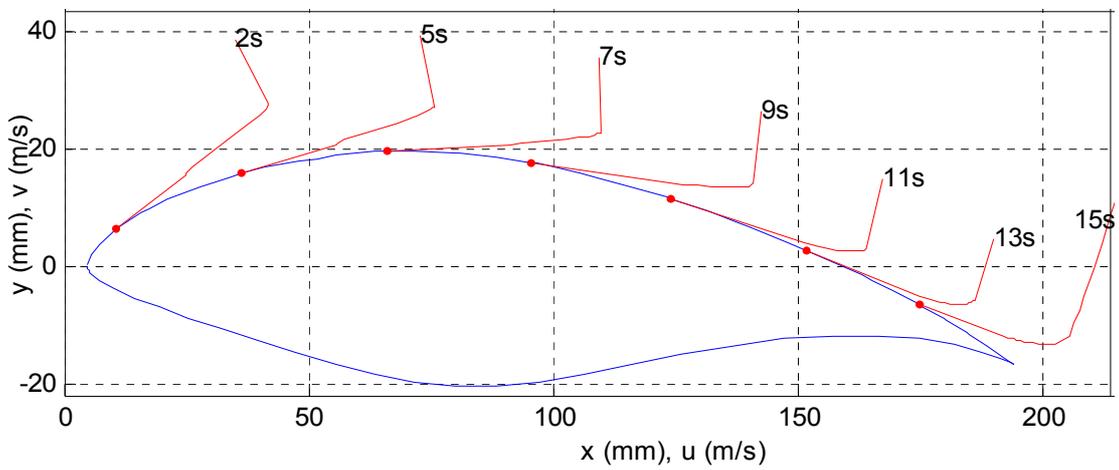
**Figura A.4 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 17^\circ$ .**

---

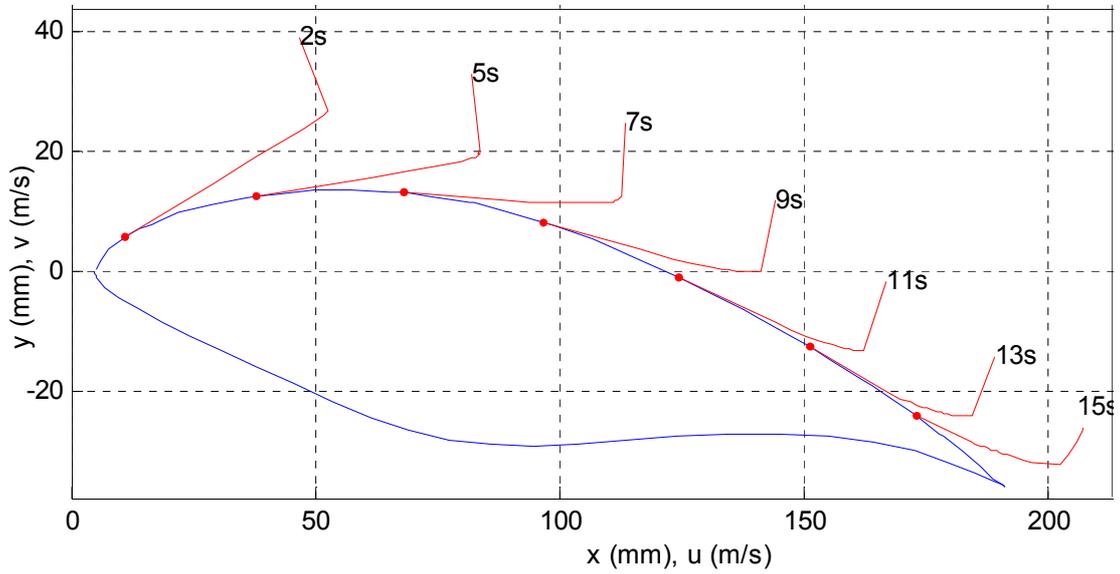
**PERFILES DE VELOCIDAD DE CAPA LÍMITE,  $Re = 440\ 000, Tu = 10\ %$ .**



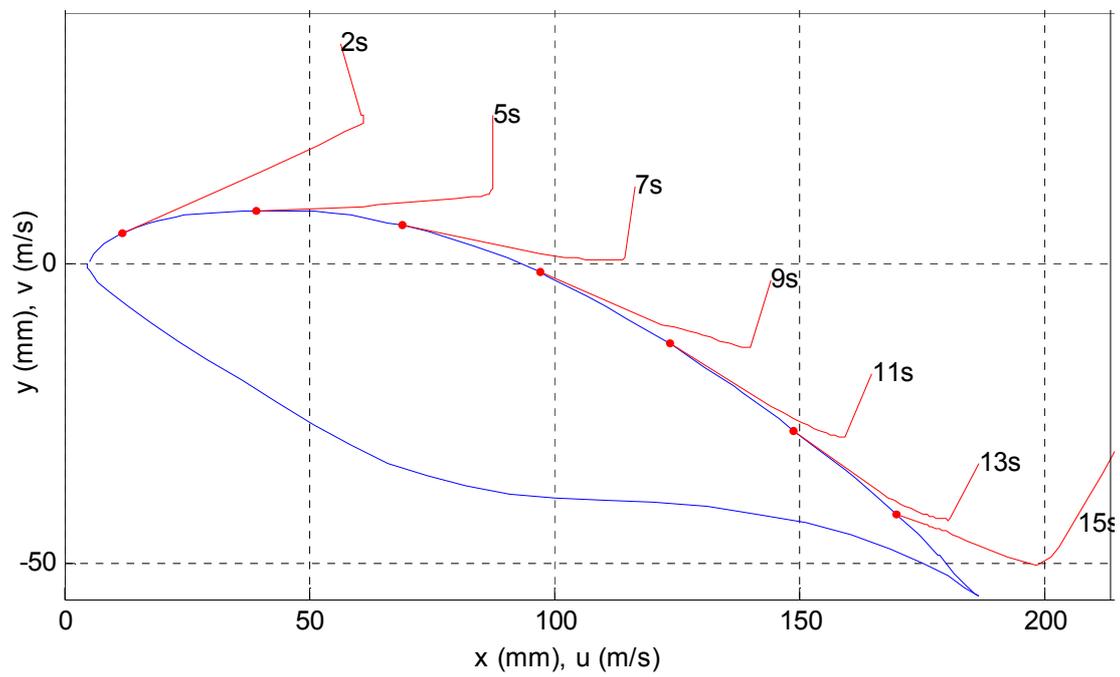
**Figura A.5 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 0^\circ$ .**



**Figura A.6 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 5^\circ$ .**



**Figura A.7 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 11^\circ$ .**



**Figura A.8 Perfiles de velocidad,  $\alpha = 17^\circ$ .**

---

# APENDICE B. PERFILES DE TURBULENCIA DE CAPA LÍMITE.

PERFILES DE TURBULENCIA,  $Re = 440\ 000$ ,  $Tu = 0.5\ %$ .

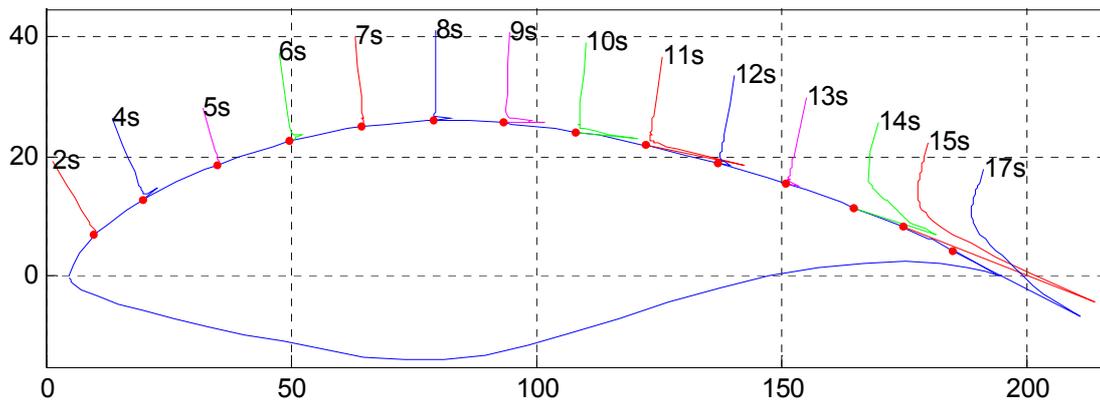


Figura B.1 Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 0^\circ$ .

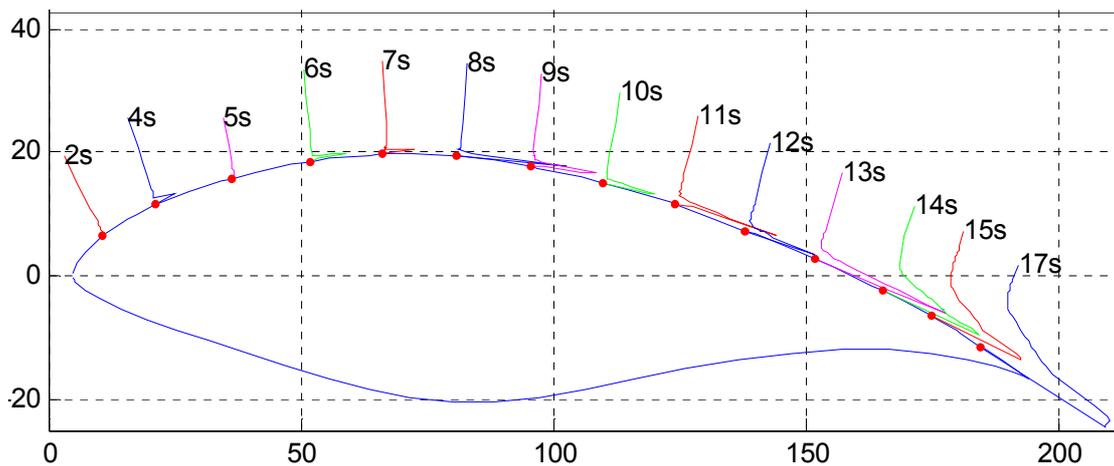


Figura B.2 Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 5^\circ$ .

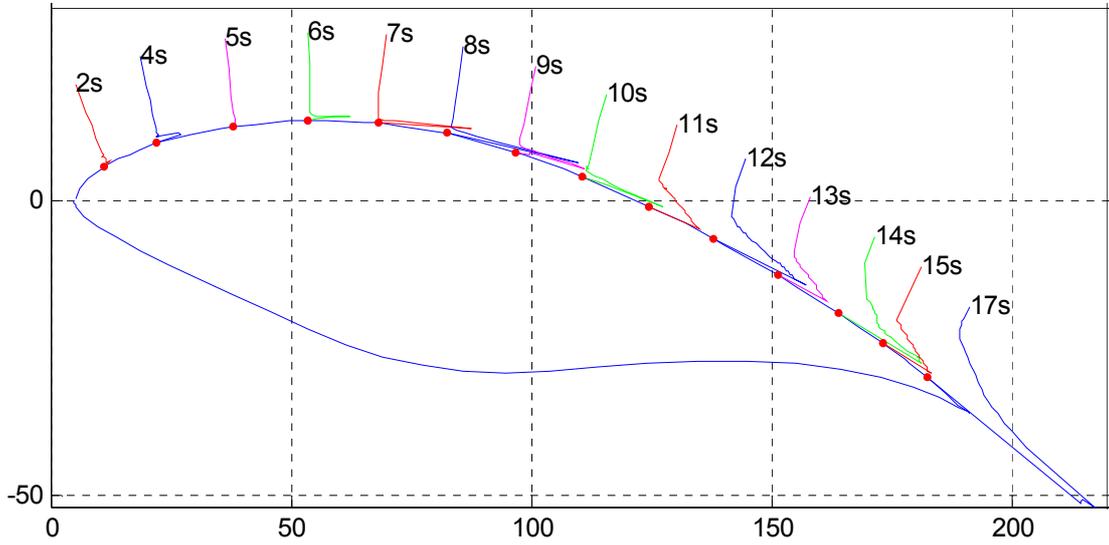


Figura B.3 Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 11^\circ$ .

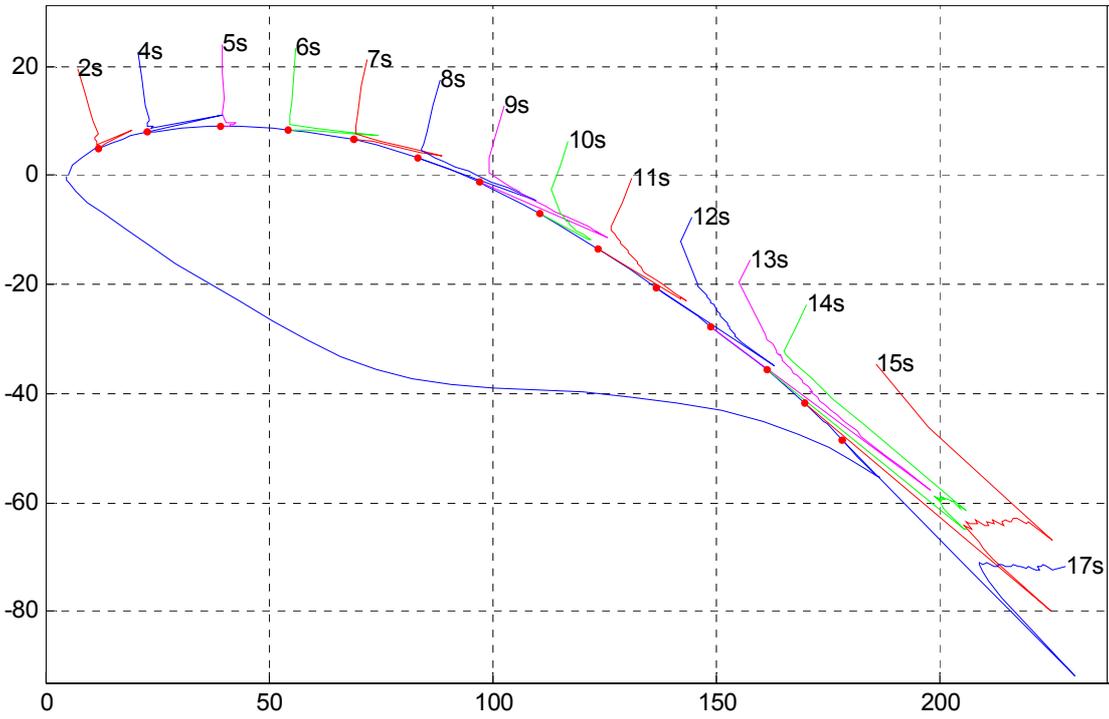
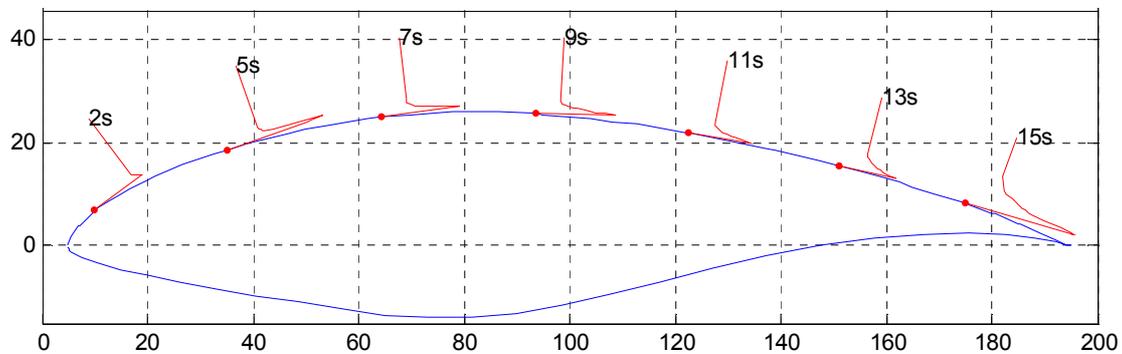


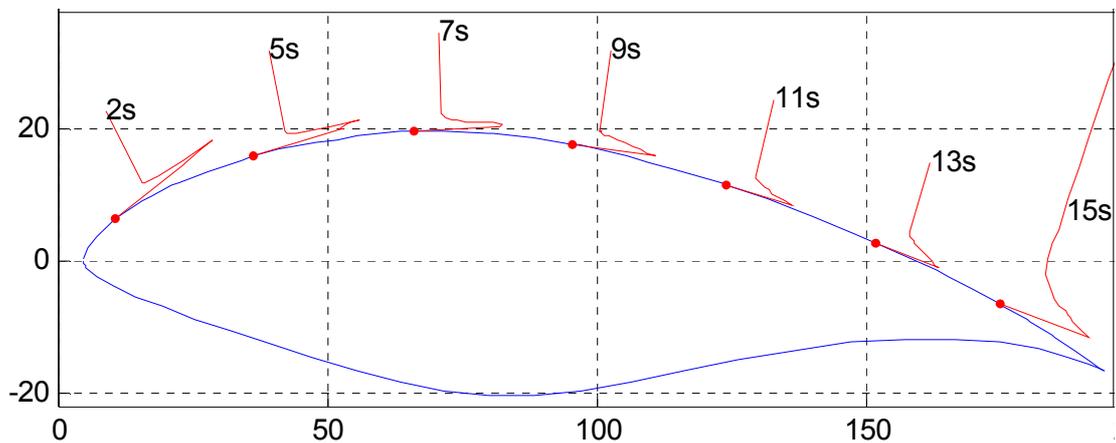
Figura B.4 Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 17^\circ$ .

---

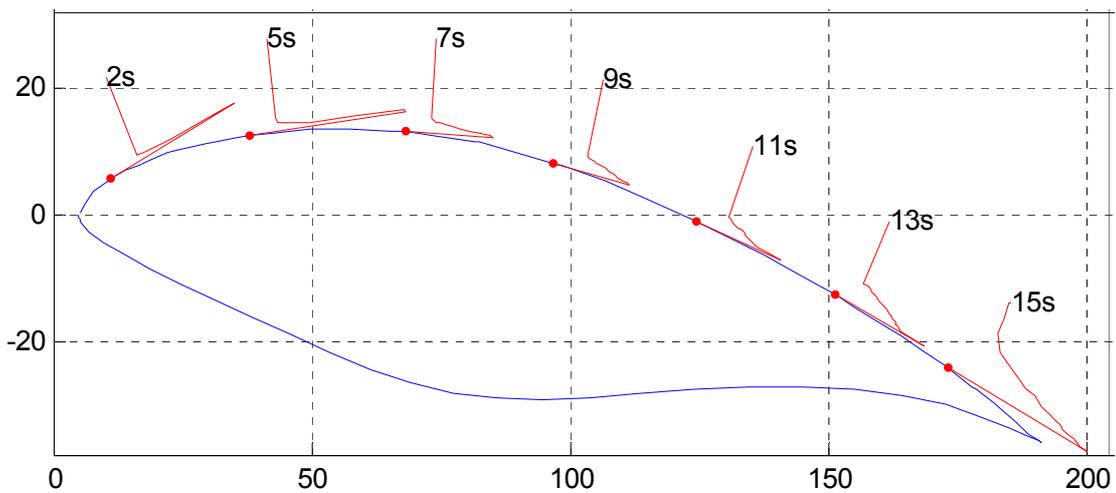
**PERFILES DE TURBULENCIA,  $Re = 440\ 000$ ,  $Tu = 10\ %$ .**



**Figura B.5** Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 0^\circ$ .



**Figura B.6** Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 5^\circ$ .



**Figura B.7** Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 11^\circ$ .

---

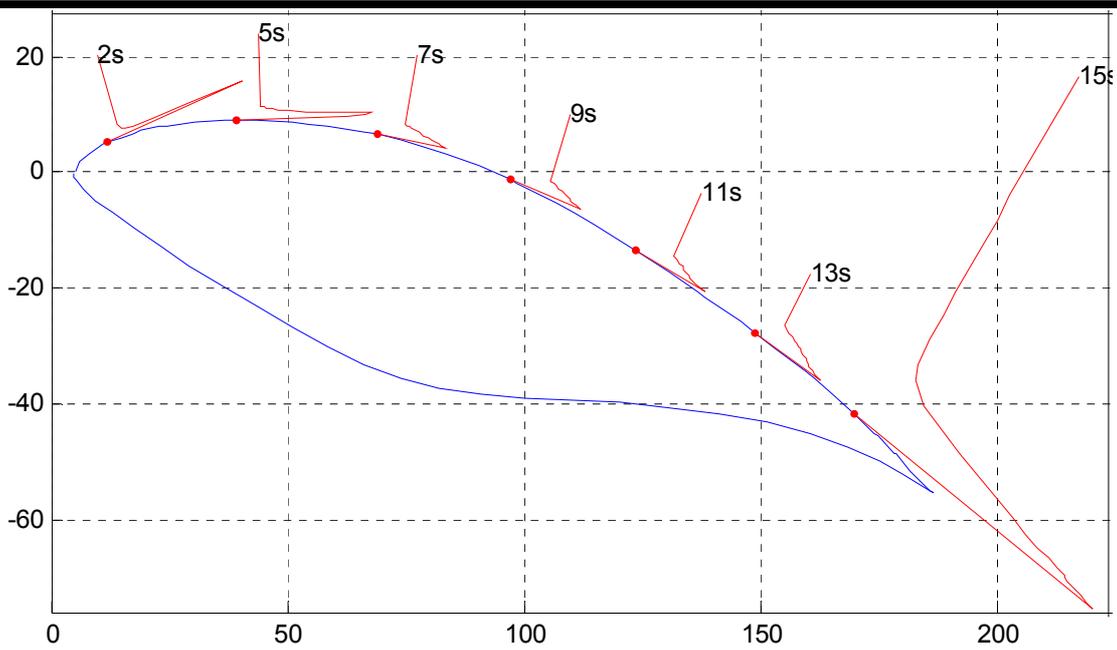


Figura B.8 Perfiles de turbulencia,  $\alpha = 17^\circ$ .

---

# APENDICE C. DISTRIBUCION DE PRESIONES.

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES PARA  $Tu = 0.5 \%$ .

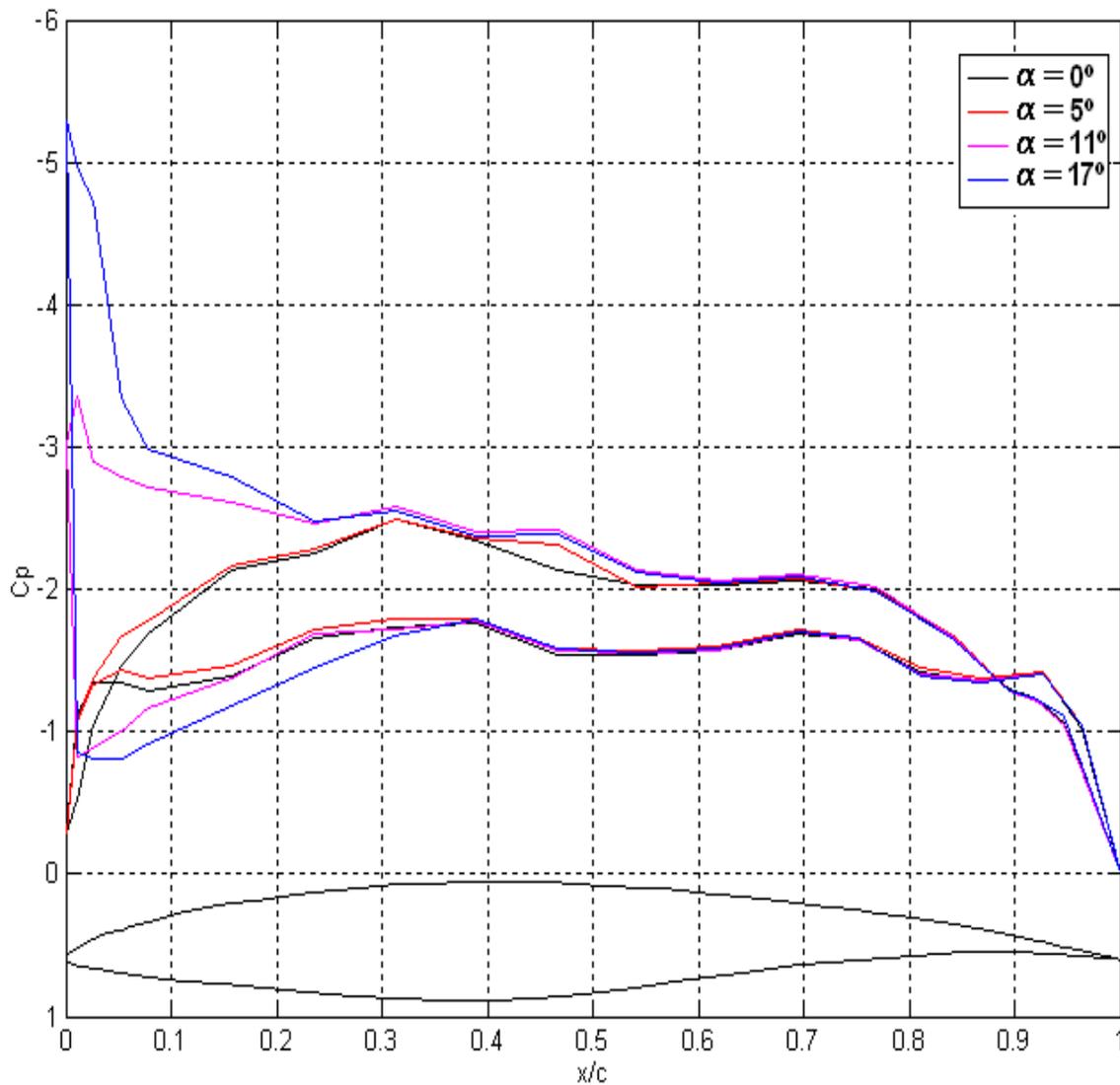


Figura C.1 Coeficientes de presión,  $Re = 189\ 000$ .

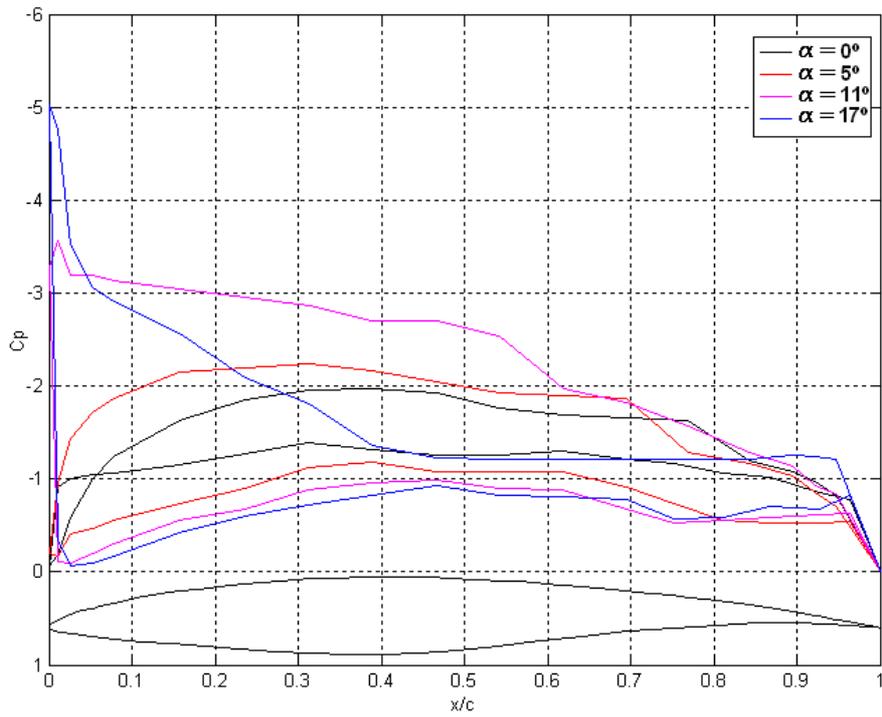


Figura C.2 Coeficientes de presión,  $Re = 315\ 000$ .

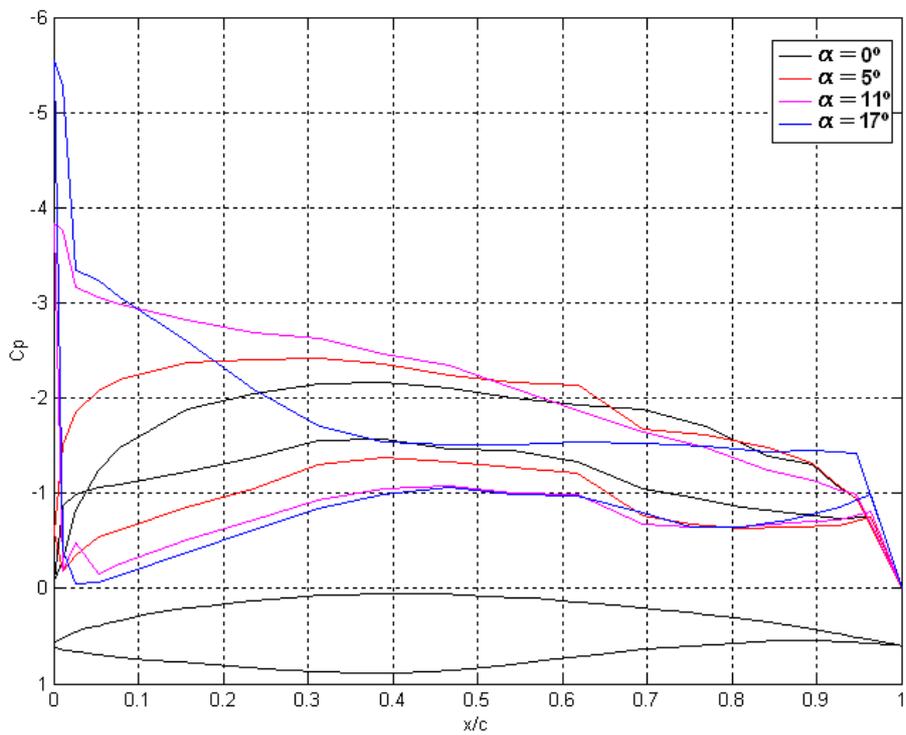


Figura C.3 Coeficientes de presión,  $Re = 440\ 000$ .

---

## DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES PARA $Tu = 10\%$ .

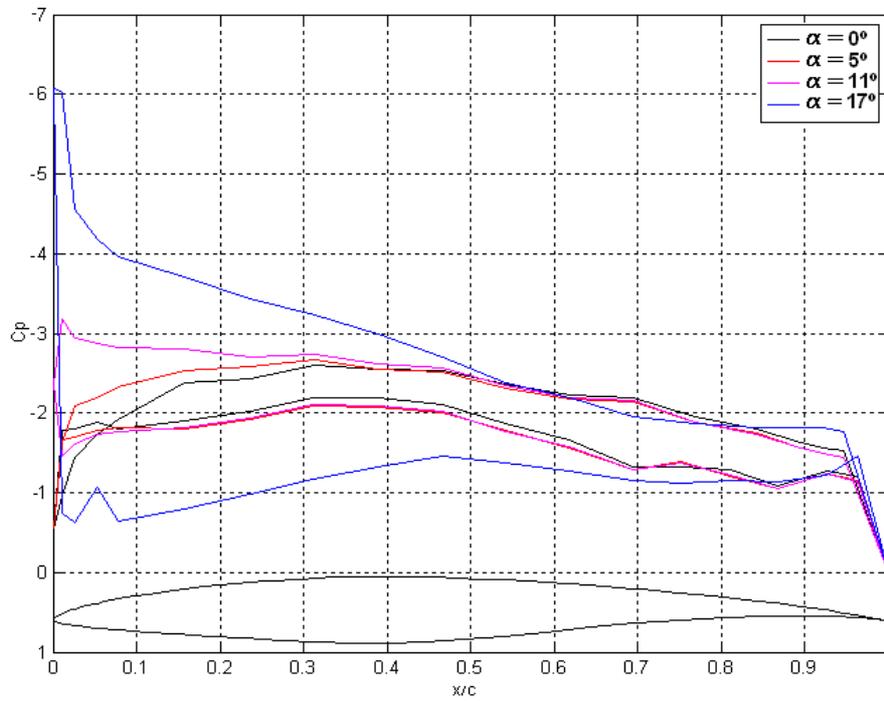


Figura C.4 Coeficientes de presión,  $Re = 189\ 000$ .

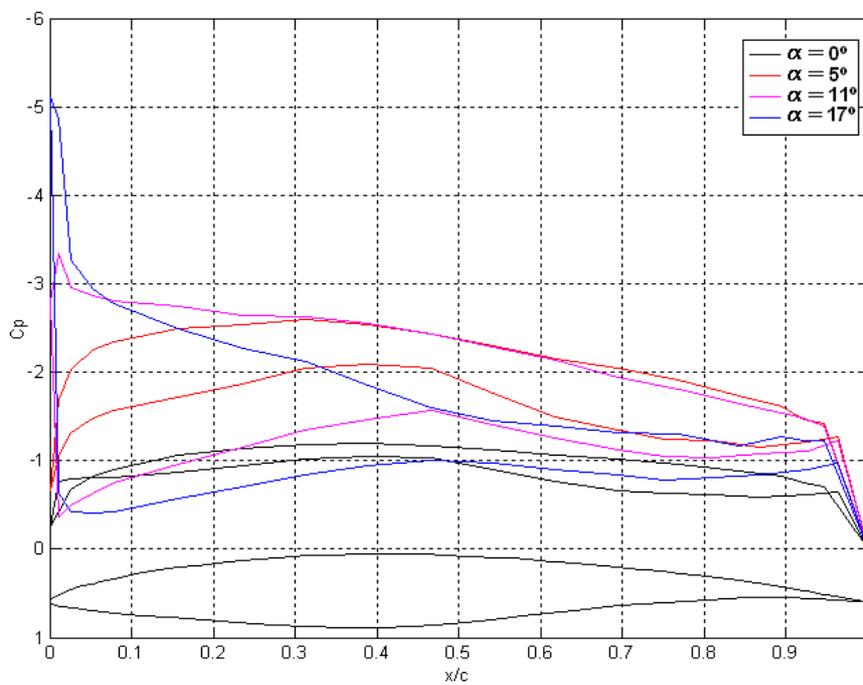
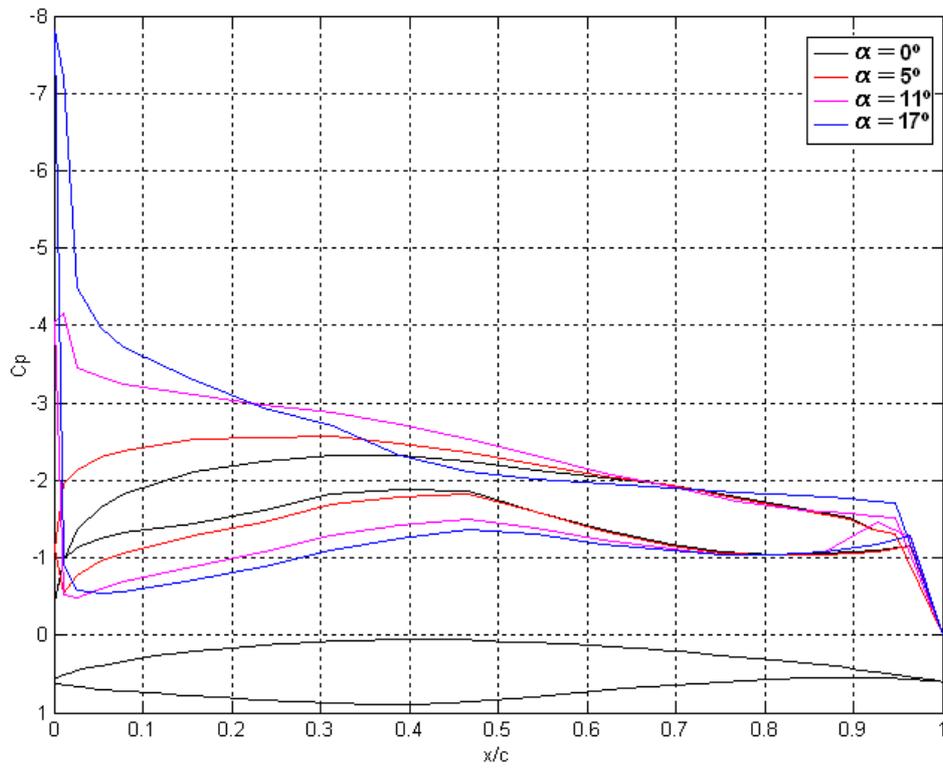


Figura C.5 Coeficientes de presión,  $Re = 315\ 000$ .



**Figura C.6 Coeficientes de presión,  $Re = 440\ 000$ .**