

**TRABAJO ESPECIAL DE GRADO**

**INFLUENCIA DEL BORDE DE FUGA ROMO SOBRE LAS CURVAS  
CARACTERÍSTICAS DE PERFILES AERODINÁMICOS GOE, NACA Y FX.**

Presentado ante la Ilustre  
Universidad Central de Venezuela  
Por el Br. Aparicio G., Julio A.  
Para optar al Título  
de Ingeniero Mecánico.

Caracas, Junio 2006

TRABAJO ESPECIAL DE GRADO

**INFLUENCIA DEL BORDE DE FUGA ROMO SOBRE LAS CURVAS  
CARACTERÍSTICAS DE PERFILES AERODINÁMICOS GOE, NACA Y FX.**

Presentado ante la Ilustre  
Universidad Central de Venezuela  
Por el Br. Aparicio G., Julio A.  
Para optar al Título  
de Ingeniero Mecánico.

TUTOR ACADÉMICO: Prof. Dr. Ing. Stefan Zarea

Caracas, Junio 2006

Caracas, 07 de agosto de 2.006

ACTA

*Los abajo firmantes, miembros del jurado por el Consejo de Escuela de Ingeniería Mecánica, para evaluar el Trabajo Especial de Grado presentado por el bachiller: JULIO APARICIO*

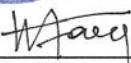
**"INFLUENCIA DEL BORDE DE FUGA ROMO SOBRE LAS CURVAS CARACTERÍSTICAS DE PERFILES AERODINÁMICOS GOE, NACA Y FX"**

*Consideran que el mismo cumple con los requisitos exigidos por el plan de estudio conducente al Título de Ingeniero Mecánico.*

  
Prof. Franklin Baduy  
Jurado



  
Prof. Cristobal Quevedo  
Jurado

  
Prof. Stefan Zarea  
Tutor

*"Hacia el 2008: Conmemoración del Cincuentenario de la Autonomía Universitaria"*

**INFLUENCIA DEL BORDE DE FUGA ROMO SOBRE LAS CURVAS  
CARACTERÍSTICAS DE PERFILES AERODINÁMICOS Gö, NACA Y FX**

**Autor: Aparicio G; Julio A.**

**Tutor Académico: Prof. Dr. Ing. Stefan Zarea. Tesis. 214 Pags.**

**Caracas, U.C.V. Facultad de Ingeniería. Escuela de Ingeniería Mecánica. 2005**

**Palabras Claves:** Perfiles Aerodinámicos. Método ZAREA. Curvas Polares.

Borde de Fuga.

**RESUMEN**

En este trabajo especial se realizó la generación de una nueva serie de perfiles aerodinámicos mediante el método ZAREA (patente pendiente) de redondeo especial del borde de fuga de los perfiles convencionales. La aplicación de este método consistió en sustituir la parte del borde de fuga correspondiente al extradós por un pequeño arco de circunferencia empalmado mediante una curva o segmento de recta al resto del perfil. Tanto los perfiles convencionales como los perfiles nuevos (ZAREA) han sido evaluados calculándose los valores de los coeficientes aerodinámicos  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$  y  $\epsilon$  para un rango de 20 grados del ángulo de ataque y siete valores del numero de Reynolds utilizando el software VisualFoil 4.1 ®. Se trazaron las curvas características aerodinámicas de los perfiles base y los perfiles modificados con el software Ghapher 1.30®. Los bordes de fuga han sido modificados utilizando 2-3 valores para el radio del arco de circunferencia; el empalme con el extradós se realizó con segmentos de recta y arcos de distintas curvas a fin de mejorar el desempeño aerodinámico del perfil modificado. Las curvas características aerodinámicas permitieron evaluar el comportamiento aerodinámico y comparar los perfiles modificados con los originales. Para todos los perfiles aerodinámicos estudiados la modificación del borde de fuga tuvo un efecto favorable sobre las características aerodinámicas. El coeficiente de sustentación pone de manifiesto un incremento de 12% a 79% para las tres series de perfiles estudiados. También se calcularon los parámetros geométricos de los perfiles mediante una rutina programada en Mathcad 11®. Los resultados de esta investigación podrían servir para modificar ligeramente los perfiles aerodinámicos conocidos a fin de incrementarles la eficiencia aerodinámica en las aplicaciones de interés práctico.

## **DEDICATORIA**

A mis padres, Moy y Julio, y a mis hermanos Marly, Edgar y Raúl, con quienes he contado en todo momento.

## **AGRADECIMIENTOS**

Para la realización de este trabajo he contado con la ayuda de varias personas, aprovecho esta oportunidad para expresar mi gratitud y reconocimiento:

- A mi Tutor Prof. Dr. Ing. Stefan Zarea, quien propuso el tema de estudio, me facilito el programa VisualFoil 4.1 y además del buen trato, brindo su valiosa colaboración, sugerencias, dedicación y el seguimiento perseverante para la realización de este trabajo.
- Al Prof. Julio Segura por haberme facilitado utilizar una computadora de la sala que esta bajo su supervisión.
- Al Ing. Ricardo López por facilitarme un programa de su autoría que me ayudó en reducir el tiempo de computación.

## NOMENCLATURA

$C_L$  : Coeficiente de sustentación

$C_D$  : Coeficiente de arrastre

$C_M = Cm$  : Coeficiente de momento

$C_{Lmax}$  : Coeficiente de sustentación máxima

$C_{D(Lmax)}$  : Coeficiente de arrastre para sustentación máxima

$C_{mo}$  : Coeficiente de momento para el ángulo de sustentación nula

$C_{Dmin}$  : Coeficiente de arrastre mínimo

$C_{L(Dmin)}$  : Coeficiente de sustentación para arrastre mínimo

$Cp, c.p$  : Centro de presión

$c$  : Cuerda del perfil

$I_x$  : Momento de inercia respecto al eje x

$I_y$  : Momento de inercia respecto al eje y

$I_{xy}$  : Producto de inercia respecto a los ejes cartesianos

$e_{max}$  : Espesor máximo

$f_{max}$  : Curvatura máxima

$J_o$  : Momento polar de inercia

$Re$  : Numero de Reynolds

$x_c$  : Abscisa del centroide del perfil

$xe_{max}$  : Abscisa del espesor máximo del perfil

$xf_{max}$  : Abscisa de la curvatura máxima del perfil

$y_c$  : Ordenada del centroide del perfil

$ye_{max}$  : Ordenada del espesor máximo del perfil

$yf_{max}$  : Ordenada de la curvatura máxima del perfil

$\alpha$  : Angulo de ataque

$\alpha_{max} = \alpha_M$  : Angulo de ataque para sustentación máxima

$\alpha_0$ : Ángulo de ataque para sustentación nula

$\alpha_D$ : Ángulo de ataque para arrastre mínimo

$\varepsilon = C_L / C_D$ : Fineza aerodinámica

$\varepsilon_M = (C_L / C_D)_{\max}$ : Fineza aerodinámica máxima

$\varepsilon_{aM} = (C_L / C_D)_{\alpha_{\max}}$ : Fineza aerodinámica para sustentación máxima

$\alpha_{aM} = \alpha_{(C_L / C_D)_{\max}}$ : Ángulo de ataque para la fineza aerodinámica máxima

$A_n$ : Coeficiente enésimo del polinomio de interpolación (del extradós o intradós)

$\varepsilon_g$ : Error global de polinomios de interpolación

$\rho$ : Densidad del fluido

$F$ : Fuerza hidrodinámica

$F_D$ : Fuerza de arrastre

$F_L$ : Fuerza de sustentación

$r_f$ : Radio de fuga

$A$ : Área

## ÍNDICE GENERAL

PORADA.....	I
RESUMEN .....	II
DEDICATORIA.....	III
AGRADECIMIENTOS .....	IV
NOMENCLATURA .....	V
ÍNDICE .....	VII
LISTA DE TABLAS.....	IX
LISTA DE FIGURAS .....	X
0. INTRODUCCIÓN.....	1
1. CAPITULO 1: FORMULACIÓN DEL PROBLEMA Y METODOLOGÍA DE ESTUDIO .....	3
1.1. Planteamiento del tema.....	3
1.2. Importancia del estudio .....	3
1.3. Objetivos .....	4
1.4. Metodología de trabajo.....	4
1.5. Nociones básicas sobre perfiles aerodinámicos.....	5
1.5.1. Descripción geométrica .....	5
1.5.2. Curvas características aerodinámicas.....	6
1.6. Modelos de flujo alrededor de perfiles.....	7
1.6.1. Modelo de flujo no viscoso .....	7
1.6.1.1. Método Panel .....	8
1.6.2. Modelo de capa límite .....	11
1.6.2.1. Capa límite laminar .....	12
1.6.2.2. Punto de transición .....	13
1.6.2.2.1. Modelo de Bladwin-Lomax .....	14
1.6.2.3. Capa límite Turbulenta .....	15
1.6.2.4. Coeficiente de arrastre .....	16
1.6.3. Acople entre ambos modelos .....	16
1.7. Efecto Coanda.....	17
1.8. Programa VisualFoil.....	18

2. CAPITULO 2: ANTECEDENTES Y ESTUDIOS PREVIOS .....	19
3. CAPITULO 3: PERFILES ESTUDIADOS .....	21
3.1. Perfiles de base ó referencia.....	21
3.2. Modificación del borde de fuga .....	21
3.3. Perfiles modificados .....	23
3.3.1. Codificación de los perfiles modificados.....	23
3.3.2. Generación de los perfiles .....	23
3.4. Características geométricas .....	25
4. CAPITULO 4: PERFILES DE LA SERIE FX Y MODIFICADOS.....	26
4.1. Características aerodinámicas de los perfiles FX y modificados estudiados.....	26
4.2. Caracterización global de los perfiles estudiados.....	83
4.3. Comentarios individualizados sobre los perfiles seleccionados .....	83
5. CAPITULO 5: PERFILES GOE Y MODIFICADOS .....	89
5.1. Características aerodinámicas de los perfiles GOE y modificados estudiados .....	89
5.2. Caracterización global de los perfiles estudiados .....	144
5.3. Comentarios individualizados sobre los perfiles seleccionados .....	145
6. CAPITULO 6: PERFILES NACA Y MODIFICADOS.....	151
6.1. Características aerodinámicas de los perfiles NACA y modificados estudiados .....	151
6.2. Caracterización global de los perfiles estudiados .....	199
6.3. Comentarios individualizados sobre los perfiles seleccionados .....	200
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	205
REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS .....	207
ANEXOS .....	210

## **LISTA DE TABLAS**

### **CAPITULO 4**

Tabla N°	Pag.
4.1.- Características geométricas de los perfiles FX y modificados .....	81
4.2.- Parámetros aerodinámicos experimentales (*) y computacionales de los perfiles FX y modificados .....	82

### **CAPITULO 5**

Tabla N°	Pag.
5.1.- Características geométricas de los perfiles GOE y modificados .....	142
5.2.- Parámetros aerodinámicos experimentales (*) y computacionales de los perfiles GOE y modificados.....	143

### **CAPITULO 6**

Tabla N°	Pag.
6.1.- Características geométricas de los perfiles NACA y modificados.....	197
6.2.- Parámetros aerodinámicos experimentales (*) y computacionales de los perfiles NACA y modificados.....	198

### **ANEXOS**

Tabla N°	Pag.
1.- Mensajes de alarma desplegados por el programa VisualFoil para los perfiles FX y modificados .....	211
2.- Mensajes de alarma desplegados por el programa VisualFoil para los perfiles GOE y modificados .....	212
3.- Mensajes de alarma desplegados por el programa VisualFoil para los perfiles NACA y modificados .....	213

## LISTA DE FIGURAS

### CAPITULO 1

Figura N°	Pag.
1.1.- Características geométricas de un perfil aerodinámico.....	5
1.2.- Presentación grafica convencional de las características aerodinámicas .....	7
1.3.- Condiciones del flujo potencial alrededor de un perfil aerodinámico.....	8
1.4.- (a) Contorno de un perfil genérico, (b) Distribución de los vértices sobre el perfil.....	9
1.5.- Ubicación de los paneles sobre el perfil .....	10
1.6.- Distribución de la presión sobre el perfil.....	11
1.7.- Esquema de la capa límite y la estructura cinemática del flujo .....	12
1.8.- (a) Definición del parámetro $\delta(x)$ , (b) Definición del parámetro $\delta^*(x)$ .....	13
1.9.- Efecto Coanda .....	18

### CAPITULO 3

Figura N°	Pag.
3.1.- a) Perfiles FX, b) Perfiles GOE y c) Perfiles NACA seleccionados .....	22
3.2.- Esquema de generación de los perfiles modificados a partir de un perfil de referencia .....	24

### CAPITULO 4

Figura N°	Pag.
4.1.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 60-126. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil FX 60-126 .....	27
4.1.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil FX 60-126. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil FX 60-126 .....	28
4.1.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.5. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 60-126-1.5 .....	29

4.1.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 60-126-1.6 .....	30
4.1.2.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.7..Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 60-126-1.7 .....	31
4.1.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-2.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 60-126-2.6 .....	32
4.1.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-3.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 60-126-3.6 .....	33
4.1.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 60-126. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 60-126 .....	34
4.1.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 60-126-1.6 .....	35
4.2.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-140. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil FX 61-140 .....	36
4.2.2. (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-140. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 61-140 .....	37

4.2.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.5..Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-140-1.5 .....	38
4.2.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-140-1.6 .....	39
4.2.2.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-140-1.7 .....	40
4.2.2.2.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-2.7. Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-140-2.7 .....	41
4.2.2.3.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-3.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-140-3.7 .....	42
4.2.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-140. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 61-140 .....	43
4.2.3.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-140-1.7 .....	44
4.3.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-168. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil FX 61-168 .....	45

4.3.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-168. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 61-168 .....	46
4.3.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-168-1.5 .....	47
4.3.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-168-1.6 .....	48
4.3.2.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 60-126-1.7 .....	49
4.3.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-2.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-168-2.6 .....	50
4.3.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-3.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-168-3.6 .....	51
4.3.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-168. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 61-168 .....	52

4.3.3.1.6.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 61-168-1.6 .....	53
4.4.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 63-147. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil FX 63-147 .....	54
4.4.2.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 63-147. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 63-147 .....	55
4.4.2.1.3.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.3. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 63-147-1.3 .....	56
4.4.2.1.5.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 63-147-1.5 .....	57
4.4.2.1.6.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 63-147-1.6 .....	58
4.4.2.2.4.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-2.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 63-147-2.4 .....	59
4.4.2.3.4.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-3.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 63-147-3.4 .....	60

4.4.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 63-147. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 63-147 .....	61
4.4.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 63-147-1.5 .....	62
4.5.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-17-AII-182. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil FX 66-17-AII-182.....	63
4.5.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-17-AII-182. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 66-17-AII-182.....	64
4.5.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.5.Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-17-AII-182-1.5.....	65
4.5.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-17-AII-182-1.6.....	66
4.5.2.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-17-AII-182-1.7.....	67
4.5.2.2.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-2.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-17-AII-182-2.7.....	68

4.5.2.3.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-3.7. Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-17-AII-182-3.7.....	69
4.5.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-17-AII-182. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 66-17-AII-182.....	70
4.5.3.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-17-AII-182-1.7.....	71
4.6.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-S-161. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil FX 66-S-161.....	72
4.6.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-S-161. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 66-S-161 .....	73
4.6.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-S-161-1.4 .....	74
4.6.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-S-161-1.5 .....	75
4.6.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-S-161-1.6 .....	76

4.6.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-2.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-S-161-2.6 .....	77
4.6.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-3.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-S-161-3.6 .....	78
4.6.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-S-161. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
FX 66-S-161 .....	79
4.6.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 66-S-161-1.6 .....	80
4.1.- (a) Cp( $0^\circ$ ) vs. X y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-S-161 y modificados	
para Re = 4.2 E5. (c) Curvas de Cl/Cd y d) Cl, Cd y Cm vs.	
Angulo de ataque del perfil FX 66-S-161 y modificados .....	84
CAPITULO 5	
Figura N°	Pag.
5.7.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 436. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 436 .....	90
5.7.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 436. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 436 .....	91

5.7.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 436-1.5.....	92
5.7.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 436-1.6.....	93
5.7.2.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 436-1.7.....	94
5.7.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-2.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 436-2.6.....	95
5.7.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 436. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 436 .....	96
5.7.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 436-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 436-1.6.....	97
5.8.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 508. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil GOE 508.....	98
5.8.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 508. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 508 .....	99

5.8.2.1.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.3. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 508-1.3.....	100
5.8.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 508-1.4.....	101
5.8.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 508-1.5.....	102
5.8.2.2.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-2.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 508-2.4.....	103
5.8.2.3.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-3.4 . .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 508-3.4.....	104
5.8.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 508. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 508 .....	105
5.8.3.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.4 . .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 508-1.4.....	106
5.9.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 596. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil GOE 596.....	107

5.9.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 596. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 596 .....	108
5.9.2.1.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.2. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 596-1.2.....	109
5.9.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 596-1.4.....	110
5.9.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 596-1.6.....	111
5.9.2.2.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-2.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 596-2.5.....	112
5.9.2.3.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-3.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 596-3.5.....	113
5.9.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 596. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 596 .....	114

5.9.3.1.6.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 596-1.6.....	115
5.10.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 683. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil GOE 683.....	116
5.10.2.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 683. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 683 .....	117
5.10.2.1.2.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.2. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 683-1.2 .....	118
5.10.2.1.4.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 683-1.4 .....	119
5.10.2.1.6.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 683-1.6 .....	120
5.10.2.2.4.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-2.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 683-2.4 .....	121
5.10.2.3.4.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 4.2 E5 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-3.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 683-3.4 .....	122

5.10.3.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 683. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 683 .....	123
5.10.3.1.4.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 683-1.4 .....	124
5.11.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 766. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil GOE 766.....	125
5.11.2.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1.5 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 766. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 766 .....	126
5.11.2.1.5.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1.5 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 766-1.5 .....	127
5.11.2.1.6.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1.5 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 766-1.6 .....	128
5.11.2.1.8.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1.5 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.8. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 766-1.8 .....	129
5.11.2.3.8.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1.5 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-3.8. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 766-3.8 .....	130

5.11.3.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 766. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 766 .....	131
5.11.3.1.6.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 766-1.6 .....	132
5.12.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 769. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil GOE 769.....	133
5.12.2.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 769. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 769 .....	134
5.12.2.1.2.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.2. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 769-1.2 .....	135
5.12.2.1.5.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 769-1.5 .....	136
5.12.2.1.7.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 769-1.7 .....	137
5.12.2.2.6.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-2.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 769-2.6 .....	138

5.12.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-3.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 769-3.6 .....	139
5.12.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil GOE 769. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
GOE 769 .....	140
5.12.3.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 769-1.5 .....	141
5.1.- (a) Cp( $0^\circ$ ) vs. X y (b) Curvas Polares del perfil GOE 683 y modificados	
para Re = 4.2 E5. (c) Curvas de Cl/Cd y d) Cl, Cd y Cm vs.	
Angulo de ataque del perfil GOE 683 y modificados .....	146
CAPITULO 6	
Figura N°	Pag.
6.13.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil NACA 0012. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 0012 .....	152
6.13.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil NACA 0012. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
NACA 0012 .....	153
6.13.2.1.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.2. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 0012-1.2 .....	154
6.13.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 0012-1.4 .....	155

6.13.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 0012-1.6 .....	156
6.13.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-2.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 0012-2.6 .....	157
6.13.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-3.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 0012-3.6 .....	158
6.13.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil NACA 0012. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 0012 .....	159
6.13.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 0012-1.6 .....	160
6.14.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil NACA 23012. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 23012 .....	161
6.14.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil NACA 23012. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 23012 .....	162
6.14.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.4. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 23012-1.4 .....	163

6.14.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.5. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 23012-1.5 .....	164
6.14.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 23012-1.6 .....	165
6.14.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-2.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 23012-2.6 .....	166
6.14.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-3.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 23012-3.6 .....	167
6.14.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil NACA 23012. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 23012 .....	168
6.14.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 23012-1.6 .....	169
6.15.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil NACA 4412. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 4412 .....	170
6.15.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil NACA 4412. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 4412 .....	171

6.15.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.4. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 4412-1.4 .....	172
6.15.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 4412-1.6 .....	173
6.15.2.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.7. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 4412-1.7 .....	174
6.15.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-2.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 4412-2.6 .....	175
6.15.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-3.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 4412-3.6 .....	176
6.15.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil NACA 4412. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 4412 .....	177
6.15.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.6. .Met. Panel y Capa Límite. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 4412-1.6 .....	178
6.16.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil NACA 4415. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 4415 .....	179

6.16.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil NACA 4415. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
NACA 4415 .....	180
6.16.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 4415-1.4 .....	181
6.16.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 4415-1.5 .....	182
6.16.2.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 4415-1.6 .....	183
6.16.2.2.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-2.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 4415-2.6 .....	184
6.16.2.3.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-3.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 4415-3.6 .....	185
6.16.3.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil NACA 4415. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
NACA 4415 .....	186

6.16.3.1.6.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.6. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 4415-1.6 .....	187
6.17.1.- (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil NACA 64-409. (c) Curvas de Cl/Cd y	
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 64-409 .....	188
6.17.2.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil NACA 64-409. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
NACA 64-409.....	189
6.17.2.1.4.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.4. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 64-409-1.4 .....	190
6.17.2.1.5.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.5. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 64-409-1.5 .....	191
6.17.2.1.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 64-409-1.7 .....	192
6.17.2.2.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-2.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 64-409-2.7 .....	193
6.17.2.3.7.- (a) Cp ( $0^\circ$ , $5^\circ$ y $\alpha_M : \alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-3.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 64-409-3.7 .....	194

6.17.3.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil NACA 64-409. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
NACA 64-409.....	195
6.17.3.1.7.- (a) Cp (0°, 5° y $\alpha_M$ : $\alpha$ para Clmax) vs. X para Re = 1 E6 (leer Cp( $\alpha_M$ ) a la derecha)	
y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.7. .Met. Panel y Capa Límite.	
(c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil	
ZAREA 64-409-1.7 .....	196
6.1.- (a) Cp(0°) vs. X y (b) Curvas Polares del perfil NACA 0012 y modificados	
para Re = 1 E6. (c) Curvas de Cl/Cd y d) Cl, Cd y Cm vs.	
Angulo de ataque del perfil NACA 0012 y modificados .....	201

## INTRODUCCION

El desarrollo acelerado de la técnica moderna se refleja también en el área de estudio de los perfiles aerodinámicos. El mejoramiento del comportamiento aerodinámico de las alas de aviones y los alabes de turbomaquinas se puede lograr diseñando nuevos perfiles o mediante la modificación de la forma de los perfiles existentes. Los métodos analíticos convencionales principales de generación de perfiles aerodinámicos han sido desarrollados en el siglo XX y consisten en el uso de las transformaciones conformes y la distribución de singularidades aerodinámicas situadas en una corriente potencial de traslación. Los métodos más intuitivos para lograr nuevos perfiles son el método de optimización empírica, el método de la combinación de arcos de curvas que sirven como esqueleto y leyes de distribución del espesor, llamado y método paramétrico convencional. Una clase amplia de trazado de perfiles esta conformada por métodos especiales que consisten en procedimientos particulares matemáticos y/o constructivos derivados de los métodos generales, arriba mencionados, que permiten obtener geometrías aerodinámicamente optimizadas.

La tendencia actual, presente en nuestra escuela también, consiste en la evaluación y optimización aerodinámica de los perfiles utilizando métodos computacionales, considerando el flujo real y los regímenes de movimiento laminar y turbulento.

En la escuela de ingeniería mecánica de la U.C.V, el Prof. Stefan Zarea ha realizado una extensa investigación aplicada orientada hacia el desarrollo de métodos novedosos y sencillos para el trazado y evaluación experimental y computacional de nuevos perfiles aerodinámicos. Todas las investigaciones se han concretado mediante trabajos especiales y/o de grado. Uno de estos métodos, conocido como método del borde de fuga un cuarto de circunferencia (patente pendiente), consiste en modificar el borde de fuga de los perfiles conocidos sustituyendo la parte correspondiente al extradós por un arco de curva con una longitud de aproximadamente un cuarto de circunferencia. La misma condición se impone en caso del trazado de un perfil nuevo. El cálculo de los coeficientes característicos aerodinámicos se realiza con softwares especializados existentes o desarrollados por los investigadores para tal fin. La aplicación sistemática de este método y el uso del programa VisualFoil 4.1 constituyen el objetivo principal del presente trabajo especial, que está dividido en siete capítulos precedidos por una introducción y acompañados al final por las conclusiones, las propuestas para futuros estudios, las referencias bibliográficas y los anexos.

El premier capitulo tiene por objeto presentar la formulación del problema analizado, los objetivos, la metodología de estudio aplicada, las nociones básicas sobre perfiles aerodinámicos, los modelos matemáticos considerados, los detalles sobre la modificación del borde de fuga, la codificación de los perfiles modificados y una breve información sobre el programa VisualFoil 4.1 utilizado.

El segundo capitulo esta consagrado a la reseña de los estudios realizados sobre los perfiles y específicamente sobre los perfiles modificados.

El tercer capitulo contiene cuatro subcapitulos en los cuales aparecen los contornos de las tres clases de perfiles seleccionados, series FX, GOE y NACA, estudiados mediante la modificación del extradós del borde de fuga. El estudio se extendió sobre un gran numero de perfiles convencionales, a solicitud del tutor. Por razones de espacio se muestran solamente una parte de los perfiles estudiados a fin de cumplir la previsión de aproximadamente 100 perfiles en total entre seleccionados y modificados. Se presentan también los parámetros geométricos de los perfiles estudiados.

En la ultima parte del trabajo se exponen las conclusiones de la presente investigación y las recomendaciones para futuros trabajos en esta área.

Las referencias bibliograficas ofrecen la información sobre las fuentes que se han consultado a fin de realizar este trabajo.

En los apéndices se ofrecen informaciones adicionales.

## **1. CAPITULO 1: FORMULACIÓN DEL PROBLEMA Y METODOLOGÍA DE ESTUDIO**

### **1.1. PLANTEAMIENTO DEL TEMA**

El objetivo principal de este trabajo consiste en estudiar la influencia de la modificación del borde de fuga de perfiles clásicos de las series Gö, NACA Y FX sobre las curvas características aerodinámicas.

Para este fin se implantara un procedimiento ideado por el Prof. Stefan Zarea que estipula sustituir el borde de fuga de perfiles conocidos por un arco de circunferencia. En estudios previos realizados por el Prof. Stefan Zarea esta modificación del borde de fuga permite lograr un mejoramiento del comportamiento aerodinámico de los perfiles ya estudiados experimentalmente. Utilizando un programa de computación disponible, VisualFoil 4.1®, que realiza la integración de las ecuaciones del flujo alrededor del perfil, se pueden calcular fácilmente los valores de los coeficientes aerodinámicos y se pueden trazar las curvas características de los perfiles estudiados. Los resultados pueden rivalizar en exactitud con los obtenidos experimentalmente convirtiendo el programa computacional en un eficiente y confiable procedimiento de evaluación aerodinámica de los perfiles.

El tema propuesto se inscribe en la línea de investigación en el área de perfiles aerodinámicos que el Prof. Stefan Zarea tiene en la Escuela de Ingeniería Mecánica concretada en numerosos trabajos especiales y de grado.

### **1.2. IMPORTANCIA DEL ESTUDIO**

La investigación propuesta tiene interés teórico y aplicabilidad práctica. El interés teórico reside en la obtención de nuevos perfiles aerodinámicos mediante una ligera modificación de perfiles conocidos, a la vez la posibilidad de determinar las características aerodinámicas utilizando métodos computacionales que facilitan la identificación de los perfiles óptimos para una aplicación determinada. El interés práctico de esta investigación deriva del incremento de los valores de los parámetros aerodinámicos de los perfiles clásicos y modernos ofreciendo a los diseñadores de turbomáquinas, de aviones, etc. una gama más amplia de perfiles. Además, estos perfiles presentan también un cierto mejoramiento de las propiedades mecánicas.

### **1.3. OBJETIVOS**

#### **OBJETIVO PRINCIPAL**

El objetivo principal de este trabajo consiste en estudiar computacionalmente la influencia de la modificación del borde de fuga de perfiles clásicos de las series Gö, NACA y FX sobre las curvas características aerodinámicas.

#### **OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

El cumplimiento del objetivo principal se logrará paso por paso según los objetivos específicos que se mencionan a continuación:

- Seleccionar los 100 perfiles Gö, NACA y FX que serán estudiados.
- Trazar las curvas características computacionales de los perfiles seleccionados.
- Modificar los bordes de fuga de los perfiles en estudio según el procedimiento del Prof. Stefan Zarea.
- Calcular las características geométricas de los perfiles modificados (área, centro de masa, espesor máximo, abscisa del espesor máximo, flecha máxima, abscisa de la flecha máxima y momentos de inercia).
- Trazar las curvas características aerodinámicas de cada una de las modificaciones propuestas.
- Interpretar los resultados comparando las curvas características de los perfiles originales y modificados.

### **1.4. METODOLOGÍA DE TRABAJO**

Para lograr los objetivos mencionados anteriormente se aplicara la metodología que se describe a continuación formulada como acciones ( $A_i$ ):

$A_1$ - Estudio de la bibliografía necesaria.

$A_2$ - Seleccionar los perfiles pertenecientes a las series clásicas Gö y NACA y a la serie reciente FX.

$A_3$ - Adquirir destreza en el manejo de los programas computacionales VisualFoil 4.1, MathCAD 2001 y Grapher 1.30.

$A_4$ - Trazar las curvas características de los perfiles Gö, NACA y FX seleccionados de común acuerdo con el Prof. Tutor.

$A_5$ - Modificar el borde de fuga de los perfiles originales introduciendo un arco de circunferencia.

$A_6$ - Calculo de las características geométricas de los perfiles estudiados.

- A<sub>7</sub>- Trazar las curvas características de los perfiles modificados con borde de fuga romo, para cada una de las modificaciones buscando la optimización aerodinámica.
- A<sub>8</sub>- Comparar las curvas características de los perfiles modificados con las curvas características homólogas de los perfiles originales.
- A<sub>9</sub>- Formular las conclusiones sobre el procedimiento propuesto por el Prof. Stefan Zarea.

## 1.5. NOCIONES BÁSICAS SOBRE PERFILES AERODINÁMICOS

### 1.5.1. DESCRIPCIÓN GEOMÉTRICA

Un perfil aerodinámico tiene la forma de un ala o alabe vista en sección transversal. Los perfiles para régimen de flujo subsónico tienen una forma característica, con un borde de ataque generalmente redondeado y un borde de fuga afilado.

El trazado de los perfiles aerodinámicos implica el conocimiento de la ecuación del contorno o de las coordenadas de un número suficiente de puntos del mismo. En el caso de perfiles de contorno dado la geometría de cada perfil esta definida por una tabla de coordenadas adimensionales de suficientes puntos del intradós y el extradós. Mediante unos pocos parámetros se puede generar una razonable sección del perfil y además correlacionar las características geométricas con las aerodinámicas. En figura 1.1 se presentan los parámetros geométricos más importantes.

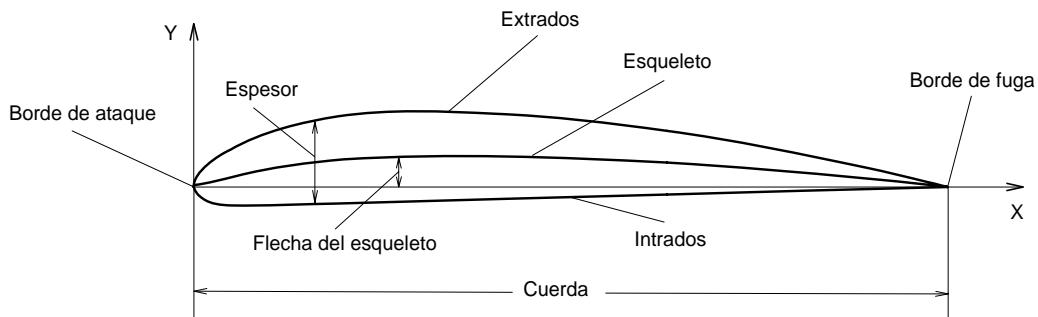


Fig. 1.1. Características geométricas de un perfil aerodinámico.

La línea de cuerda es la línea de referencia del perfil, esta conecta el borde de ataque con el borde de fuga. La cuerda es la longitud de referencia del perfil y es medida a lo largo de la línea de cuerda. Las demás dimensiones están referidas a la cuerda.

La línea media o esqueleto es una línea equidistante entre el extradós y el intradós.

La curvatura máxima es la distancia máxima entre la línea media y la línea de cuerda medida perpendicularmente a esta última.

El espesor máximo es la mayor distancia entre el extradós y el intradós medida perpendicularmente a la línea de cuerda.

### 1.5.2. CURVAS CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS

El arrastre y la sustentación se definen como los componentes de fuerza ejercidos sobre un cuerpo por el fluido en movimiento paralelo y normal, respectivamente, a la velocidad relativa de aproximación. El gradiente de presión es el mayor responsable de la fuerza de sustentación y momento sobre un perfil aerodinámico. La velocidad de flujo sobre la parte superior del perfil es mayor que la velocidad de la corriente libre; así, por la aplicación de la ecuación de Bernoulli, la presión sobre la parte superior es menor que la presión en la corriente libre. La fuerza de arrastre resulta de una combinación de las diferencias de presión y los esfuerzos cortantes.

Una consideración de las cantidades físicas involucradas en la generación de las fuerzas aerodinámicas de sustentación, arrastre y momento aerodinámico conduce a las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned}\text{Sustentación} \quad L &= C_L \left( \frac{1}{2} \rho v^2 \right) A \\ \text{Arrastre} \quad D &= C_D \left( \frac{1}{2} \rho v^2 \right) A \\ \text{Momento} \quad M &= C_M \left( \frac{1}{2} \rho v^2 \right) c A\end{aligned}$$

Los tres tienen en común la presión dinámica, término de la ecuación de Bernoulli así como  $A$ , área proyectada por el perfil en un plano normal al flujo. Adicionalmente el momento aerodinámico incluye la cuerda del perfil. Los respectivos coeficientes  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  representan el desempeño característico de un perfil particular y son presentados usualmente como muestra la figura 1.2.

Los coeficientes de momento y sustentación son graficados en función del ángulo de ataque (ángulo entre la cuerda y el vector de velocidad de la corriente libre), mientras que el arrastre es graficado como función del coeficiente de sustentación (curva polar).

Los valores de los coeficientes mostrados en la figura 1.2. son típicos. Existe un rango del ángulo de ataque para el cual la sustentación varía linealmente y donde el arrastre tiene sus menores valores. Luego que el máximo valor en la sustentación es alcanzado un aumento en el ángulo de

ataque causa una disminución brusca del coeficiente de sustentación y un aumento en el coeficiente de arrastre. Esta condición es conocida como "stall". El coeficiente de momento casi siempre es negativo y tiende a disminuir cuando aumenta el ángulo de ataque. Cambios rápidos ocurren también en este coeficiente al alcanzar la condición de "stall".

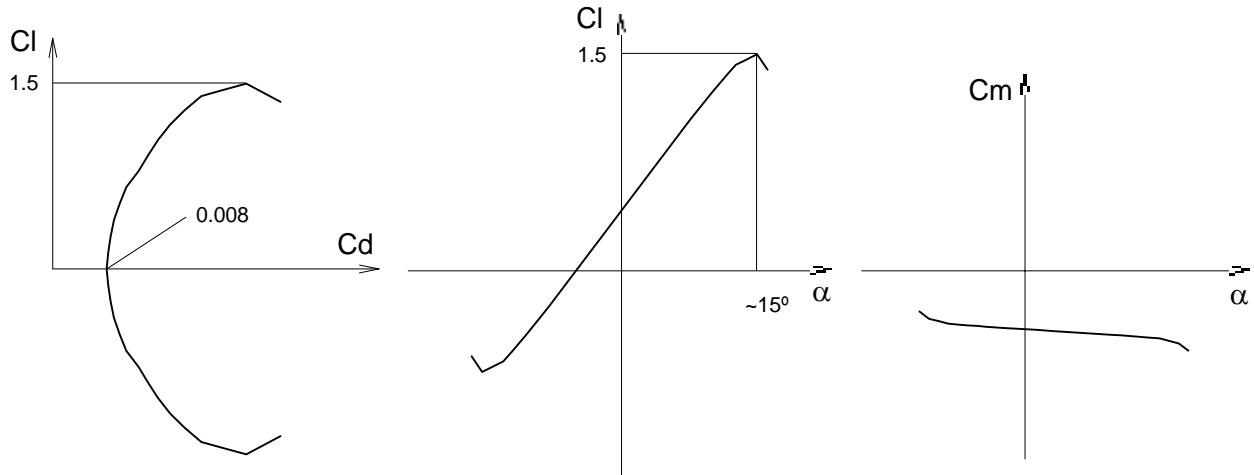


Fig. 1.2. Presentación grafica convencional de las características aerodinámicas.

## 1.6. MODELOS DE FLUJO ALREDEDOR DE PERFILES

### 1.6.1. MODELO DE FLUJO NO VISCOSO

Las ecuaciones de Navier-Stokes dan una completa descripción de las posibles situaciones de flujo. Sin embargo consume mucho tiempo obtener una solución numérica usándolas. En nuestro caso, el flujo turbulento incompresible a través de un perfil, los efectos viscosos son importantes solo en una pequeña región cerca de la superficie. En esta región, las ecuaciones de Navier-Stokes pueden ser aproximadas por las ecuaciones de capa límite. Afuera, los efectos viscosos pueden ser despreciados y puede usarse un modelo de flujo no viscoso.

Existen una variedad de métodos para resolver la parte no viscosa del flujo, estos difieren en el tipo de singularidad usada para representar el potencial de velocidad sobre el perfil (fuentes, dobletes o vortices), y por la escogencia de la condición de Kutta, una condición adicional que se debe añadir al sistema de ecuaciones final para obtener una solución única.

El flujo potencial incompresible gobernado por la ecuación de Laplace se puede resolver mediante la teoría del perfil delgado o con un método panel.

Ecuaciones teóricas de flujo:

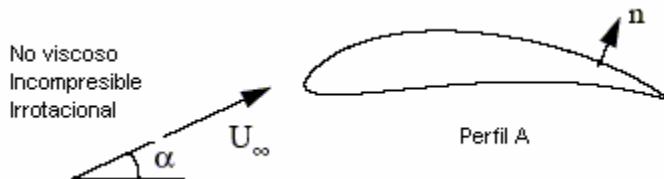


Fig. 1.3. Condiciones del flujo potencial alrededor de un perfil aerodinámico.

Para el flujo irrotacional, la velocidad es el gradiente de una cantidad llamada potencial de velocidad.

$$V = (u, v) = \nabla \varphi$$

Sustituyendo esta en la ecuación de continuidad para flujo incompresible, no viscoso da:

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad \text{ó} \quad \Delta \varphi = 0 \quad (\text{ecuación de Laplace})$$

En la superficie del perfil, la condición de frontera de Neumann debe ser satisfecha:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial \eta} = V_n$$

en nuestro caso,  $V_n$  es simplemente cero, lo que produce la clásica condición de velocidad normal cero.

#### 1.6.1.1. MÉTODO PANEL

La predicción de las propiedades aerodinámicas de la mayoría de los perfiles aerodinámicos se puede obtener con relativa exactitud usando el análisis bidimensional del método panel, el cual provee la velocidad tangencial externa. La presión es entonces calculada con la ecuación de Bernoulli,  $C_L$  y  $C_M$  son derivados integrando la presión sobre el perfil.

La solución de la ecuación de Laplace se obtiene añadiendo una distribución lineal de vortices  $\gamma$  sobre la superficie del perfil al potencial de flujo libre. La solución en cualquier punto del campo es dada por:

$$\varphi_P = u_\infty \cdot x + v_\infty \cdot y + \int_A \gamma \varphi_v ds$$

donde  $\varphi_v$  es el potencial de una unidad de intensidad de vortice:

$$\varphi_v = -\frac{1}{2\pi} \theta$$

siendo  $(r, \theta)$  las coordenadas polares de P relativas a  $(ds)$ .

Esta ecuación tiene que satisfacer la condición de frontera para cada punto sobre  $A$ , lo que da:

$$\nabla \varphi_P \cdot n = 0 \Rightarrow (u_\infty, v_\infty) \cdot n + \int_A \gamma \frac{\partial \varphi_v}{\partial n} ds = 0$$

Esta es la ecuación base para el método panel. Para construir una solución numérica el cuerpo es dividido en N paneles planos y la ecuación de la condición de frontera es especificada sobre el punto medio de cada panel.

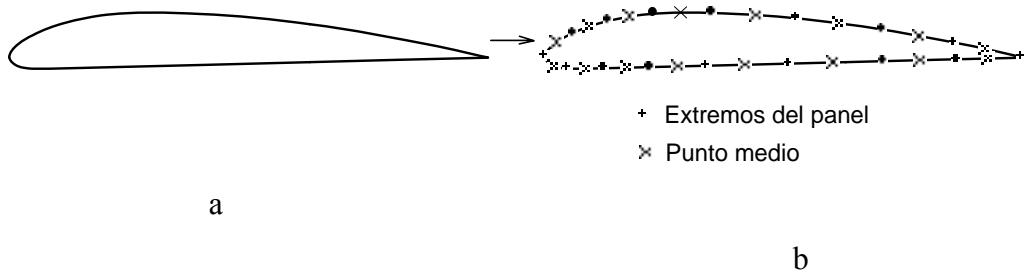


Fig. 1.4. a) Contorno de un perfil genérico, b) Distribución de los vértices sobre el perfil.  
la integración es hecha sobre cada panel y la condición de frontera se vuelve:

$$(u_\infty, v_\infty) \cdot n + \sum_{i=1}^N \left( \int_{\text{panel}} \gamma \frac{\partial \varphi_v}{\partial n} ds \right) = 0$$

donde:

$$\int_{\text{panel}} \gamma \frac{\partial \varphi_v}{\partial n} ds = \left( \int_{\text{panel}} \gamma \frac{\partial \varphi_v}{\partial x} ds, \int_{\text{panel}} \gamma \frac{\partial \varphi_v}{\partial y} ds \right) \cdot n \equiv (u, v) \cdot n$$

Sobre cada panel, se escoge una distribución lineal de vorticidad  $\gamma(x) = \gamma_0 + \gamma_1 x$  (para determinar el potencial y la velocidad inducida por cada panel se considera separadamente cada término de la distribución).

Esto conduce a un sistema lineal de N ecuaciones con las incógnitas  $\gamma_i$  ( $i=1$  a  $N$ ).

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1N+1} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2N+1} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{N1} & a_{N2} & \dots & a_{NN+1} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \dots \\ \gamma_{N+1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \dots \\ RHS_N \end{pmatrix}$$

Donde  $RHS_i$  es la componente normal de la velocidad de flujo libre y  $a_{ij}$  el coeficiente de influencia.

Una condición adicional se debe establecer para obtener una solución única. Consideraciones físicas conducen a la escogencia de la condición de Kutta, la cual especifica que la circulación en el borde de fuga debe ser cero:  $\gamma_{TE} = 0$ .

En nuestro modelo, la circulación es dada por  $\gamma_{TE} = \gamma_1 + \gamma_{N+1}$ , y la condición de Kutta es:

$$\gamma_1 + \gamma_{N+1} = 0$$

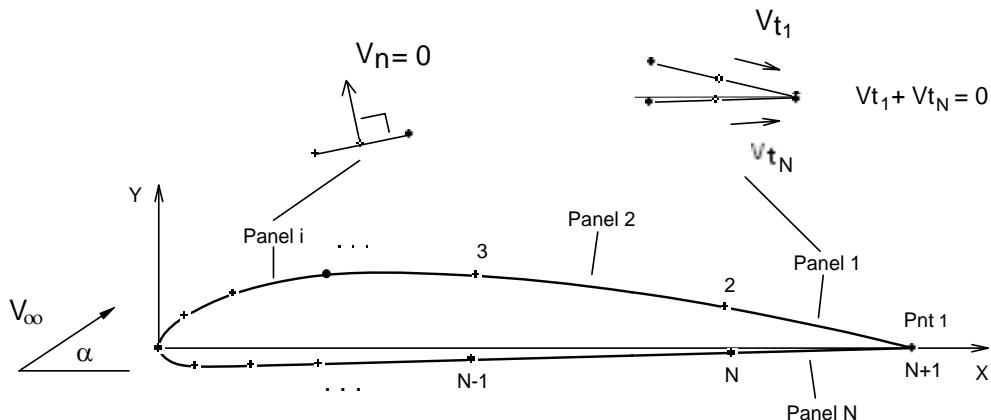


Fig. 1.5. Ubicación de los paneles sobre el perfil.

La condición adicional añadida al sistema de ecuaciones da:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1N+1} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2N+1} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{N1} & a_{N2} & \dots & a_{NN+1} \\ 1 & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \dots \\ \gamma_{N+1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \dots \\ RHS_n \\ 0 \end{pmatrix}$$

Este sistema de ecuaciones puede ser resuelto para  $\gamma_i$  usando métodos estándar del álgebra lineal.

La velocidad es obtenida sumando la componente tangencial de  $(u, v)$  de cada panel a la componente tangencial de la velocidad de flujo externo.

El coeficiente de presión se puede calcular en cada punto de colocación aplicando la ecuación de bernoulli:

$$P + \frac{1}{2} \rho U_e^2 = P_\infty + \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2$$

$$P = P_\infty + \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 - \frac{1}{2} \rho U_e^2$$

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{1/2 \rho_\infty U_\infty^2}$$

$$C_P = 1 - \frac{U_e^2}{U_\infty^2}$$

Los coeficientes de sustentación y momento (el cual representa el momento de la fuerza aerodinámica respecto al punto de coordenadas  $(c/4, 0)$ ) pueden ser obtenidos integrando  $C_P$ .

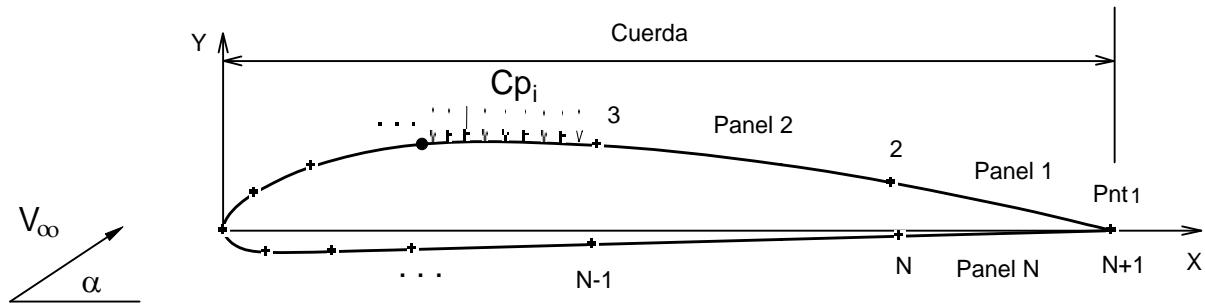


Fig. 1.6. Distribución de la presión sobre el perfil.

$$C_L = \oint C_P \cdot d \frac{x}{c}$$

### 1.6.2. MODELO DE CAPA LIMITE

La formulación de la capa límite consiste de un modelo para la parte laminar del flujo, un criterio de transición, y un modelo para la parte turbulenta del flujo. Los resultados incluyen el espesor de desplazamiento, el espesor de momento  $\theta$ , el factor de forma  $H$ , y el coeficiente de fricción superficial  $C_f$ . Estas cantidades son usadas para calcular el coeficiente de arrastre.

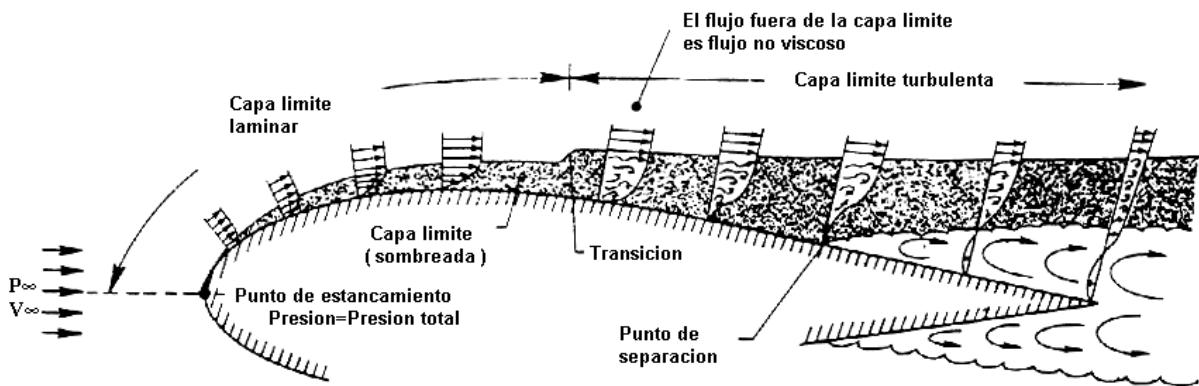


Fig. 1.7. Esquema de la capa límite y la estructura cinemática del flujo.

#### 1.6.2.1. CAPA LÍMITE LAMINAR

El análisis y comparación del orden de magnitud de los términos de las ecuaciones de Navier-Stokes, conduce a las ecuaciones de capa límite de Prandtl:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

$$\rho \left( u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$$

$$\frac{\partial p}{\partial y} = 0$$

( $x$ ) es medida a lo largo de la superficie del perfil con  $x = 0$  localizado en el punto de estancamiento, y ( $y$ ) es medida normalmente a la superficie.

Las suposiciones más importantes usadas en la derivación son:

- El espesor de la capa límite es pequeño comparado con  $L$  para grandes números de Reynolds.
- La velocidad tangencial  $u$  es mucho mayor que la componente normal  $v$ .
- La presión es constante a lo largo de la capa límite (en la dirección de  $y$ ).

Ecuación de momento:

Combinando las ecuaciones de capa límite e integrando la expresión resultante desde cero a infinito, se obtiene la ecuación de von Kármán.

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{\theta}{U_e} \left( 2 + \frac{\delta^*}{\theta} \right) \frac{dU_e}{dx} = \frac{1}{2} C_f$$

El espesor de desplazamiento  $\delta^*$ , de momento  $\theta$  y el coeficiente de fricción superficial  $C_f$  se definen como sigue:

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy$$

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{U_e} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy$$

$$C_f = \frac{\tau_w}{1/2 \cdot \rho U_e^2}, \text{ donde: } \tau_w = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \Big|_{y=0}$$

El espesor de desplazamiento puede ser visto como el desplazamiento de la superficie del perfil necesario para construir un perfil de velocidades a través de la capa límite tal que el volumen de flujo es el mismo que en caso real.

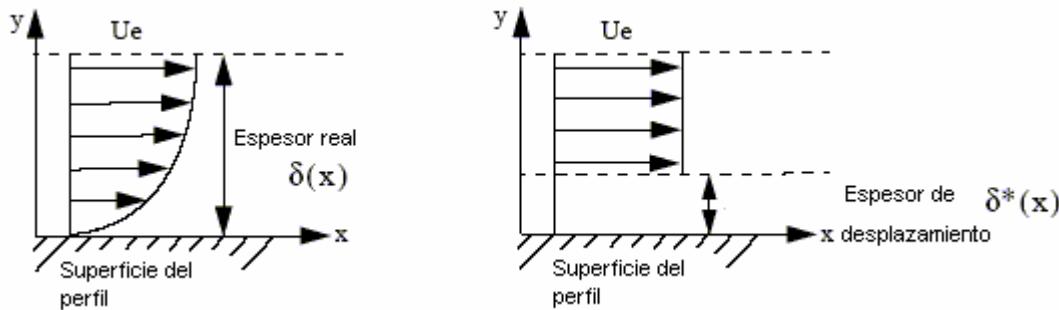


Fig. 1.8. a) Definición del parámetro  $\delta(x)$ , b) Definición del parámetro  $\delta^*(x)$ .

Esta equivalencia en el volumen de flujo puede expresarse analíticamente como:

$$\int_0^\infty (U_e - u) dy = \delta^* \cdot U_e$$

Introduciendo el factor de forma  $H = \delta^*/\theta$ , la ecuación de momento o la ecuación de von Kármán se puede escribir:

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{\theta}{U_e} (2 + H) \frac{dU_e}{dx} = \frac{1}{2} C_f$$

### 1.6.2.2. PUNTO DE TRANSICION

La transición de flujo laminar a turbulento es resultado del crecimiento de perturbaciones que hacen la capa límite laminar inestable. La exacta predicción del punto de transición es crucial

para obtener una buena estimación del arrastre ya que este separa la región de flujo laminar, donde el arrastre de fricción superficial es bajo, de la región de flujo turbulento, donde el arrastre de fricción incrementa dramáticamente.

#### 1.6.2.2.1 MODELO DE BALDWIN-LOMAX

El modelo de Baldwin-Lomax es un modelo de turbulencia algebraico, en el cual la viscosidad eddy es calculada en términos de las propiedades locales del flujo. Es un modelo de dos capas con expresiones separadas para el cálculo de la viscosidad eddy en cada capa. Las formulaciones para las capas viscosas interior y exterior son:

Capa interior:

$$v_{T_i} = l_{mix}^2 |w|$$

$$l_{mix} = ky \left[ 1 - e^{-\frac{y}{A_0^+} \left( \sqrt{\frac{\rho |w|}{\mu}} \right)_{y=0}} \right]$$

$l_{mix}$  escala de longitud de la turbulencia y ( $y$ ) es la distancia normal a la superficie del cuerpo.

Capa exterior:

$$v_{T_0} = \alpha C_{cp} F_{wake} F_{Kleb}(y, y_{max}/C_{Kleb})$$

$$F_{wake} = \min[y_{max} F_{max}, C_{wkYmax} U_{dif}^2 / F_{max}]$$

$$F_{max} = \frac{1}{k} \left[ \max_y (l_{mix} |w|) \right]$$

$$F_{Kleb} = \left[ 1 + 5.5 \left( C_{Kleb} \frac{y}{y_{max}} \right)^6 \right]^{-1}$$

donde  $y_{max}$  es el valor de  $y$  en el cual  $l_{mix} |w|$  es máximo.

Coeficientes de cierre (constantes del modelo):

$$k = 0.40 \quad \alpha = 0.0168 \quad A_0^+ = 26$$

$$C_{cp} = 1.6 \quad C_{Kleb} = 0.3 \quad C_{wk} = 0.25$$

La función  $F_{Kleb}$  es la función de intermitencia de Klebanoff y  $|w|$  es la magnitud del vector de vorticidad.

$$|w| = \left| \frac{\partial w}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial z} \right|$$

$U_{dif}$  es definida como:

$$U_{dif} = \left( \sqrt{u^2 + w^2} \right)_{\max} - \left( \sqrt{u^2 + w^2} \right)_{y=y_{\max}}$$

Los valores de viscosidad eddy comutan de la formulación interior a la exterior a lo largo de la capa límite cuando  $v_{T_i} = v_{T_0}$ .

### 1.6.2.3. CAPA LÍMITE TURBULENTA

Para números de Reynolds grandes, la capa límite laminar puede volverse turbulenta. En el flujo turbulento las variables del flujo y del fluido cambian con el tiempo, por lo que es necesario para propósitos prácticos usar alguna forma de promedio para la descripción del flujo.

Podemos expresar las variables de flujo y del fluido en términos de un valor medio y uno fluctuante:

$$a(x, y, t) = \bar{a}(x, y) + a'(x, y, t)$$

donde  $a$  representa cualquier cantidad del flujo en un promedio de tiempo en el punto  $(x, y, z)$ :

$$\bar{a}(x, y) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} a(x, y, t) dt$$

Ecuaciones teóricas del flujo:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} &= 0 \\ \rho \left( \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) &= - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \rho \bar{u}' \bar{v}' \right) \\ \frac{\partial \bar{p}}{\partial y} &= \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} - \rho \bar{v}'^2 \right) \end{aligned}$$

Usando el promedio y comparando el orden de magnitud de los términos de las ecuaciones para flujo estable e incompresible de Navier-Stokes, las siguientes ecuaciones para capa límite turbulenta pueden derivarse:

$(x)$  es medida a lo largo de la superficie del perfil con  $x = 0$  localizado en el punto de transición, y  $(y)$  es medida normalmente a la superficie.

Ecuación de momento de Von Karman:

La ecuación integral de Von Karman se puede derivar de las ecuaciones para flujo turbulento. Las diferencias con respecto al caso laminar son:

- La inclusión del término  $-\rho \bar{u}'v'$ , llamado esfuerzo de Reynolds. Afortunadamente este término desaparece en la superficie del perfil debido a la condición de no deslizamiento.
- El término  $y \partial p / \partial y$  no es cero. Sin embargo la capa límite es tan delgada que se puede asumir que la presión es constante en la dirección  $y$ .
- Las cantidades  $\delta^*, \theta, H$  y  $C_f$  ahora se expresan como promedios en el tiempo.

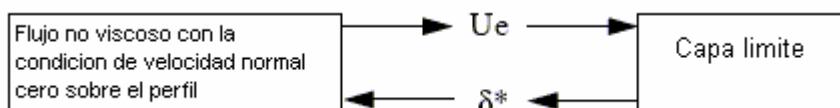
#### 1.6.2.4. COEFICIENTE DE ARRASTRE

La fórmula de Squire-Young relaciona el déficit de momento corriente abajo con los valores del campo de flujo en el borde de fuga. Da el arrastre total sobre el perfil dado el espesor de momento adimensional ( $\theta$ ), el factor de forma ( $H$ ) y la velocidad adimensional en el borde de fuga ( $U_e$ ), calculados para ambos lados del perfil.

$$C_d = \left[ 2\theta_{TE} \cdot (U_e)_{TE}^{\frac{H_{TE}+5}{2}} \right]_{UP} + \left[ 2\theta_{TE} \cdot (U_e)_{TE}^{\frac{H_{TE}+5}{2}} \right]_{LOW}$$

#### 1.6.3. ACOPLE ENTRE AMBOS MODELOS

- El efecto de la capa límite es el de modificar la forma del perfil que da la condición de frontera en el flujo potencial. La condición de flujo normal nulo se obtiene añadiendo el espesor de desplazamiento  $\delta^*$  a la superficie del perfil.
- Las ecuaciones de capa límite dependen de la distribución de velocidad tangencial externa.



Dos posibles aproximaciones son posibles para acoplar los flujos no viscoso-capas límite.

Acople de dos vías:

En este caso, la modificación de la frontera donde la condición de velocidad normal cero tiene que ser hecha debido al espesor de la capa límite es tomada en cuenta.

La solución comienza con el problema de flujo no viscoso, el cual produce el campo de velocidad. Estos datos se introducen en el modelo de capa límite del que se obtiene el coeficiente

de fricción de pared local y el espesor de desplazamiento. Entonces una segunda iteración es hecha ahora con la geometría modificada. La modificación puede ser obtenida desplazando los paneles de acuerdo al espesor de desplazamiento, y el procedimiento es reiterado hasta que se converge a una solución.

Otra manera de tomar en cuenta los efectos del desplazamiento es cambiar la condición de frontera en lugar de la geometría. En este caso el flujo normal no es cero. La formulación, conocida como concepto de velocidad de transpiración, establece:

$$V \cdot n = \frac{d}{dx} (U_e \delta^*)$$

Usando en modelo de acople de dos vías, el arrastre total es encontrado sumando el arrastre de fricción, obtenido integrando el coeficiente de fricción superficial  $C_f$ , al arrastre de presión, que se obtiene por integración de la distribución de presiones del modelo no viscoso.

#### Acople de una vía

En este caso el efecto del espesor de la capa límite se desprecia. Una simple iteración es hecha: la velocidad tangencial externa es calculada por el modelo no viscoso con la condición  $V \cdot n = 0$  sobre la superficie del perfil e introducida el modelo de capa límite.

El coeficiente de arrastre se obtiene de la formula de Squire-Young. Esta es función de algunos resultados de la capa límite (espesor de momento y factor de forma) en el borde de fuga.

### **1.7. EFECTO COANDA.**

La tendencia que tienen los fluidos a seguir, debido a la viscosidad, el contorno de la superficie sobre la que inciden, si la curvatura de la misma, ó el ángulo de incidencia no son demasiado acentuados se conoce como efecto Coanda.

La mejor manera de explicar en que consiste el efecto Coanda es mediante un ejemplo: Supongamos una superficie curva, por ejemplo un cilindro fijo. Si sobre el vertemos un sólido granulado, como muestra la Fig. 1.9. a, rebota hacia la derecha. Si repetimos esta experiencia con un líquido, debido al rozamiento, tenderá a adherirse a la superficie curva y abandonará la superficie a la izquierda, Fig. 1.9. b. Si imaginamos el fluido como capas de líquido, las capas que tocan el cilindro se pegaran, las que resbalan sobre estas se desviaran un poco y así sucesivamente.

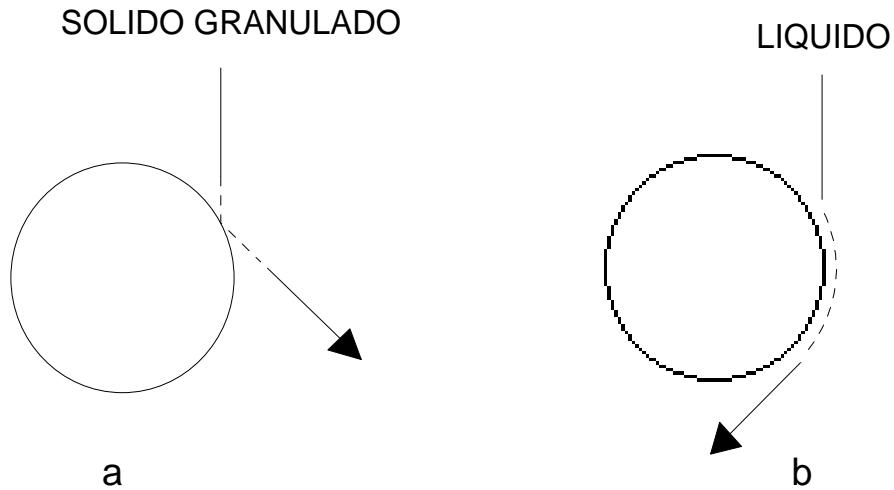


Fig. 1.9. Efecto Coanda.

### 1.8. PROGRAMA VISUALFOIL 4.1.

El programa presenta la información aclaratoria que se ofrece a continuación:

"VisualFoil es una herramienta numérica de base MS Windows 95 que calcula los coeficientes de sustentación y momento para perfiles NACA de 4 y 5 dígitos. El análisis del perfil esta basado en el método vortex panel para flujo incompresible ideal. Un nuevo calculo se hace cada vez que un perfil es escogido o el ángulo de ataque, la localización y deflexión del flap son modificadas. Visualfoil incluye efectos viscosos corrigiendo la solución no viscosa con el análisis de la capa límite. Las ecuaciones de la capa límite son resueltas usando un método de diferencia finita de segundo orden en la dirección de la corriente y un método seudoespectral en la dirección normal a la superficie. La turbulencia es calculada con el uso del modelo de turbulencia de Baldwin-Lomax. La aproximación semi-empírica de Squire-Young es usada para computar el arrastre de forma para el perfil. VisualFoil puede ser usado para calcular el comportamiento teórico de perfiles NACA de 4 y 5 dígitos para varias posiciones del flap y del ángulo de ataque. El programa es una excelente herramienta para la investigación de las características de perfiles NACA de 4 y 5 dígitos, para el diseño y análisis de aeroplanos o para la evaluación teórica de la respuesta de un perfil al los cambios en el ángulo de ataque, localización y deflexión del flap".

## **2. CAPITULO 2: ANTECEDENTES Y ESTUDIOS PREVIOS**

Los perfiles aerodinámicos representan un tema de estudio teórico, experimental y computacional para investigadores de universidades, institutos de investigación y/o laboratorios de ciertas empresas en numerosos países. Esta situación se explica por la importancia que tienen los perfiles aerodinámicos en distintos campos de la técnica.

Para aplicaciones específicas la optimización de la solución constructiva y la conversión energética requiere de perfiles con curvas características apropiadas. Por estos motivos un aspecto importante de la investigación en el campo de los perfiles aerodinámicos consiste en diseñar nuevos perfiles y evaluarlos por vía teórica, experimental y/o computacional.

La primera etapa en el trazado de perfiles aerodinámicos ha sido estrictamente empírica. Al principio de siglo Joukowski (Kuethe, A., 1976, Milne, Thomson, 1968), inicio el trazado de perfiles utilizando transformaciones conformes, luego, se han aplicado métodos analíticos y computacionales muy diversos que permiten determinar la distribución de velocidades y de presión sobre el intradós y el extradós del perfil estudiado.

Otra vía de estudio consiste en la medición de los parámetros aerodinámicos en un túnel de viento, el cálculo de los valores de coeficientes aerodinámicos y trazado de las curvas características (Abbot, I., Doenhoff, A., 1950, Riegels, F., 1961, Rebiffet, 1968). Los modelos matemáticos basados en el uso del modelo de fluido perfecto permiten determinar con suficiente precisión el coeficiente de sustentación y momento. Para el coeficiente de arrastre, los resultados no son satisfactorios (Truckembrot, E., 1959, Thwaites, B., 1969, Fuchs, R., 1930, Jacob, C., 1950). Por esta razón se requieren estudios y comprobaciones experimentales. El estudio combinado de un modelo de capa límite sobre perfiles permite la obtención de curvas características que son confirmadas por los resultados experimentales (Rebuffet, 1968, Spence, D., 1954, Hanley, 1989).

En el caso de los perfiles trazados u optimizados por vía experimental se han desarrollado métodos específicos para el cálculo analítico de los coeficientes aerodinámicos, conocidos como métodos para resolver problemas directos (Carafoli, 1982). En el caso que el contorno del perfil se obtenga por vía analítica o computacional el procedimiento se conoce como método para resolver problemas inversos o indirectos, este método es el más desarrollado y ha sido concretado en numerosas publicaciones: artículos en revistas, ponencias en congresos científicos y libros. De

las publicaciones mas conocidas que presentan métodos indirectos para estudios de los perfiles considerando el fluido ideal, se citan los siguientes: Abbot (1950), Riegels (1961), Milne-Thomson (1968). Métodos analíticos y/o numéricos para el estudio de la capa límite sobre perfiles se encuentran en los libros clásicos de: Schlichting, Evans, etc. Existe una amplia bibliografía referente a la capa límite sobre perfiles aerodinámicos (Itiro, 1977, Williams, S., 1977, Seller, H., 1978, Reshortko, 1975, Cimbala, 1990, Williams, K., 1990, Bokser, 1994).

La elaboración de programas de computación considerando el flujo turbulento representa la herramienta más eficiente para la evaluación de perfiles aerodinámicos y trazados de las curvas características, es decir, para resolver problemas directos (Hanley, P., 1989, Jameson, H., 1993, Fertis, 1994, VanDam, 1999, Ganes, 1994, Davidson, 1995). La optimización aerodinámica de los perfiles se logra estudiando la influencia de los parámetros que definen su geometría: borde de ataque, esqueleto, extradós, intradós, y borde de fuga. Normalmente se evalúa la influencia de las modificaciones de cada uno de estos cinco parámetros por separado; la variación simultánea conduciría a un problema matemático difícil de resolver. Además, se requeriría el estudio del comportamiento aerodinámico para varios ángulos de incidencia y regímenes no permanentes. Los programas computacionales que se citan en la literatura se refieren a regímenes no permanentes para los cuales se comprueba el comportamiento de un perfil optimizado para flujos permanentes.

Nuevos métodos de generación de perfiles han sido desarrollados por el Prof. Stefan Zarea que ha fundamentado la realización de numerosas tesis de grado y postgrado tanto en la Escuela de Ingeniería Mecánica, UCV, como en la USB [24-43].

### **3. CAPITULO 3: PERFILES ESTUDIADOS.**

En este capítulo se presentan los criterios asumidos para escoger 16 perfiles convencionales de las series FX, GOE y NACA, designados en lo sucesivo, perfiles de base o de referencia que serán estudiados computacionalmente con el programa VisulFoil 4.1. A estos perfiles se les aplicara la modificación del extradós del borde de fuga para generar los perfiles modificados, el efecto de esta modificación será presentado en los capítulos 4, 5 y 6.

#### **3.1. PERFILES DE BASE O REFERENCIA.**

A fin de tener una base de comparación de los resultados obtenidos en la evaluación de los perfiles estudiados con el programa VisualFoil 4.1 se escogieron perfiles para los cuales se disponía de datos experimentales obtenidos en los ensayos en los túneles de viento de Alemania y Estados Unidos y publicados en los catálogos de perfiles de N. Riegels y S. J. Miley.

El método ha sido aplicado a 100 perfiles base, esto condujo a 800 hojas de resultados, volumen que sobrepasa el recomendado para el informe final. Por tal motivo se presentan solamente los resultados de 16 perfiles base y de los perfiles modificados, que producen 148 hojas de resultados.

El numero de perfiles de cada un de las series mencionadas fue fijado por el profesor tutor.

Para la serie FX se escogieron 6 perfiles: FX 60-126, FX 61-140, FX 61-168, FX 63-147, FX 66-17-AII-182 y FX 66-S-161.

De la serie GOE se seleccionaron también 6 perfiles: GOE 436, GOE 508, GOE 596, GOE 683, GOE 766 y GOE 769.

La serie NACA esta representada por 5 perfiles: NACA 0012, NACA 23012, NACA 4412, NACA 4415 y NACA 64-409.

Los contornos de estos perfiles se pueden apreciar en las figuras 3.1. a, b y c.

#### **3.2. MODIFICACION DEL BORDE DE FUGA.**

Se implantó un procedimiento ideado por el Prof. Stefan Zarea, que consiste en obtener un nuevo perfil al sustituir la parte del borde de fuga correspondiente al extradós de un perfil existente por un arco de circunferencia (patente pendiente).

La nueva clase de perfiles generados con este método han sido designados como "Perfiles Zarea", para señalar la autoría del procedimiento.

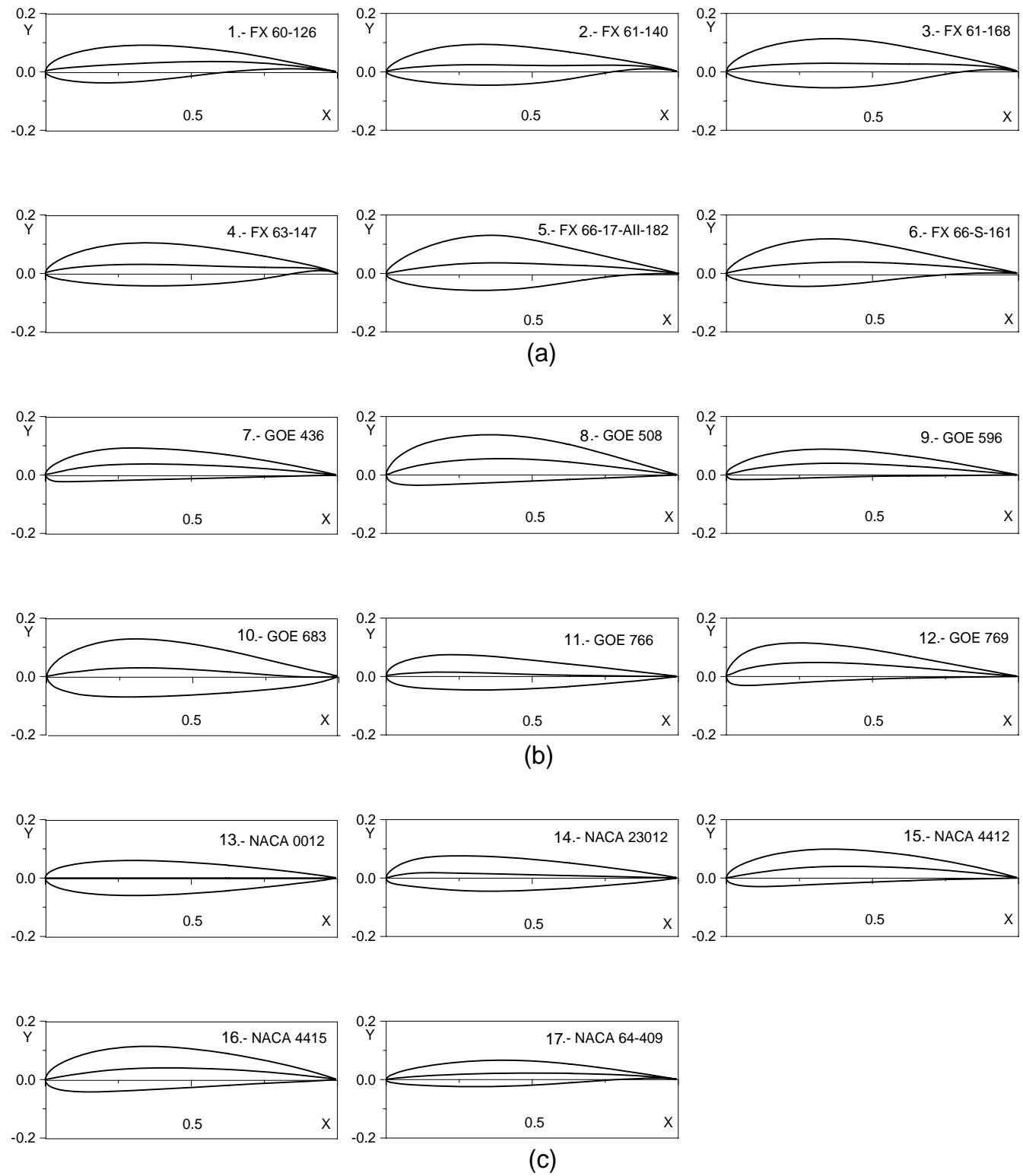


Fig. 3.1. a) Perfiles FX, b) perfiles GOE y c) perfiles NACA seleccionados.

### **3.3. PERFILES MODIFICADOS.**

Se trazaron tres nuevos perfiles por cada perfil de referencia considerando distintos valores del radio de curvatura del borde de fuga. Se identificó el mejor entre los perfiles modificados (perfil óptimo), este debía combinar mejores características aerodinámicas  $C_L$  y  $\epsilon$ . De presentar una disminución en  $\alpha_{\max}$  respecto al perfil de base, la diferencia no debía exceder el 20%.

En el perfil seleccionado, se consideró empalmar el arco de circunferencia al extradós, con tres distintos tipos de curvas, a las cuales se les asignó un número (1, 2 ó 3) para su posterior identificación. El tipo de curva que corresponde a cada dígito es el siguiente:

1. La curva se obtiene mediante la rotación de una porción del extradós del perfil base hasta hacer coincidir el extremo con el arco de circunferencia, la forma del perfil modificado resulta convexa al final del extradós. Este fue el tipo de curva empleado cuando se consideraron los tres valores del radio del arco.
2. Se empalma mediante una recta.
3. La curva es generada mediante un polinomio de interpolación, la forma del extradós es cóncava antes del punto de empalme con el arco.

Tomando en cuenta los tres valores del radio y los tres tipos de empalme resultan cinco perfiles modificados por cada perfil de referencia.

#### **3.3.1. CODIFICACIÓN DE LOS PERFILES MODIFICADOS.**

Los perfiles modificados han sido identificados con la designación de la serie de la que deriva la modificación (NACA, FX o GOE), seguido de un guión y un dígito (1, 2 ó 3), que permite reconocer el tipo de curva utilizado para empalmar el arco de circunferencia con el resto del extradós. Otro dígito al final indica la abscisa cuyo valor de ordenada (del perfil de referencia) es utilizado como valor del radio de fuga (5 para  $x = 0.95$ , 6 para  $x = 0.96$ , etc.). En el esquema de la Fig. 3.2, se muestra la generación los perfiles modificados: ZAREA 289-1.5, ZAREA 289-2.5 y ZAREA 289-3.5, correspondientes al perfil de referencia GOE 289.

#### **3.3.2. GENERACION DE LOS PERFILES.**

Los perfiles presentados son de contorno dado. Para obtener las coordenadas del perfil modificado se programó en Mathcad una rutina de cálculo usando como base las coordenadas adimensionales de perfiles de las familias NACA, GOE y FX.

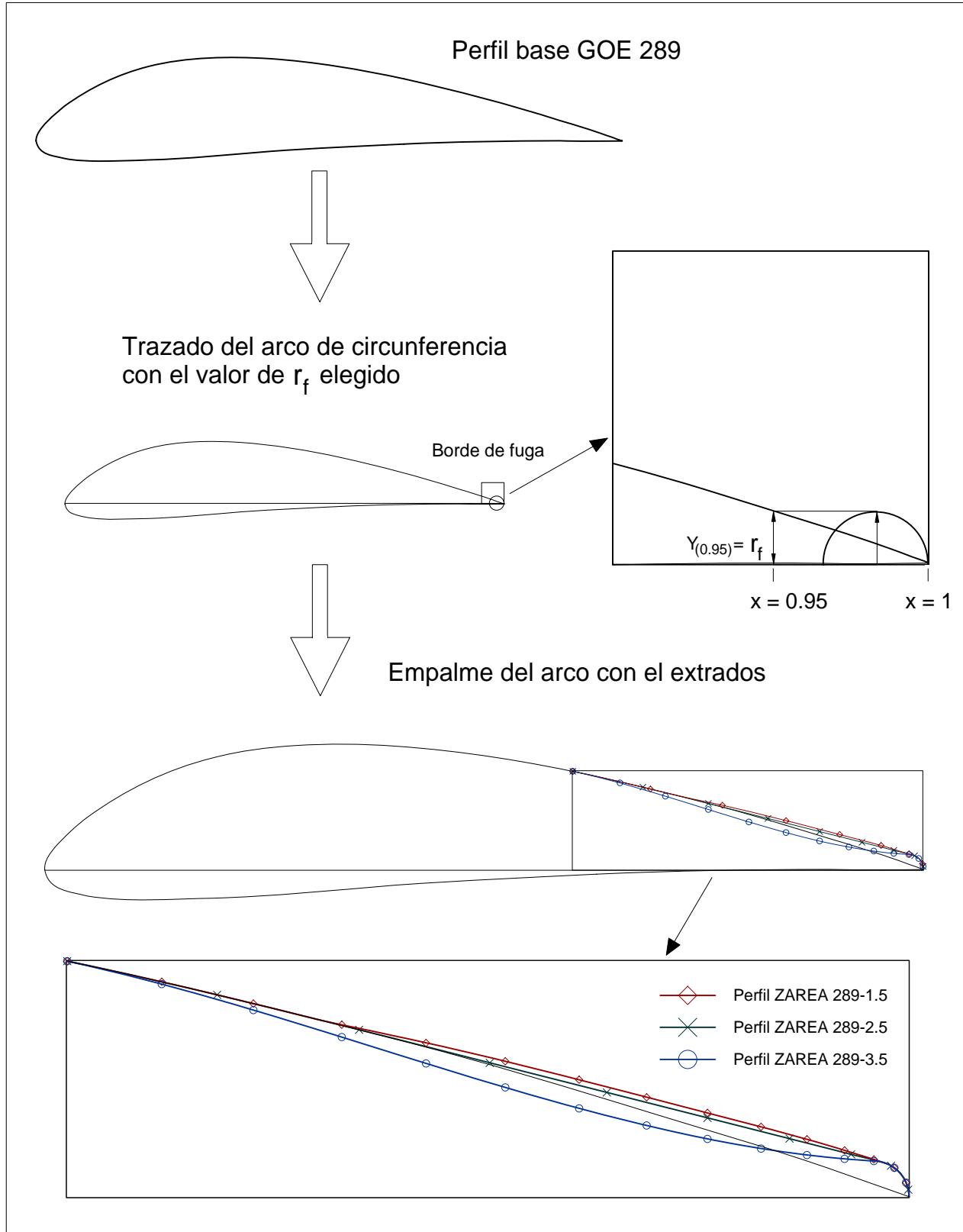


Fig. 3.2. Esquema de generacion de los perfiles modificados a partir de un perfil de referencia.

Para aplicar el programa a un perfil se deben seguir los siguientes pasos:

- Abrir el programa Mathcad 2001 que contiene la rutina programada. En esta, la primera línea a la izquierda muestra un símbolo que representa un disquete. Ubicado el puntero del ratón sobre este símbolo y pulsando el botón derecho del mismo aparecen varias opciones. Se escogerá ‘Choose File...’ y aparecerá una ventana donde se podrá ubicar el archivo que se creo con VisualFoil y que contiene las coordenadas (para 340 puntos) del perfil base.
- En la quinta línea de la codificación se introduce de la abscisa que determina el radio de fuga.
- En la última línea de este programa se encuentra un símbolo de disquete semejante al disquete que se encuentra al principio de la codificación. Este creara un archivo para almacenar los valores que reproducen el extradós e intradós del perfil modificado. El formato de estos archivos será el de una hoja de Excel.
- Copiando desde Excel los valores obtenidos con el programa se crea un archivo de formato legible por el programa VisualFoil.

### **3.4. CARACTERISTICAS GEOMETRICAS.**

La correlación del comportamiento aerodinámico de los perfiles y la forma geométrica de los mismos requiere de la cuantificación de los siguientes parámetros geométricos principales:

- Espesor máximo del perfil.
- Abscisa del espesor máximo.
- Flecha máxima del esqueleto.
- Abscisa de la flecha máxima.
- Área.
- Las coordenadas del centro de masas y los momentos de inercia  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_{xy}$ ,  $J_0$ .
- Radio de fuga (para los perfiles modificados).

Los valores de estas magnitudes geométricas se presentan en las tablas 4.1, 5.1 y 6.1 incluidas en los capítulos 4, 5 y 6.

Los valores de las primeras cuatro características no son afectados por la modificación propuesta para el borde de fuga. Las últimas 6 se incrementan muy poco.

## **4. CAPITULO 4. PERFILES DE LA SERIE FX Y MODIFICADOS.**

### **4.1. CARACTERISTICAS AERODINAMICAS DE LOS PERFILES FX Y MODIFICADOS ESTUDIADOS.**

Este capitulo que contiene las curvas características aerodinámicas (CCA) experimentales y computacionales de cada uno de los perfiles estudiados de la serie FX y de los perfiles modificados variando el radio del cuarto de circunferencia y el tipo de curva de empalme. Para cada perfil FX seleccionado resultan 9 hojas que contienen las CCA obtenidas. Se presentan los gráficos correspondientes, tablas, comentarios y la interpretación de los resultados.

Los gráficos se exponen en el siguiente orden:

La primera hoja contiene el contorno del perfil y su código de identificación y las familias de curvas características aerodinámicas para los valores del número de Reynolds correspondientes a los resultados experimentales disponibles. La segunda hoja ofrece la misma información pero obtenida utilizando en programa VisualFoil 4.1 considerando la modificación del flujo con el método panel y tomando en cuenta la capa límite sobre el perfil.

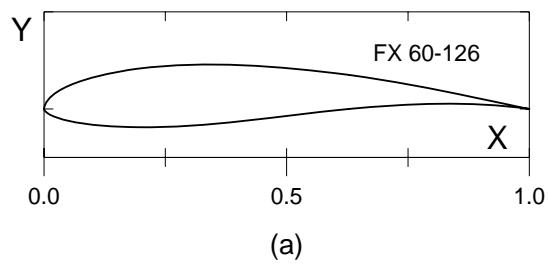
Las siguientes hojas suministran la misma información computacional para los perfiles modificados con distintos valores del radio de circunferencia del borde fuga y de los tres tipos de curvas de empalme para los mismos valores del número de Reynolds que aparecen en los resultados experimentales.

La penúltima hoja contiene las curvas características del perfil base, calculadas para 7 números de Reynolds.

La última hoja ofrece las CCA para 7 valores del número de Reynolds del mejor perfil modificado.

La tabla 4.1 condensa las características geométricas:  $e_{max}$ ,  $X_{e_{max}}$ ,  $f_{max}$ ,  $X_{f_{max}}$ ,  $A$ ,  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_{xy}$ ,  $J_0$ , las coordenadas del centroide y el radio de fuga,  $r_f$ , de los perfiles estudiados.

En la tabla 4.2 se pueden apreciar los valores de los parámetros relevantes: numero de Reynolds (Re), el ángulo de ataque  $\alpha_{max}$  para el que se obtuvo  $C_{Lmax}$ , el valor máximo del coeficiente de sustentación,  $C_{Lmax}$ , el valor del coeficiente de arrastre,  $C_{D(Lmax)}$ , correspondiente al ángulo  $\alpha_{max}$ , el valor de  $(C_L / C_D)_{\alpha_{max}}$  asociado al ángulo  $\alpha_{max}$ , previo al desprendimiento del flujo, la fineza aerodinámica máxima,  $(C_L / C_D)_{max}$  y el ángulo de ataque correspondiente ( $\alpha_{aM}$ ).



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil FX 60-126.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.03%.

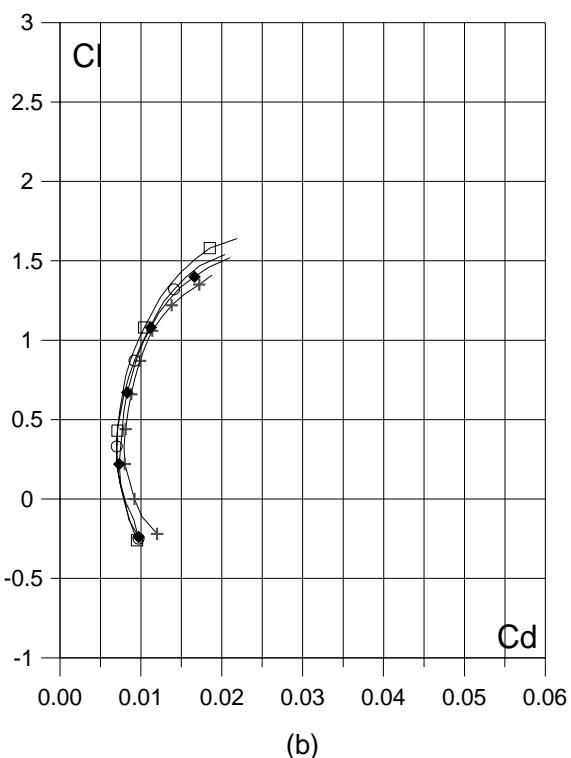


Fig. 4.1.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 60-126.

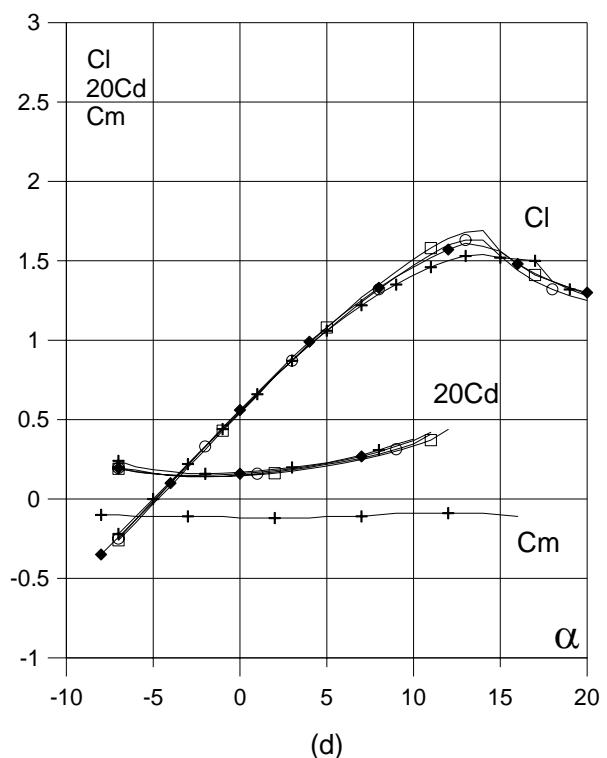
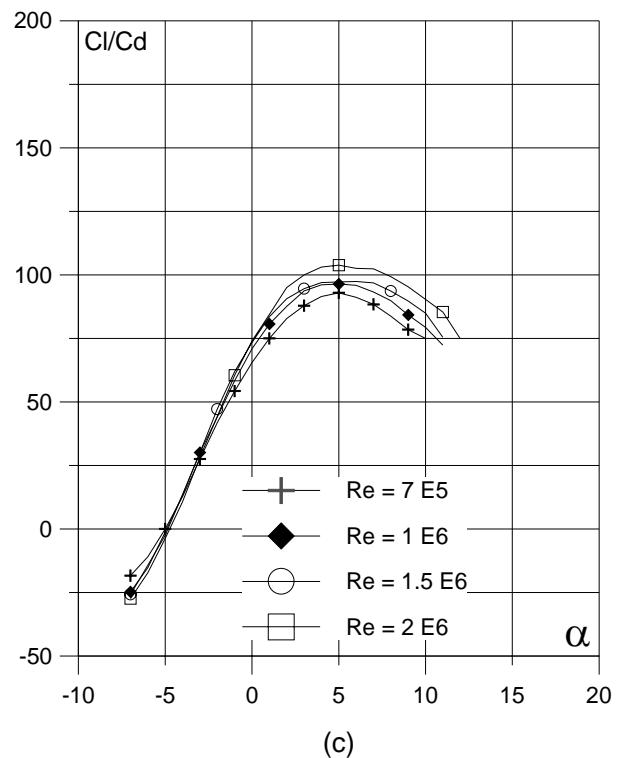


Fig. 4.1.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil FX 60-126.

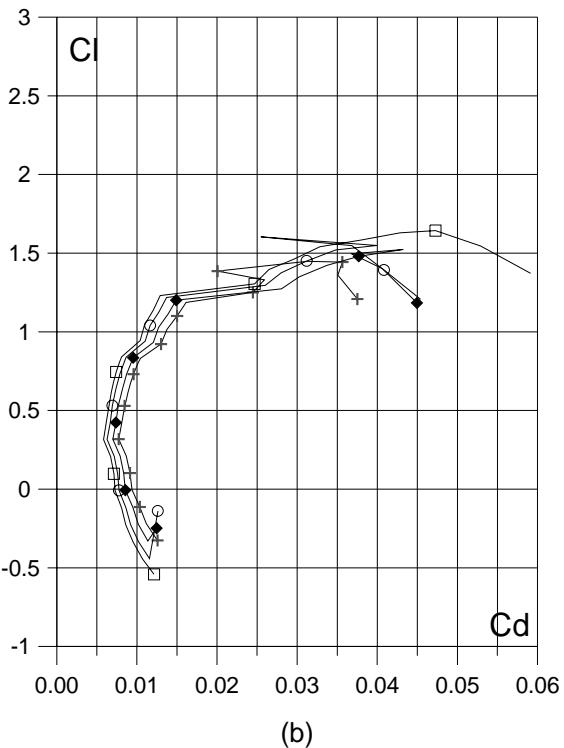
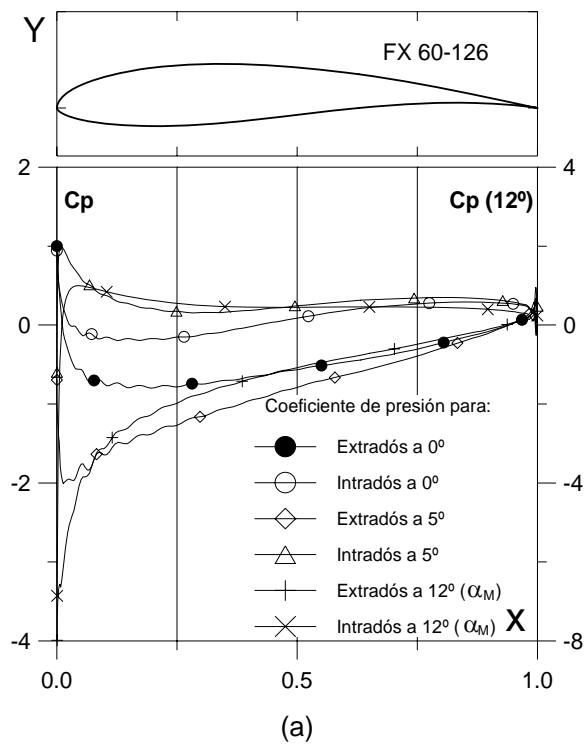


Fig. 4.1.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 60-126.  
 Met. Panel y Capa Límite.

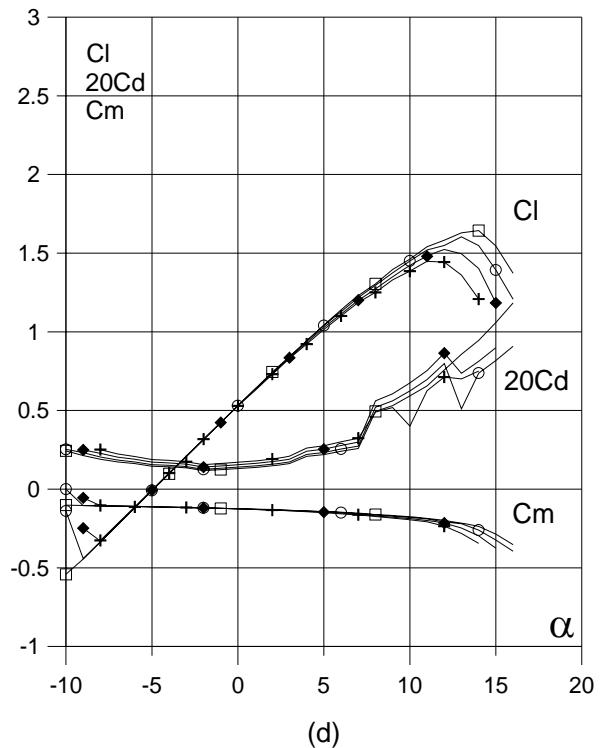
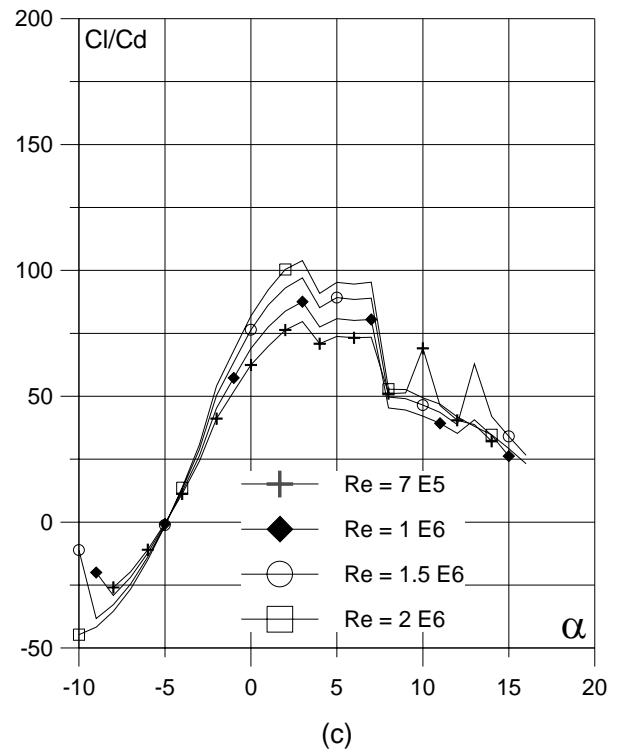


Fig. 4.1.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 60-126.

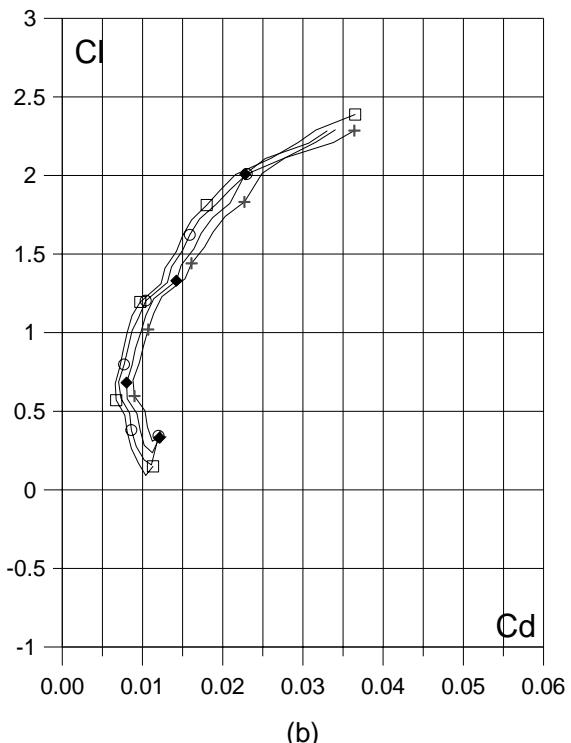
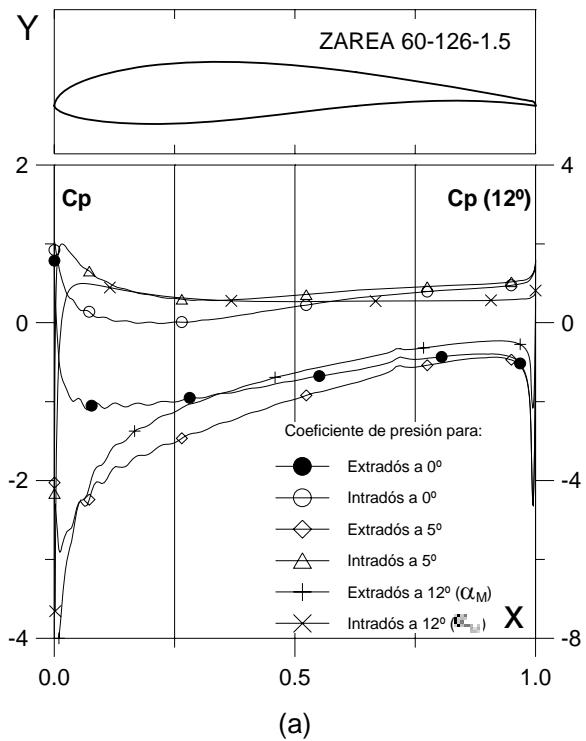


Fig. 4.1.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

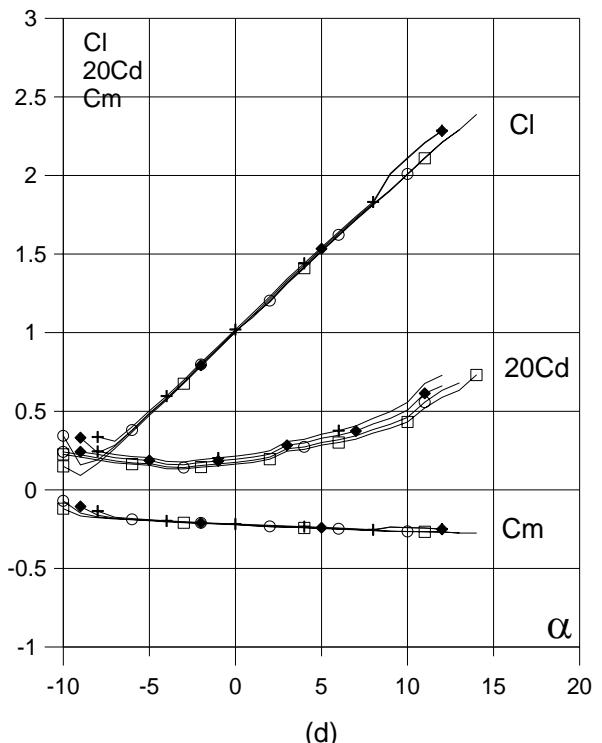
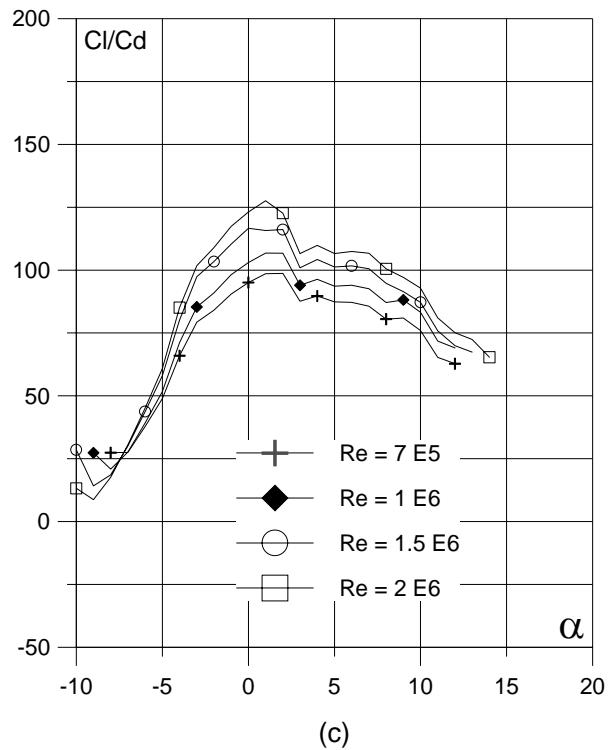


Fig. 4.1.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 60-126-1.5.

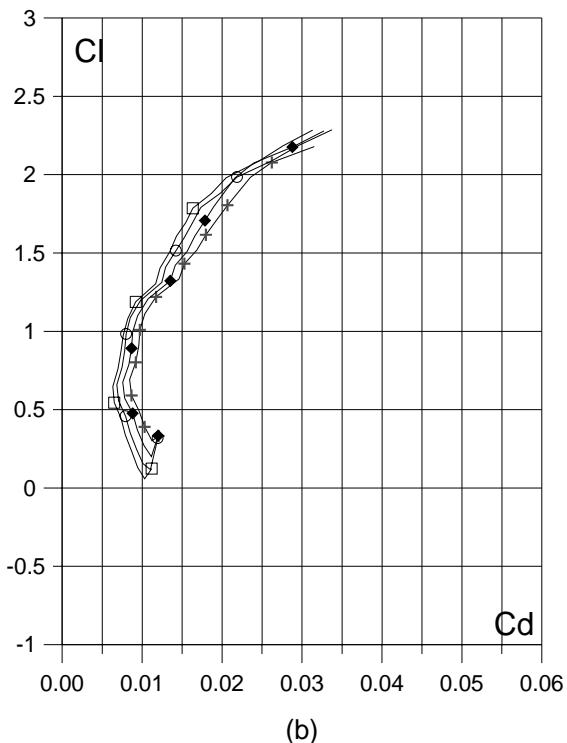
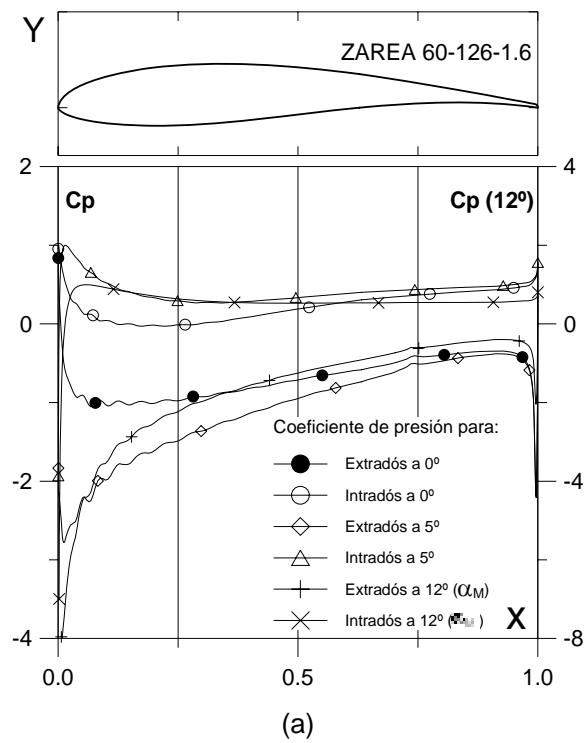


Fig. 4.1.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } C_{l\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

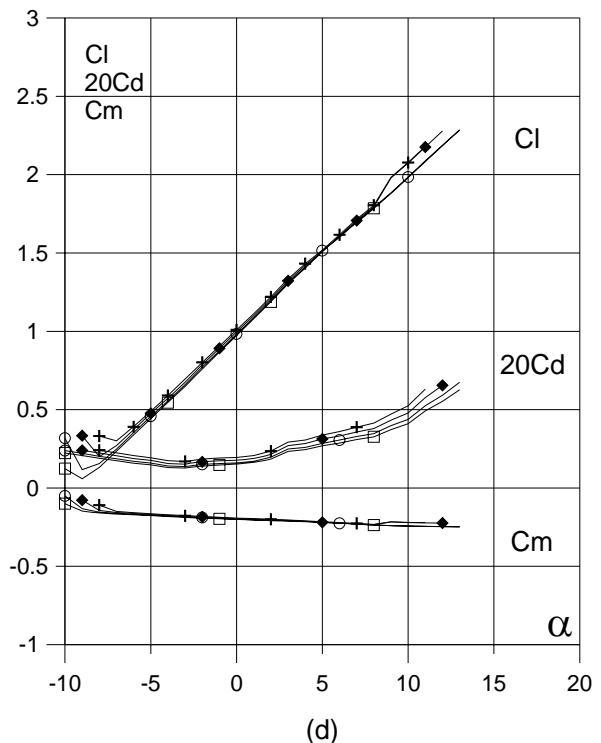
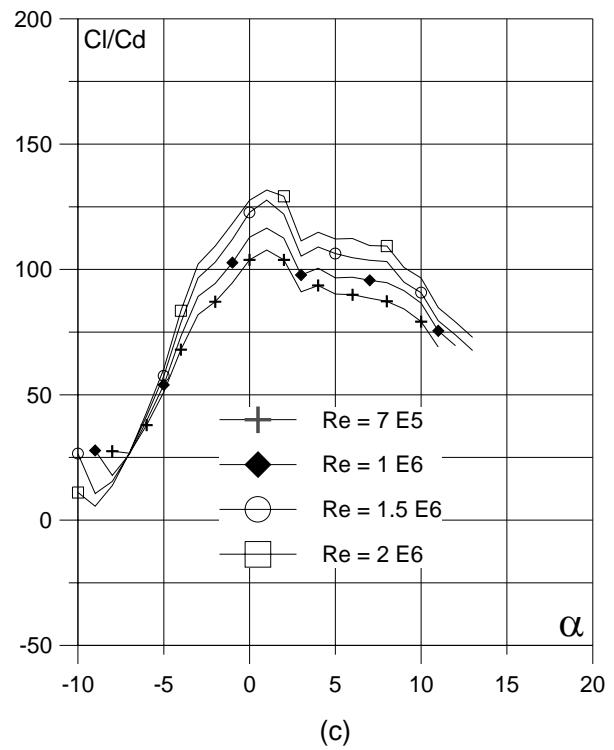


Fig. 4.1.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 60-126-1.6. Perfil óptimo.

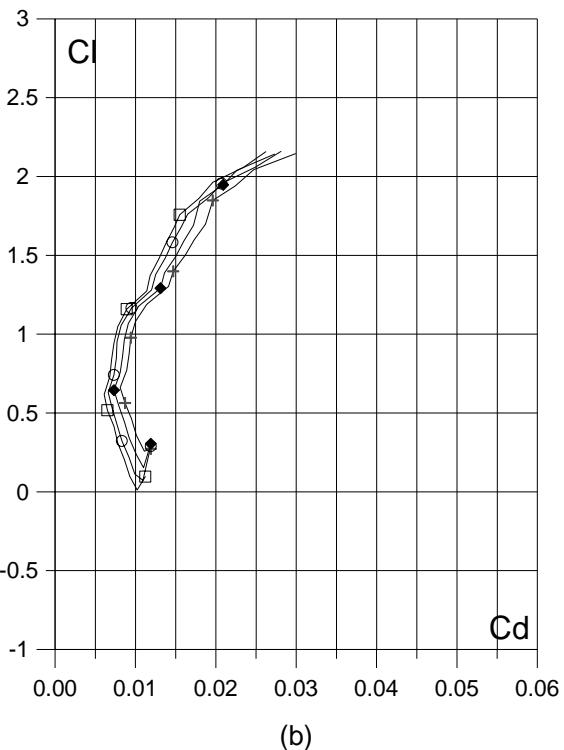
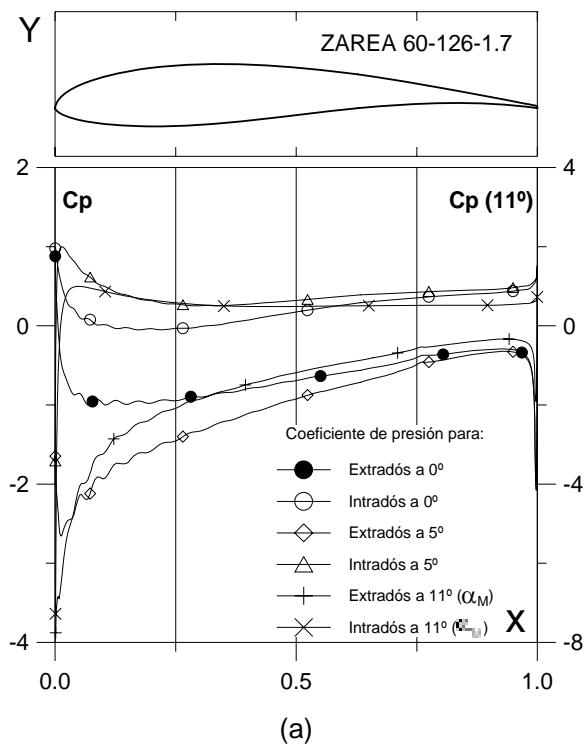


Fig. 4.1.2.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

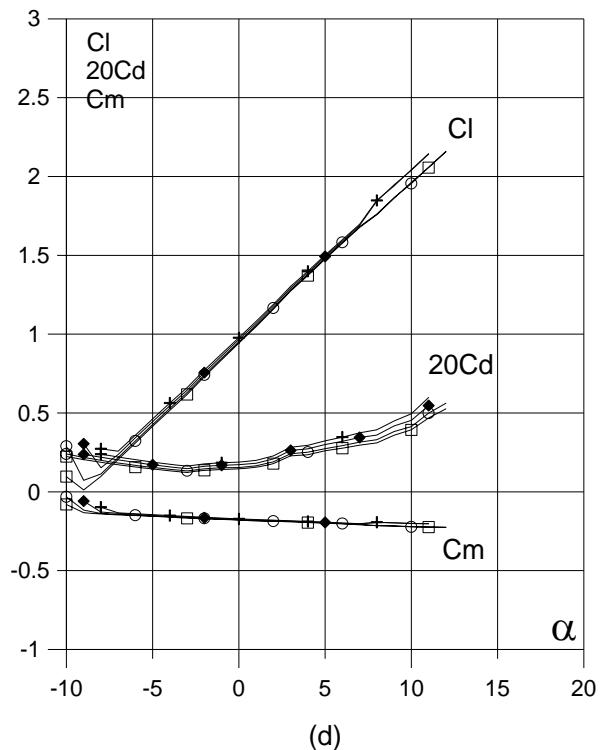
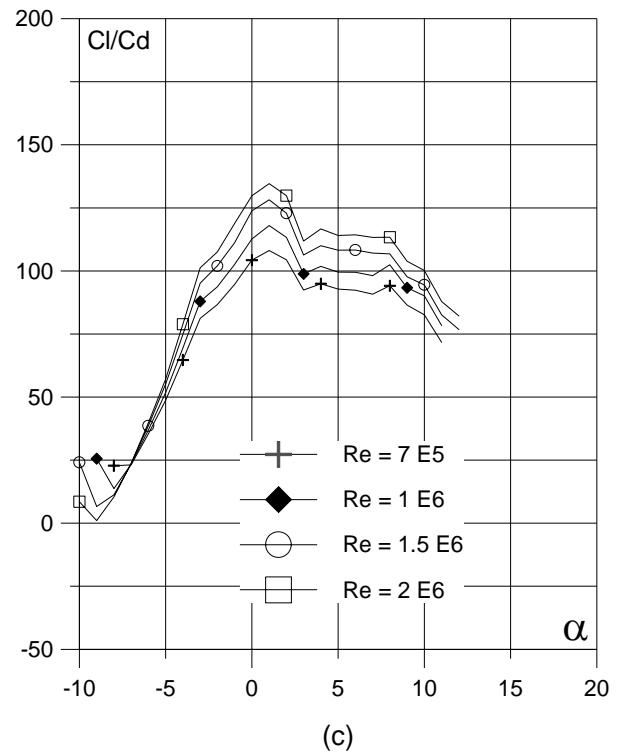


Fig. 4.1.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 60-126-1.7.

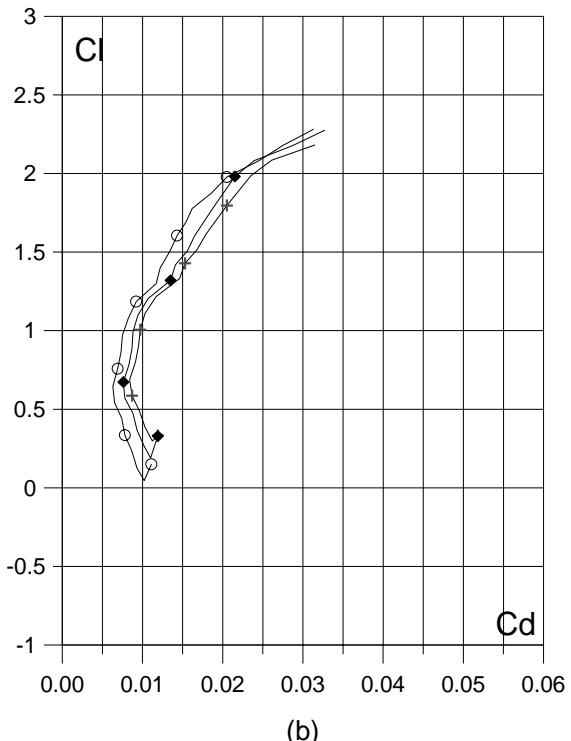
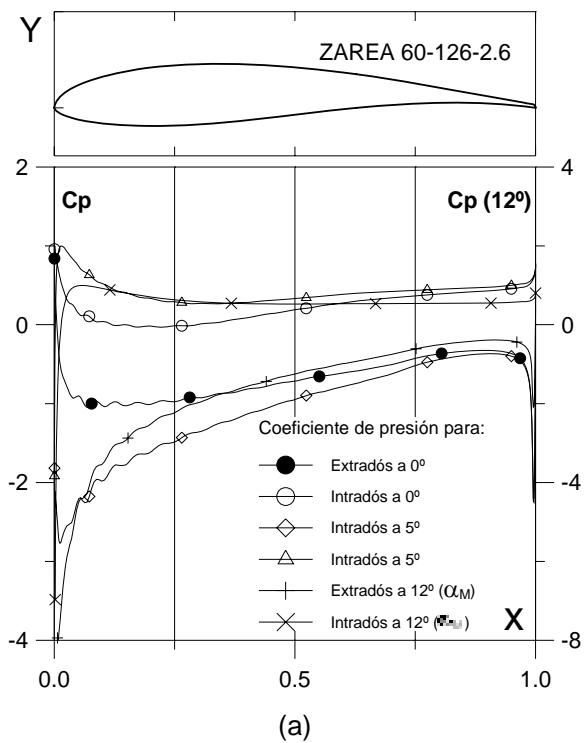


Fig. 4.1.2.2.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M: \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-2.6. Met. Panel y Capa Límite.

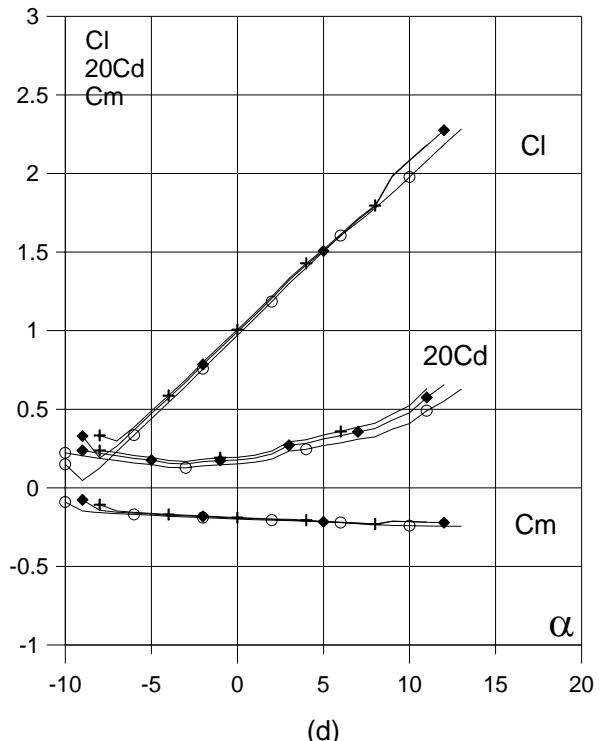
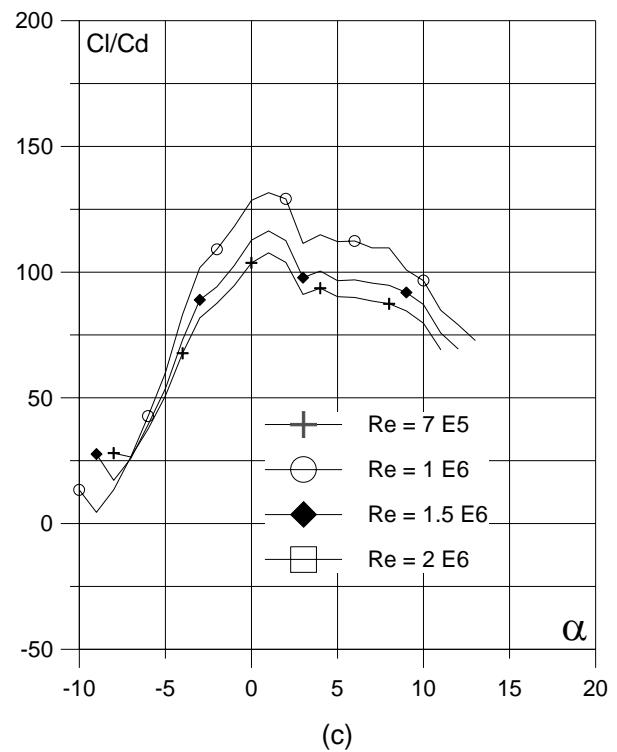


Fig. 4.1.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 60-126-2.6.

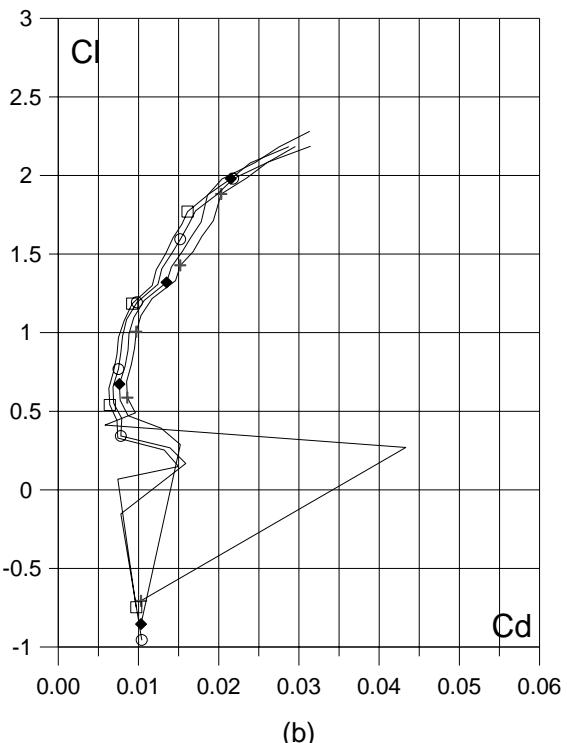
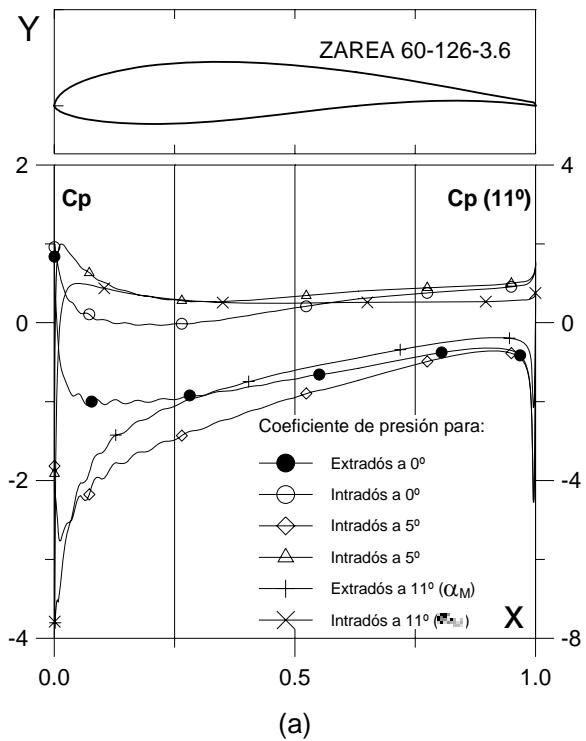


Fig. 4.1.2.3.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-3.6. Met. Panel y Capa Límite.

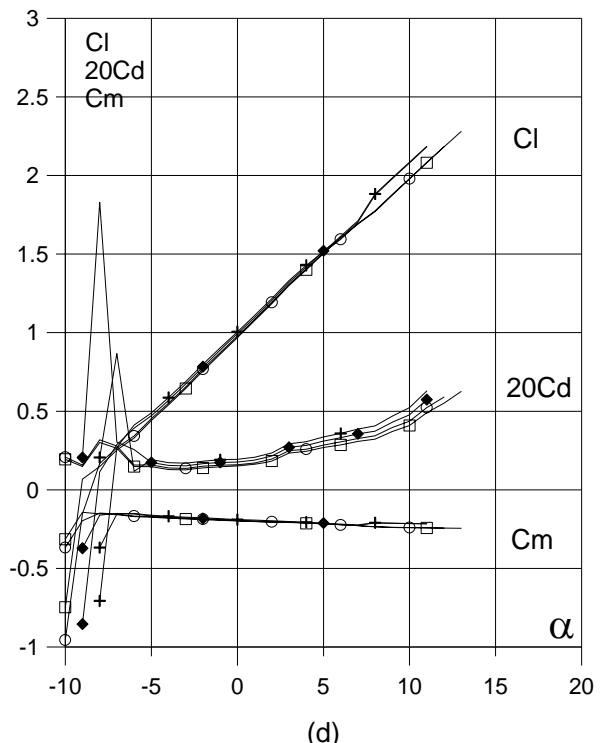
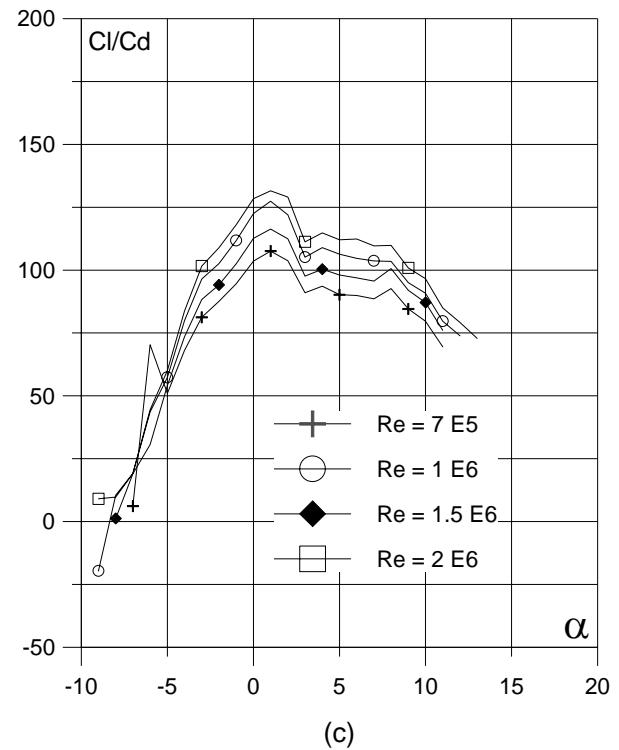
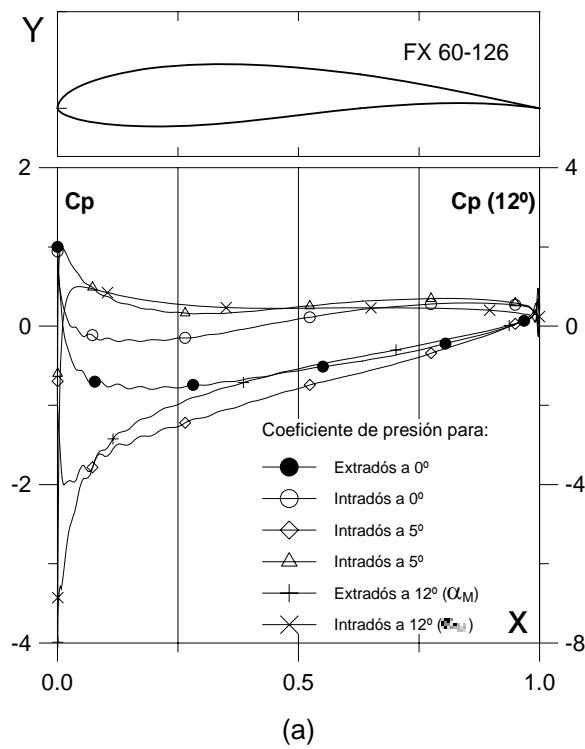
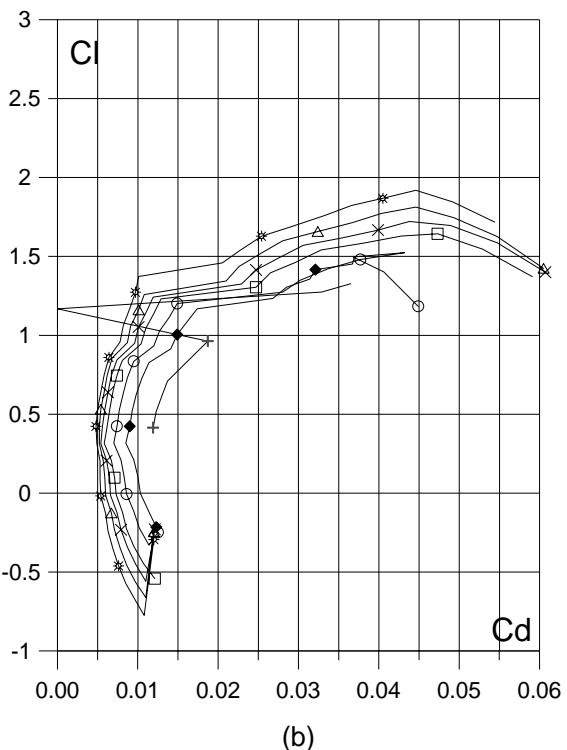


Fig. 4.1.2.3.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 60-126-3.6.

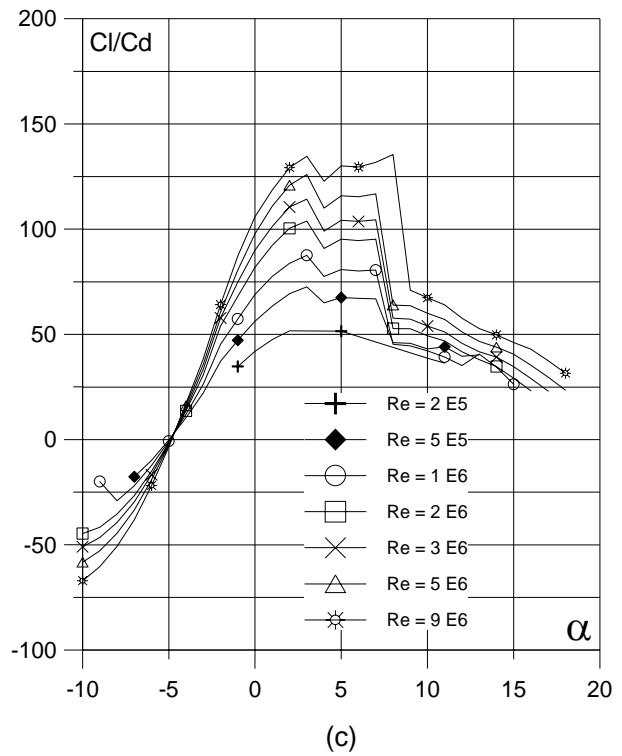


(a)

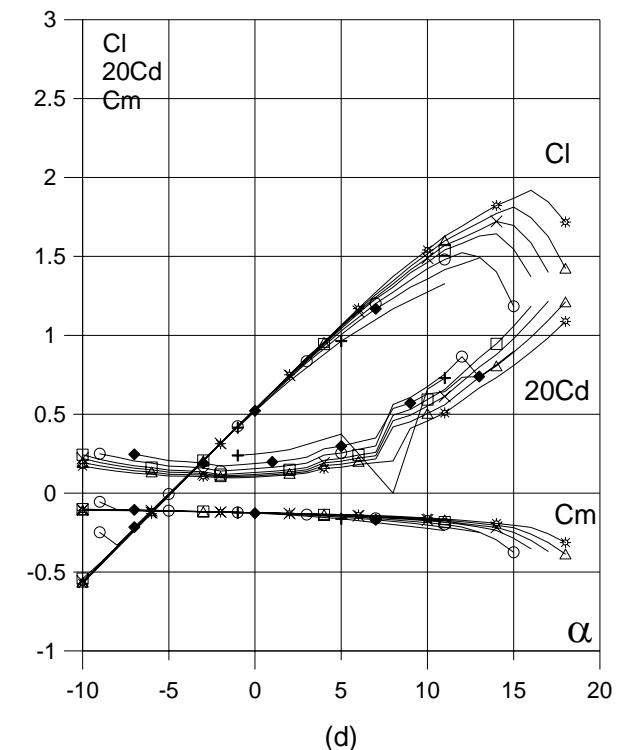


(b)

Fig. 4.1.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 60-126.  
 Met. Panel y Capa Límite.

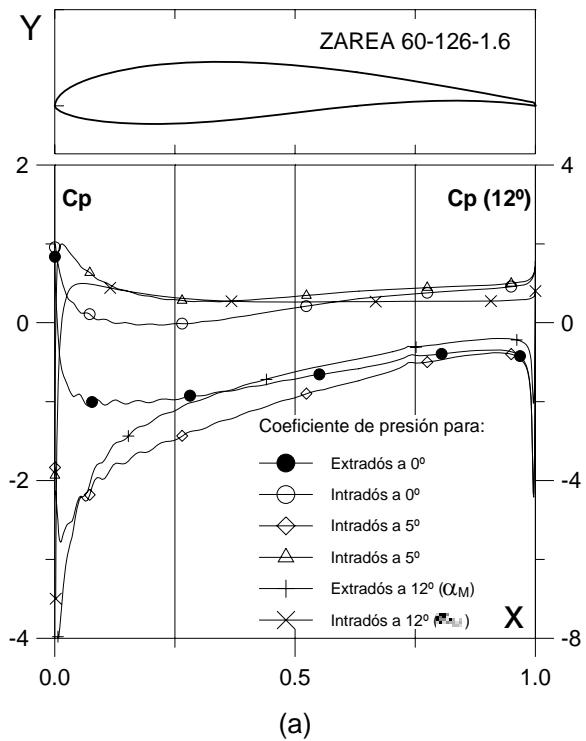


(c)

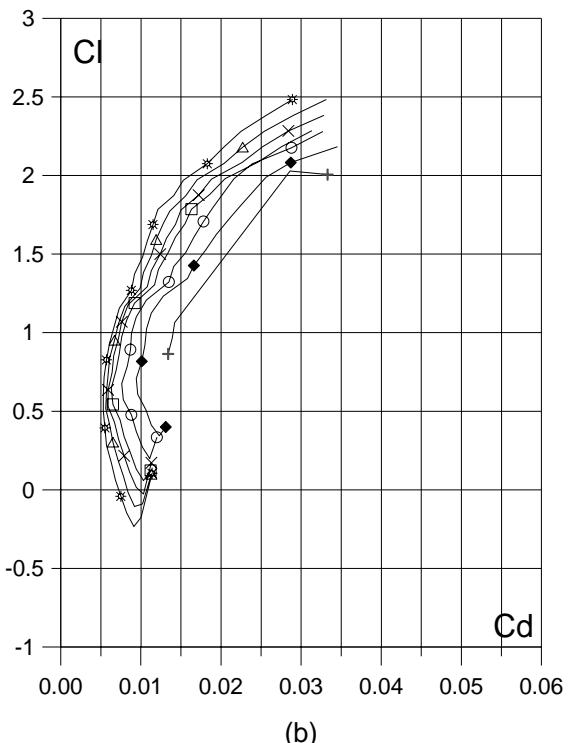


(d)

Fig. 4.1.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 60-126.

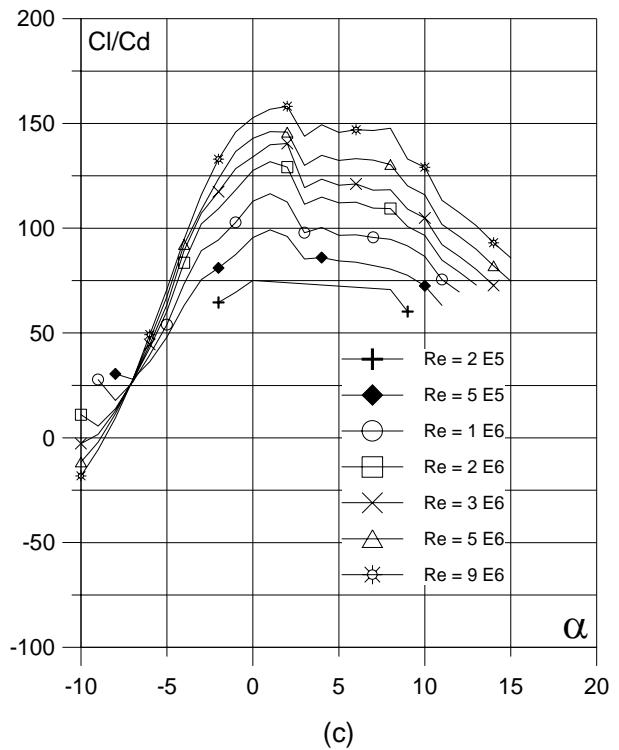


(a)

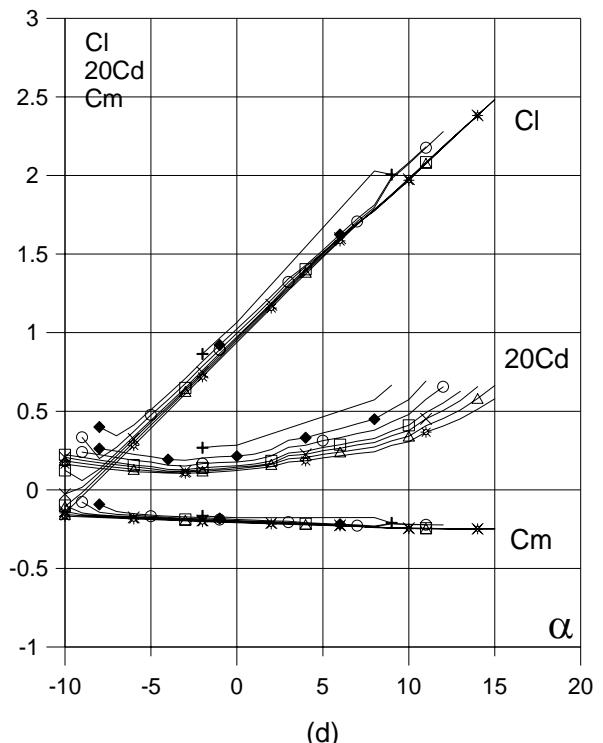


(b)

Fig. 4.1.3.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 60-126-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

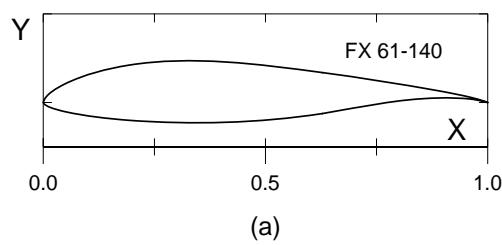


(c)



(d)

Fig. 4.1.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 60-126-1.6. Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil FX 61-140.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.02%.

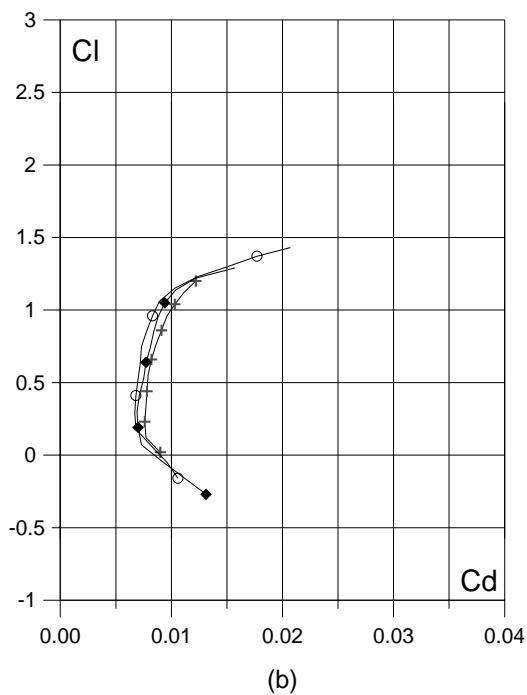


Fig. 4.2.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-140.

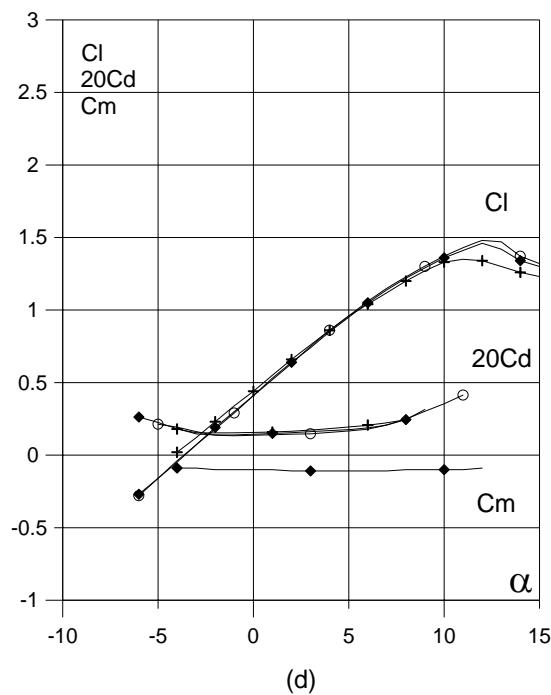
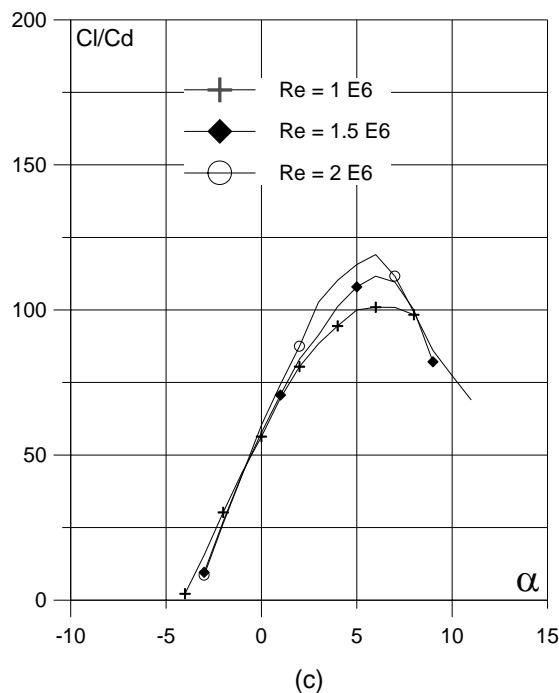


Fig. 4.2.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Angulo de ataque del perfil FX 61-140.

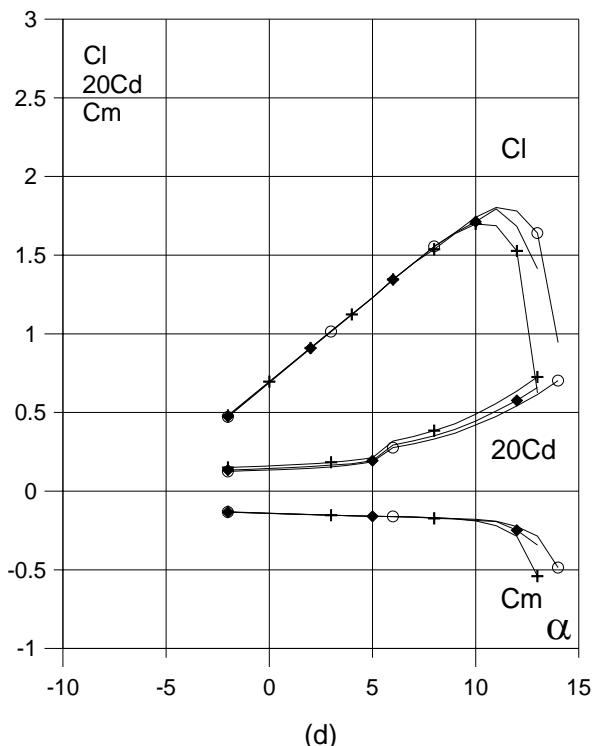
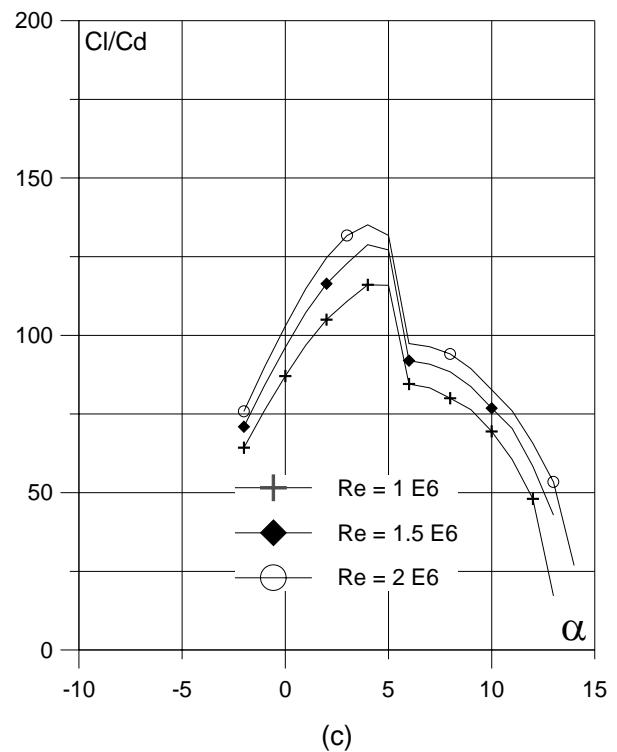
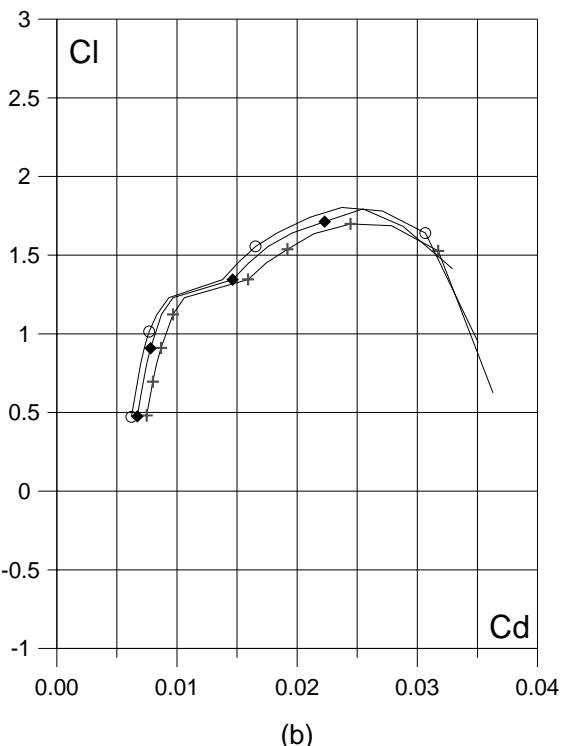
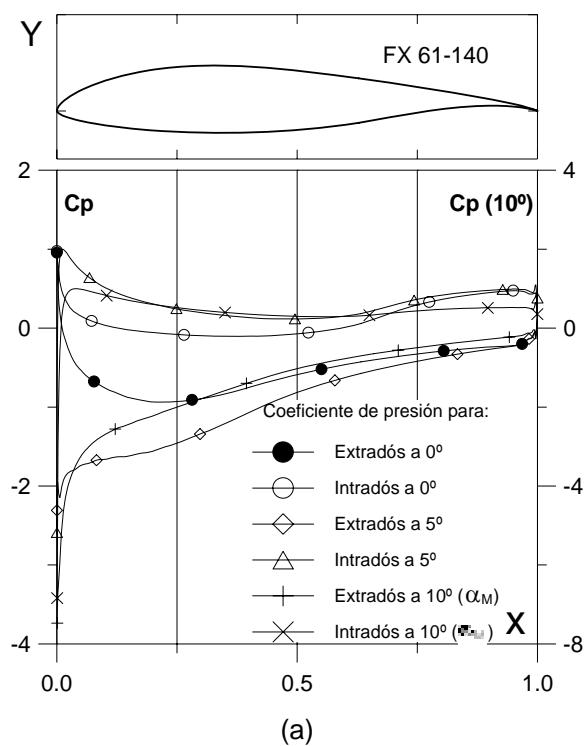


Fig. 4.2.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 61-140.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.2.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 61-140.

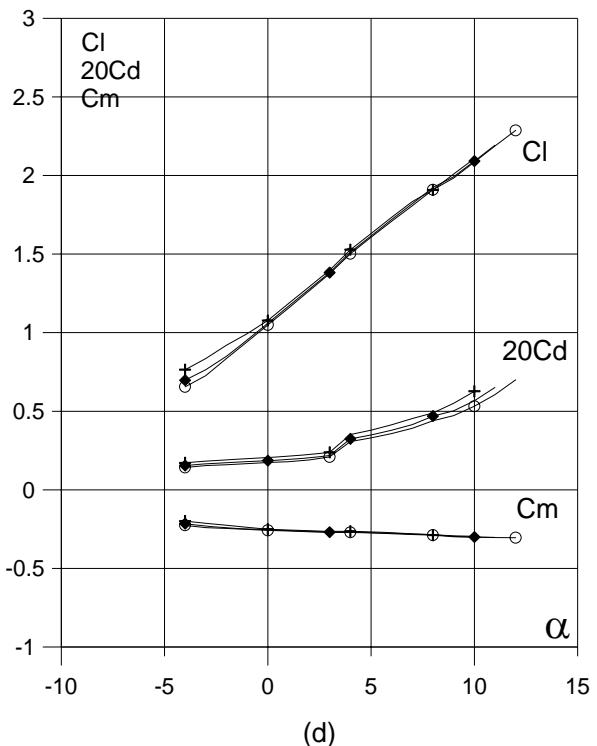
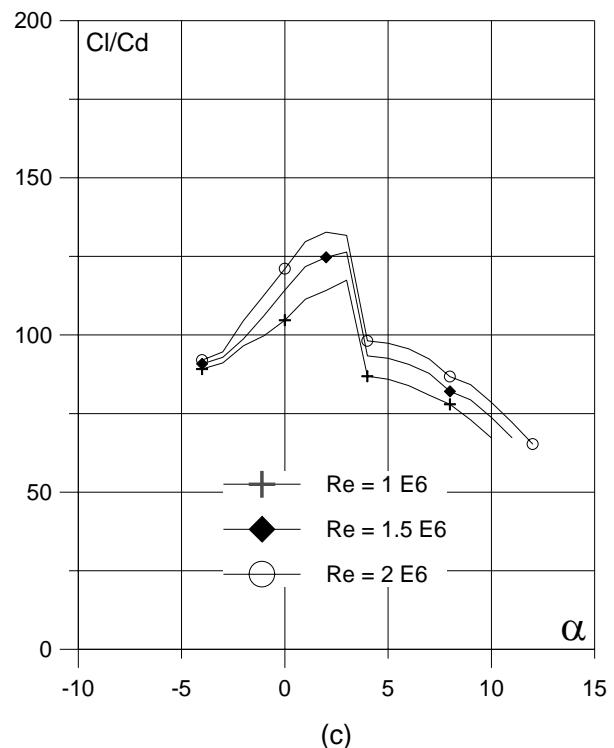
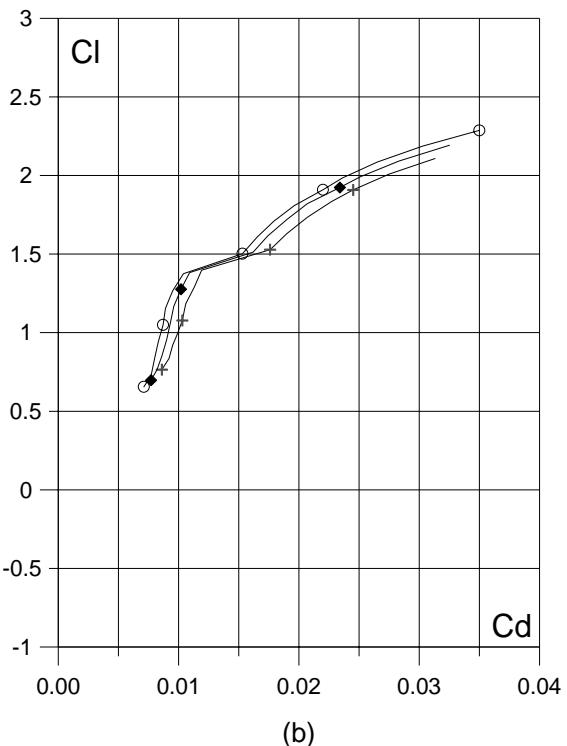
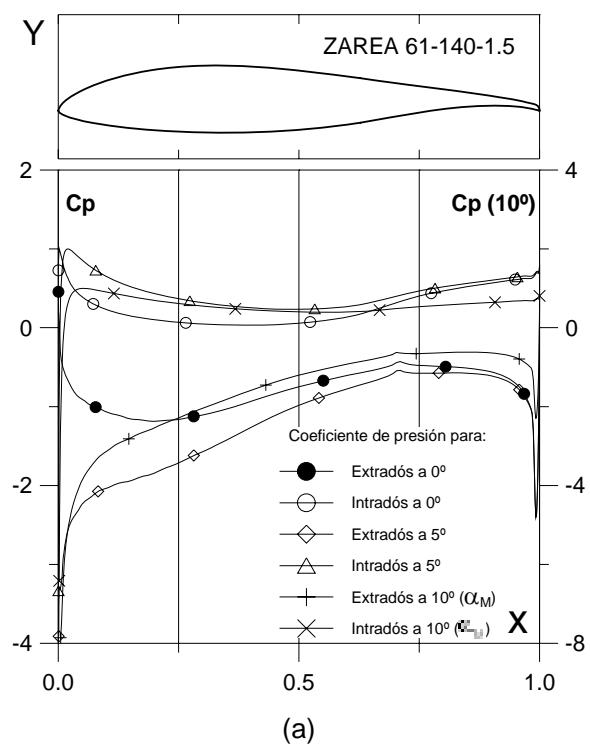


Fig. 4.2.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M : \frac{Cl}{Cd}$  para  $Cl_{max}$  vs. X para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.2.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-140-1.5.

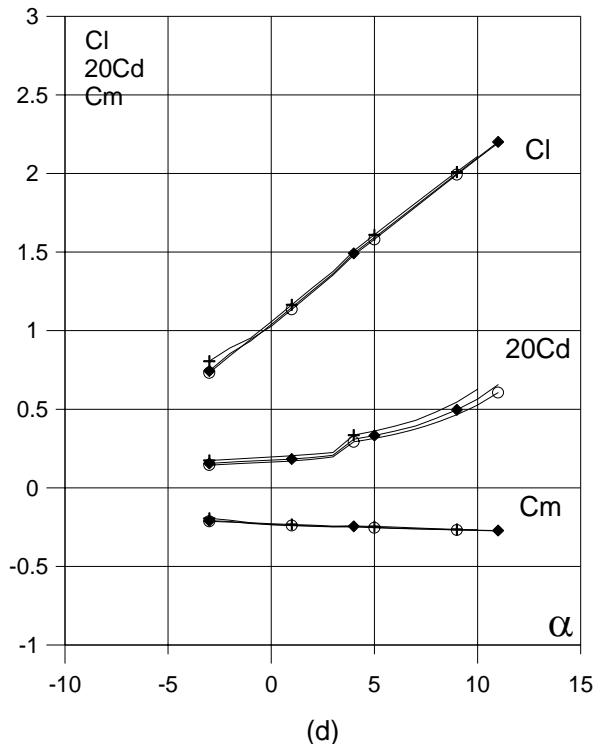
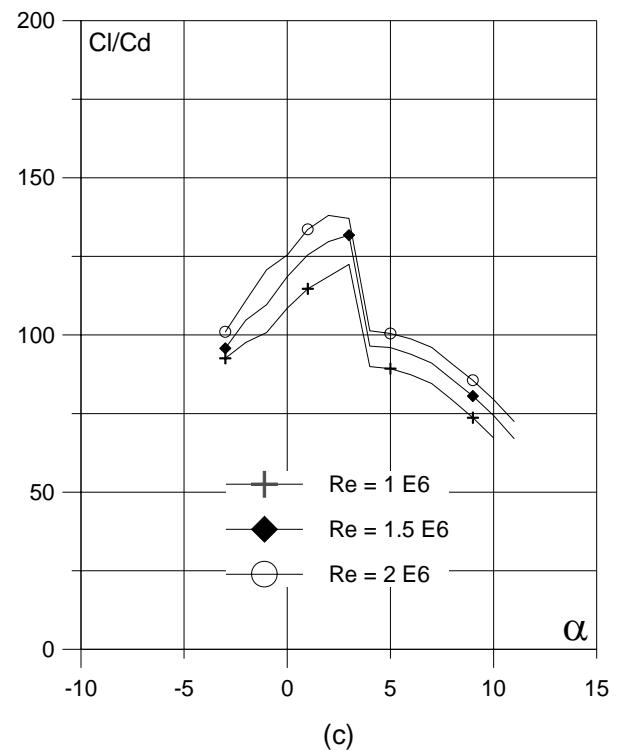
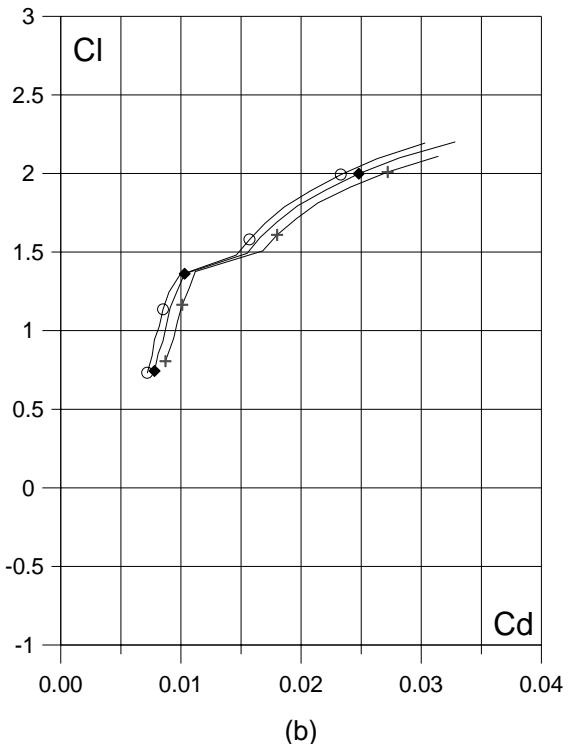
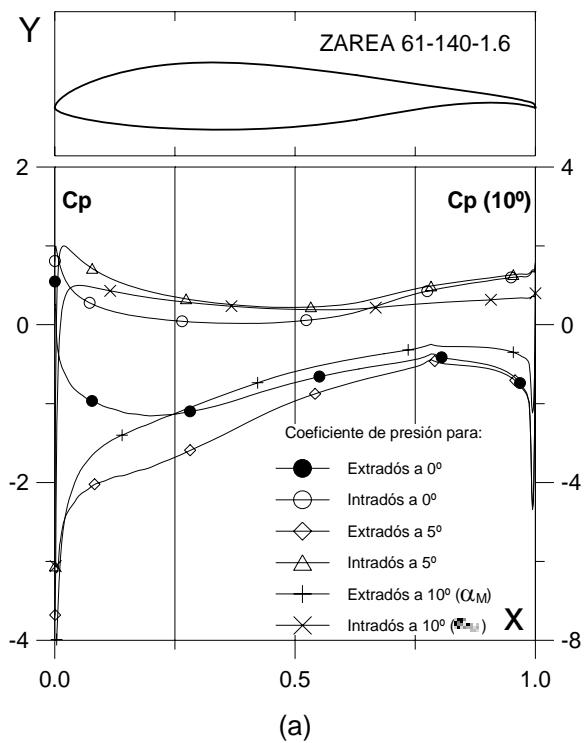


Fig. 4.2.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.2.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-140-1.6.

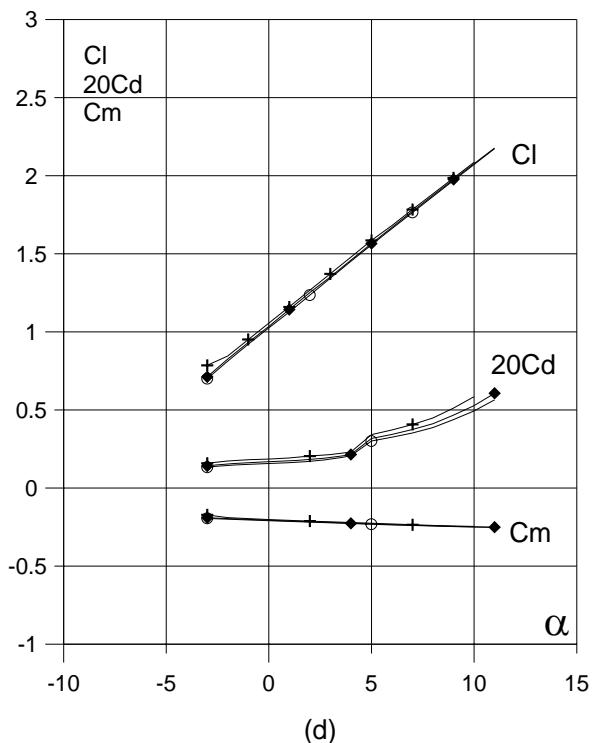
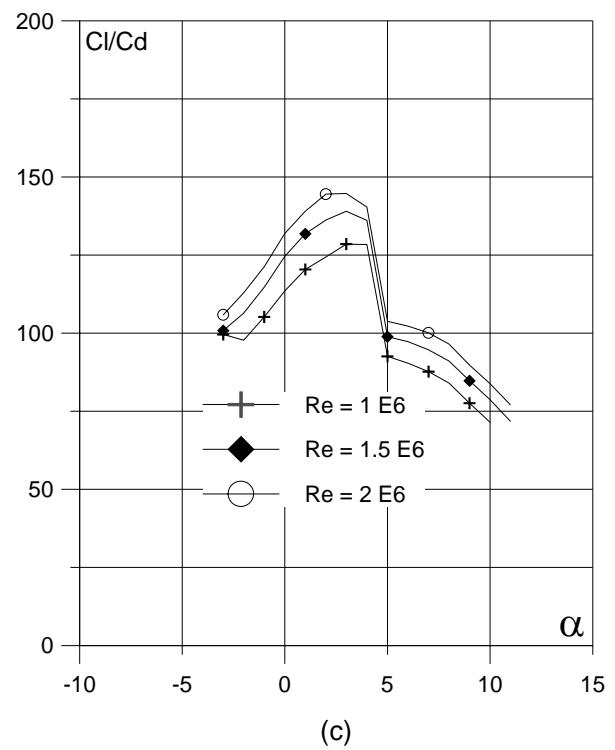
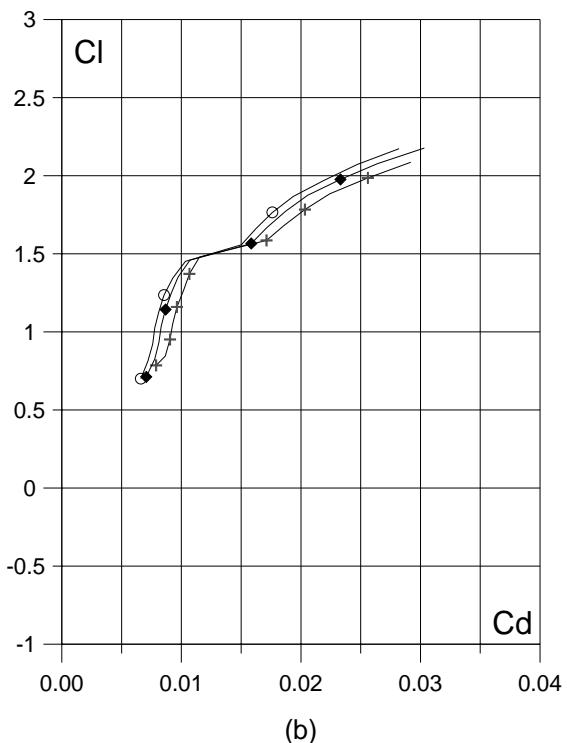
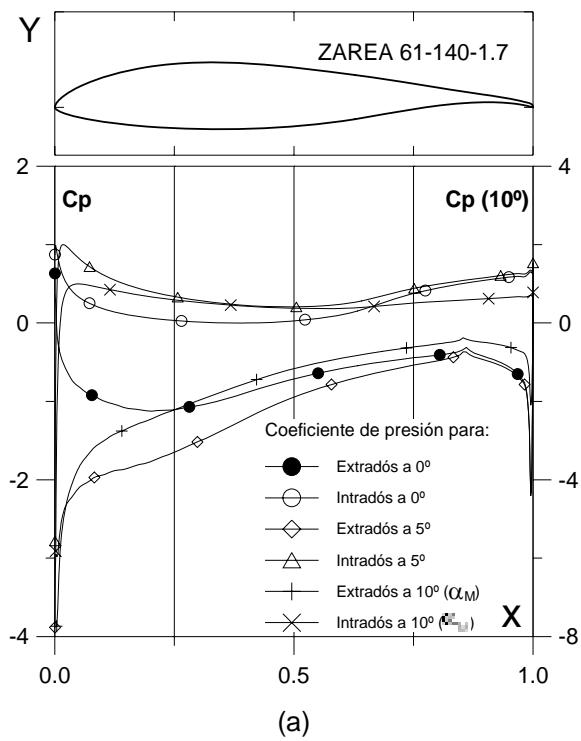


Fig. 4.2.2.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.2.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-140-1.7. Perfil óptimo.

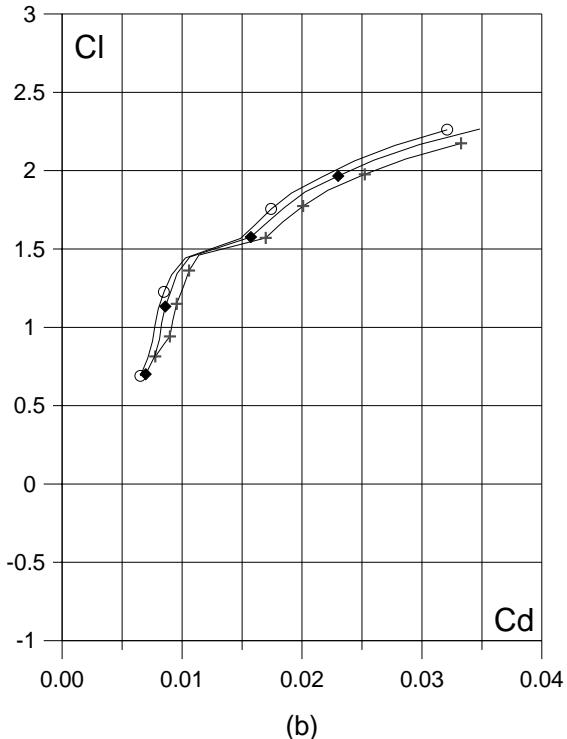
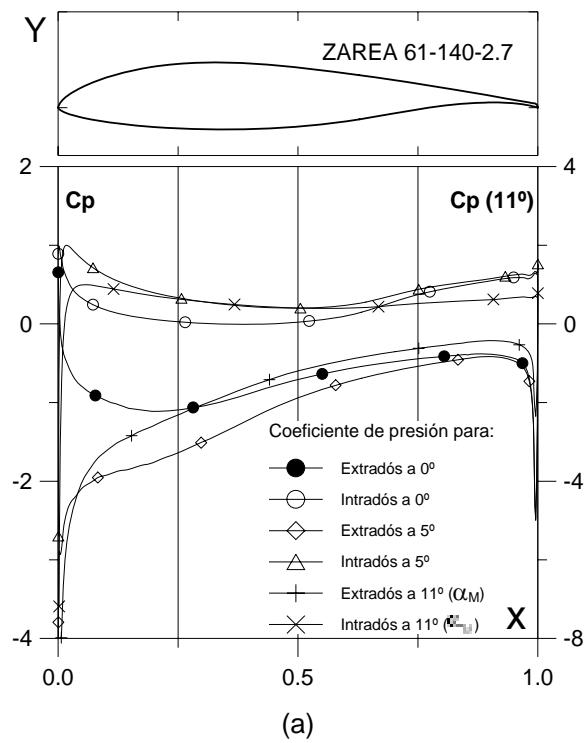


Fig. 4.2.2.2.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-2.7. Met. Panel y Capa Límite.

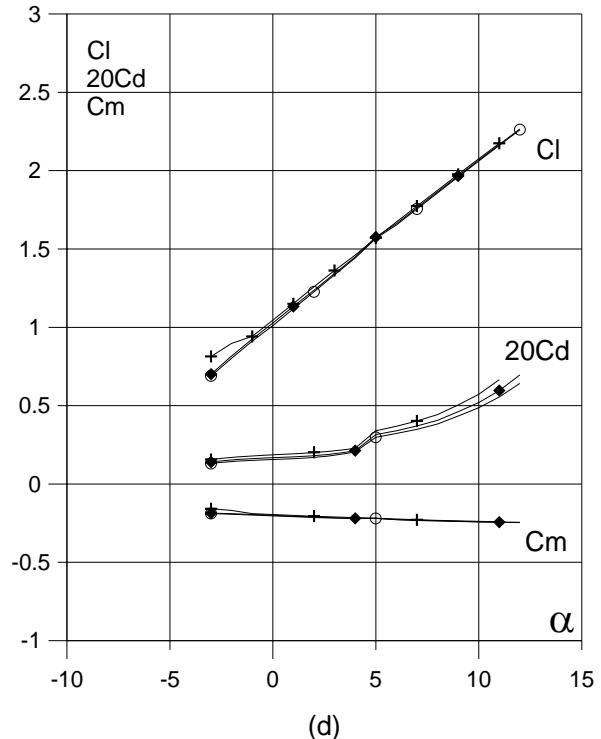
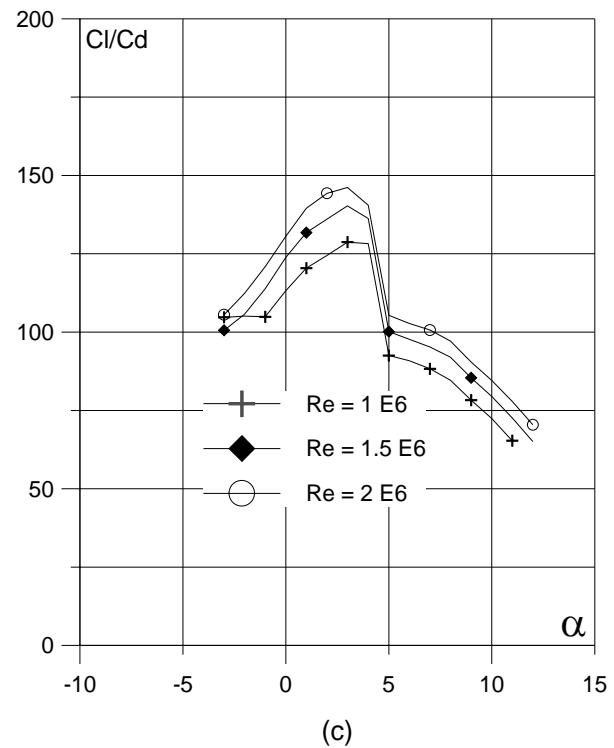


Fig. 4.2.2.2.7. (c) Curvas de  $C_l/C_d$  y (d)  $C_l$ ,  $C_d$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-140-2.7.

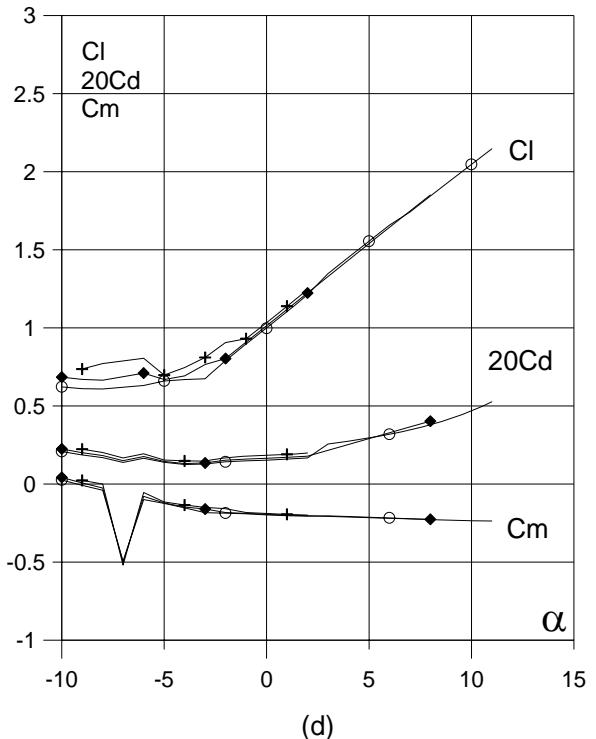
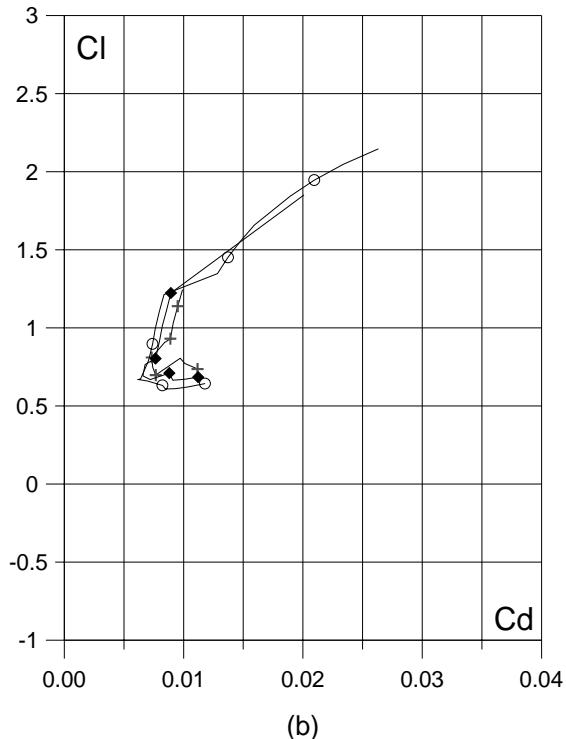
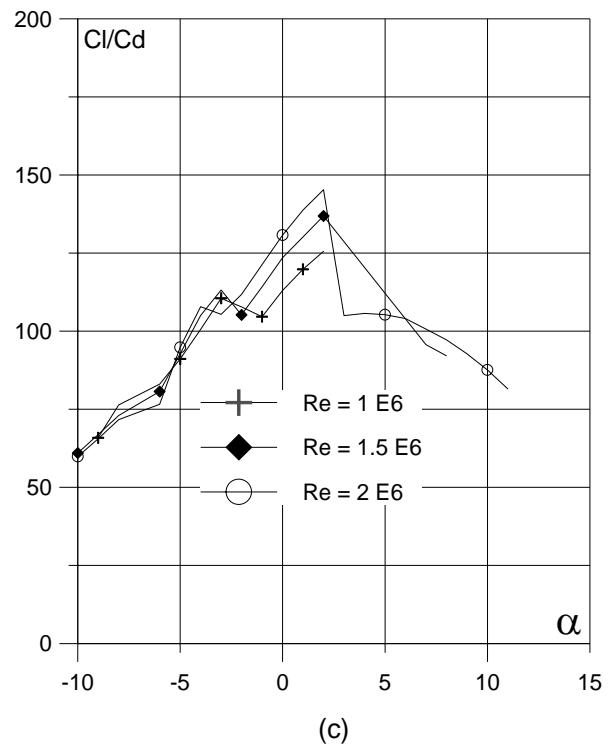
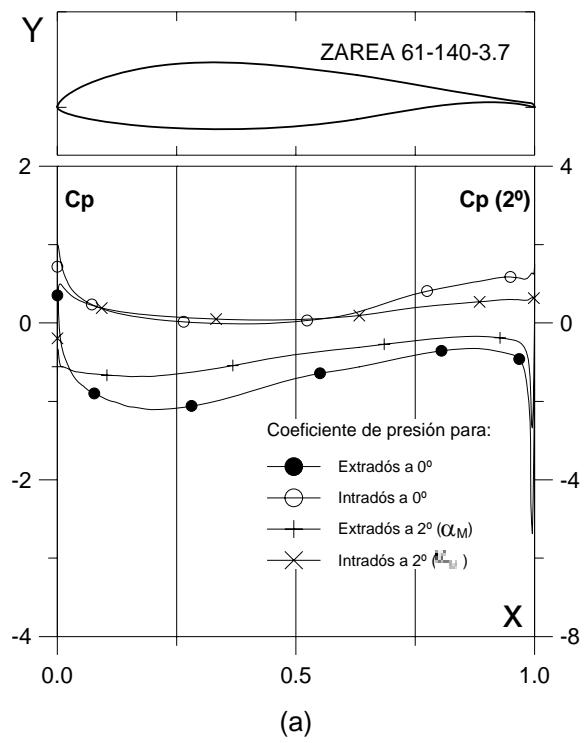
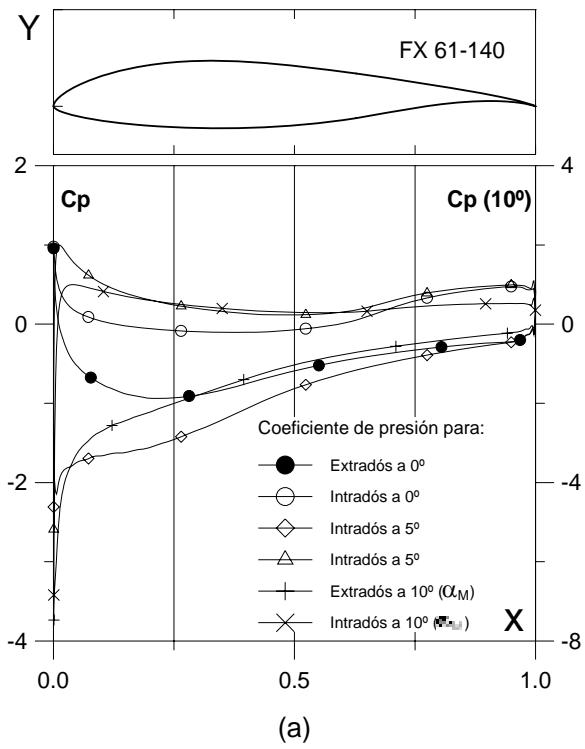
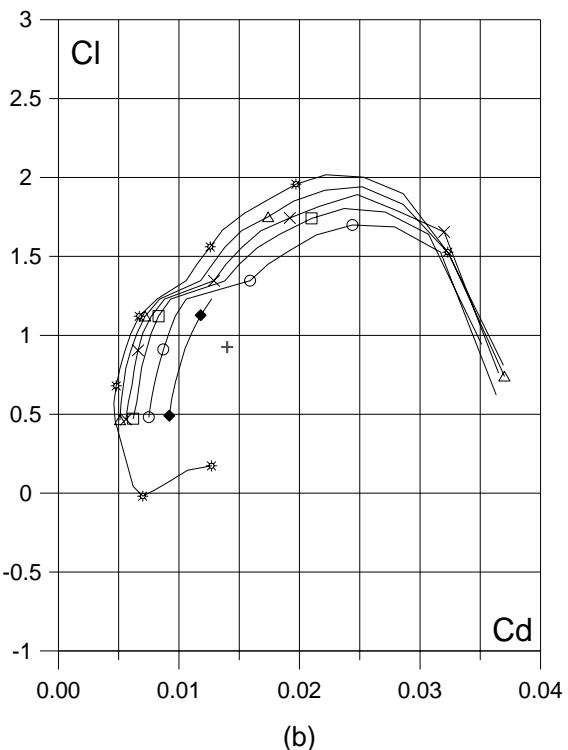


Fig. 4.2.2.3.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-3.7.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.2.2.3.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 61-140-3.7.

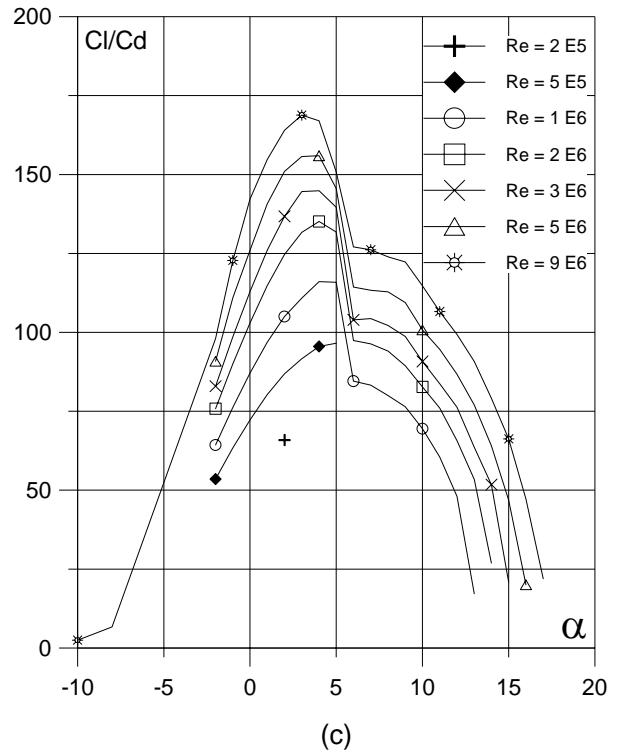


(a)

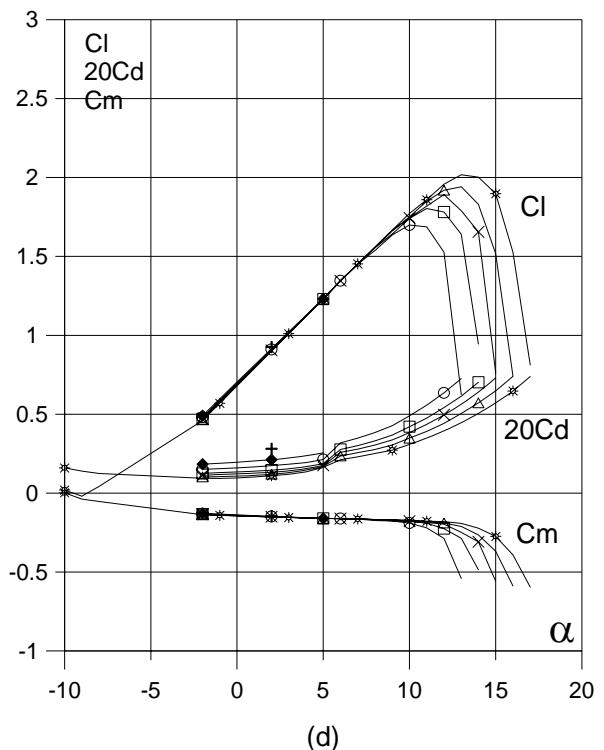


(b)

Fig. 4.2.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 61-140.  
 Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 4.2.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 61-140.

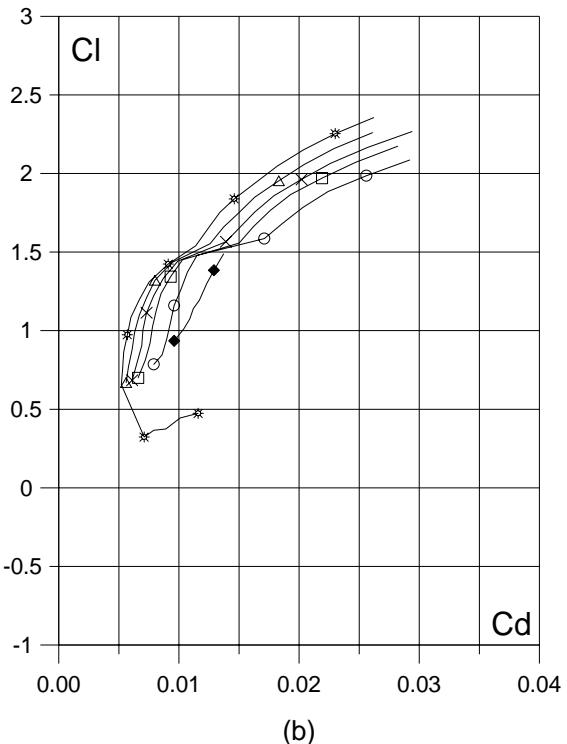
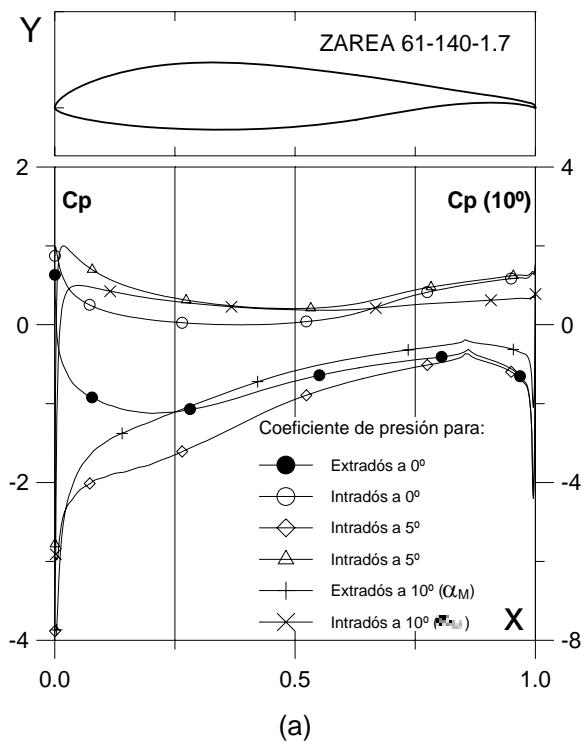


Fig. 4.2.3.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\square$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-140-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

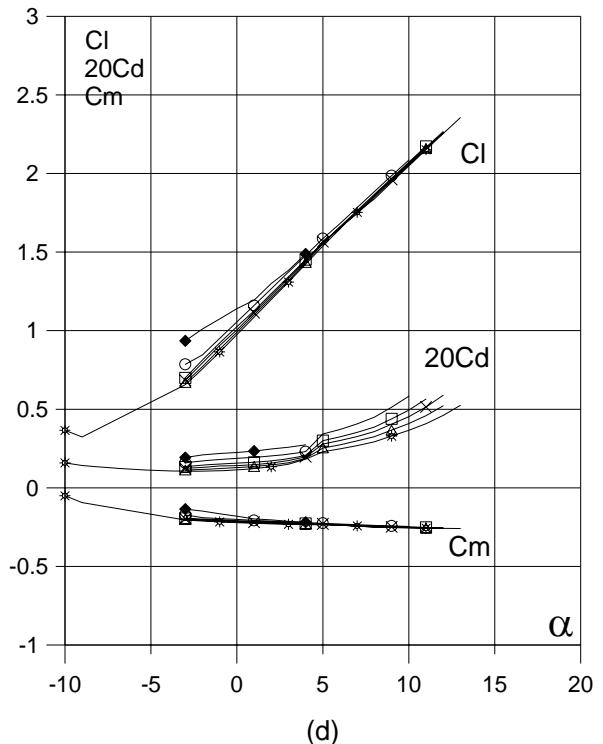
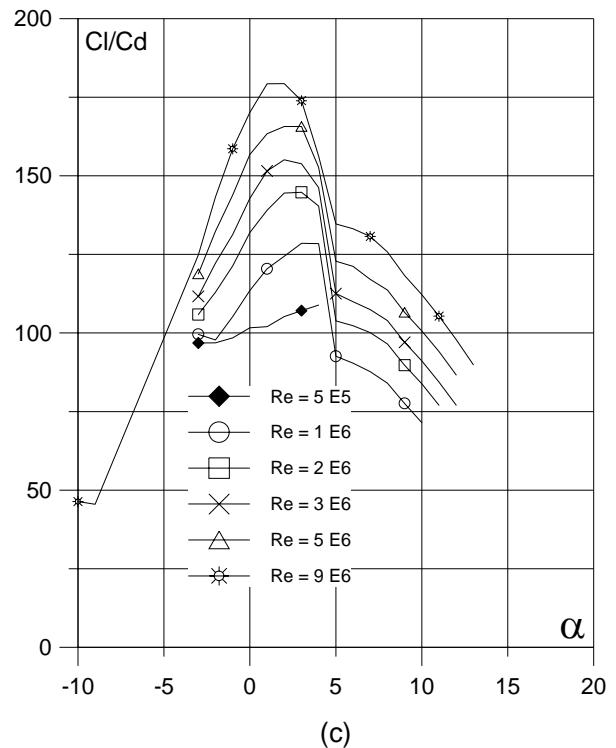
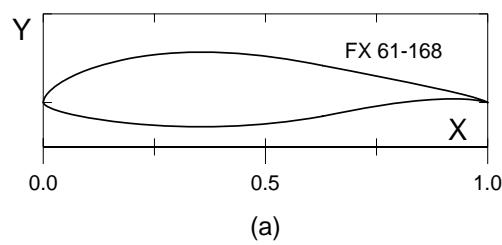


Fig. 4.2.3.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-140-1.7. Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil FX 61-168.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.02%.

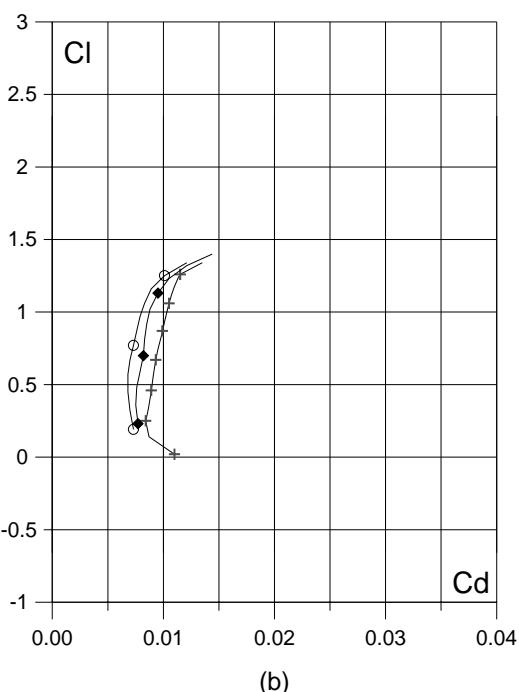


Fig. 4.3.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 61-168.

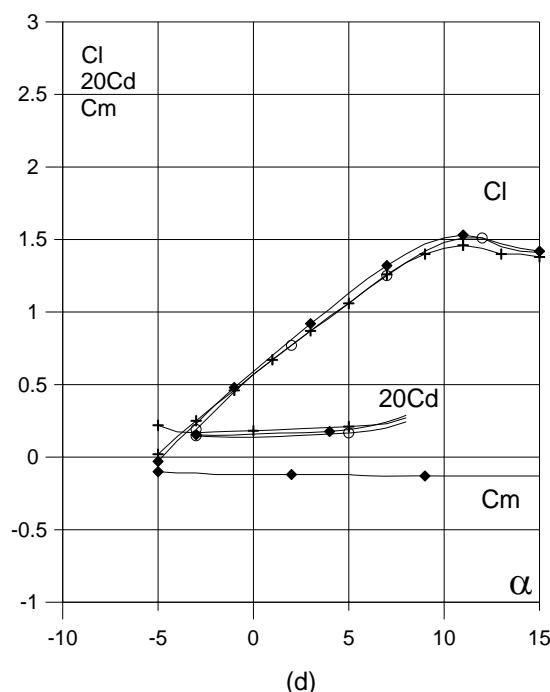
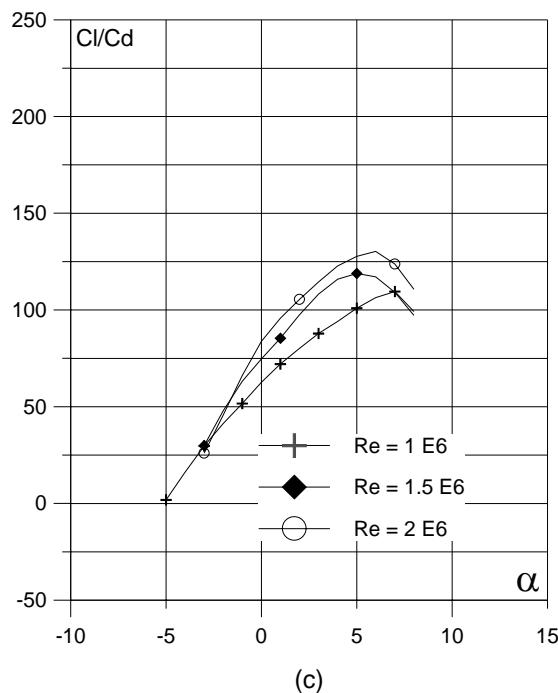


Fig. 4.3.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil FX 61-168.

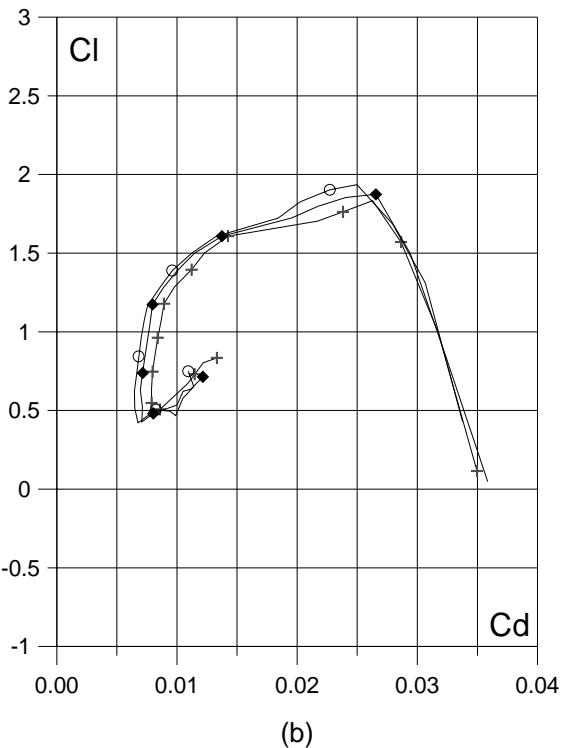
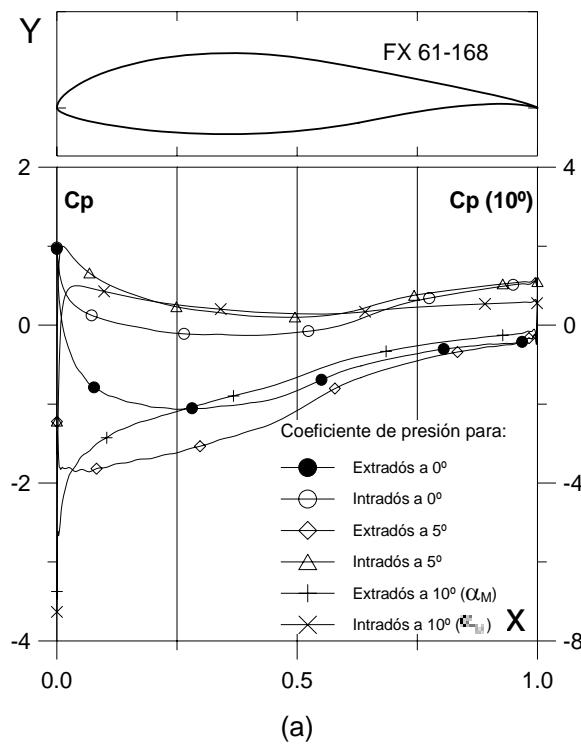


Fig. 4.3.2. (a)  $C_p (0^{\circ}, 5^{\circ} \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 61-168.  
 Met. Panel y Capa Límite.

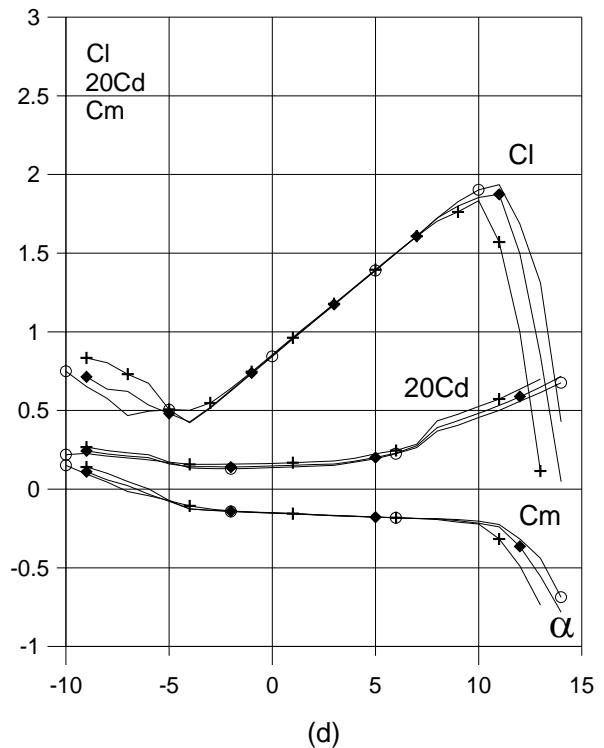
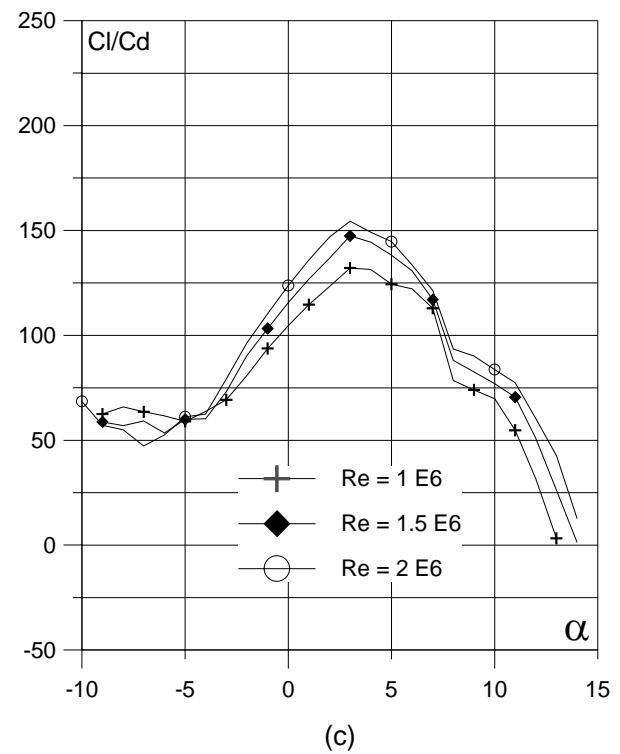


Fig. 4.3.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 61-168.

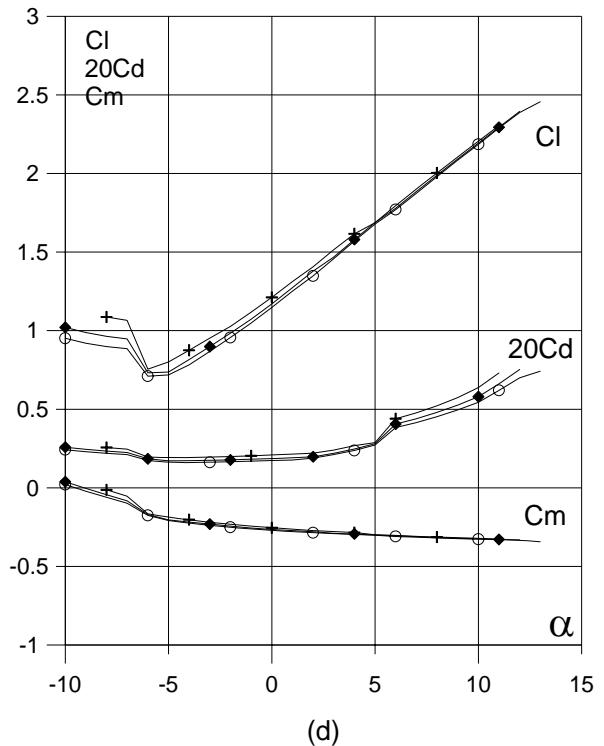
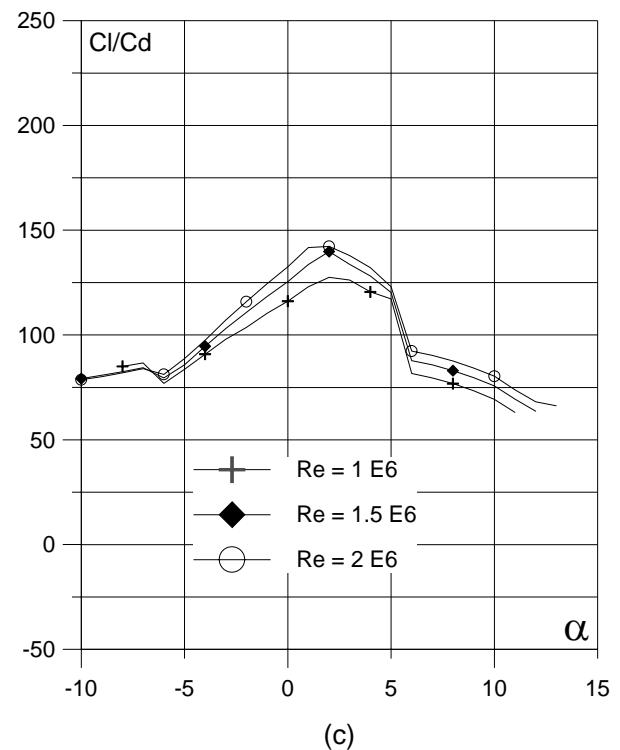
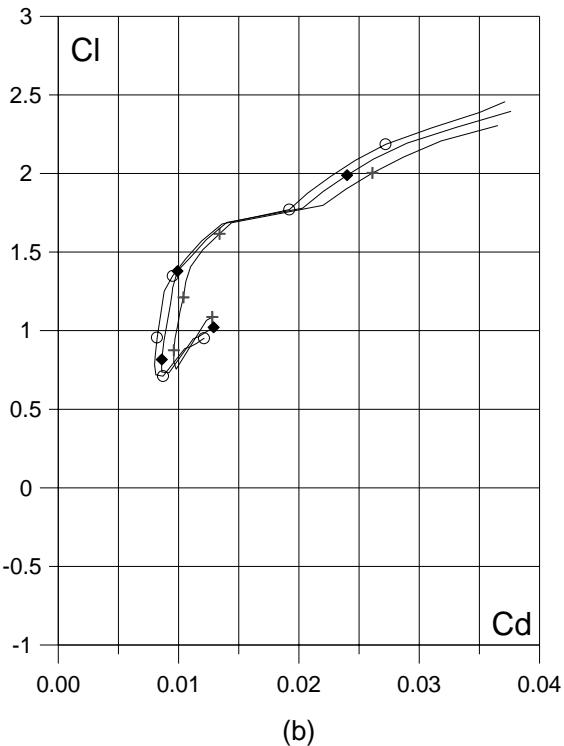
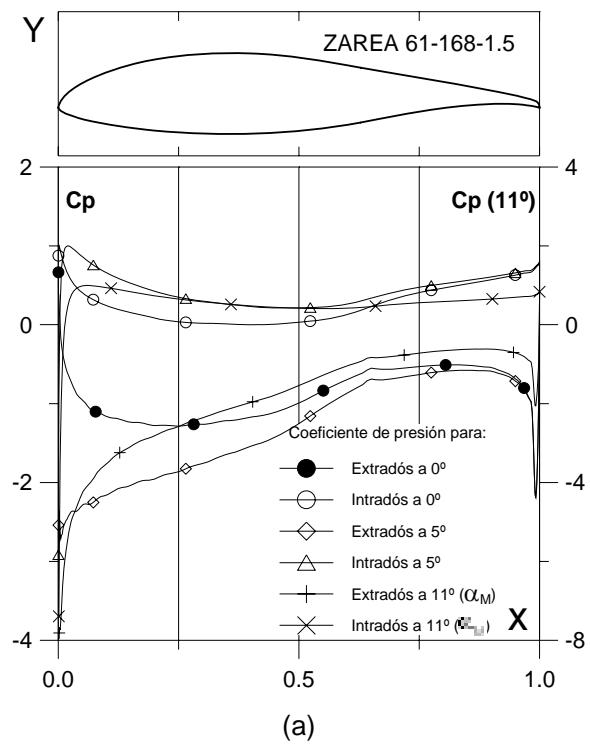


Fig. 4.3.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.3.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-168-1.5.

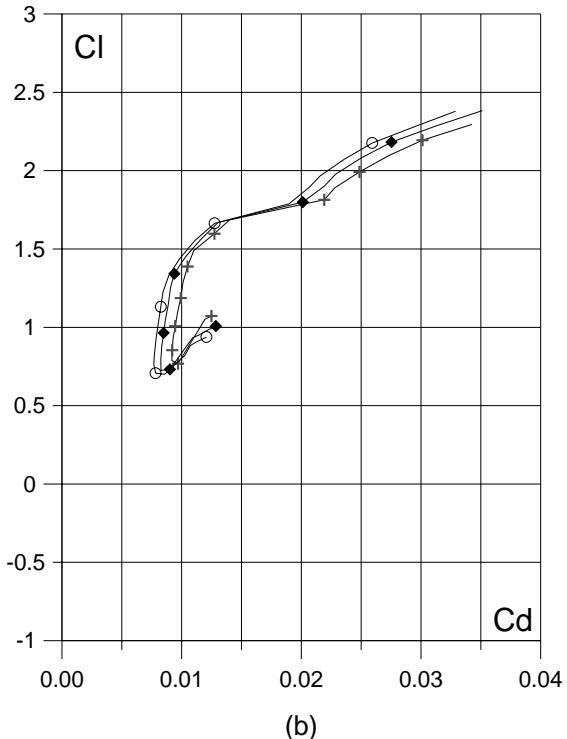
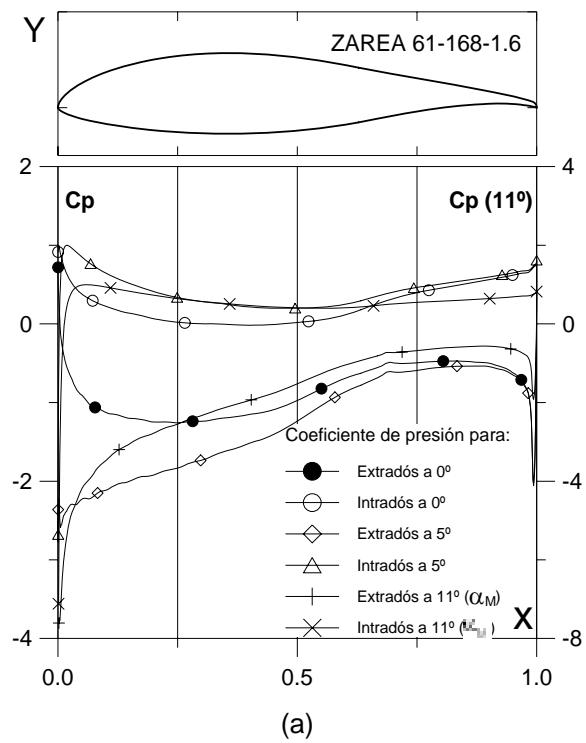


Fig. 4.3.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

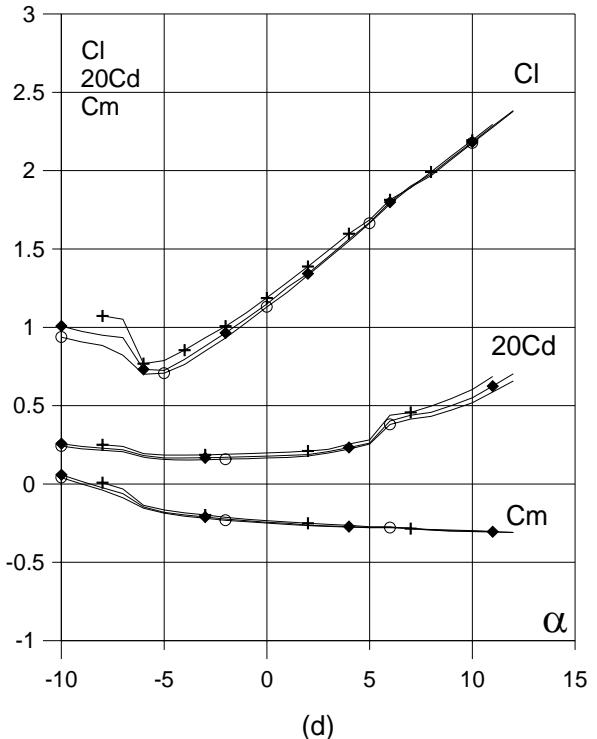
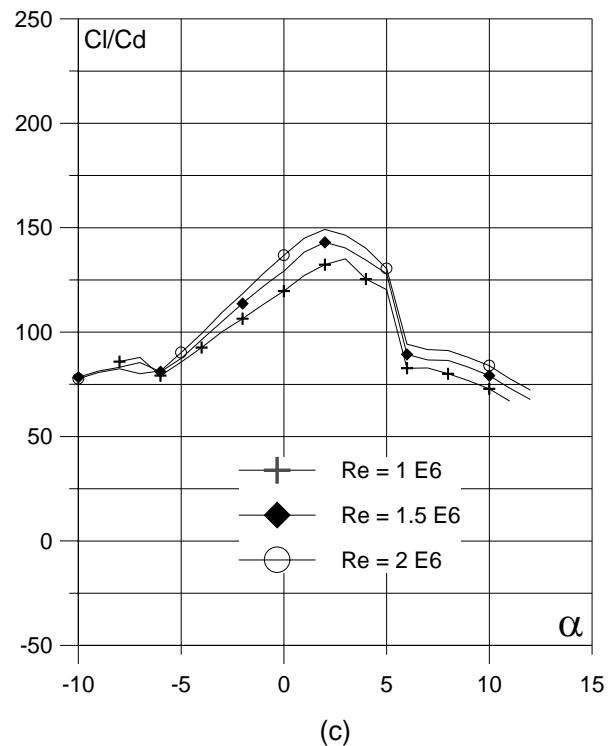


Fig. 4.3.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 61-168-1.6. Perfil óptimo.

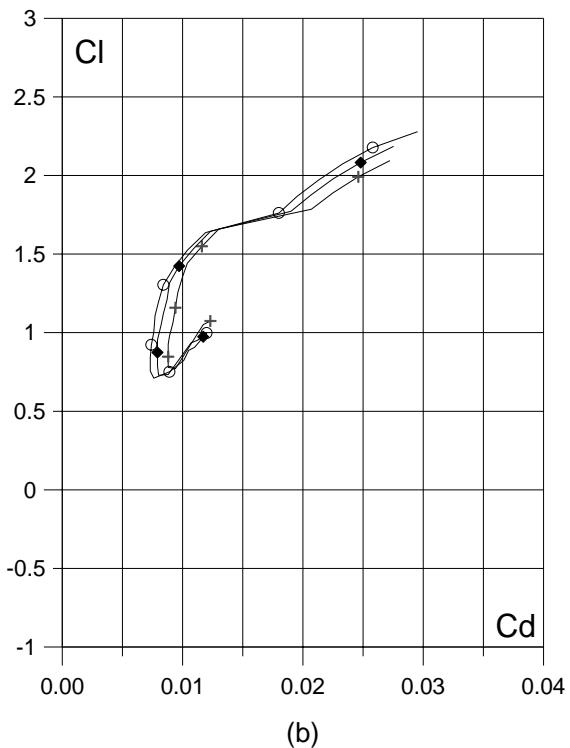
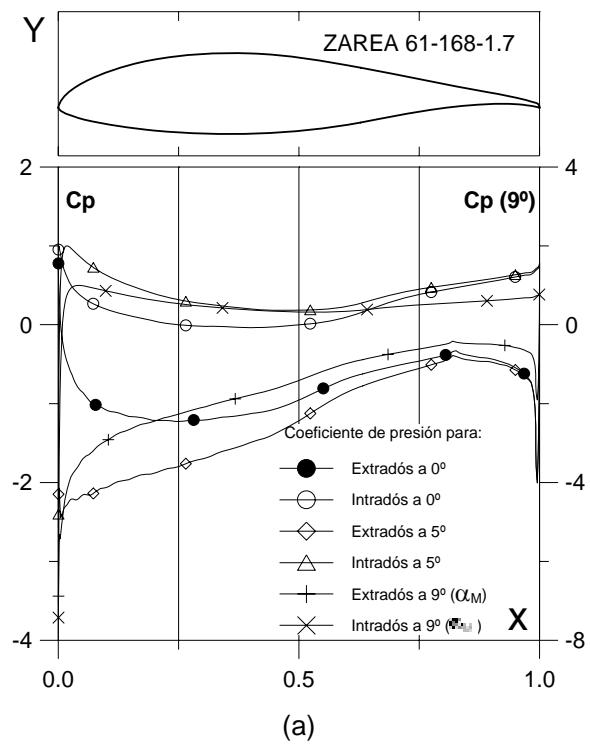


Fig. 4.3.2.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

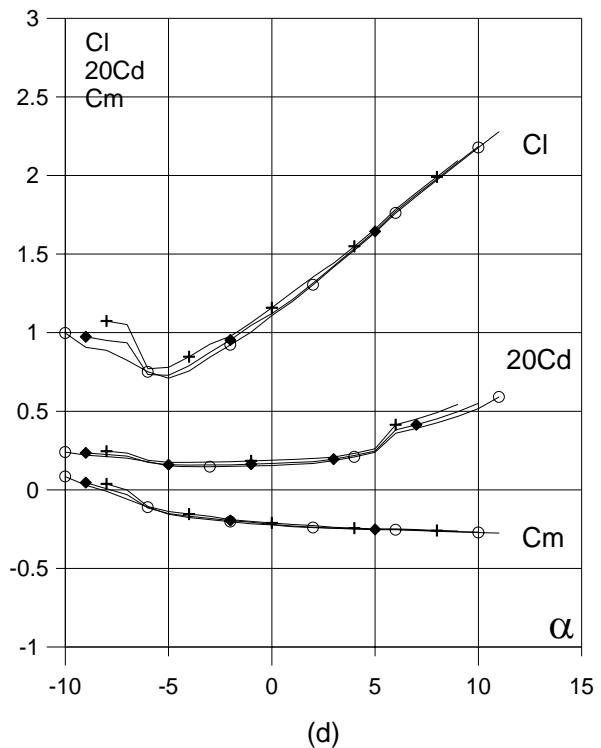
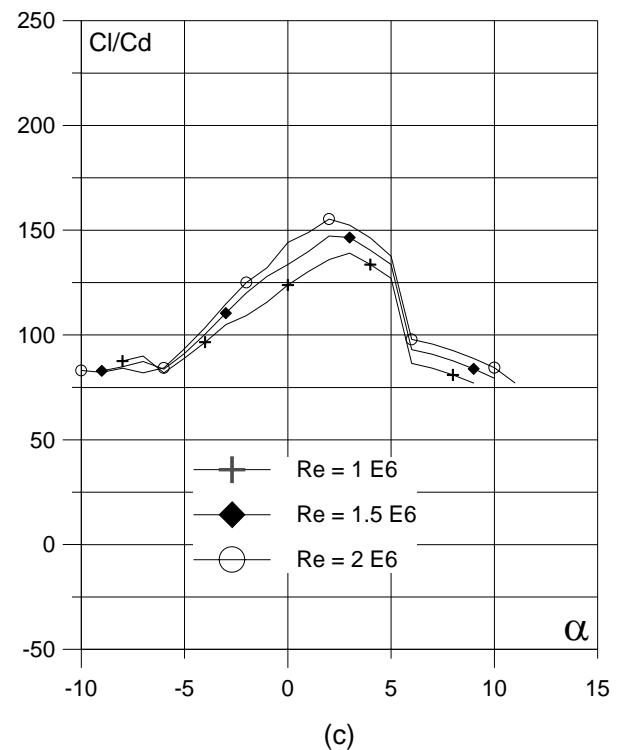


Fig. 4.3.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-168-1.7.

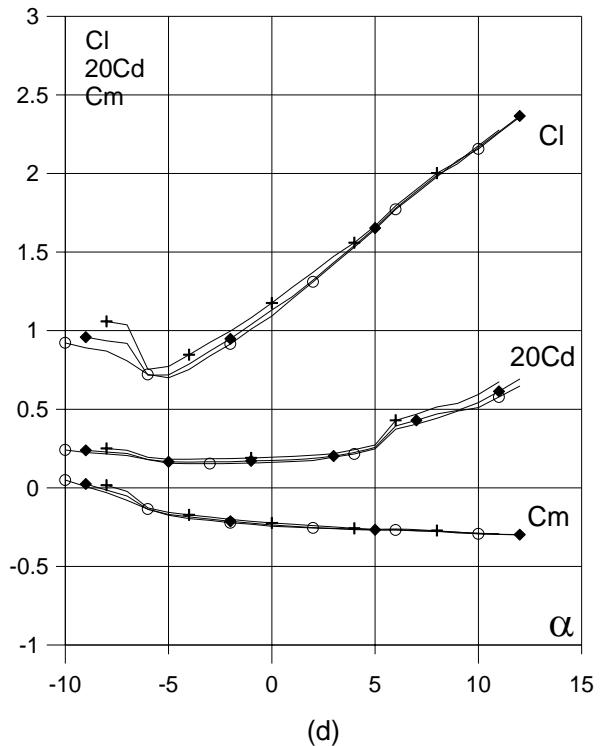
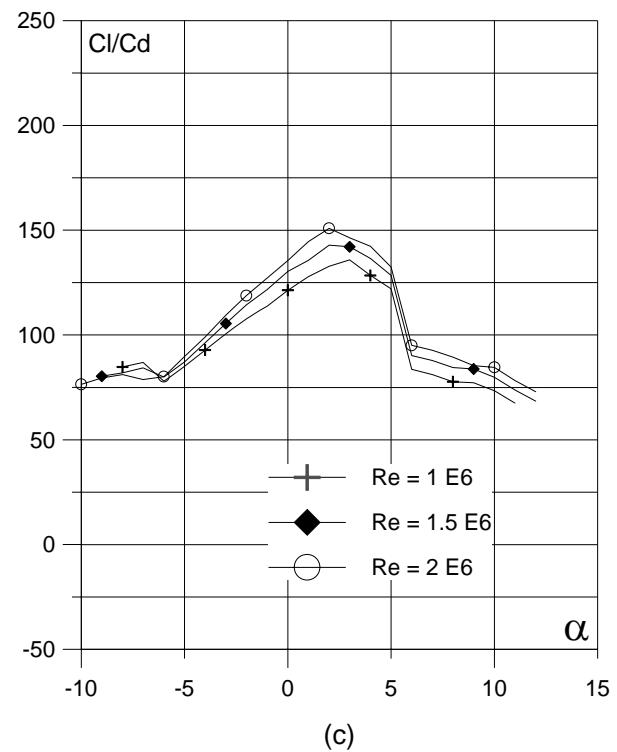
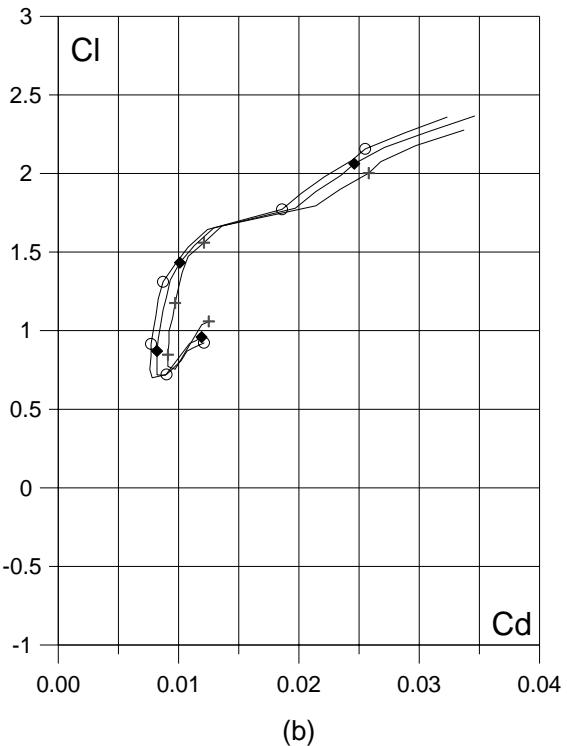
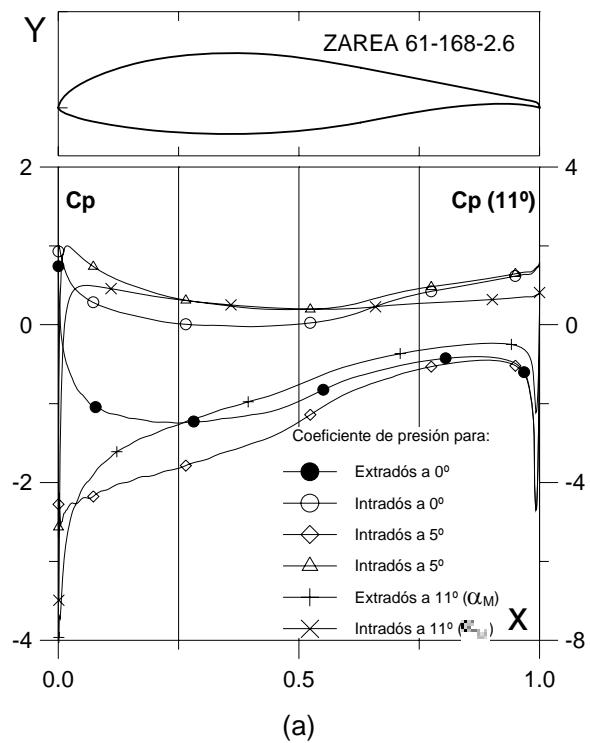


Fig. 4.3.2.2.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M : \Delta$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-2.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.3.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-168-2.6.

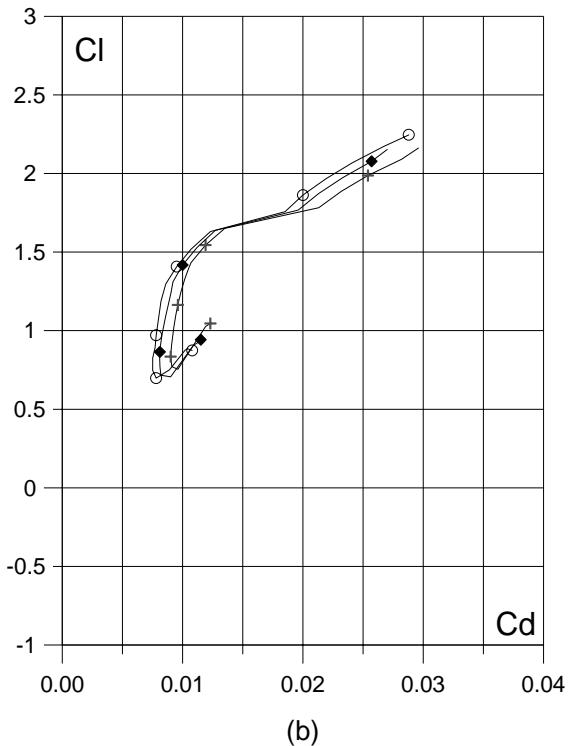
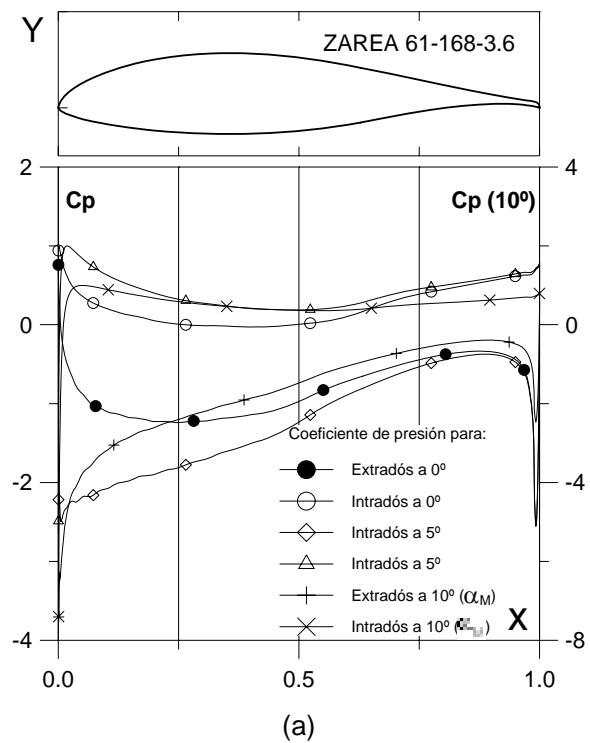


Fig. 4.3.2.3.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M : \alpha_L$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-3.6. Met. Panel y Capa Límite.

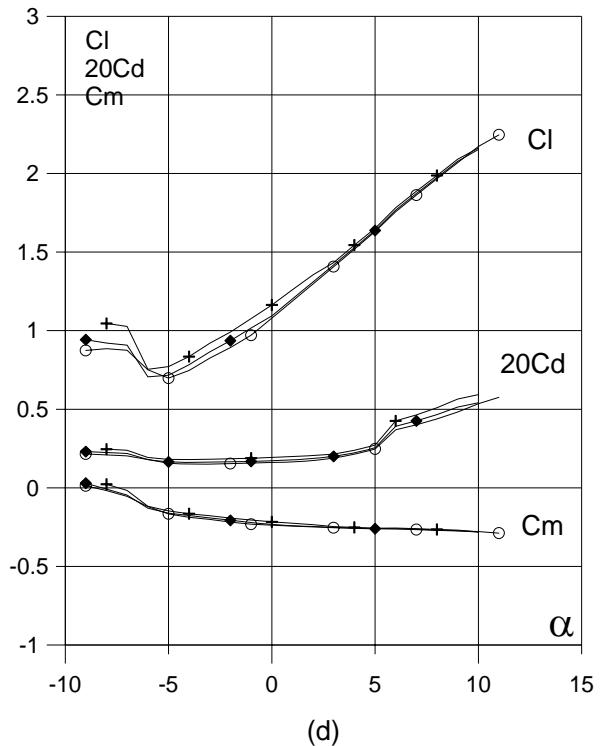
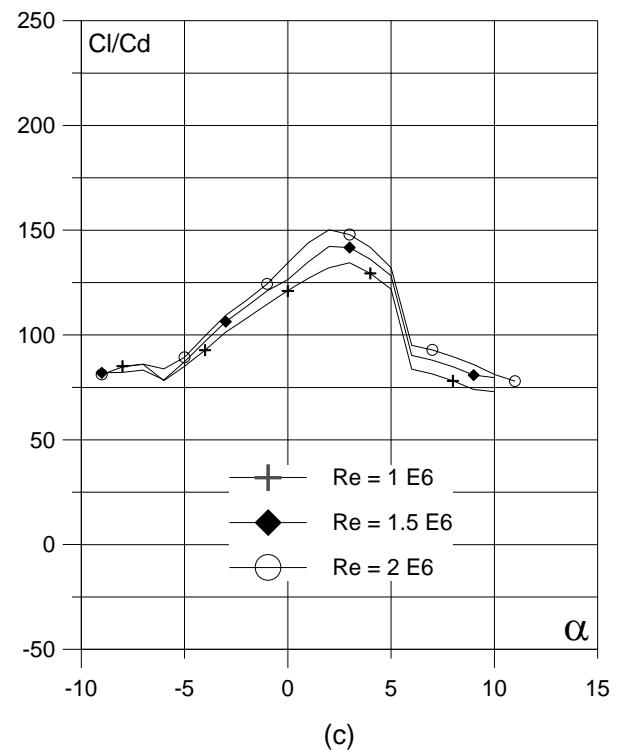
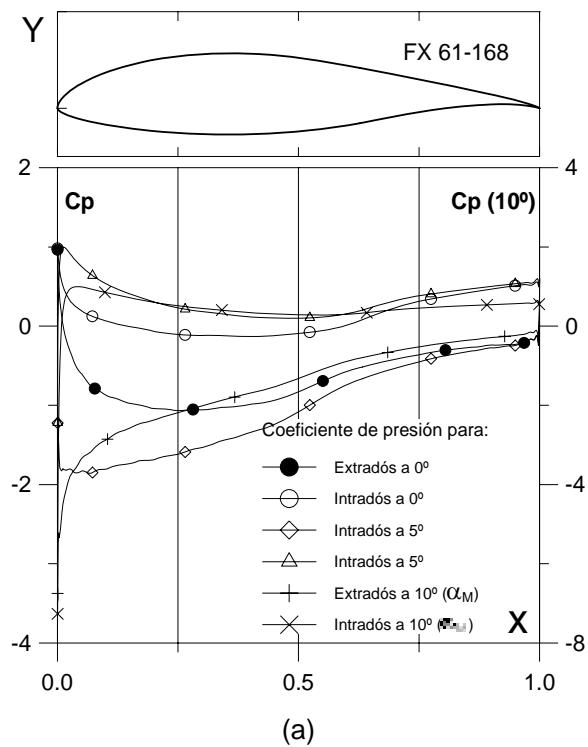
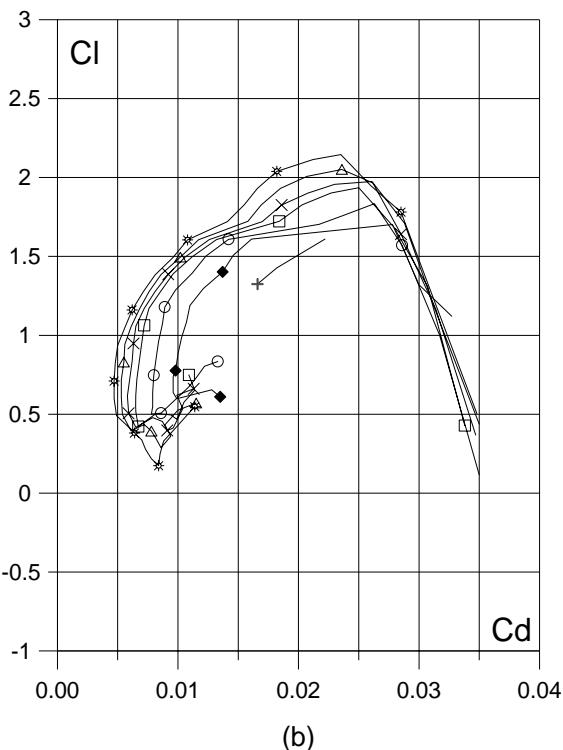


Fig. 4.3.2.3.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-168-3.6.

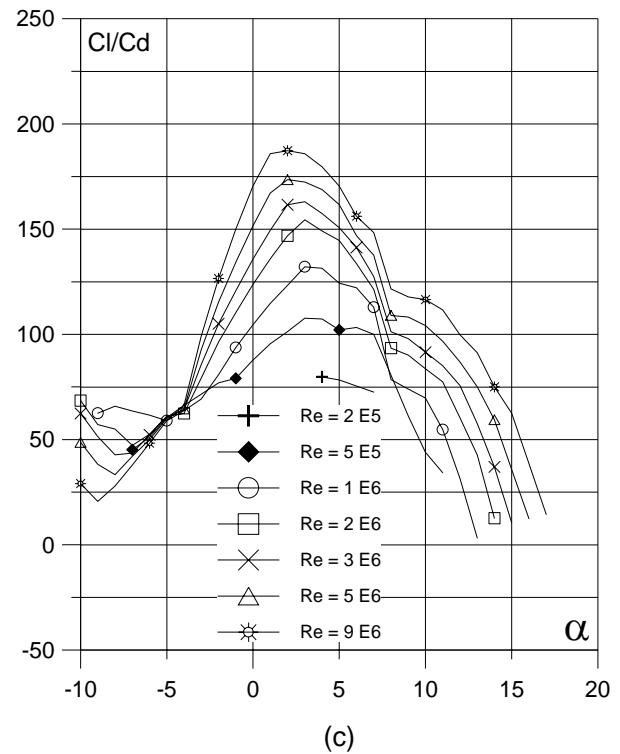


(a)

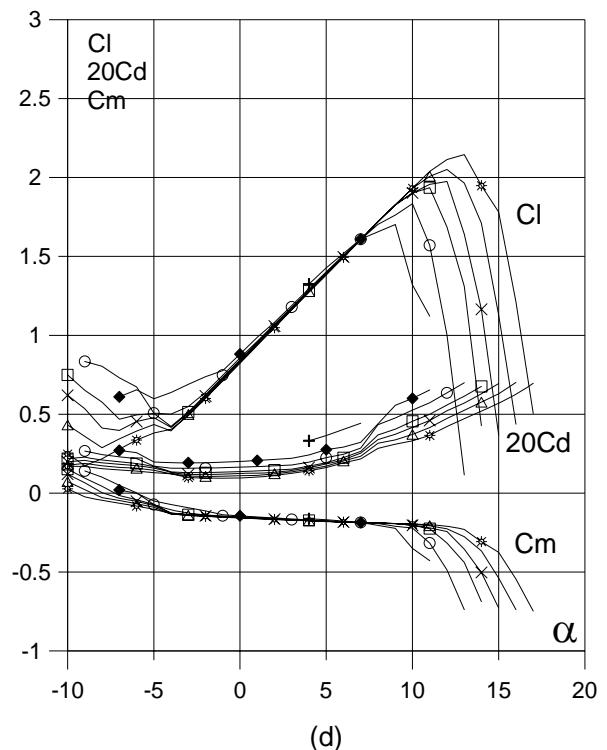


(b)

Fig. 4.3.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 61-168.  
 Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 4.3.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 61-168.

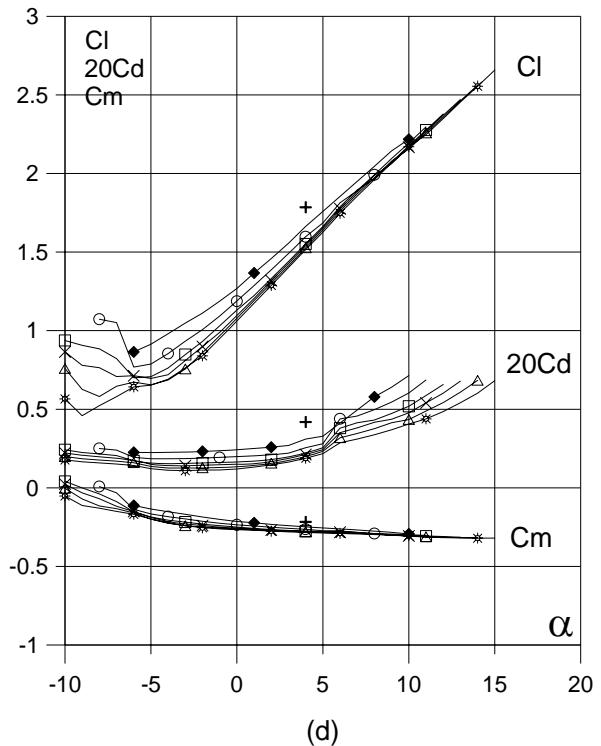
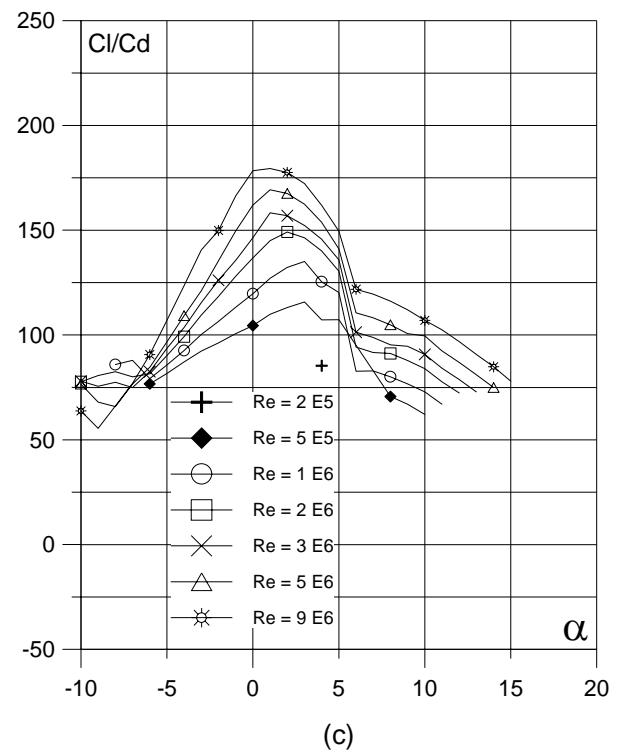
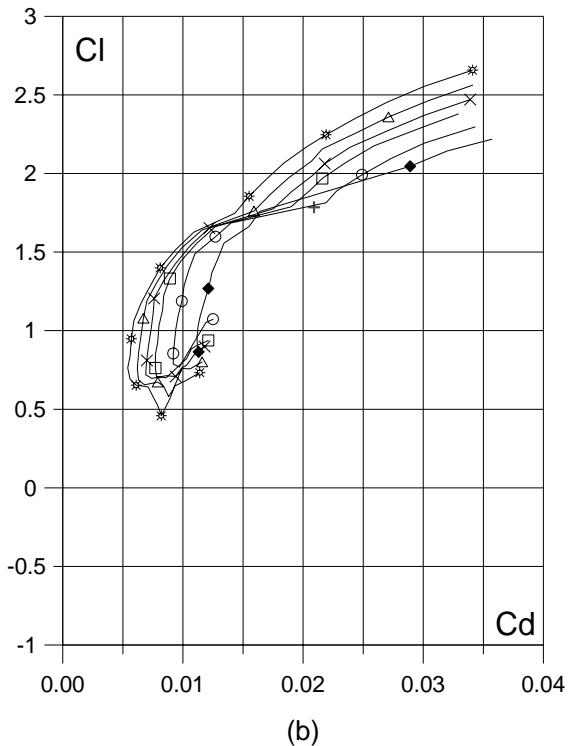
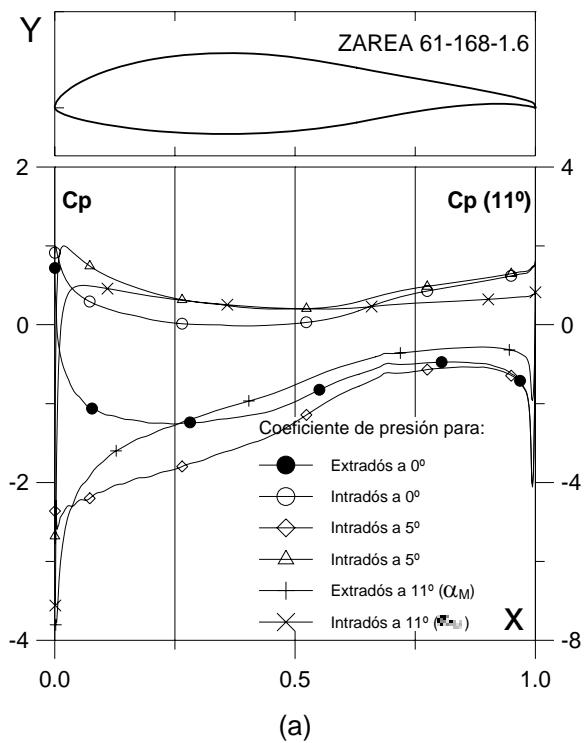


Fig. 4.3.3.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.3.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-168-1.6. Perfil óptimo.

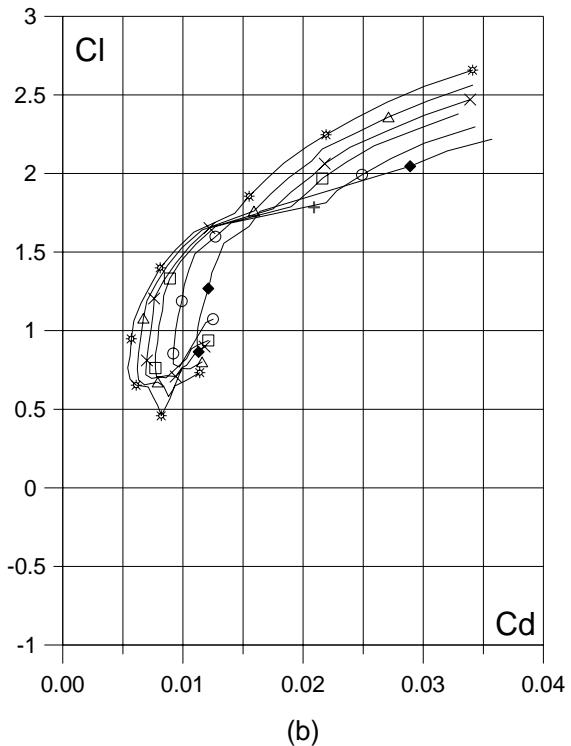
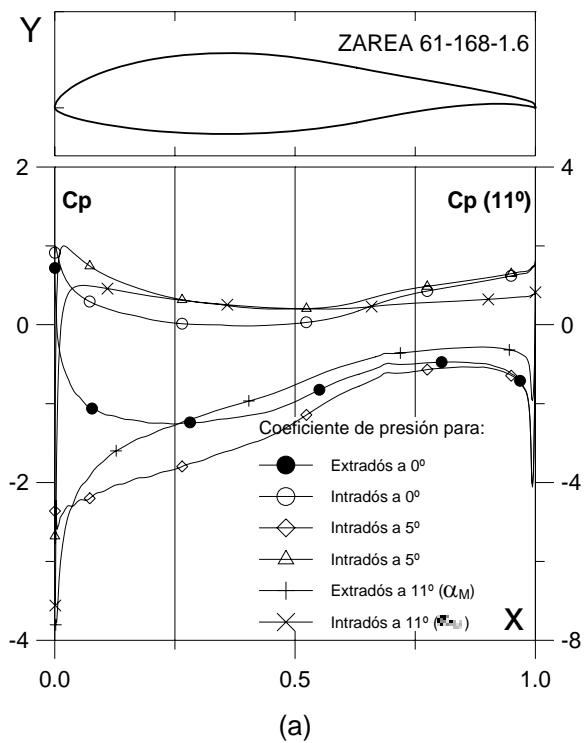


Fig. 4.3.3.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 61-168-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

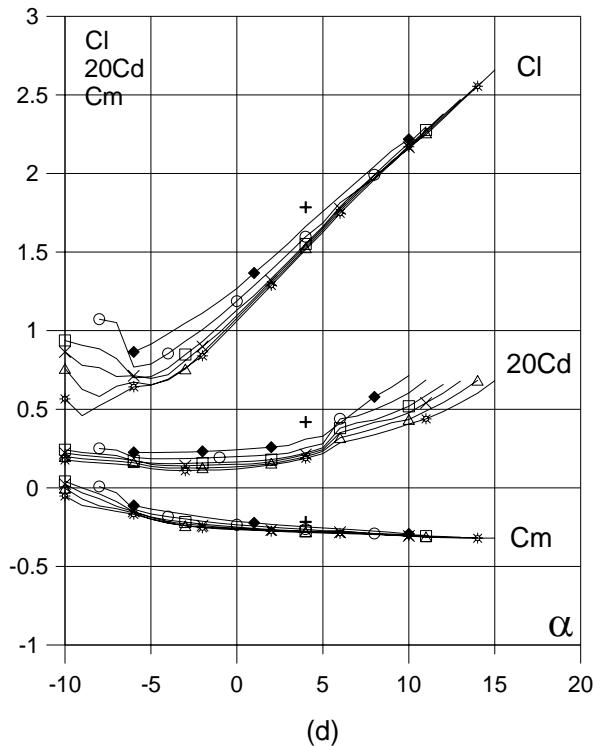
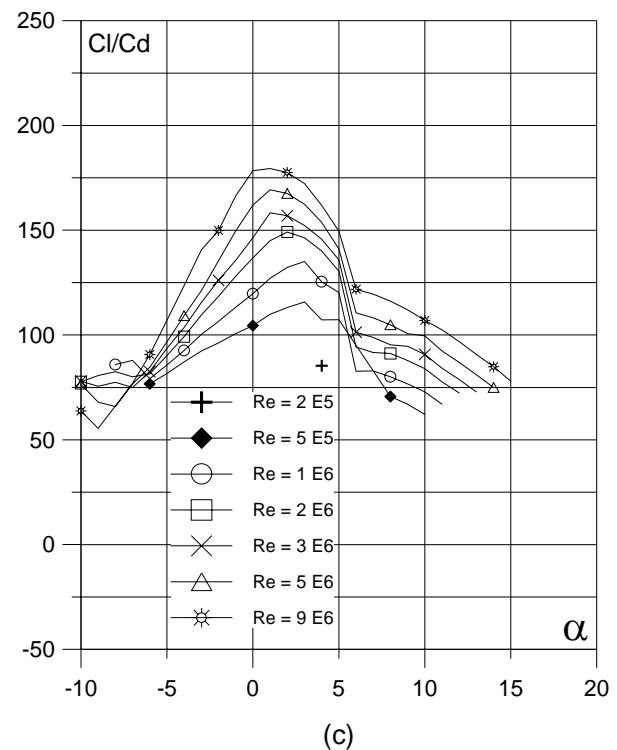


Fig. 4.3.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 61-168-1.6. Perfil óptimo.

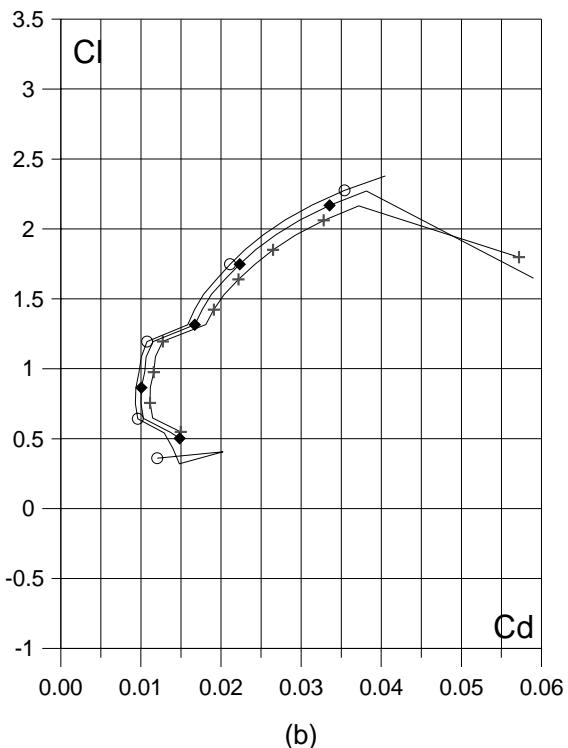
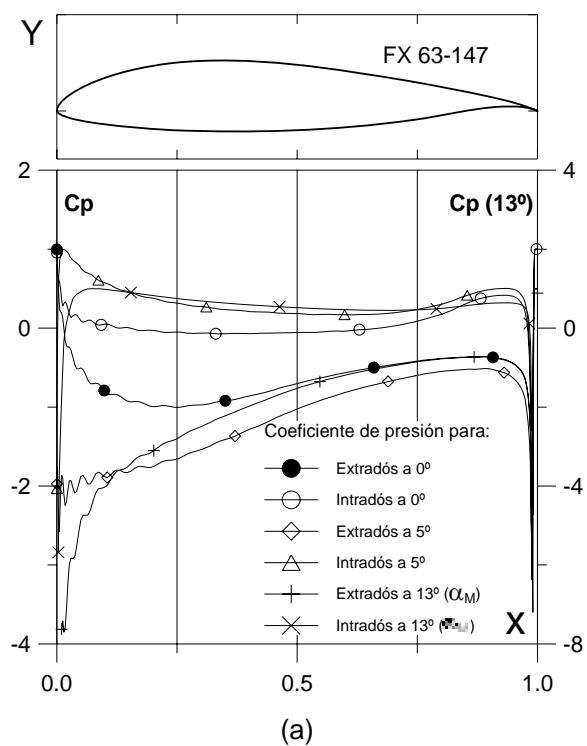


Fig. 4.4.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 63-147.  
 Met. Panel y Capa Límite.

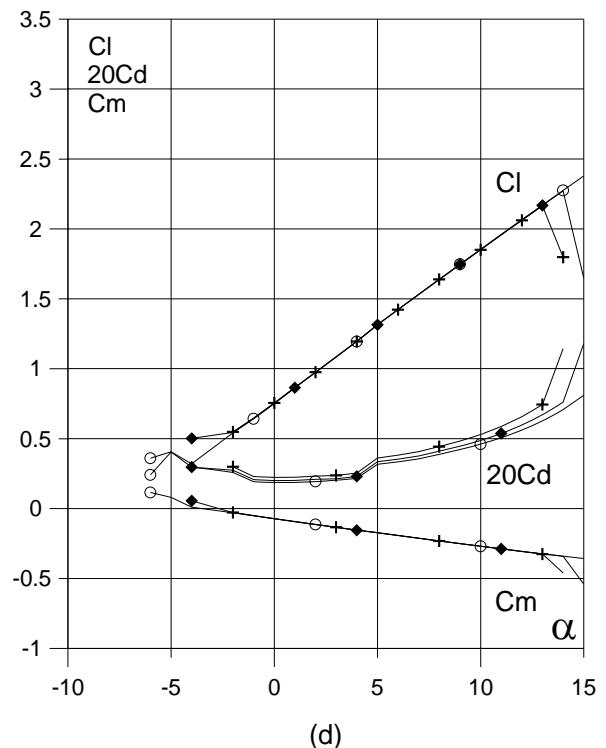
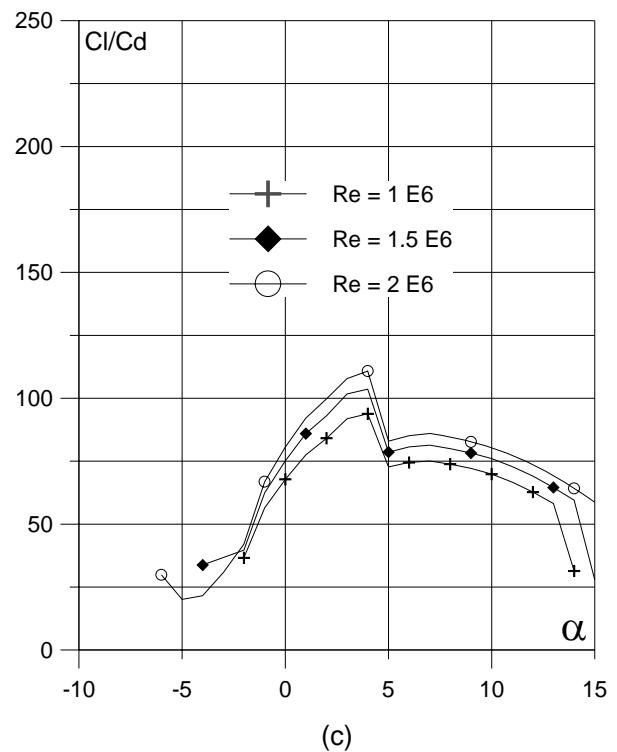


Fig. 4.4.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 63-147.

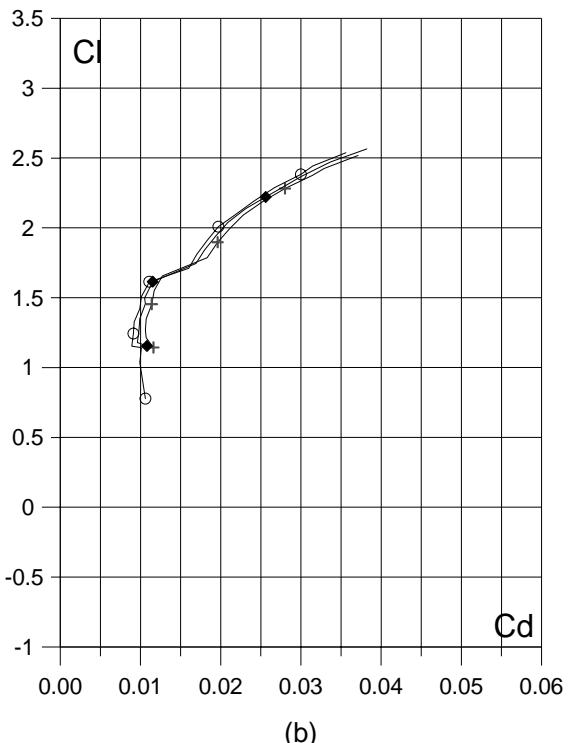
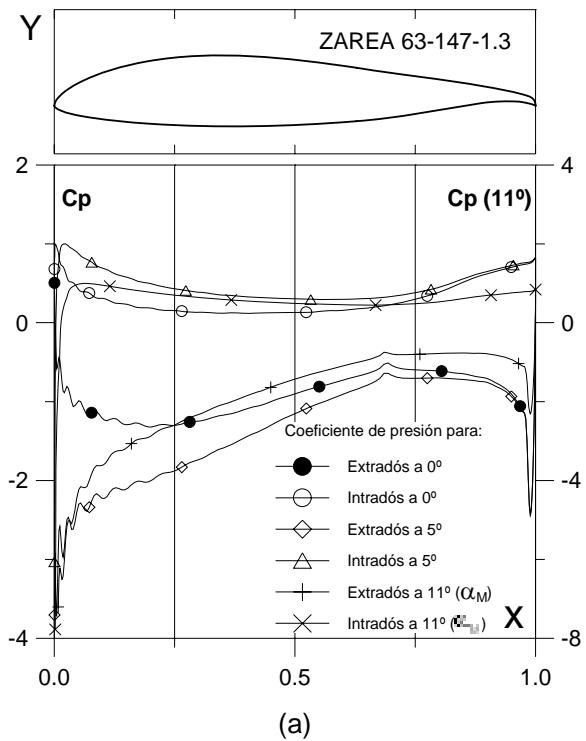


Fig. 4.4.2.1.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.3. Met. Panel y Capa Límite.

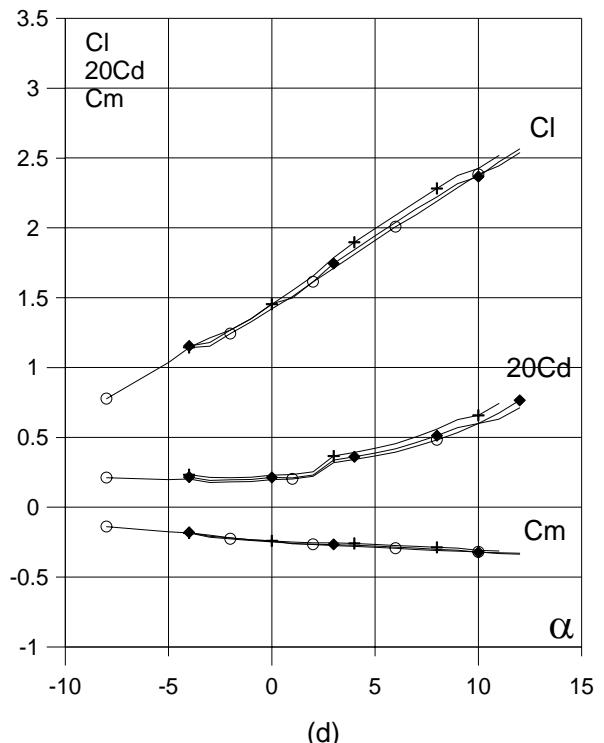
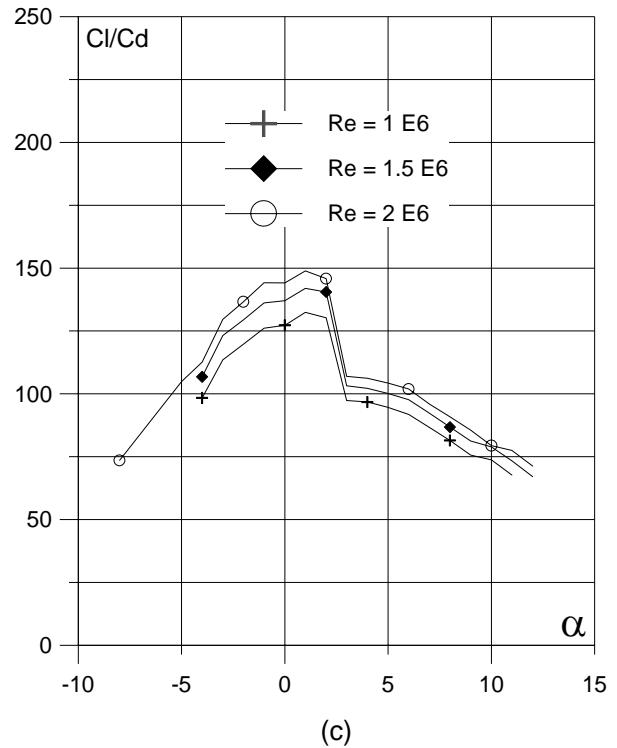


Fig. 4.4.2.1.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 63-147-1.3.

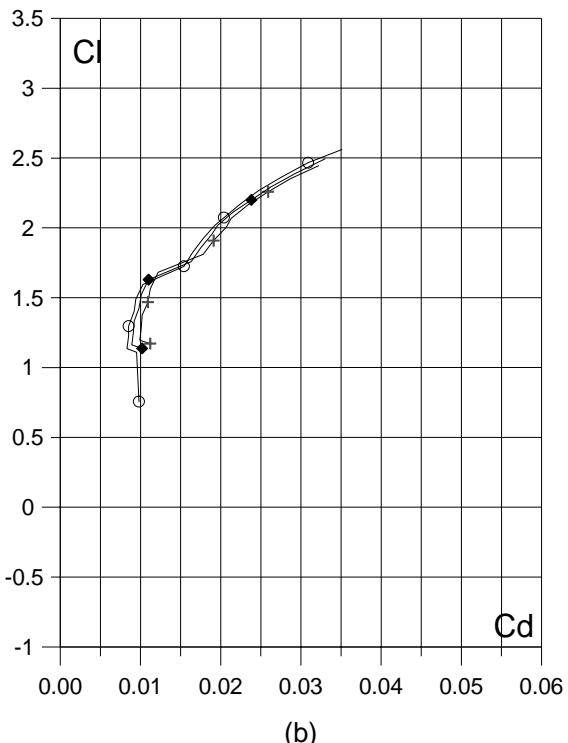
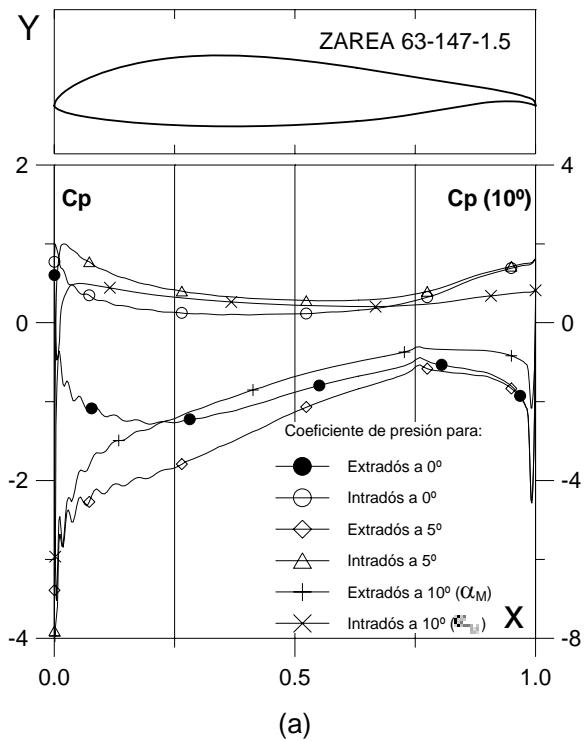


Fig. 4.4.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M : \alpha$  para  $Cl_{max}$  vs. X para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

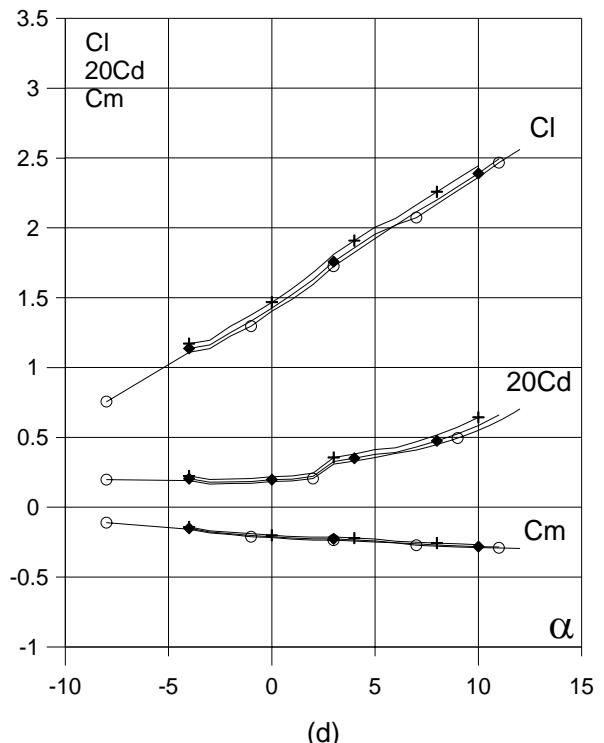
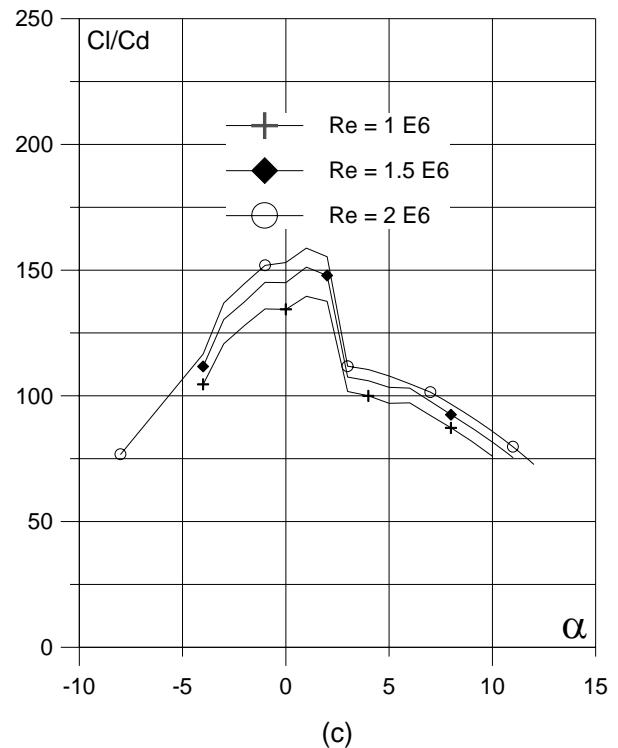


Fig. 4.4.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 63-147-1.5. Perfil óptimo.

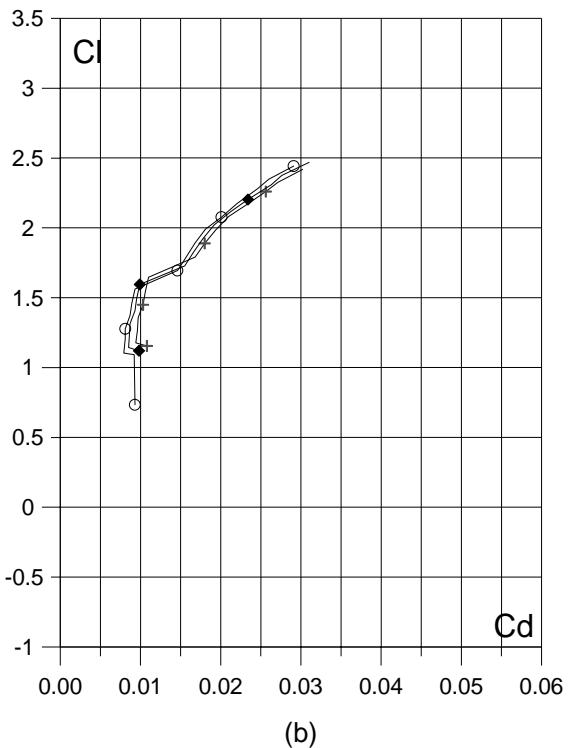
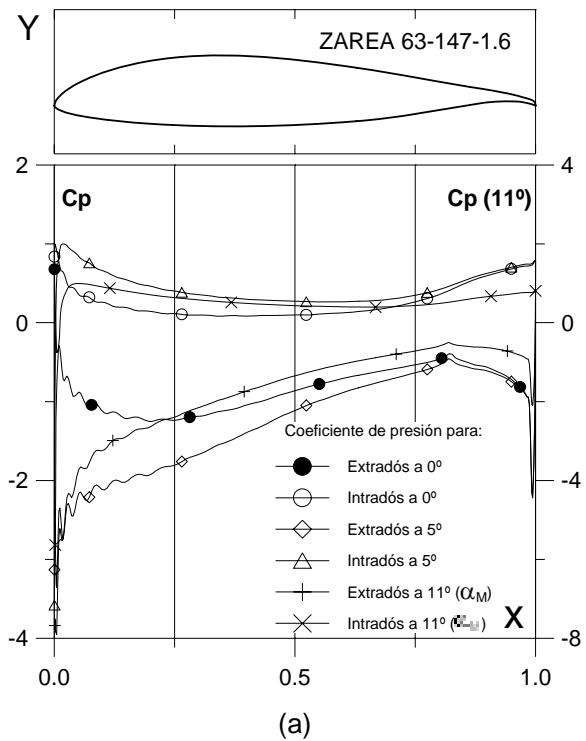


Fig. 4.4.2.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

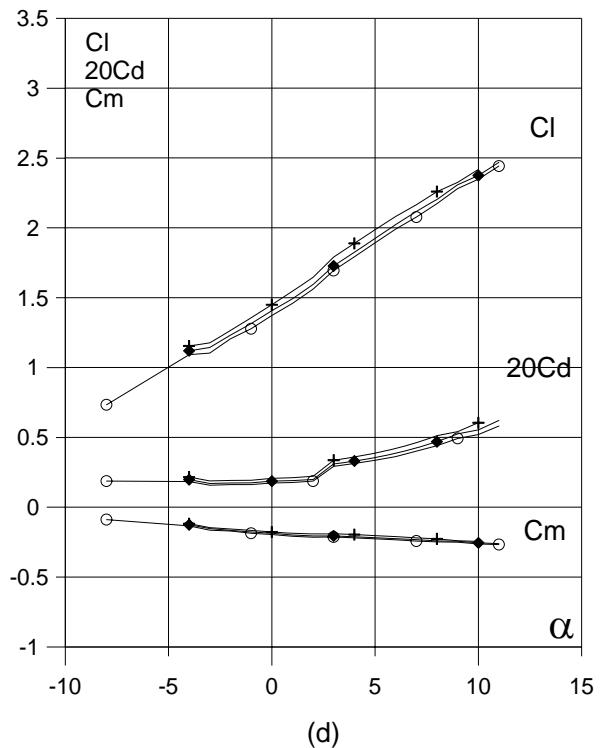
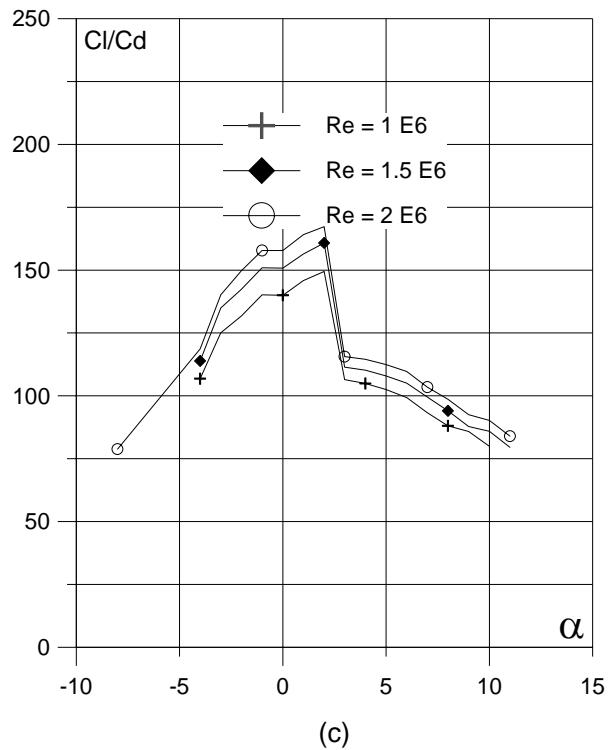


Fig. 4.4.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 63-147-1.6.

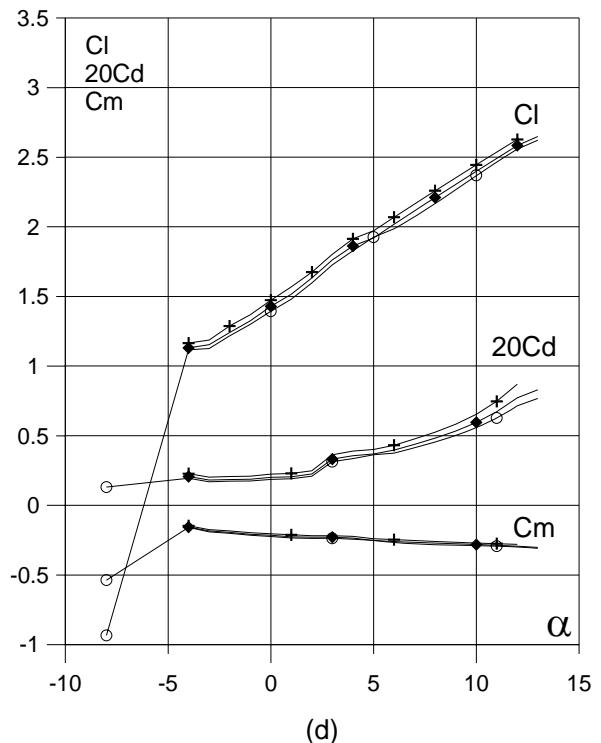
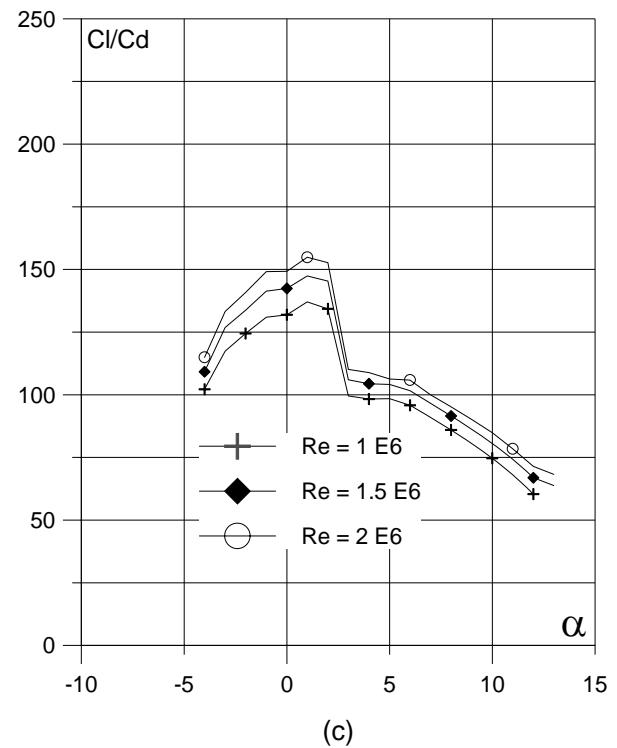
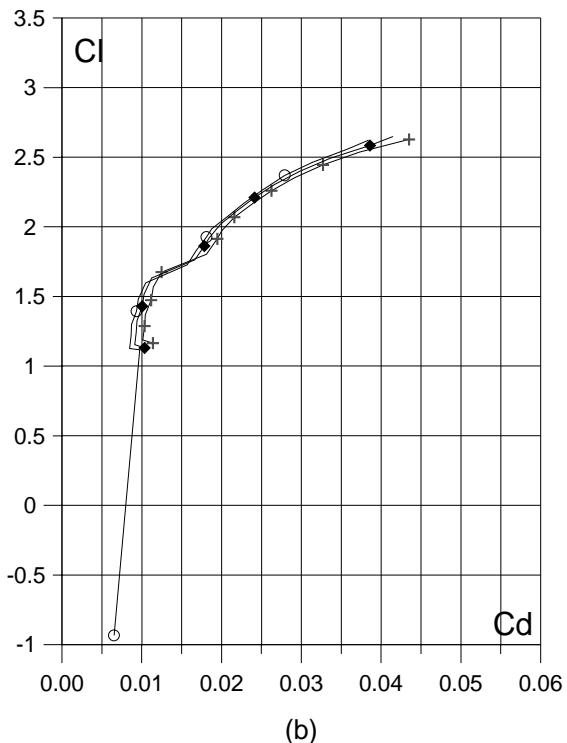
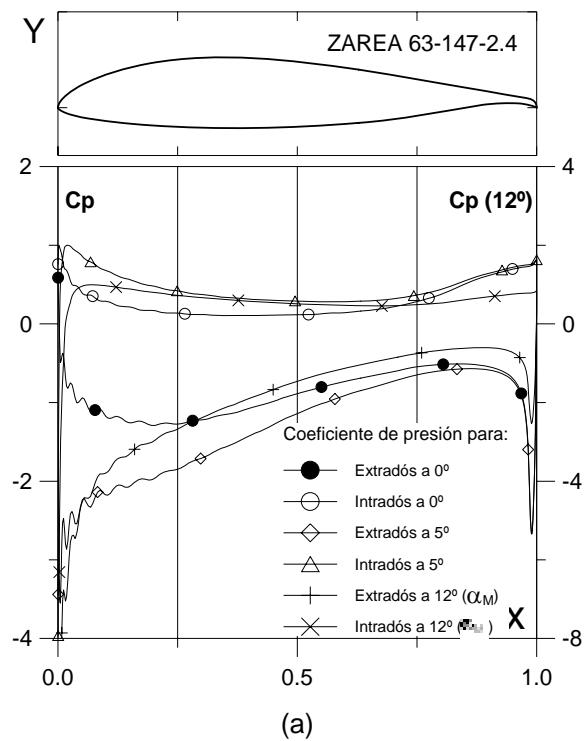


Fig. 4.4.2.2.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \Delta)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-2.4. Met. panel y Capa Límite.

Fig. 4.4.2.2.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 63-147-2.4.

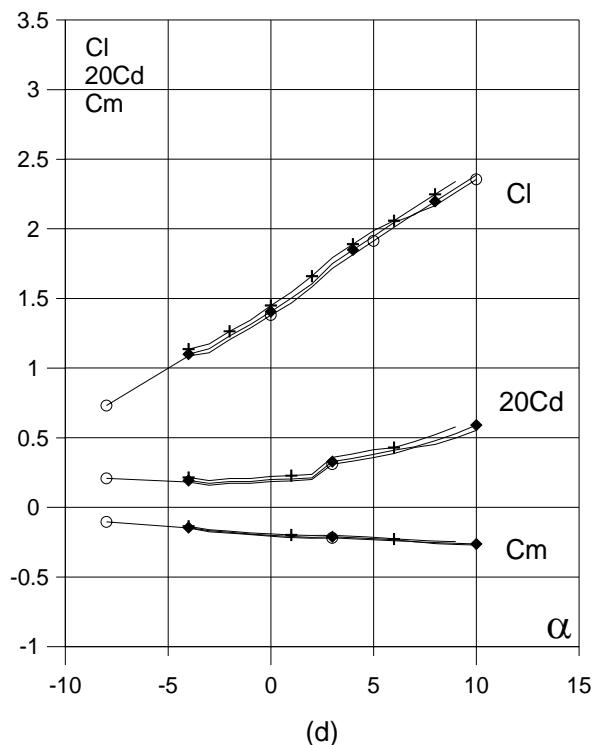
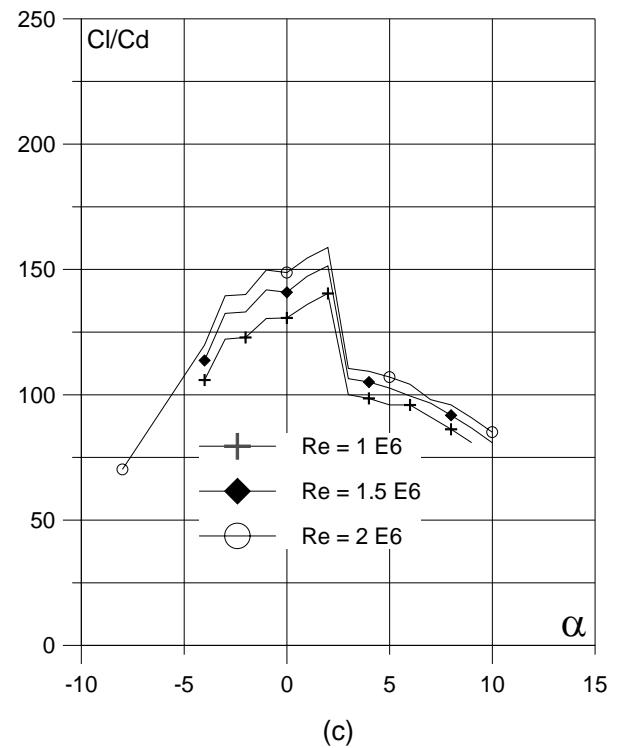
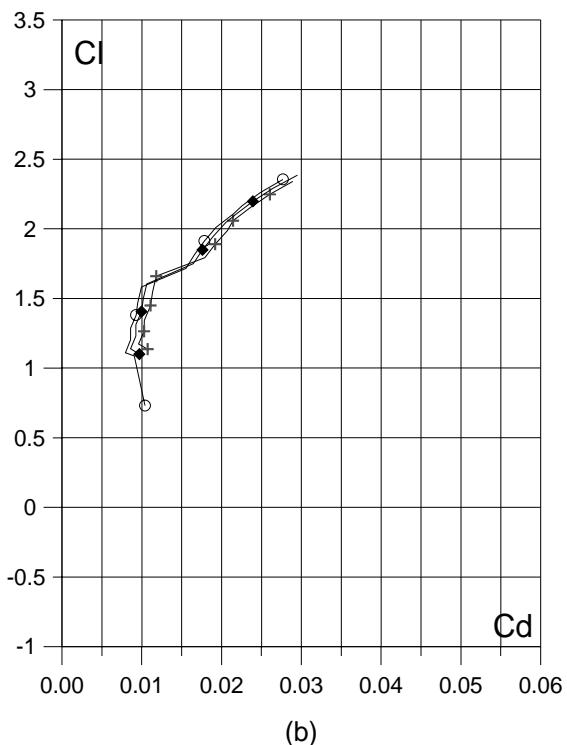
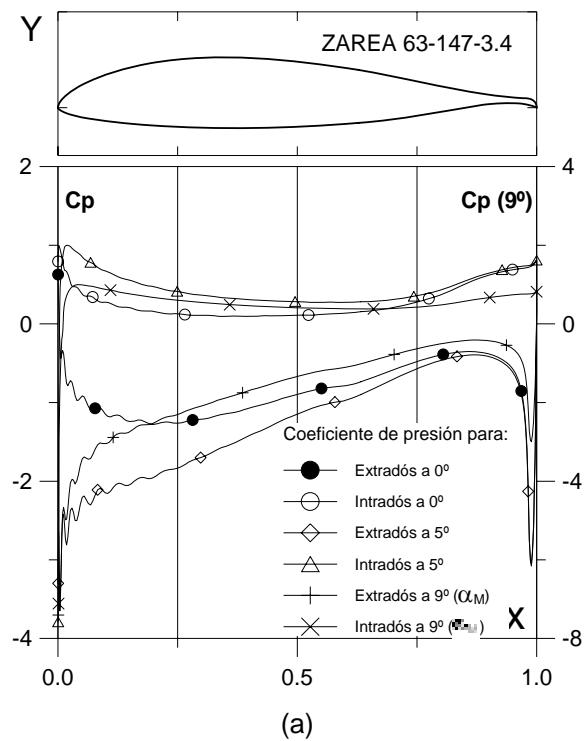


Fig. 4.4.2.3.4. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-3.4. Met. panel y Capa Límite.

Fig. 4.4.2.3.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 63-147-3.4.

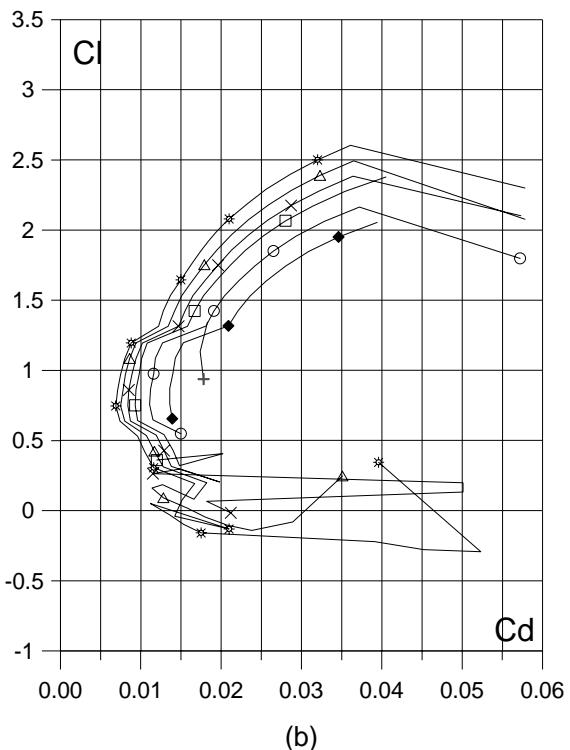
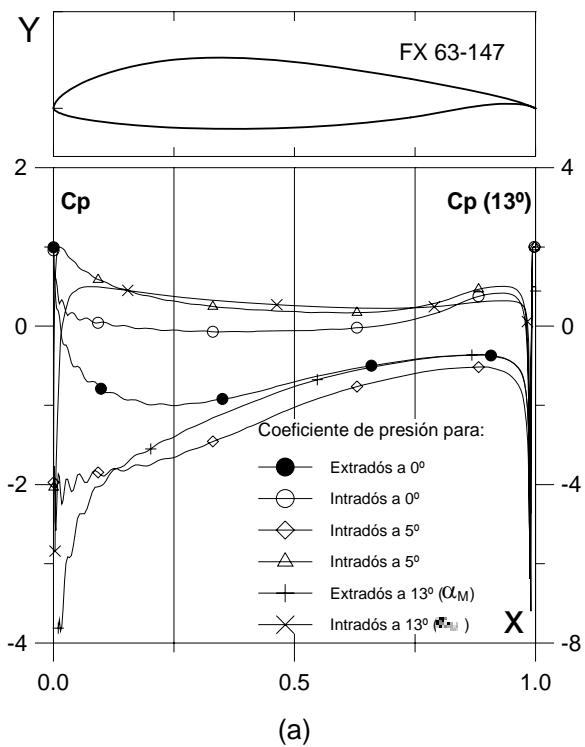


Fig. 4.4.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \text{ para } Cl_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 63-147.  
 Met. Panel y Capa Límite.

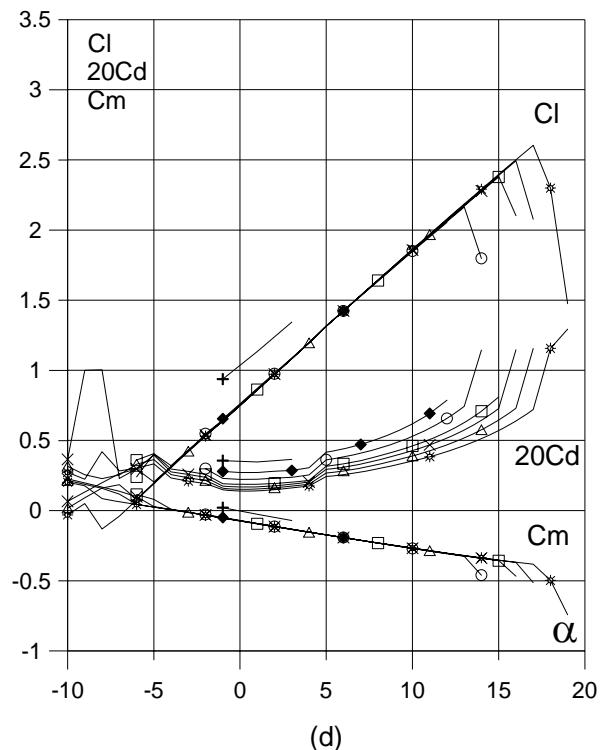
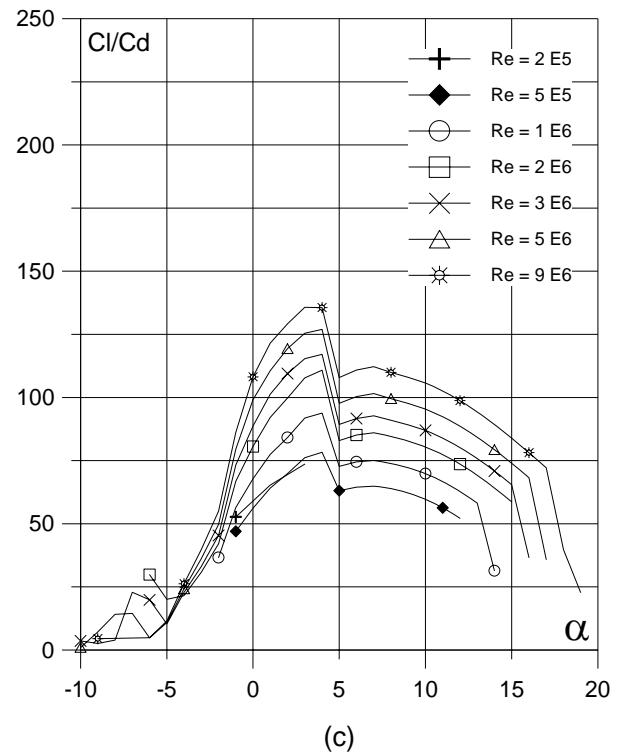


Fig. 4.4.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 63-147.

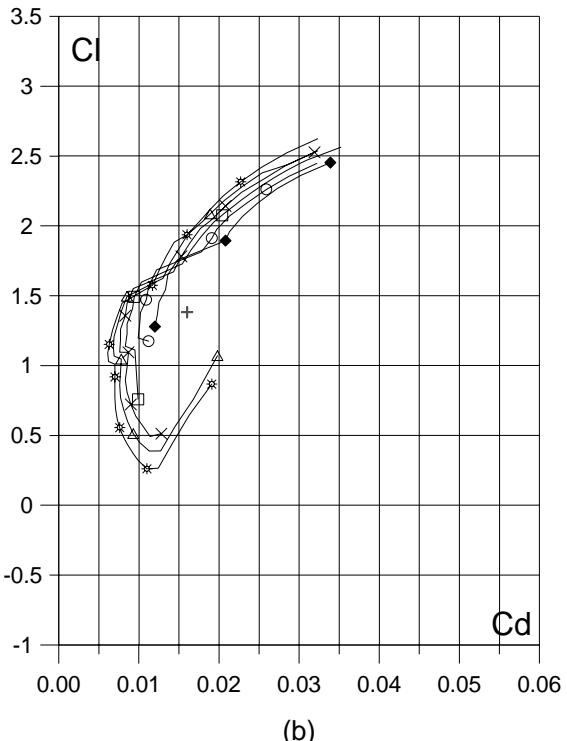
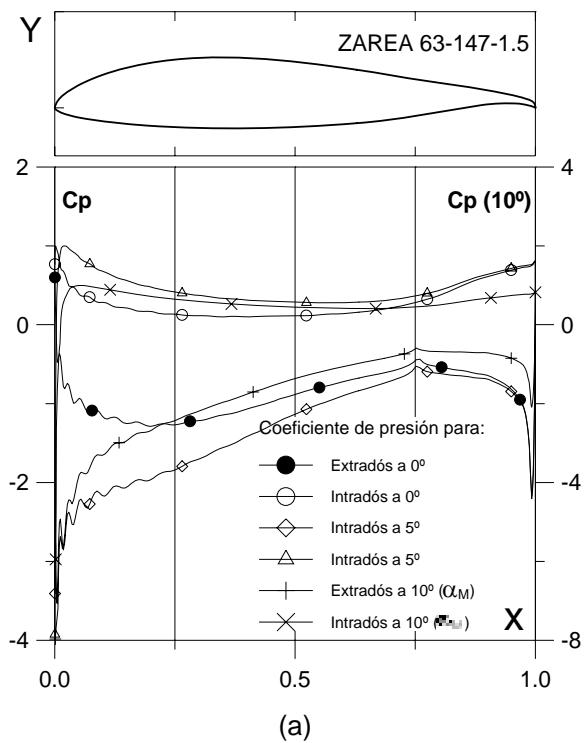


Fig. 4.4.3.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ : para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 63-147-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

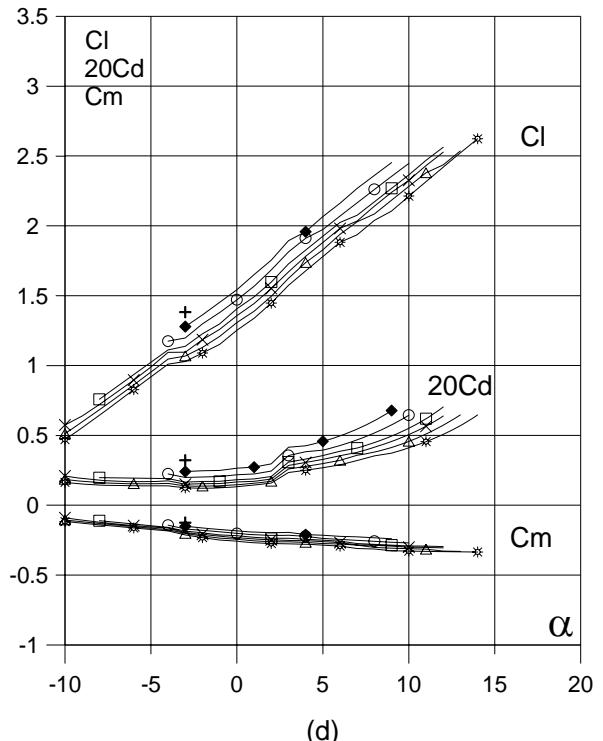
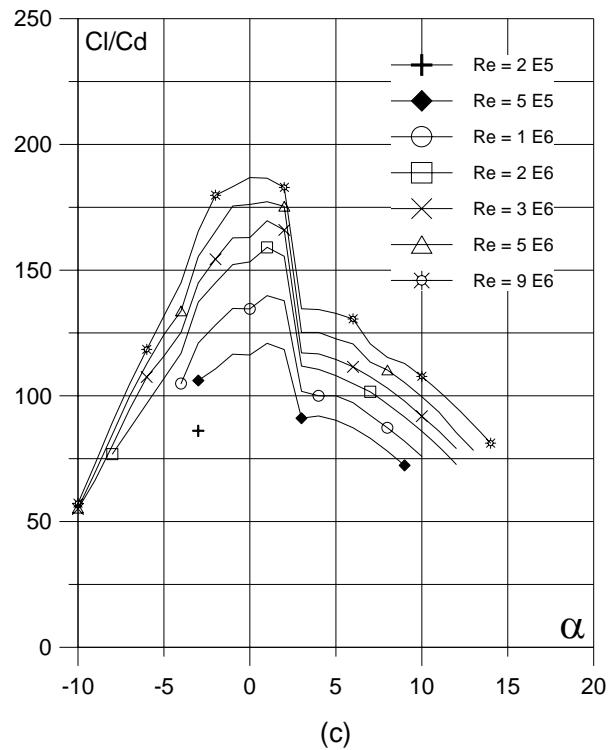
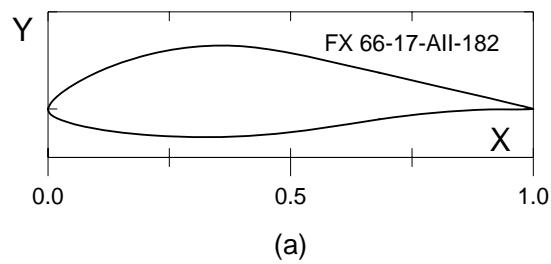


Fig. 4.4.3.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 63-147-1.5. Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil FX 66-17-AII-182.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.02%.

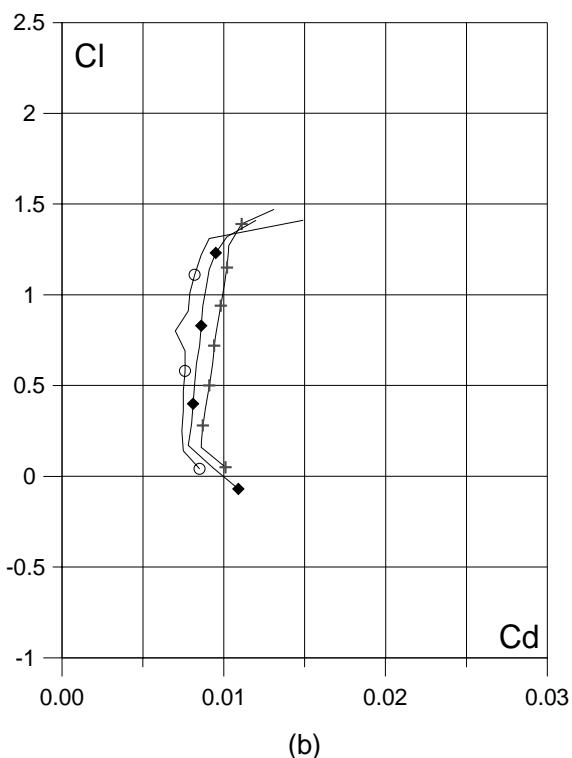


Fig. 4.5.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-17-AII-182.

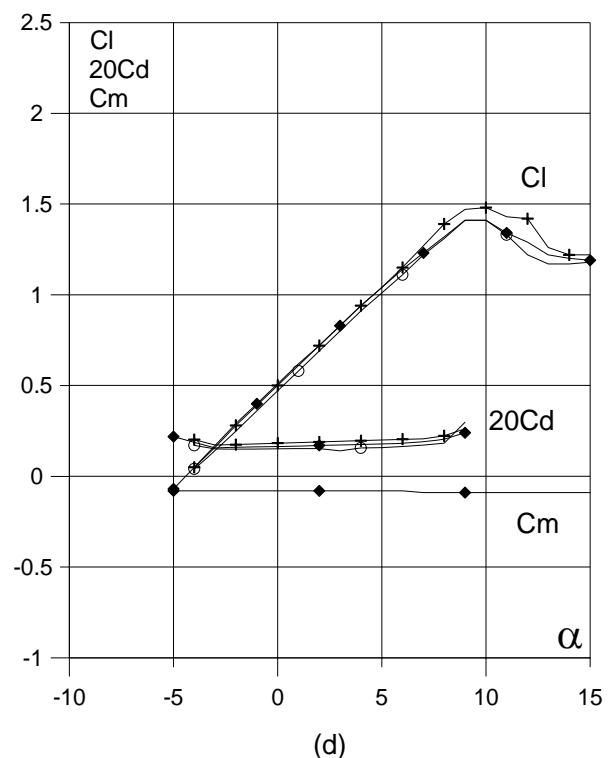
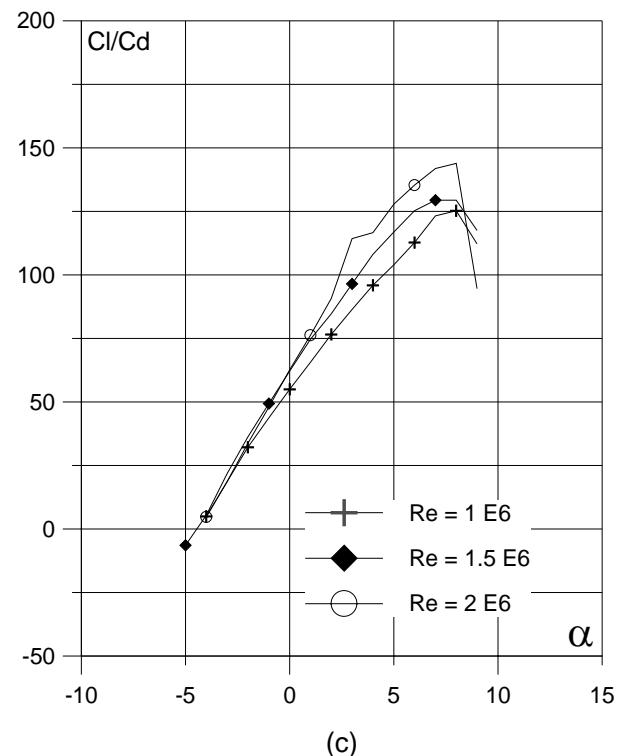


Fig. 4.5.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil FX 66-17-AII-182.

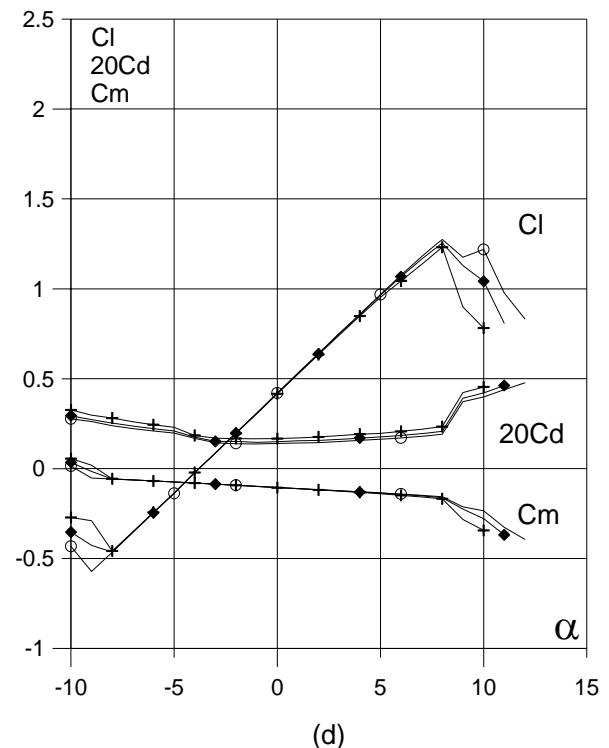
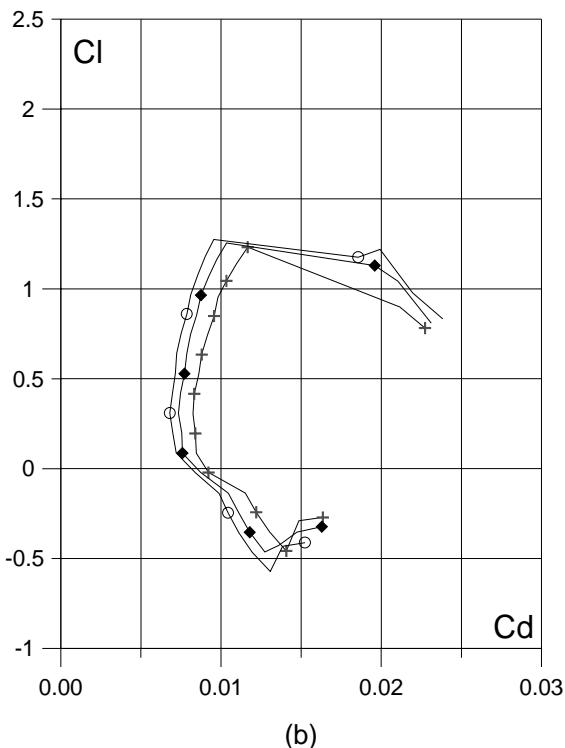
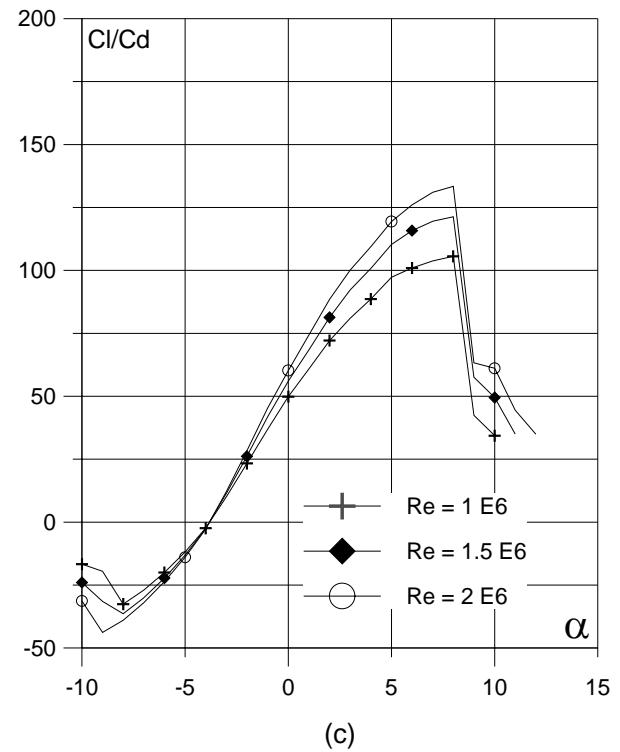
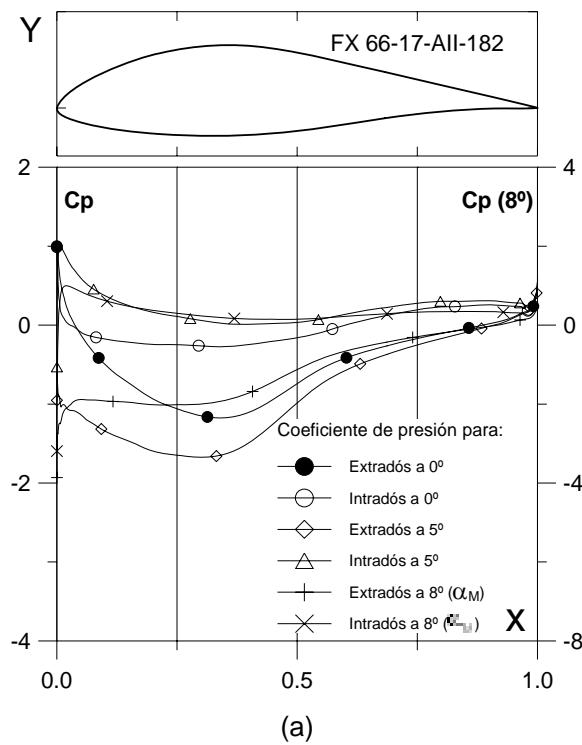


Fig. 4.5.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha_{\text{Clmax}})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 66-17-AII-182.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.5.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 66-17-AII-182.

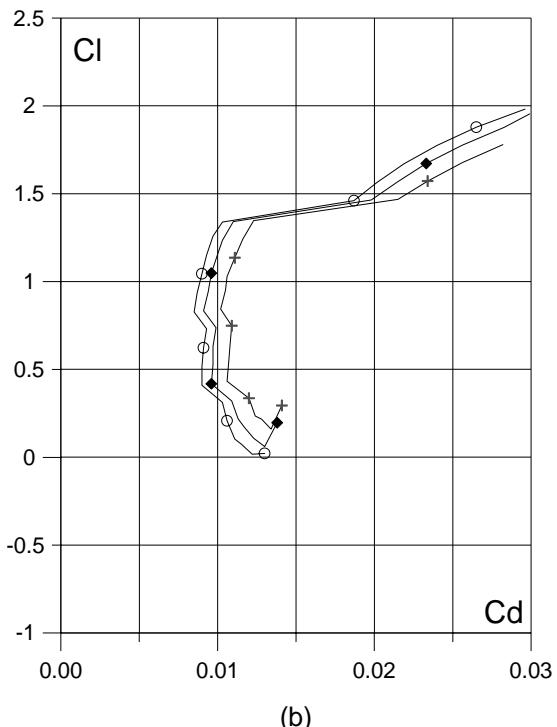
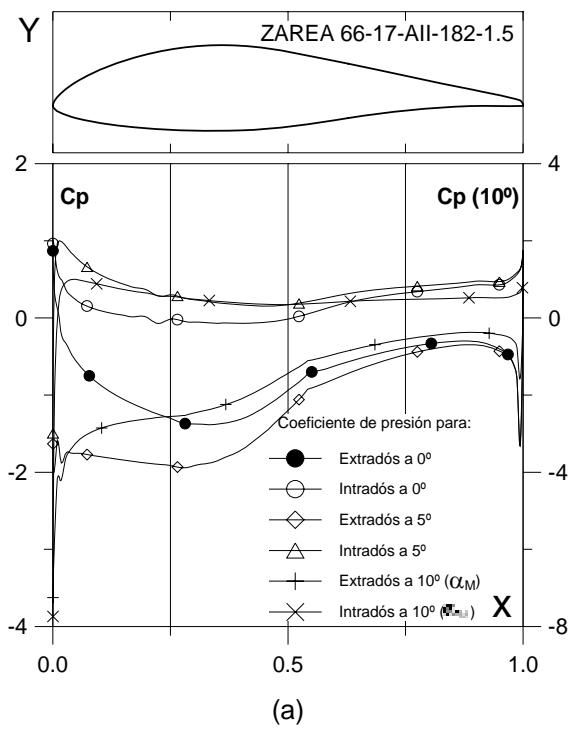


Fig. 4.5.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } 10^\circ)$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.5.  
 Met. Panel y Capa Límite.

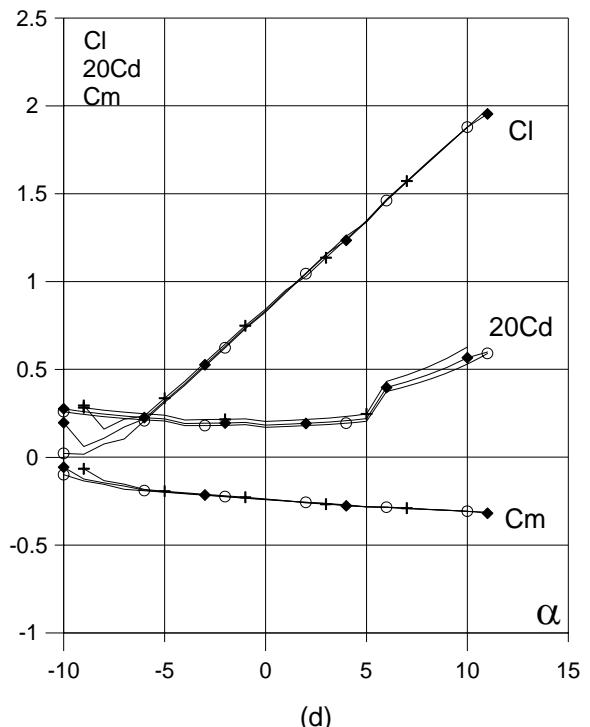
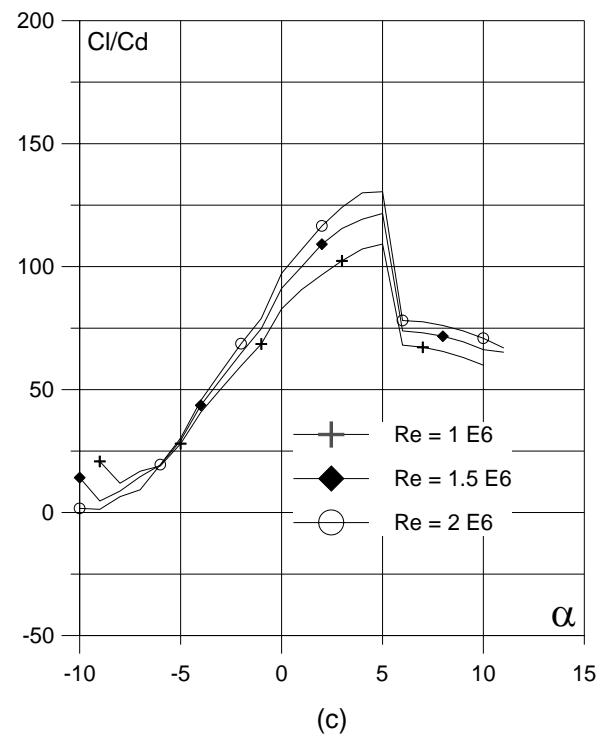


Fig. 4.5.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque  
 del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.5.

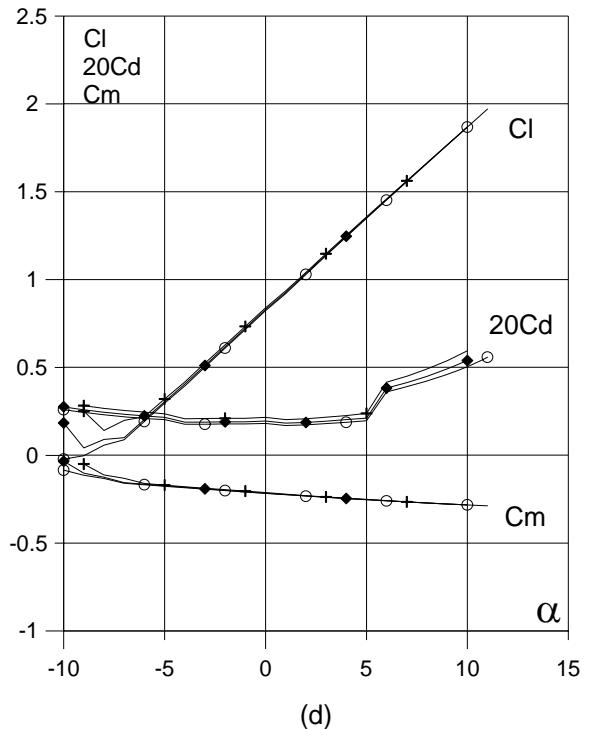
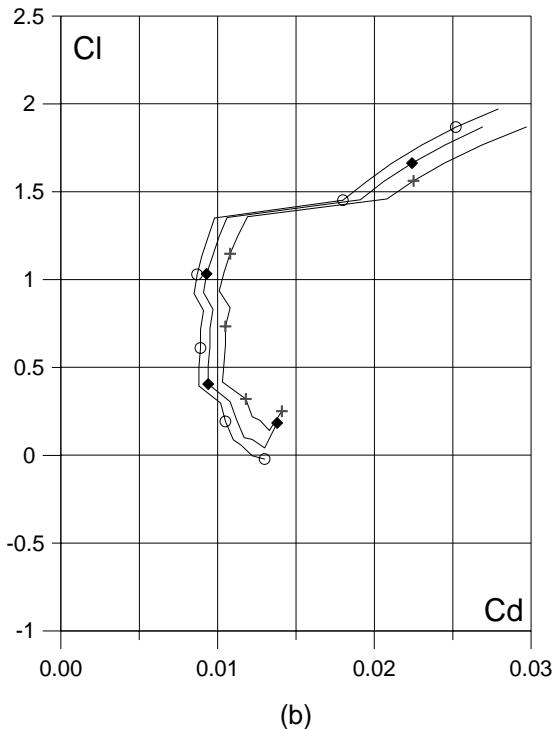
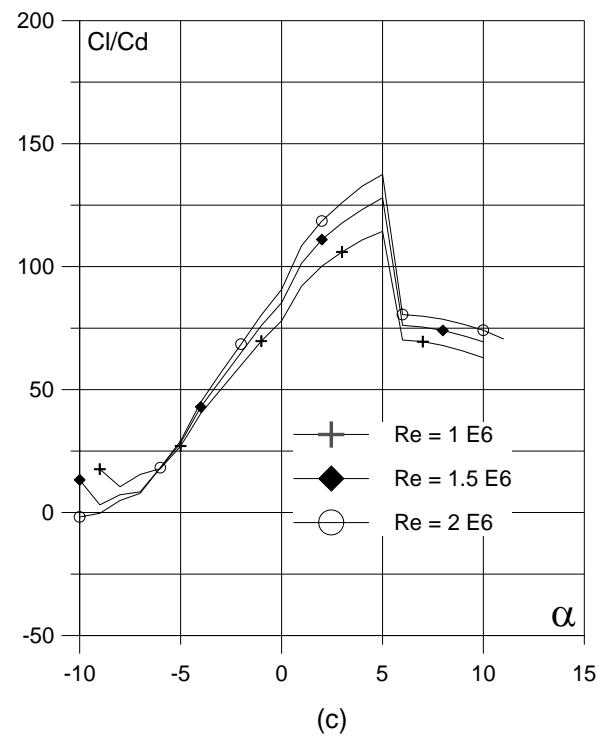
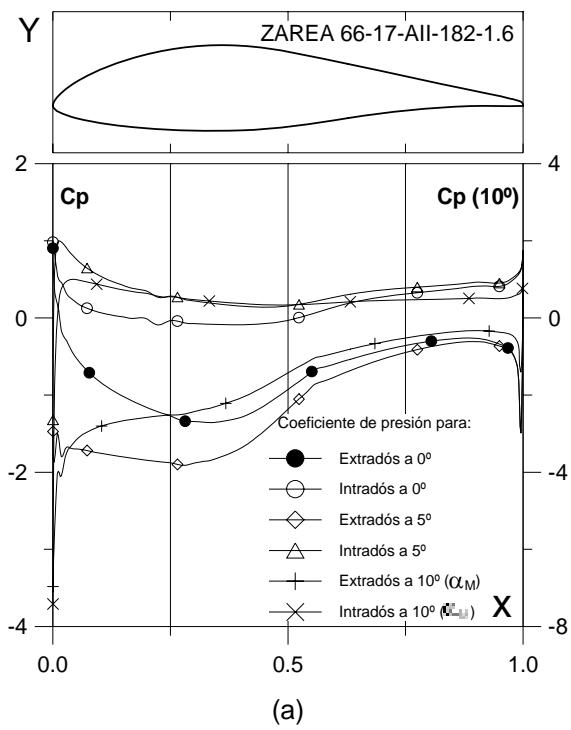
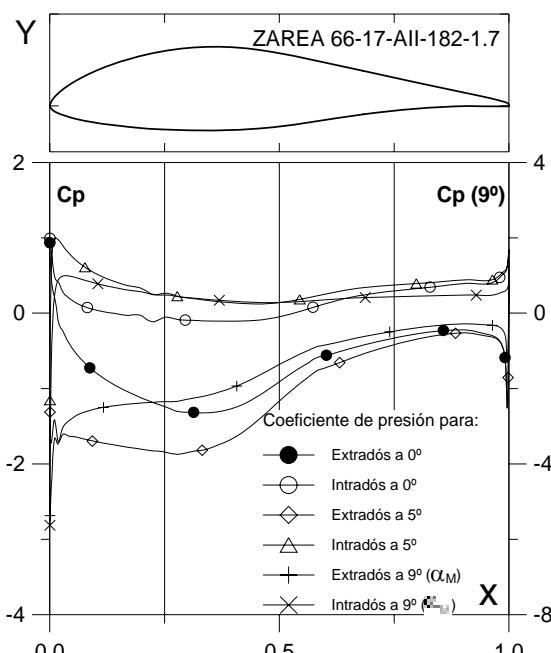
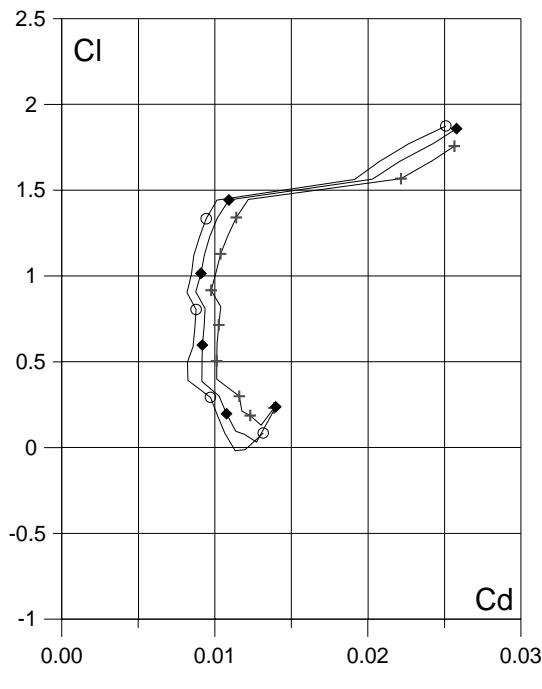


Fig. 4.5.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

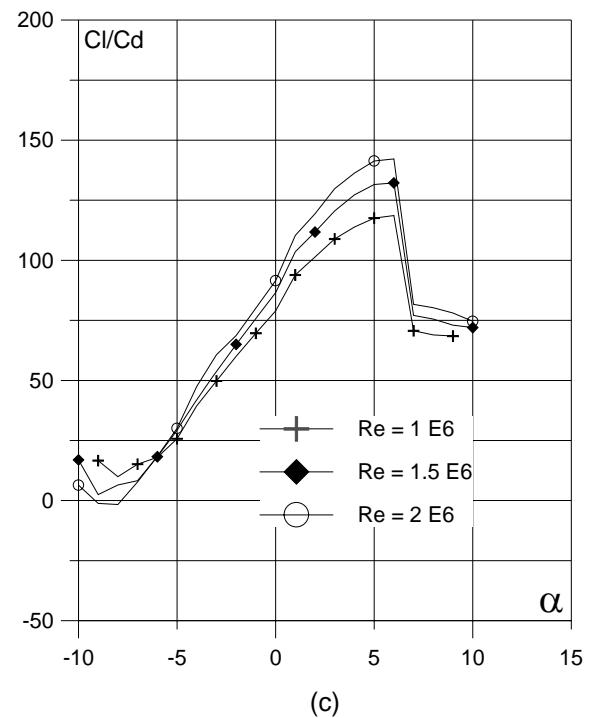
Fig. 4.5.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.6.



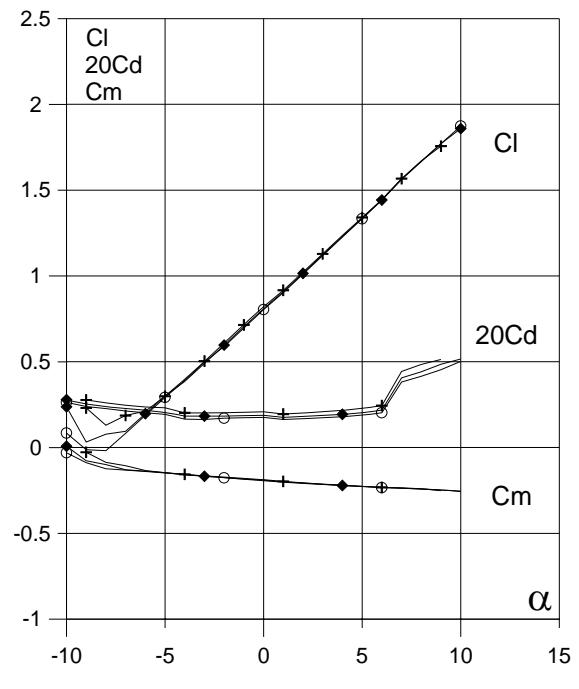
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 4.5.2.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.5.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.7. Perfil óptimo.

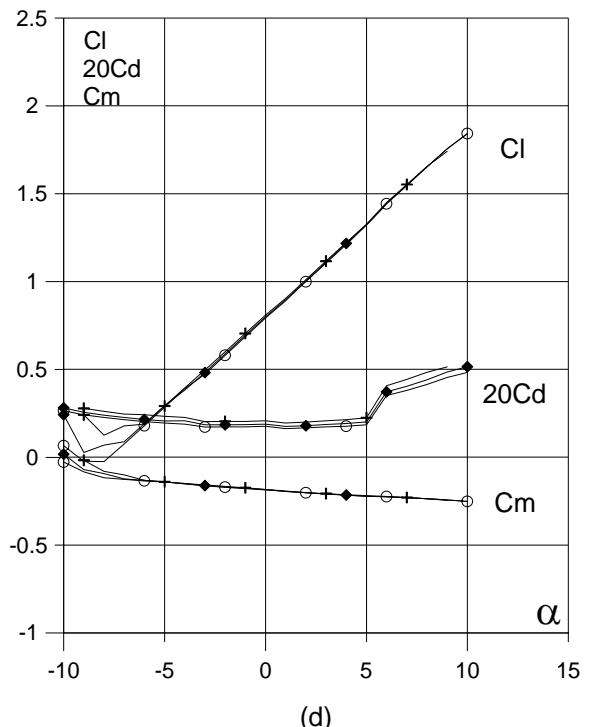
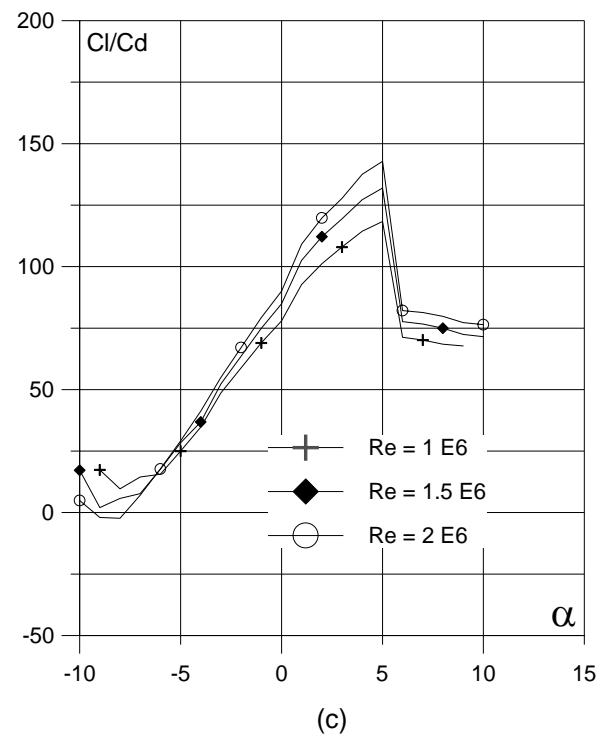
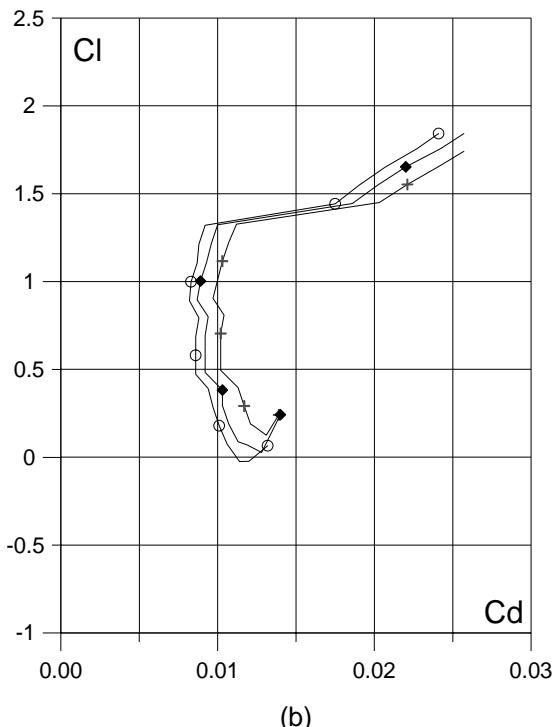
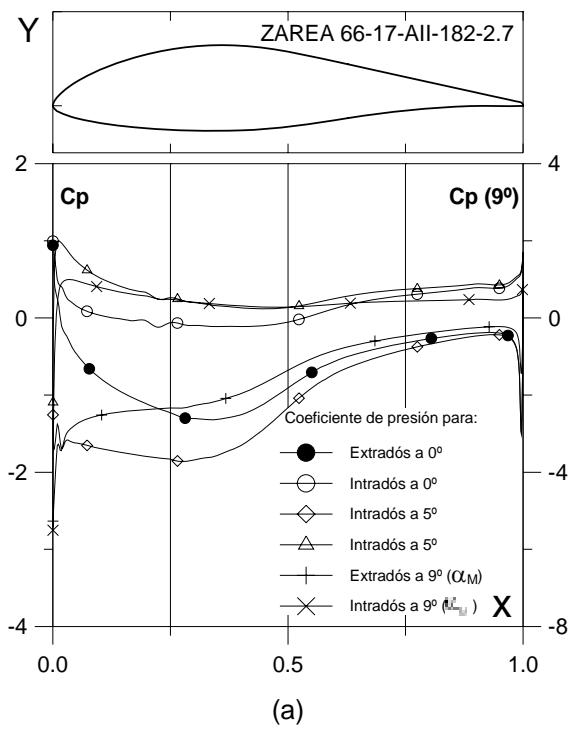


Fig. 4.5.2.2.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-2.7.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.5.2.2.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 66-17-AII-182-2.7.

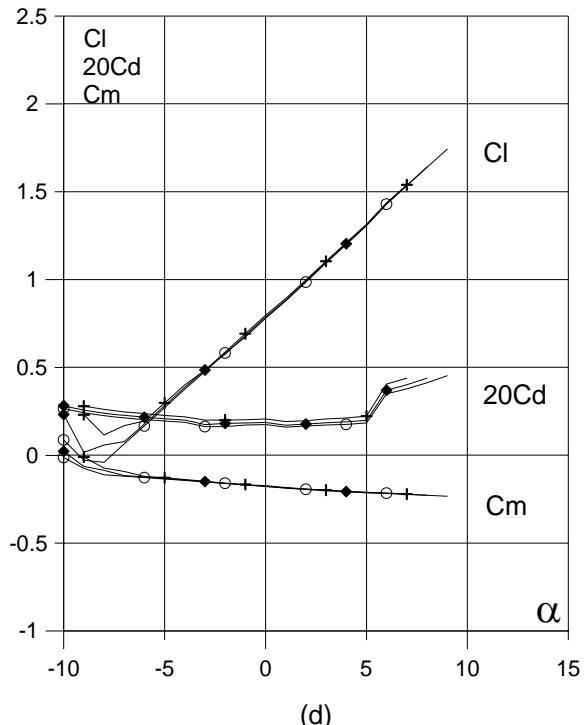
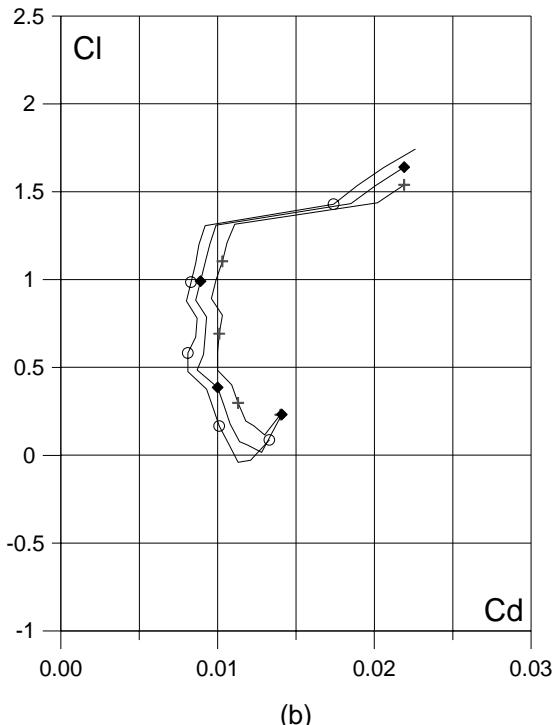
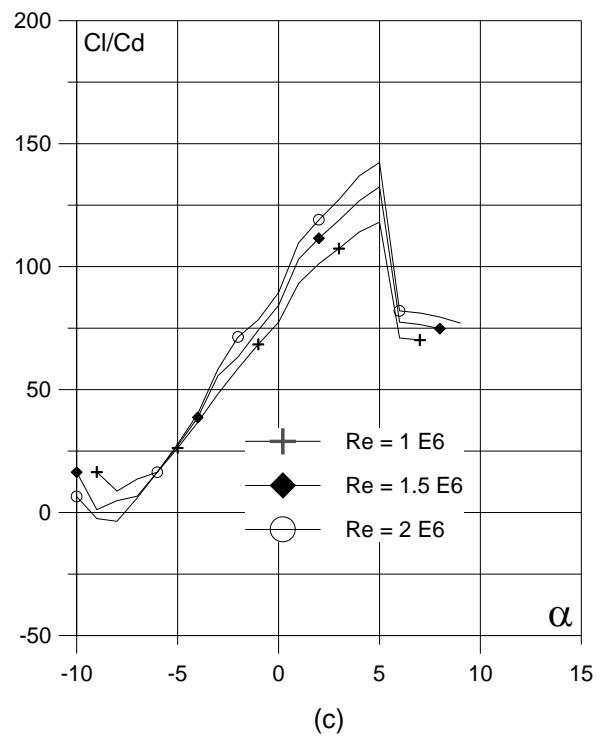
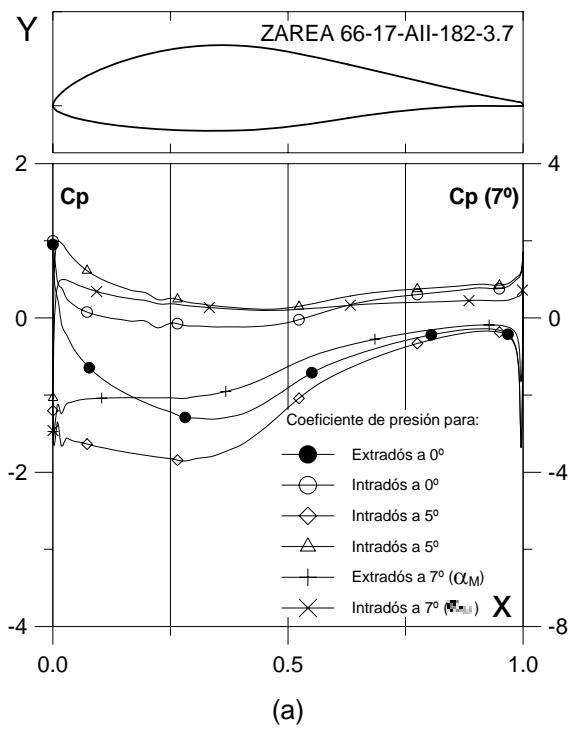
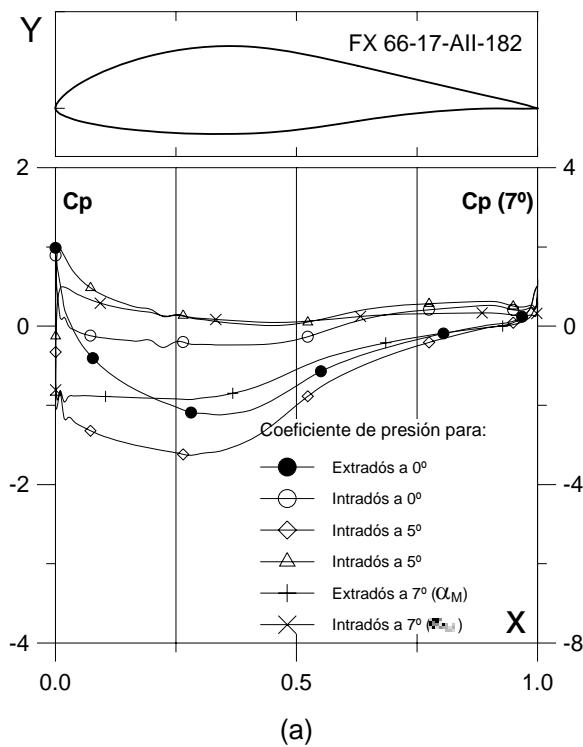
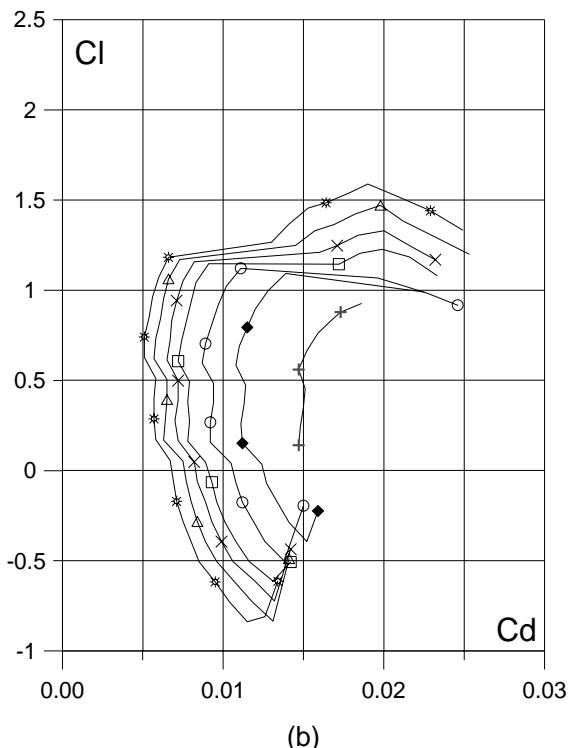


Fig. 4.5.2.3.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-3.7.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.5.2.3.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 66-17-AII-182-3.7.

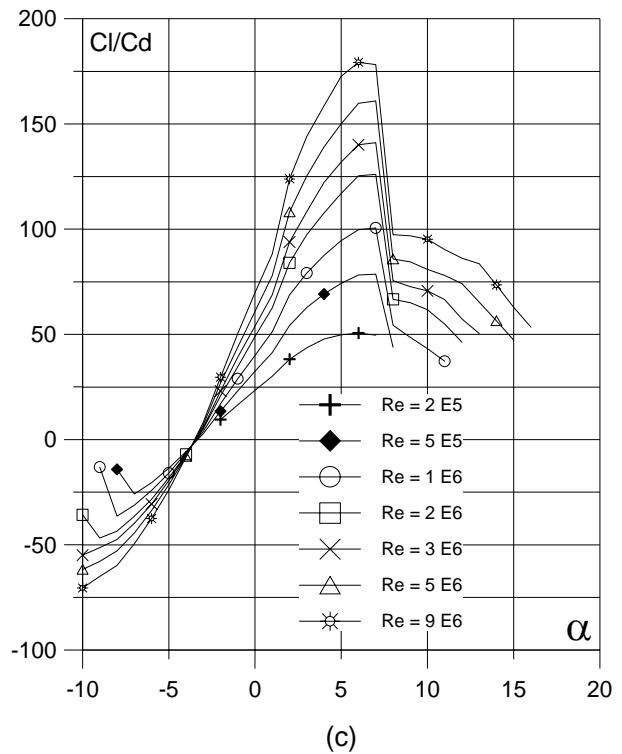


(a)

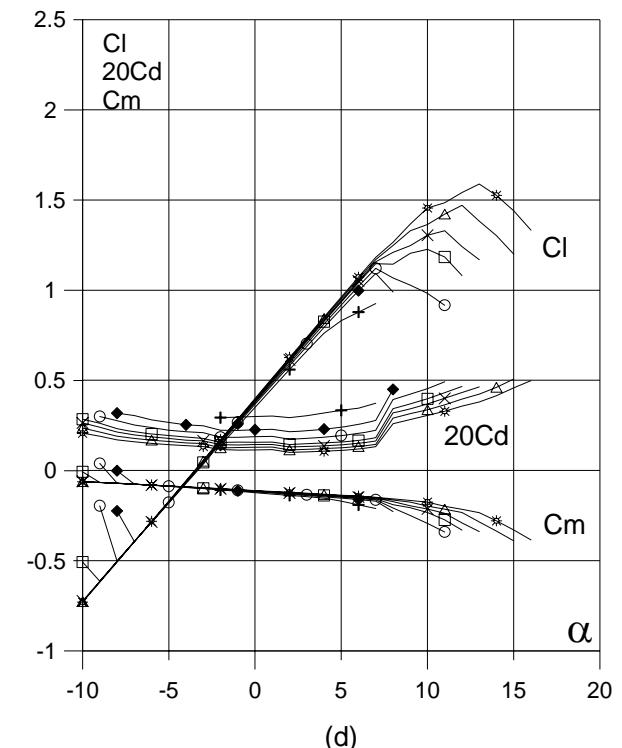


(b)

Fig. 4.5.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 66-17-AII-182.  
 Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 4.5.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 66-17-AII-182.

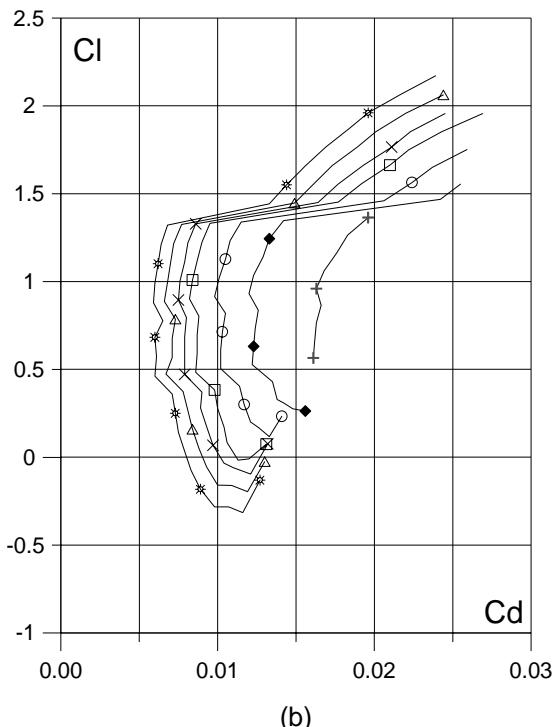
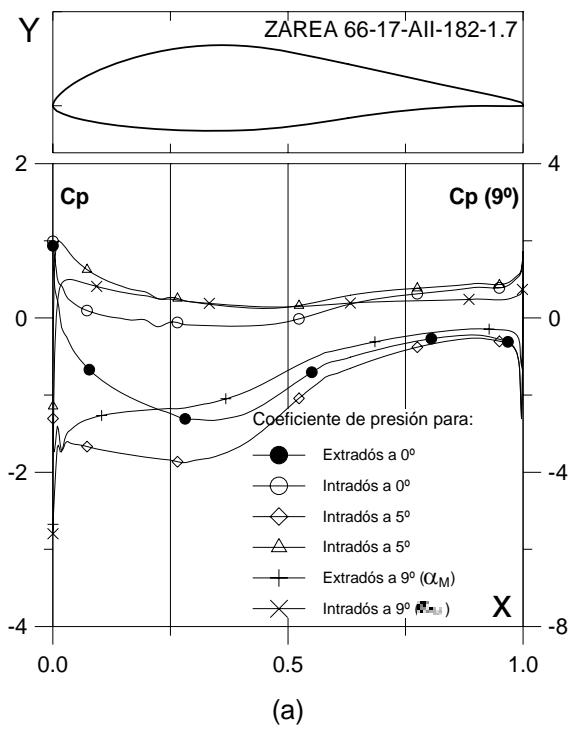


Fig. 4.5.3.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

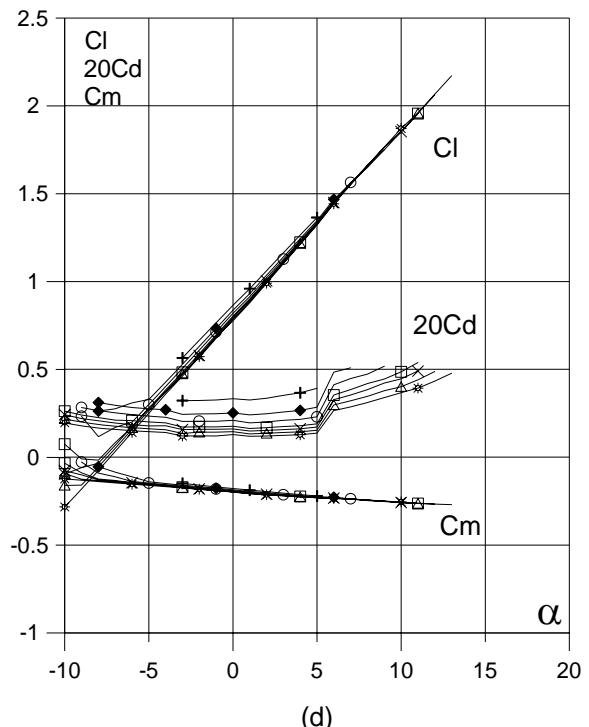
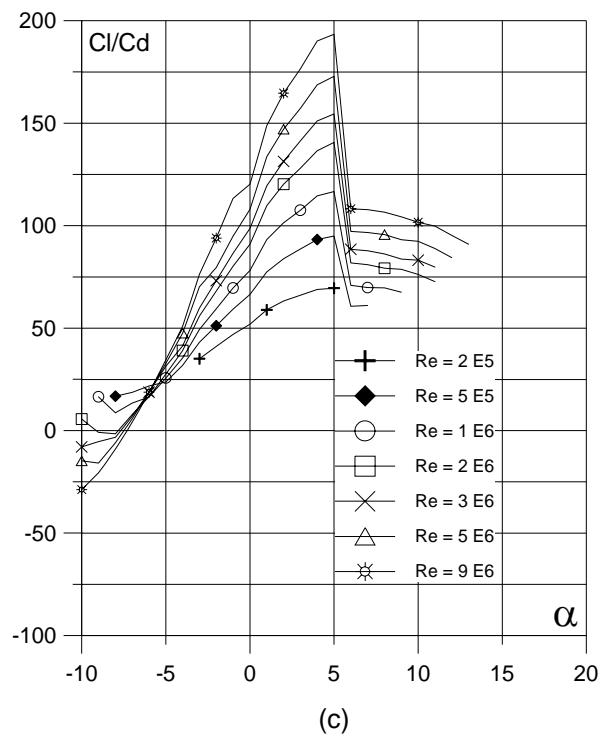
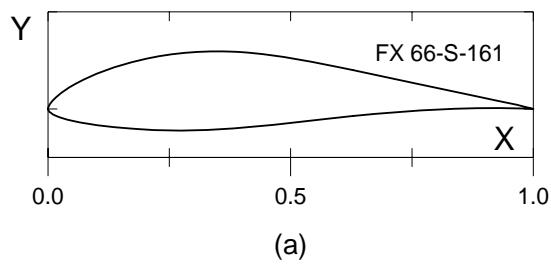
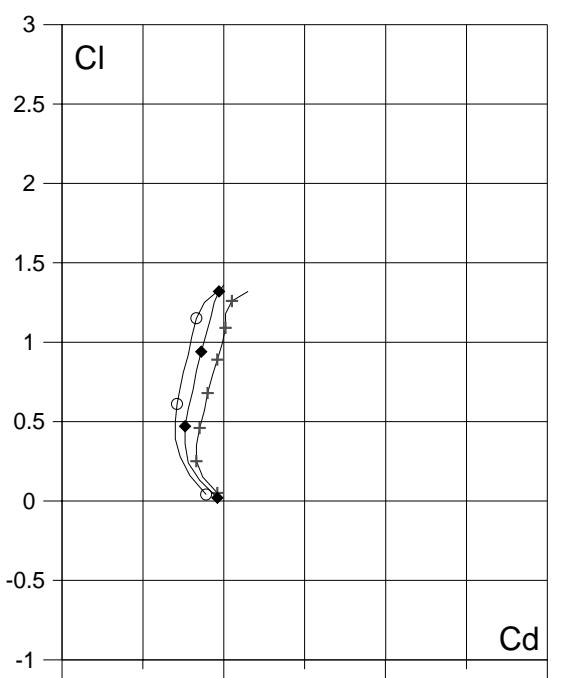


Fig. 4.5.3.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 66-17-AII-182-1.7. Perfil óptimo.



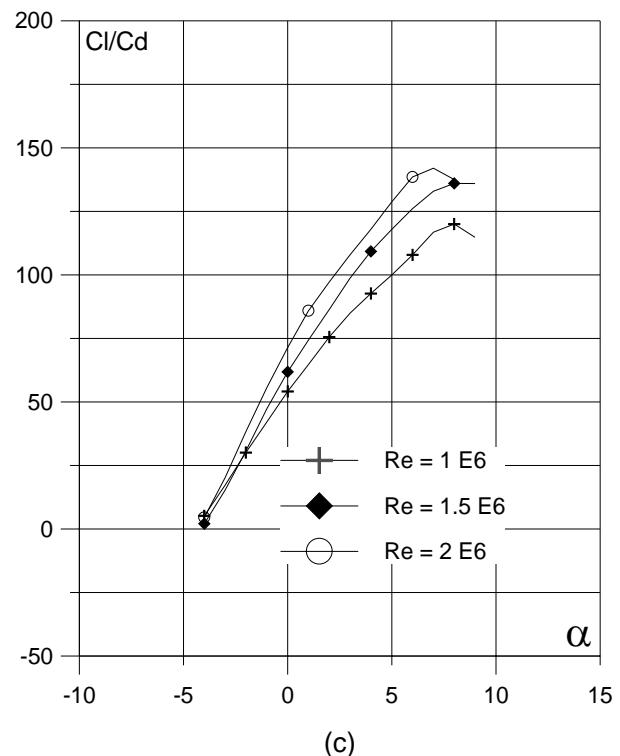
(a)

Curvas aerodinámicas experimentales del perfil FX 66-S-161.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.02%.

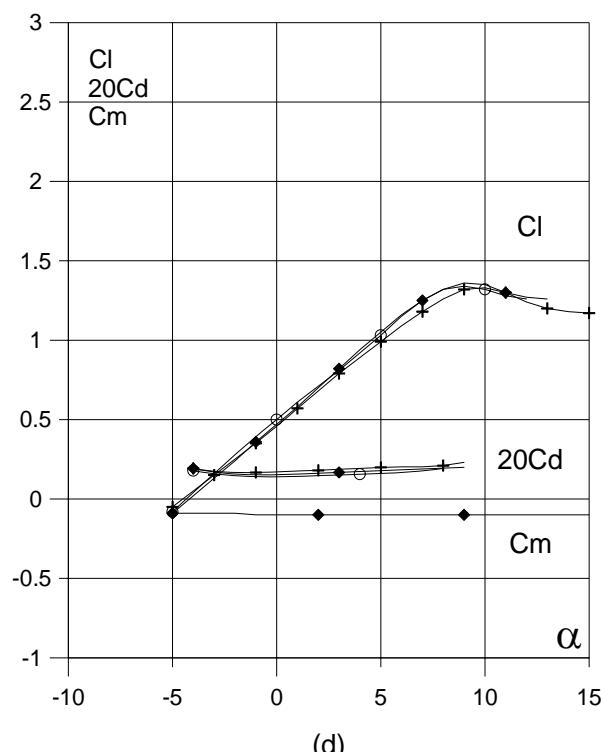


(b)

Fig. 4.6.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil FX 66-S-161.

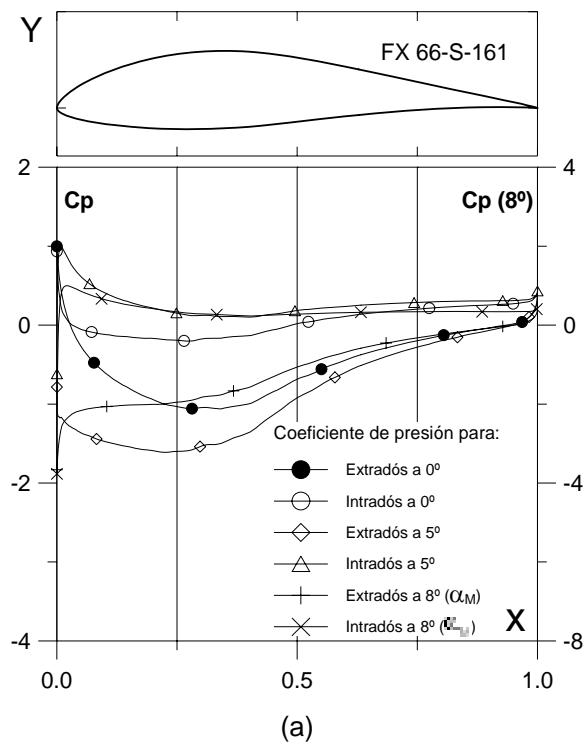


(c)

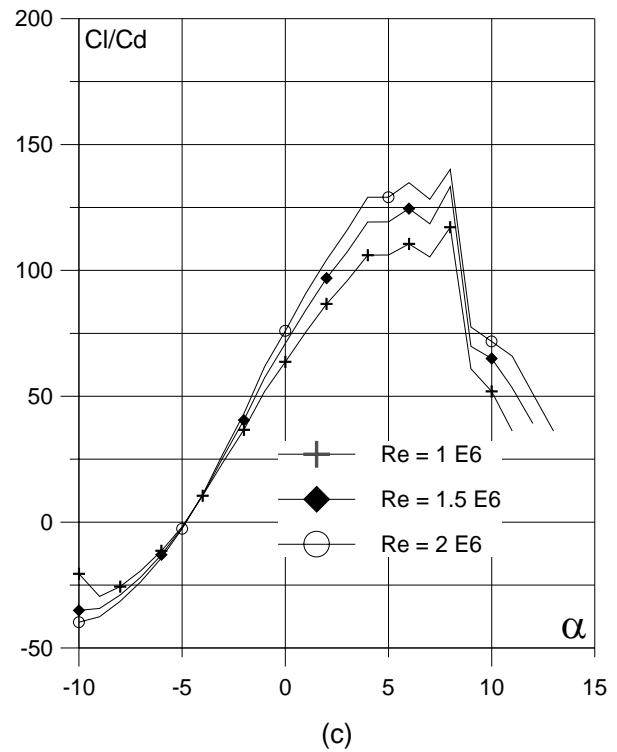


(d)

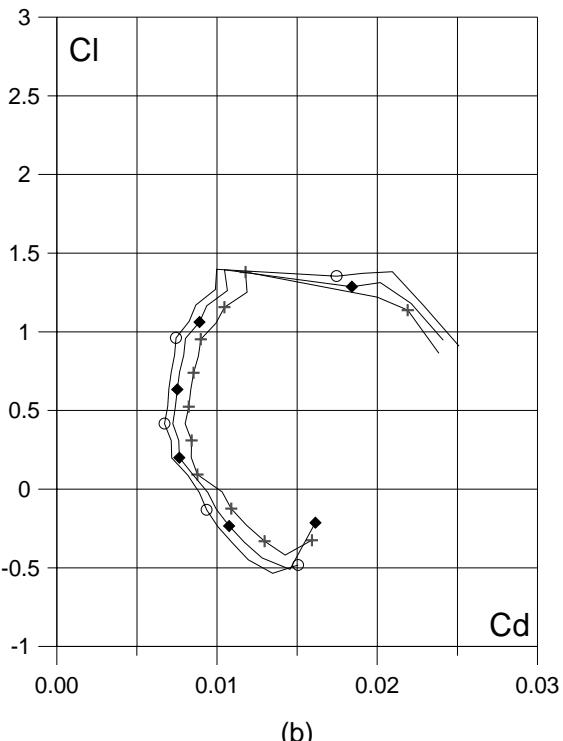
Fig. 4.6.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil FX 66-S-161.



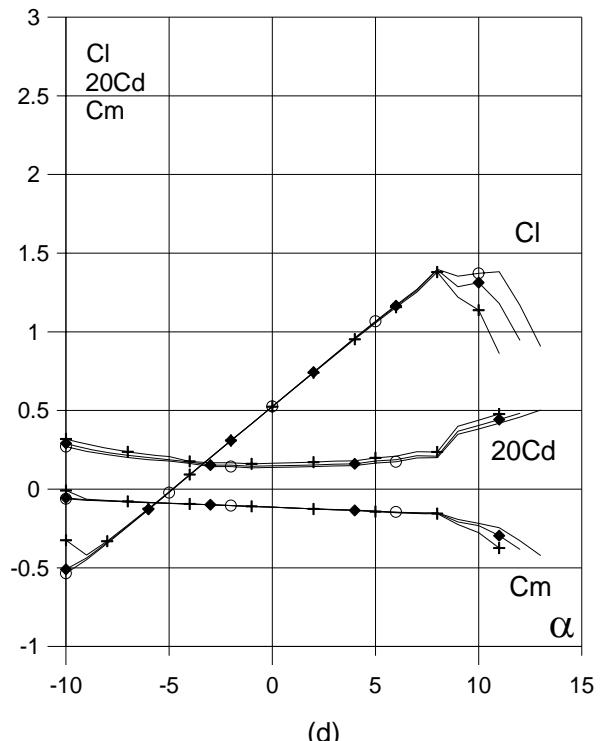
(a)



(c)



(b)



(d)

Fig. 4.6.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$ ) vs.  $X$  para  $Re = 1 \times 10^6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 66-S-161.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.6.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 66-S-161.

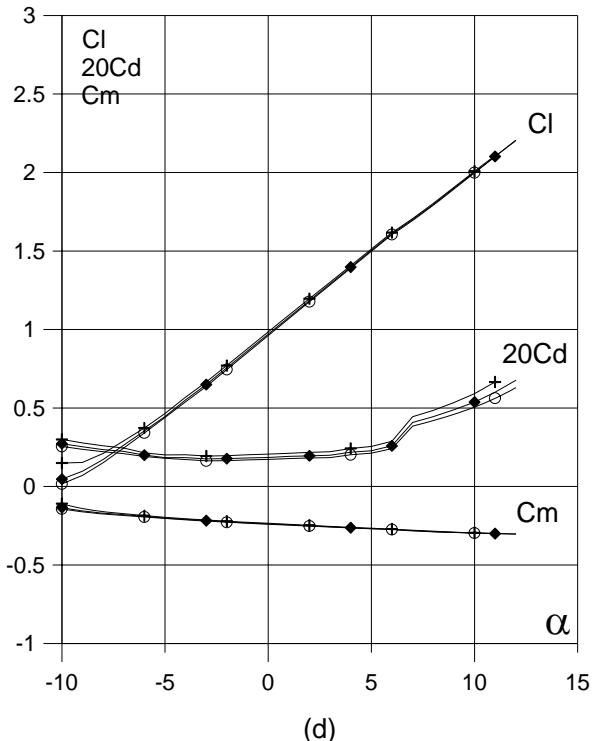
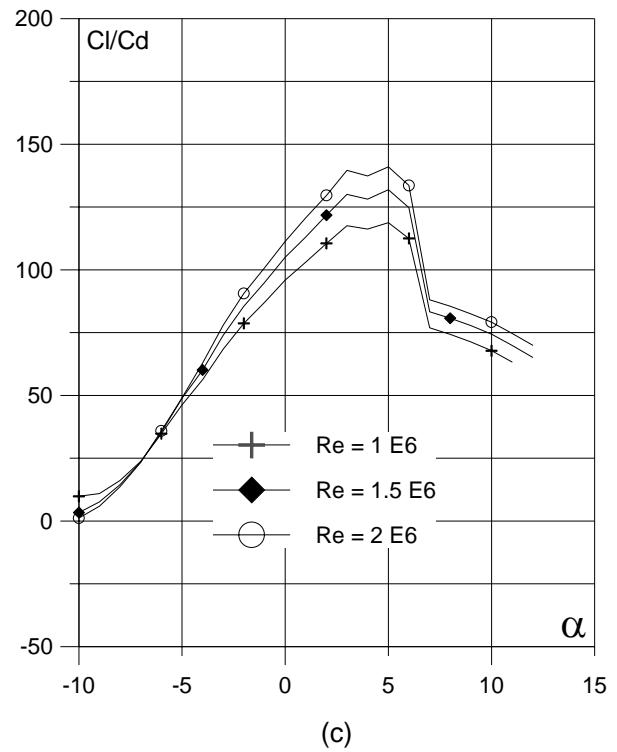
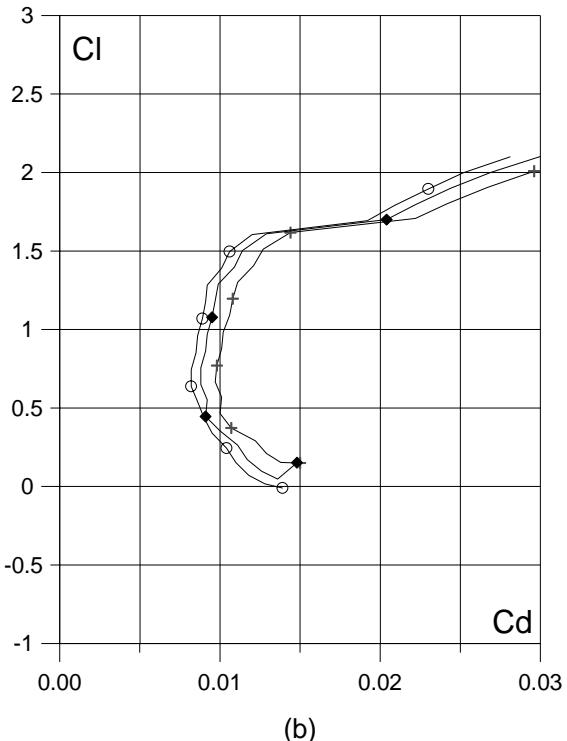
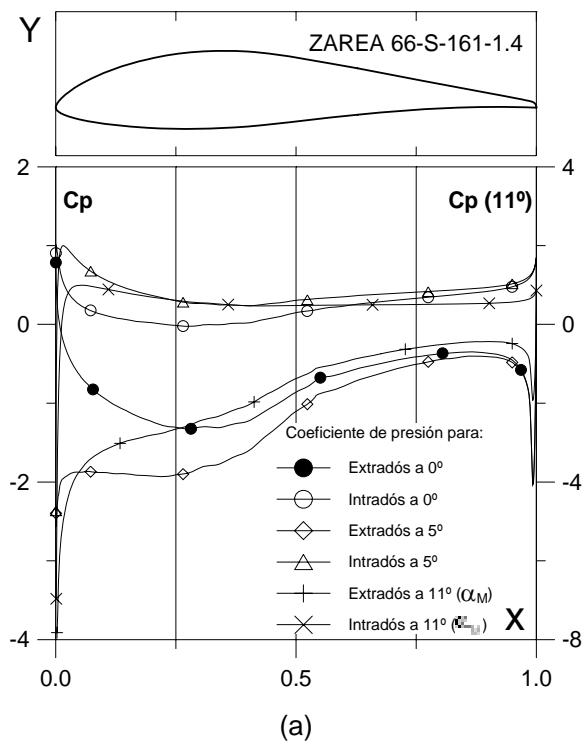


Fig. 4.6.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.4. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.6.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 66-S-161-1.4.

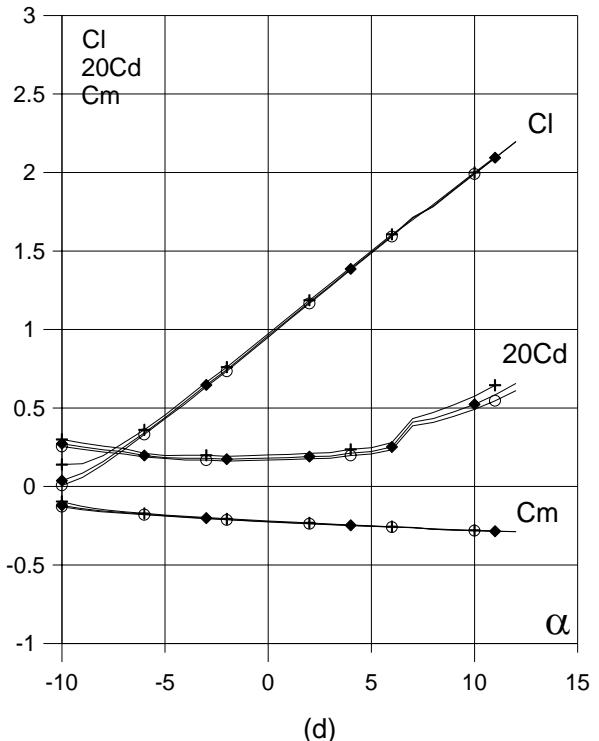
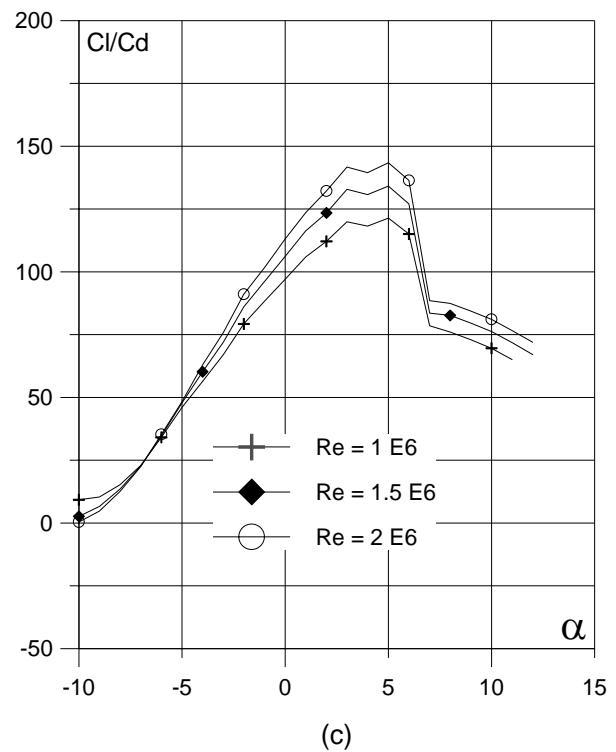
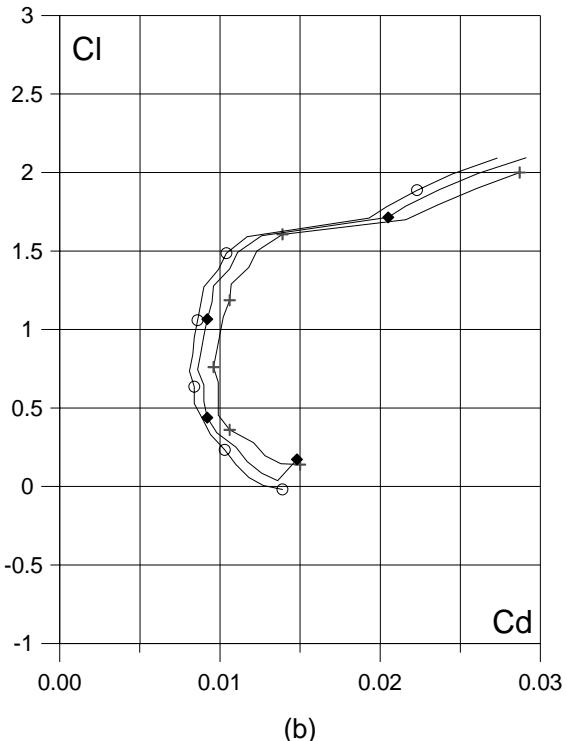
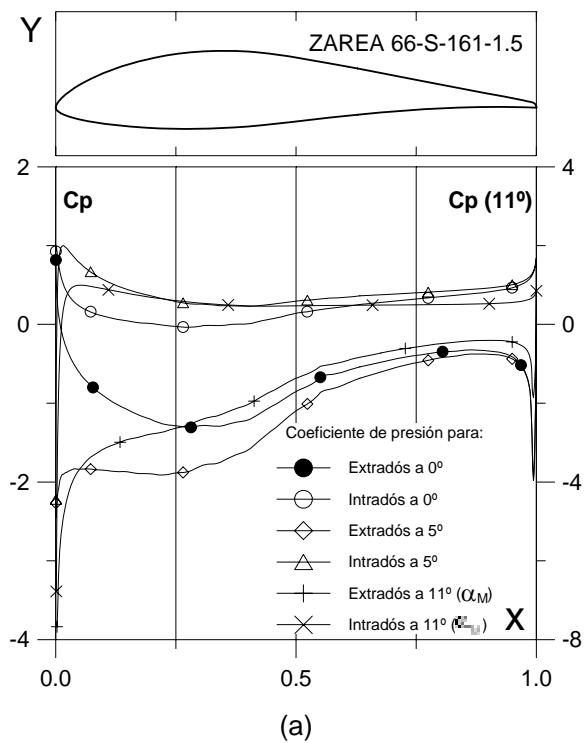


Fig. 4.6.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.6.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 66-S-161-1.5.

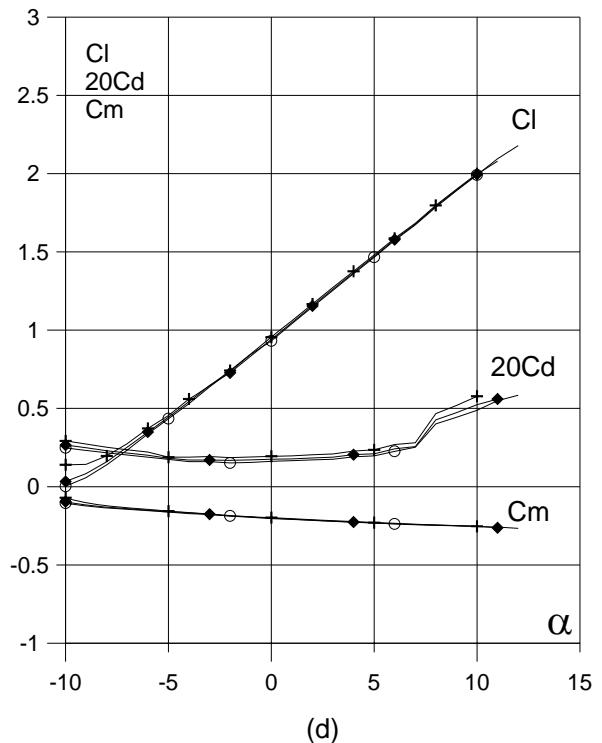
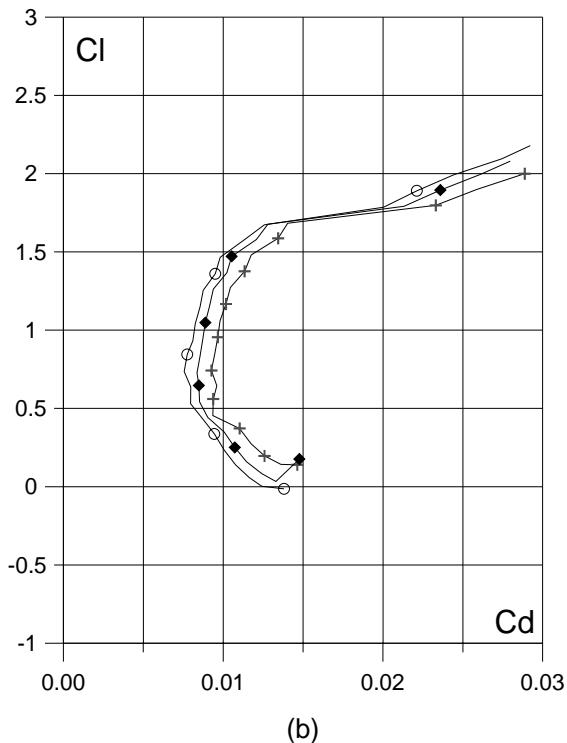
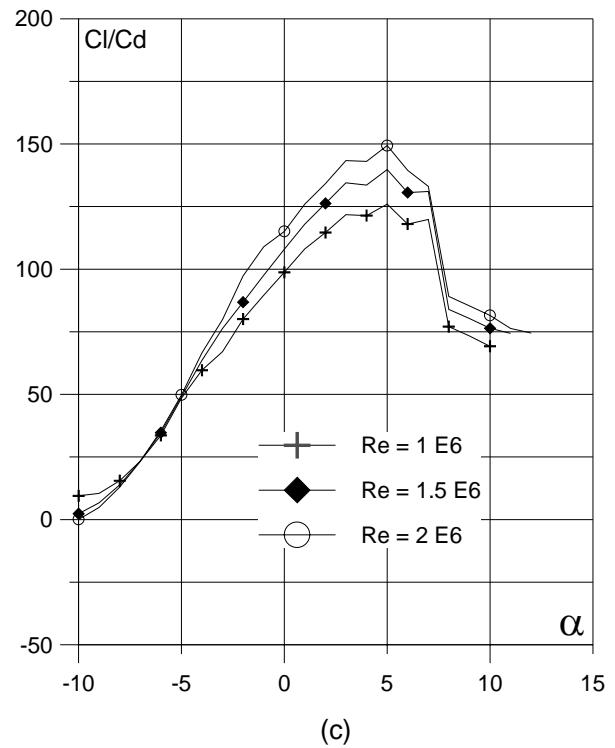
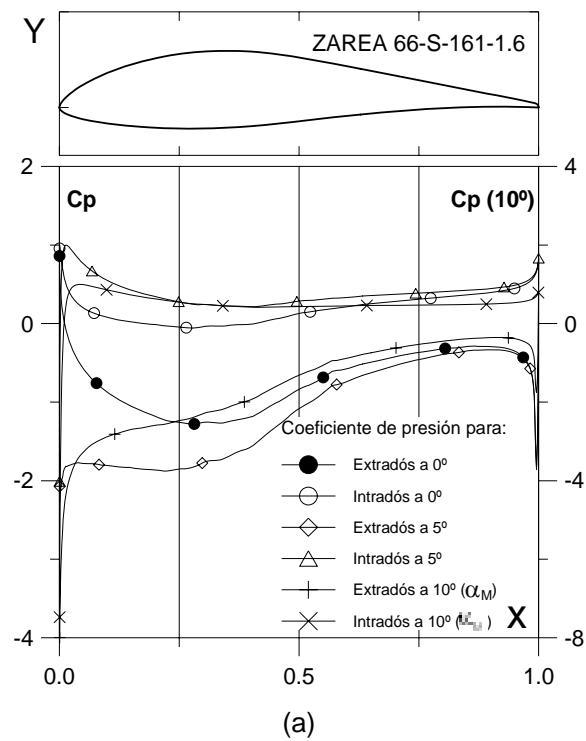


Fig. 4.6.2.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.6.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 66-S-161-1.6. Perfil óptimo.

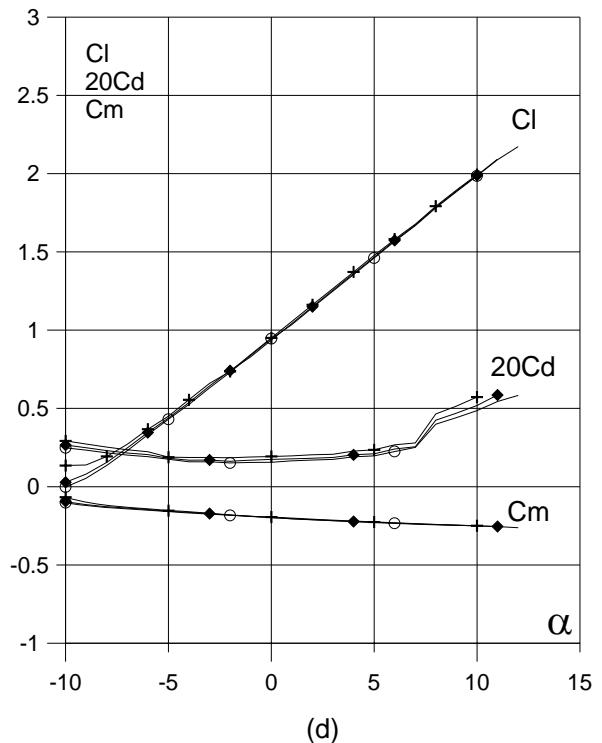
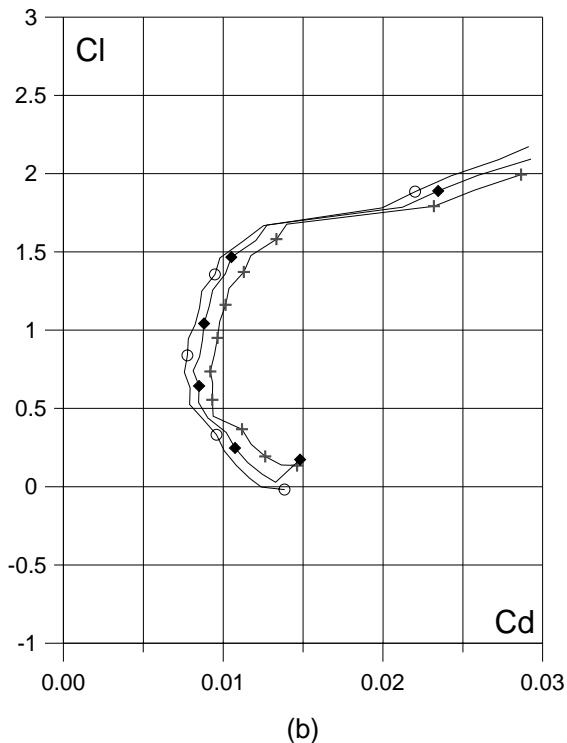
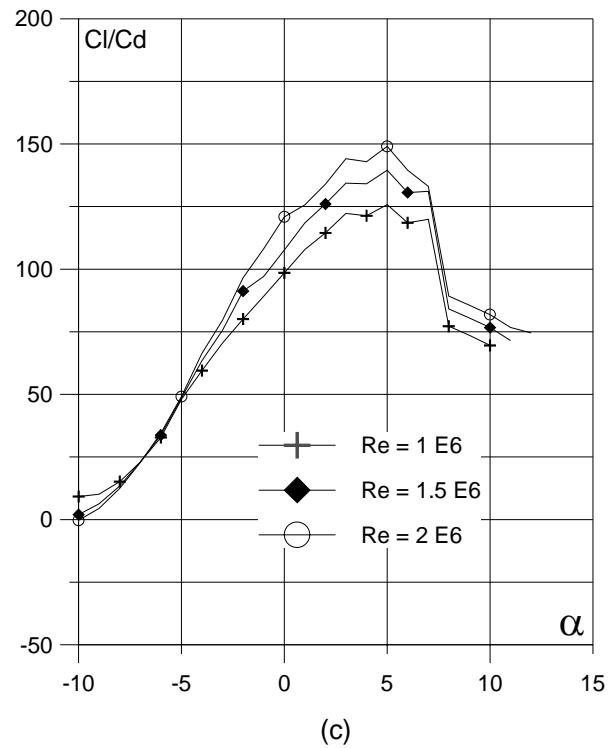
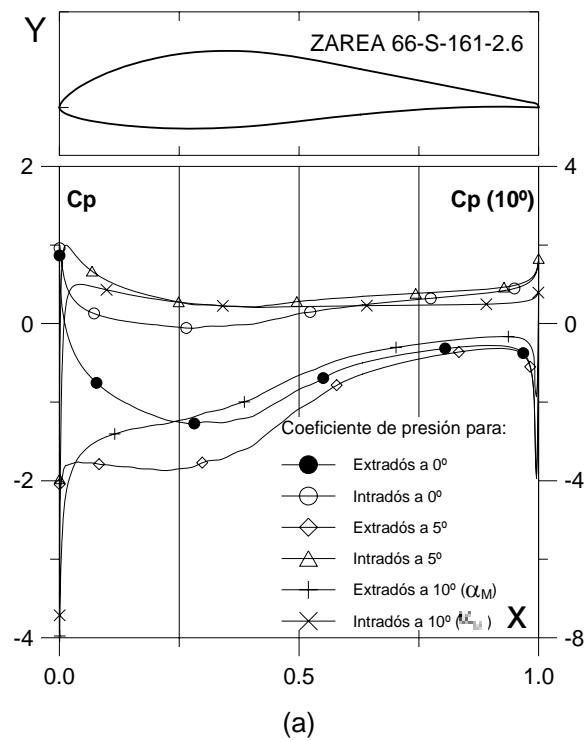


Fig. 4.6.2.2.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-2.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.6.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 66-S-161-2.6.

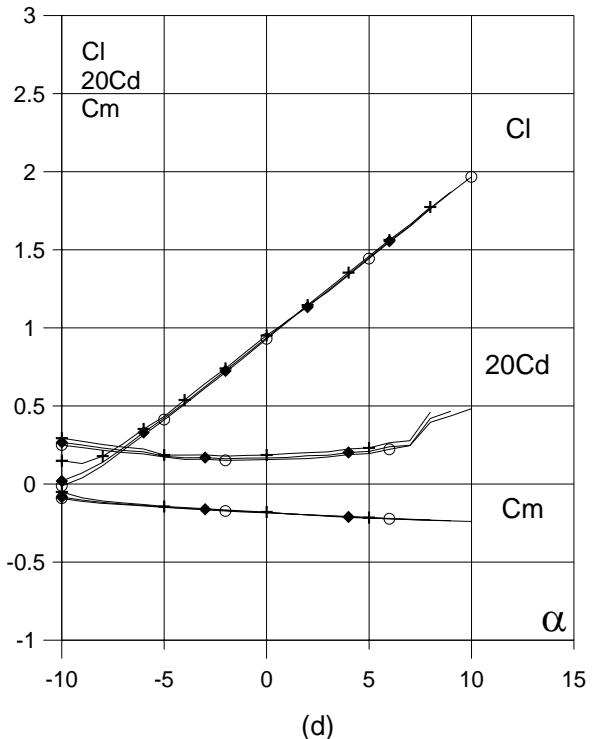
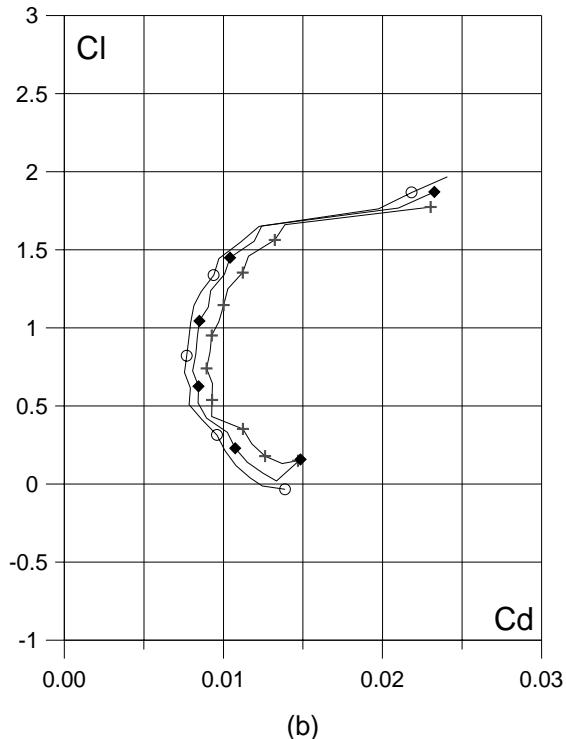
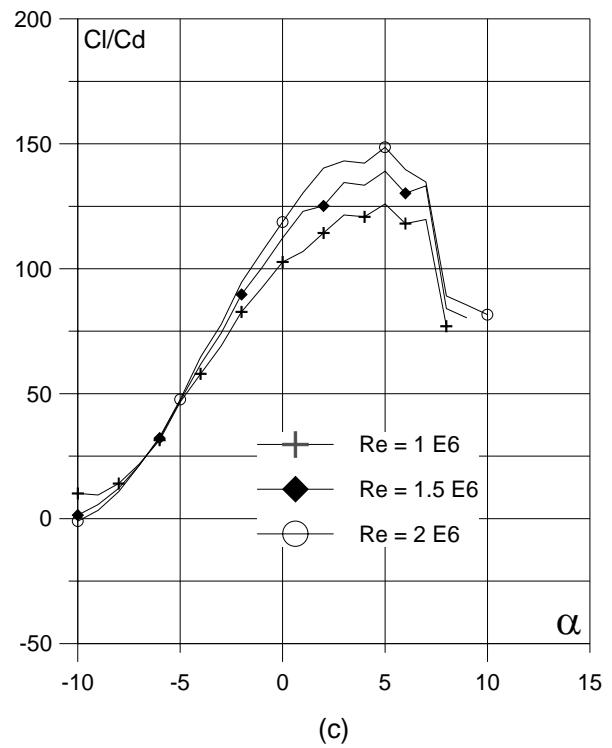
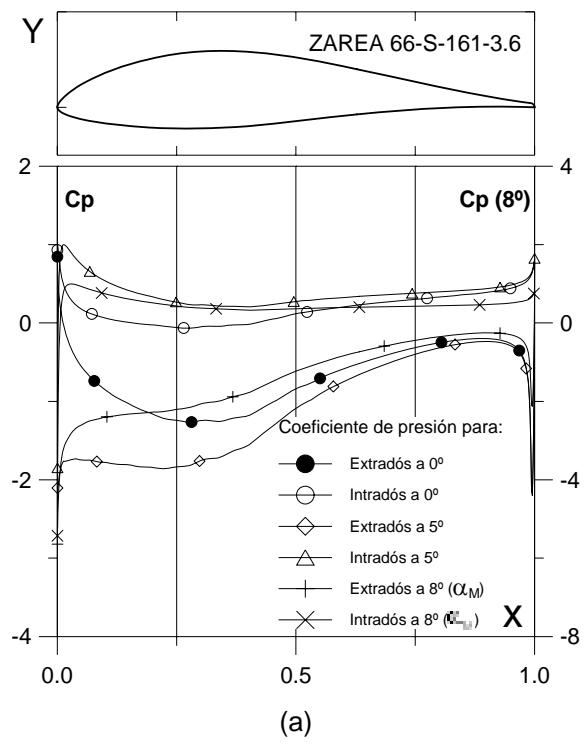


Fig. 4.6.2.3.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha_L \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-3.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 4.6.2.3.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 66-S-161-3.6.

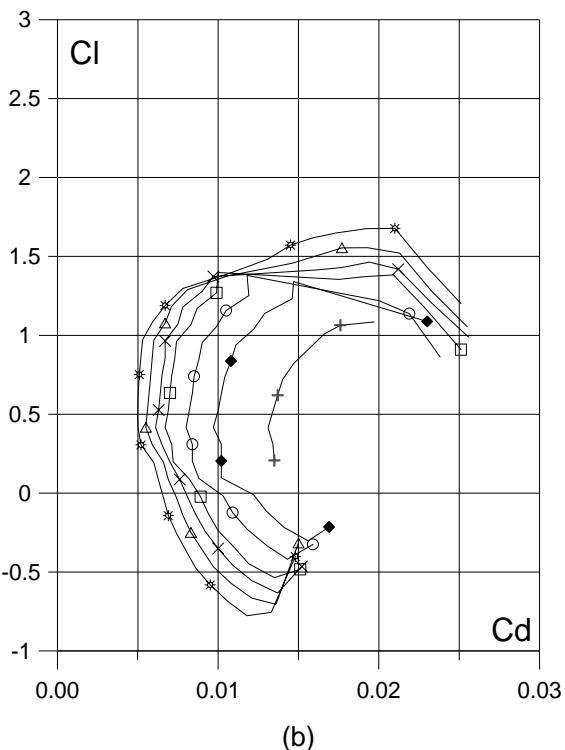
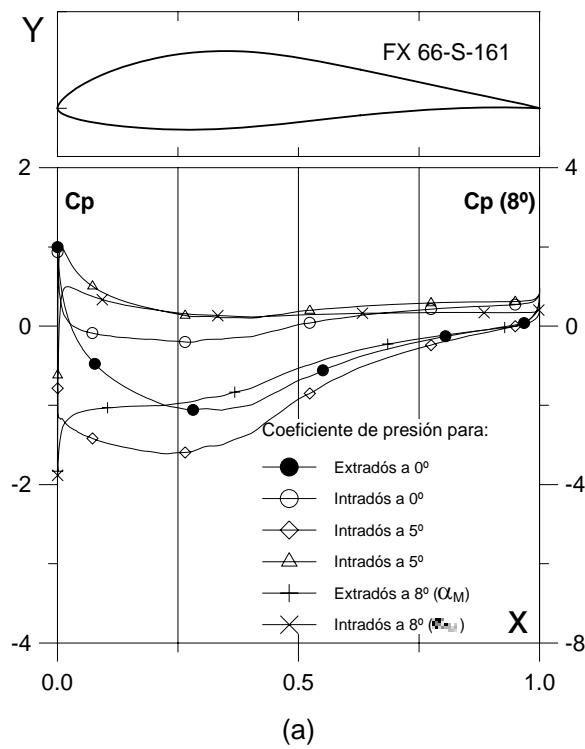


Fig. 4.6.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \text{Cl}_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil FX 66-S-161.  
 Met. Panel y Capa Límite.

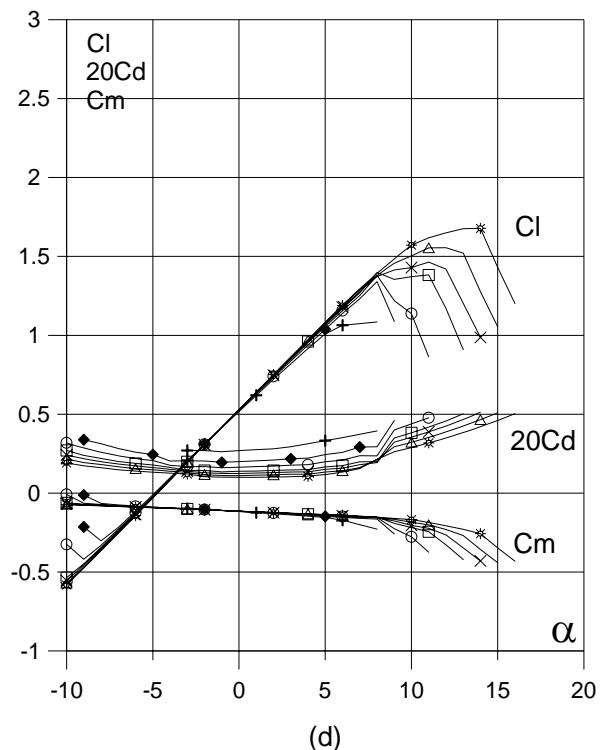
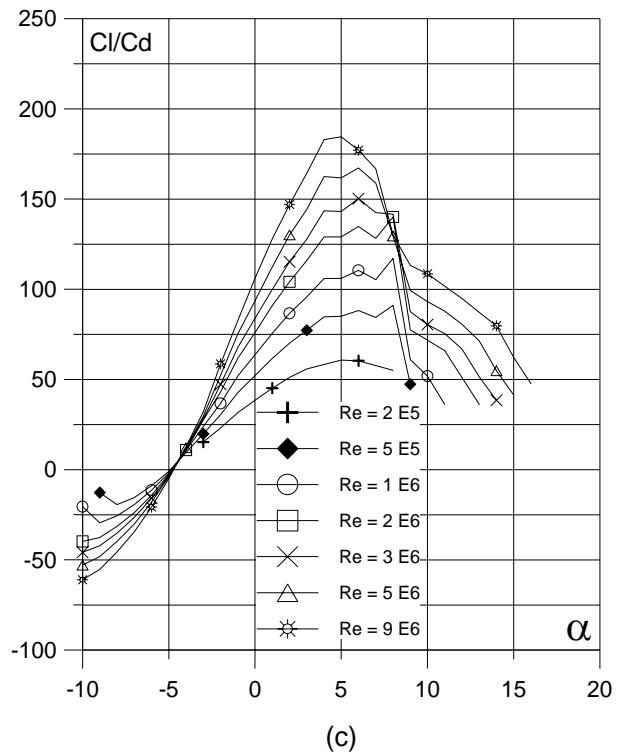


Fig. 4.6.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil FX 66-S-161.

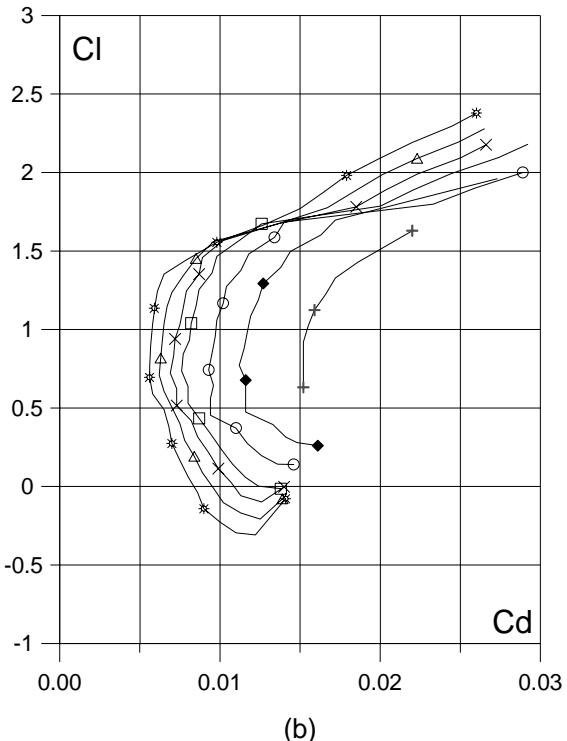
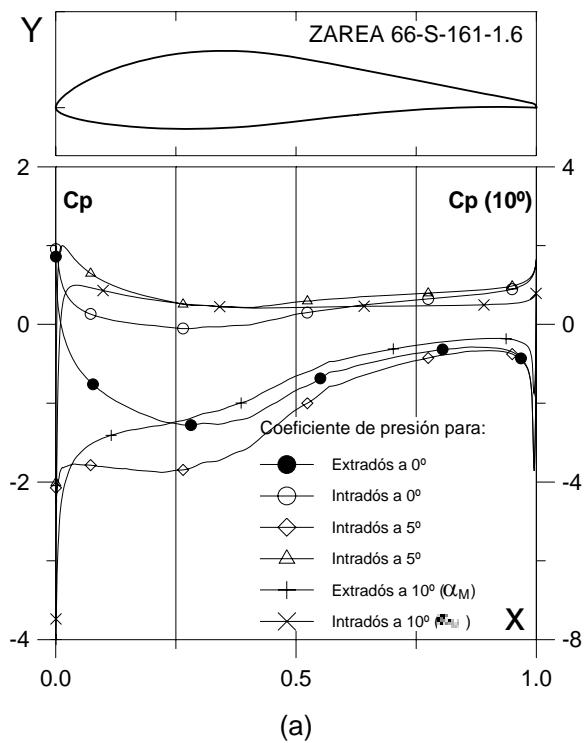


Fig. 4.6.3.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 66-S-161-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

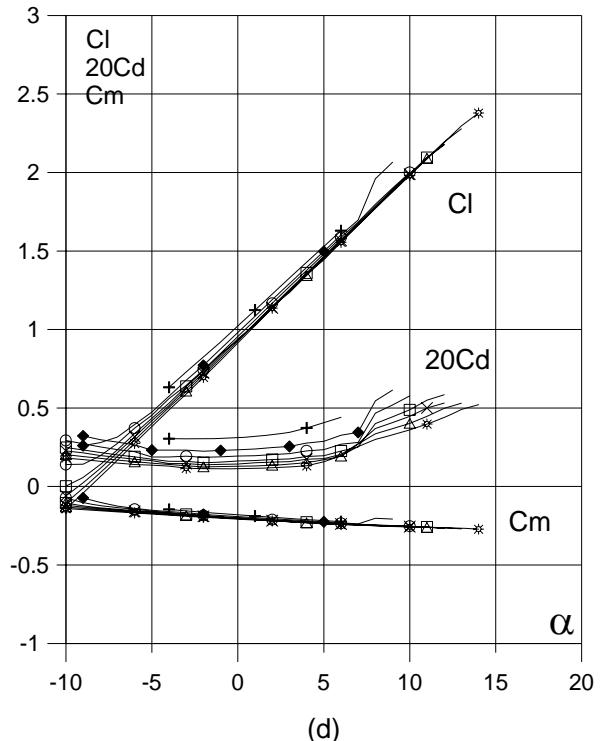
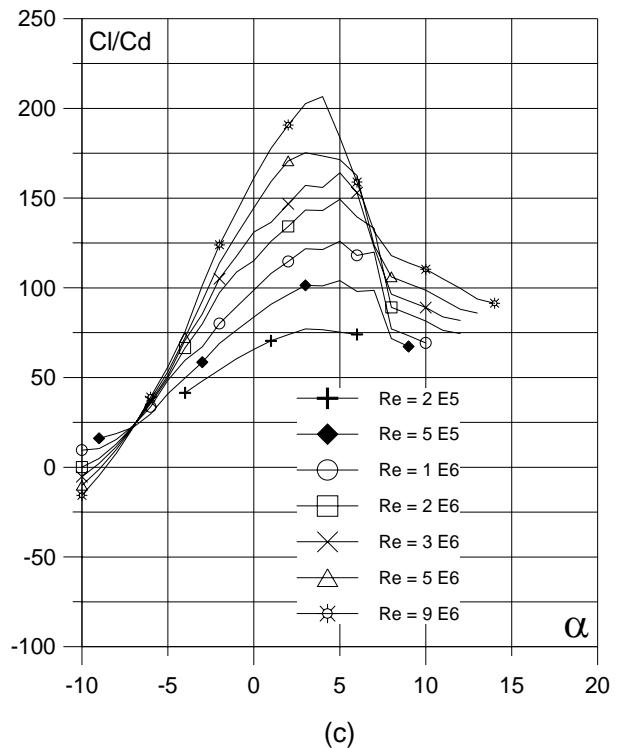


Fig. 4.6.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 66-S-161-1.6. Perfil óptimo.

TABLA 4.1: Características geometricas de los perfiles FX y modificados.

Perfil	$f_{max}$ (%c)	$xf_{max}$	$e_{max}$ (%c)	$xe_{max}$	A	$x_c$	$y_c$	$I_x$	$I_y$	$J_0$	$I_{xy}$	$R_t$ (%c)
FX 60-126	3.570764	0.566000	12.705760	0.269000	0.075270	0.380755	0.049040	0.000262	0.014374	0.014637	0.001263	
ZAREA 60-126-1.5	3.562905	0.554000	12.695955	0.267000	0.076448	0.388815	0.048520	0.000263	0.015343	0.015605	0.001278	1.0164
ZAREA 60-126-1.6	3.566663	0.559000	12.700061	0.267000	0.076097	0.386526	0.048651	0.000263	0.015065	0.015328	0.001272	0.7794
ZAREA 60-126-1.7	3.568937	0.562000	12.702803	0.268000	0.075831	0.384734	0.048762	0.000262	0.014850	0.015112	0.001268	0.5726
ZAREA 60-126-2.6	3.567447	0.561000	12.700799	0.268000	0.075929	0.385492	0.048707	0.000262	0.014942	0.015205	0.001269	0.7794
ZAREA 60-126-3.6	3.564835	0.558000	12.699069	0.267000	0.075936	0.385521	0.048706	0.000262	0.014945	0.015208	0.001269	0.7794
FX 61-140	2.462907	0.305000	13.974533	0.319000	0.085748	0.402602	0.055291	0.000378	0.017766	0.018144	0.001783	
ZAREA 61-140-1.5	2.452658	0.785000	13.9444198	0.319000	0.087117	0.410430	0.054722	0.000379	0.018884	0.019262	0.001806	1.4342
ZAREA 61-140-1.6	2.456654	0.302000	13.960685	0.319000	0.086556	0.407487	0.054896	0.000378	0.018461	0.018839	0.001793	1.1726
ZAREA 61-140-1.7	2.457686	0.304000	13.964053	0.319000	0.086163	0.405241	0.055063	0.000378	0.018142	0.018519	0.001786	0.9210
ZAREA 61-140-2.7	2.455896	0.303000	13.959720	0.319000	0.085970	0.404057	0.055162	0.000378	0.017974	0.018351	0.001784	0.9210
ZAREA 61-140-3.7	2.456392	0.303000	13.960699	0.319000	0.085293	0.400679	0.055345	0.000377	0.017504	0.017881	0.001768	0.9210
FX 61-168	2.989535	0.366000	16.762022	0.348000	0.104406	0.410352	0.066387	0.000664	0.022407	0.023071	0.002669	
ZAREA 61-168-1.5	2.987404	0.384000	16.742460	0.353000	0.106155	0.418105	0.065814	0.000667	0.023777	0.024444	0.002715	1.6597
ZAREA 61-168-1.6	2.985706	0.381000	16.743119	0.352000	0.105639	0.416006	0.065924	0.000666	0.023402	0.024067	0.002697	1.3570
ZAREA 61-168-1.7	2.987724	0.370000	16.755761	0.349000	0.104937	0.413028	0.066123	0.000664	0.022877	0.023541	0.002676	1.0730
ZAREA 61-168-2.6	2.985225	0.379000	16.744282	0.351000	0.104956	0.413096	0.066121	0.000665	0.022889	0.023554	0.002677	1.3570
ZAREA 61-168-3.6	2.984164	0.379000	16.742068	0.351000	0.104269	0.410336	0.066278	0.000663	0.022409	0.023072	0.002654	1.3570
FX 63-147	3.132356	0.326000	14.719968	0.335000	0.096566	0.423353	0.059307	0.000484	0.022033	0.022517	0.002296	
ZAREA 63-147-1.3	3.108630	0.333000	14.676289	0.341000	0.098746	0.433755	0.058685	0.000487	0.023791	0.024278	0.002354	2.1588
ZAREA 63-147-1.5	3.117947	0.327000	14.692456	0.337000	0.097912	0.430143	0.058802	0.000485	0.023172	0.023657	0.002323	1.7059
ZAREA 63-147-1.6	3.125539	0.327000	14.707337	0.337000	0.097365	0.427574	0.058945	0.000484	0.022739	0.023223	0.002307	1.3760
ZAREA 63-147-2.4	3.112917	0.331000	14.683905	0.339000	0.097534	0.428427	0.058888	0.000484	0.022883	0.023368	0.002311	1.9301
ZAREA 63-147-3.4	3.109931	0.329000	14.677457	0.339000	0.095993	0.422023	0.059061	0.000480	0.021819	0.022299	0.002253	1.9301
FX 66-17-AII-182	3.805343	0.368000	18.169316	0.346000	0.110337	0.410102	0.070240	0.000793	0.023715	0.024508	0.002951	
ZAREA 66-17-AII-182-1.5	3.801679	0.371000	18.155815	0.347000	0.112566	0.418752	0.069753	0.000800	0.025340	0.026140	0.003031	1.3193
ZAREA 66-17-AII-182-1.6	3.803213	0.371000	18.159896	0.347000	0.112078	0.416961	0.069826	0.000798	0.024997	0.025795	0.003011	1.0399
ZAREA 66-17-AII-182-1.7	3.804123	0.371000	18.162163	0.347000	0.111619	0.415273	0.069897	0.000796	0.024677	0.025472	0.002993	0.7828
ZAREA 66-17-AII-182-2.7	3.803552	0.371000	18.159422	0.347000	0.111296	0.414019	0.069965	0.000795	0.024442	0.025236	0.002981	1.7828
ZAREA 66-17-AII-182-3.7	3.802496	0.371000	18.157976	0.347000	0.110628	0.411517	0.070096	0.000793	0.023979	0.024772	0.002956	0.7828
FX 66-S-161	3.918399	0.419000	16.168416	0.313000	0.096343	0.400724	0.061884	0.000538	0.019955	0.020493	0.002188	
ZAREA 66-S-161-1.4	3.922782	0.423000	16.150818	0.313000	0.098648	0.411161	0.061333	0.000543	0.021637	0.022180	0.002257	1.3431
ZAREA 66-S-161-1.5	3.922470	0.422000	16.153672	0.313000	0.098302	0.409686	0.061388	0.000542	0.021393	0.021936	0.002245	1.1682
ZAREA 66-S-161-1.6	3.922125	0.421000	16.157076	0.313000	0.097844	0.407700	0.061473	0.000541	0.021069	0.021610	0.002230	0.9256
ZAREA 66-S-161-2.6	3.924393	0.422000	16.153263	0.313000	0.097617	0.406778	0.061500	0.000540	0.020919	0.021459	0.002221	0.9256
ZAREA 66-S-161-3.6	3.924097	0.423000	16.151908	0.313000	0.096644	0.402567	0.061697	0.000538	0.020250	0.020788	0.002189	0.9256

TABLA 4.2 : Parametros aerodinamicos experimentales (\*) y computacionales de los perfiles FX y modificados.

Perfil	Nº de Reynolds	$\alpha_{CLmax}$	$C_{Lmax}$	$C_{DLmax}$	$(C_L/C_D)_{dmax}$	$(C_L/C_D)_{max}$	$\alpha_{(CL/CD)max}$
* FX 60-126	1000000	13°	1.61				
FX 60-126	"	12°	1.52273	0.043233	35.22147	87.64471	3°
ZAREA 60-126-1.5	"	12°	2.2826	0.033	69.0907	106.8269	1°
ZAREA 60-126-1.6	"	12°	2.2782	0.032737	69.59097	116.5095	1°
ZAREA 60-126-1.7	"	11°	2.1421	0.0273	78.4228	118.0254	1°
ZAREA 60-126-2.6	"	12°	2.2745	0.0327	69.5368	112.7802	0°
ZAREA 60-126-3.6	"	11°	2.1822	0.0287	76.0527	116.3934	1°
* FX 61-140	"	11°	1.35				
FX 61-140	"	10°	1.69793	0.024438	69.47909	116.0941	4°
ZAREA 61-140-1.5	"	10°	2.1077	0.0313	67.264	117.4208	3°
ZAREA 61-140-1.6	"	10°	2.1084	0.0314	67.2371	122.5281	3°
ZAREA 61-140-1.7	"	10°	2.08557	0.029177	71.47993	128.5558	3°
ZAREA 61-140-2.7	"	11°	2.17384	0.033258	65.36292	128.7415	3°
ZAREA 61-140-3.7	"	2°	1.24385	0.009904	125.5907	125.5907	2°
* FX 61-168	"	11°	1.46				
FX 61-168	"	10°	1.83383	0.026291	69.75124	132.1965	3°
ZAREA 61-168-1.5	"	11°	2.3046	0.0365	63.1547	127.5871	2°
ZAREA 61-168-1.6	"	11°	2.29529	0.034257	67.00208	135.1999	3°
ZAREA 61-168-1.7	"	9°	2.0941	0.0272	77.1169	139.1638	3°
ZAREA 61-168-2.6	"	11°	2.2753	0.0337	67.5447	135.8356	3°
ZAREA 61-168-3.6	"	10°	2.1614	0.0296	72.9836	134.5128	3°
* FX 63-147	"	12°	1.45				
FX 63-147	"	13°	2.16391	0.037189	58.18683	93.89217	4°
ZAREA 63-147-1.3	"	11°	2.5169	0.0371	67.7547	132.4264	1°
ZAREA 63-147-1.5	"	10°	2.4442	0.0322	75.9954	139.7025	1°
ZAREA 63-147-1.6	"	10°	2.4184	0.0302	79.9564	149.4853	2°
ZAREA 63-147-2.4	"	12°	2.62751	0.043485	60.42337	137.0878	1°
ZAREA 63-147-3.4	"	9°	2.34027	0.028922	80.9166	140.4792	2°
* FX 66-17-AII-182	"	10°	1.48				
FX 66-17-AII-182	"	8°	1.23141	0.011662	105.5917	105.5917	8°
ZAREA 66-17-AII-182-1.5	"	10°	1.8791	0.0313	59.9649	109.2164	5°
ZAREA 66-17-AII-182-1.6	"	10°	1.8689	0.0297	62.9654	114.3737	5°
ZAREA 66-17-AII-182-1.7	"	9°	1.75592	0.02565	68.45692	118.6569	6°
ZAREA 66-17-AII-182-2.7	"	9°	1.7407	0.0257	67.73	118.4224	5°
ZAREA 66-17-AII-182-3.7	"	7°	1.5395	0.0219	70.1549	118.1184	5°
* FX 66-S-161	"	10°	1.33				
FX 66-S-161	"	8°	1.37915	0.011774	117.1352	117.1352	8°
ZAREA 66-S-161-1.4	"	11°	2.1063	0.0333	63.3203	118.7668	5°
ZAREA 66-S-161-1.5	"	11°	2.0984	0.0322	65.1116	121.4691	5°
ZAREA 66-S-161-1.6	"	10°	1.99945	0.028878	69.23783	125.9723	5°
ZAREA 66-S-161-2.6	"	10°	1.99346	0.028646	69.58948	125.8262	5°
ZAREA 66-S-161-3.6	"	8°	1.77362	0.023024	77.03353	125.9914	5°

\* Datos experimentales obtenidos en los ensayos en tuneles de viento, publicados en los catalogos de perfiles de N. Riegels y S. J. Miley.

## **4.2. CARACTERIZACION GLOBAL DE LOS PERFILES ESTUDIADOS.**

En la tabla 4.2 se observa que los valores experimentales ponen en evidencia que el coeficiente  $C_{L_{max}}$  varía en los límites: 1.33 a 1.61. El ángulo de ataque, correspondiente al valor máximo del coeficiente de sustentación, varia en el intervalo  $10^\circ$  a  $13^\circ$  para  $Re = 1000000$ . En el caso de la evaluación computacional, resulta que  $C_{L_{max}} \in [1.23; 2.16]$  y  $\alpha_{\max} \in [8^\circ, 13^\circ]$ . La fineza máxima tiene valores situados en los límites 87.64 a 132.19 para ángulos de ataque  $\alpha_{aM} \in [3^\circ, 8^\circ]$ .

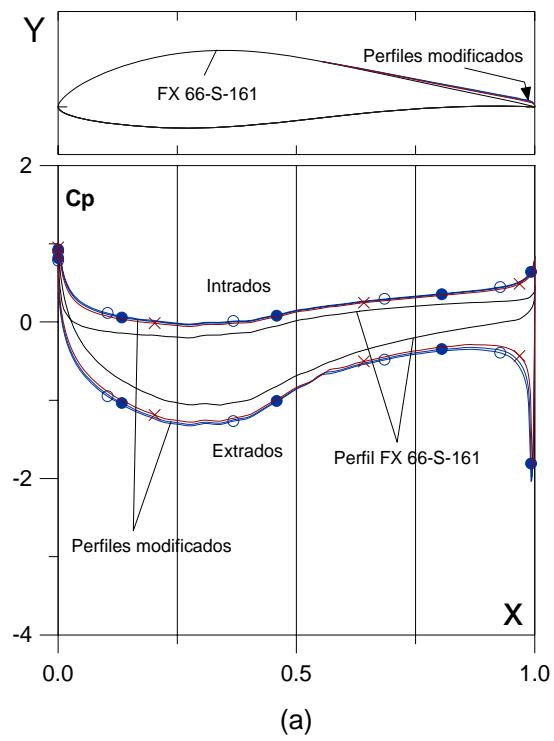
Para  $Re = 1000000$  los valores máximos del coeficiente de sustentación calculados con el programa VisualFoil 4.1 son mayores en 25% a 48% que los valores experimentales en el caso de los perfiles FX 61-140, FX 61-168, FX63-147 y FX 66-S-161 pero son inferiores en 6% a 20% para los perfiles FX 60-126 y FX 66-17-AII-182.

Todos los perfiles modificados se caracterizan por el incremento del coeficiente de sustentación en comparación con los perfiles homólogos de referencia. La curva  $C_L$  vs.  $\alpha$  para cada uno de los perfiles modificados se presenta como la traslación en la dirección vertical de la curva del perfil base. En consecuencia, para ángulos  $\alpha$  pequeños resulta un incremento porcentual del coeficiente de sustentación del perfil modificado mayor que en caso de los ángulos  $\alpha$  grandes. Los valores concretos de las mejoras que ocurren en los coeficientes aerodinámicos se pueden identificar tanto en las curvas características de los perfiles modificados como en la tabla 4.2.

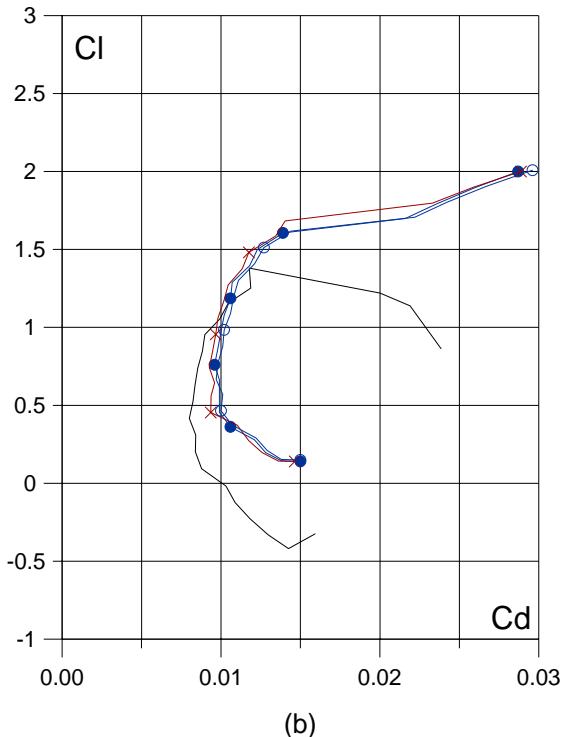
En cuanto a la influencia de los tres radios del cuarto de circunferencia del extradós en el borde de fuga y de los tres tipos de curvas de empalme, ocurre que las variaciones entre los valores de los coeficientes aerodinámicos de los perfiles modificados no son muy grandes, la versión más favorable corresponde a la modificación con radio Y(0.96) y la curva de empalme convexa. Por razones constructivas se puede recomendar el empalme con una recta porque la diferencia en los valores de  $C_{L_{max}}$  es del orden del 3%.

## **4.3. COMENTARIOS INDIVIDUALIZADOS SOBRE LOS PERFILES SELECCIONADOS.**

Para fines de análisis comparativo del comportamiento aerodinámico de los perfiles estudiados se presentan de acuerdo al aumento en el valor de  $C_{L_{max}}$  experimentado con la modificación del borde de fuga (en orden decreciente). En cada caso se emplea el perfil modificado que presenta mejores características.

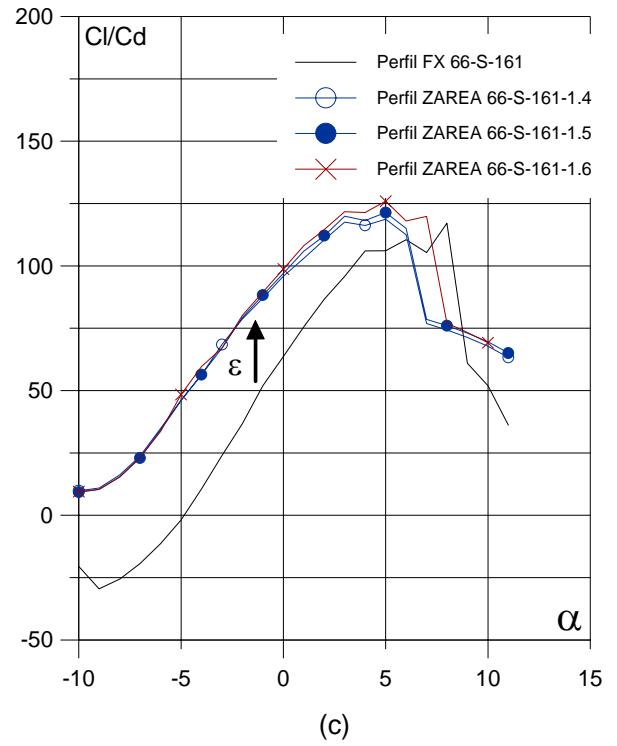


(a)

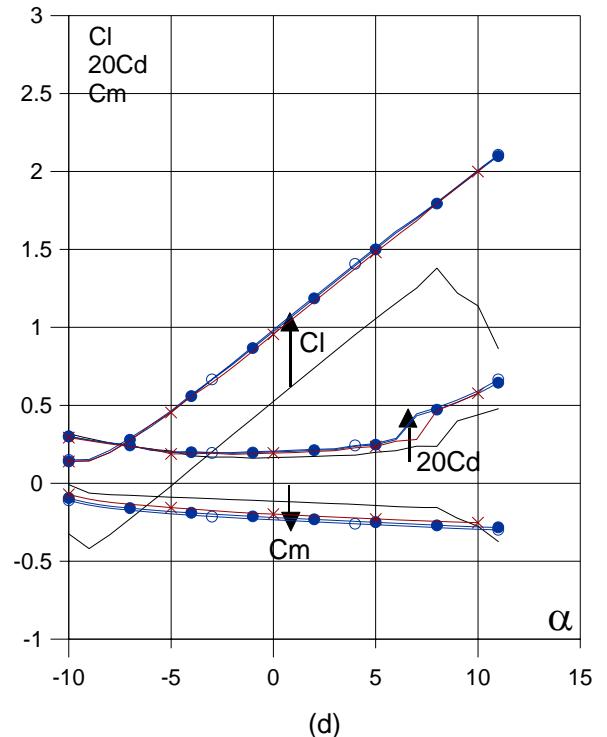


(b)

Fig. 6.1. (a)  $C_p(0^\circ)$  vs.  $X$  y (b) Curvas Polares del perfil fx 66-S-161 y modificados para  $Re = 1 E6$ .



(c)



(d)

Fig. 6.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil fx 66-s-161 y modificados.

### **Perfil FX 60-126 y ZAREA 60-126-16.**

En la figura 4.1.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 7 E5, 1 E6, 1.5 E6 y 2 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 60-126-1.6, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 4.1.2 y 4.1.2.1.6 respectivamente.

La comparación de las evaluaciones, computacional y experimental, pone en evidencia que los valores del coeficiente de sustentación arrojados por el programa VisualFoil 4.1 prácticamente coinciden con los datos experimentales en un amplio rango de variación del ángulo de ataque  $\alpha \in [-7.5^\circ, 12^\circ]$ . Los valores del coeficiente arrastre y de momento calculados, aproximan bien a los experimentales en los intervalos  $\alpha \in [-7.5, 3]$  y  $\alpha \in [-7.5, 6]$  respectivamente.

El perfil de referencia presenta el mayor espesor máximo del grupo (12.7%c), con  $X_{e_{max}} : 0.26$ , curvatura máxima 3.57%c y  $X_{f_{max}} : 0.56$ . Los valores de  $C_L$  y fineza aumentan en todo el rango de variación del ángulo de ataque para los números de Reynolds mencionados. El incremento en  $C_{L_{max}}$  es el mayor de los perfiles del grupo, tiene valores de 1.52 y 2.27 para el perfil de base y el perfil ZAREA 60-126-1.6 respectivamente. La fineza aerodinámica máxima mejora en un 12% y tiene un valor de 87.64 en el perfil base. El ángulo de ataque máximo es igual en ambos perfiles, 12°.

Para ángulos menores a 7° el valor del arrastre en el perfil modificado es mayor, después de este ángulo, el arrastre en perfil base presenta valores mas altos.

### **Perfil FX 66-S-161 y ZAREA 66-S-161-1.6.**

En la figura 4.6.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 1 E6, 1.5 E6 y 2 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 60-126-1.6, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 4.6.2 y 4.6.2.1.6 respectivamente.

Los valores calculados por el programa VisualFoil aproximan bien los valores de  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  experimentales, en los intervalos  $\alpha \in [-5^\circ, 8^\circ]$ ,  $[-4, 8]$  y  $[-5, 8]$  respectivamente. Las curvas computacionales fueron trazadas para un rango de variación más amplio.

El perfil de referencia tiene un espesor máximo igual a 16.16% $c$ , con  $X_{e_{max}} : 0.31$ ,  $f_{max} : 3.91\%c$  y  $X_{f_{max}} : 0.41$ . Muestra el segundo mejor incremento en  $C_{L_{max}}$ , que tiene un valor de 1.37 en el perfil de referencia y de 1.99 para el perfil ZAREA 66-S-161-1.6. Los valores de la fineza aerodinámica son mayores para todo el rango de variación del ángulo de ataque y números de Reynolds arriba mencionados, en el intervalo  $\alpha \in [5^\circ, 9^\circ]$  y numero de Reynolds 9 E6 los valores que presenta el perfil de base son mas altos. El aumento en la fineza aerodinámica máxima es de 7.54%. El ángulo de ataque  $\alpha_{max}$  es mayor en  $2^\circ$  en el perfil modificado.

El incremento en  $C_D$  es mayor para el perfil modificado cuando crece el ángulo de ataque, esta diferencia se acentúa para  $\alpha > 6^\circ$ . El valor de  $C_{D(L_{max})} : 0.028878$ , correspondiente al perfil modificado, es 145% mayor al de referencia.

#### **Perfil FX 66-17-AII-182 y ZAREA 66-17-AII-182-1.7.**

En la figura 4.5.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 1 E6, 1.5 E6 y 2 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 66-17-AII-1.7, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 4.5.2 y 4.5.2.1.7 respectivamente.

Las curvas de  $C_D$  vs.  $\alpha$ , generadas con los valores calculados por VisualFoil 4.1 y las experimentales, presentan puntos casi coincidentes en el intervalo  $\alpha \in [-4^\circ, 8^\circ]$ . En este mismo rango los valores del coeficiente de momento calculado son un poco mayores (en valor absoluto). Los valores calculados, correspondientes a la sustentación, resultan un poco menores en el rango  $\alpha \in [-4^\circ, 7.5^\circ]$ .

El perfil FX 66-17-AII-182, forma geométrica parecida al perfil anterior, con  $e_{max}$  un poco mayor (18.16% $c$ ),  $X_{e_{max}} : 0.34$ ,  $f_{max} 3.8\%c$  y  $X_{f_{max}} : 0.34$ , presenta incrementos similares. En el coeficiente de sustentación máximo hay un aumento de 42.59% y de 12.36% en la fineza. Los valores de  $C_{L_{max}}$  y  $(C_L / C_D)_{max}$  en el perfil de base son 1.37 y 117.13, respectivamente. Para ángulos mayores a  $6^\circ$  el arrastre en el perfil modificado aumenta y los valores de  $C_L / C_D$  decaen frente a los del perfil de referencia. El ángulo de ataque previo al desprendimiento mejora en  $1^\circ$  grado.

El valor de  $C_{D(L_{max})}$ : 0.02565, correspondiente al perfil modificado, es 120% mayor al de referencia.

### **Perfil FX 61-168 y ZAREA 61-168-1.6.**

En la figura 4.3.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 1 E6, 1.5 E6 y 2 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 61-168-1.6, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 4.3.2 y 4.3.2.1.6 respectivamente.

Los valores  $C_D$  y  $C_M$ , calculados para un mayor rango de variación del ángulo de ataque, aproximan bien a los experimentales en los rangos  $\alpha \in [-5^\circ, 7.5^\circ]$  y  $\alpha \in [-5^\circ, 9^\circ]$ . Los valores para  $C_L$ , calculados resultan un 10% mayores a los experimentales en el rango  $\alpha \in [-5, 10]$ .

El perfil de base tiene las características geométricas  $e_{max} : 16.76\%c$ ,  $X_{e_{max}} : 0.34$ ,  $f_{max} : 2.29\%c$  y  $X_{f_{max}} : 0.36$ . Los valores de  $C_L$  del perfil modificado son mayores a los del perfil de referencia para todos los valores del ángulo de ataque. La fineza mejora para ángulos menores a  $2^\circ$ , para ángulos mayores ambos perfiles mantienen eficiencias parecidas excepto en el intervalo  $\alpha \in [5^\circ, 7^\circ]$  donde un aumento en el arrastre en el perfil modificado hace que caigan los valores de  $C_L / C_D$ . El valor de  $C_{L_{max}}$  para el perfil ZAREA 61-168-1.6 es 2.29, 24% mayor al perfil base y la fineza máxima, 128.55 es 2% mayor. El ángulo de ataque máximo aumenta en  $1^\circ$ .

El valor de  $C_{D(L_{max})}$ : 0.034257, correspondiente al perfil modificado, es 30% mayor al de referencia.

### **Perfil FX 61-140 y ZAREA 61-140-1.7.**

En la figura 4.2.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 1 E6, 1.5 E6 y 2 E6, de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 61-140-1.7, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 4.2.2 y 4.2.2.1.7 respectivamente.

La evaluación computacional aproxima muy bien a los valores de  $C_D$  y  $C_M$  experimentales en el rango  $\alpha \in [-2^\circ, 5^\circ]$ . Para ángulos mayores los valores hay discrepancias. Los valores de  $C_L$  calculados resultan mayores en un 20% aproximadamente en el intervalo  $\alpha \in [-5^\circ, 10^\circ]$ .

El perfil de referencia presenta geometría similar a la del perfil anterior, con menor espesor máximo (13.97%c) y  $X_{e_{max}}$ ,  $f_{max}$ ,  $X_{f_{max}}$  un poco mayores, 0.31, 2.46% y 0.30 respectivamente.

Tiene incrementos parecidos en  $C_L$ , con  $C_{L_{max}}$  22.83% mayor en el perfil ZAREA 61-140-1.7. El aumento en la fineza, respecto al perfil de referencia, es mayor que la que presenta el perfil FX 61-168, 10.73%. Los valores en  $C_L$  y  $C_L / C_D$  se mantienen mayores en el perfil modificado hasta  $\alpha_{max}$ , en el intervalo  $\alpha \in [4^\circ, 6^\circ]$  resultan menores a los del perfil base.

El perfil modificado muestra un aumento gradual en el arrastre y con respecto al perfil de referencia, en  $\alpha_{max}$  este valor es 19% más alto.

Los valores de momento resultan un poco mayores (en valor absoluto) a los del perfil de referencia.

#### **Perfil FX 63-147 y ZAREA 63-147-1.5.**

En la figura 4.4.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 1 E6, 1.5 E6 y 2 E6, de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 63-147-1.5, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 4.4.2 y 4.4.2.1.5 respectivamente

Los valores de  $C_D$  calculados concuerdan con los experimentales en un pequeño intervalo  $\alpha \in [0^\circ, 4^\circ]$ , fuera del mismo resultan mayores. Los valores de  $C_L$ , resultan mayores en un 20% aproximadamente.

Este perfil tiene forma geométrica parecida a los perfiles FX 61-140 y FX 63-147, con características geométricas:  $e_{max} : 14.71$ ,  $X_{e_{max}} : 0.33$ ,  $f_{max} : 3.13$ ,  $X_{f_{max}} : 0.32$ . Este perfil presenta el valor mas alto de  $C_{L_{max}}$  entre los perfiles de base y un incremento mas bajo en este valor con la modificación (12.95%). La fineza del perfil ZAREA 63-147-1.5 resulta elevada respecto al perfil de base hasta  $\alpha = \alpha_{aM}$ . La fineza máxima resulta del perfil modificado es 139.70 y la del perfil base 93.89.

El ángulo de ataque máximo para el perfil modificado ( $10^\circ$ ) es  $3^\circ$  menor al del perfil base.

## **5. CAPITULO 5. PERFILES GOE Y MODIFICADOS.**

### **5.1. CARACTERISTICAS AERODINAMICAS DE LOS PERFILES GOE Y MODIFICADOS ESTUDIADOS.**

Este capítulo contiene las curvas características aerodinámicas (CCA) experimentales y computacionales de cada uno de los perfiles estudiados de la serie GOE y de los perfiles modificados variando el radio del cuarto de circunferencia y el tipo de curva de empalme. Para cada perfil GOE seleccionado resultan 9 hojas que contienen las CCA obtenidas. Se presentan los gráficos correspondientes, tablas, los comentarios al respecto y la interpretación de los resultados.

Los gráficos se exponen en el siguiente orden:

La primera hoja contiene el contorno del perfil y su código de identificación y las familias de curvas características aerodinámicas para los valores del número de Reynolds correspondientes a los resultados experimentales disponibles. La segunda hoja ofrece la misma información pero obtenida utilizando en programa VisualFoil 4.1 considerando la modificación del flujo con el método panel y tomando en cuenta la capa límite sobre el perfil.

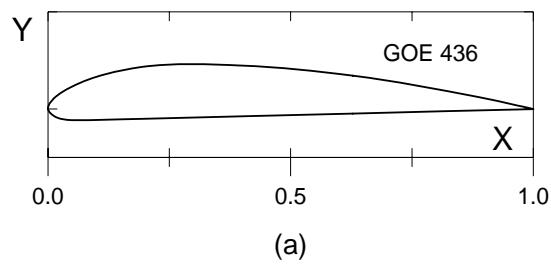
Las siguientes hojas, suministran la misma información computacional para los perfiles modificados con distintos valores del radio de circunferencia del borde fuga y de los tres tipos de curvas de empalme para los mismos valores del número de Reynolds que aparecen en los resultados experimentales.

La penúltima hoja contiene las curvas características del perfil base calculadas para 7 números de Reynolds, Re: 2 E5, 5 E5, 1 E6, 2E6, 3E6, 5E6 y 9E6.

La última hoja ofrece las CCA para 7 valores del número de Reynolds del mejor perfil modificado.

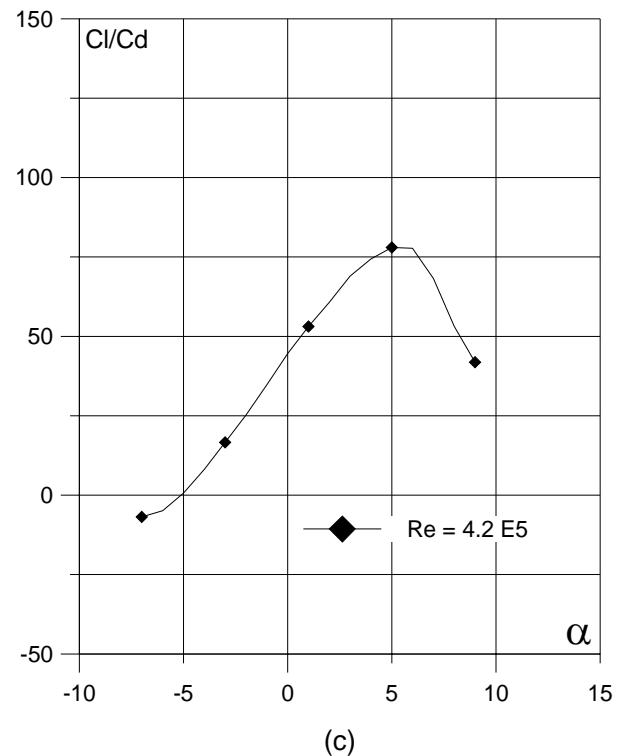
La tabla 5.1 condensa las características geométricas:  $e_{max}$ ,  $X_{e_{max}}$ ,  $f_{max}$ ,  $X_{f_{max}}$ ,  $A$ ,  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_{xy}$ ,  $J_0$ , las coordenadas del centroide y el radio de fuga,  $r_f$ , de los perfiles estudiados.

En la tabla 5.2 se pueden apreciar los valores de los parámetros relevantes: numero de Reynolds (Re), el ángulo de ataque  $\alpha_{max}$  para el que se obtuvo  $C_{Lmax}$ , el valor máximo del coeficiente de sustentación,  $C_{Lmax}$ , el valor del coeficiente de arrastre,  $C_{D(Lmax)}$ , correspondiente al ángulo  $\alpha_{max}$ , el valor de  $(C_L / C_D)_{\alpha_{max}}$  asociado al ángulo  $\alpha_{max}$ , previo al desprendimiento del flujo, la fineza aerodinámica máxima,  $(C_L / C_D)_{max}$  y el ángulo de ataque correspondiente ( $\alpha_{aM}$ ).

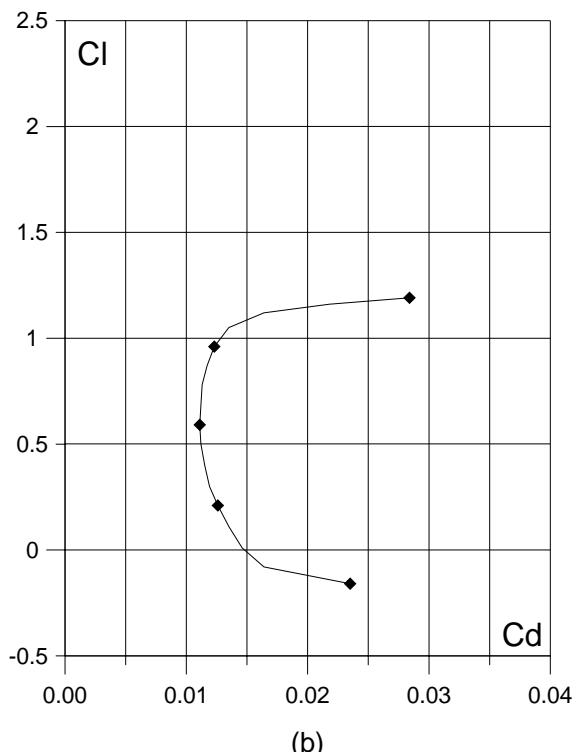


(a)

Curvas aerodinámicas experimentales del perfil GOE 436.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.2%.

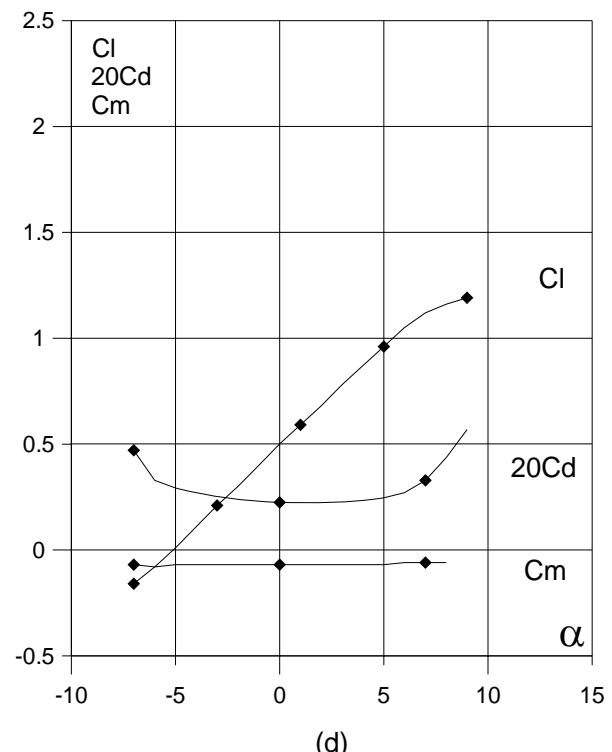


(c)



(b)

Fig. 5.7.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil GOE 436.



(d)

Fig. 5.7.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil GOE 436.

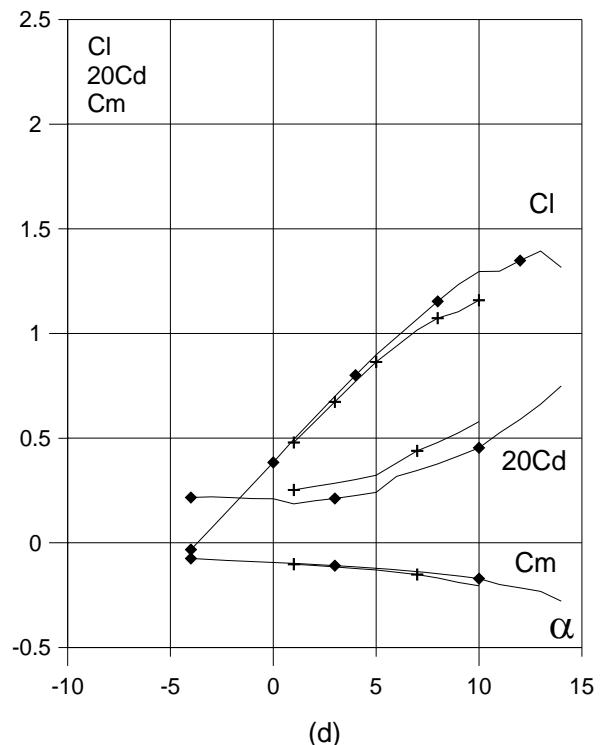
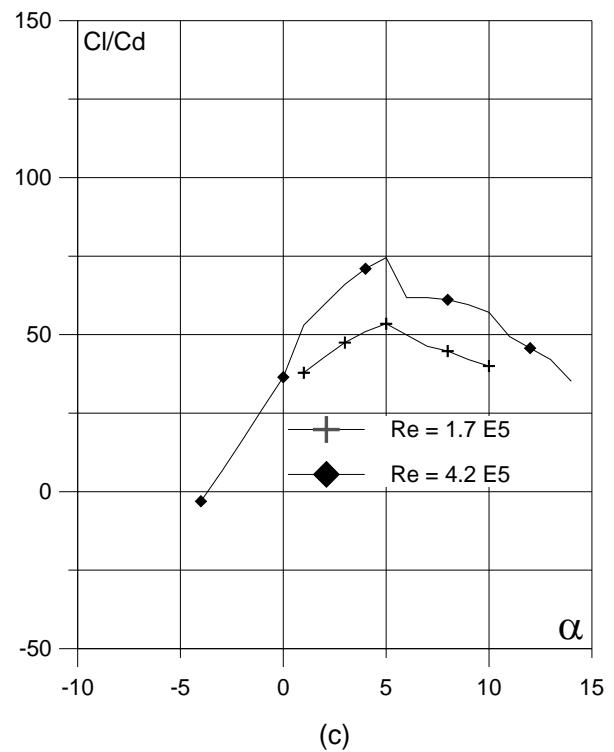
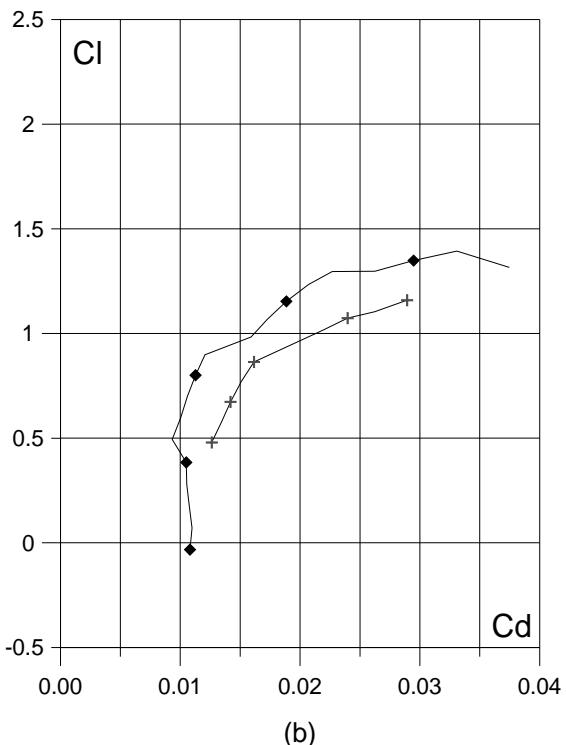
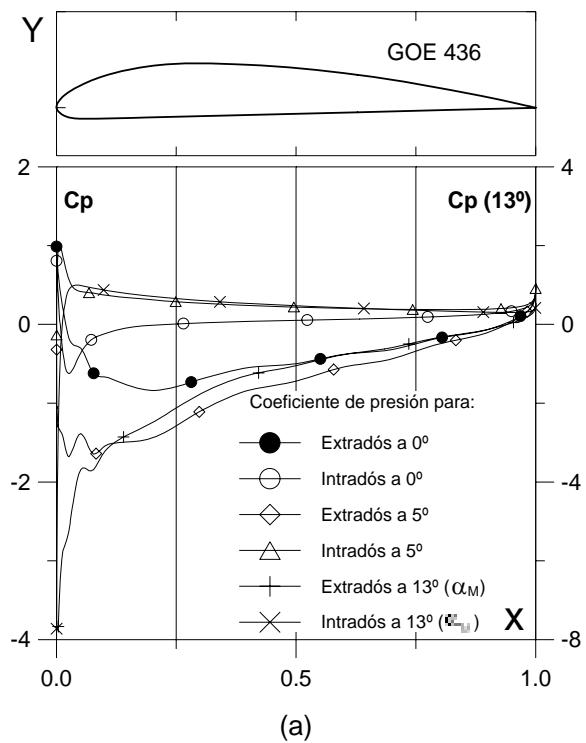


Fig. 5.7.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 436.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.7.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 436.

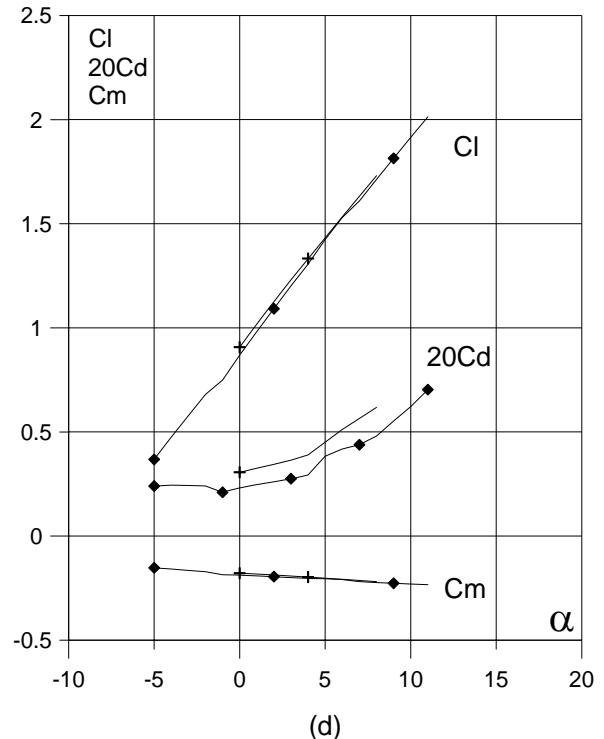
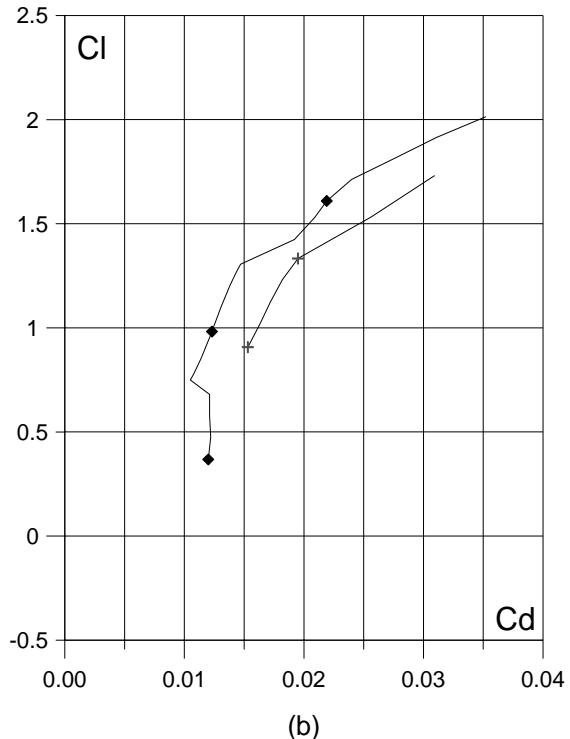
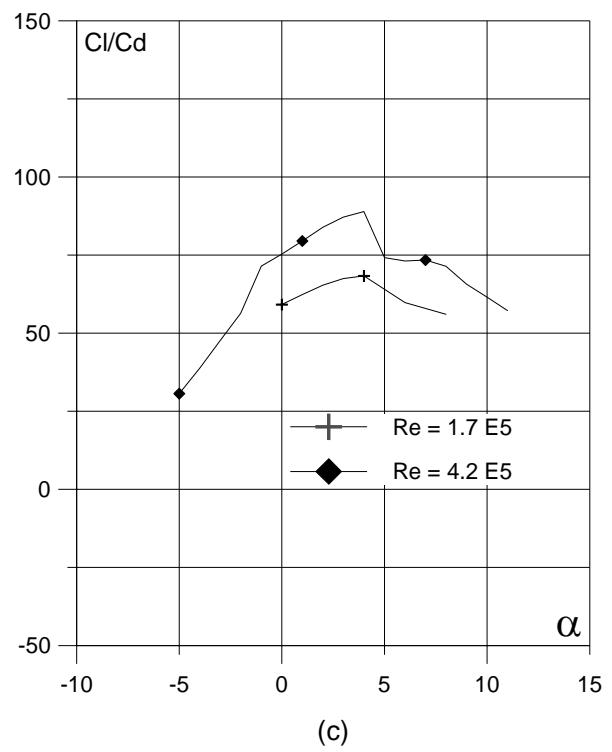
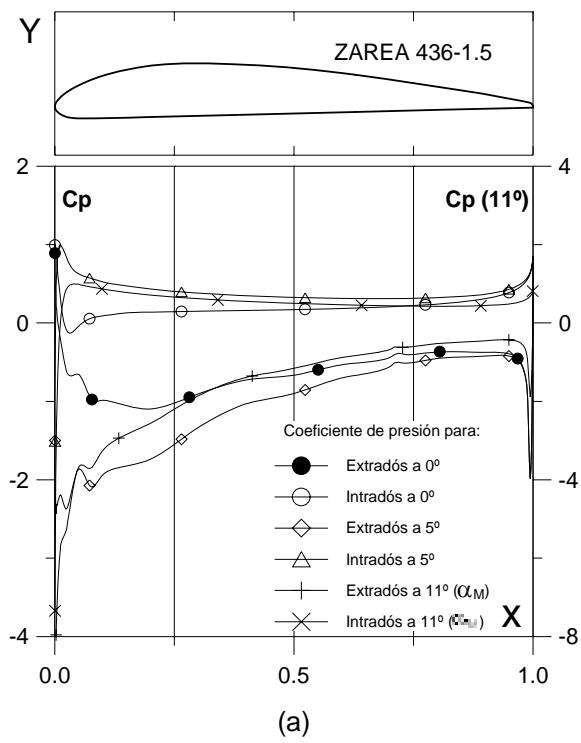


Fig. 5.7.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \text{ E}5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-1.5.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.7.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 436-1.5.

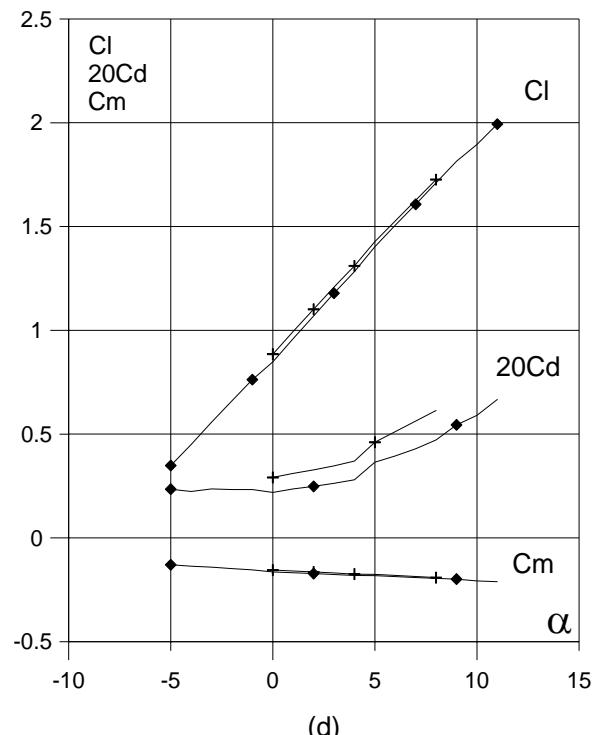
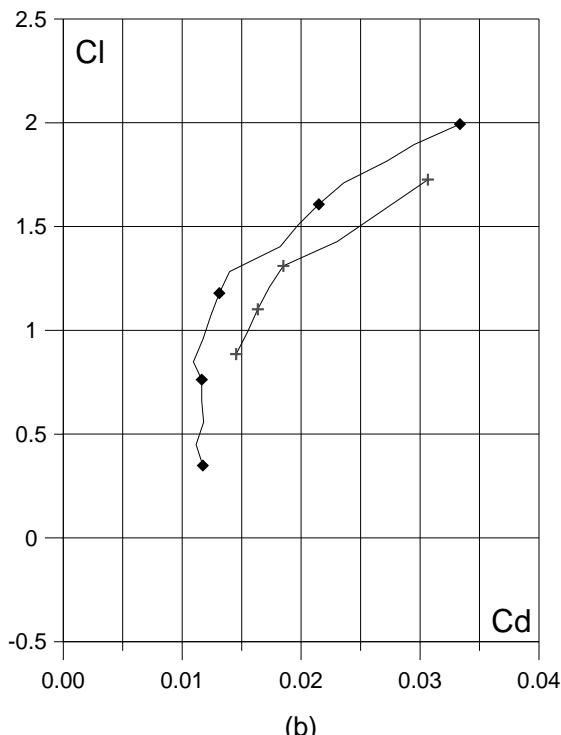
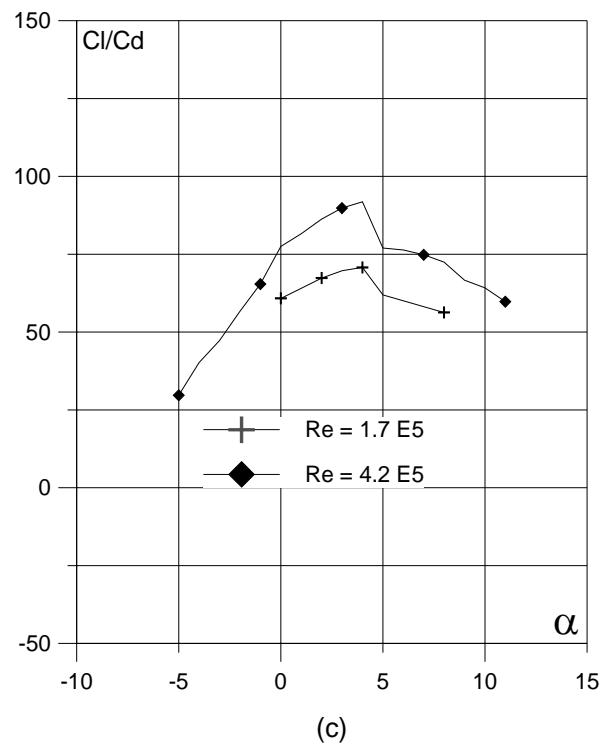
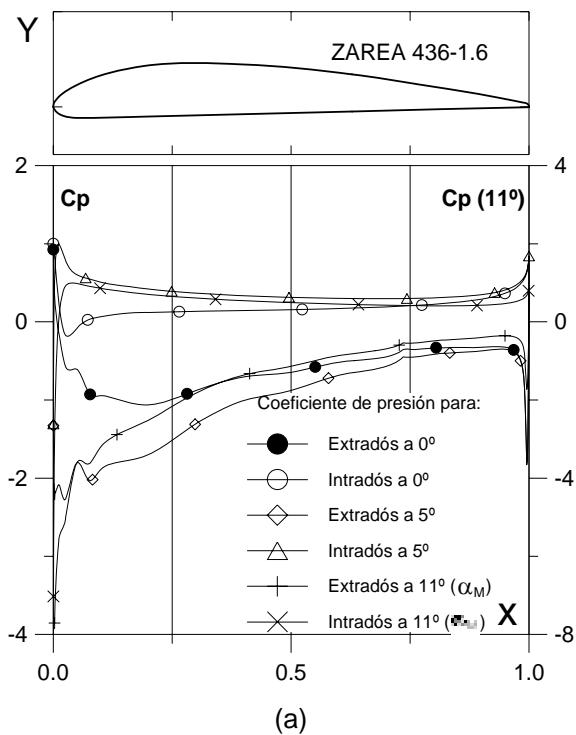


Fig. 5.7.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.7.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 436-1.6.  
 Perfil óptimo.

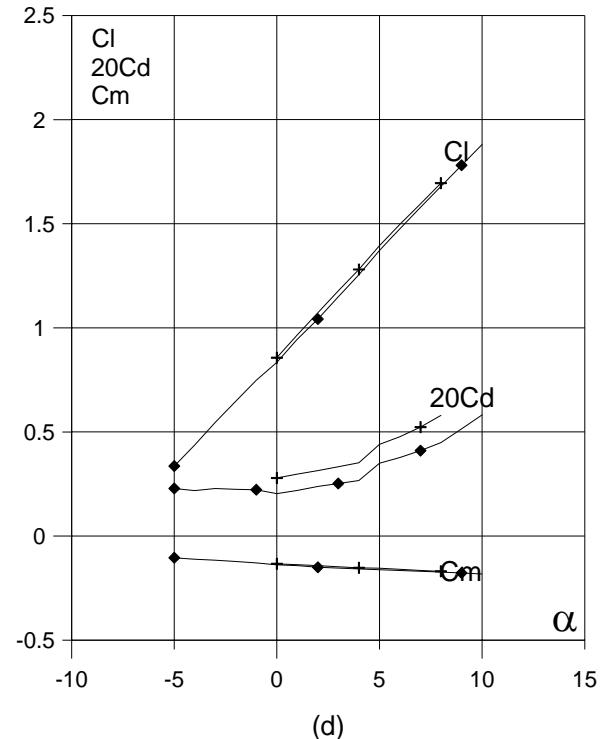
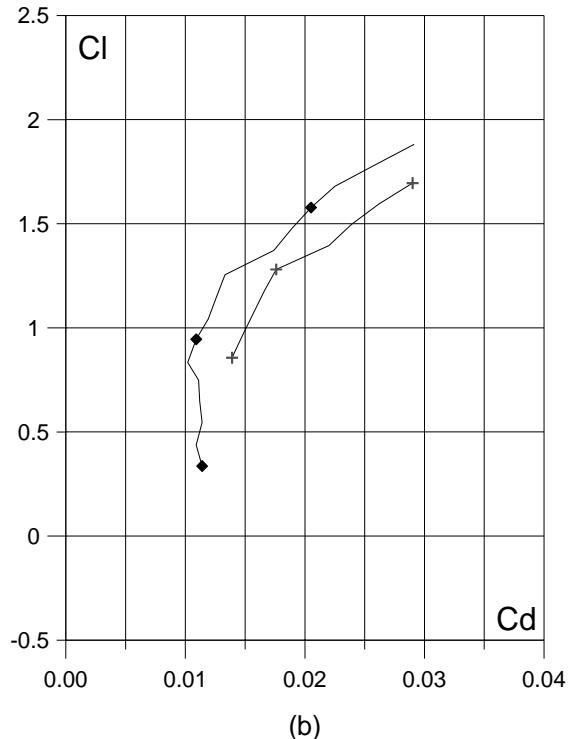
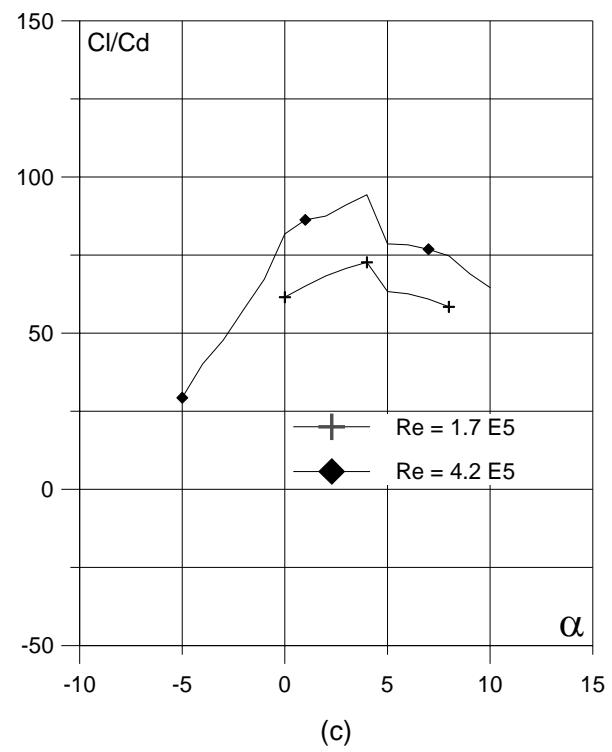
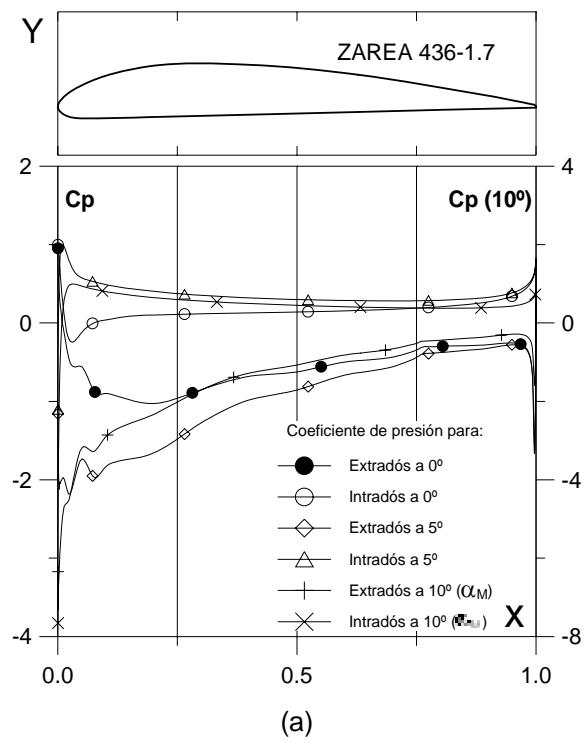


Fig. 5.7.2.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } 10^\circ)$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-1.7.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.7.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 436-1.7.

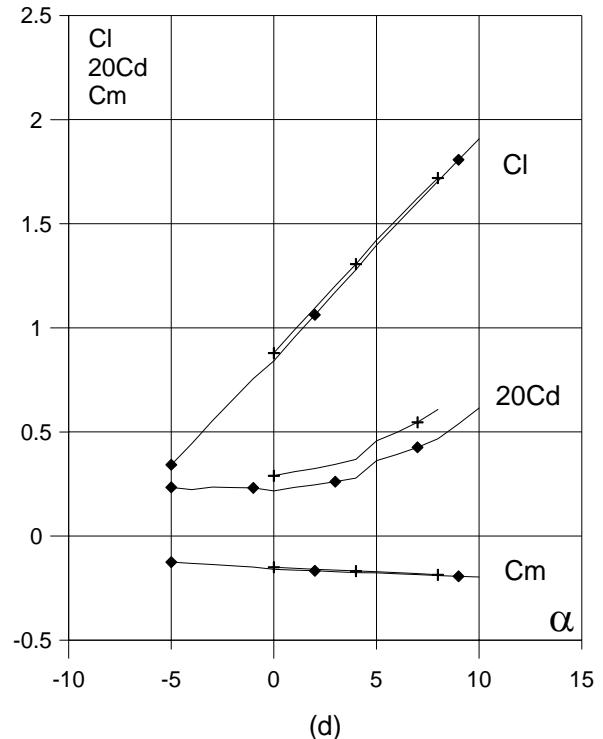
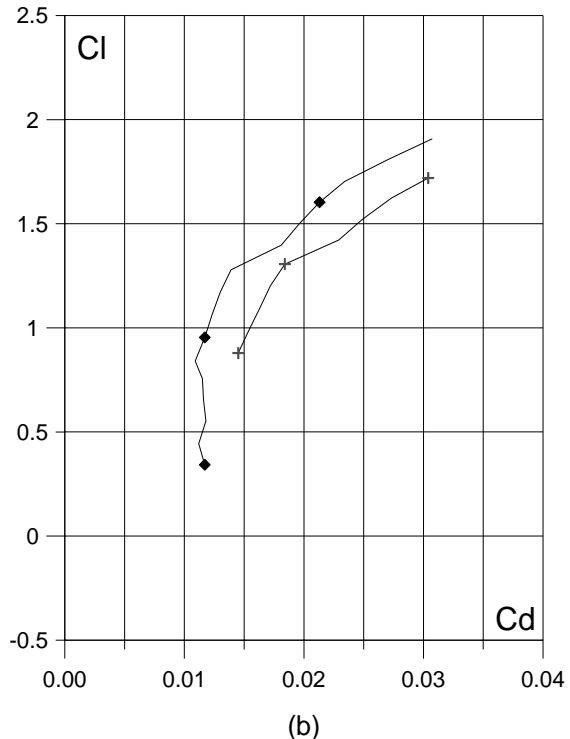
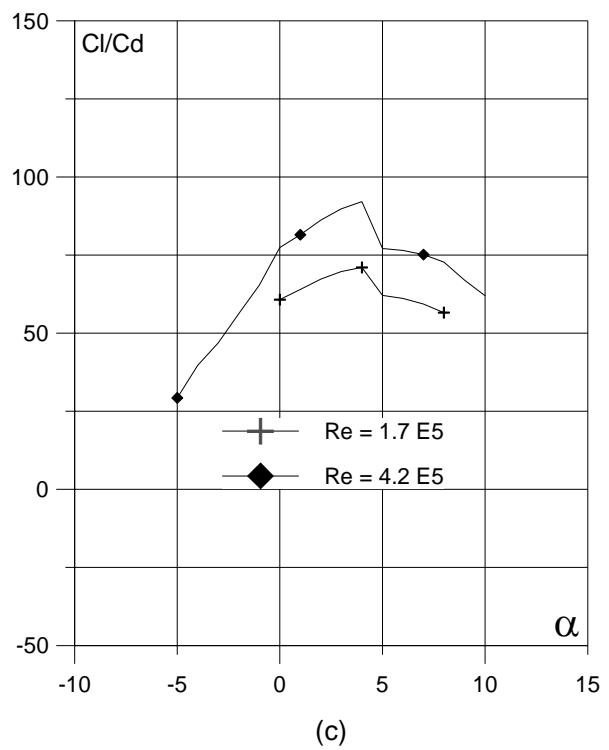
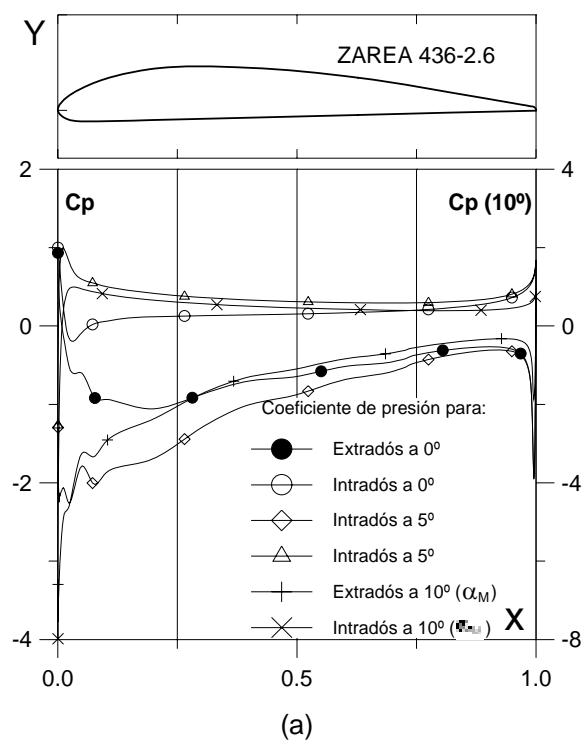


Fig. 5.7.2.2.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs. X para  $Re = 4.2 \text{ E} 5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-2.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.7.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 436-2.6.

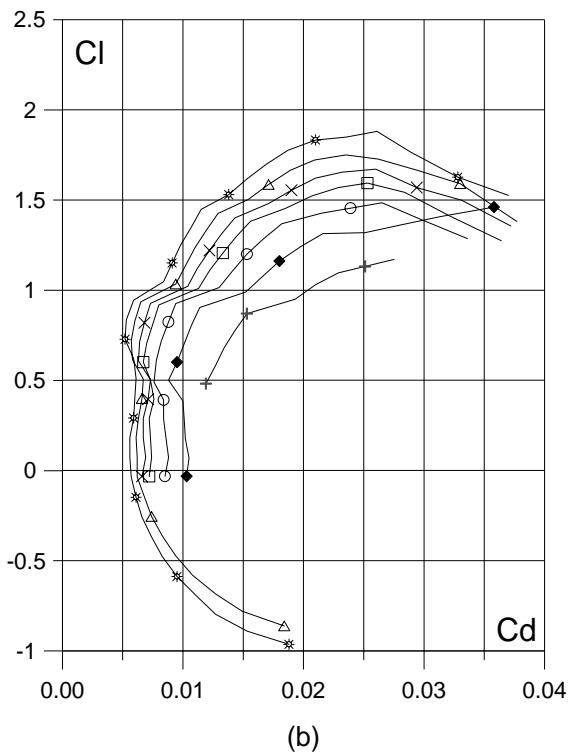
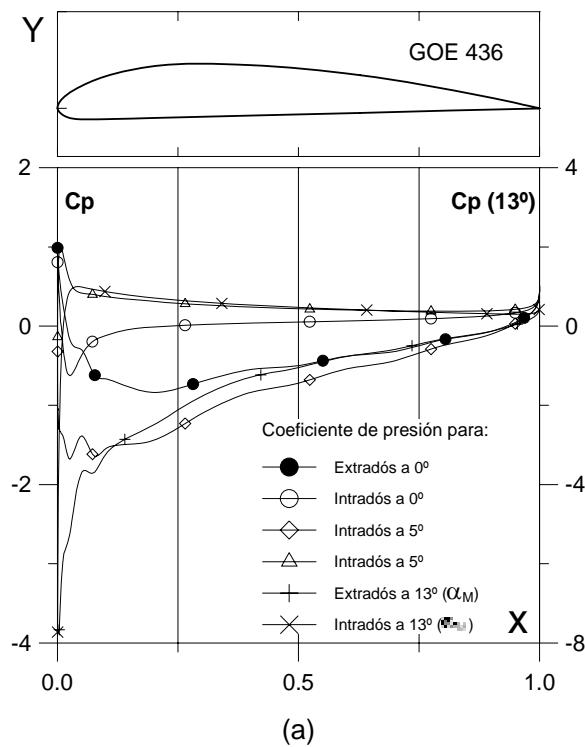


Fig. 5.7.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 436.  
 Met. Panel y Capa Límite.

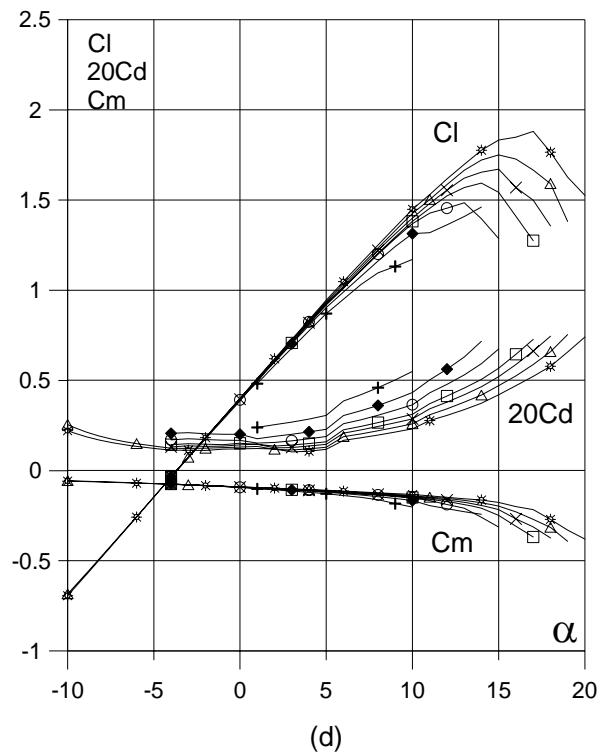
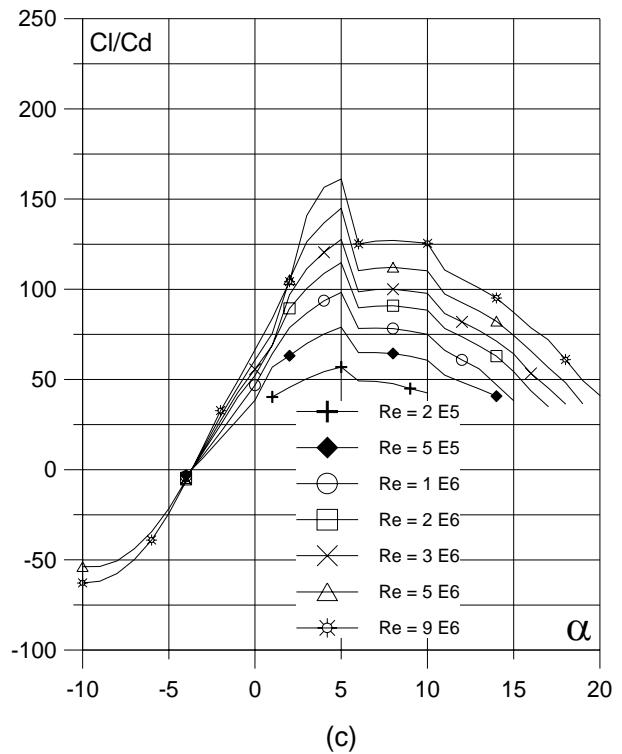


Fig. 5.7.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 436.

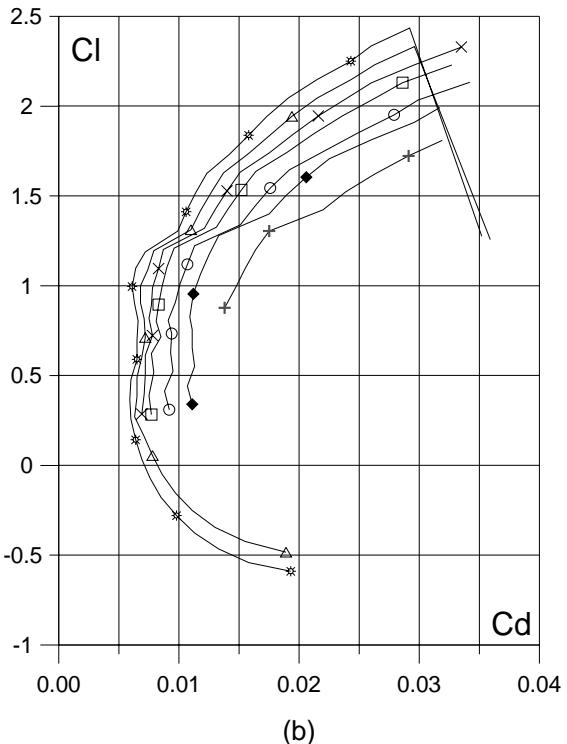
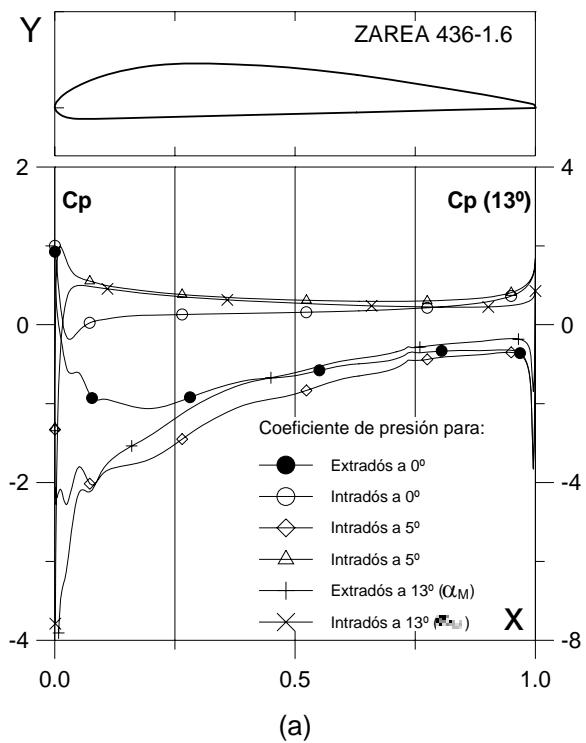


Fig. 5.7.3.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 436-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

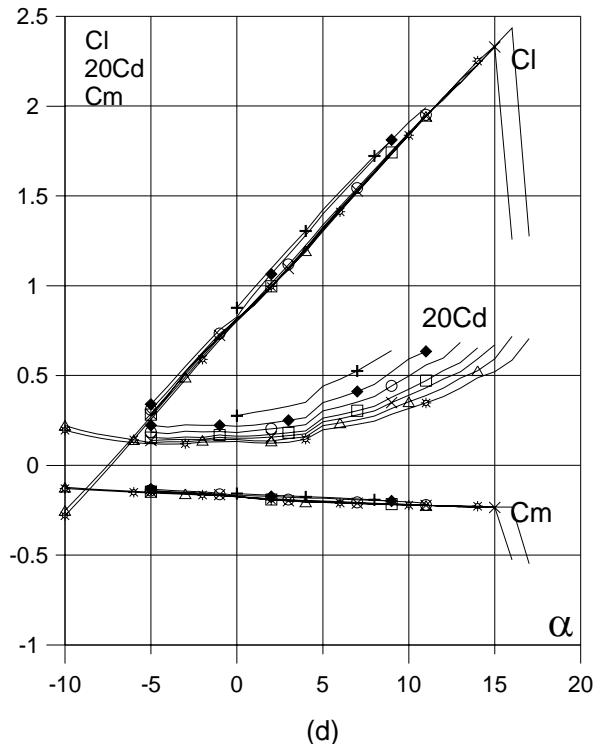
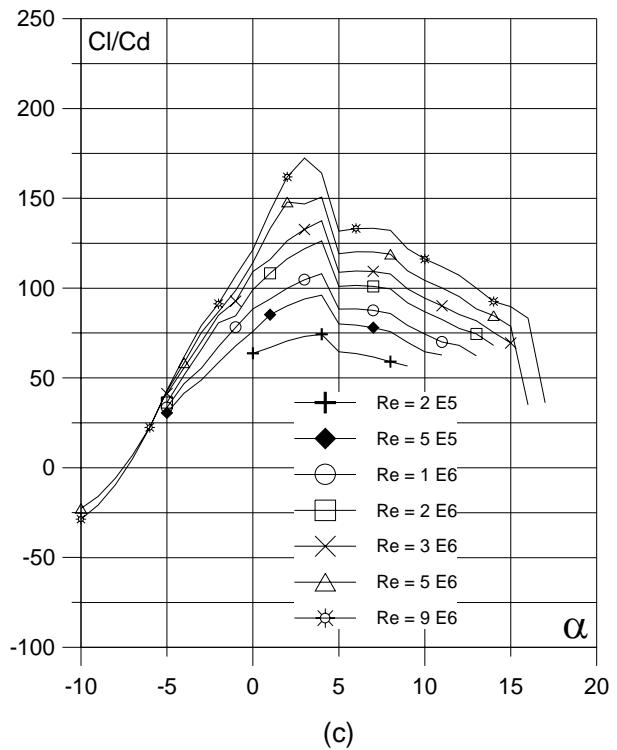
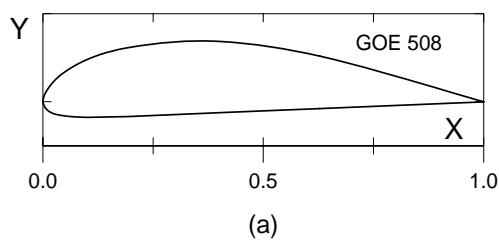
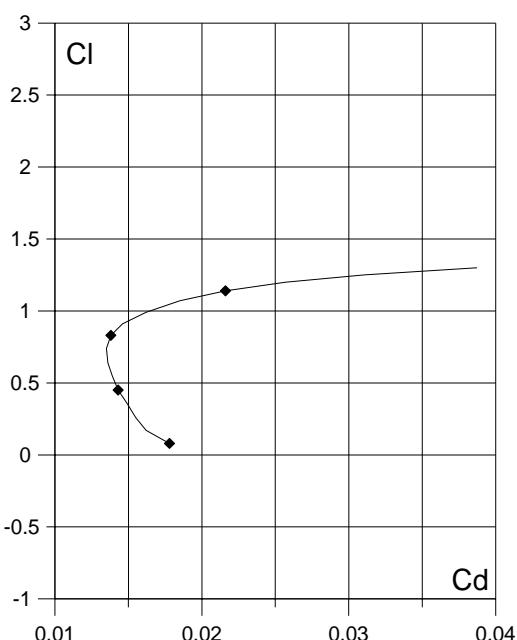


Fig. 5.7.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 436-1.6.  
 Perfil óptimo.



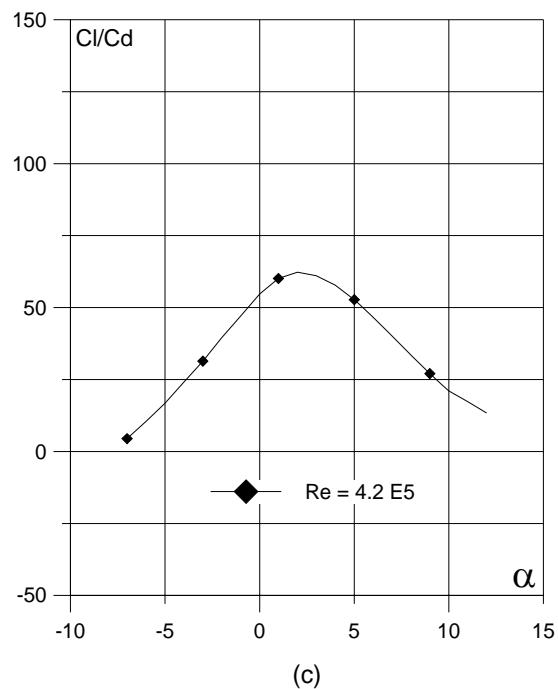
(a)

Curvas aerodinámicas  
experimentales del perfil  
GOE 508.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.2%.

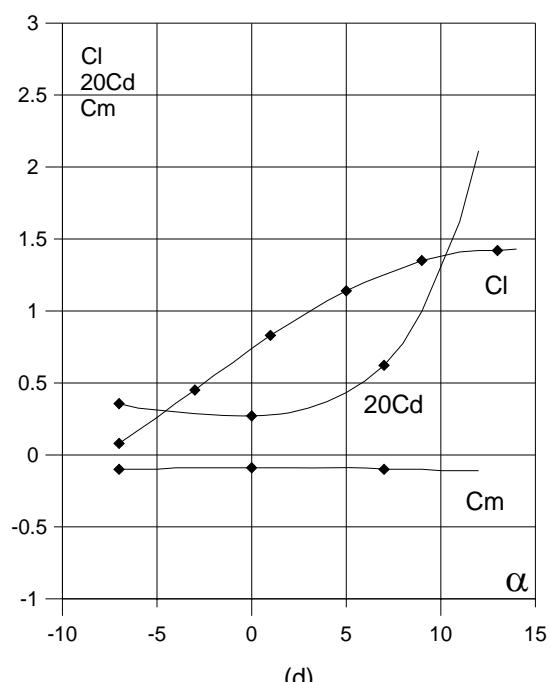


(b)

Fig. 5.8.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil GOE 508.



(c)



(d)

Fig. 5.8.1. (c) Curvas de Cl/Cd y  
(d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque  
del perfil GOE 508.

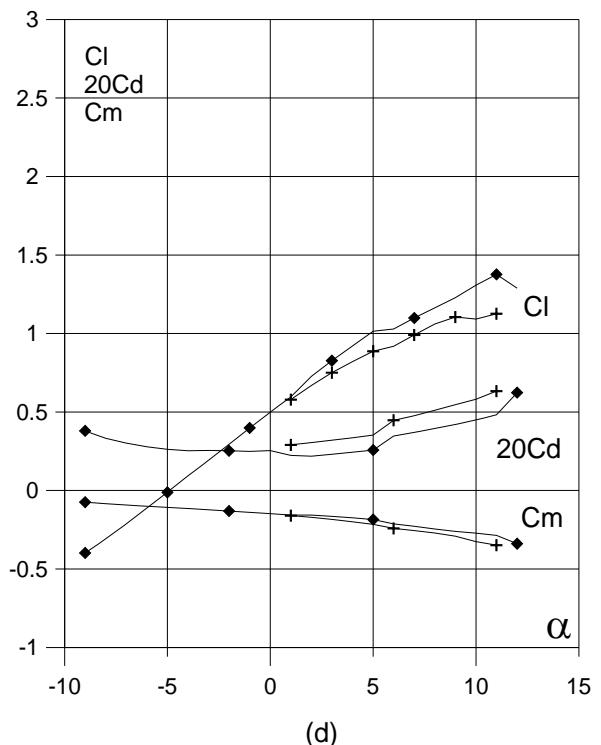
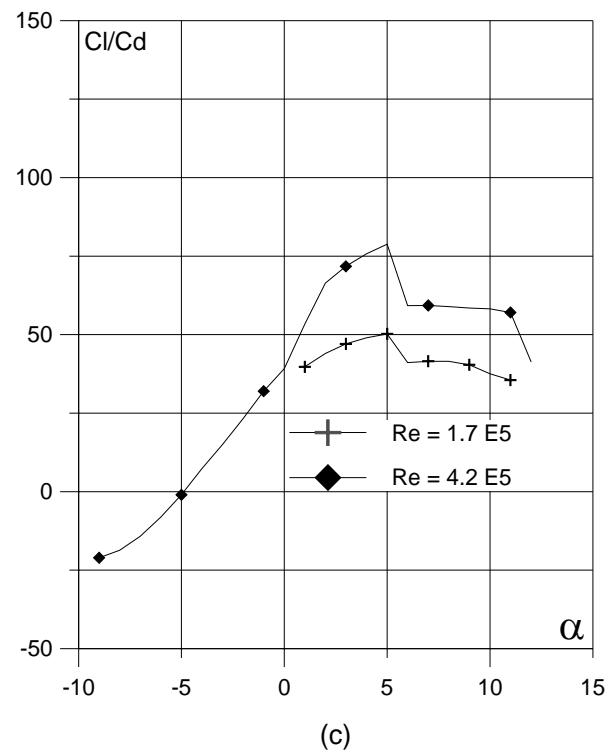
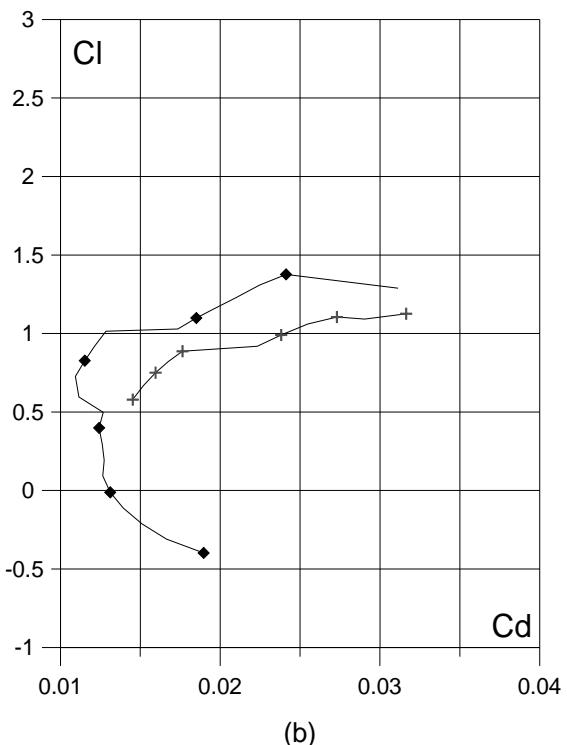
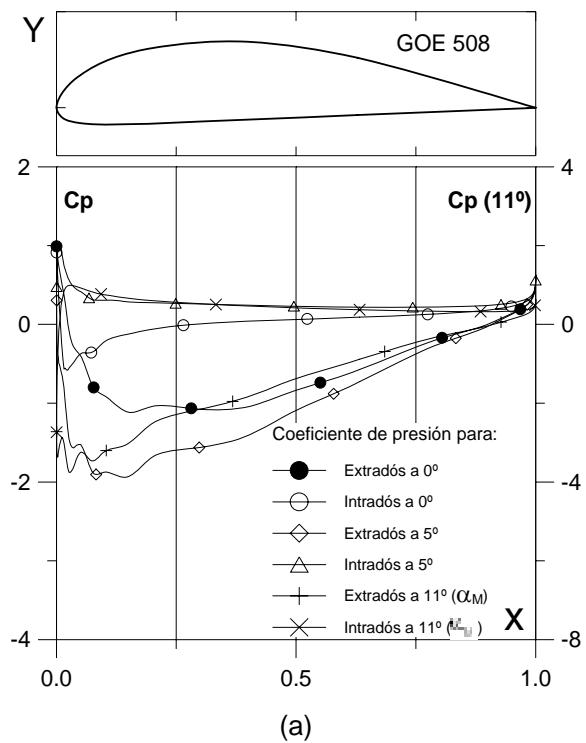
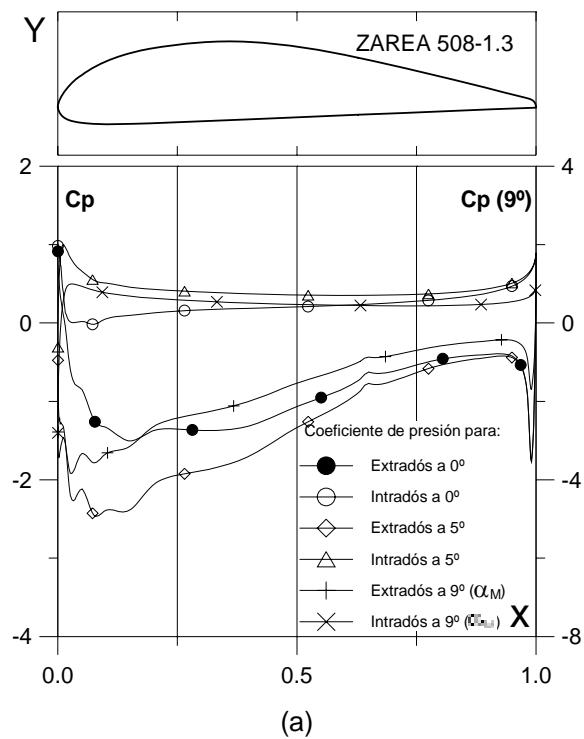
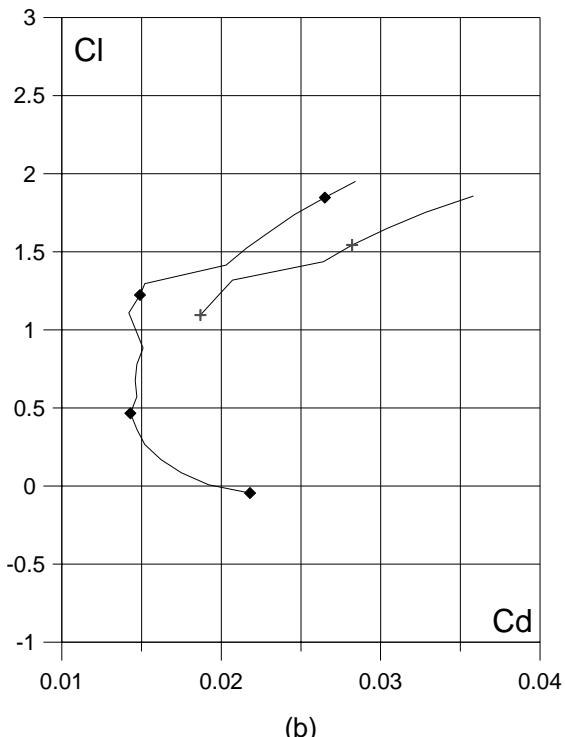


Fig. 5.8.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$ ) vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 508.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.8.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 508.

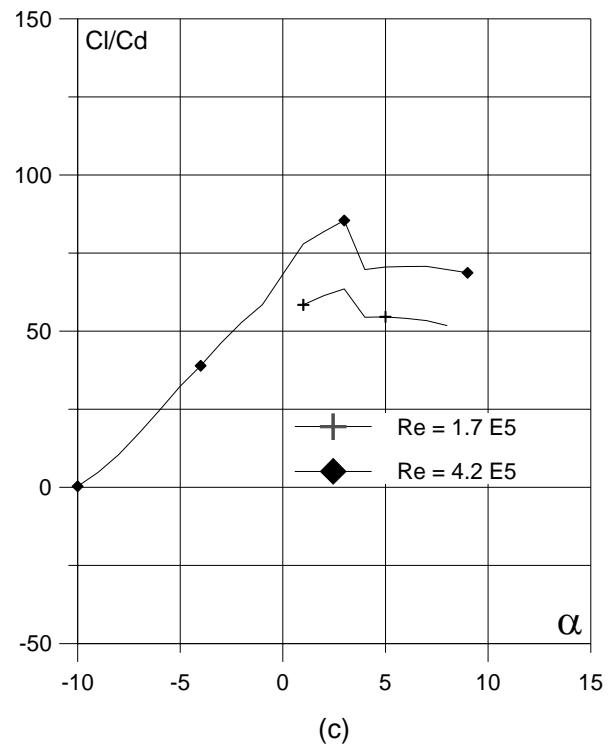


(a)

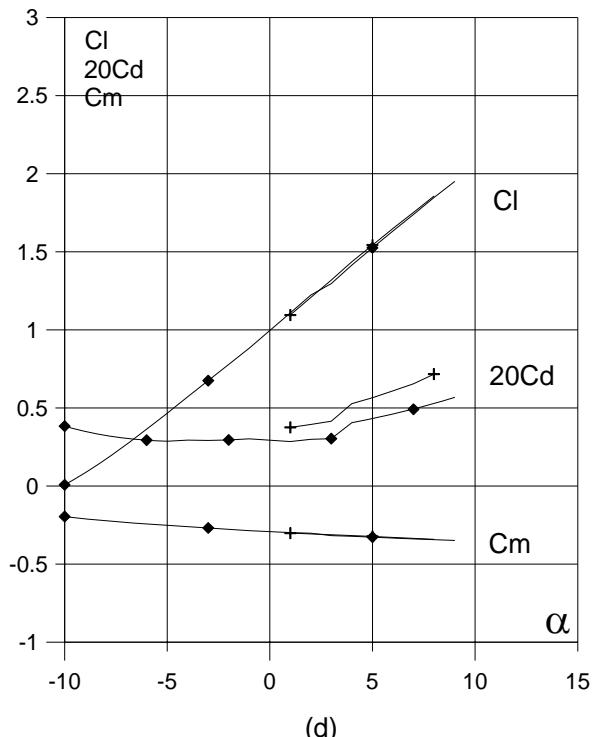


(b)

Fig. 5.8.2.1.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.3.  
 Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 5.8.2.1.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 508-1.3.

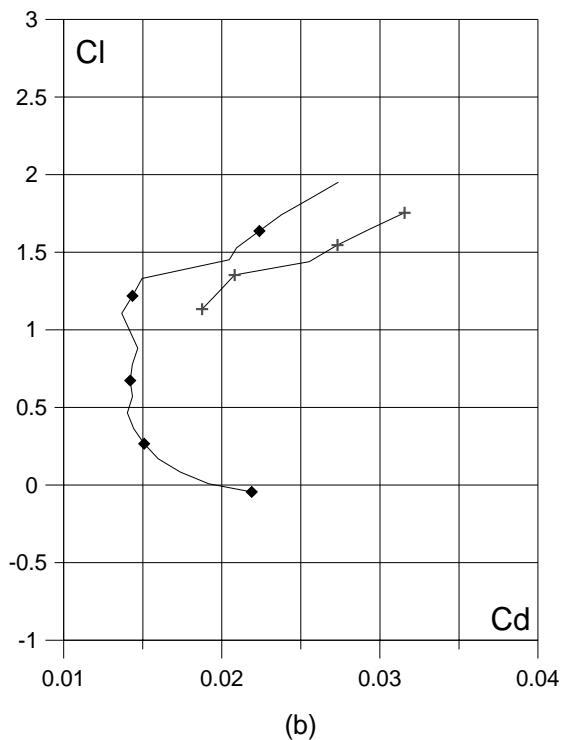
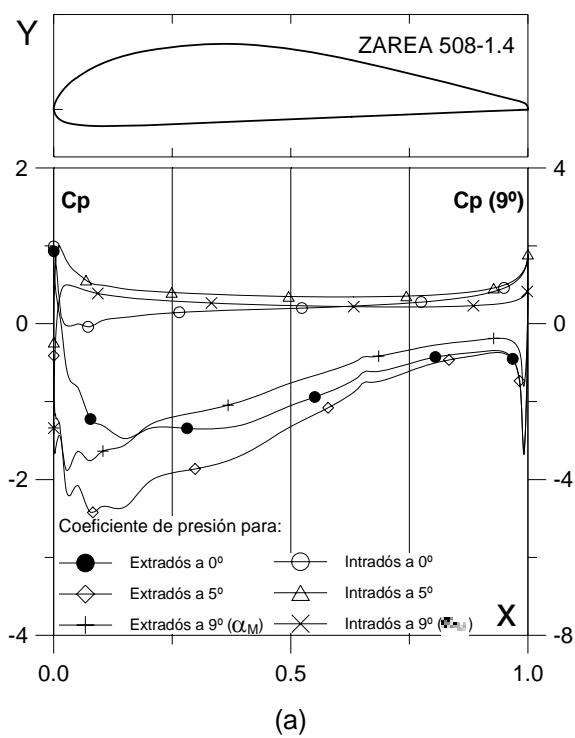


Fig. 5.8.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

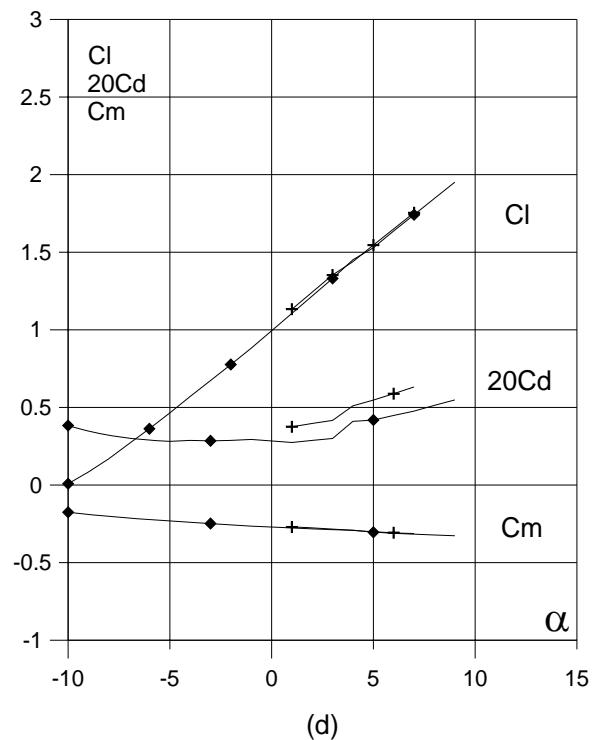
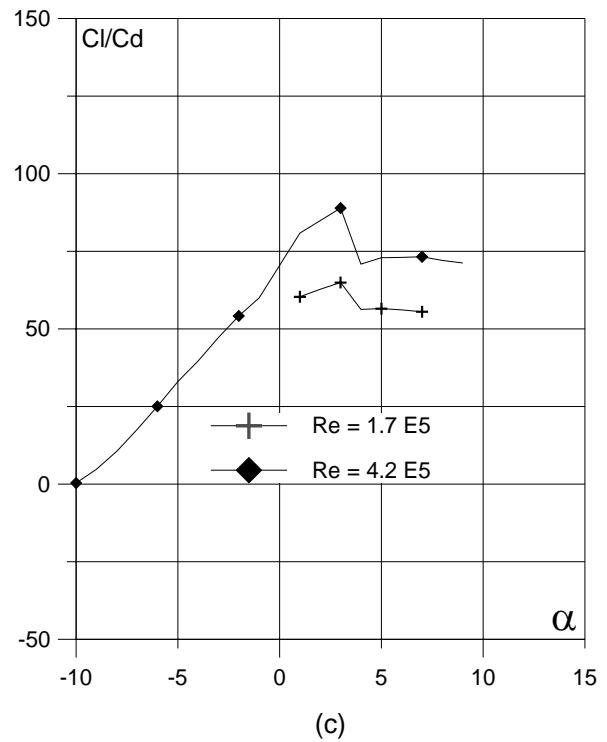


Fig. 5.8.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 508-1.4.  
 Perfil óptimo.

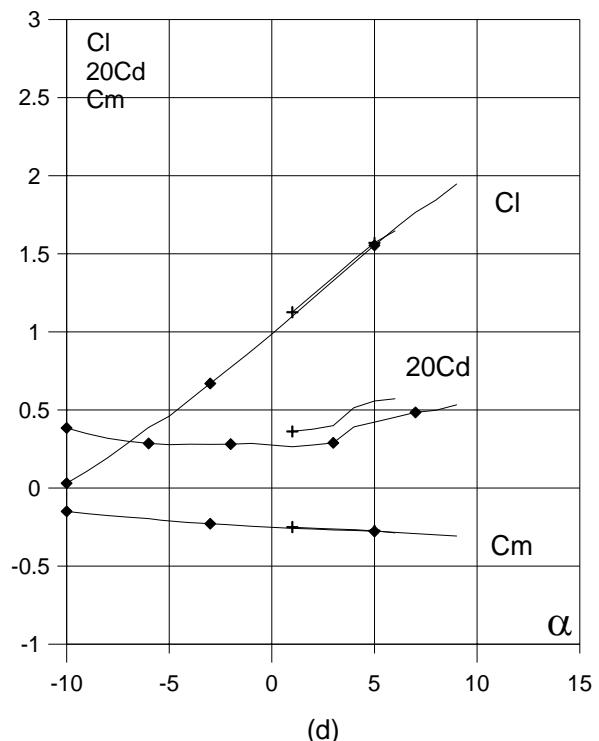
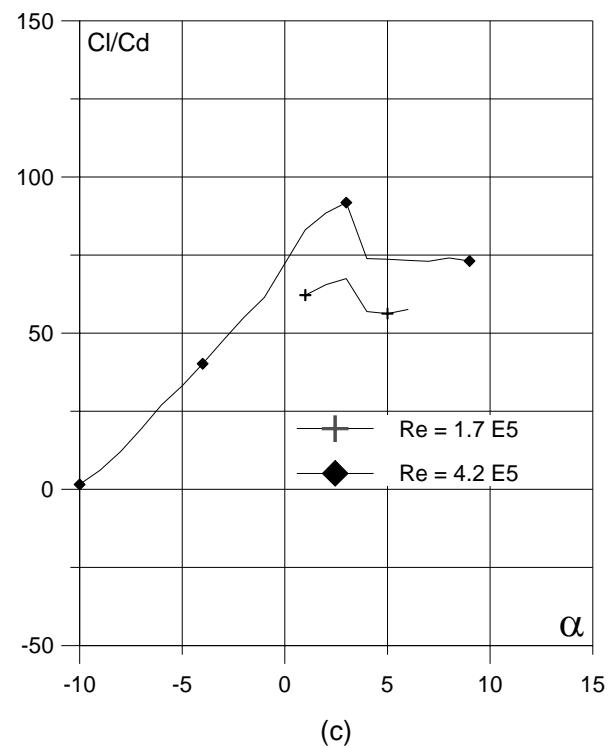
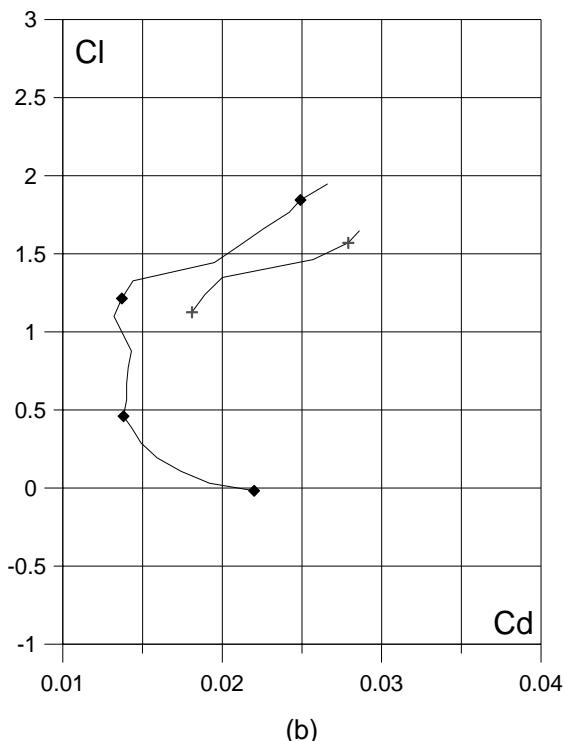
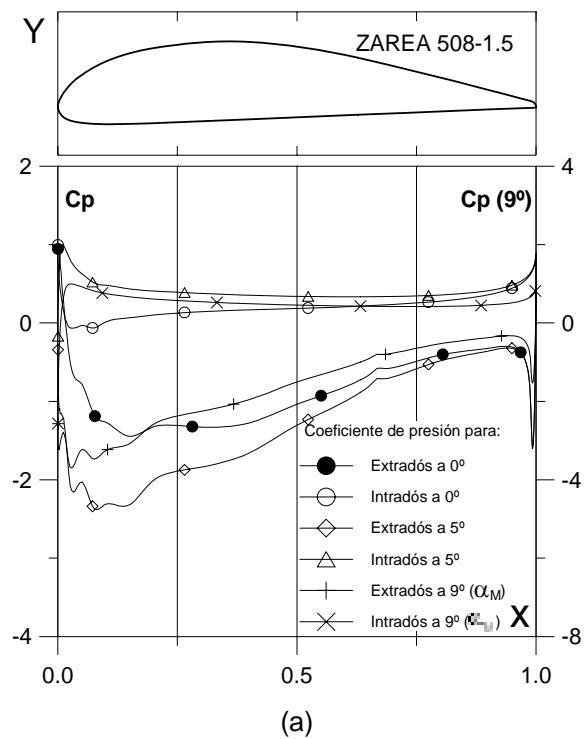


Fig. 5.8.2.1.5. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.5.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.8.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 508-1.5.

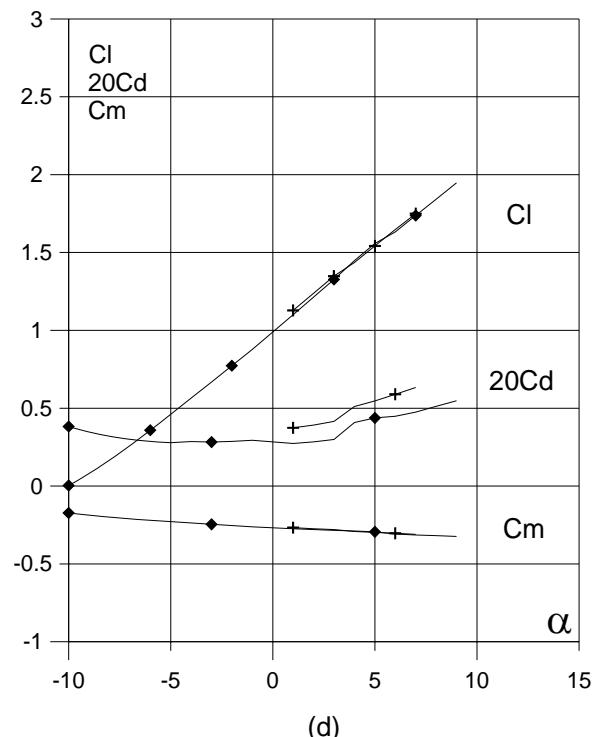
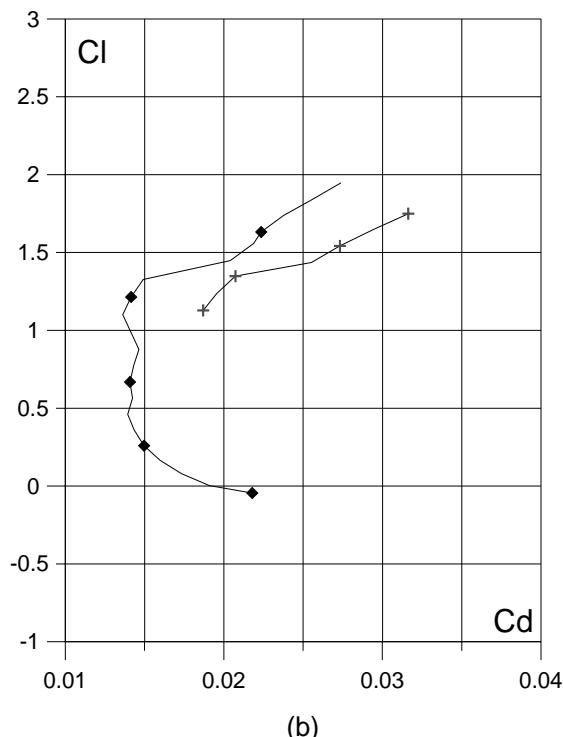
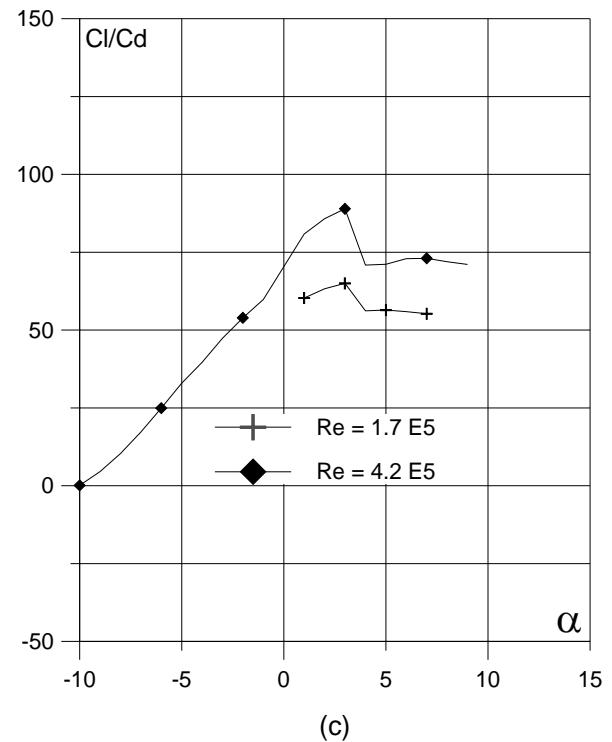
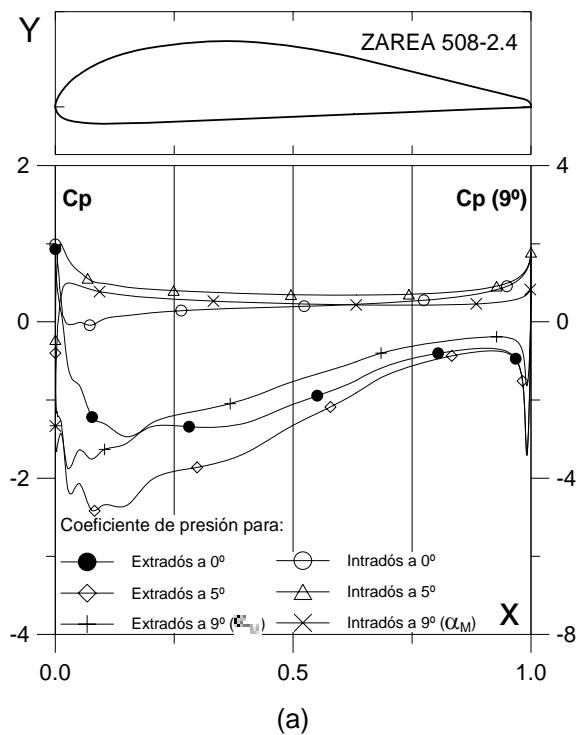


Fig. 5.8.2.2.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-2.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.8.2.2.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 508-2.4.

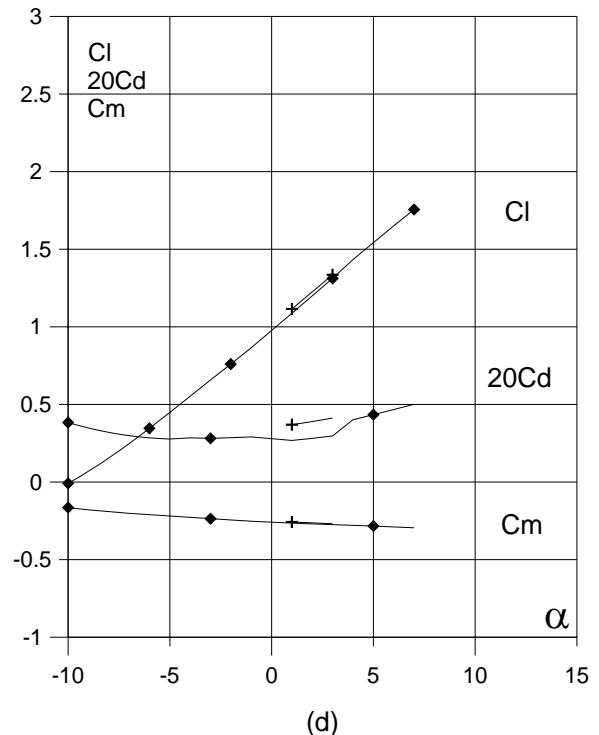
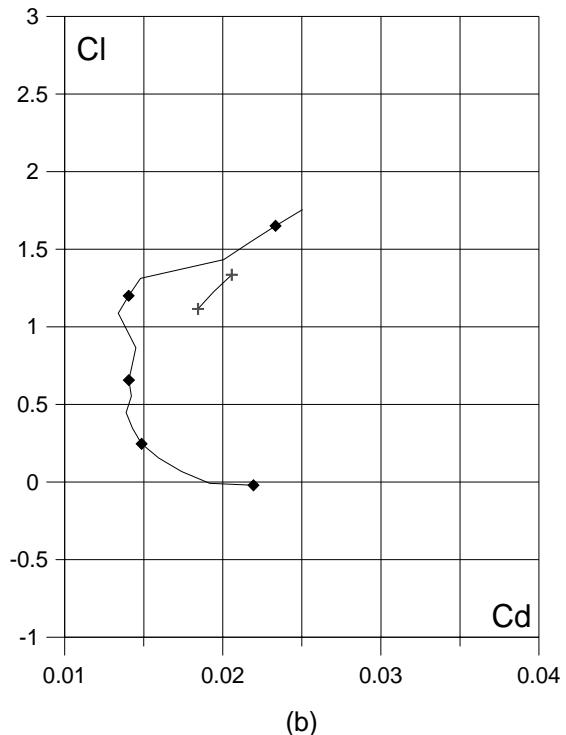
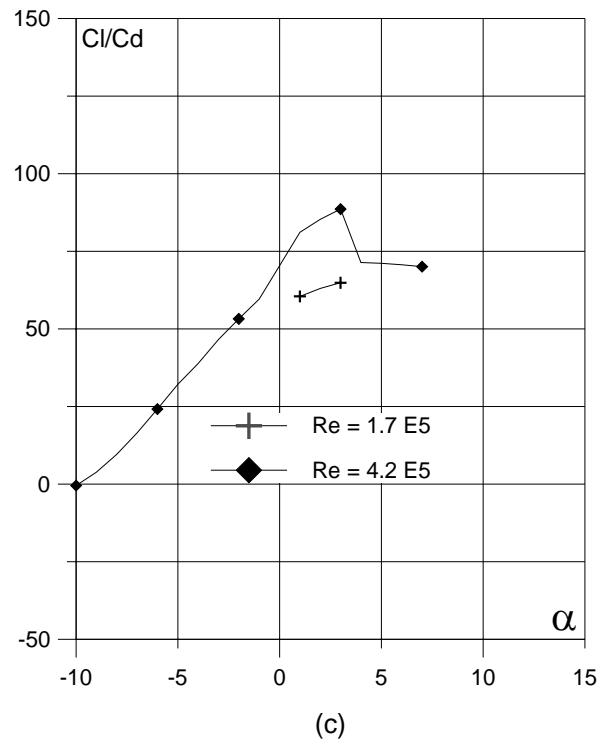
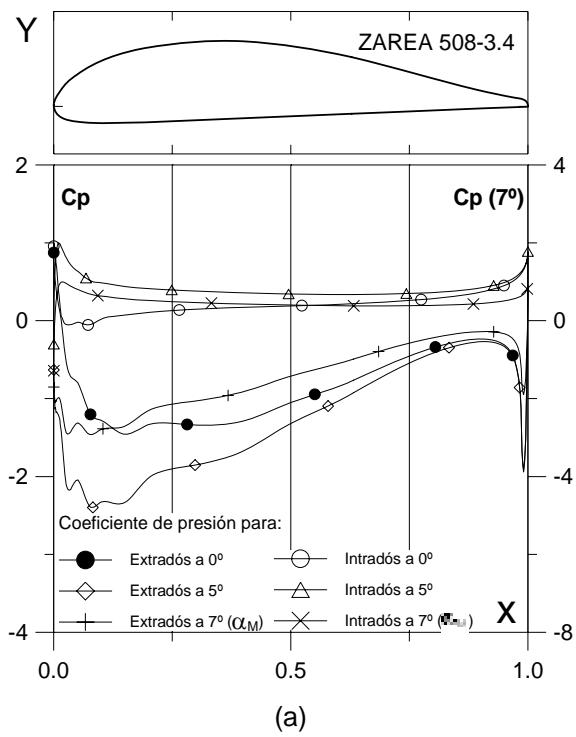


Fig. 5.8.2.3.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \text{ E}5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-3.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.8.2.3.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 508-3.4.

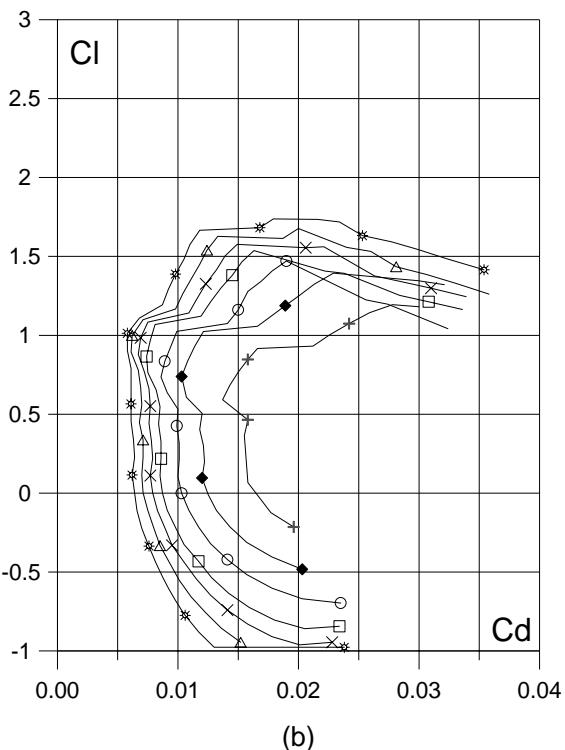
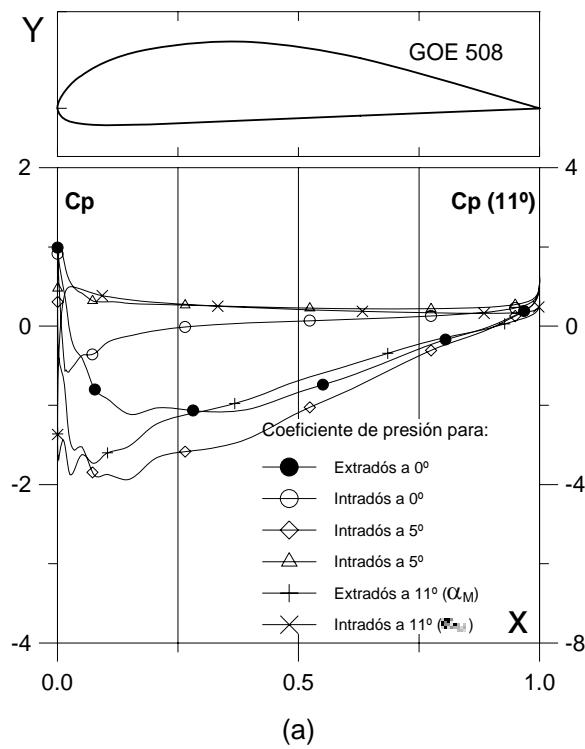


Fig. 5.8.3. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 508.  
 Met. Panel y Capa Límite.

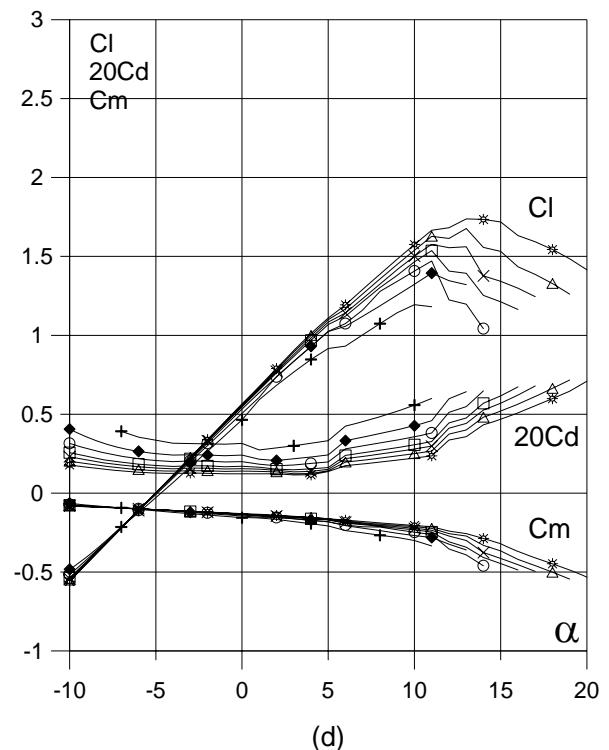
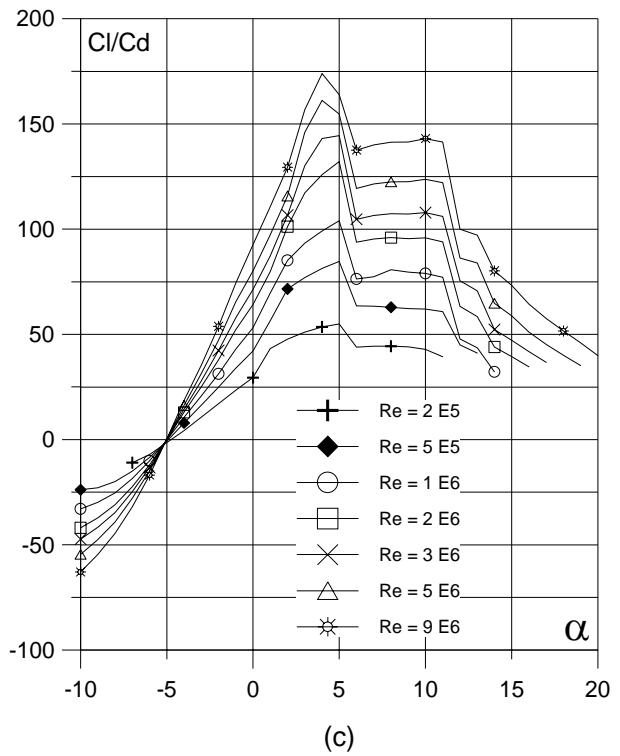


Fig. 5.8.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 508.

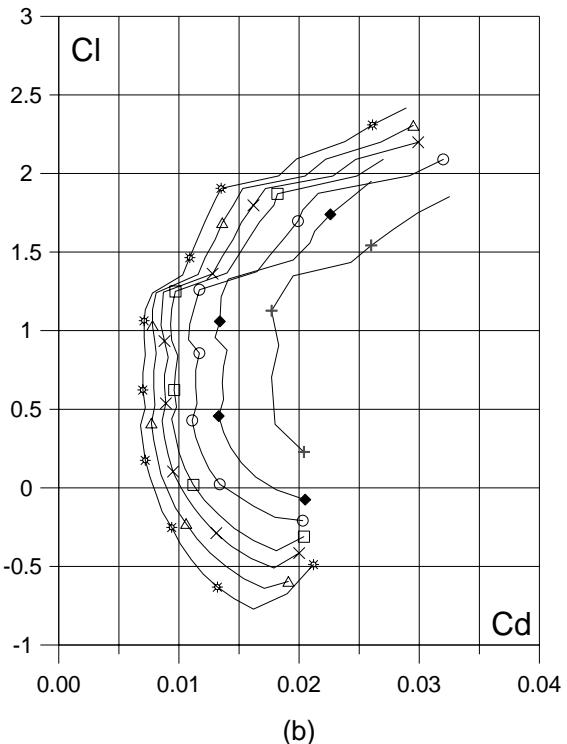
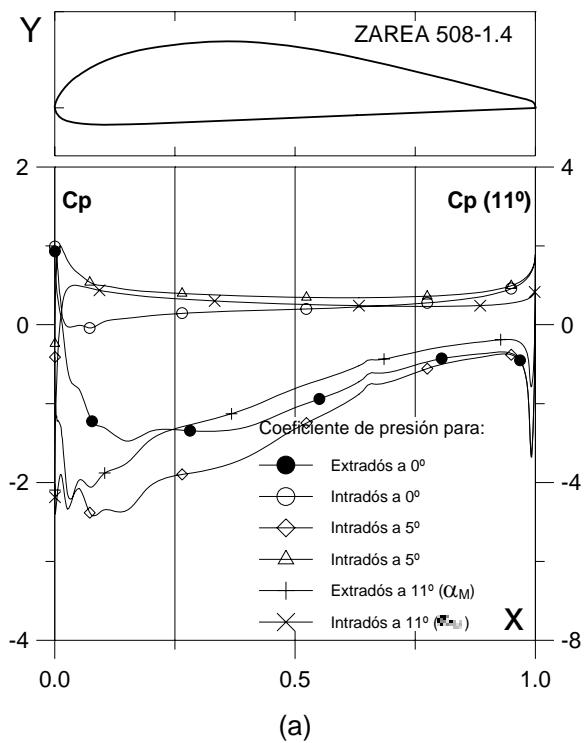


Fig. 5.8.3.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ : para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 508-1.4. Met. Panel y Capa Límite.

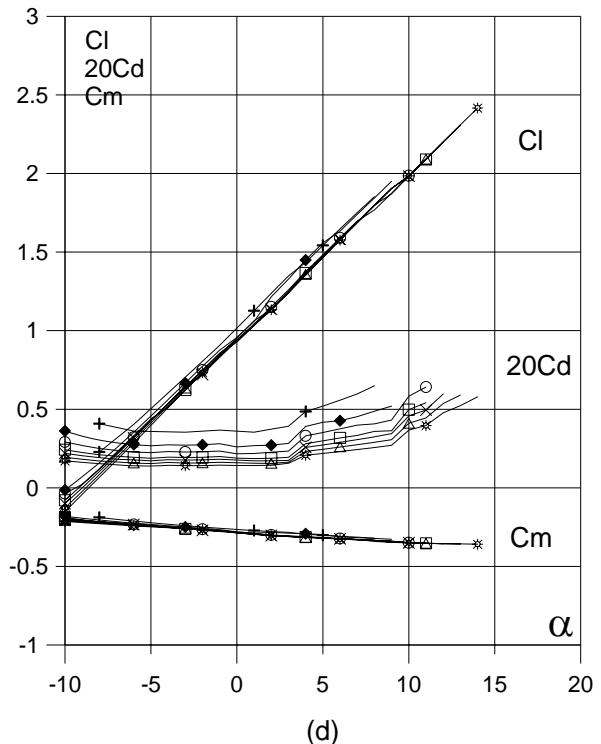
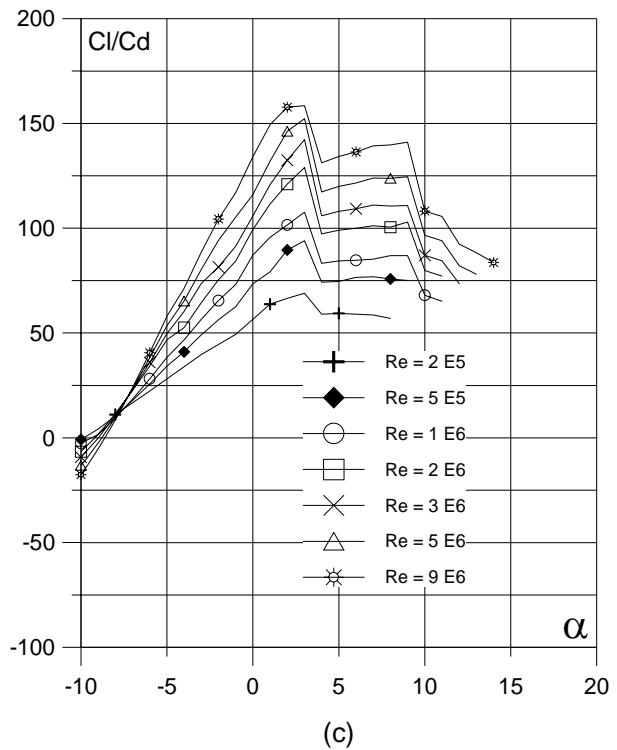
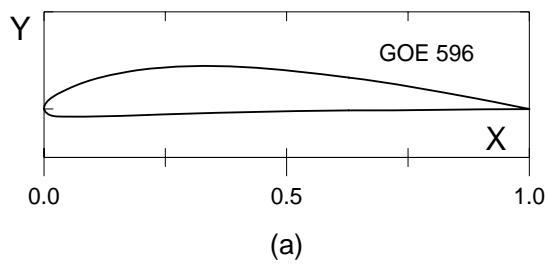


Fig. 5.8.3.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 508-1.4. Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil GOE 596.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.2%.

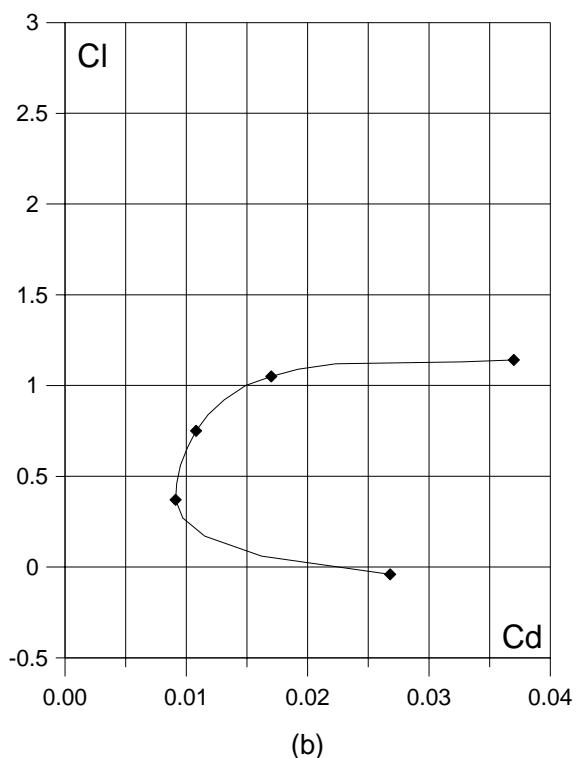


Fig. 5.9.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil GOE 596.

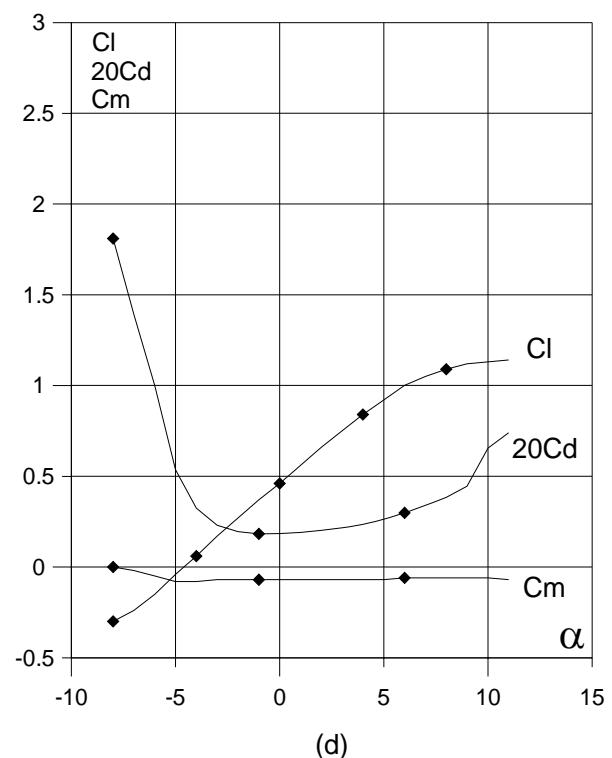
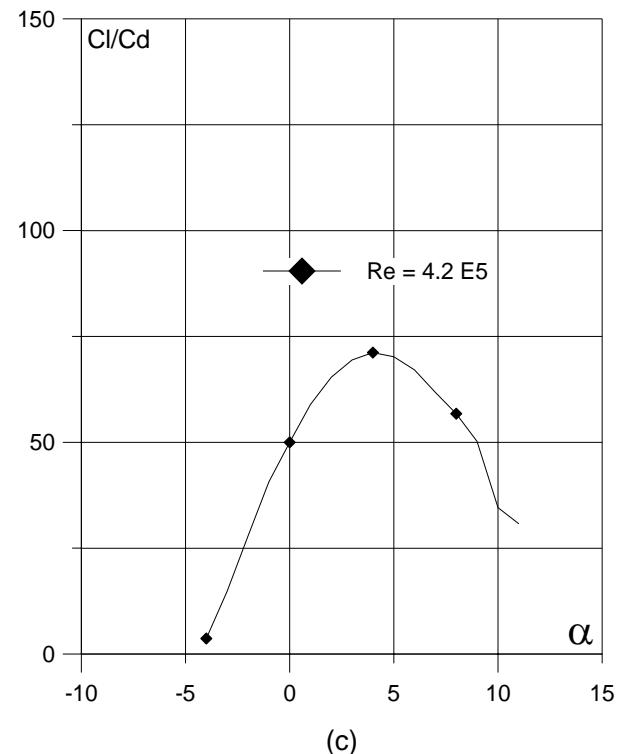


Fig. 5.9.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil GOE 596.

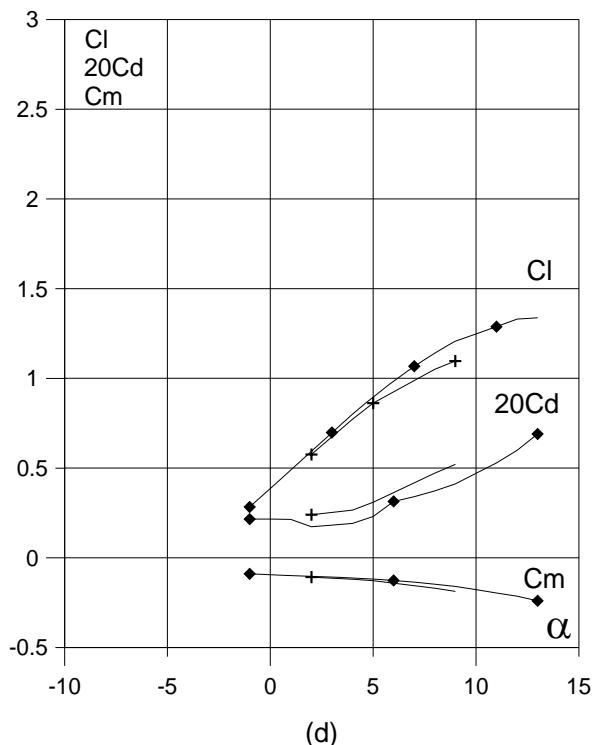
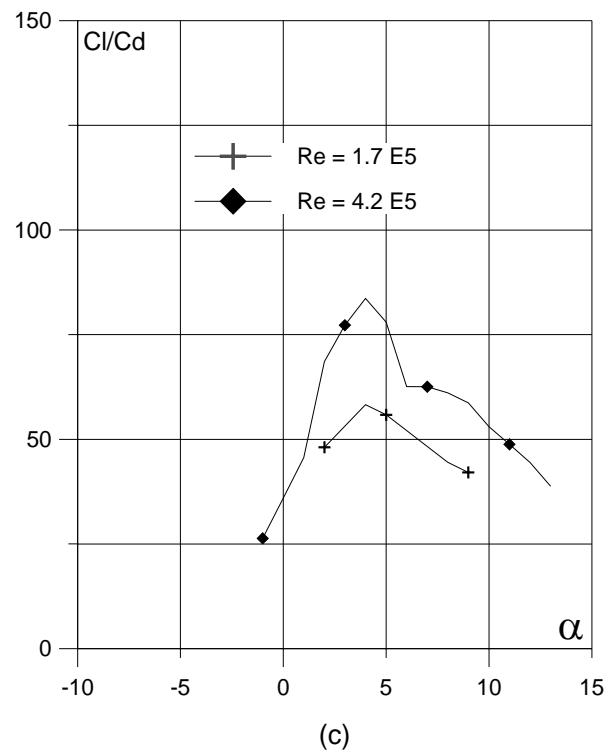
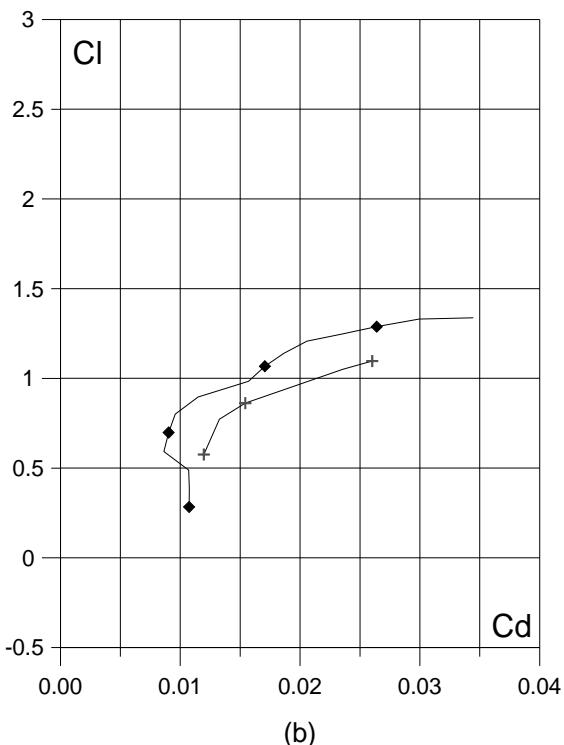
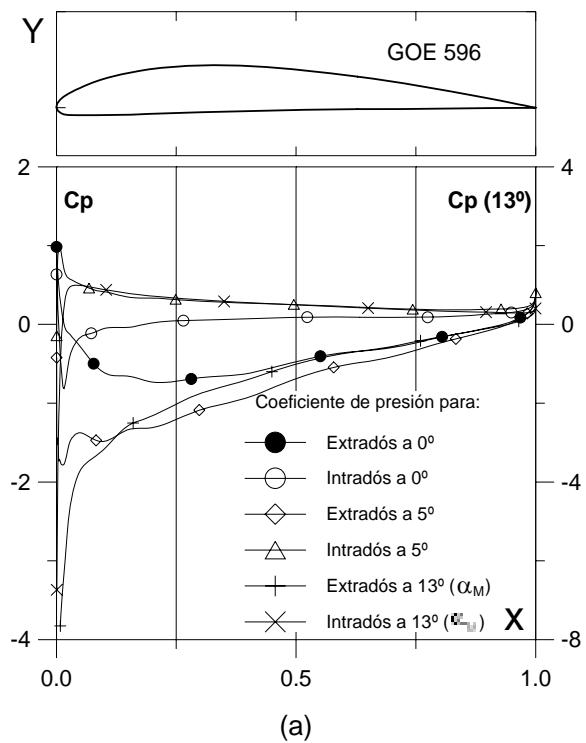


Fig. 5.9.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M: \square)$  para  $Cl_{max}$ ) vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 596.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.9.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 596.

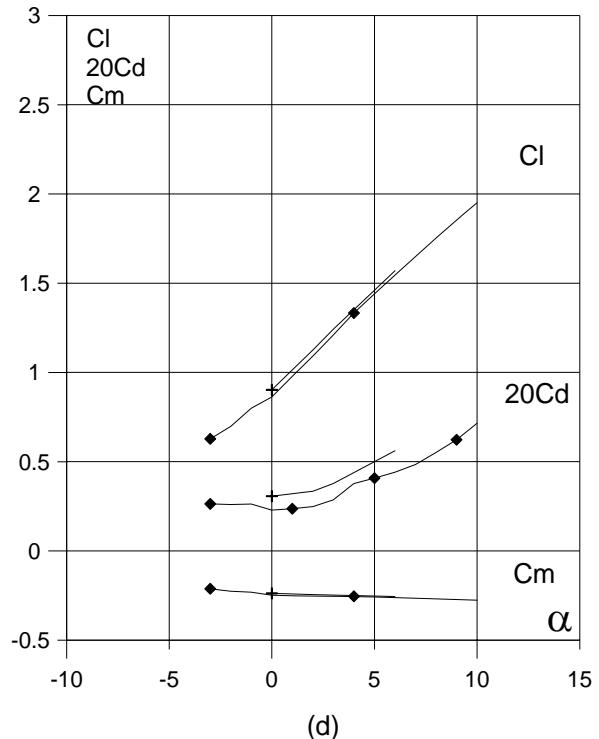
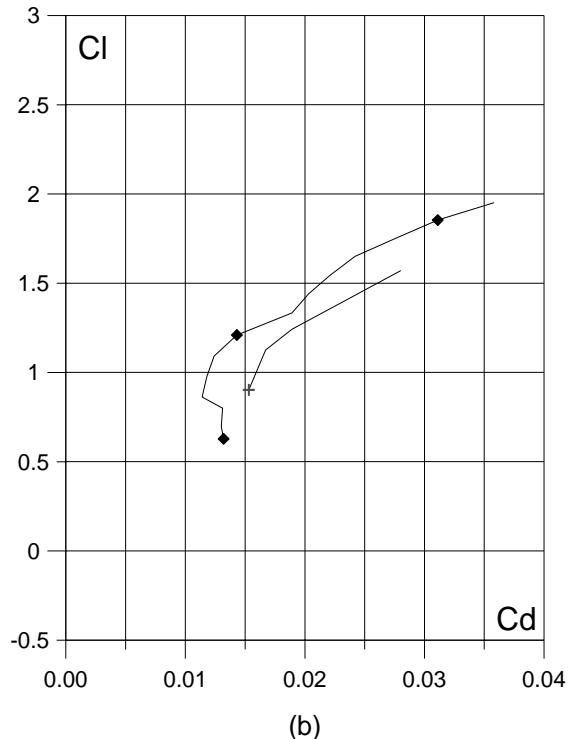
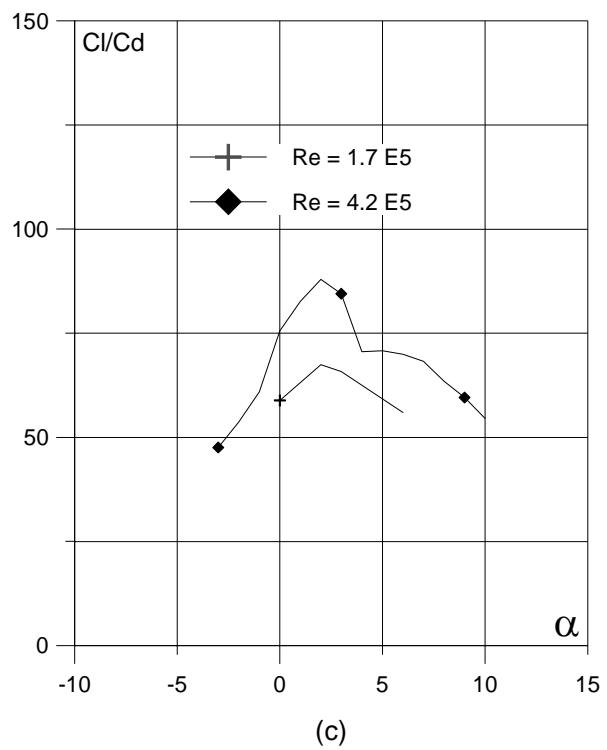
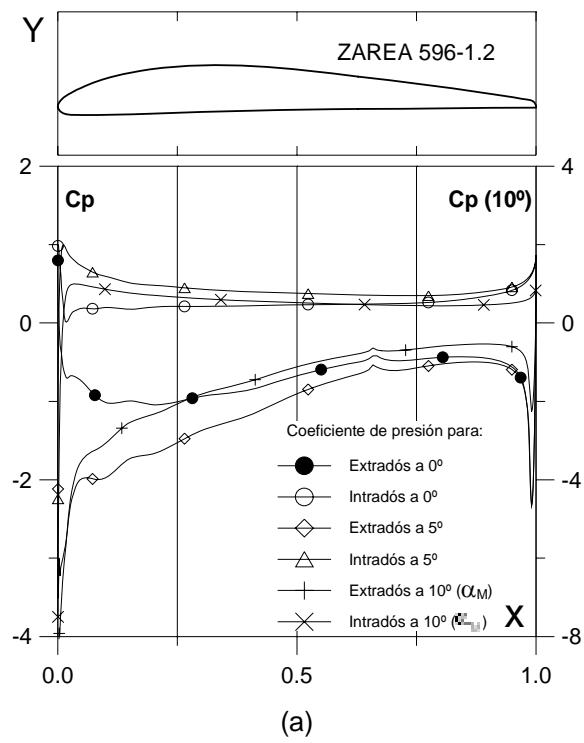


Fig. 5.9.2.1.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } 10^\circ)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.2. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.9.2.1.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 596-1.2.

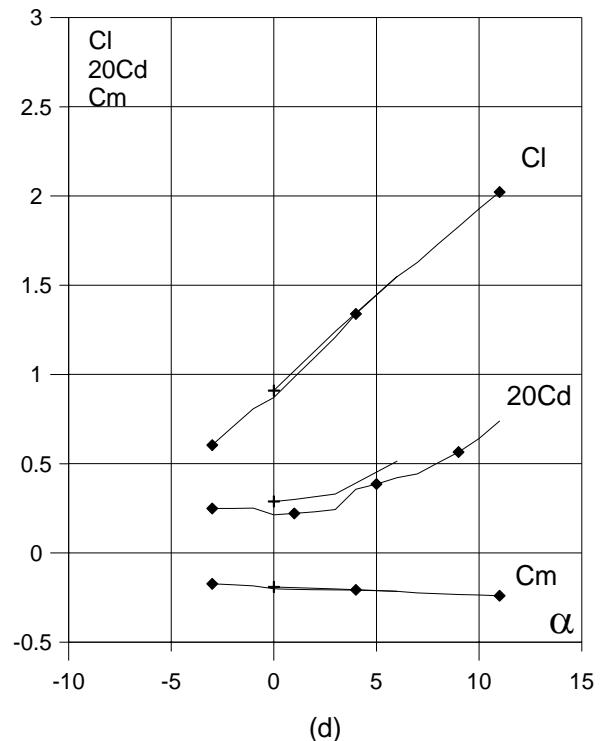
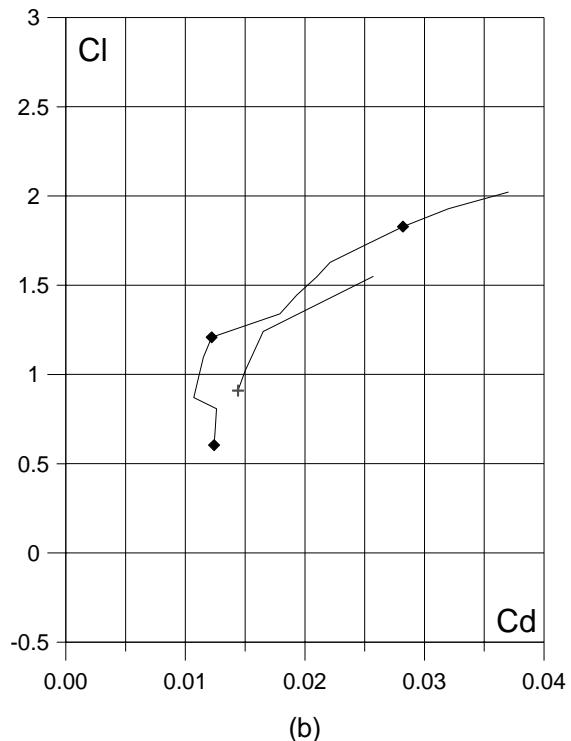
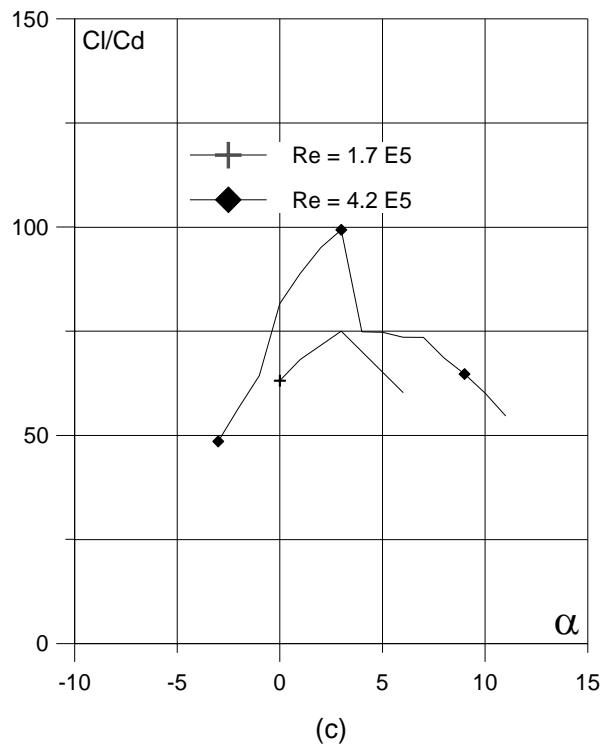
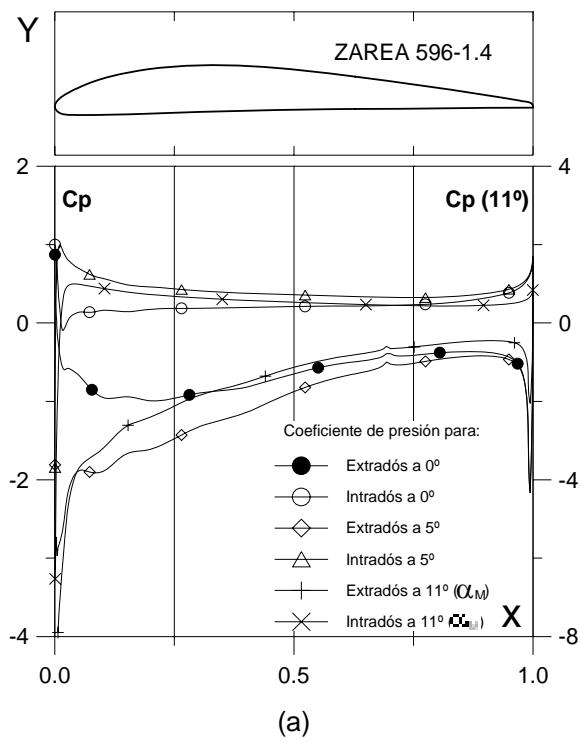
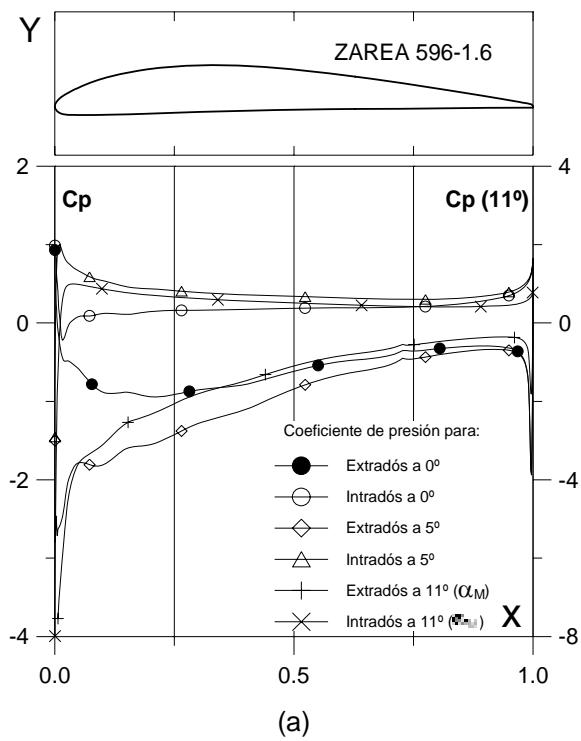
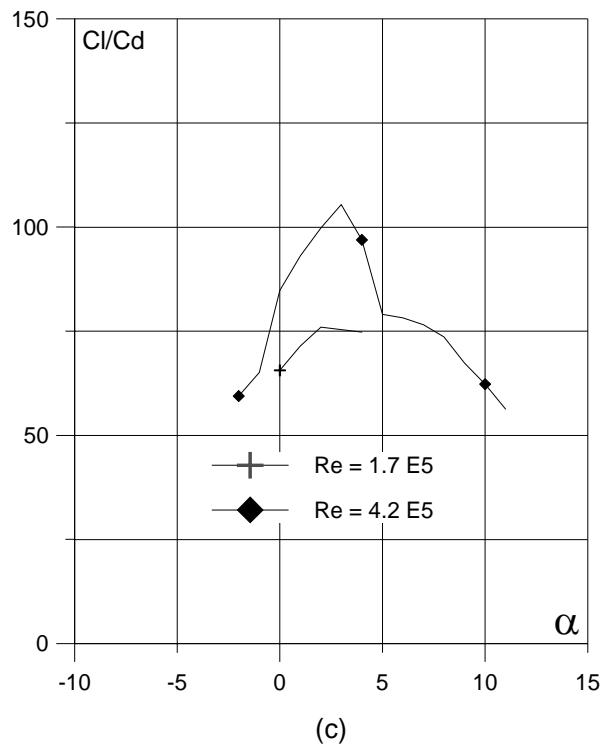


Fig. 5.9.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

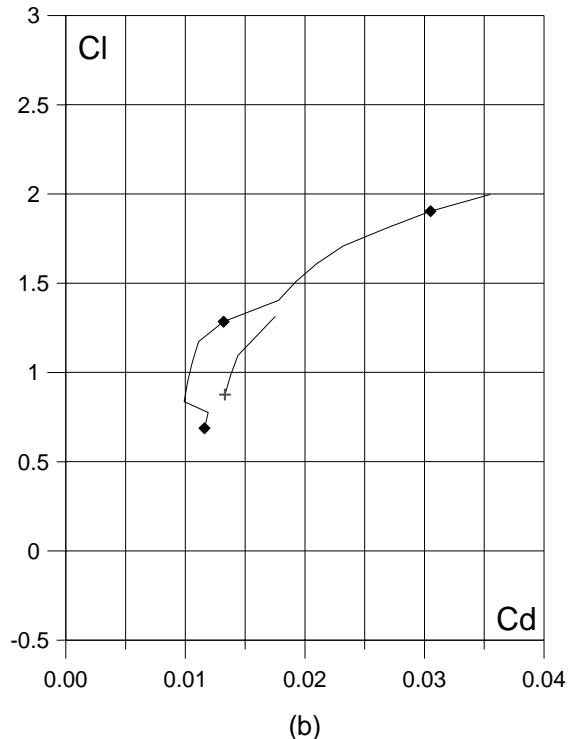
Fig. 5.9.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 596-1.4.



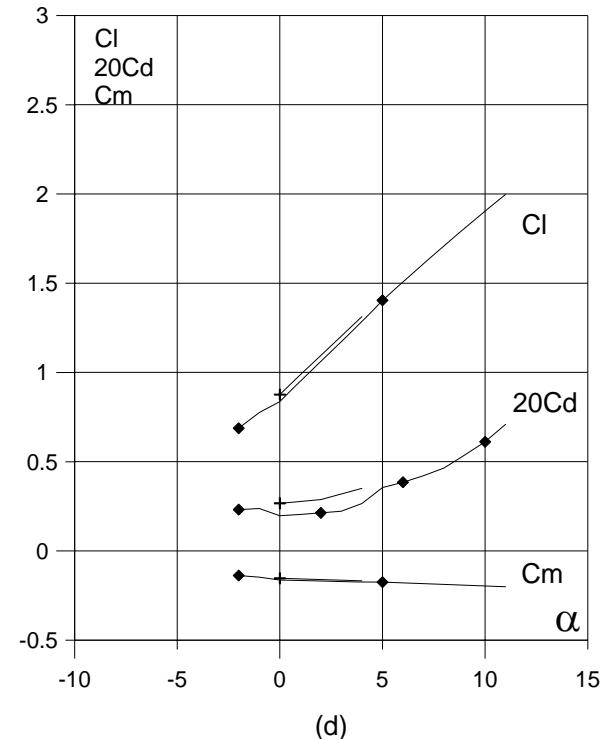
(a)



(c)



(b)



(d)

Fig. 5.9.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.9.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 596-1.6.  
 perfil óptimo.

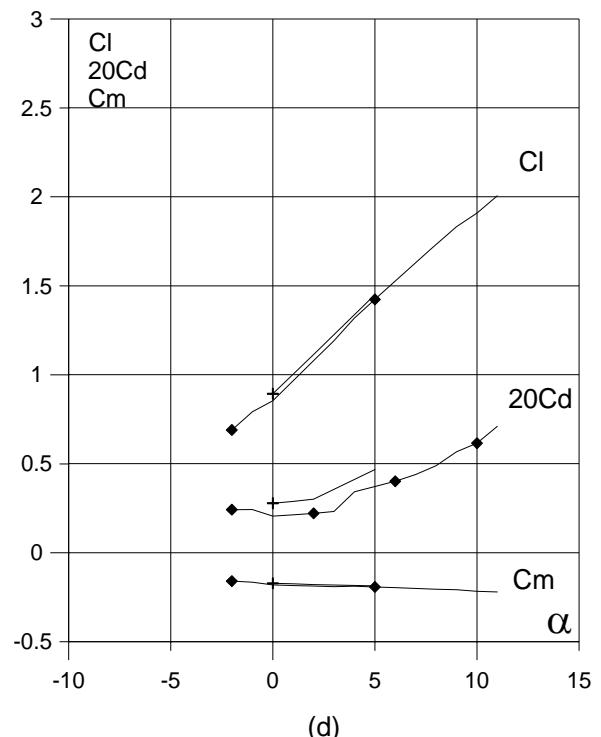
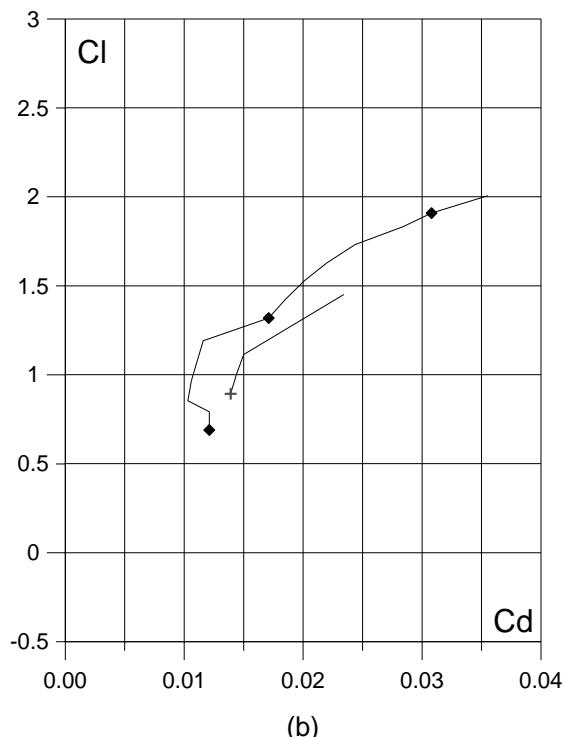
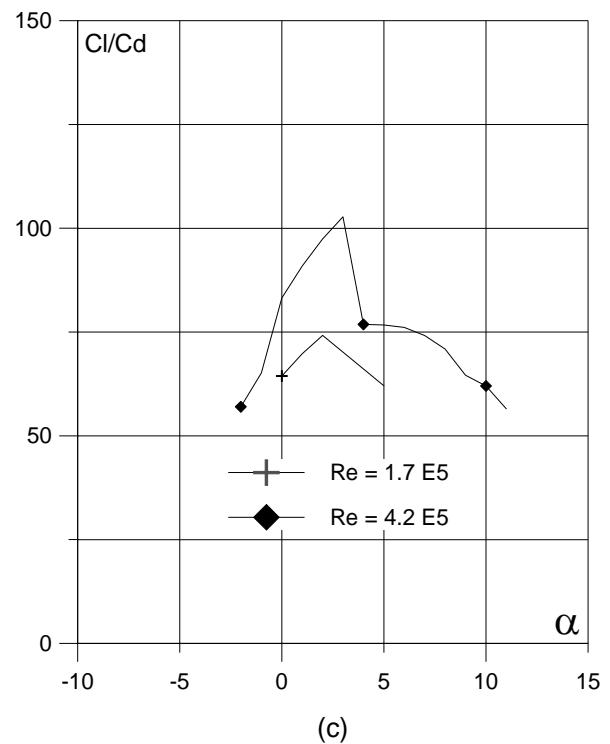
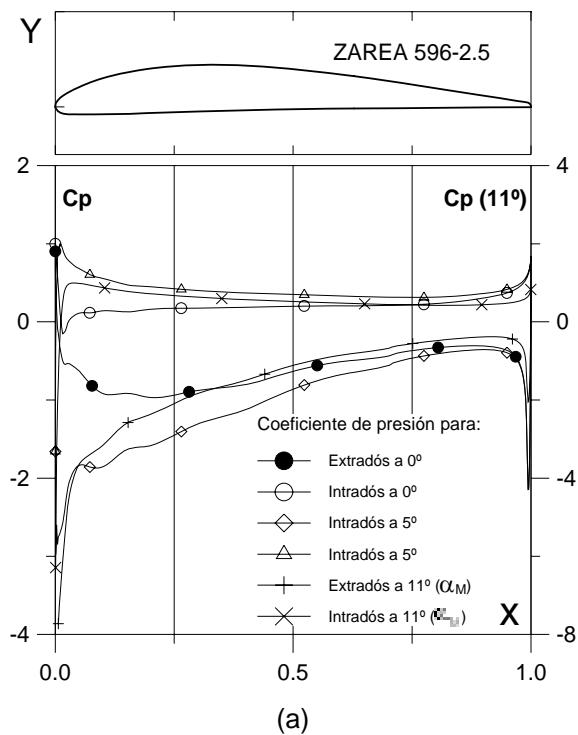


Fig. 5.9.2.2.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-2.5.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.9.2.2.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 596-2.5.

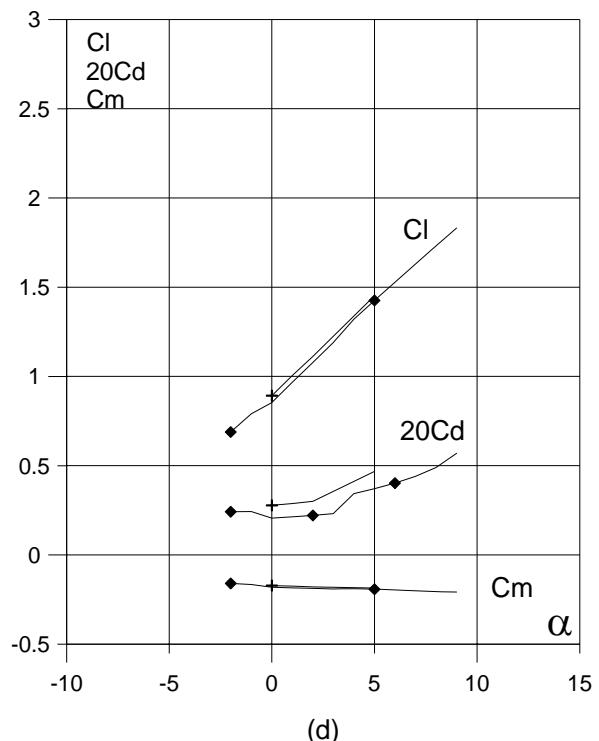
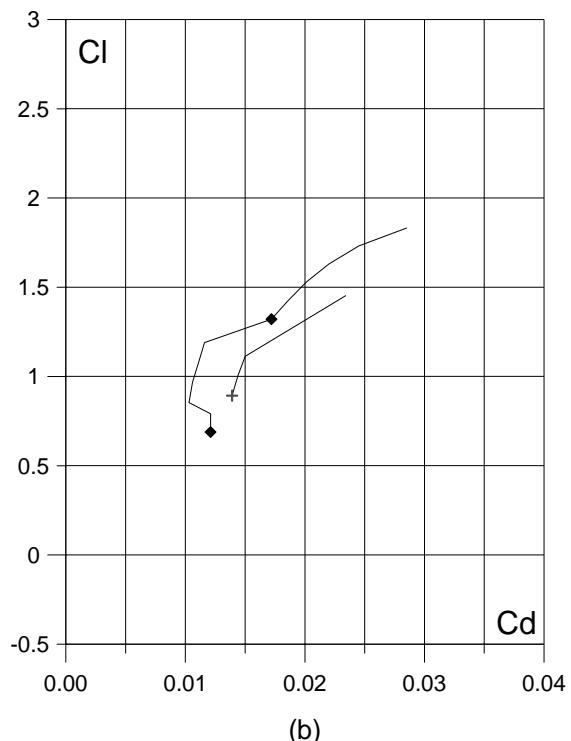
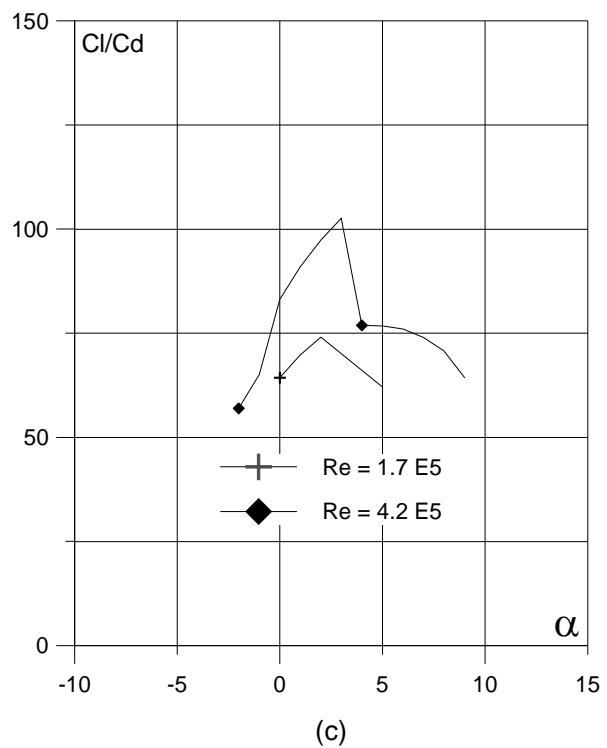
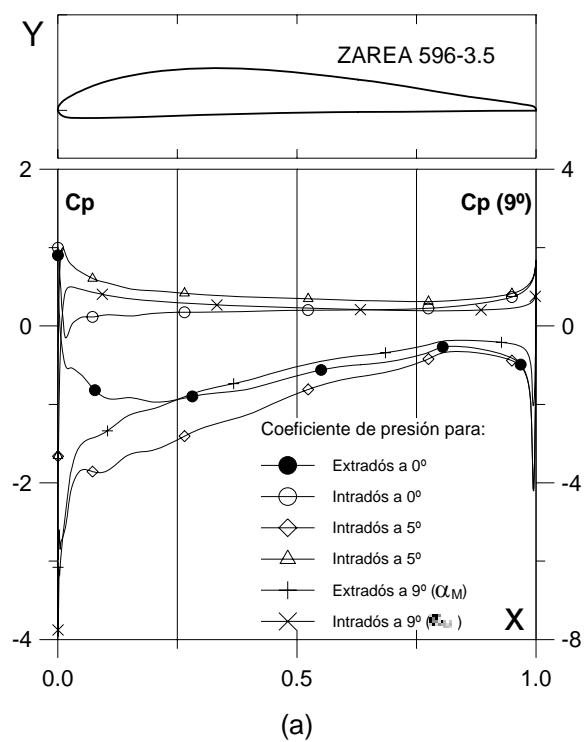
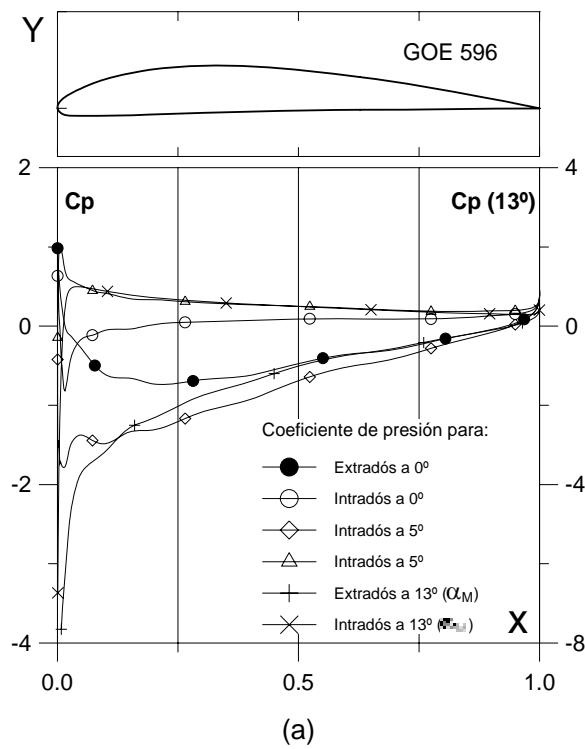
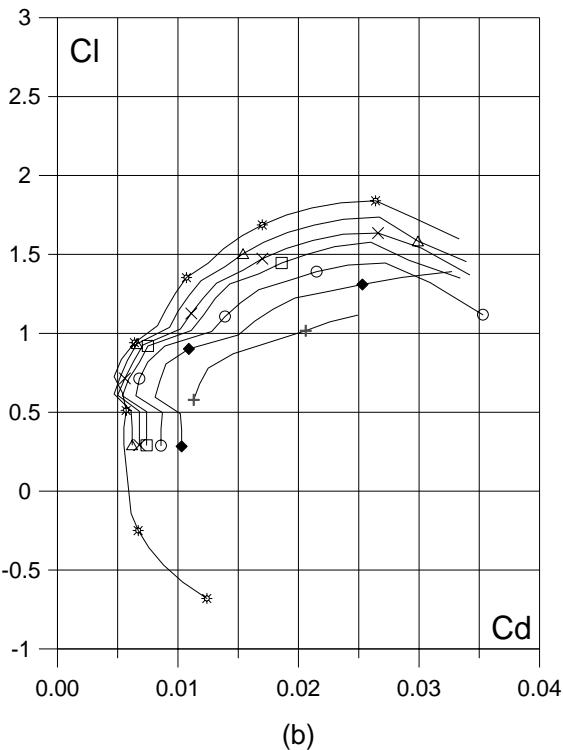


Fig. 5.9.2.3.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\square$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \text{ E}5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-3.5.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.9.2.3.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 596-3.5.

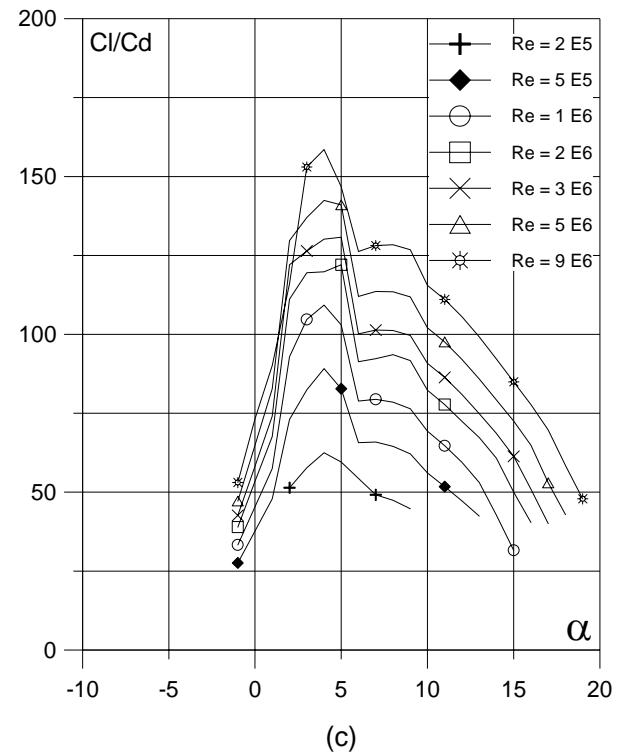


(a)

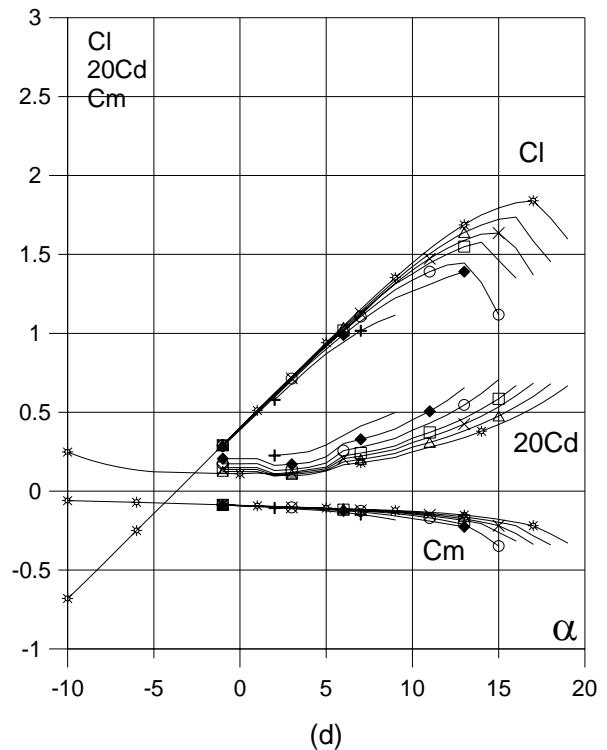


(b)

Fig. 5.9.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 596.  
 Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 5.9.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 596.

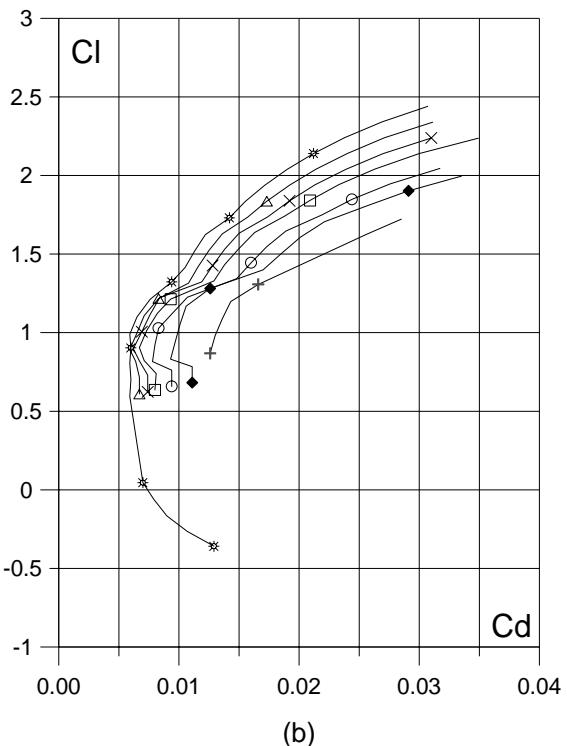
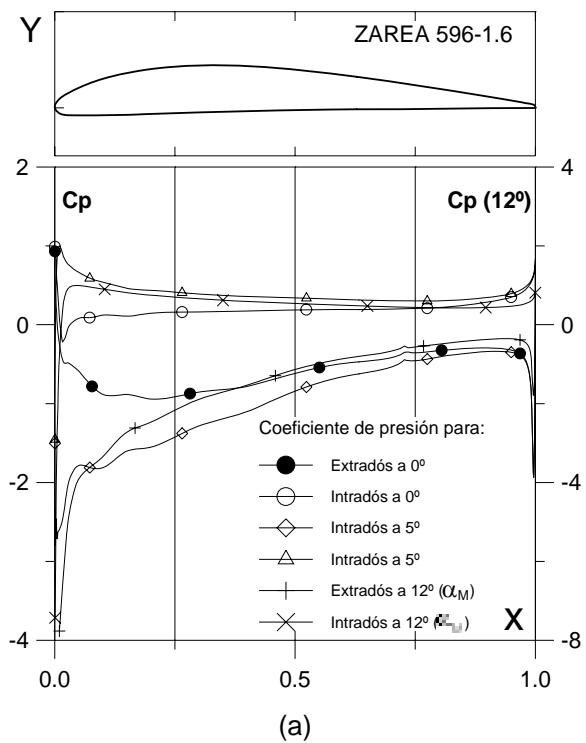


Fig. 5.9.3.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 596-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

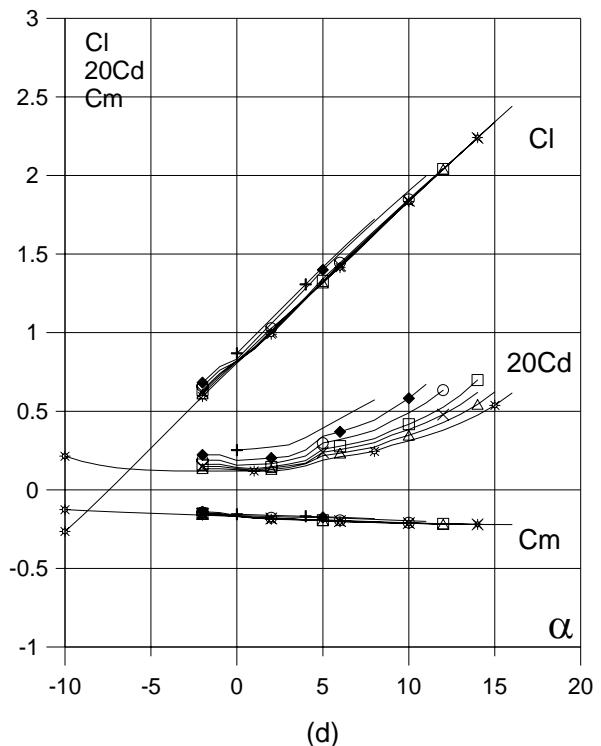
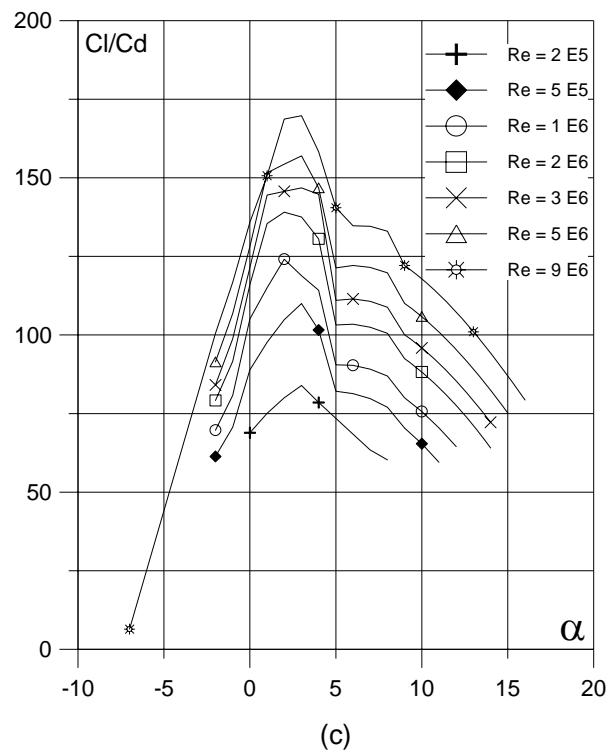
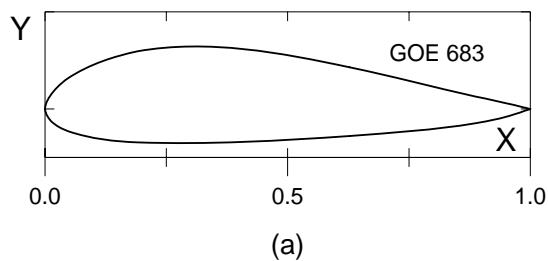


Fig. 5.9.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 596-1.6. Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil GOE 683.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.2%.

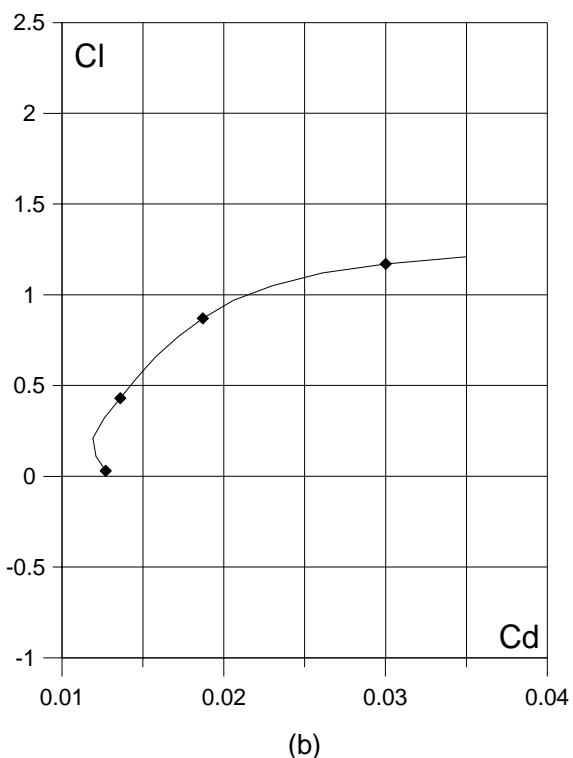


Fig. 5.10.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil GOE 683.

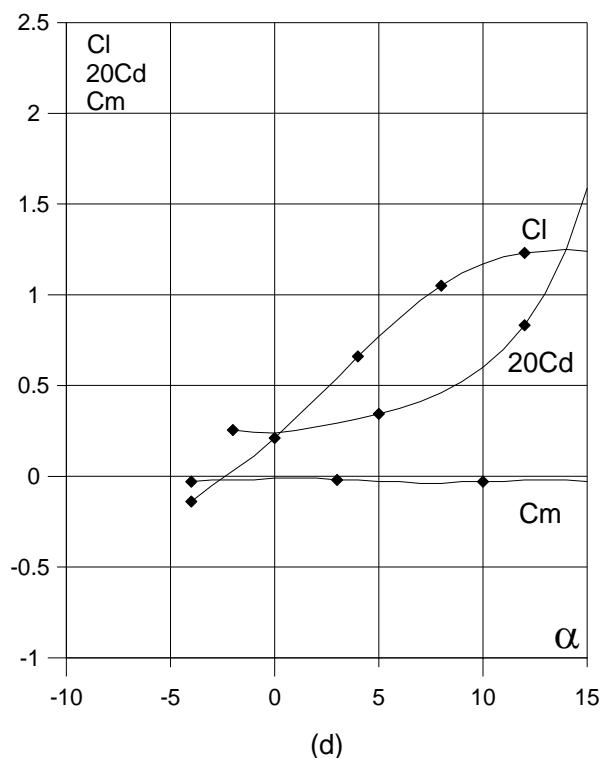
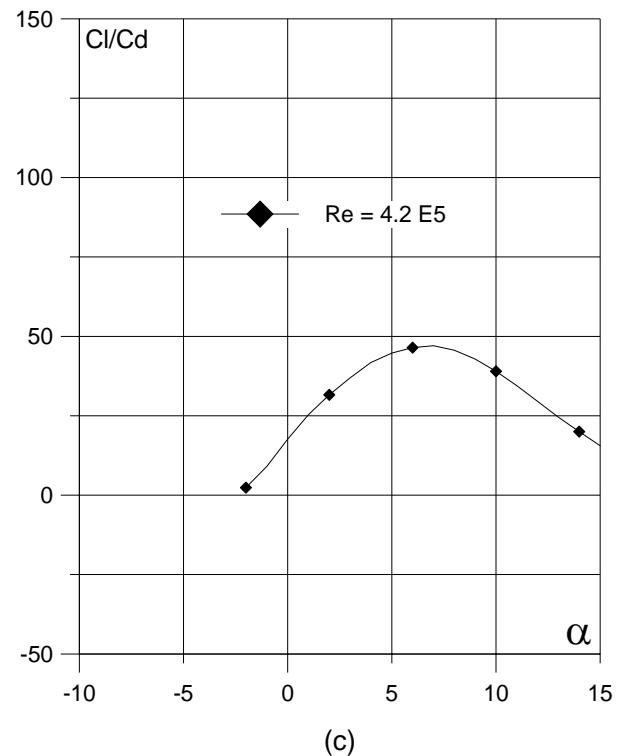


Fig. 5.10.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Angulo de ataque del perfil GOE 683.

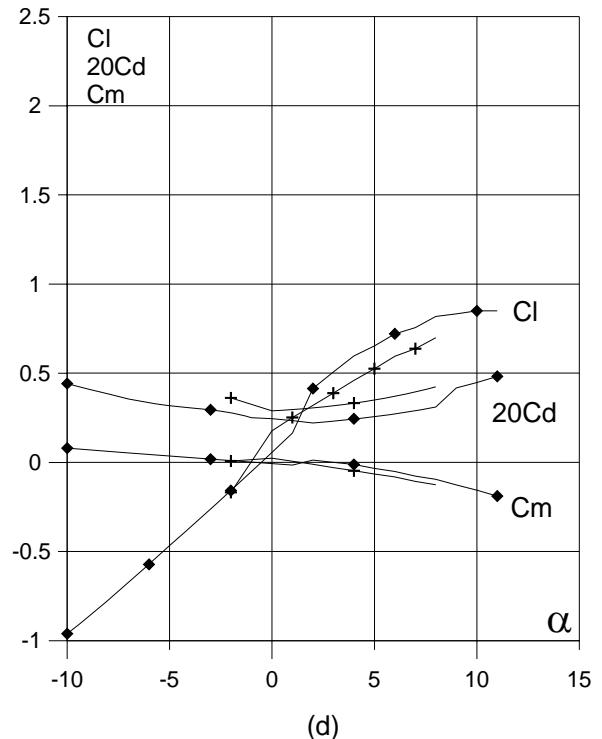
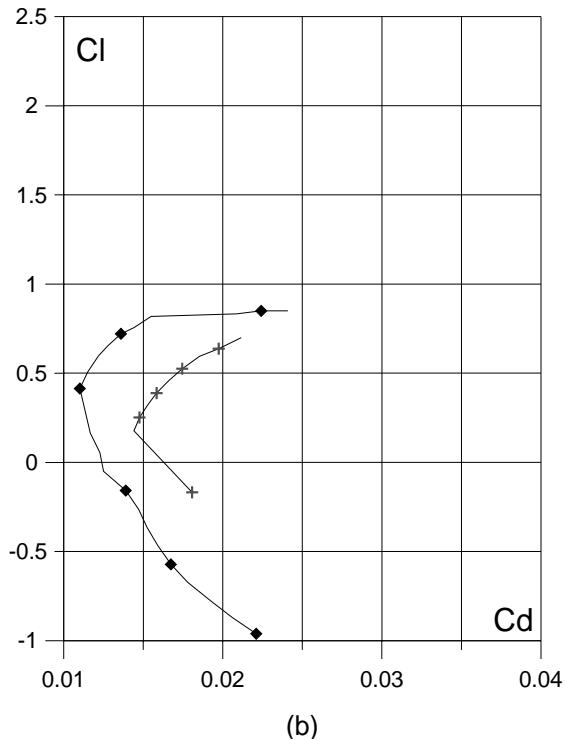
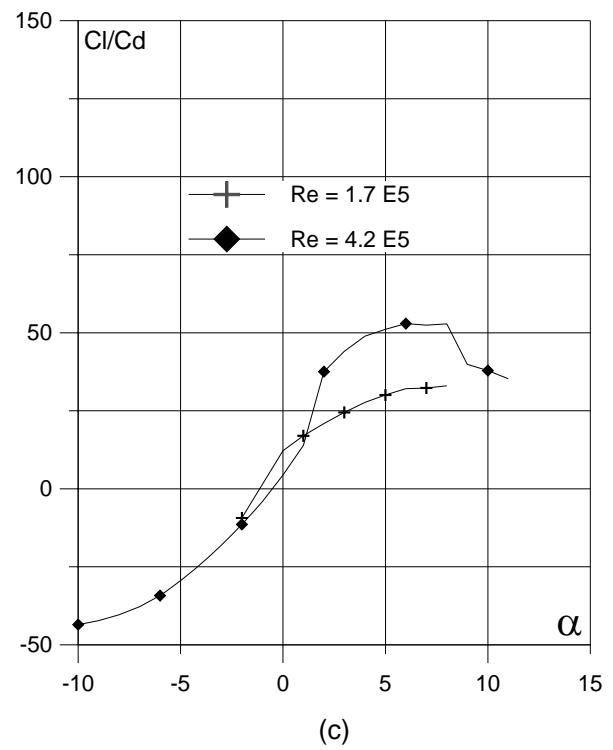
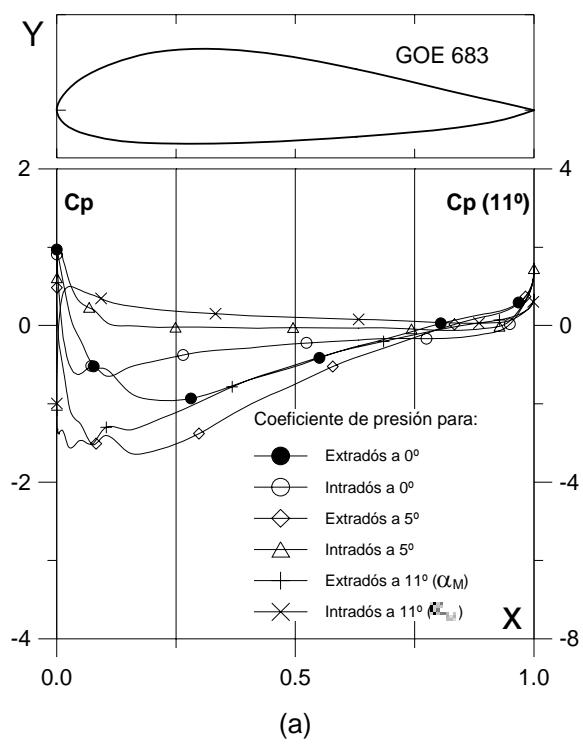


Fig. 5.10.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \text{ E}5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 683.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.10.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 683.

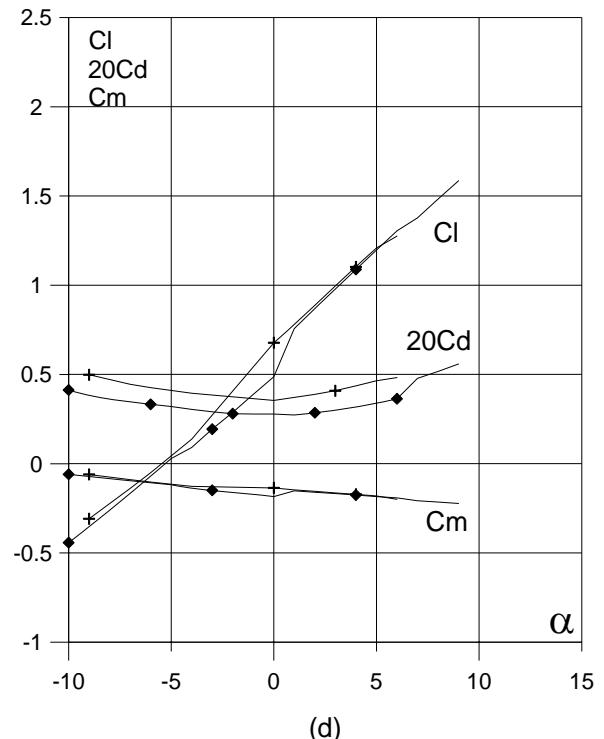
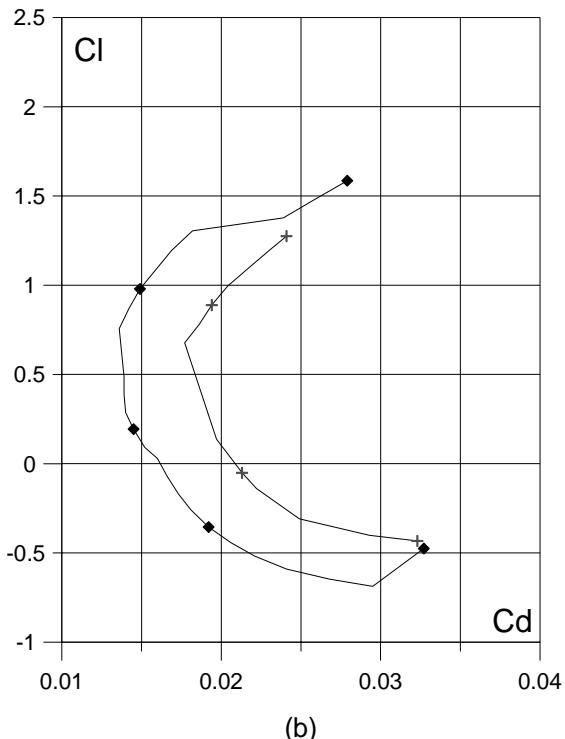
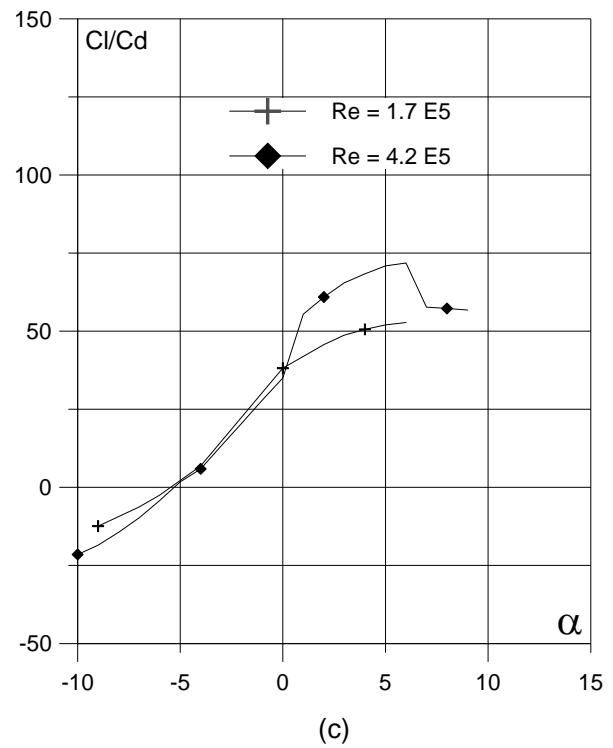
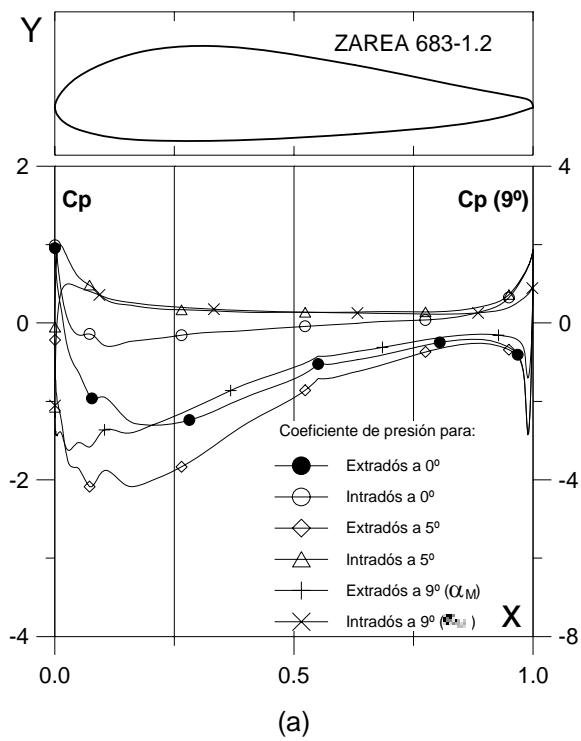


Fig. 5.10.2.1.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha_L$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y

(b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.2.

Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.10.2.1.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
(d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
del perfil ZAREA 683-1.2.

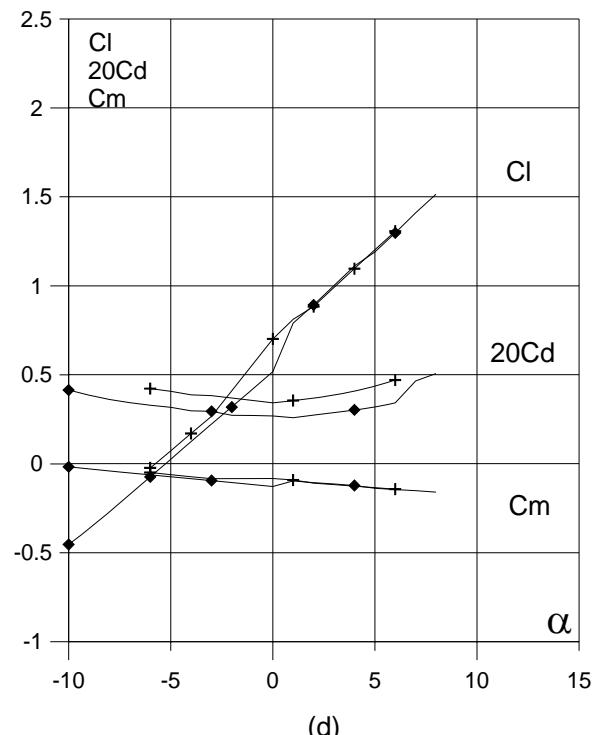
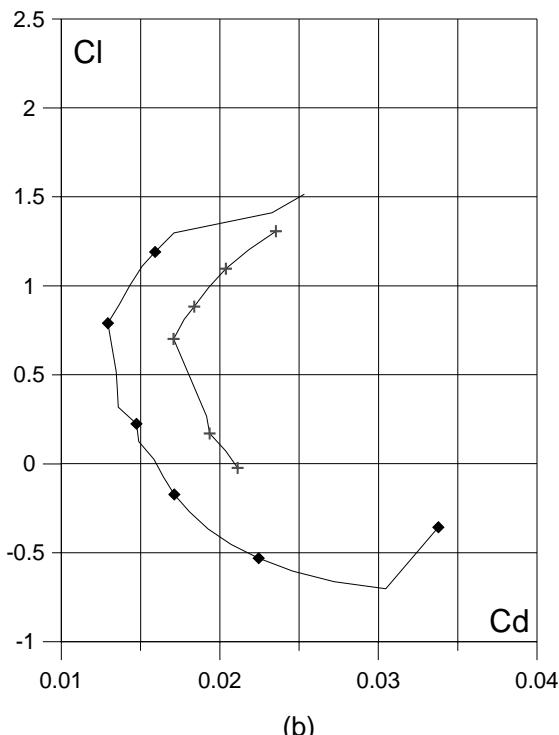
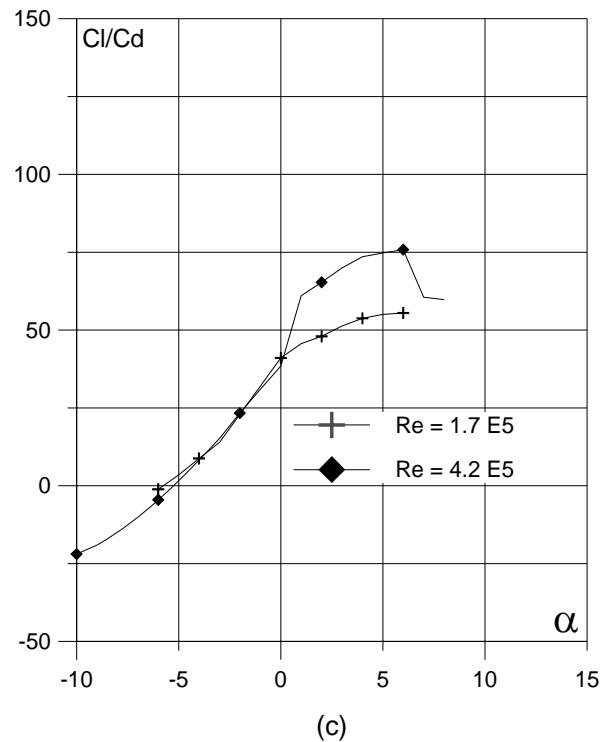
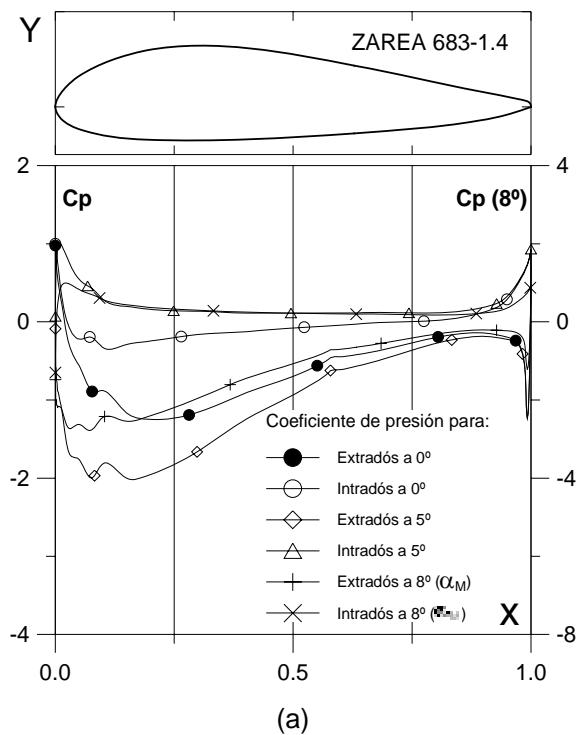


Fig. 5.10.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \Delta)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \times 10^5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.10.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 683-1.4.  
 Perfil óptimo.

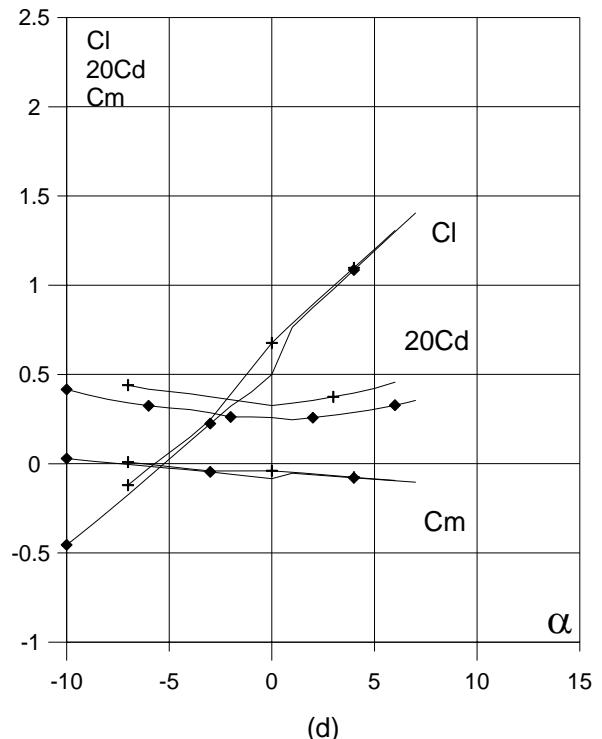
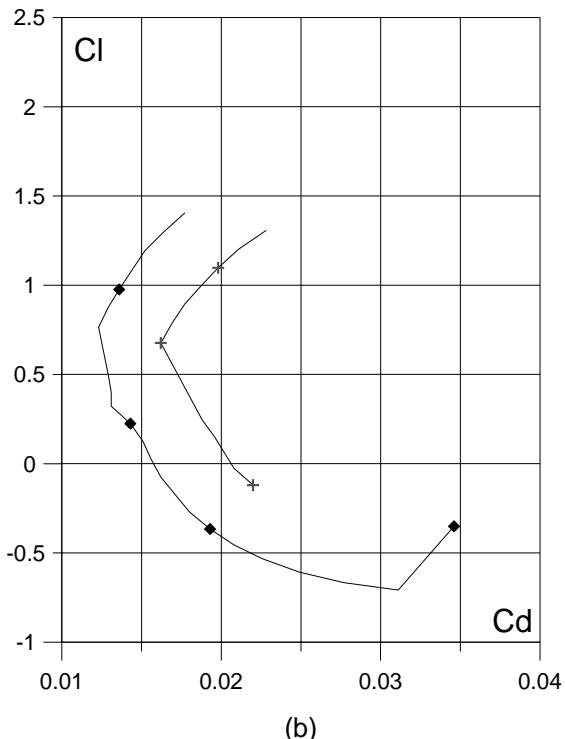
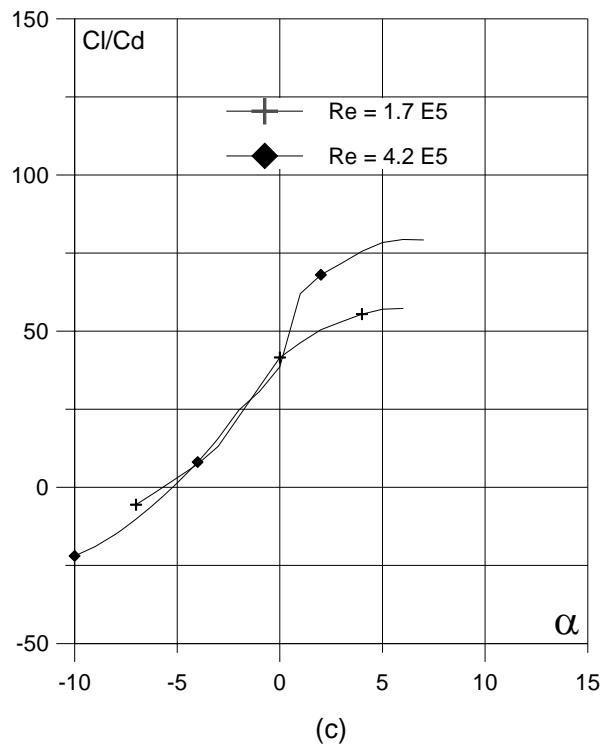
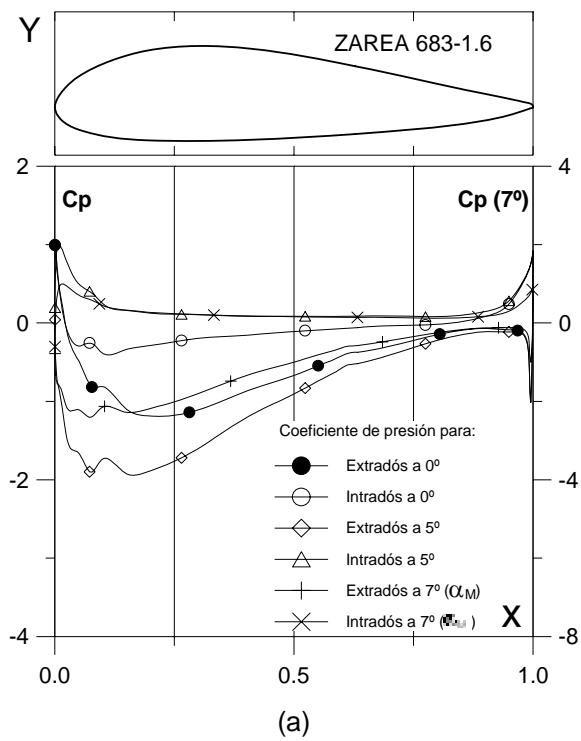


Fig. 5.10.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M: \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \text{ E}5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y

(b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.6.

Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.10.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
(d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
del perfil ZAREA 683-1.6.

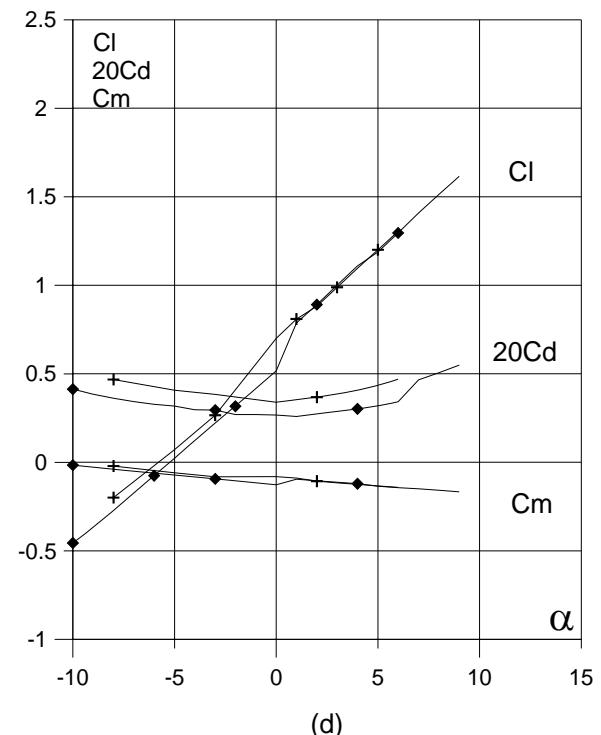
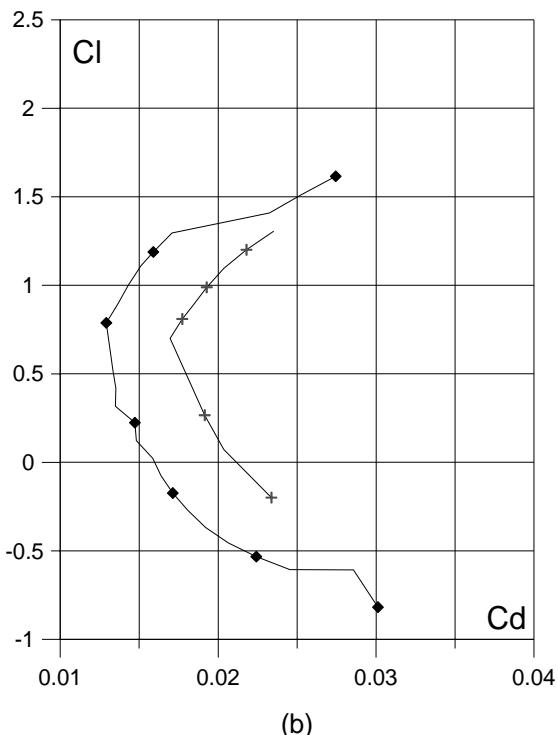
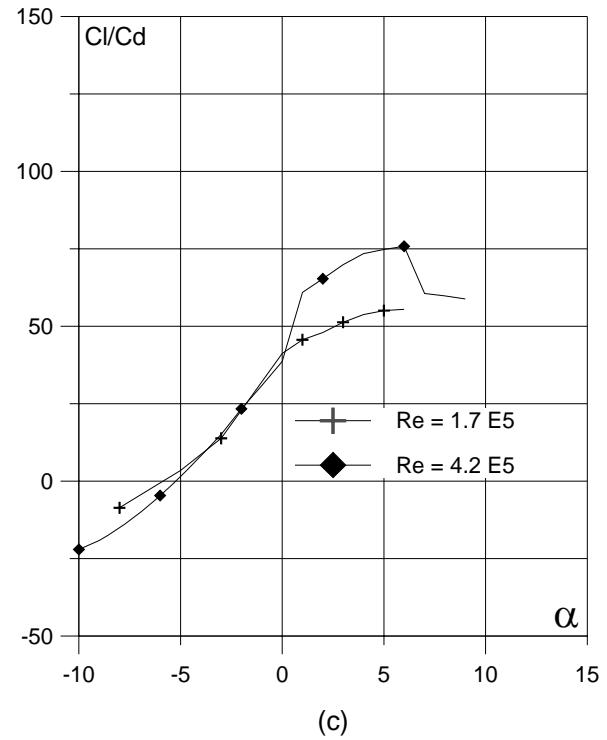
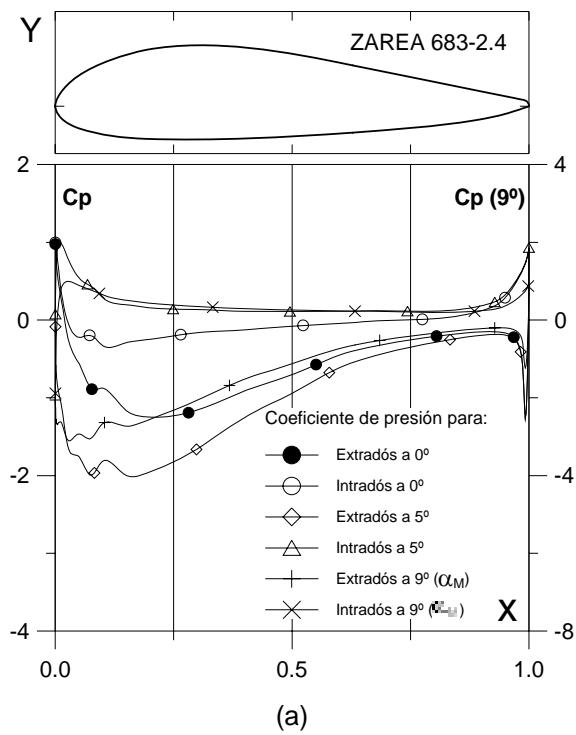


Fig. 5.10.2.2.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \text{Cl}_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \text{ E}5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-2.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.10.2.2.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 683-2.4.

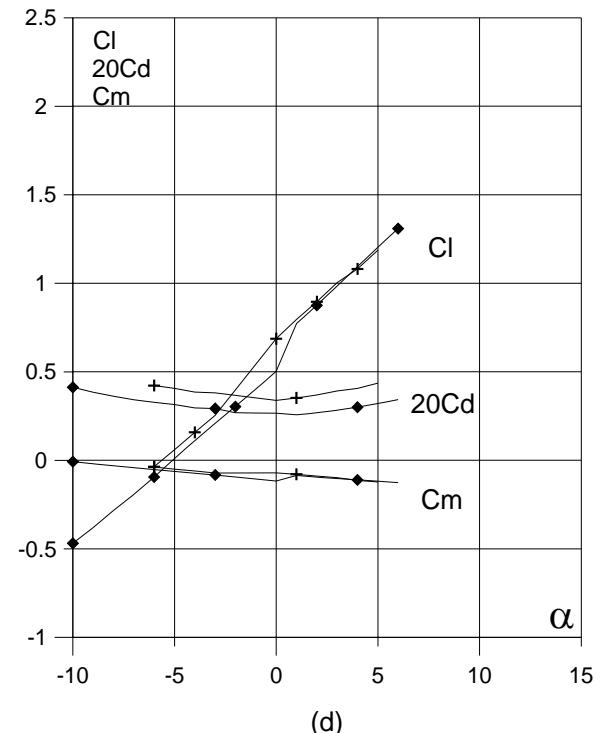
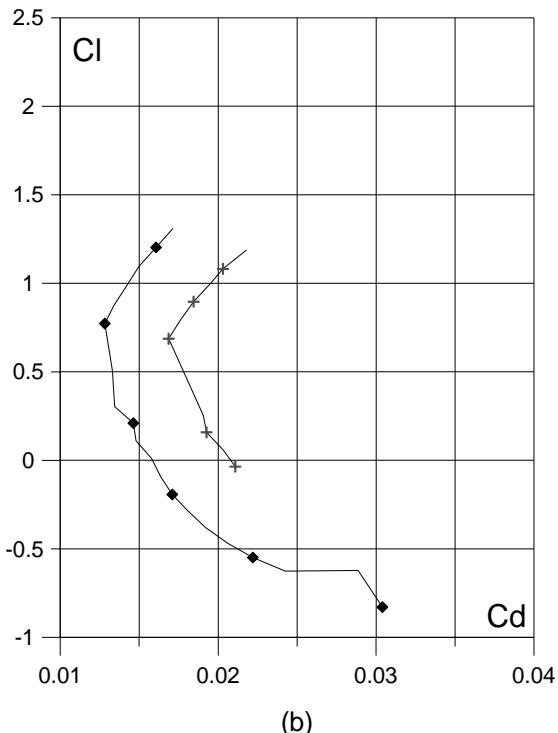
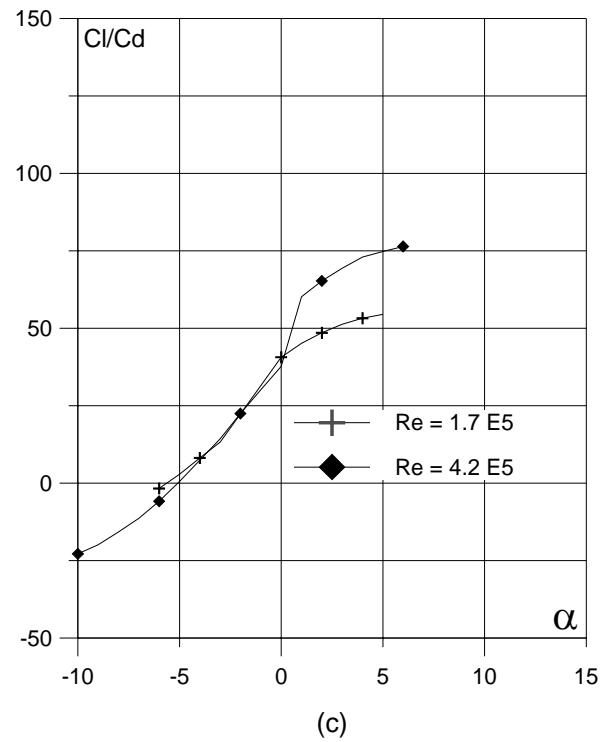
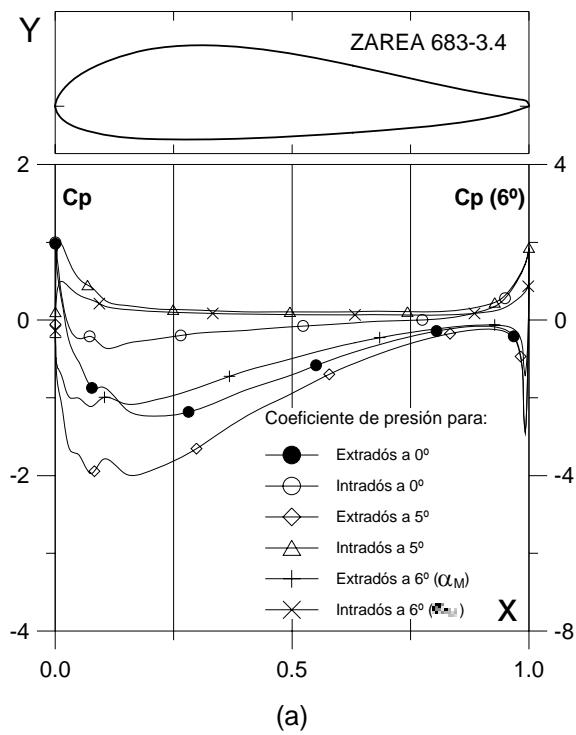


Fig. 5.10.2.3.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M: \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 4.2 \text{ E}5$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-3.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.10.2.3.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 683-3.4.

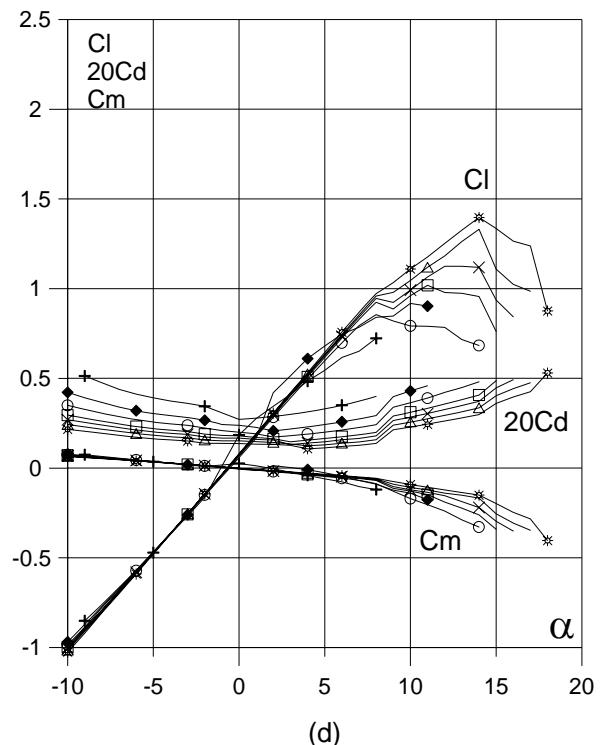
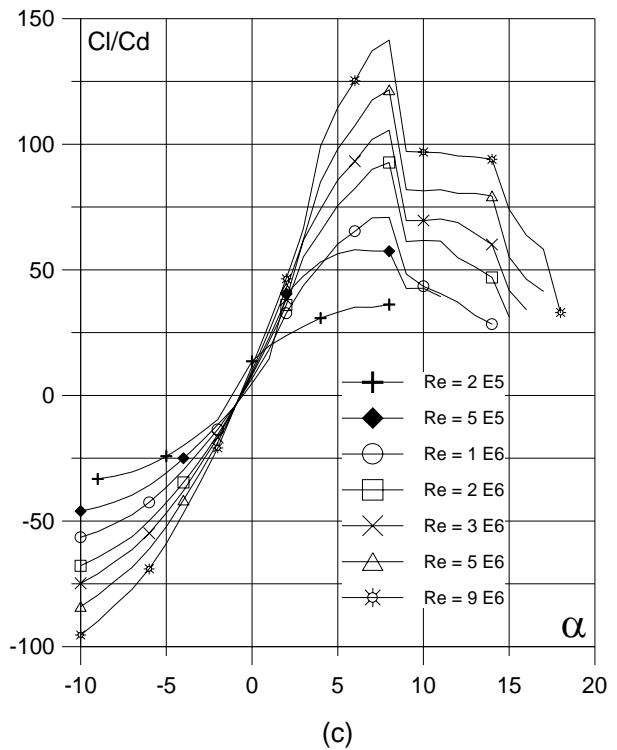
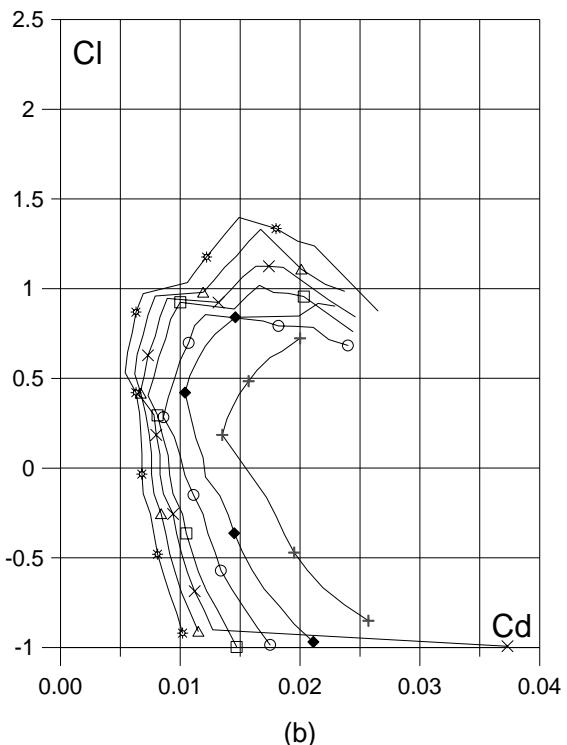
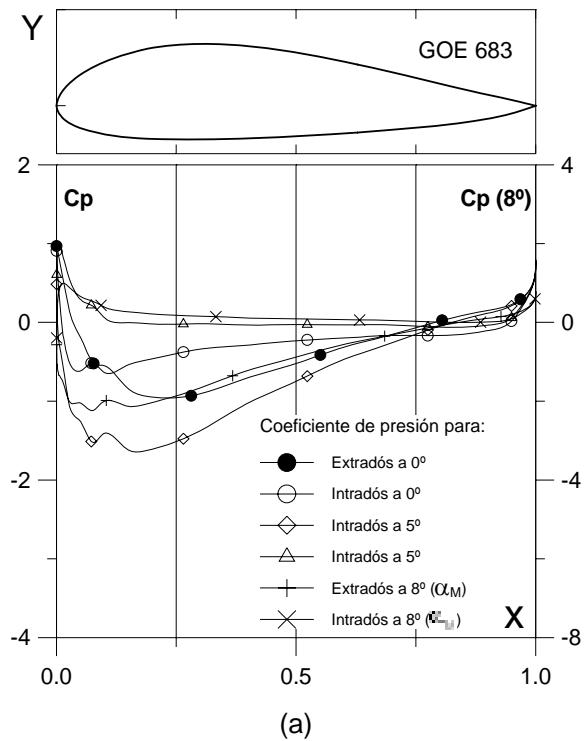


Fig. 5.10.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{\text{max}}$ ) vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 683.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.10.3. (c) Curvas de  $Cl/C_d$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 683.

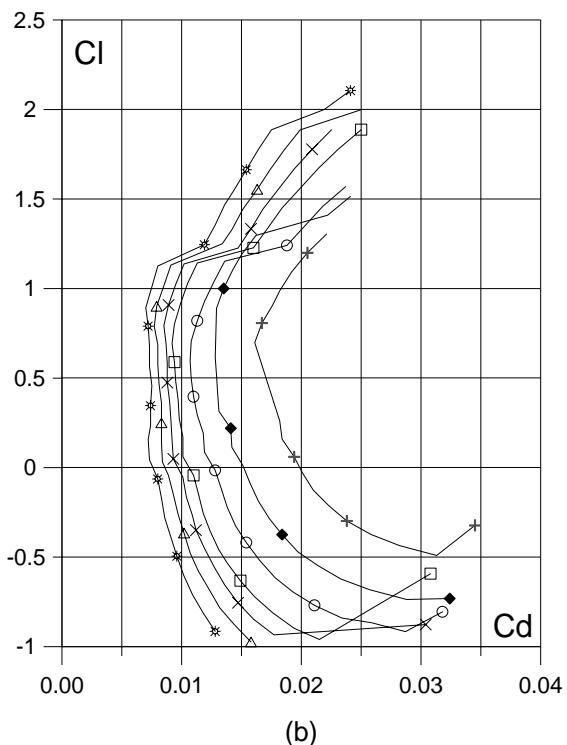
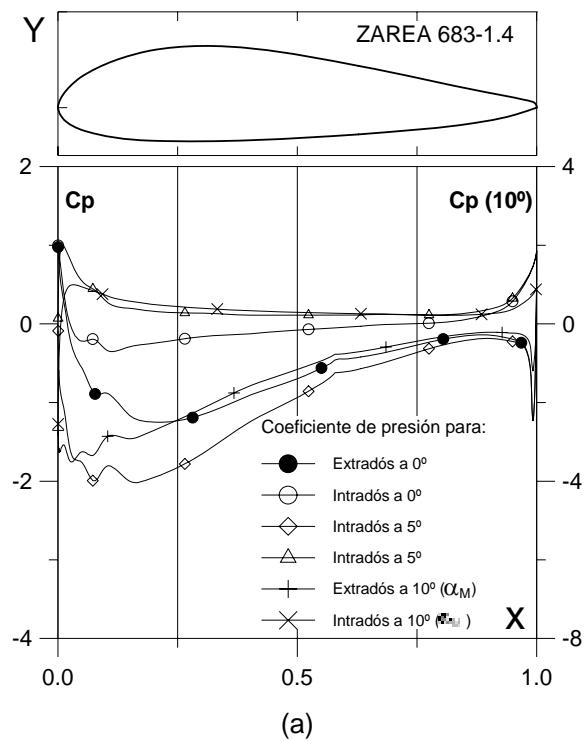


Fig. 5.10.3.1.4. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 683-1.4. Met. Panel y Capa Límite.

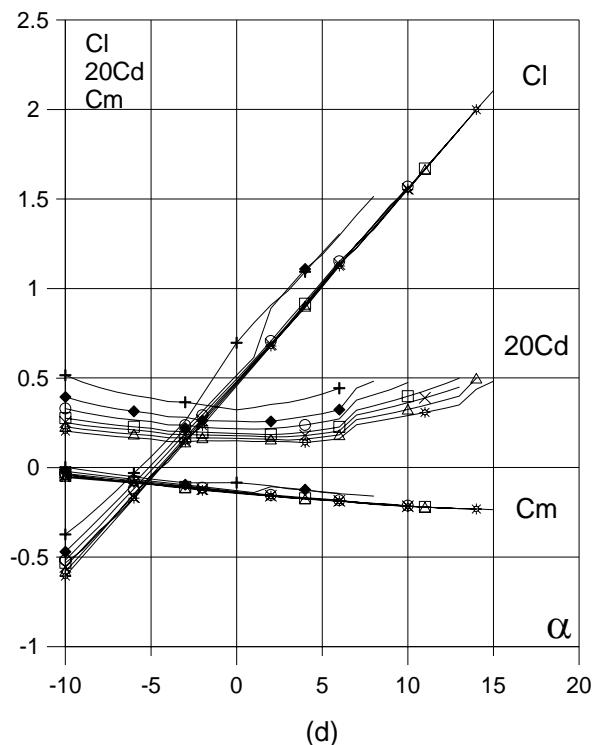
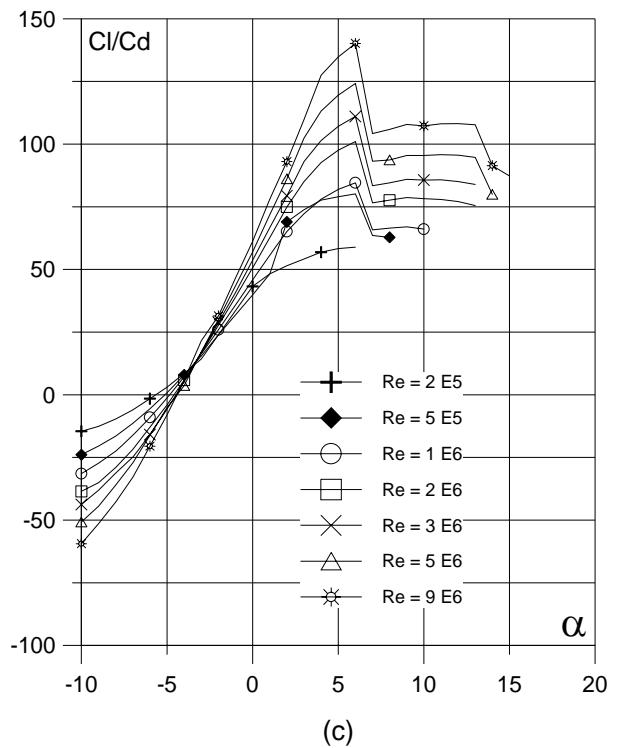
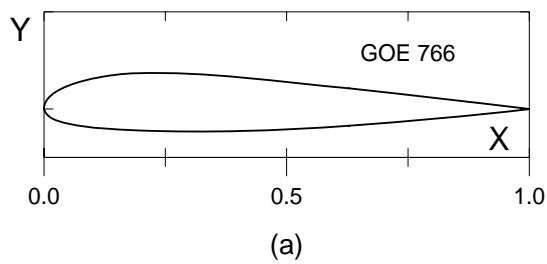
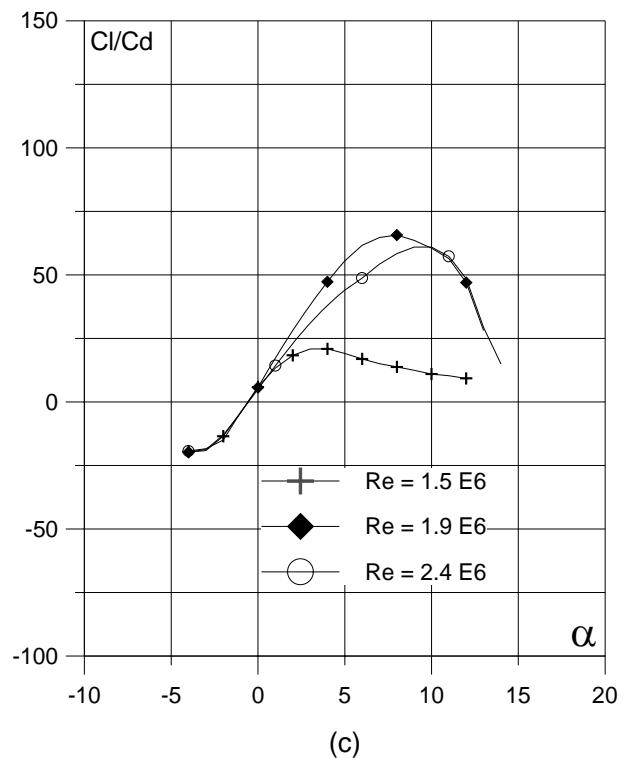


Fig. 5.10.3.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cl/20Cd$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 683-1.4. Perfil óptimo.

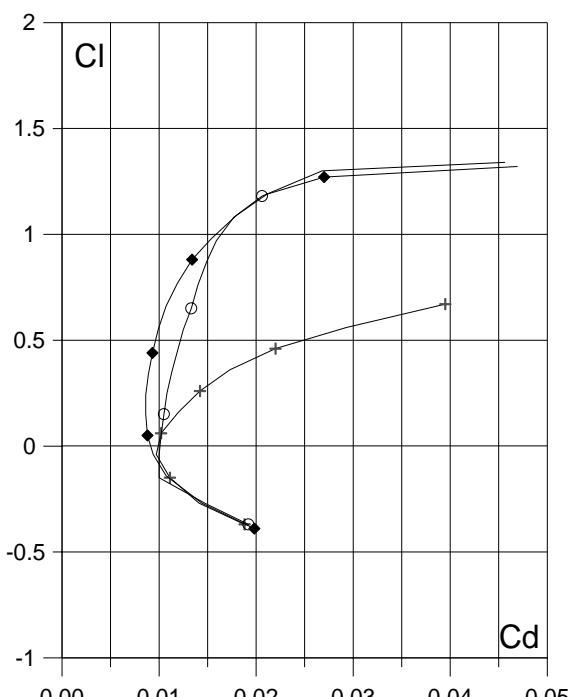


(a)

Curvas aerodinámicas experimentales del perfil GOE 766.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.3%.

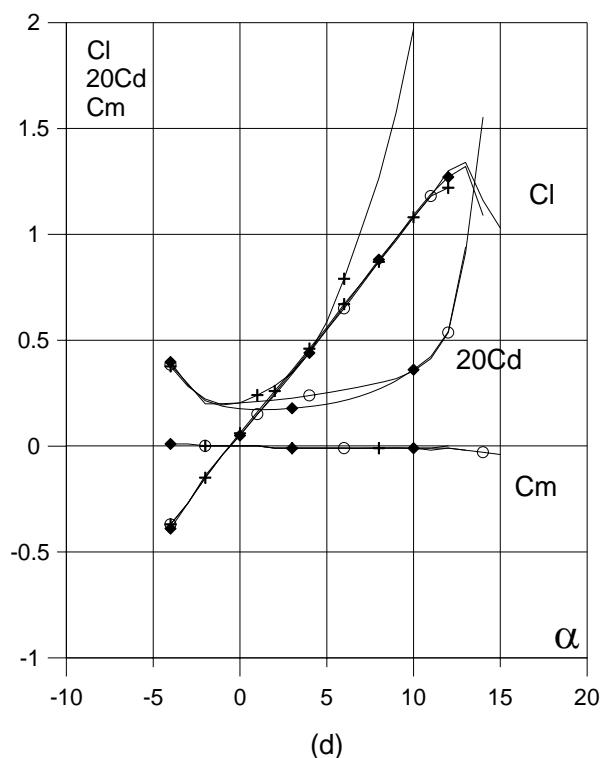


(c)



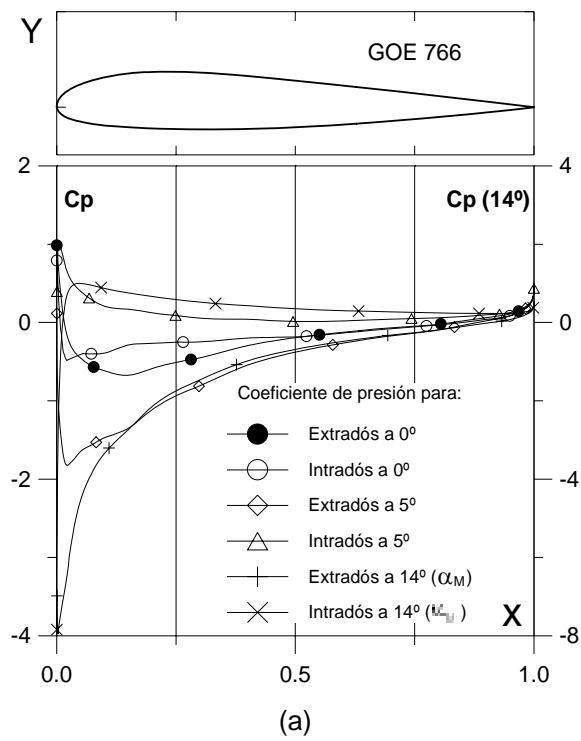
(b)

Fig. 5.11.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 766.

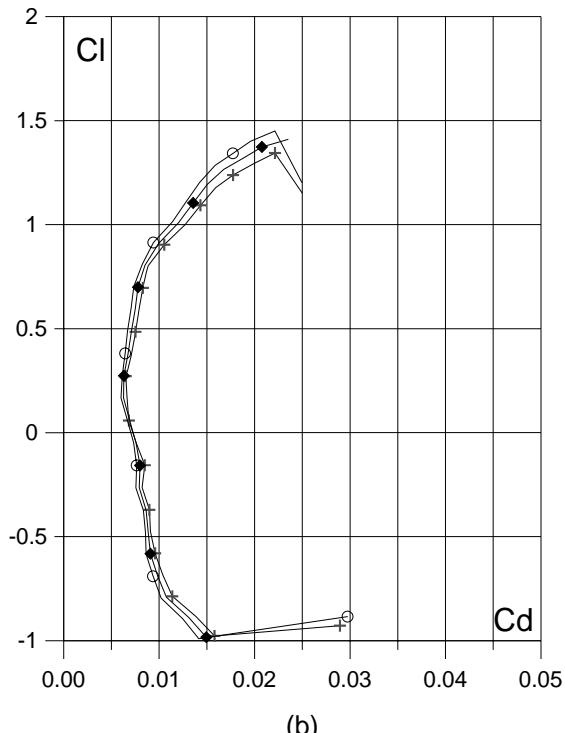


(d)

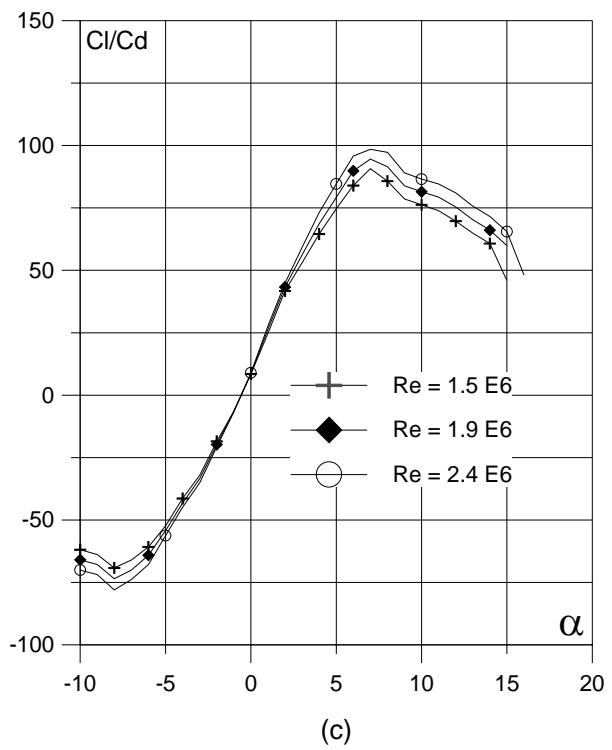
Fig. 5.11.1. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil GOE 766.



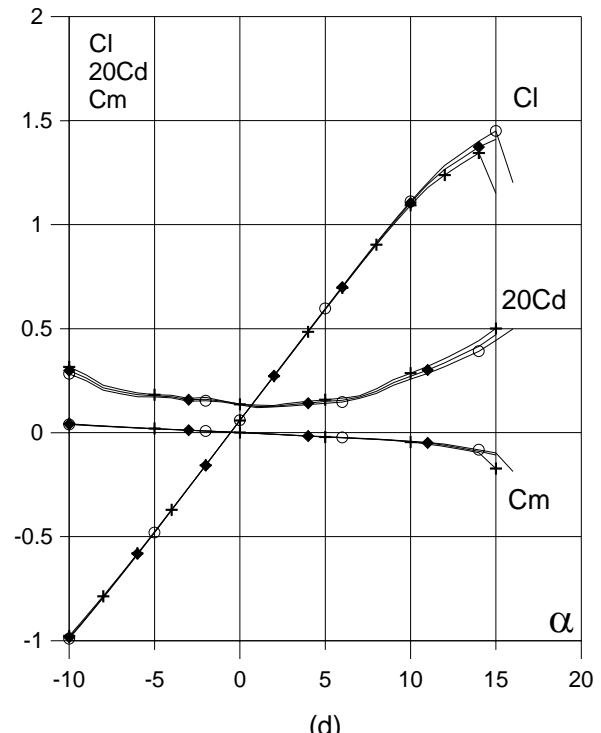
(a)



(b)



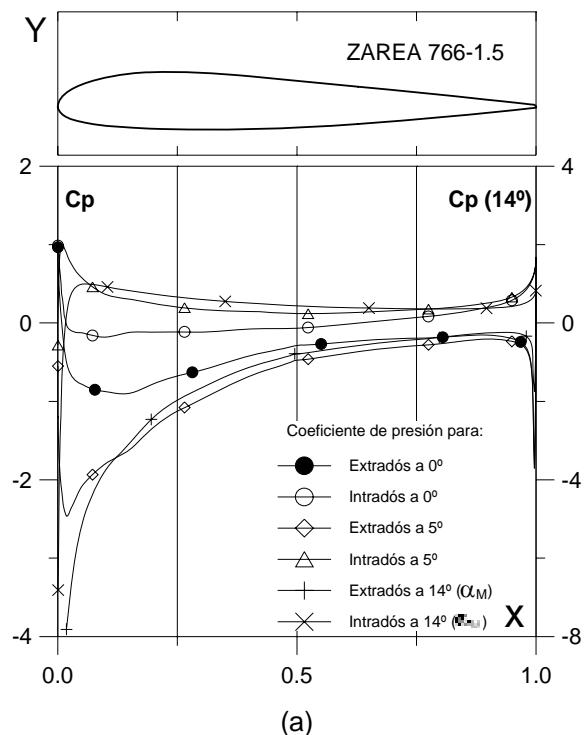
(c)



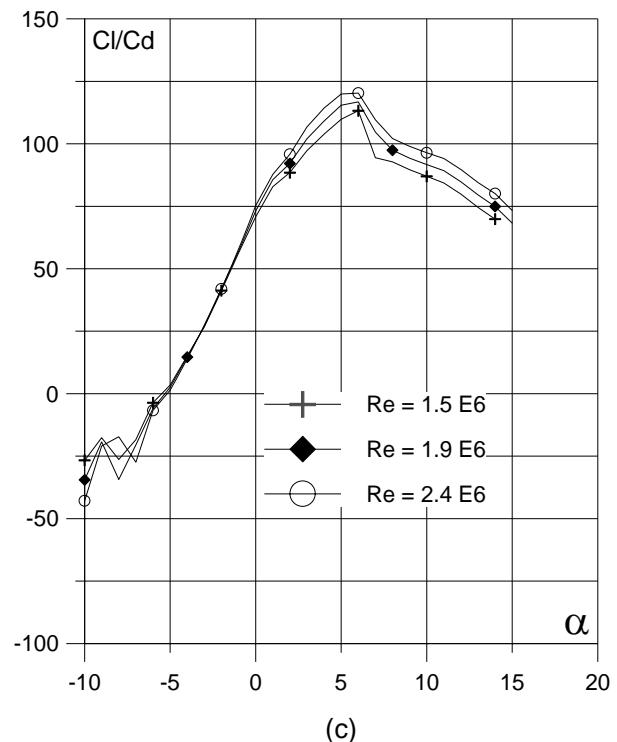
(d)

Fig. 5.11.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1.5 \times 10^6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 766.  
 Met. Panel y Capa Límite.

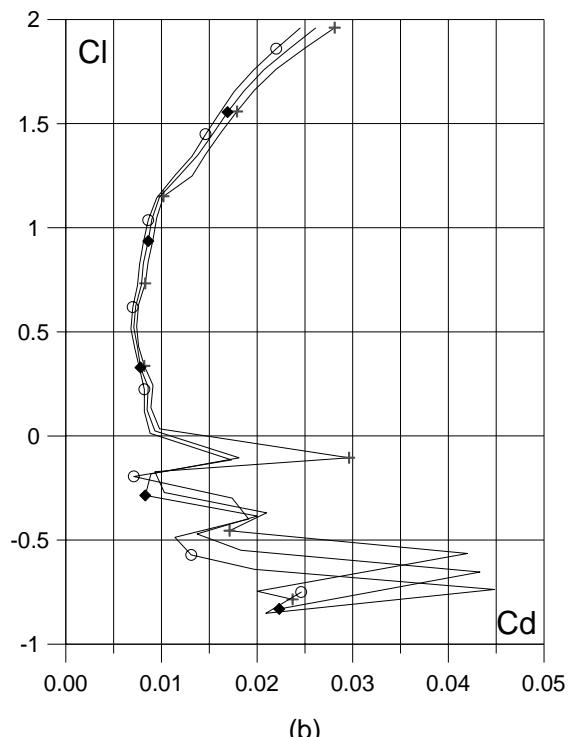
Fig. 5.11.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 766.



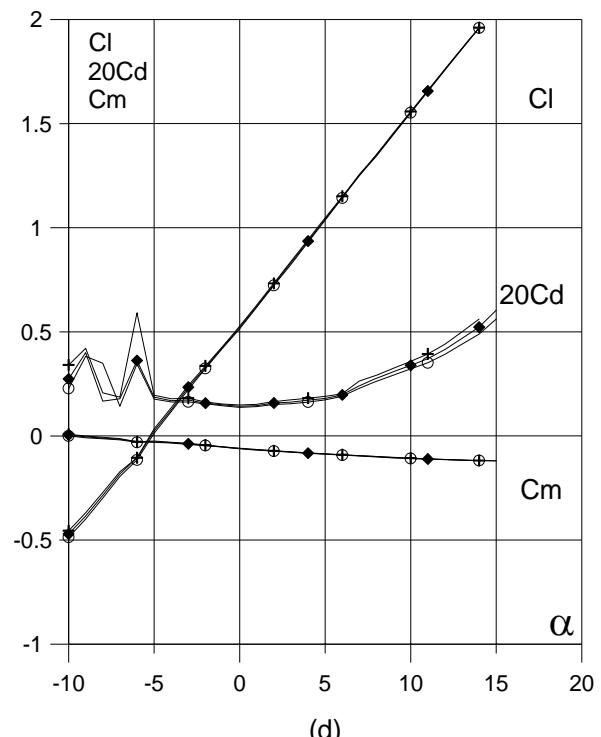
(a)



(c)



(b)



(d)

Fig. 5.11.2.1.5. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1.5 \times 10^6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y

(b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.5.

Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.11.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
(d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
del perfil ZAREA 766-1.5.

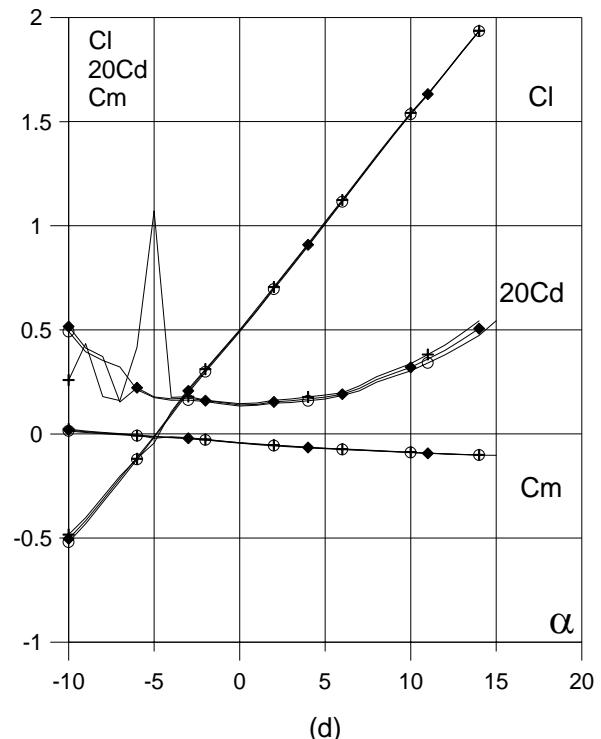
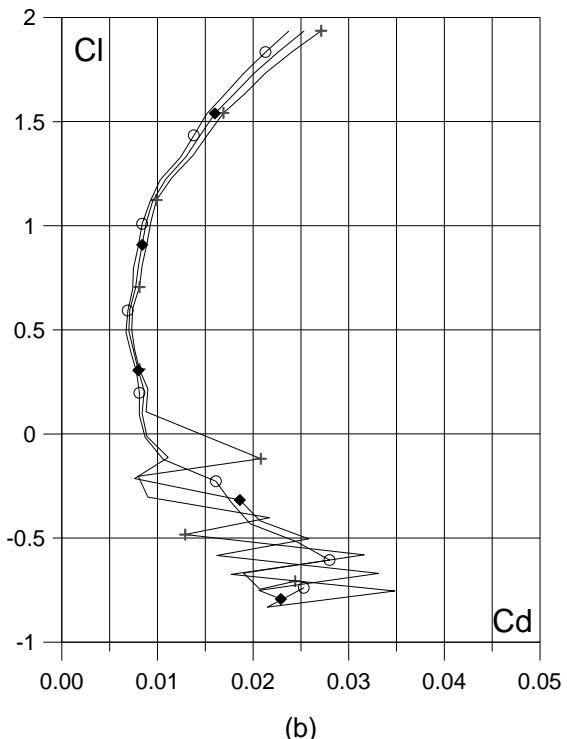
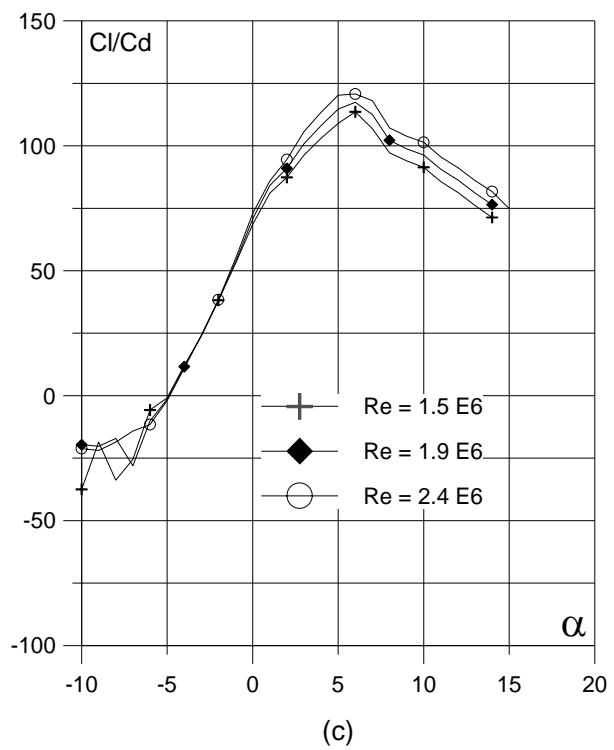
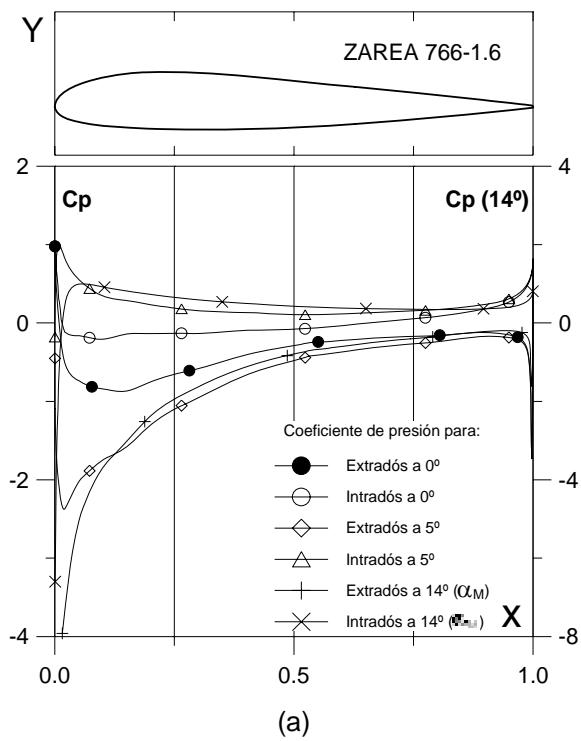
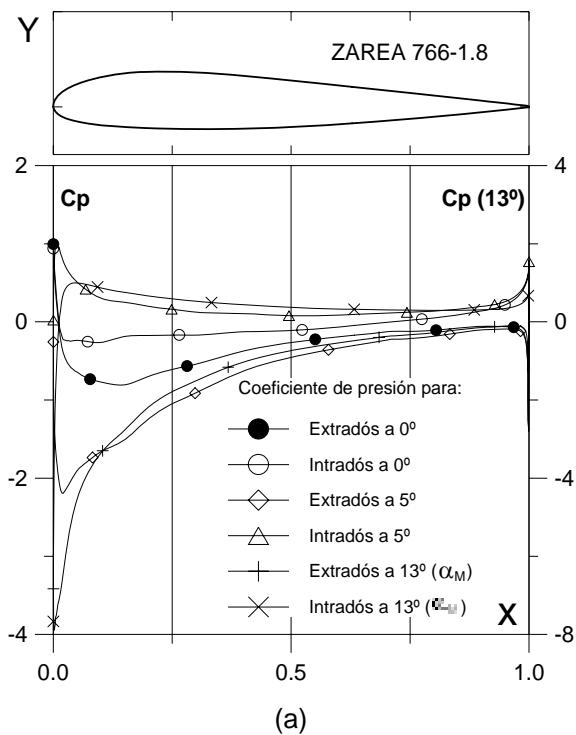
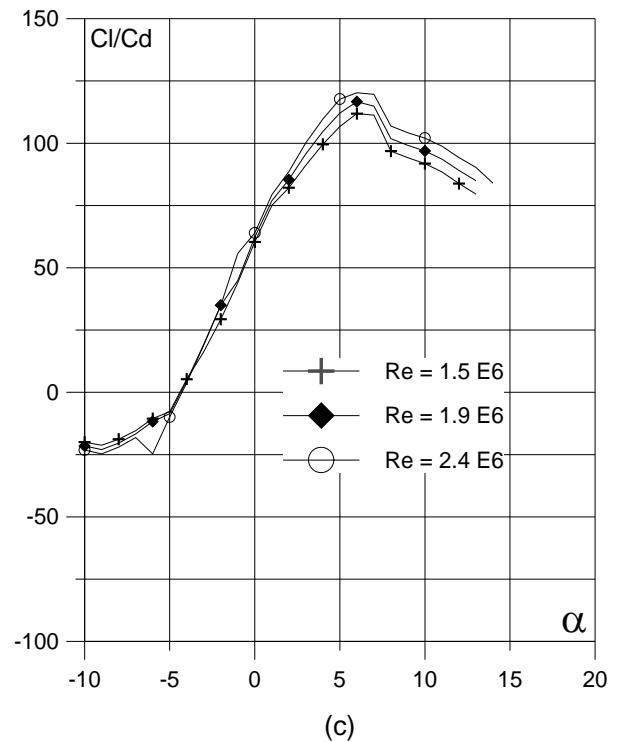


Fig. 5.11.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha_{\text{opt}})$  para  $Cl_{\text{max}}$  vs.  $X$  para  $Re = 1.5 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

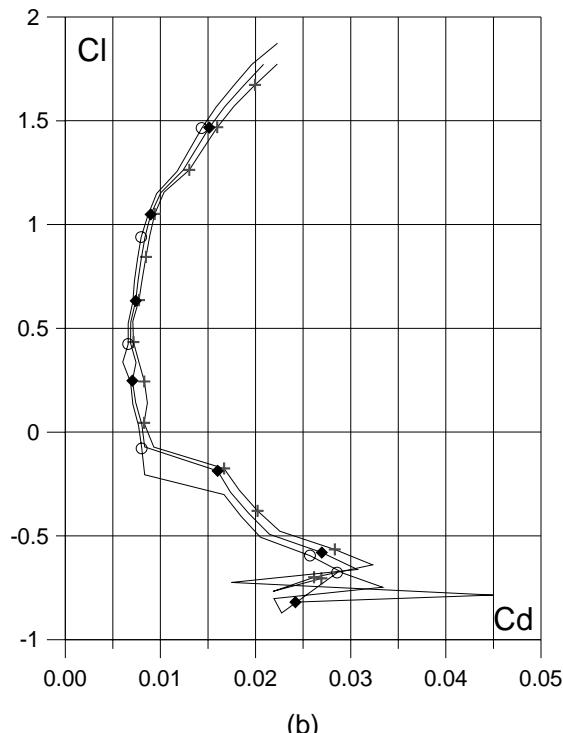
Fig. 5.11.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 766-1.6. Perfil óptimo.



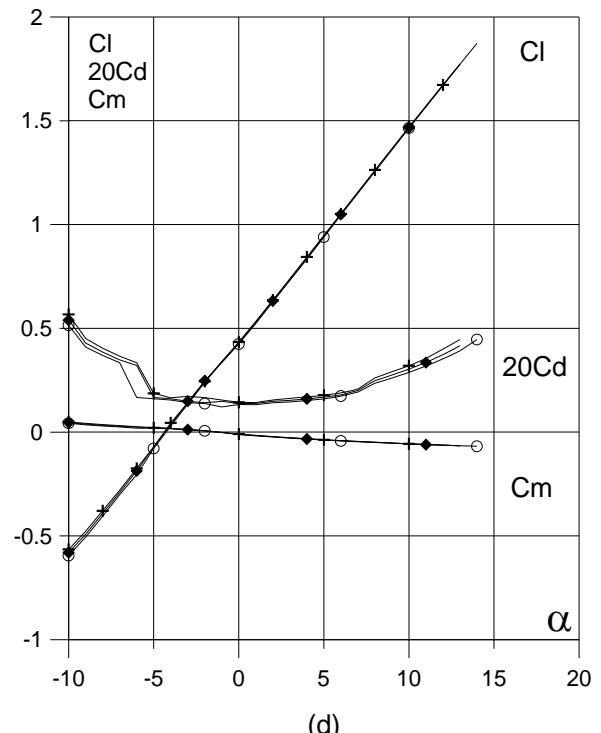
(a)



(c)



(b)



(d)

Fig. 5.11.2.1.8. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1.5 \times 10^6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.8.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.11.2.1.8. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 766-1.8.

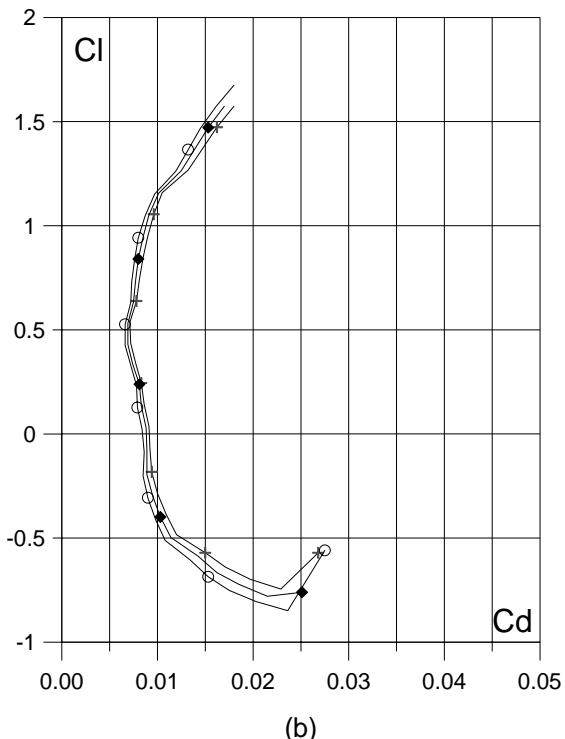
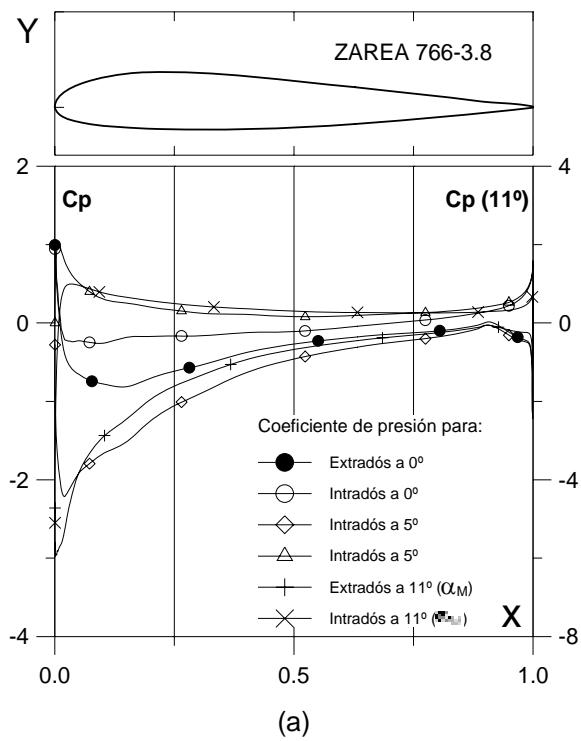


Fig. 5.11.2.3.8. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1.5 \times 10^6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-3.8. Met. Panel y Capa Límite.

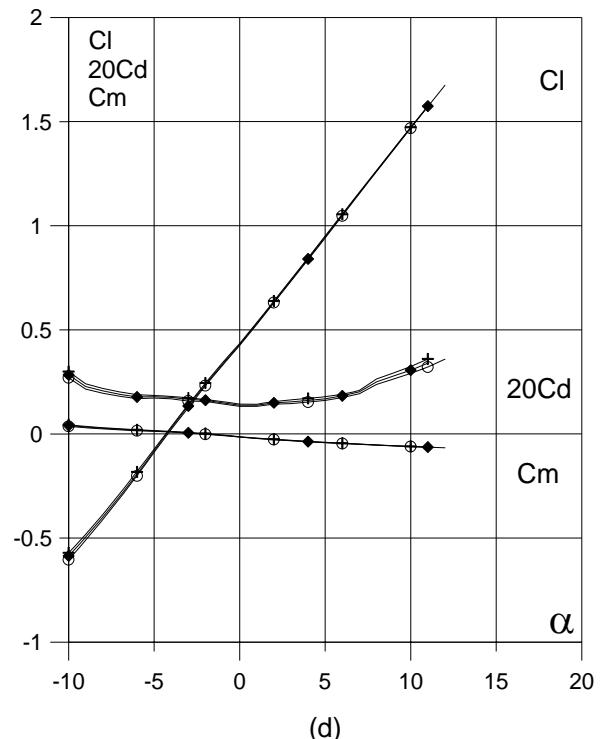
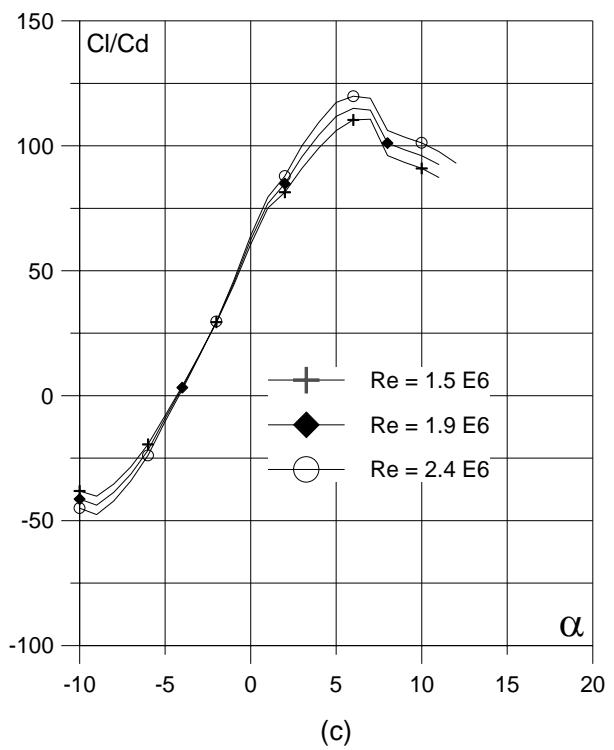


Fig. 5.11.2.3.8. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 766-3.8.

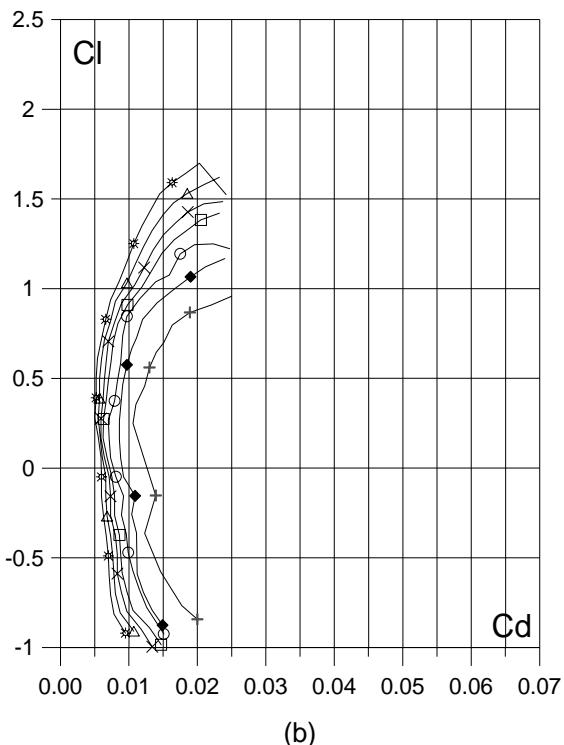
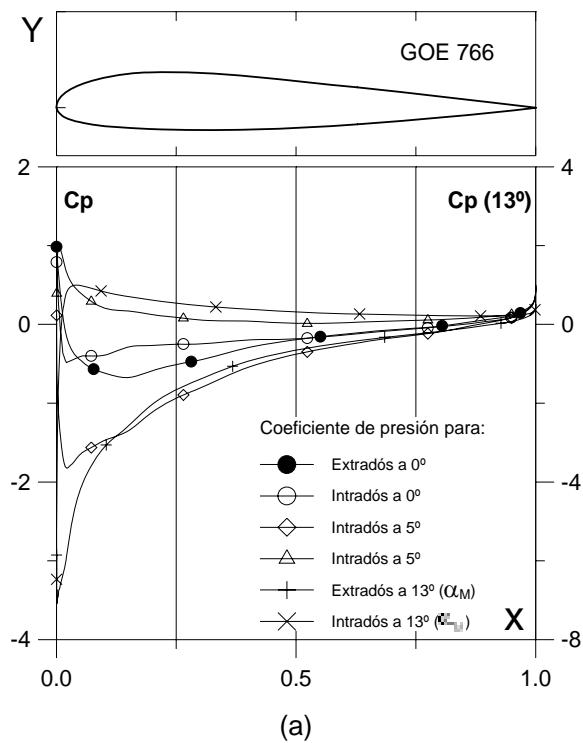


Fig. 5.11.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 766.  
 Met. Panel y Capa Límite.

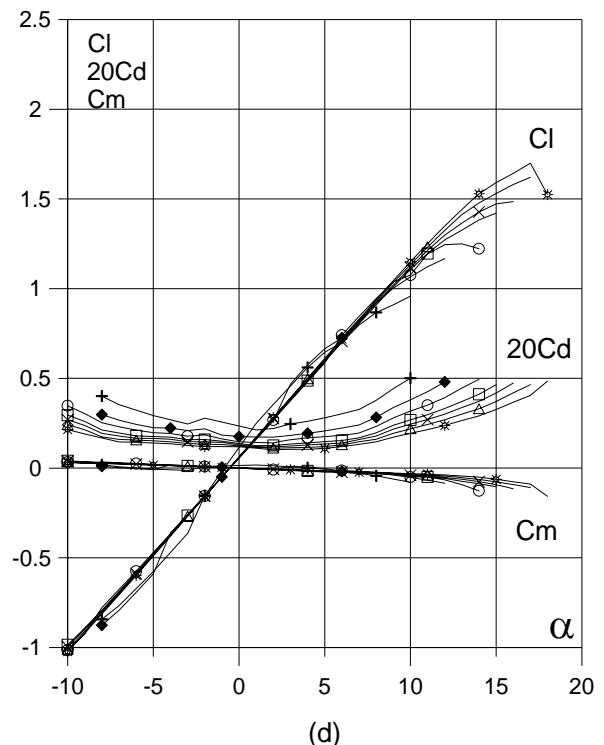
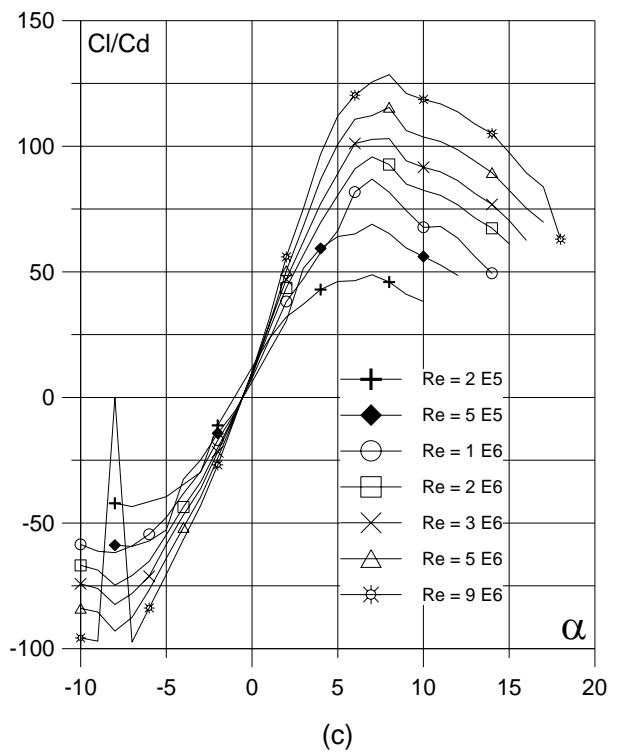


Fig. 5.11.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 766.

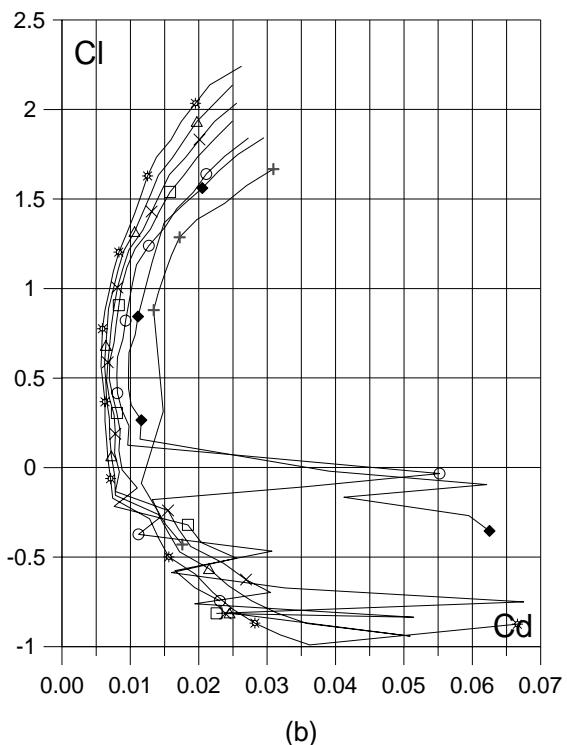
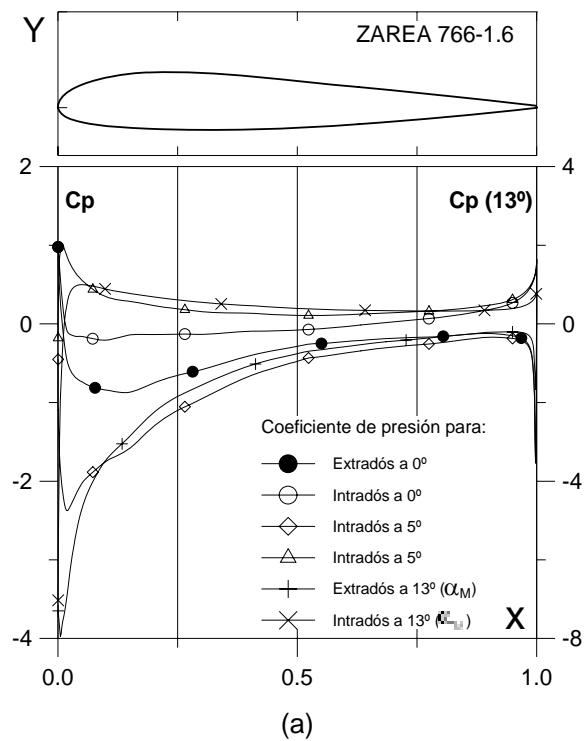


Fig. 5.11.3.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 766-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

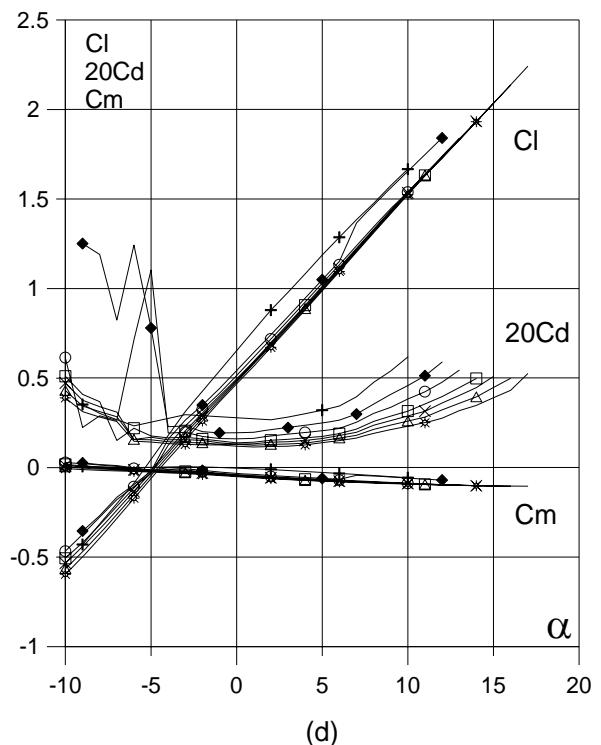
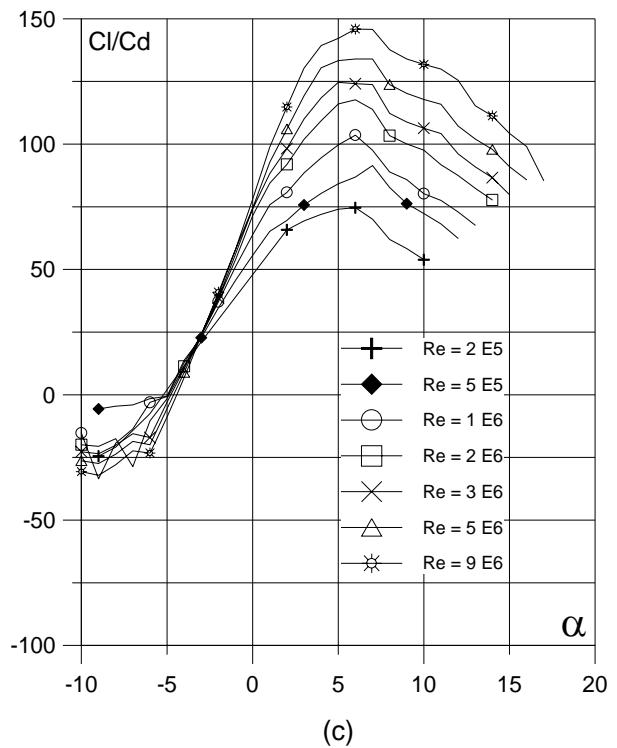
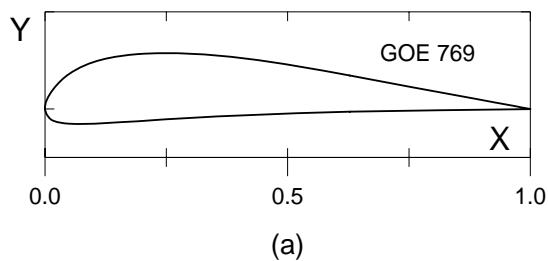
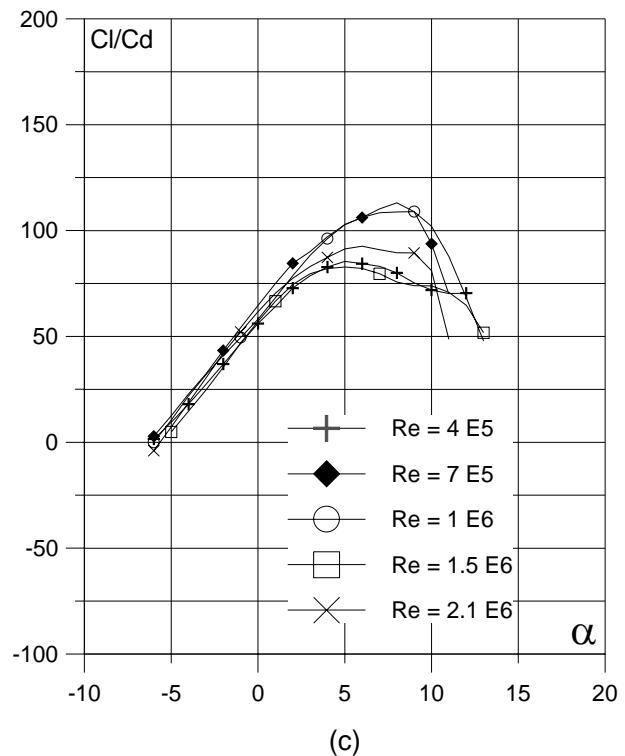


Fig. 5.11.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 766-1.6. Perfil óptimo.

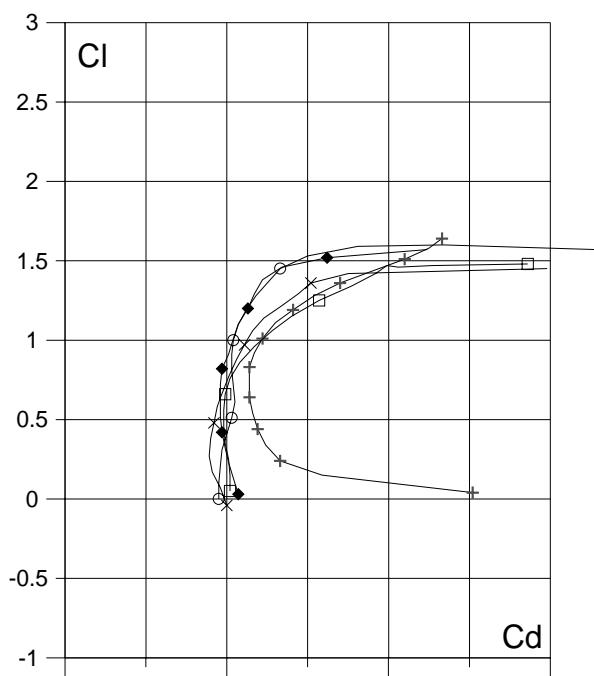


(a)

Curvas aerodinámicas experimentales del perfil GOE769.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.3%.

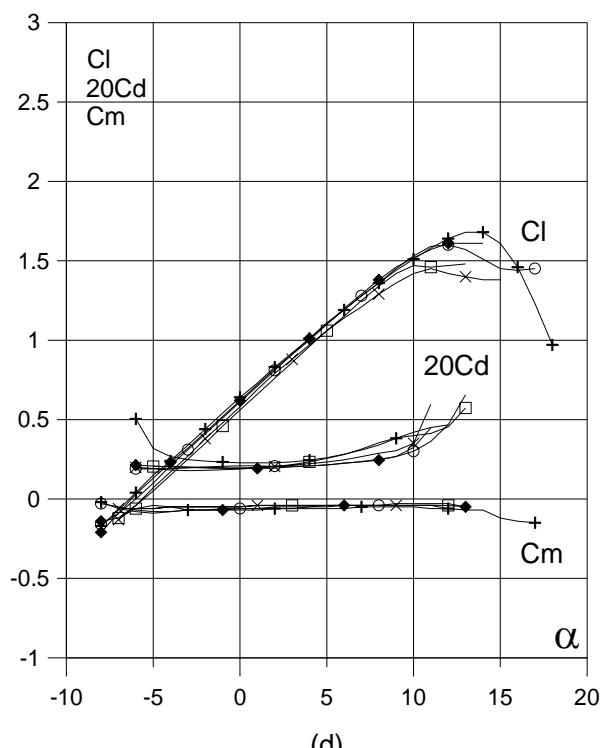


(c)



(b)

Fig. 5.12.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil GOE 769.



(d)

Fig. 5.12.1. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil GOE 769.

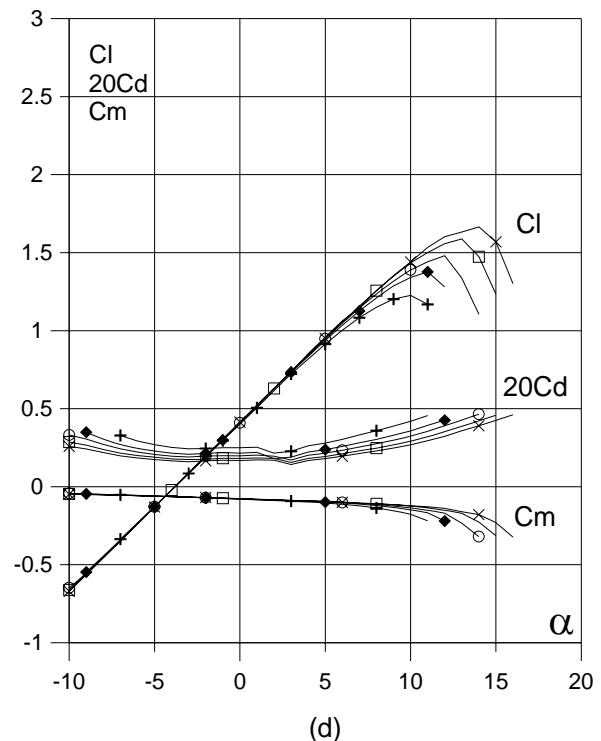
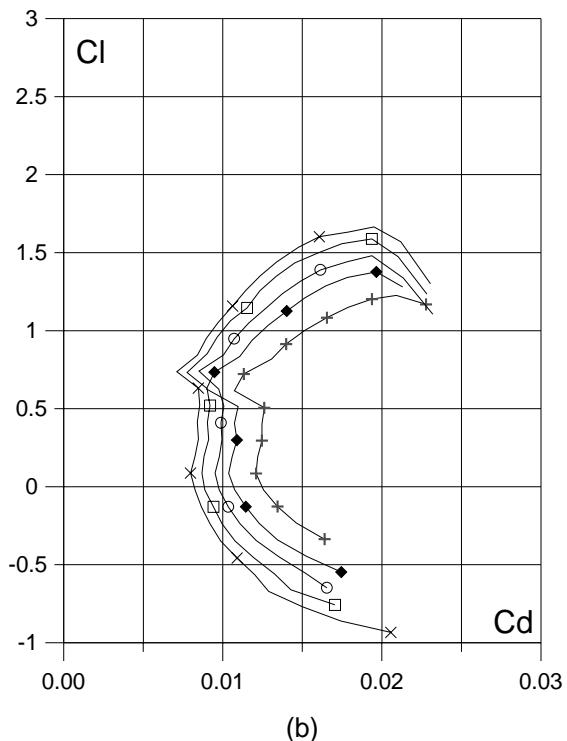
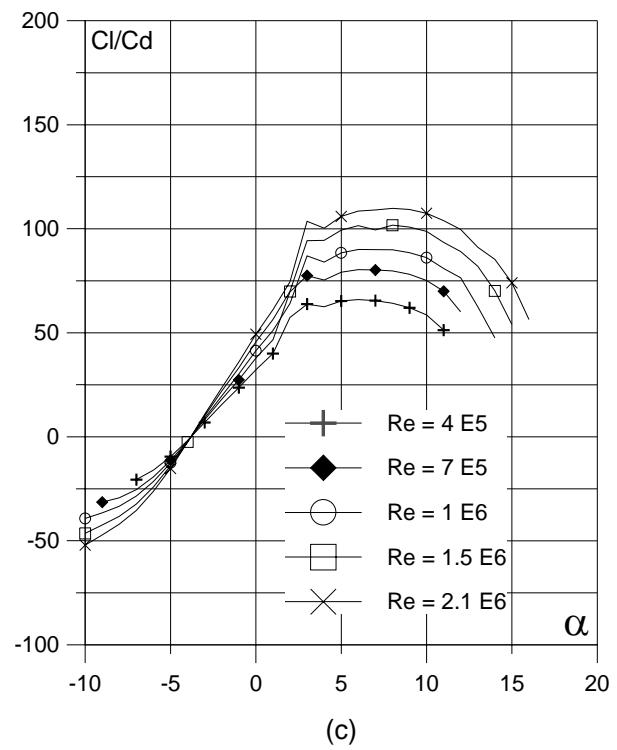
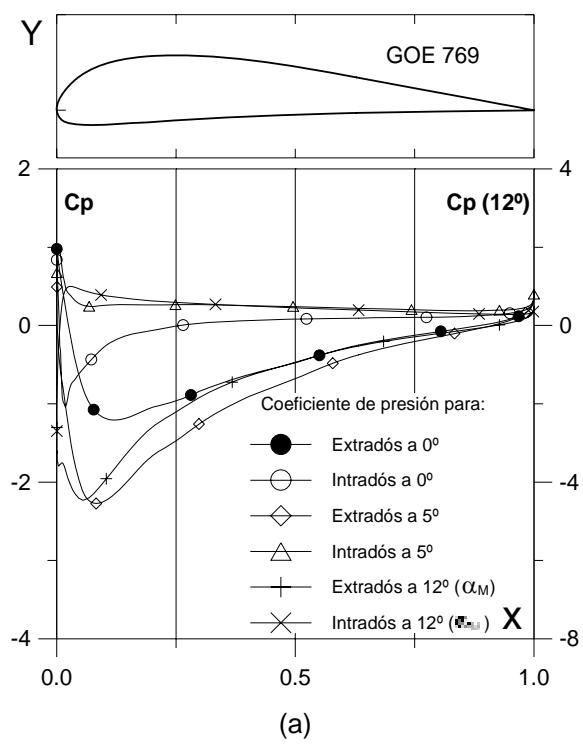
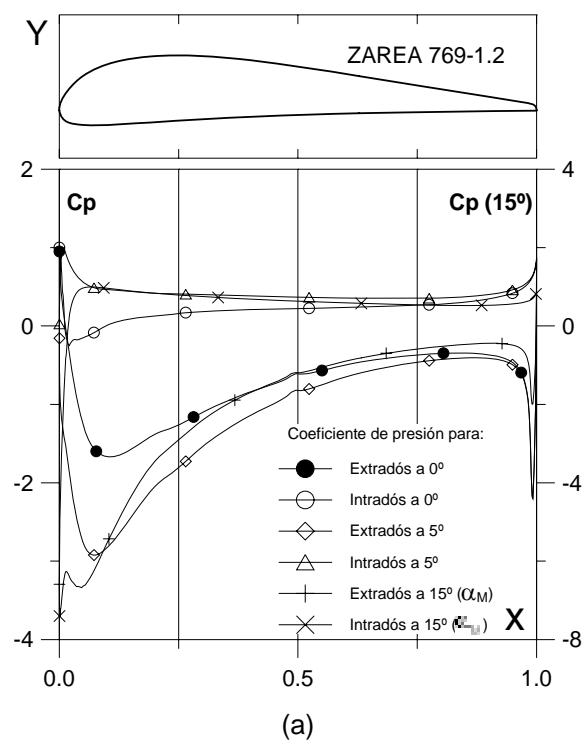
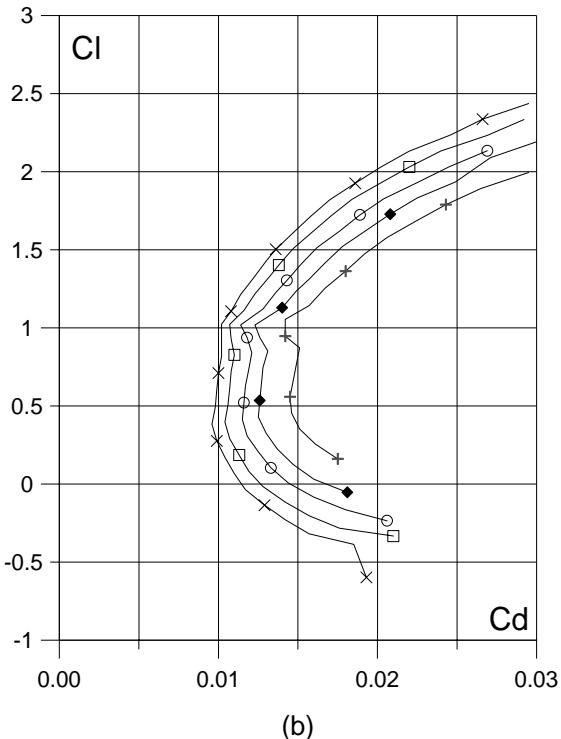


Fig. 5.12.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 769.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.12.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque  
 del perfil GOE 769.



(a)

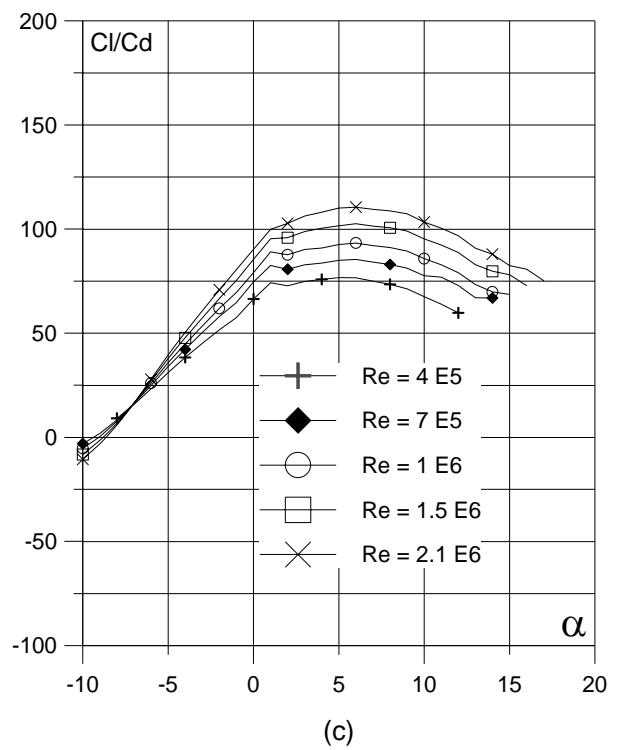


(b)

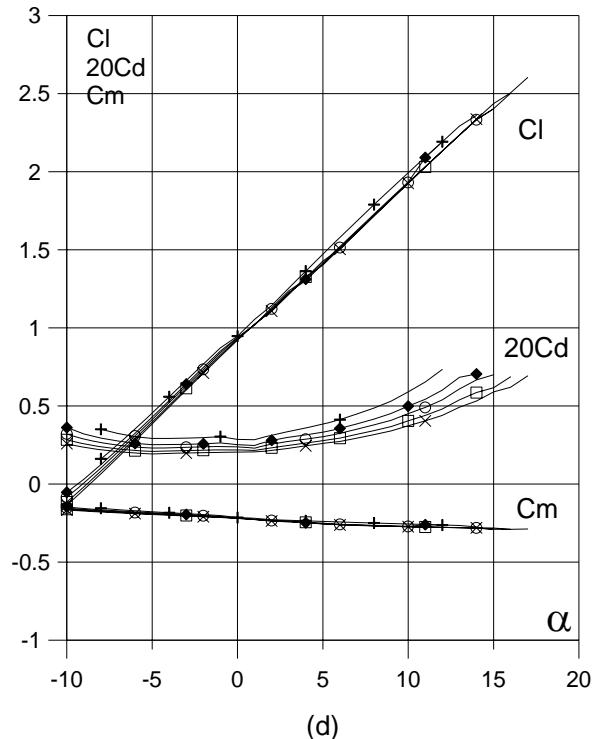
Fig. 5.12.2.1.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha_L \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y

(b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.2.

Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 5.12.2.1.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y

(d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque

del perfil ZAREA 769-1.2.

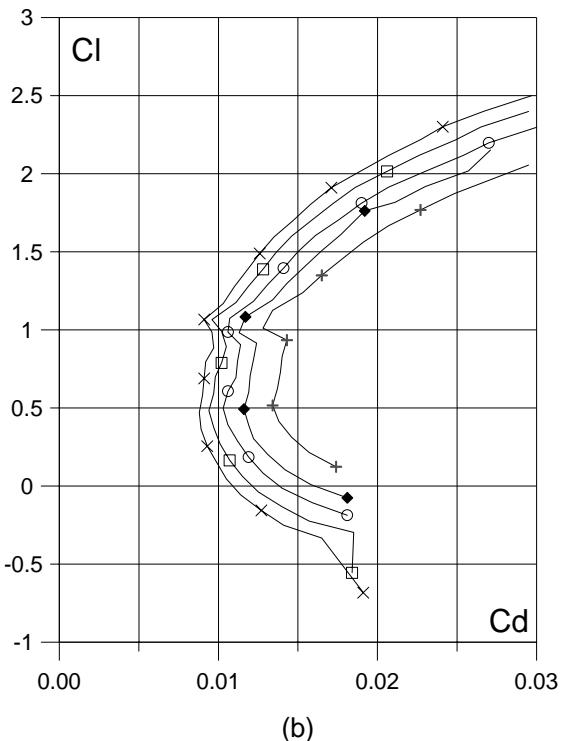
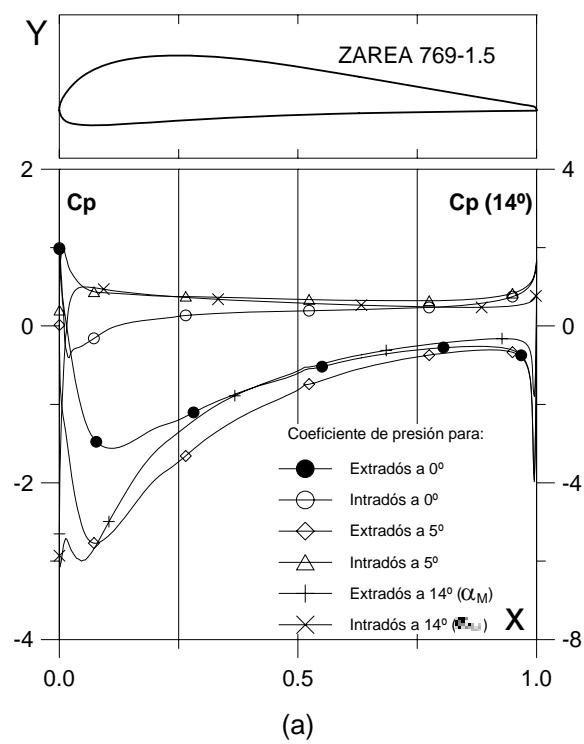


Fig. 5.12.2.1.5. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.5.  
 Met. Panel y Capa Límite.

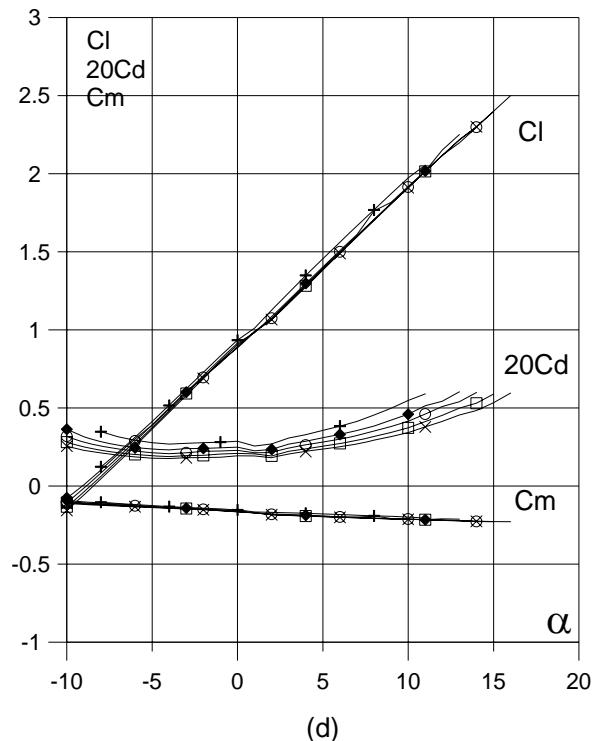
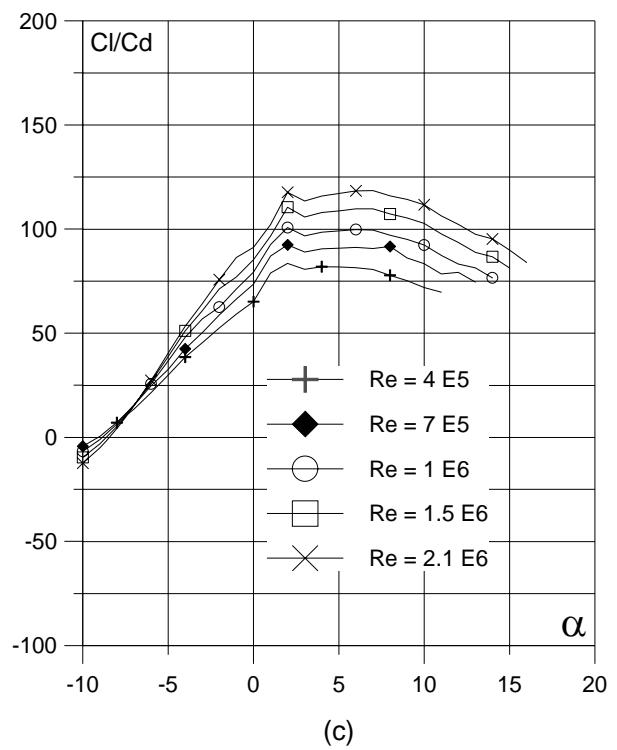
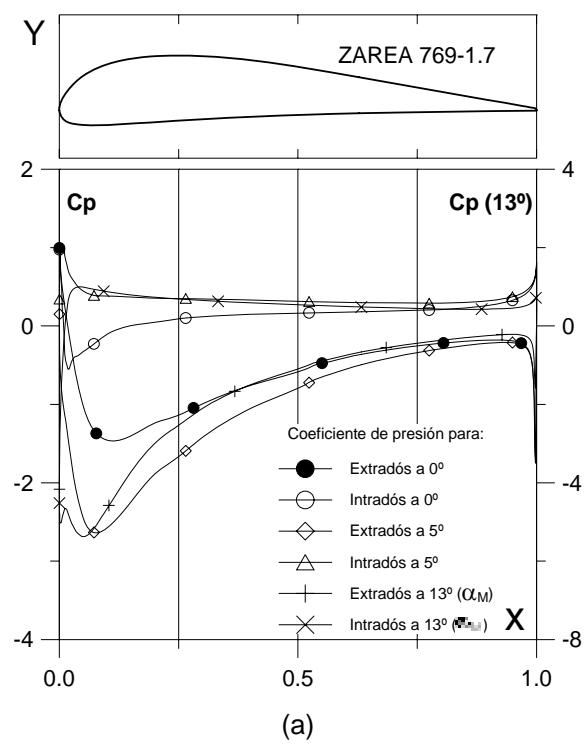
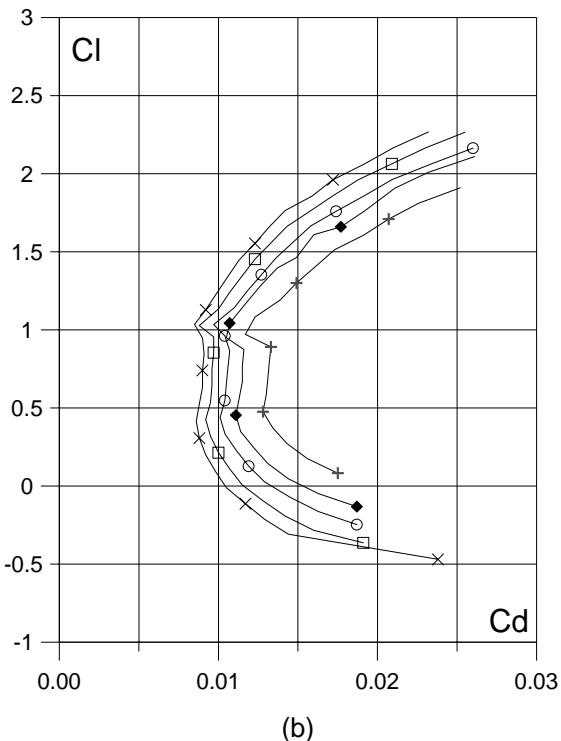


Fig. 5.12.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 769-1.5.  
 Perfil óptimo.



(a)

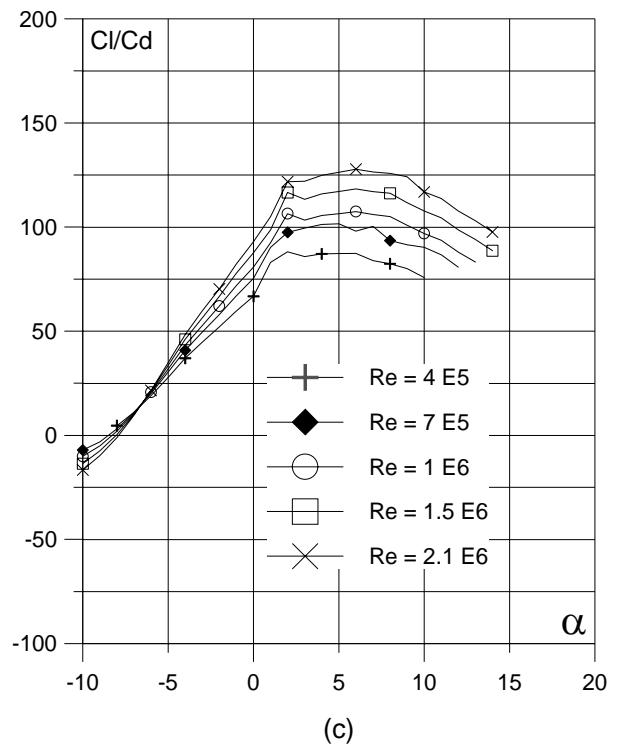


(b)

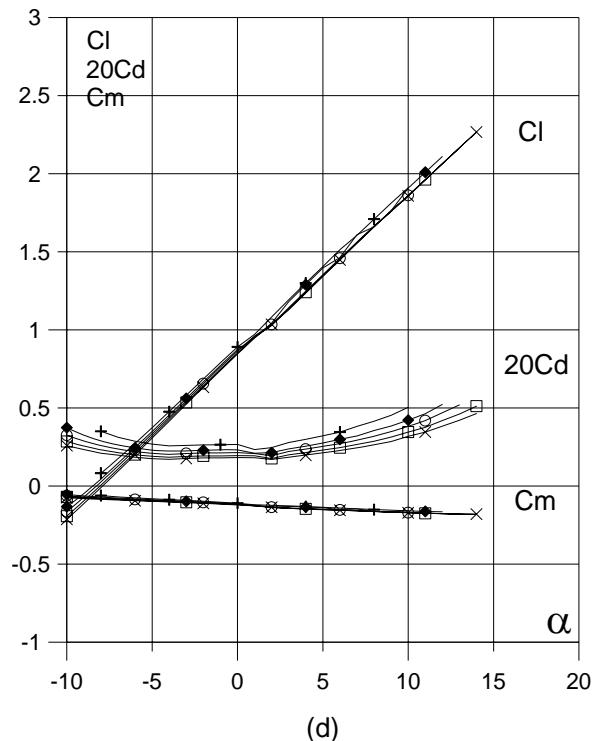
Fig. 5.12.2.1.7. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha_L \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y

(b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.7.

Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 5.12.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y

(d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque

del perfil ZAREA 769-1.7.

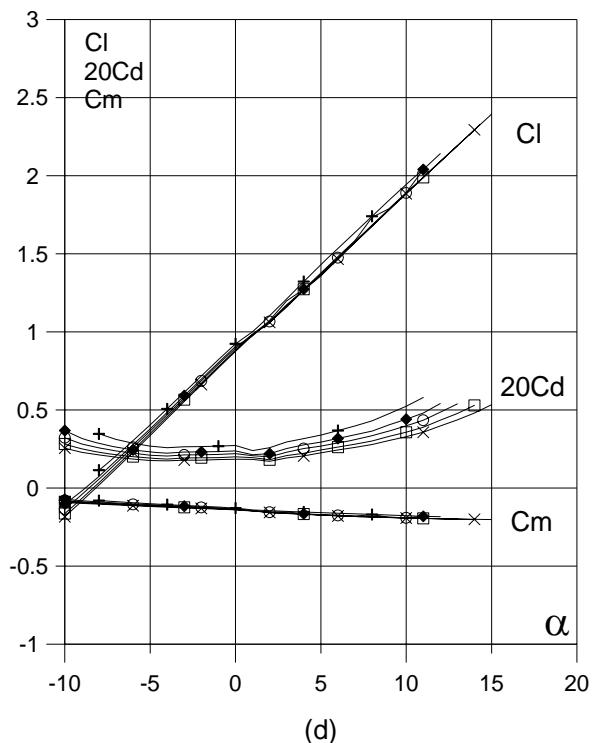
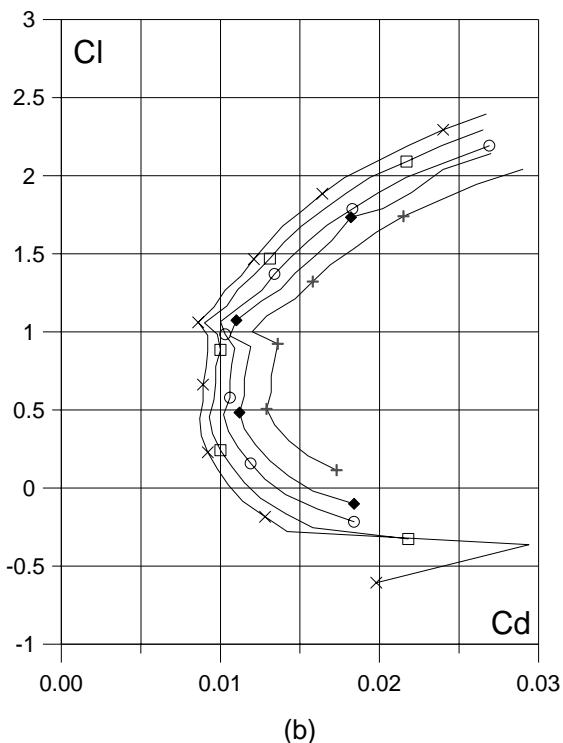
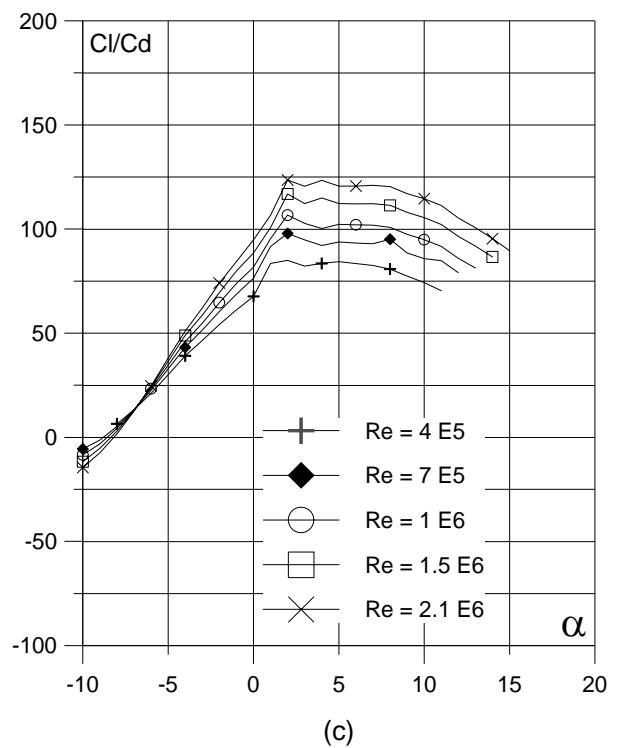
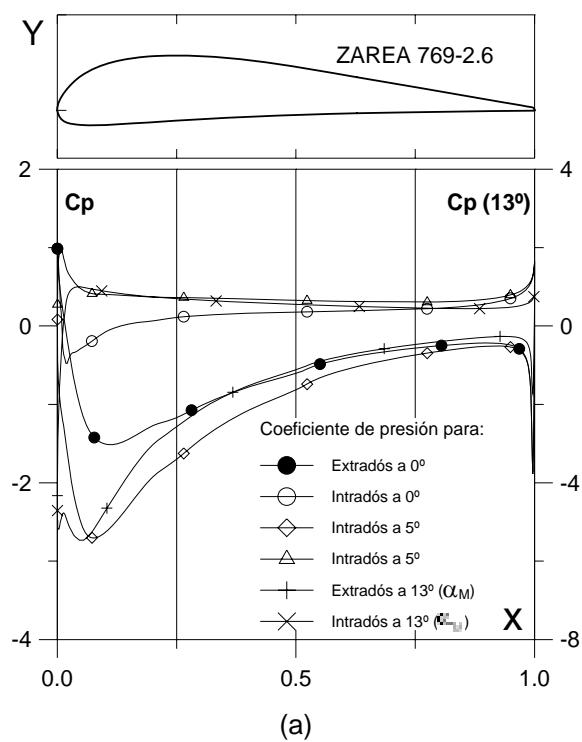


Fig. 5.12.2.2.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-2.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 5.12.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 769-2.6.

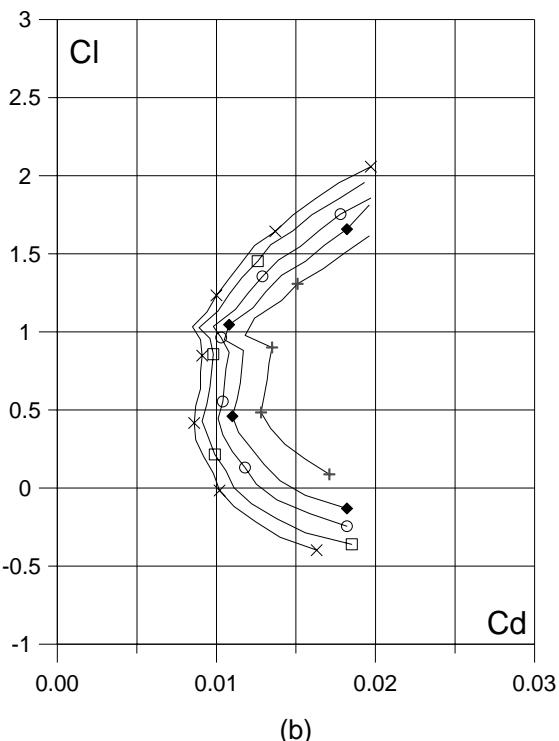
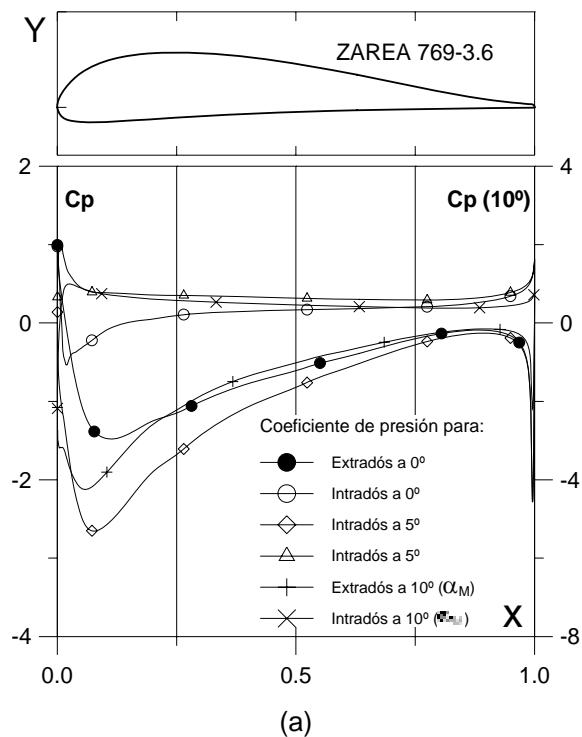


Fig. 5.12.2.3.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-3.6. Met. Panel y Capa Límite.

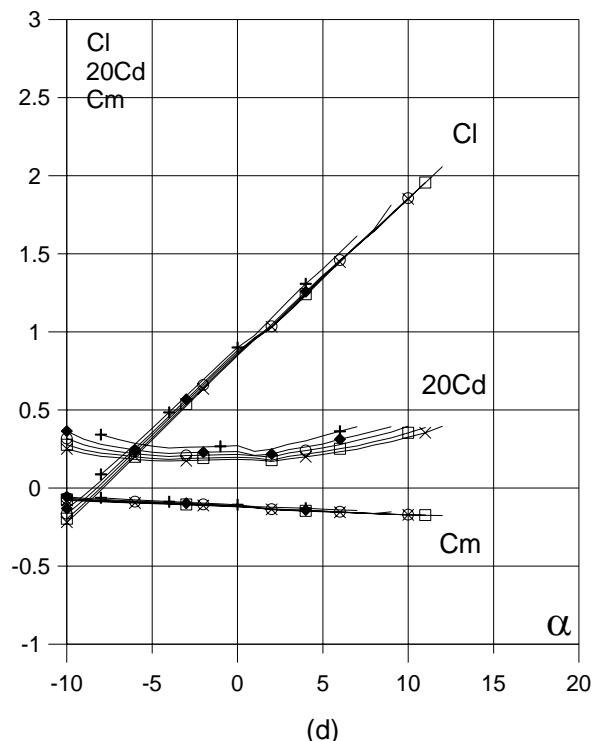
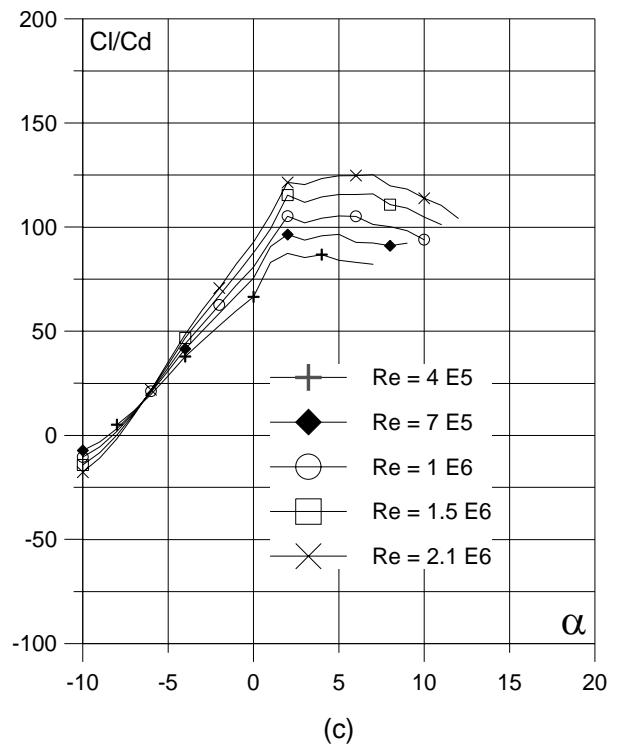


Fig. 5.12.2.3.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 769-3.6.

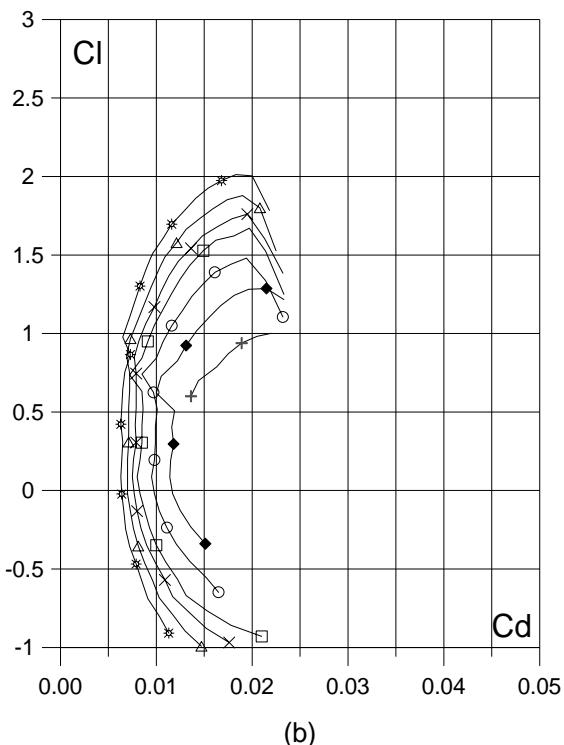
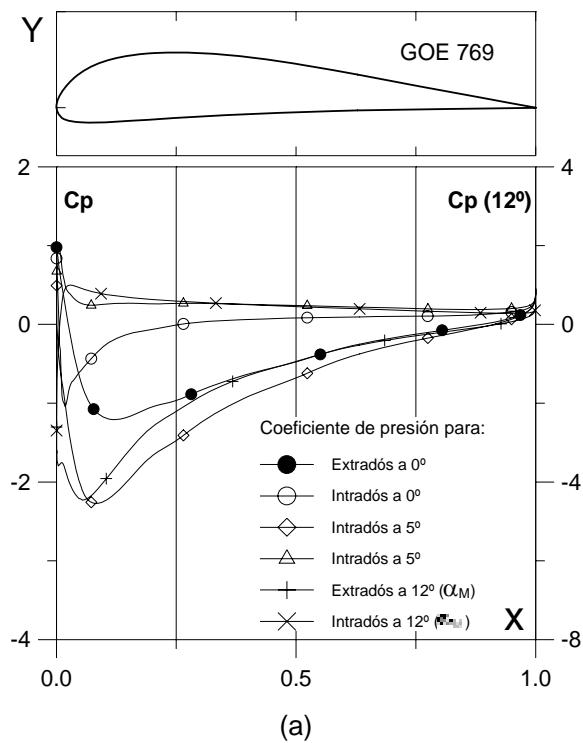


Fig. 5.12.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil GOE 769.  
 Met. Panel y Capa Límite.

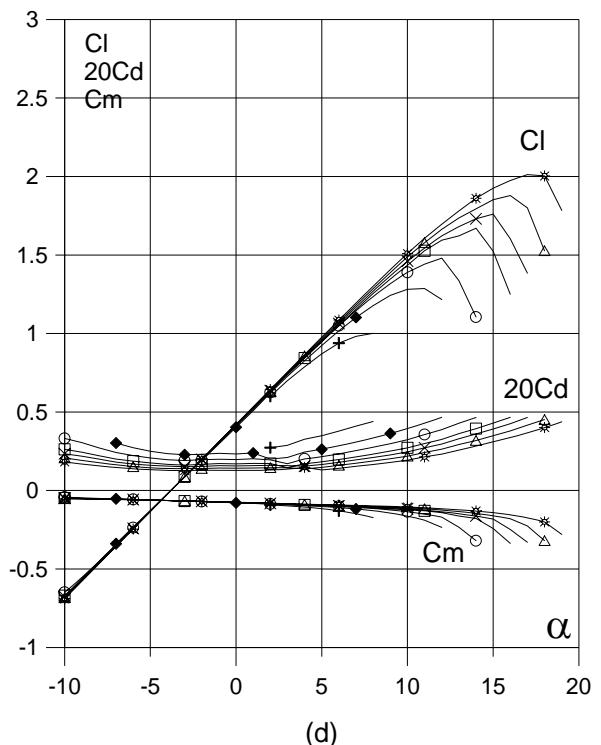
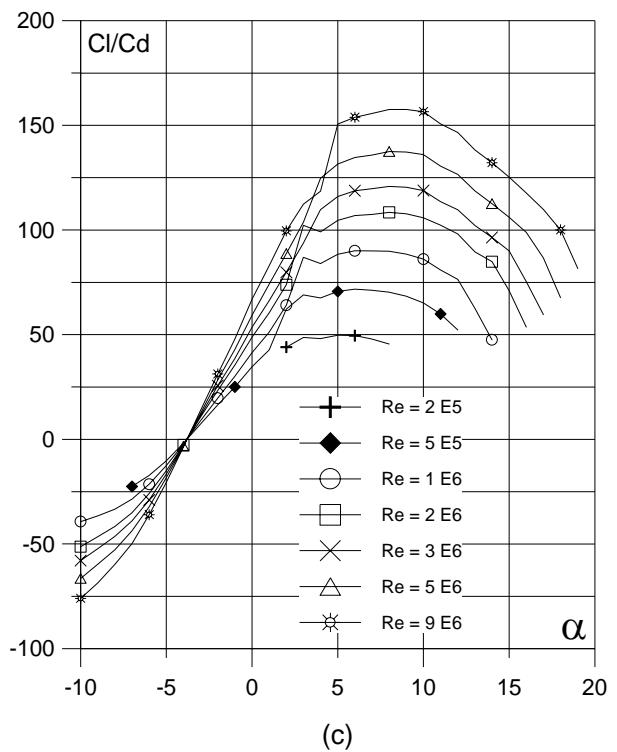


Fig. 5.12.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil GOE 769.

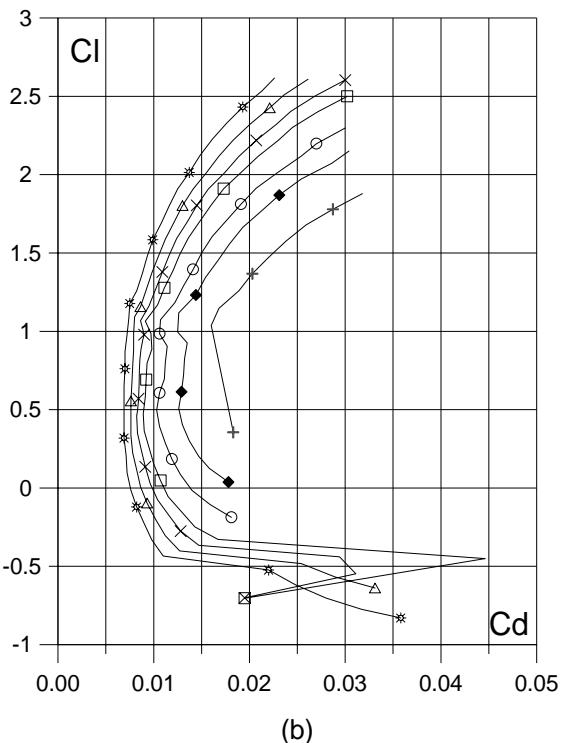
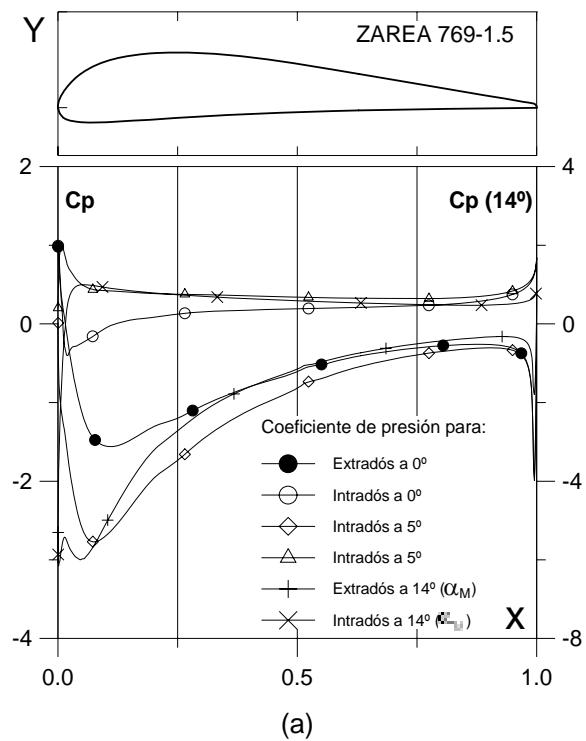


Fig. 5.12.3.1.5. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 769-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

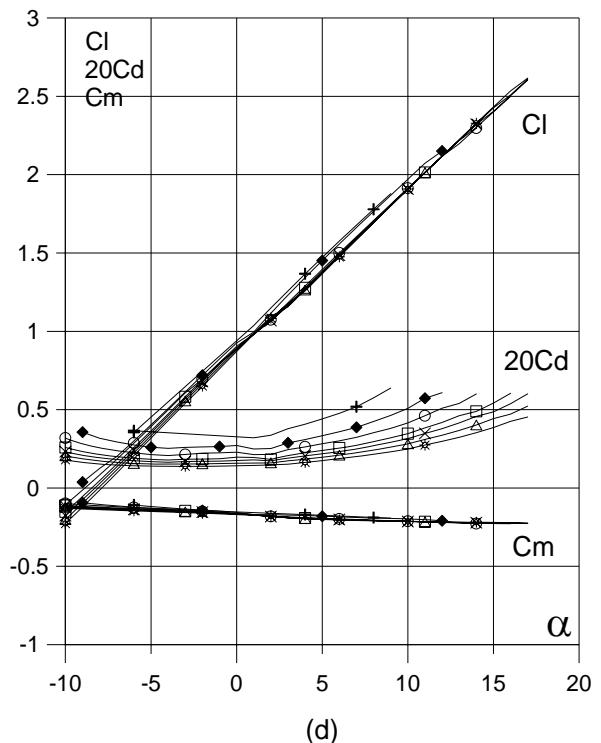
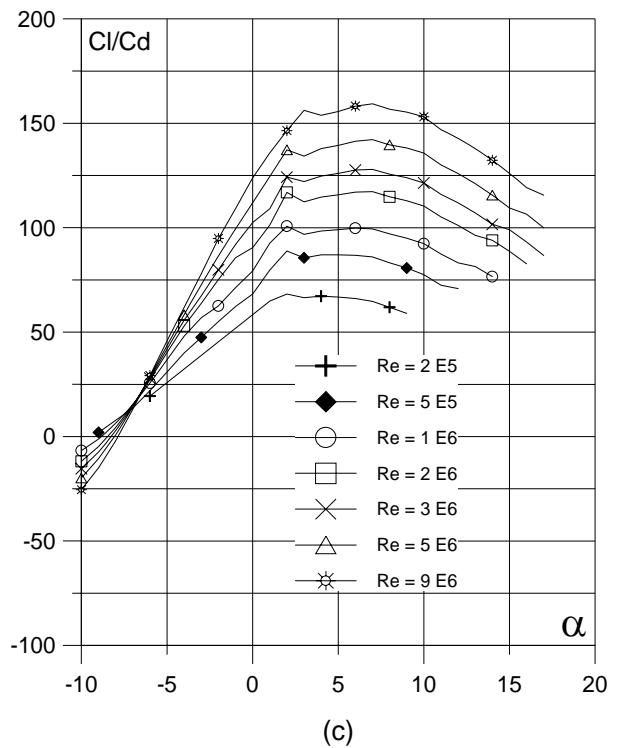


Fig. 5.12.3.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 769-1.5. Perfil óptimo.

TABLA 5.1: Caracteristicas geometricas de los perfiles GOE y modificados.

Perfil	$f_{\max}$ (%c)	$xf_{\max}$	$e_{\max}$ (%c)	$xe_{\max}$	A	$x_c$	$y_c$	$I_x$	$I_y$	$J_0$	$I_{xy}$	$R_f$ (%c)
GOE 436	3.779254	0.347000	11.185179	0.263000	0.074873	0.413533	0.044346	0.000209	0.016895	0.017104	0.001249	
ZAREA 436-1.5	3.768883	0.355000	11.178509	0.260000	0.076105	0.421462	0.044045	0.000211	0.017907	0.018117	0.001277	1.0889
ZAREA 436-1.6	3.771895	0.351000	11.181392	0.261000	0.075749	0.419291	0.044103	0.000210	0.017626	0.017837	0.001267	0.8384
ZAREA 436-1.7	3.775107	0.349000	11.183516	0.262000	0.075448	0.417397	0.044166	0.000210	0.017384	0.017594	0.001260	0.6184
ZAREA 436-2.6	3.772676	0.352000	11.180164	0.261000	0.075441	0.417434	0.044149	0.000210	0.017390	0.017600	0.001259	0.8384
GOE 508	5.650244	0.394000	16.605791	0.289000	0.112147	0.413891	0.067077	0.000718	0.025158	0.025876	0.002861	
ZAREA 508-1.3	5.659440	0.402000	16.568313	0.285000	0.114708	0.424299	0.066572	0.000725	0.027161	0.027885	0.002956	1.9040
ZAREA 508-1.4	5.657614	0.401000	16.573356	0.286000	0.114294	0.422705	0.066620	0.000723	0.026848	0.027571	0.002938	1.6405
ZAREA 508-1.5	5.655806	0.400000	16.578333	0.286000	0.113906	0.421201	0.066671	0.000722	0.026555	0.027277	0.002921	1.3973
ZAREA 508-2.4	5.655407	0.401000	16.575356	0.286000	0.113942	0.421534	0.066609	0.000721	0.026620	0.027341	0.002919	1.6405
ZAREA 508-3.4	5.656194	0.401000	16.574470	0.286000	0.113166	0.418574	0.066696	0.000719	0.026052	0.026771	0.002884	1.6405
GOE 596	4.056445	0.370000	9.876234	0.275000	0.065468	0.413702	0.038997	0.000142	0.014726	0.014868	0.000964	
ZAREA 596-1.2	4.053139	0.382000	9.851461	0.269000	0.067686	0.429151	0.038618	0.000144	0.016479	0.016623	0.001016	1.5970
ZAREA 596-1.4	4.051917	0.378000	9.860042	0.271000	0.066892	0.423983	0.038677	0.000143	0.015880	0.016023	0.000994	1.1460
ZAREA 596-1.6	4.052796	0.374000	9.868041	0.273000	0.066306	0.419943	0.038767	0.000142	0.015421	0.015563	0.000980	0.7575
ZAREA 596-2.5	4.052187	0.375000	9.865517	0.272000	0.066360	0.420471	0.038732	0.000142	0.015481	0.015623	0.000980	0.9826
ZAREA 596-3.5	4.054185	0.373000	9.868788	0.273000	0.066233	0.419746	0.038728	0.000142	0.015400	0.015542	0.000975	0.9826
GOE 683	2.955230	0.326000	20.048533	0.281000	0.135005	0.422687	0.079471	0.001216	0.031532	0.032748	0.004156	
ZAREA 683-1.2	2.941613	0.328000	20.029288	0.279000	0.138319	0.432880	0.079273	0.001237	0.033953	0.035190	0.004344	1.8625
ZAREA 683-1.4	2.945237	0.328000	20.032236	0.280000	0.137237	0.429782	0.079252	0.001228	0.033200	0.034429	0.004275	1.3508
ZAREA 683-1.6	2.948016	0.328000	20.036392	0.280000	0.136374	0.427170	0.079286	0.001223	0.032578	0.033800	0.004225	0.8992
ZAREA 683-2.4	2.939488	0.328000	20.025575	0.279000	0.137060	0.429423	0.079201	0.001226	0.033110	0.034336	0.004261	1.3508
ZAREA 683-3.4	2.938272	0.328000	20.026117	0.279000	0.136115	0.426676	0.079188	0.001219	0.032461	0.033680	0.004200	1.3508
GOE 766	1.483478	0.196000	12.191283	0.252000	0.078618	0.400199	0.047514	0.000255	0.016813	0.017067	0.001332	
ZAREA 766-1.5	1.487718	0.196000	12.192612	0.251000	0.079921	0.407241	0.047360	0.000257	0.017733	0.017990	0.001370	0.5907
ZAREA 766-1.6	1.485896	0.196000	12.191467	0.251000	0.079544	0.405383	0.047369	0.000256	0.017486	0.017742	0.001357	0.4558
ZAREA 766-1.8	1.485521	0.196000	12.191221	0.251000	0.078916	0.402095	0.047420	0.000255	0.017057	0.017312	0.001338	0.2342
ZAREA 766-3.8	1.489145	0.195000	12.189594	0.250000	0.078797	0.401472	0.047428	0.000255	0.016979	0.017233	0.001334	0.2342
GOE 769	4.785711	0.322000	13.941272	0.224000	0.085115	0.375766	0.053606	0.000355	0.016438	0.016793	0.001470	
ZAREA 769-1.2	4.771146	0.321000	13.959799	0.223000	0.088256	0.391901	0.053056	0.000361	0.018642	0.019003	0.001561	1.4832
ZAREA 769-1.5	4.779207	0.321000	13.949718	0.223000	0.086923	0.385380	0.053214	0.000358	0.017731	0.018089	0.001519	0.9019
ZAREA 769-1.7	4.779207	0.321000	13.949718	0.223000	0.086923	0.385380	0.053214	0.000358	0.017731	0.018089	0.001519	0.5114
ZAREA 769-2.6	4.781559	0.322000	13.946015	0.224000	0.086429	0.382936	0.053282	0.000357	0.017396	0.017753	0.001504	0.6936
ZAREA 769-3.6	4.779135	0.321000	13.949551	0.224000	0.084675	0.373959	0.053612	0.000354	0.016213	0.016567	0.001453	0.6936

TABLA 5.2: Parametros aerodinamicos experimentales (\*) y computacionales de los perfiles GOE y modificados.

Perfil	Nº de Reynolds	$\alpha_{CLmax}$	$C_{Lmax}$	$C_{DLmax}$	$(C_L/C_D)_{dmax}$	$(C_L/C_D)_{max}$	$\alpha_{(CL/CD)max}$
* GOE 436	420000	9°	1.19	0.0284	41.90141	78.04878	5°
GOE 436	"	13°	1.39324	0.033081	42.11602	74.53663	5°
ZAREA 436-1.5	"	11°	2.0137	0.0352	57.282	88.9983	4°
ZAREA 436-1.6	"	11°	1.9931	0.033342	59.77746	91.84954	4°
ZAREA 436-1.7	"	10°	1.8804	0.0291	64.7015	94.3555	4°
ZAREA 436-2.6	"	10°	1.9074	0.0307	62.0465	92.1202	4°
GOE 436	1000000	13	1.4843	0.0265	55.9367	98.3672	5
ZAREA 436-1.6	"	13	2.1322	0.0342	62.3575	108.127	4
* GOE 508	420000	14°	1.43				
GOE 508	"	11°	1.37643	0.024113	57.08249	78.87522	5°
ZAREA 508-1.3	"	9°	1.949	0.0284	68.708	85.4828	3°
ZAREA 508-1.4	"	9°	1.95104	0.027372	71.27868	88.96229	3°
ZAREA 508-1.5	"	9°	1.9465	0.0266	73.1288	91.8352	3°
ZAREA 508-2.4	"	9°	1.94662	0.027382	71.09123	88.95821	3°
ZAREA 508-3.4	"	7°	1.75516	0.025035	70.10825	88.62598	3°
GOE 508	1000000	11	1.4703	0.019	77.2495	104.0057	5
ZAREA 508-1.4	"	11	2.0887	0.032	65.2521	107.7454	3
* GOE 596	420000	11°	1.14	0.037	30.81081	71.18644	4°
GOE 596	"	13°	1.33692	0.034452	38.8053	83.66096	4°
ZAREA 596-1.2	"	10°	1.9503	0.0358	54.5512	87.9388	2°
ZAREA 596-1.4	"	11°	2.0219	0.037	54.7118	99.3685	3°
ZAREA 596-1.6	"	11°	1.9972	0.0355	56.3223	105.4221	3°
ZAREA 596-2.5	"	11°	2.0063	0.0355	56.5362	102.7723	3°
ZAREA 596-3.5	"	9°	1.8314	0.0285	64.344	102.6522	3°
GOE 596	1000000	13	1.4458	0.0272	53.0674	109.3359	4
ZAREA 596-1.6	"	12	2.0443	0.0317	64.5215	124.1533	2
* GOE 683	420000	14°	1.25	0.0624	20.03205	47.08738	7°
GOE 683	"	11°	0.84943	0.024085	35.26801	52.97868	6°
ZAREA 683-1.2	"	9°	1.5856	0.0279	56.7661	71.827	6°
ZAREA 683-1.4	"	8°	1.51438	0.02533	59.78603	75.84941	6°
ZAREA 683-1.6	"	7°	1.4046	0.0177	79.2731	79.4096	6°
ZAREA 683-2.4	"	9°	1.61492	0.027443	58.84634	75.83446	6°
ZAREA 683-3.4	"	6°	1.30881	0.017127	76.41794	76.41794	6°
GOE 683	1000000	8	0.8547	0.0121	70.9177	70.9177	8
ZAREA 683-1.4	"	10	1.5692	0.0237	66.1431	84.5806	6
* GOE 766	1500000	12°	1.22	0.1313	9.291698	20.90909	4°
GOE 766	"	14°	1.34428	0.022121	60.76941	90.791	7°
ZAREA 766-1.5	"	14°	1.9617	0.0281	69.8885	113.3084	6°
ZAREA 766-1.6	"	14°	1.936	0.0271	71.3413	113.6507	6°
ZAREA 766-1.8	"	13°	1.77265	0.022278	79.56953	111.9691	6°
ZAREA 766-3.8	"	11°	1.5747	0.018	87.3745	110.7118	7°
GOE 766	1000000	13	1.2486	0.0223	56.0754	86.9138	7
ZAREA 766-1.6	"	13	1.8397	0.0272	67.6624	103.6493	6
* GOE 769	"	12°	1.6	0.0234	68.37607	109.0226	9°
GOE 769	"	12°	1.47932	0.019364	76.39538	90.07388	6°
ZAREA 769-1.2	"	15°	2.4012	0.035	68.6691	93.3866	6°
ZAREA 769-1.5	"	14°	2.297	0.03	76.5922	100.8074	2°
ZAREA 769-1.7	"	13°	2.1631	0.026	83.2859	107.4569	6°
ZAREA 769-2.6	"	13°	2.1911	0.0269	81.4112	106.7703	2°
ZAREA 769-3.6	"	10°	1.8561	0.0197	93.9983	105.3438	5°

\* Datos experimentales obtenidos en ensayos en tuneles de viento, publicados en los catalogos de perfiles de N. Riegels y S. J. Miley.

## 5.2. CARACTERIZACION GLOBAL DE LOS PERFILES ESTUDIADOS.

Al comparar las evaluaciones computacional y experimental para los distintos perfiles de referencia pone en evidencia que los valores arrojados por el programa visualfoil 4.1 prácticamente coinciden con los valores experimentales en un amplio rango de valores. En el caso de los perfiles GOE 508, GOE 683 y GOE 769 los valores calculados para  $C_L$  son ligeramente menores que los experimentales, resultando mas conservadores.

Los perfiles trazados se caracterizan por los parámetros geométricos:  $e_{max}$ : 9.8762%-20.0485%,  $X_{e_{max}}$ : 0.224- 0.289,  $f_{max}$ : 1.4834%-5.650%,  $X_{f_{max}}$ : 0.196-0.394 y valores del radio de fuga comprendidos entre 0.45% y 1.6%.

Este grupo presentó los mejores resultados entre los tres grupos de perfiles estudiados, con aumentos en  $C_{L_{max}}$  del 52% y 23% en la fineza máxima.

Los perfiles modificados se caracterizan por el incremento del coeficiente de sustentación en comparación a los perfiles homólogos de referencia. La curva  $C_L$  vs.  $\alpha$  para cada uno de los perfiles modificados se presenta como la traslación en la dirección vertical de la curva del perfil de base. La pendiente de esta curva se mantiene hasta  $C_{L_{max}}$ , a diferencia de lo que ocurre para el perfil base, que disminuye paulatinamente su valor al acercarse a este valor.

En los perfiles modificados se detalla un incremento en los valores correspondientes al arrastre.

Las curvas  $C_D$  vs.  $\alpha$  presentan puntos coincidentes y luego una separación que aumenta con el ángulo de ataque. En todos los casos  $C_{D(L_{max})}$  es mayor en relación al perfil de referencia.

Los cambios en  $C_L$  y  $C_D$  tienen efecto en las curvas de fineza aerodinámica de los perfiles modificados: Los valores de Cl/Cd son mayores a los del perfil de referencia en el intervalo donde el incremento en  $C_L$  es proporcionalmente mayor al del arrastre, esto ocurre al menos hasta que se alcanza el valor de  $C_{L_{max}}$  (del perfil modificado). Al aumentar el ángulo de ataque y por consiguiente el arrastre, las dos curvas se van aproximando y en todos los casos (a excepción del perfil ZAREA 766-1.6), para números de Reynolds suficientemente grandes existe un intervalo donde la fineza del perfil modificado resulta inferior.

Las diferencias en los valores de  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_L / C_D$  entre los perfiles modificados y el perfil de referencia GOE 683 se pueden apreciar en las figuras 5.1. b, c y d.

Los valores correspondientes al momento aerodinámico, calculado para los perfiles modificados, aumentan en valor absoluto respecto a los perfiles de base. El coeficiente de presión disminuye a lo largo del extradós y aumenta para el intradós, especialmente en la zona próxima al borde de fuga, Fig. 5.1. a y c.

Para un perfil de referencia dado, el arrastre es mas elevado en los perfiles con mayor radio de fuga, mientras que las variaciones en los valores de  $C_L$  no son significativas, por lo que la fineza aerodinámica tiende a disminuir a medida que aumenta  $r_f$ . Los valores excesivamente pequeños del radio de fuga, ocasionan el desprendimiento de la capa límite a un menor ángulo de ataque y valores de  $C_{L_{max}}$  menores. Esto condujo a la selección de un perfil con un comportamiento equilibrado por los diferentes parámetros.

Los valores de los parámetros aerodinámicos obtenidos de los perfiles con distintas curvas de empalme, no presentan grandes diferencias excepto en el ángulo de ataque previo al desprendimiento que es inferior el caso de los perfiles con empalme cóncavo.

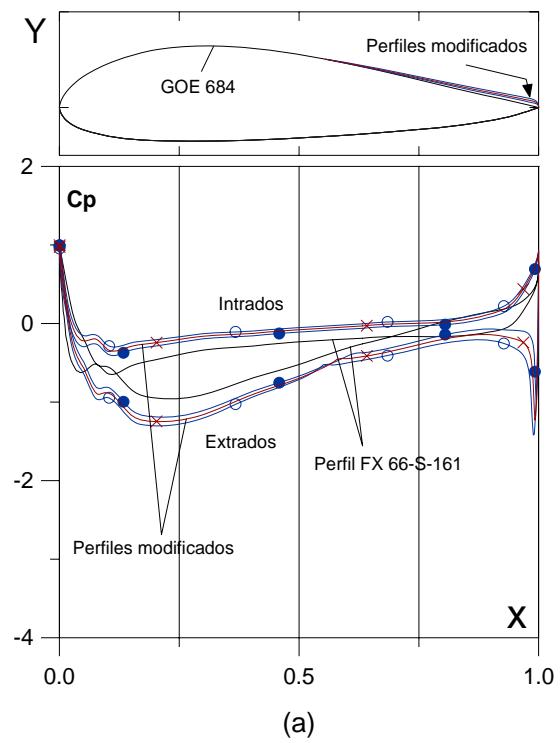
### **5.3. COMENTARIOS INDIVIDUALIZADOS SOBRE LOS PERFILES SELECCIONADOS.**

Para fines de análisis comparativo del comportamiento aerodinámico de los perfiles estudiados se presentan de acuerdo al aumento en el valor de  $C_{L_{max}}$  experimentado con la modificación del borde de fuga (en orden decreciente). En cada caso se emplea el perfil modificado que presenta mejores características.

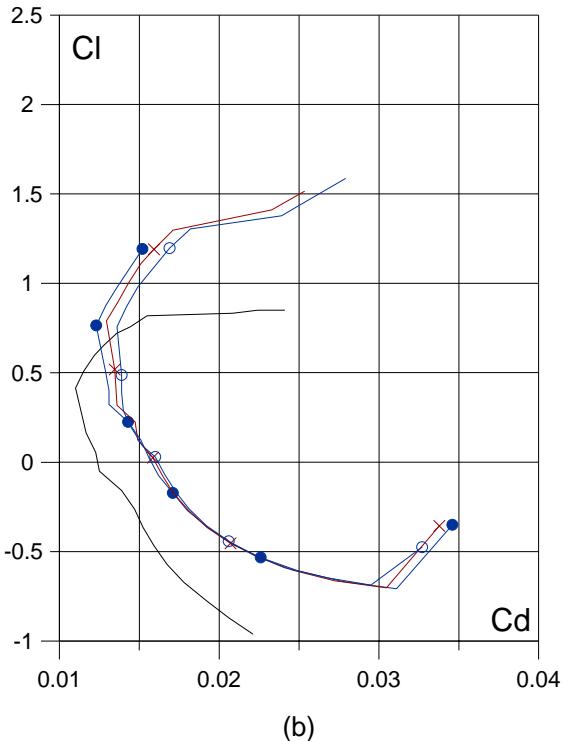
#### **Perfil GOE 683 y ZAREA 683-1.4.**

En la figura 5.10.1, se presentan el contorno y las curvas características para el numero de Reynolds  $Re: 4.2 \times 10^5$  de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds:  $4.2 \times 10^5$  y  $1.7 \times 10^5$  del mismo perfil y del perfil ZAREA 683-1.4, obtenida utilizando el programa VisualFoil, se pueden observar en las figuras 5.100.2 y 5.10.2.1.4 respectivamente.

La evaluación computacional aproxima muy bien a los valores experimentales en el rango  $\alpha \in [0,5^\circ]$ . Para ángulos mayores los valores de  $C_L$  calculados resultan menores a los experimentales.

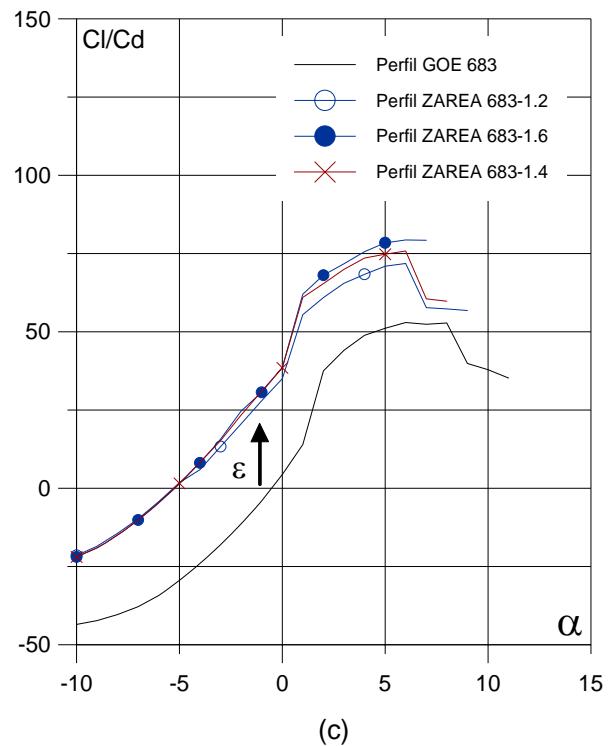


(a)

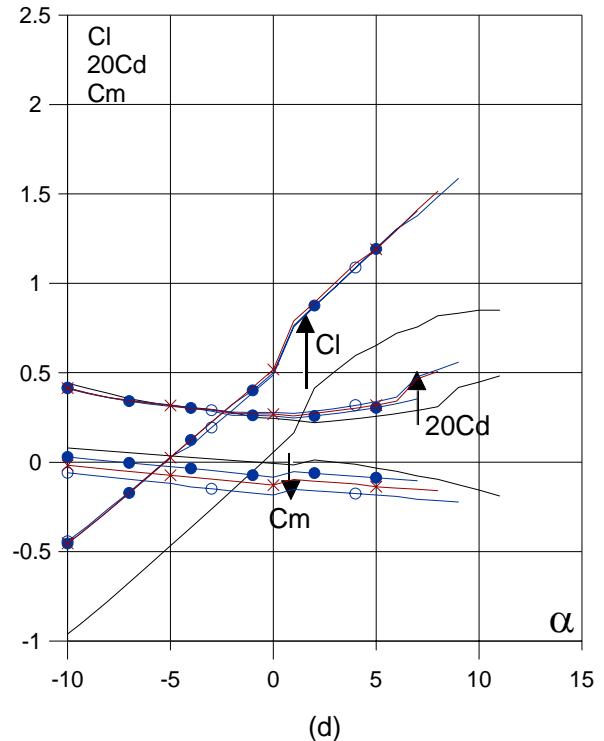


(b)

Fig. 5.1. (a)  $C_p (0^\circ)$  vs.  $X$  y (b) Curvas Polares del perfil GOE 683 y modificados con diferente radio del borde defuga para  $Re = 4.2 \times 10^5$ .



(c)



(d)

Fig. 5.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Angulo de ataque del perfil GOE 683 y modificados.

El perfil de base se caracteriza por el mayor espesor máximo del grupo: 20.48%c, situado a un 28.10% de la cuerda, una flecha máxima de 2.95%c y  $X_{f_{max}}$  : 0.32. Presenta el mayor incremento en los valores de  $C_{L_{max}}$  (79.76%) y fineza aerodinámica (43.17%) pasando de un desempeño pobre con  $C_{L_{max}}$  : 0.84 a uno mediano,  $C_{L_{max}}$  : 1.51 correspondiente al perfil modificado ZAREA 683-1.4. Los valores de  $C_L$  y fineza aumentan para todo el rango de variación del ángulo de ataque para los números de Reynolds mencionados.

Las curvas de  $C_D$  vs.  $\alpha$  del perfil base y el modificado presentan puntos coincidentes y luego muestran una separación que aumenta con el ángulo de ataque. El valor de Cdmax: 0.02533, correspondiente al perfil modificado, es mayor al del perfil de referencia en un 5.16%.

Para números de Reynolds mayores a 1 E6 los valores de la fineza del perfil modificado resultan inferiores a los del perfil base en el intervalo  $\alpha \in [6^\circ, 8^\circ]$ .

### **Perfil GOE 769 y ZAREA 769-1.5.**

En la figura 5.12.2, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 4 E5, 7E5, 1 E6 1.6 E6, 2.1 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 769-1.5, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden observar en las figuras 5.12.2 y 5.12.2.1.5 respectivamente.

Los valores correspondientes a  $C_D$  y  $C_M$  arrojados por el programa, aproximan muy bien a los valores experimentales en el rango  $\alpha \in [-5^\circ, 10^\circ]$ . En este intervalo los valores de  $C_L$  calculados resultan un poco menores a los experimentales, resultando más conservadores.

El perfil GOE 769 presenta un espesor máximo,  $e_{max}$  : 13.94%, ubicado cerca del borde de ataque,  $X_{e_{max}}$  : 0.224 y una flecha de 4.7857%, con  $X_{f_{max}}$  : 0.322 (igual a la del perfil GOE 683). Muestra el segundo mayor incremento en  $C_{L_{max}}$ , con valores de  $C_{L_{max}}$  : 1.47 para el perfil base y  $C_{L_{max}}$  : 2.29 (el mayor valor entre los perfiles modificados del grupo) para el perfil ZAREA 769-1.5. La fineza mejora en un 11.91%, con un valor de  $(C_L / C_D)_{max}$  : 90.07% para el perfil GOE 769. Los valores de sustentación y fineza del perfil modificado aumentan en todo el intervalo de variación de  $\alpha$  para los números de Reynolds señalados.

Las curvas  $C_D$  vs.  $\alpha$  casi se superponen en el rango  $\alpha \in [-10^\circ, 2^\circ]$ , a partir de este valor el arrastre en el perfil modificado aumenta mas que el de perfil de referencia con el ángulo de

ataque. El valor de  $C_{D(L_{max})}$ : 0.03, del perfil modificado, es mayor al del perfil de referencia en un 55%.

Para números de Reynolds mayores a 5 E6 los valores de la fineza del perfil modificado resultan inferiores a los del perfil base en el intervalo  $\alpha \in [8^\circ, 14^\circ]$ .

### **Perfil GOE 596 y ZAREA 596-1.6.**

En la figura 5.9.1, se presentan el contorno y las curvas características para el numero de Reynolds Re: 4.2 E5 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds: 4.2 E5 y 1.7 E5 del mismo perfil y del perfil ZAREA 596-1.6, obtenida utilizando el programa VisualFoil, se pueden observar en las figuras 5.9.2 y 5.9.2.1.6 respectivamente.

Los valores calculados por el programa VisualFoil aproximan bien los valores experimentales en el rango de variación del ángulo de ataque  $[-1^\circ, 7^\circ]$

El perfil de base, GOE 683, caracteriza por ser el mas delgado de la muestra,  $e_{max}$ : 9.87%c, con  $X_{e_{max}}$ : 0.27,  $f_{max}$ : 4.05% y  $X_{f_{max}}$ : 0.37. Este perfil presenta un valor mediano correspondiente a la sustentación ( $C_{L_{max}}$ : 1.33) y se observa un valor alto de este parámetro en el perfil modificado ( $C_{L_{max}}$ : 1.99). La fineza mejora un 26%, con  $(C_L / C_D)_{max}$ : 105.42% para el perfil ZAREA 596-1.6. Los valores de sustentación y fineza del perfil modificado aumentan en todo el intervalo de variación para los valores del número de Reynolds mencionados arriba.

El valor de  $C_{D(L_{max})}$  es mayor al del perfil de referencia solo en un 3%, con  $C_{D(L_{max})}$ : 0.0355 para el perfil modificado.

Para números de Reynolds mayores a 1 E6 los valores de la fineza del perfil modificado resultan inferiores a los del perfil base en el intervalo  $\alpha \in [3^\circ, 6^\circ]$ .

### **Perfil GOE 766 y ZAREA 766-1.6.**

En la figura 5.11.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 1 E6, 7E5, 1.9 E6 y 2.4 E6, de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds arriba mencionados del mismo perfil y del perfil ZAREA 766-1.6, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden observar en las figuras 5.11.2 y 5.11.2.1.6 respectivamente.

Las curvas trazadas con los datos obtenidos del programa prácticamente coinciden con las experimentales en el intervalo  $\alpha \in [-4^\circ, 12^\circ]$ .

El perfil de base, GOE 766, tiene forma geométrica parecida a la del perfil GOE 683 pero con menor curvatura y espesor, con  $e_{max}$ : 12.19%c,  $f_{max}$ : 1.48 %c,  $X_{e_{max}}$ : 0.25,  $X_{f_{max}}$ : 0.19. El perfil modificado, ZAREA 766-1.6, muestra mejores valores en  $C_L$  y  $C_L/C_D$  para todos los valores del ángulo de ataque y números de Reynolds arriba mencionados, con  $C_{Lmax}$ : 1.93, 1.4 veces mayor al perfil de referencia y fineza  $(C_L/C_D)_{max}$ : 113.65, 25% mayor.

Como en los casos anteriores, el incremento en  $C_D$  es mayor para el perfil modificado cuando crece el ángulo de ataque. El valor de  $C_{D(Lmax)}$ : 0.0271, correspondiente al perfil modificado, es 22% mayor al de referencia.

Los valores de la fineza aerodinámica resultan mayores que los del perfil de base para todos los números de Reynolds estudiados (hasta Re: 9 E6).

#### **Perfil GOE 436 y ZAREA 436-1.6.**

En la figura 5.7.1, se presentan el contorno y las curvas características para el número de Reynolds Re: 4.2 E5 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds 4.2 E5 y 1.7 E5 del mismo perfil y del perfil ZAREA 436-1.6, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden observar en las figuras 5.7.2 y 5.7.2.1.6 respectivamente.

Los valores calculados por el programa VisualFoil aproximan bien los valores experimentales en el rango de variación del ángulo de ataque [-3°, 8°], con valores de  $C_L$ , calculados, ligeramente menores.

La forma de este perfil es muy similar a la del perfil GOE 596, mencionado anteriormente, con espesor máximo 13% mayor y una curvatura máxima menor: ( $f_{max}$ : 3.77%c), muestra incrementos en los parámetros  $C_{Lmax}$  y fineza parecidos al los del perfil GOE 596.  $C_{Lmax}$  aumenta en un 43% y la fineza en un 18%, con valores de  $C_{Lmax}$  y  $(C_L/C_D)_{max}$ , para el perfil modificado, iguales a 1.99 y 91.84 respectivamente.

El aumento en  $C_{D(Lmax)}$  (0.033342, correspondiente al perfil modificado) respecto al perfil de referencia es solo del 0.72%.

Los valores de la fineza aerodinámica resultan mayores que los del perfil de base para los números de Reynolds mayores a 1 E6 y  $\alpha > 7^\circ$ .

### **Perfil GOE 508 y ZAREA 508-1.4.**

En la figura 5.8.1, se presentan el contorno y las curvas características para el número de Reynolds Re: 4.2 E5 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds 4.2 E5 y 1.7 E5 del mismo perfil y del perfil ZAREA 508-1.4, obtenidas utilizando el programa VisualFoil, se pueden observar en las figuras 5.8.2 y 5.8.2.1.4 respectivamente.

Existe una buena aproximación entre los valores experimentales y los calculados en el intervalo  $\alpha \in [-5^\circ, 6^\circ]$ , con valores de  $C_L$  menores.

El perfil GOE 508, de espesor y flecha máxima relativamente grandes  $e_{max} : 16.60\%c$  y  $f_{max} : 5.65\%c$ , tiene incrementos mas bajos en  $C_{L_{max}}$  que los otros perfiles. Sin embargo, mejora en un 41.74% (con  $C_{L_{max}} : 1.37$  para el perfil de referencia), y la fineza maxima es 12.79% mayor. Los valores de  $C_L / C_D$  resultan mayores para el perfil modificado excepto para el intervalo  $\alpha \in [3.6]$  para el numero de Reynolds, Re: 4.2 E5.

El incremento en  $C_D$  es mayor para el perfil modificado cuando crece el ángulo de ataque. El valor de  $C_{D(L_{max})} : 0.027372$ , correspondiente al perfil modificado, es 13% mayor al de referencia.

Los valores de la fineza aerodinámica resultan mayores que los del perfil de base para los intervalos  $\alpha \in [3,6]$  para  $Re < 2 \text{ E}6$  y  $\alpha \in [3,12]$  para  $Re > 3 \text{ E}6$ .

## **6. CAPITULO 6. PERFILES NACA Y MODIFICADOS.**

### **6.1. CARACTERISTICAS AERODINAMICAS DE LOS PERFILES NACA Y MODIFICADOS ESTUDIADOS.**

Este capítulo contiene las curvas características aerodinámicas (CCA) experimentales y computacionales de cada uno de los perfiles estudiados de la serie NACA y de los perfiles modificados variando el radio del cuarto de circunferencia y el tipo de curva de empalme. Para cada perfil NACA seleccionado resultan 9 hojas que contienen las CCA obtenidas. Se presentan los gráficos correspondientes y luego los comentarios y la interpretación de los resultados.

Los gráficos se exponen en el siguiente orden:

La primera hoja contiene el contorno del perfil y su código de identificación y las familias de curvas características aerodinámicas para los valores del número de Reynolds correspondientes a los resultados experimentales disponibles. La segunda hoja ofrece la misma información pero obtenida utilizando en programa VisualFoil 4.1 considerando la modificación del flujo con el método panel y tomando en cuenta la capa límite sobre el perfil.

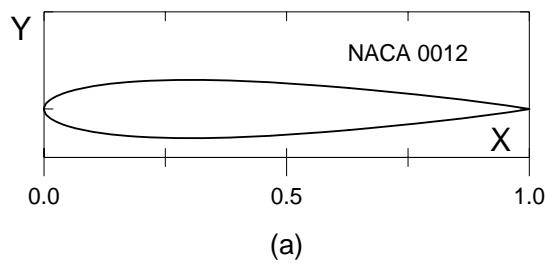
Las siguientes hojas suministran la misma información computacional para los perfiles modificados con distintos valores del radio de circunferencia del borde fuga y de los tres tipos de curvas de empalme para los mismos valores del número de Reynolds que aparecen en los resultados experimentales.

La penúltima hoja contiene las curvas características del perfil base calculadas para 7 números de Reynolds, Re: 2 E5, 5 E5, 1 E6, 2E6, 3E6, 5E6 y 9E6.

La última hoja ofrece las CCA para 7 valores del número de Reynolds del mejor perfil modificado.

La tabla 6.1 condensa las características geométricas:  $e_{max}$ ,  $X_{e_{max}}$ ,  $f_{max}$ ,  $X_{f_{max}}$ ,  $A$ ,  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_{xy}$ ,  $J_0$ , las coordenadas del centroide y el radio de fuga,  $r_f$ , de los perfiles estudiados.

En la tabla 6.2 se pueden apreciar los valores de los parámetros relevantes: numero de Reynolds (Re), el ángulo de ataque  $\alpha_{max}$  para el que se obtuvo  $C_{Lmax}$ , el valor máximo del coeficiente de sustentación,  $C_{Lmax}$ , el valor del coeficiente de arrastre,  $C_{D(Lmax)}$ , correspondiente al ángulo  $\alpha_{max}$ , el valor de  $(C_L / C_D)_{\alpha_{max}}$  asociado al ángulo  $\alpha_{max}$ , previo al desprendimiento del flujo, la fineza aerodinámica máxima,  $(C_L / C_D)_{max}$  y el ángulo de ataque correspondiente ( $\alpha_{aM}$ ).



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil NACA 0012.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.03%.

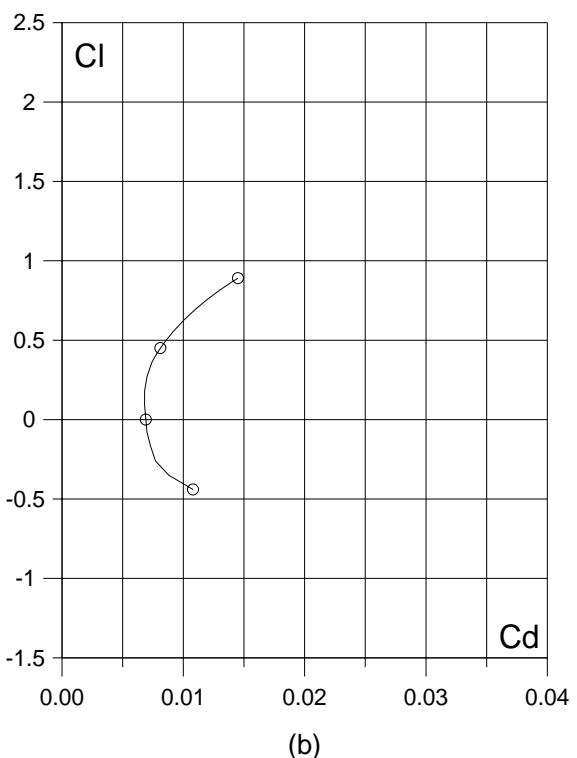


Fig. 6.13.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil NACA 0012.

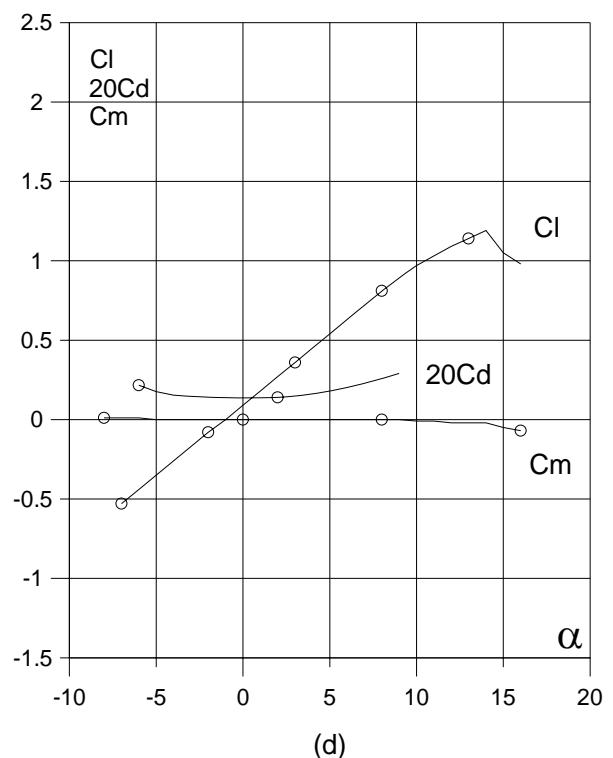
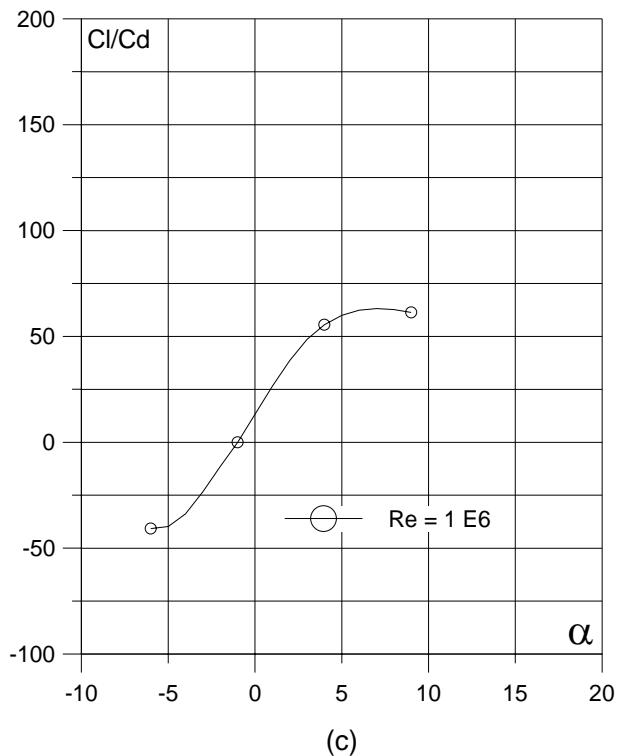


Fig. 6.13.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil NACA 0012.

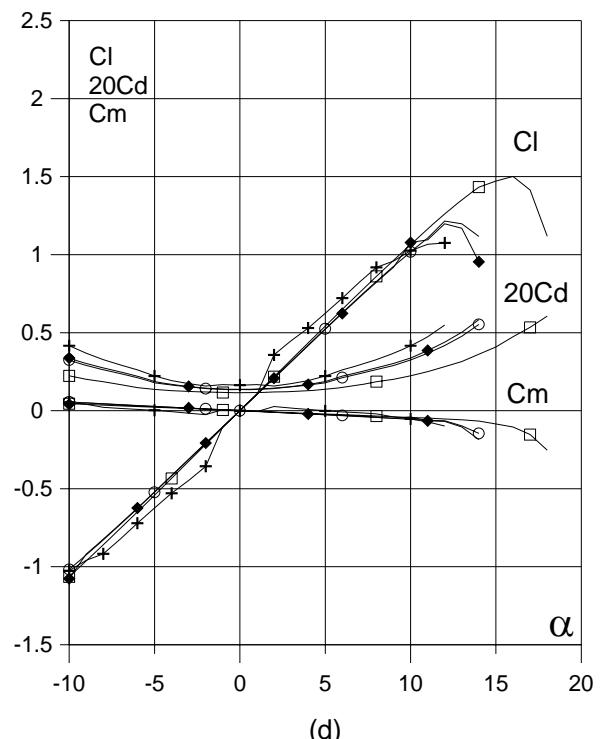
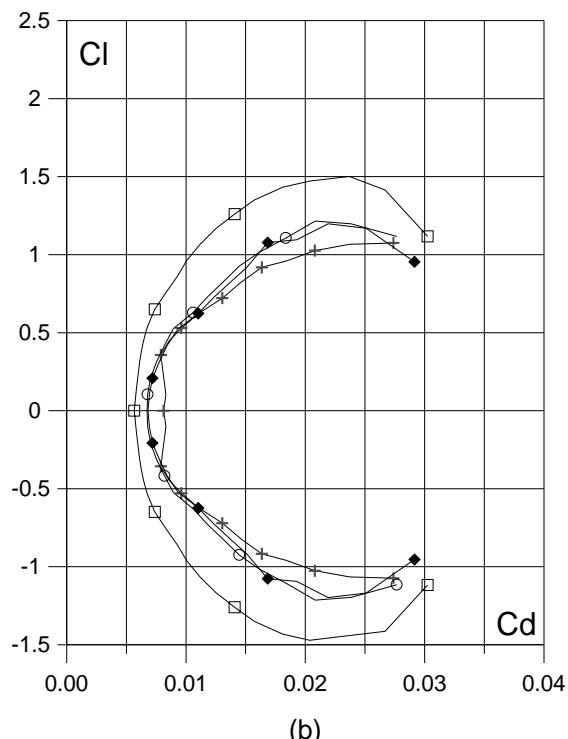
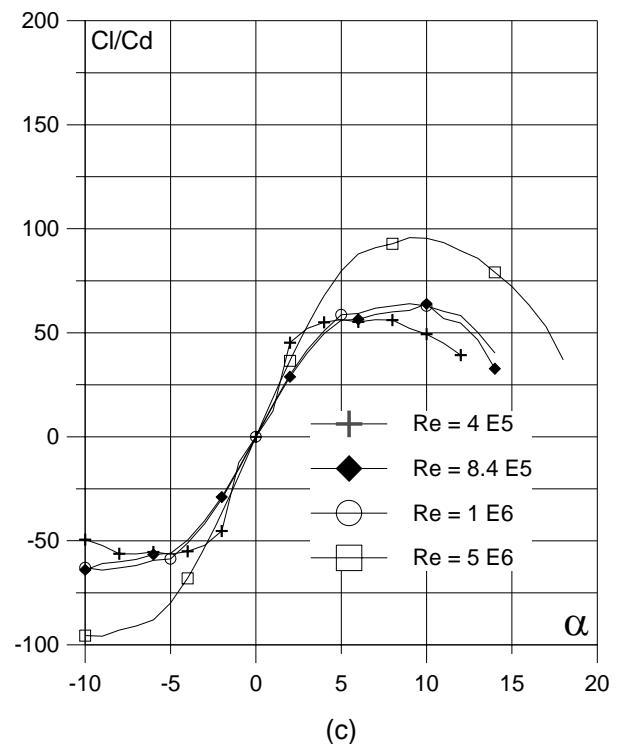
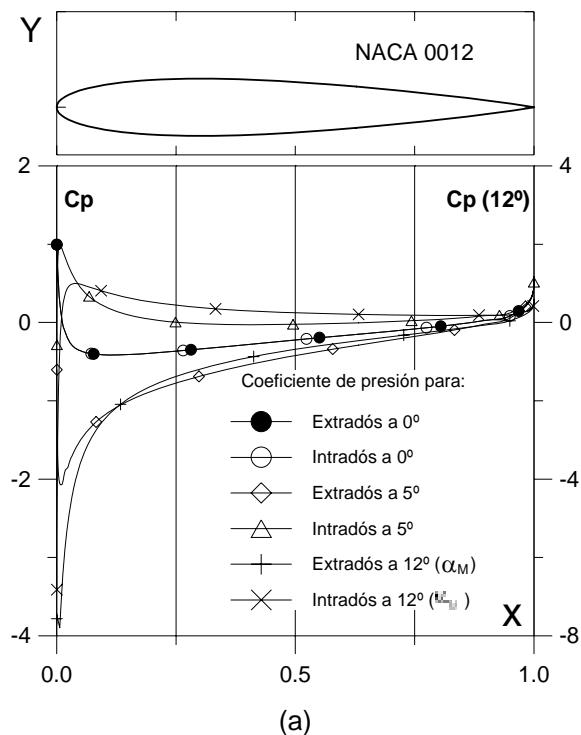


Fig. 6.13.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil NACA 0012.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.13.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil NACA 0012.

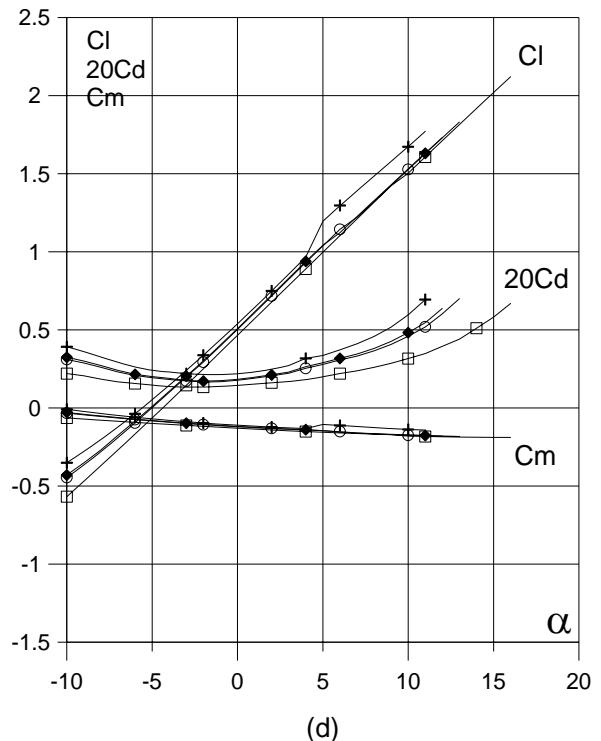
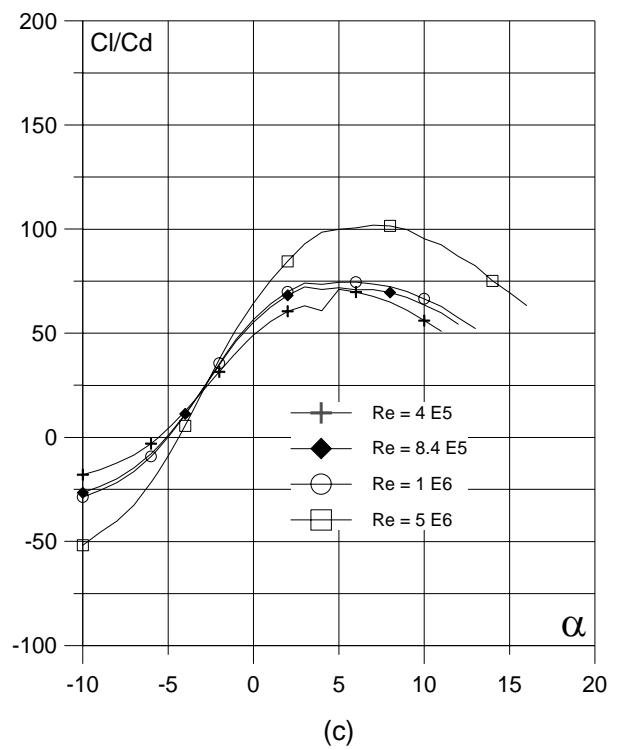
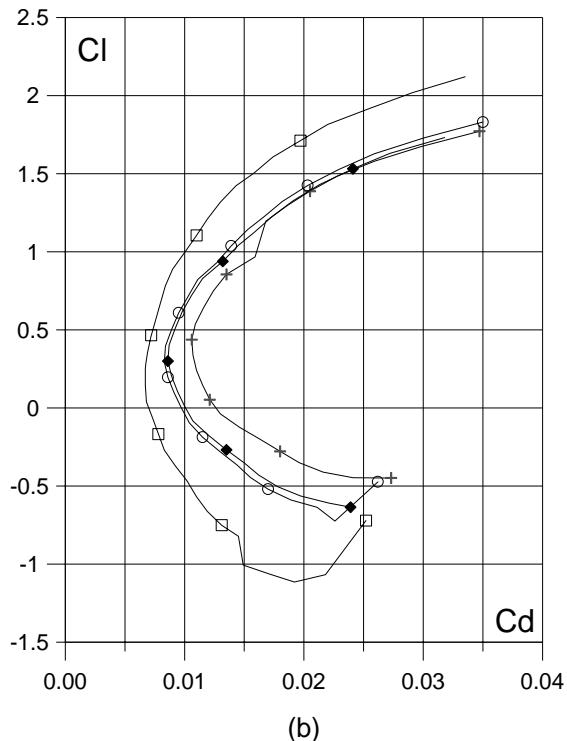
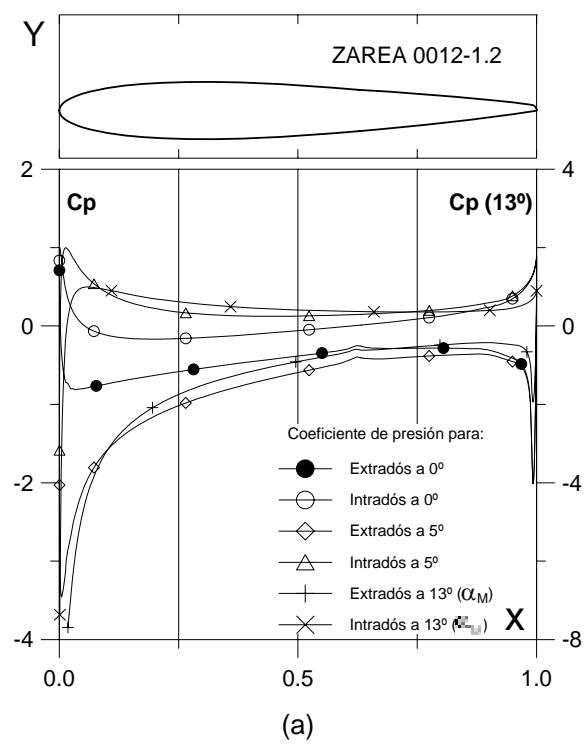


Fig. 6.13.2.1.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.2. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.13.2.1.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 0012-1.2.

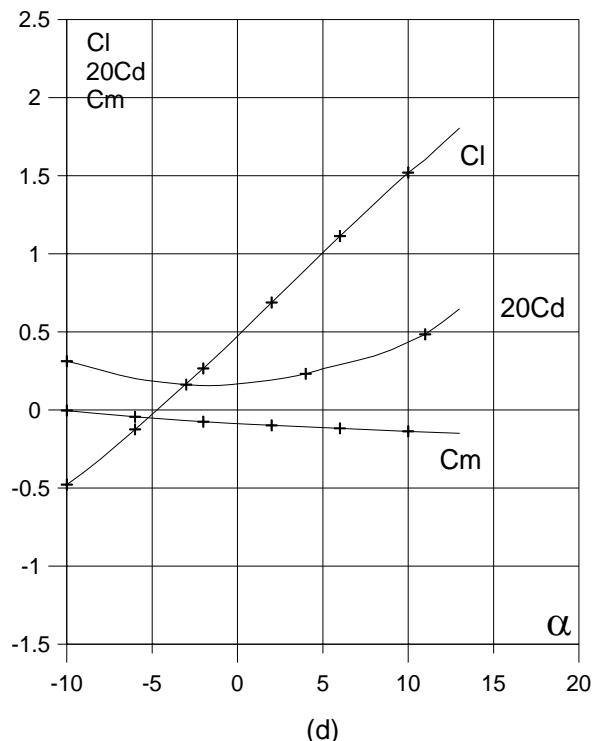
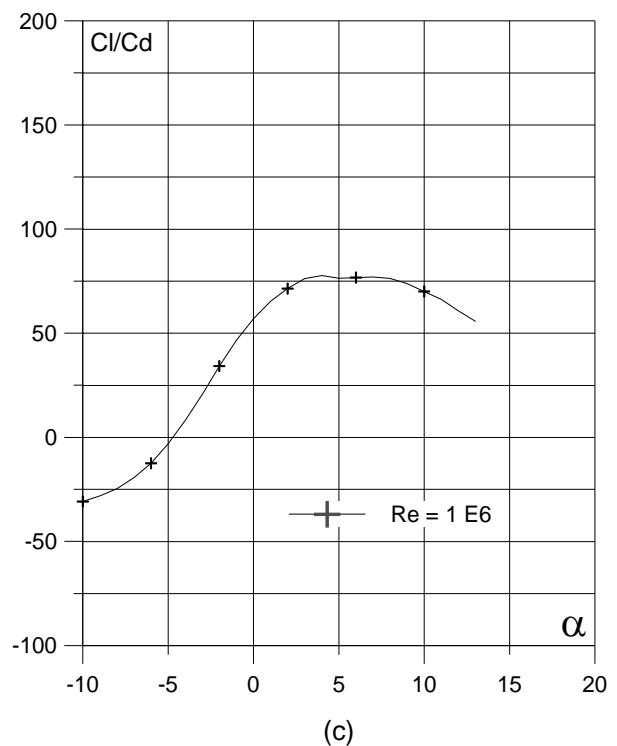
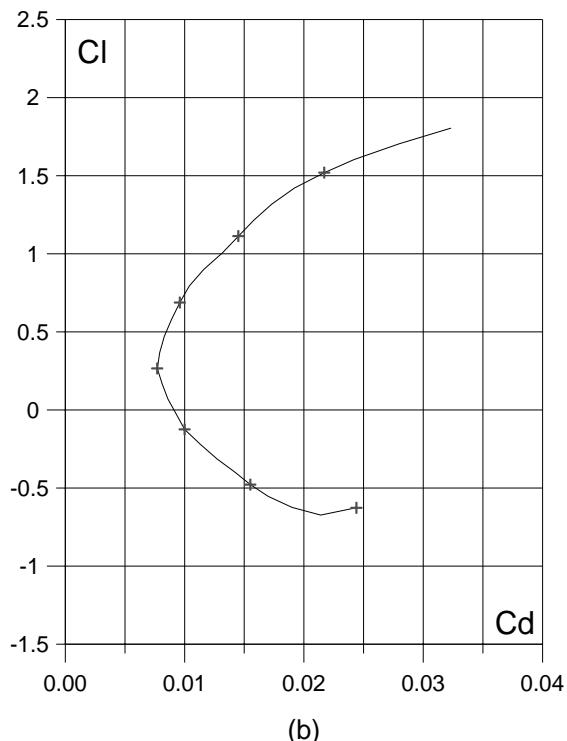
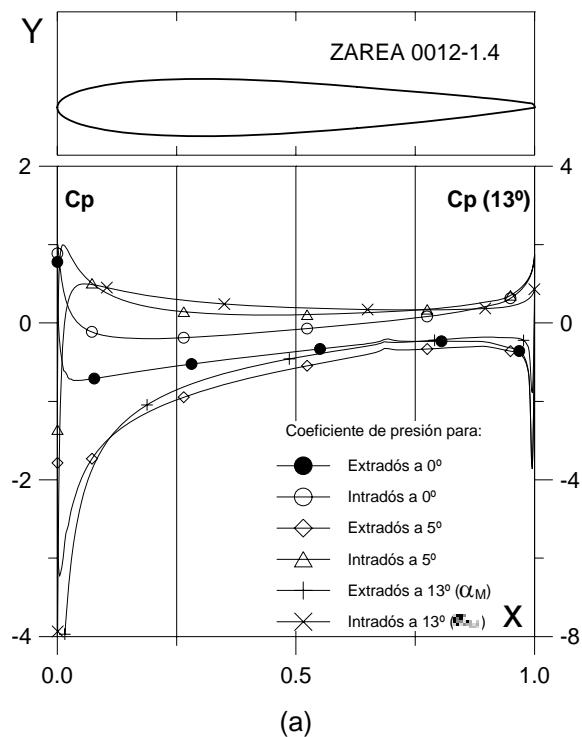


Fig. 6.13.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.4. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.13.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 0012-1.4.

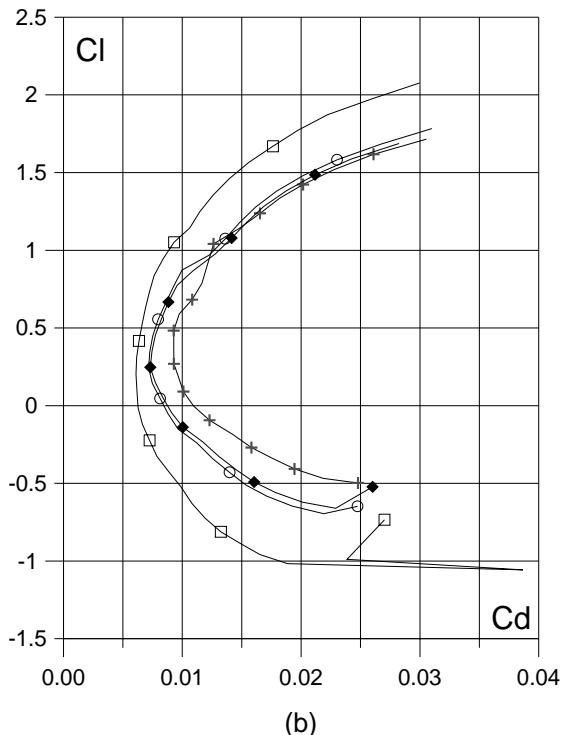
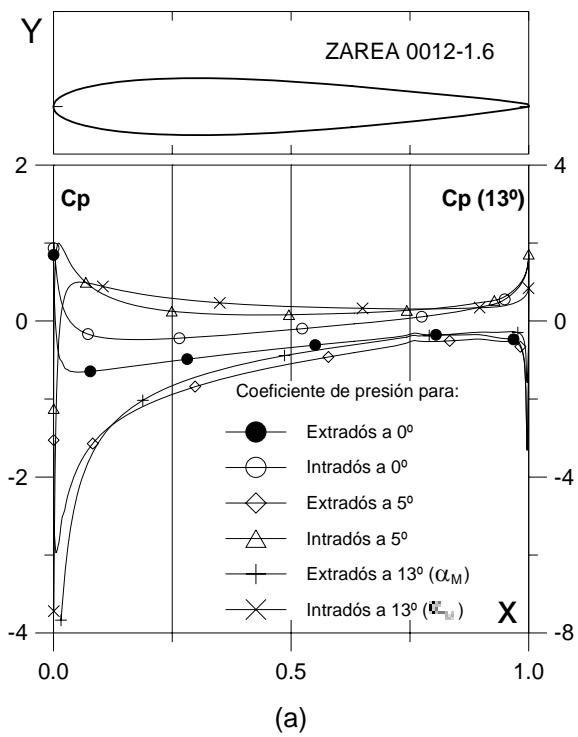


Fig. 6.13.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{\text{max}}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

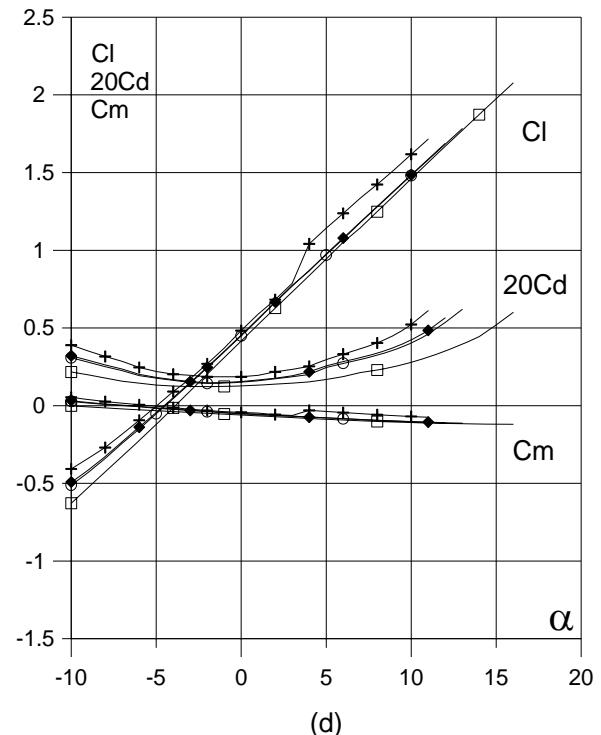
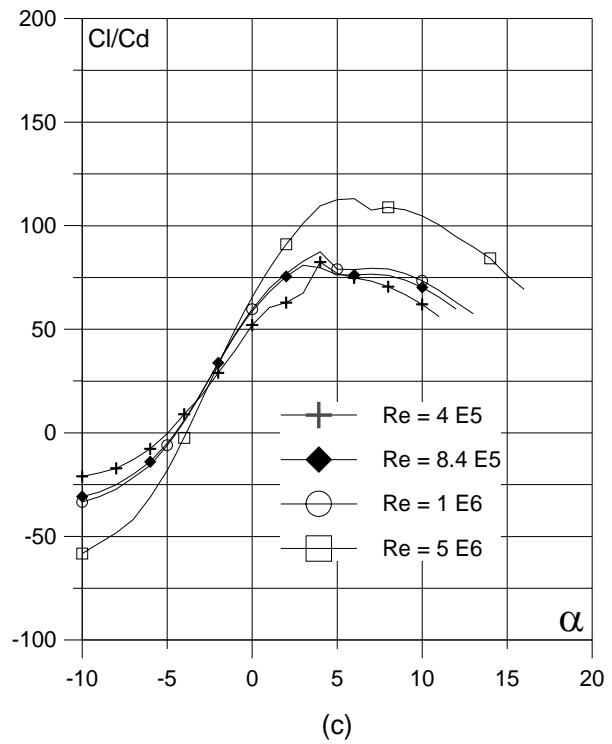


Fig. 6.13.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 0012-1.6.  
 Perfil óptimo.

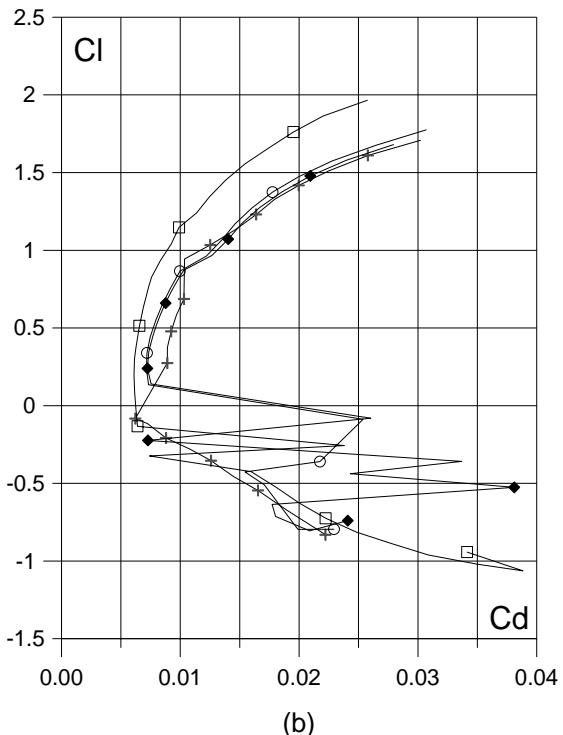
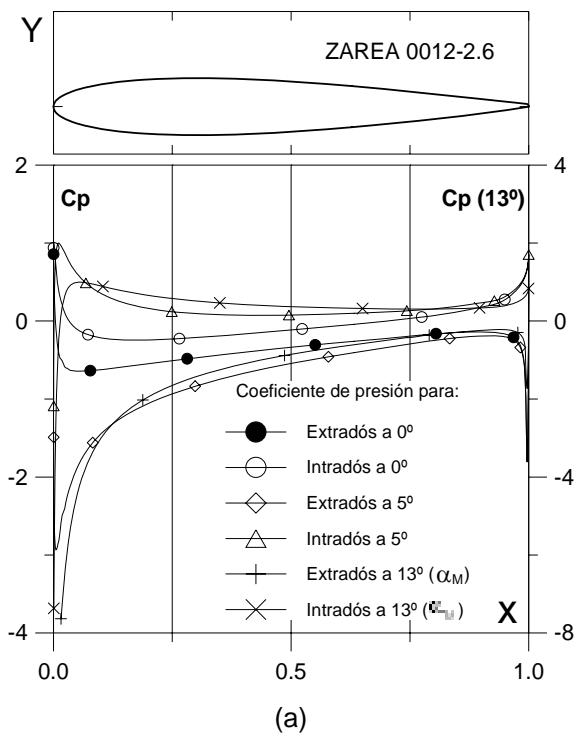


Fig. 6.13.2.2.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M: \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-2.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

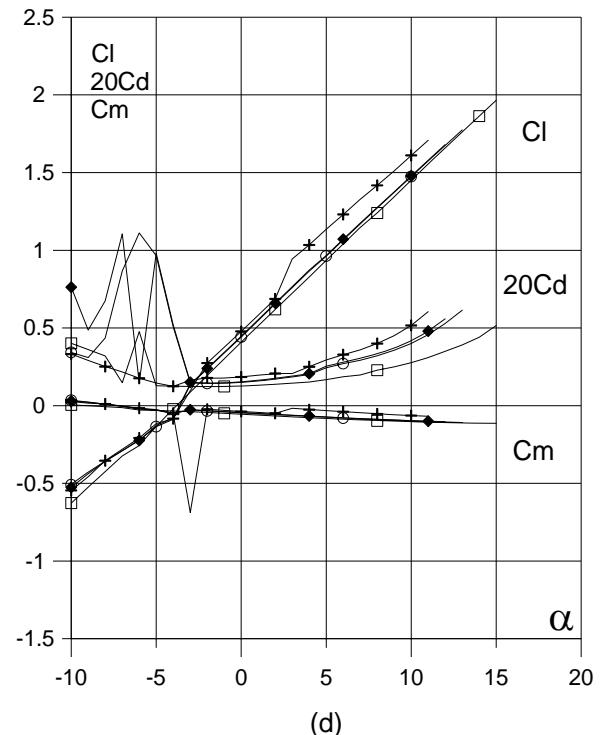
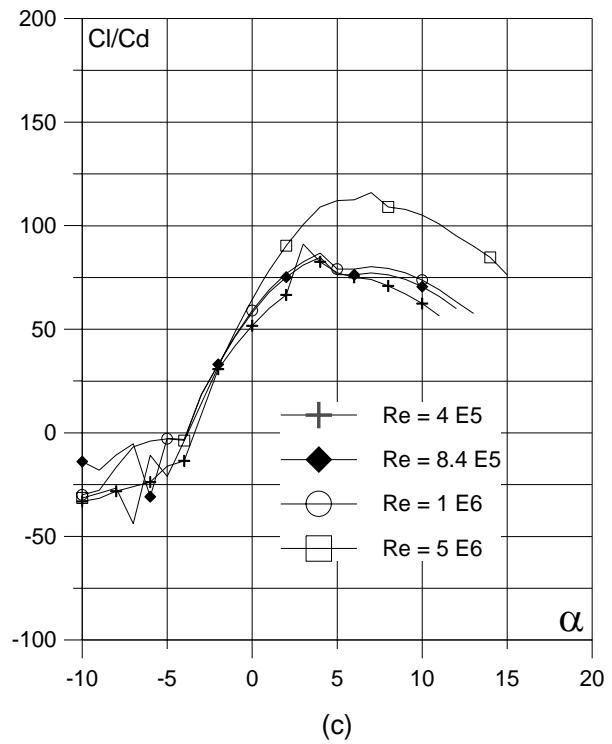


Fig. 6.13.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 0012-2.6.

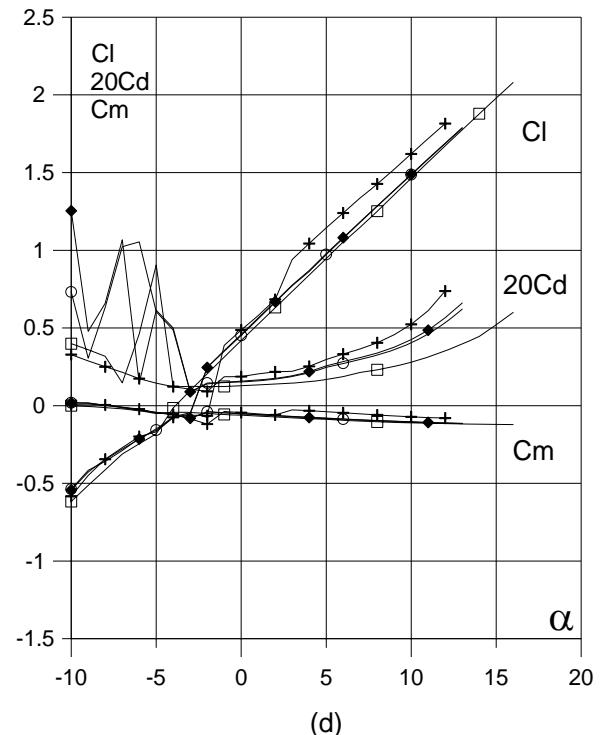
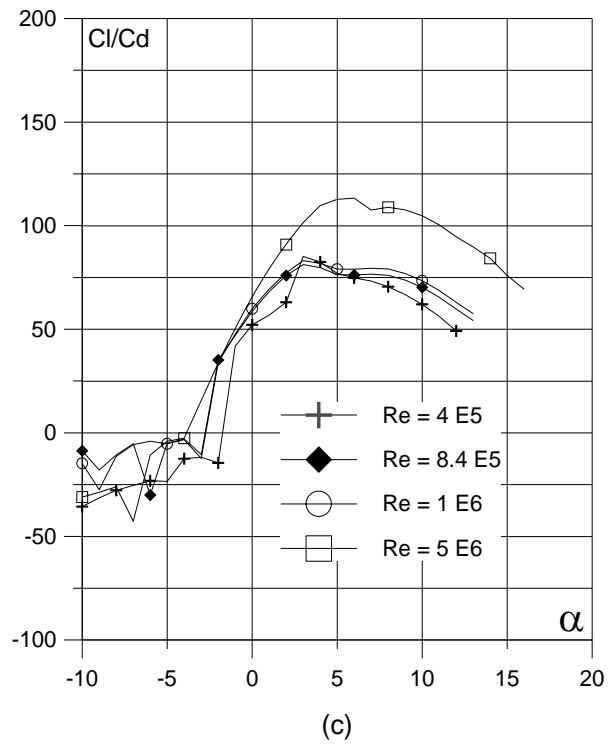
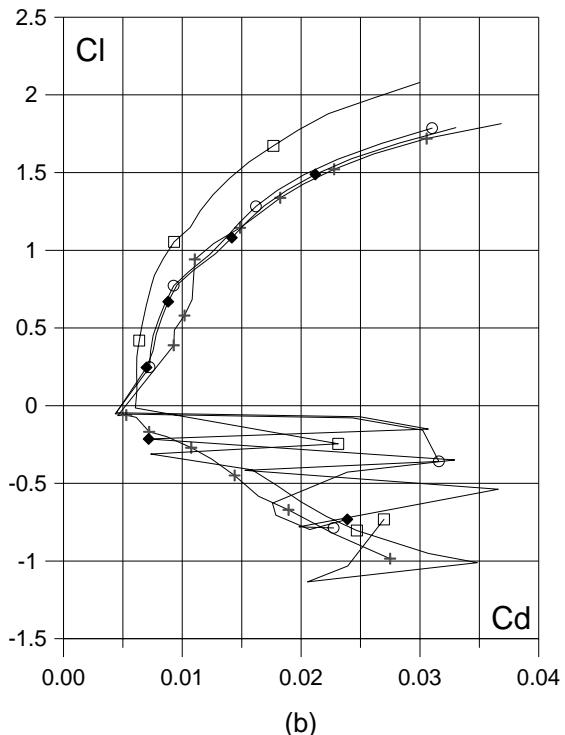
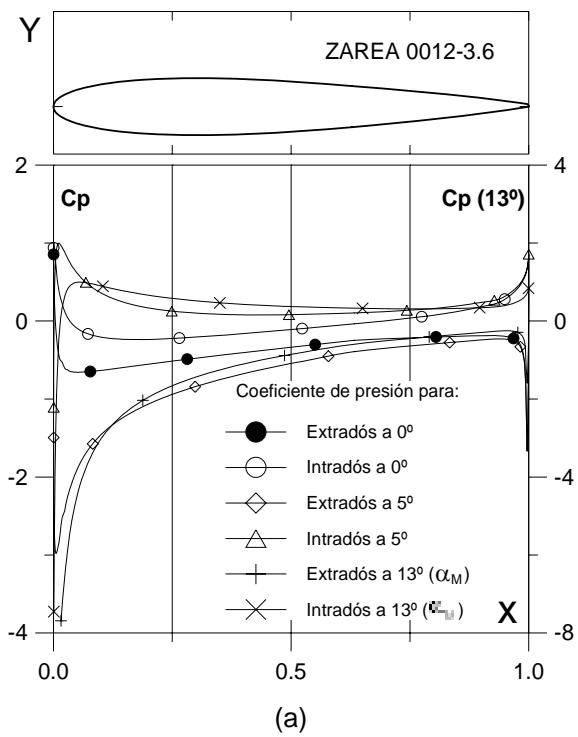


Fig. 6.13.2.3.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-3.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.13.2.3.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 0012-3.6.

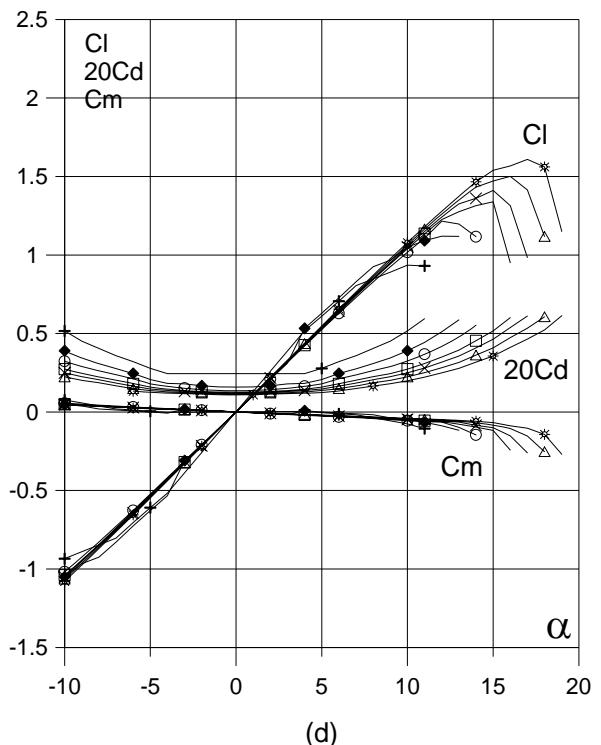
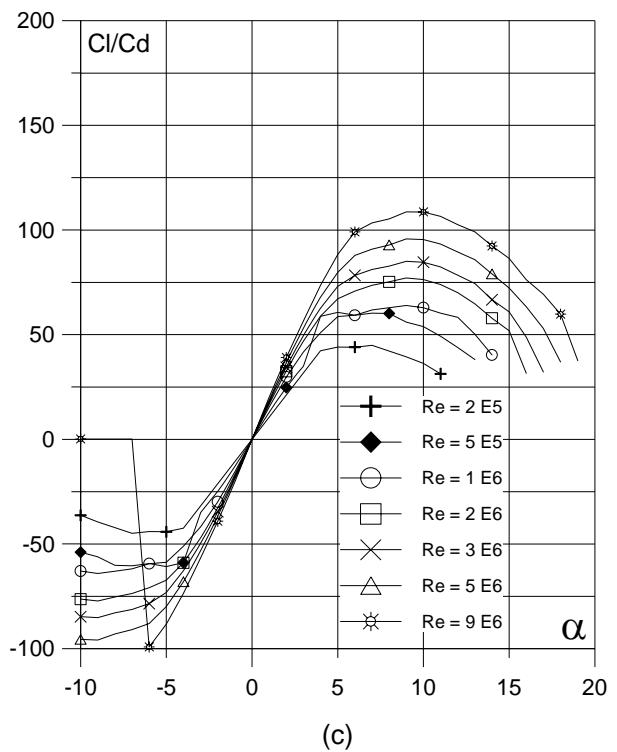
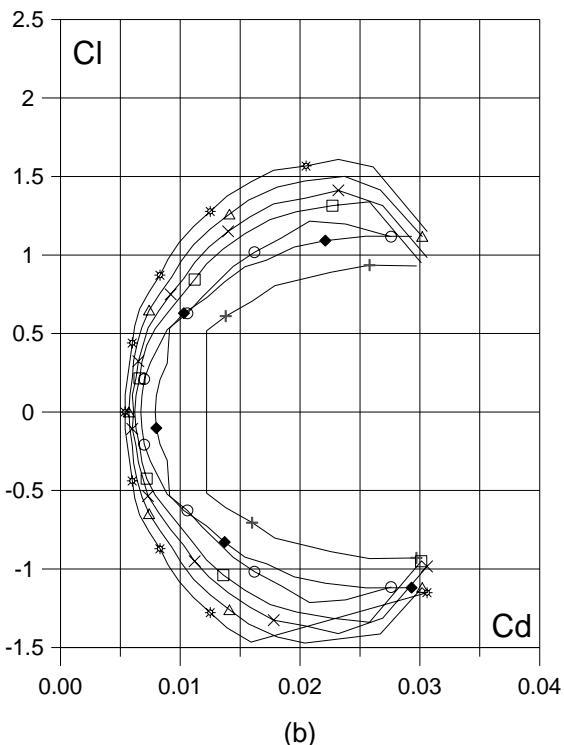
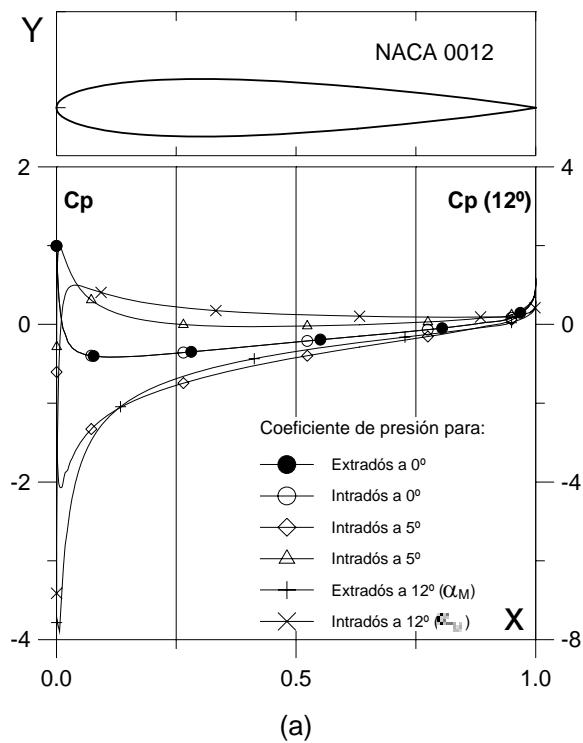


Fig. 6.13.3. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil NACA 0012. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.13.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil NACA 0012.

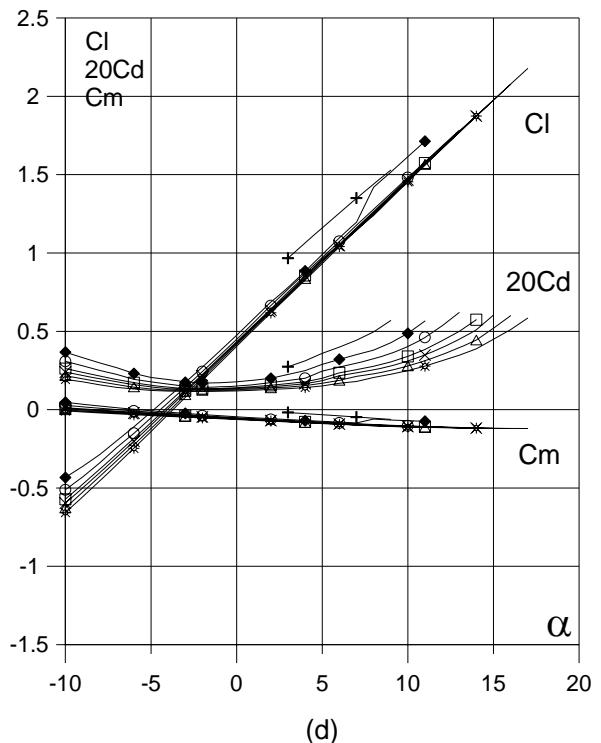
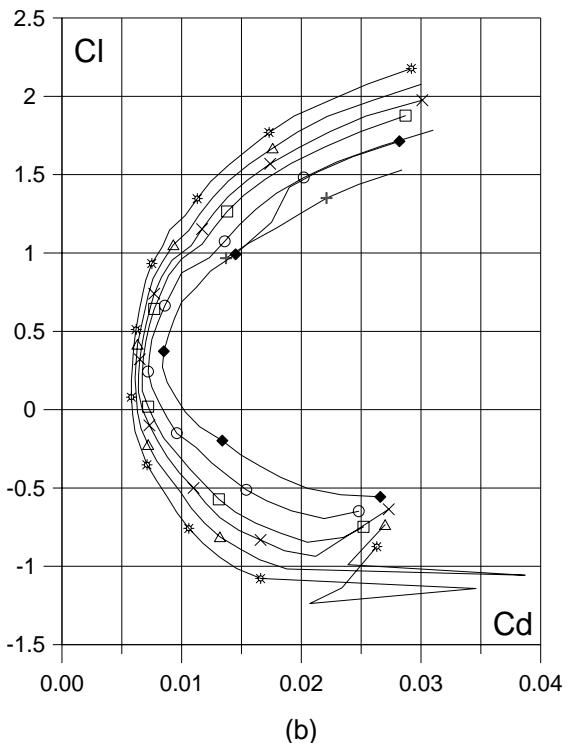
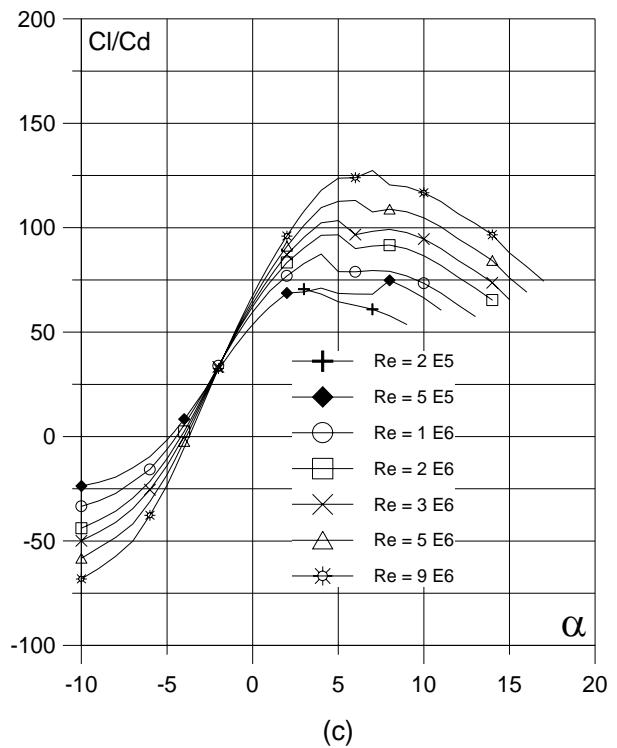
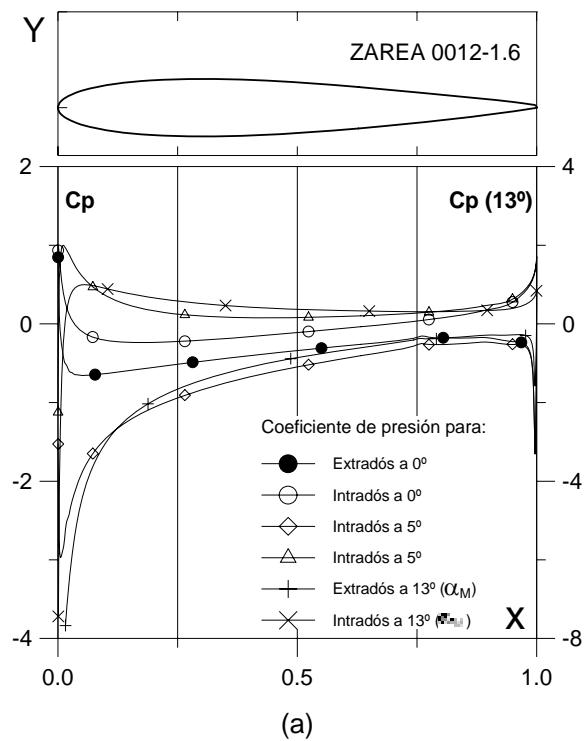
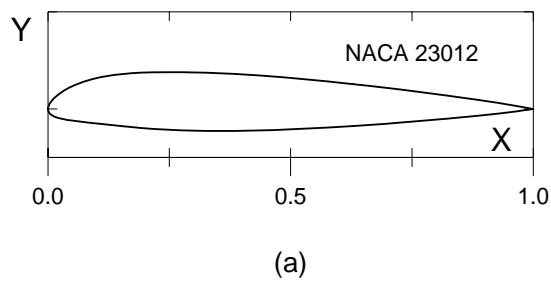


Fig. 6.13.3.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_m$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_m)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 0012-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.13.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 0012-1.6. Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil NACA 23012.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.02%.

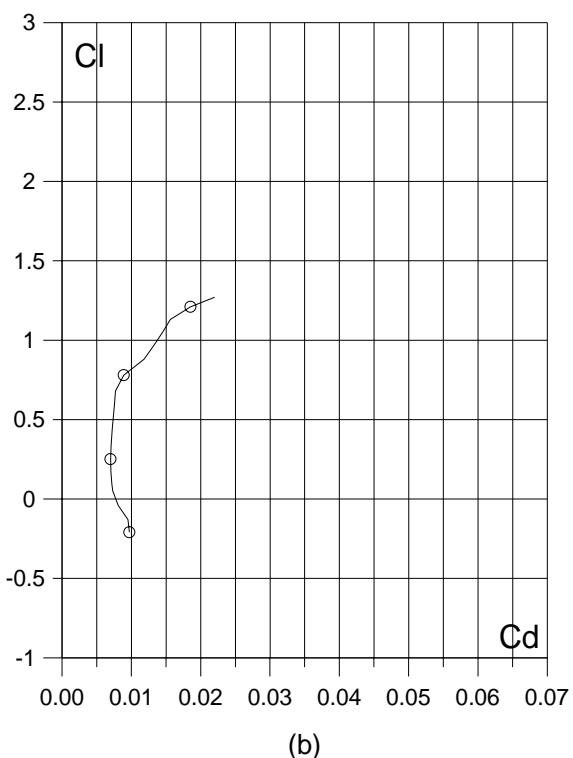


Fig. 6.14.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil NACA 23012.

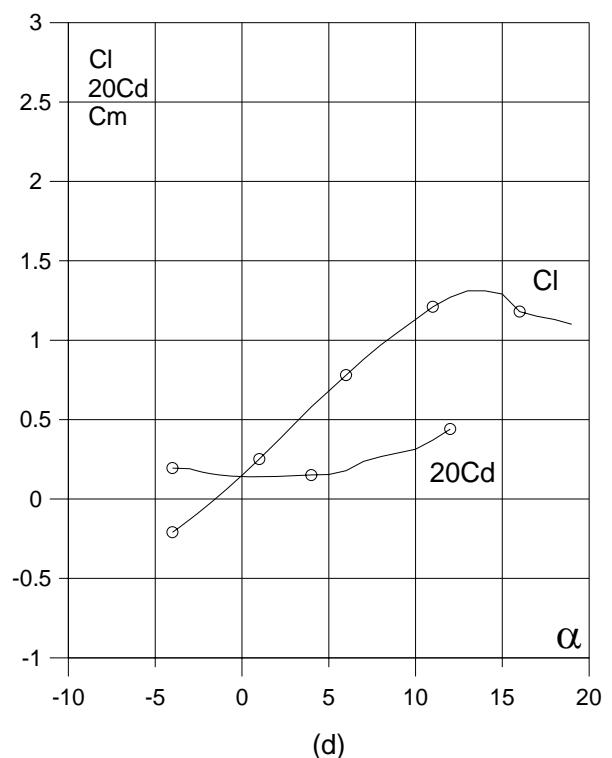
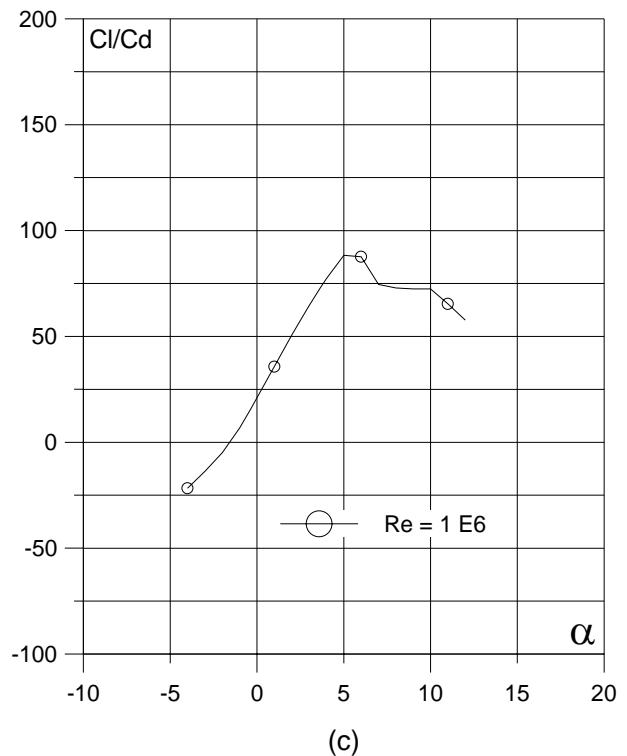


Fig. 6.14.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$  y  $Cd$  vs. Ángulo de ataque del perfil NACA 23012.

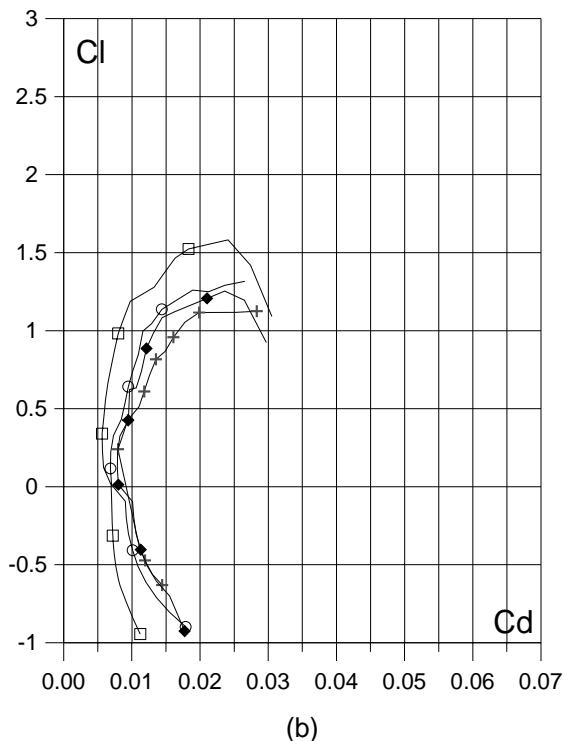
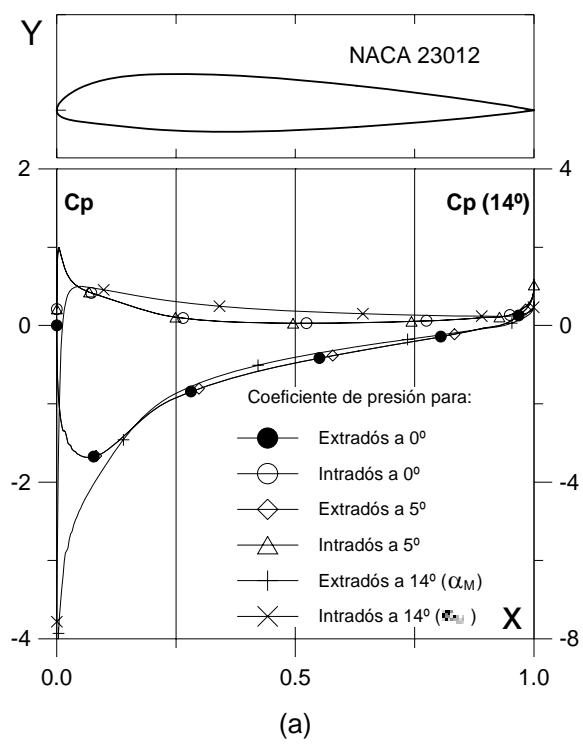


Fig. 6.14.2. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square \text{ para } Cl_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil NACA 23012.  
 Met. Panel y Capa Límite.

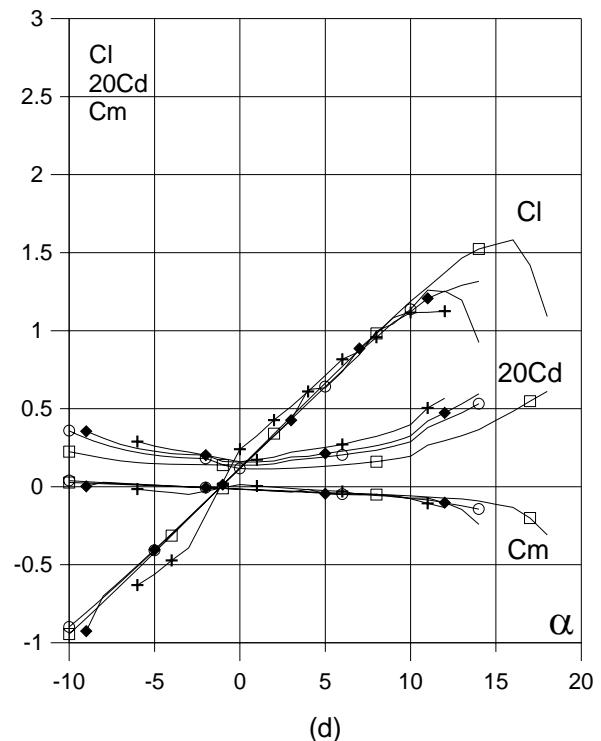
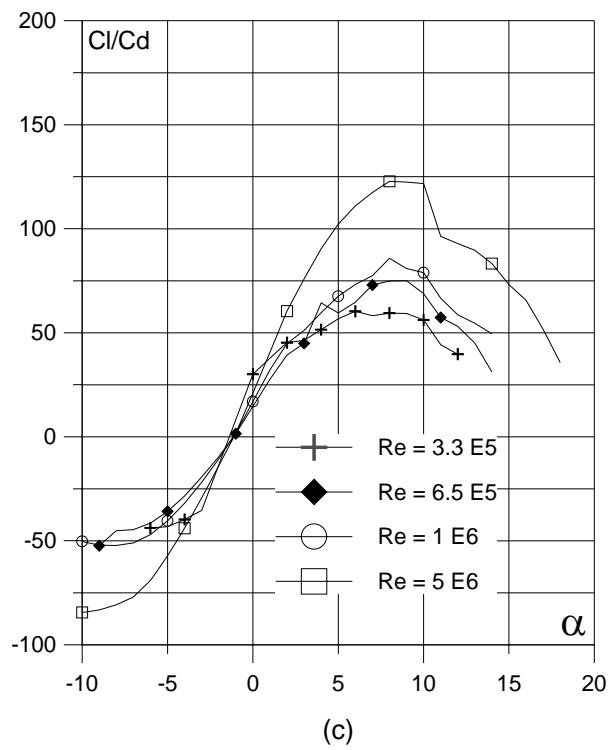


Fig. 6.14.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil NACA 23012.

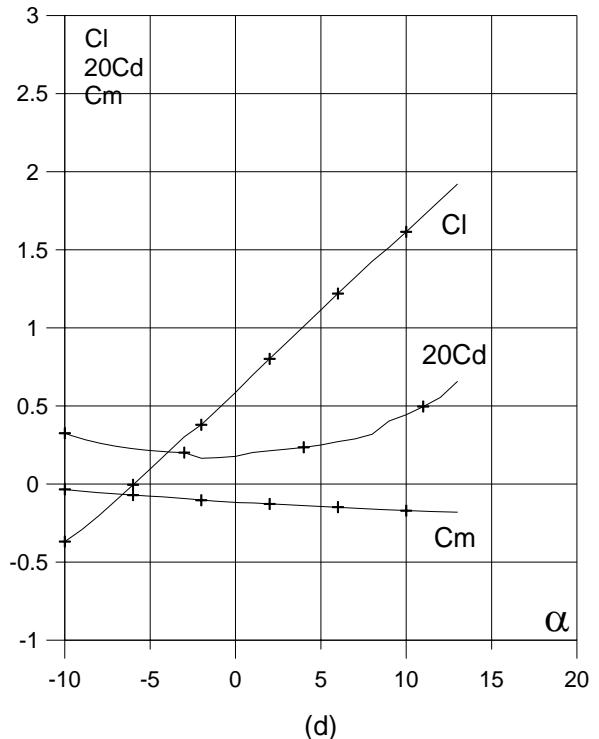
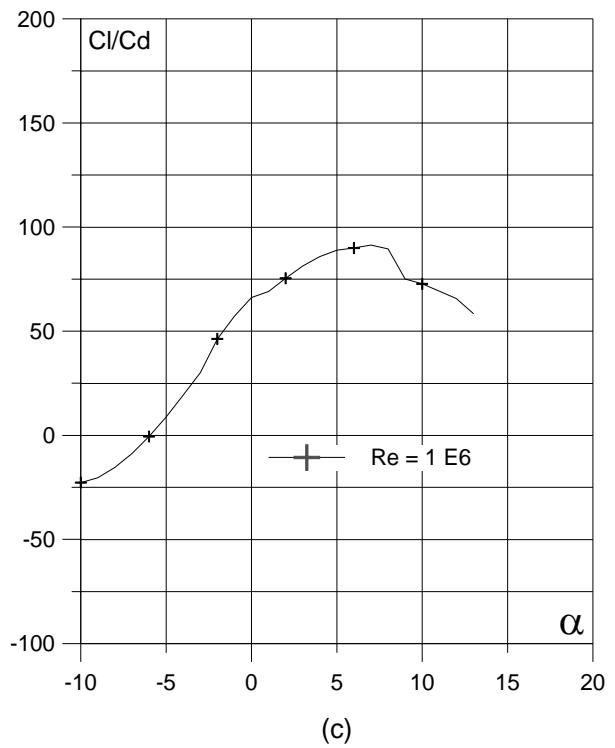
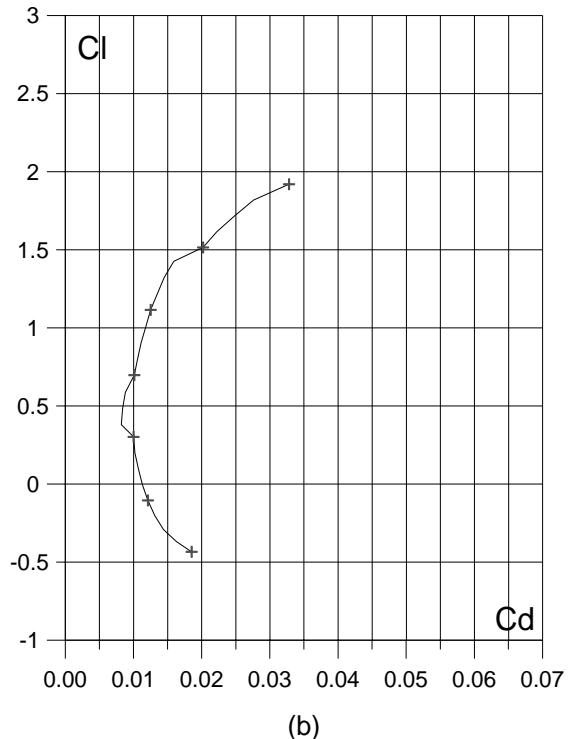
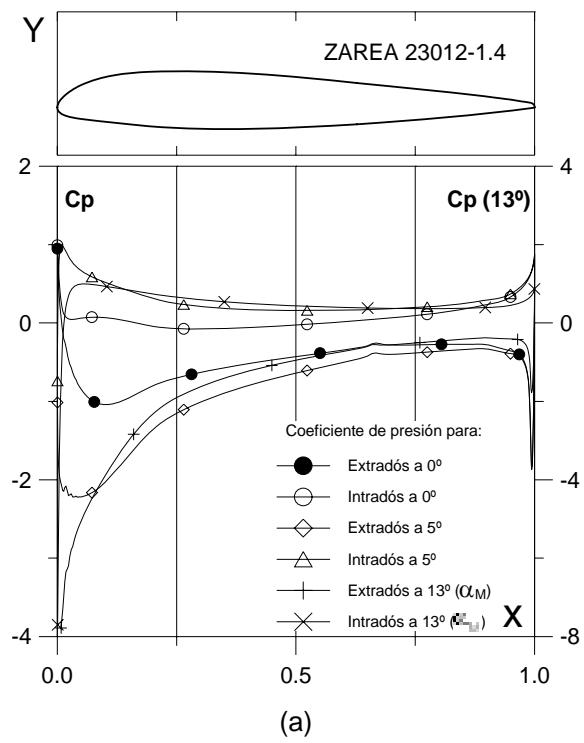


Fig. 6.14.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.14.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 23012-1.4.

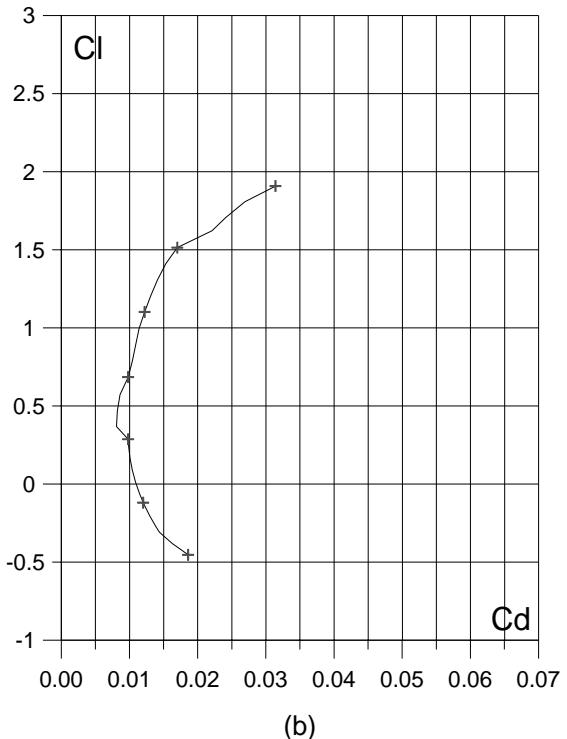
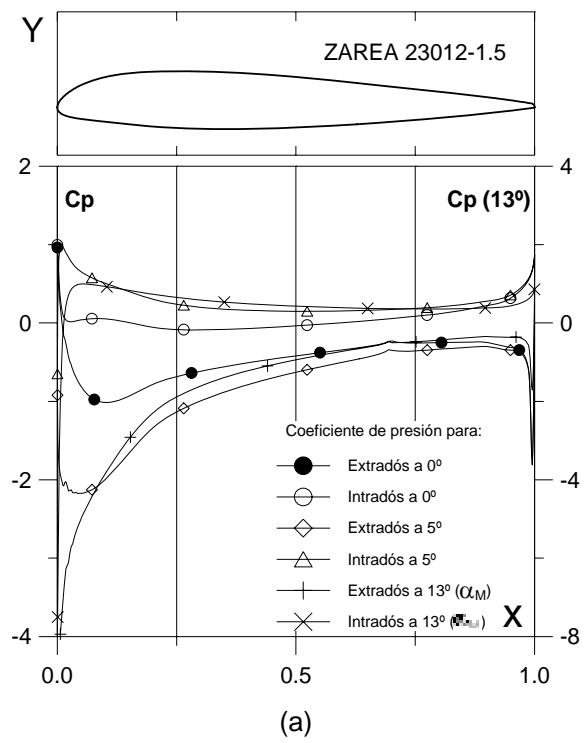


Fig. 6.14.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

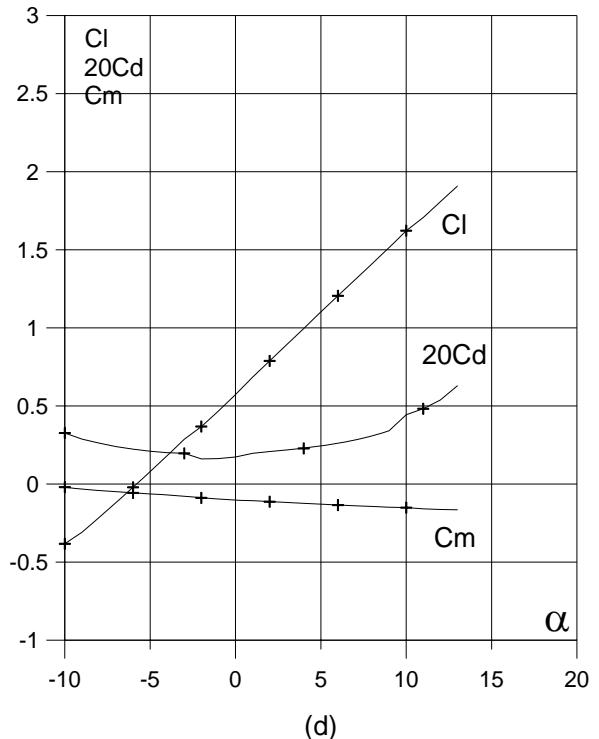
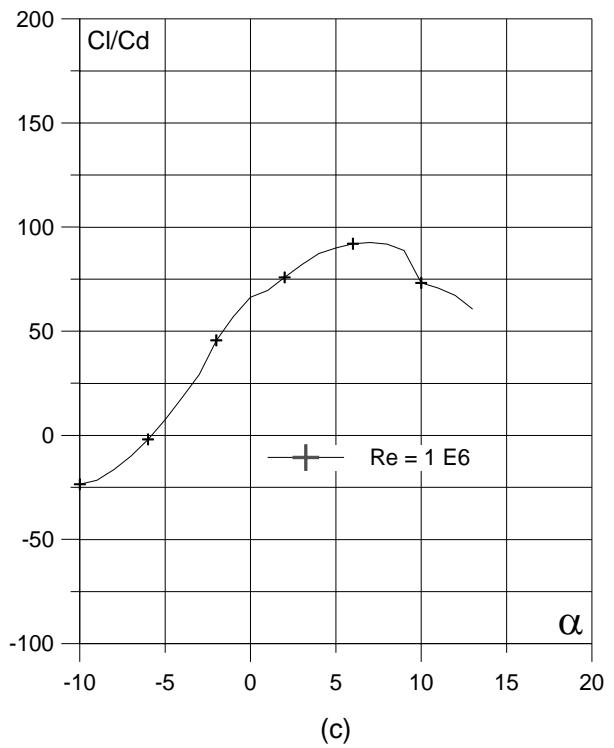


Fig. 6.14.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 23012-1.5.

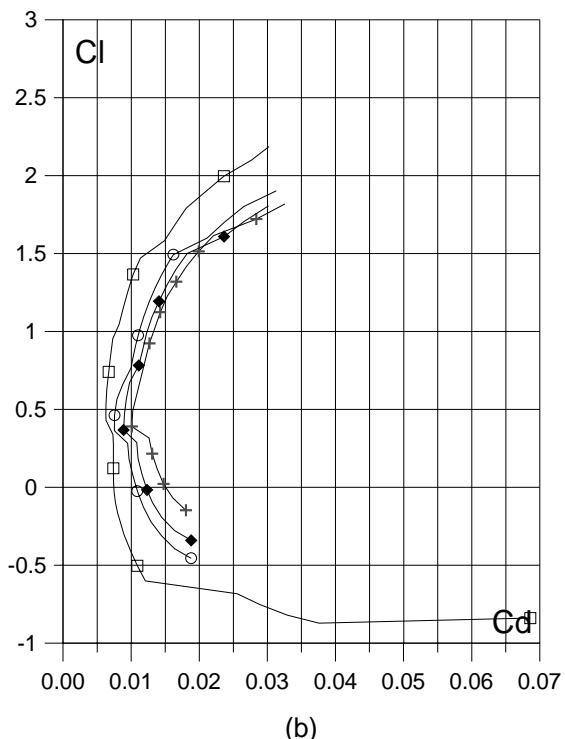
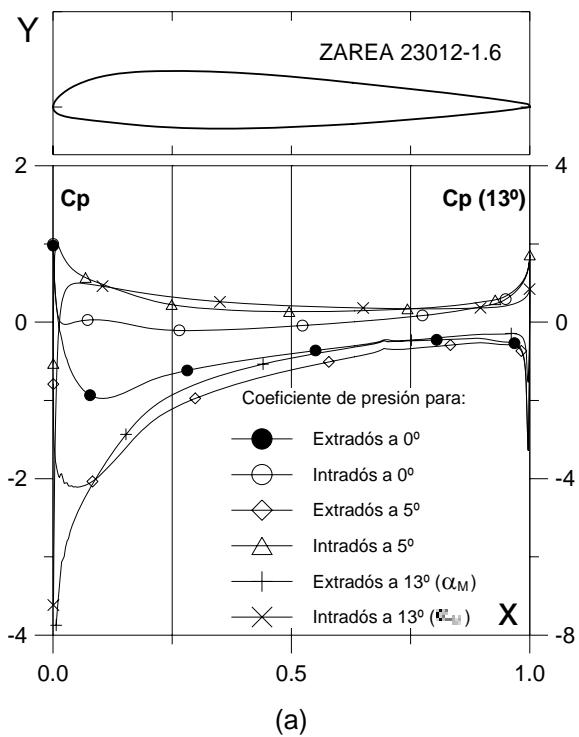


Fig. 6.14.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

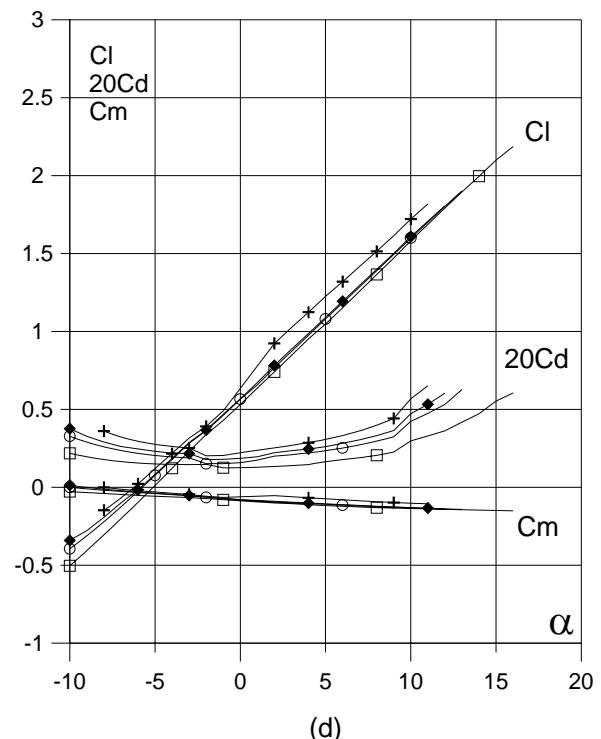
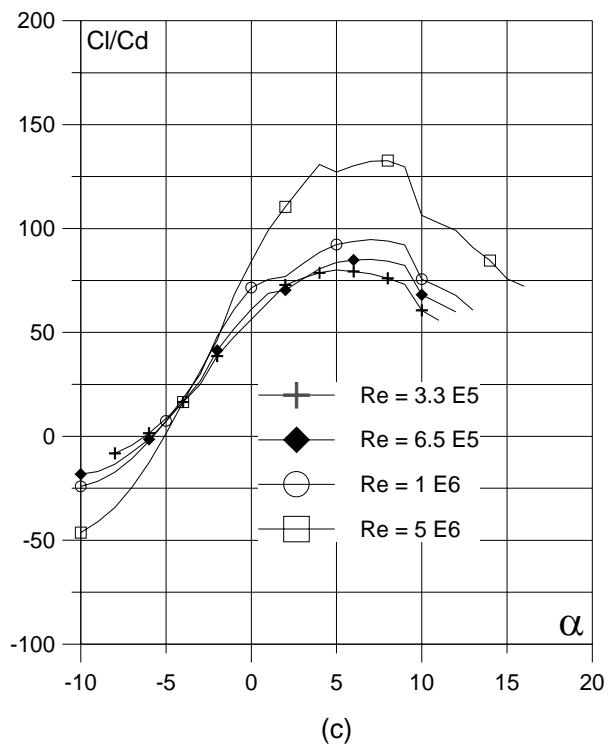


Fig. 6.14.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 23012-1.6. Perfil óptimo.

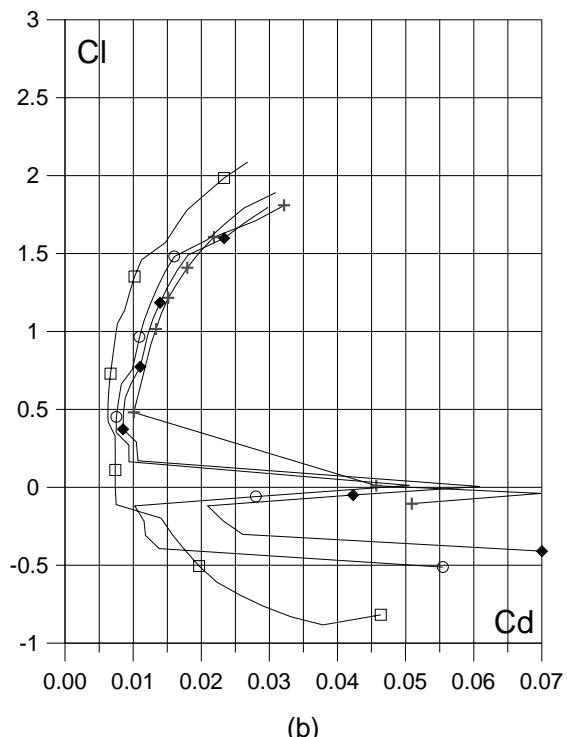
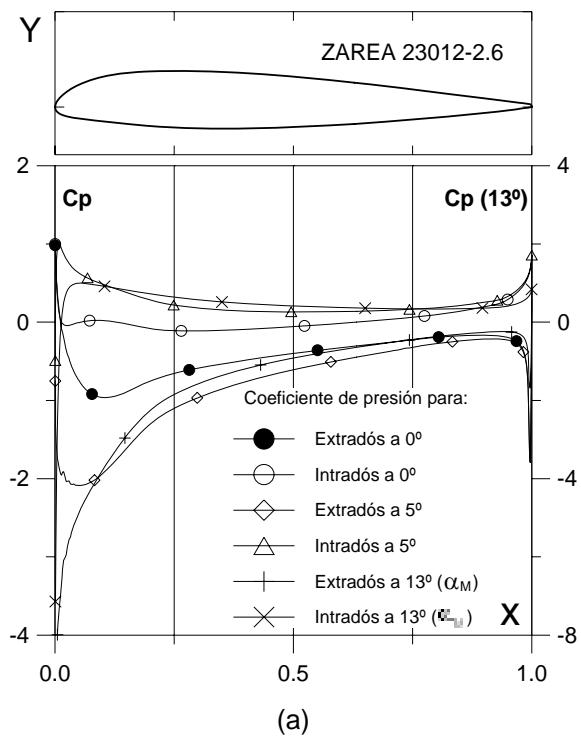


Fig. 6.14.2.2.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-2.6. Met. Panel y Capa Límite.

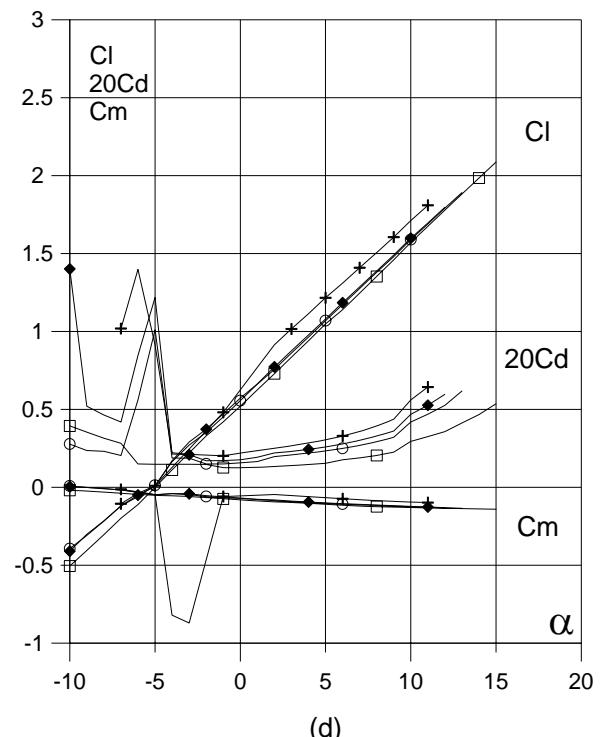
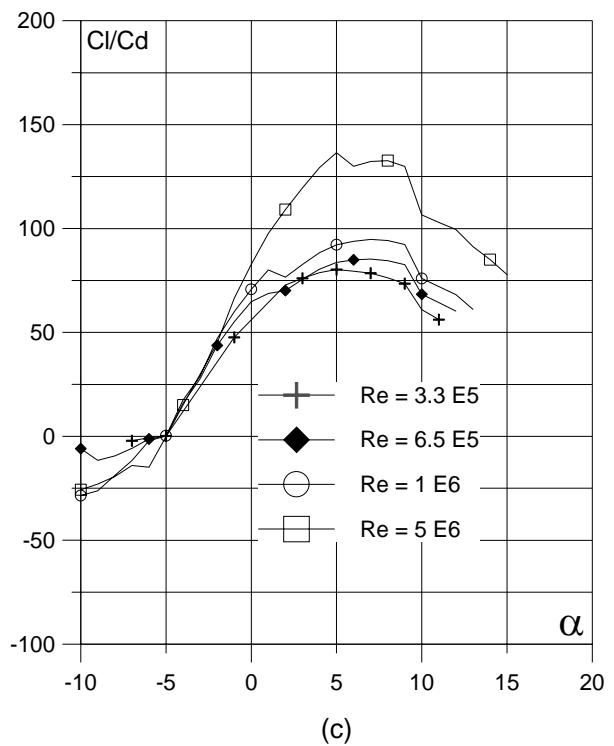


Fig. 6.14.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 23012-2.6.

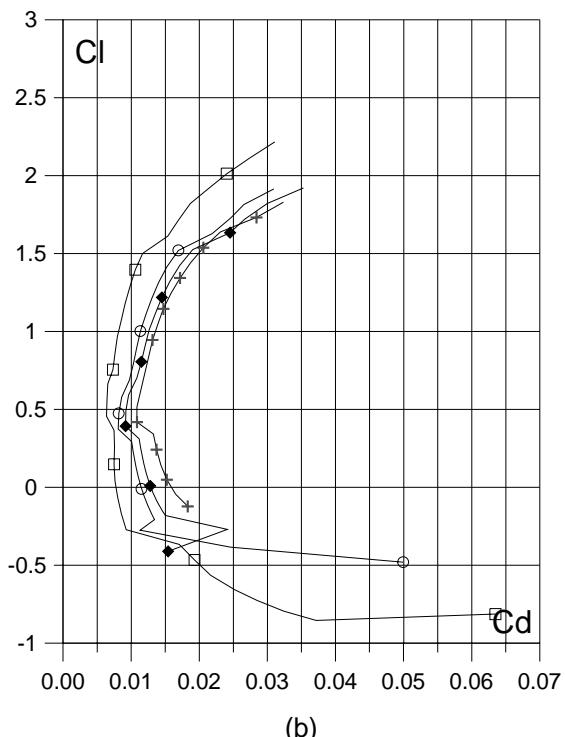
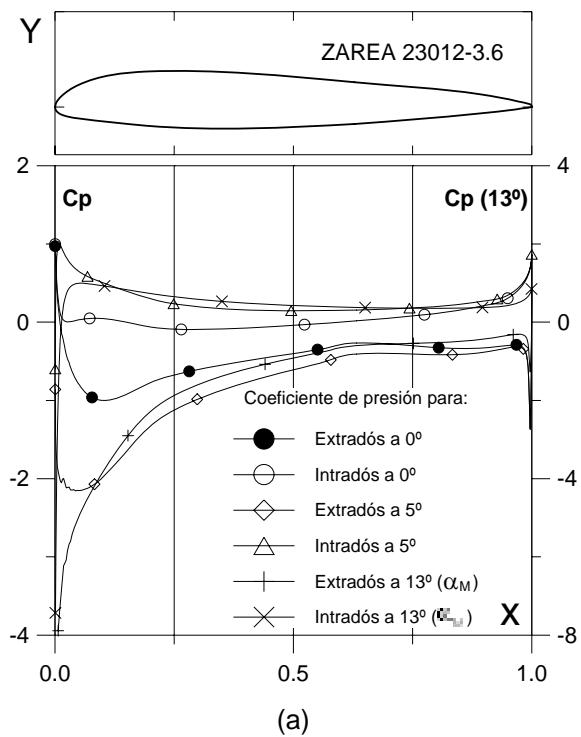


Fig. 6.14.2.3.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-3.6. Met. Panel y Capa Límite.

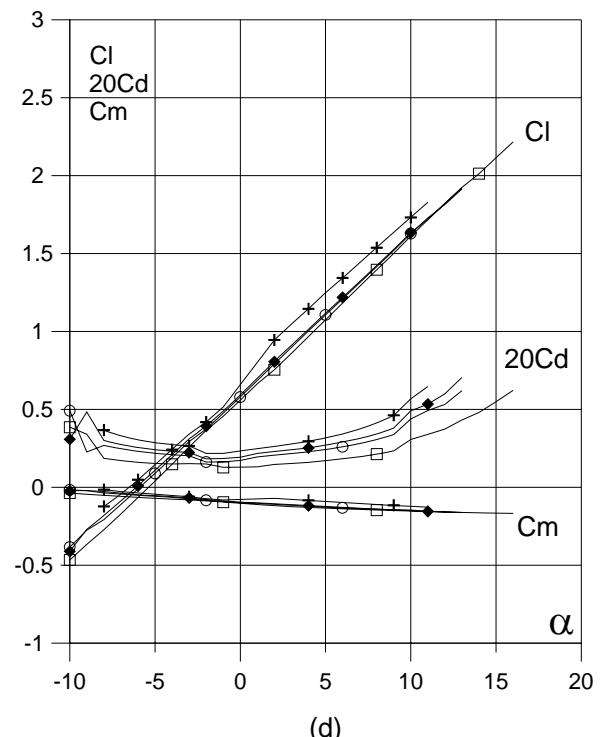
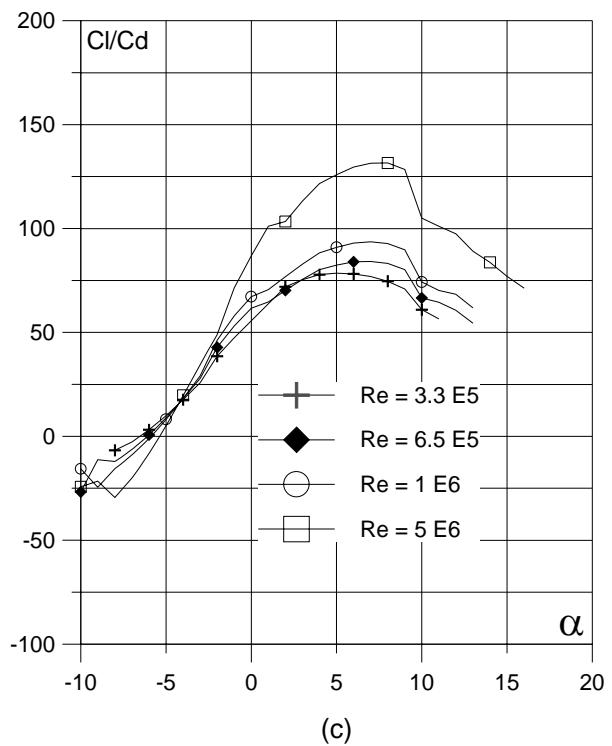


Fig. 6.14.2.3.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 23012-3.6.

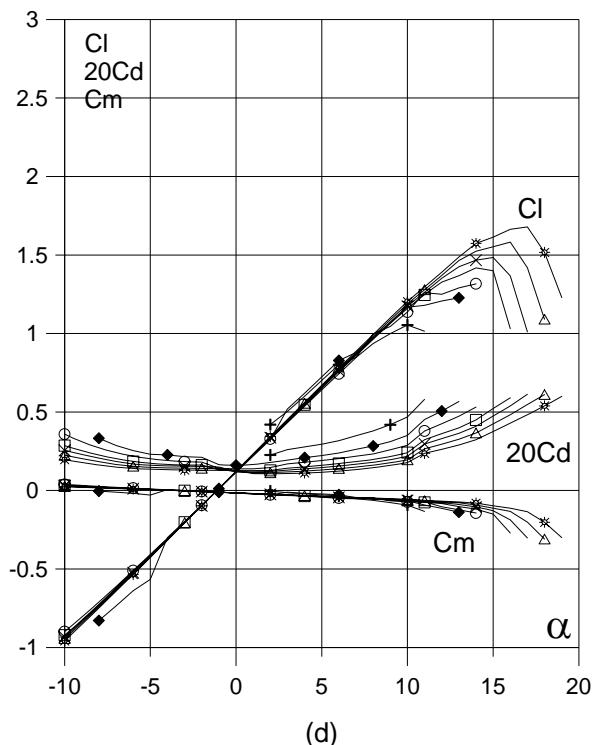
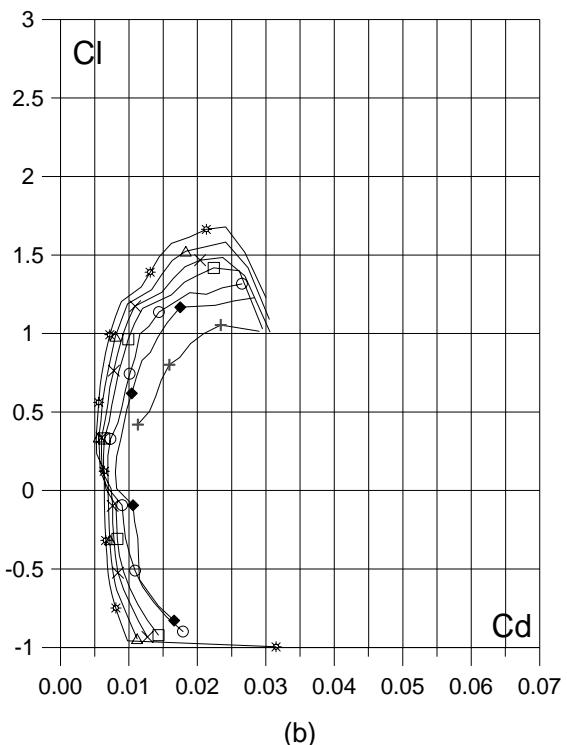
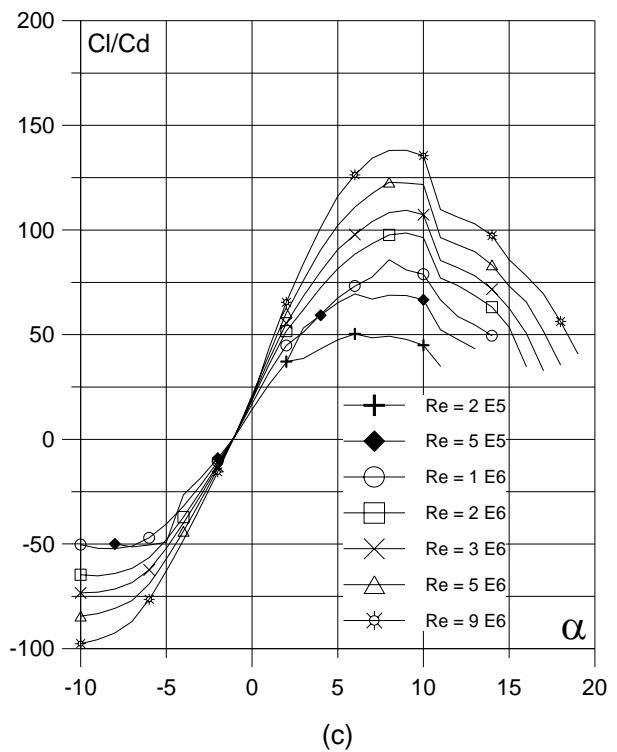
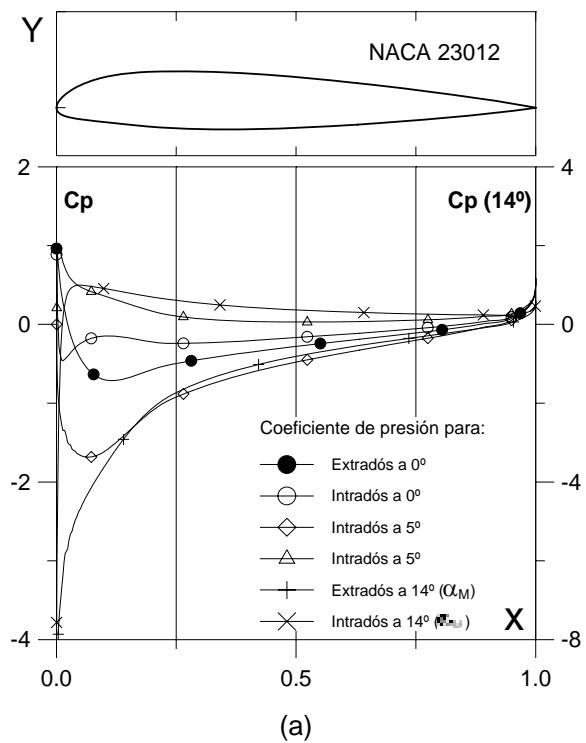


Fig. 6.14.3. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$ :  $\square$  para  $Cl_{max}$ ) vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil NACA 23012.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.14.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil NACA 23012.

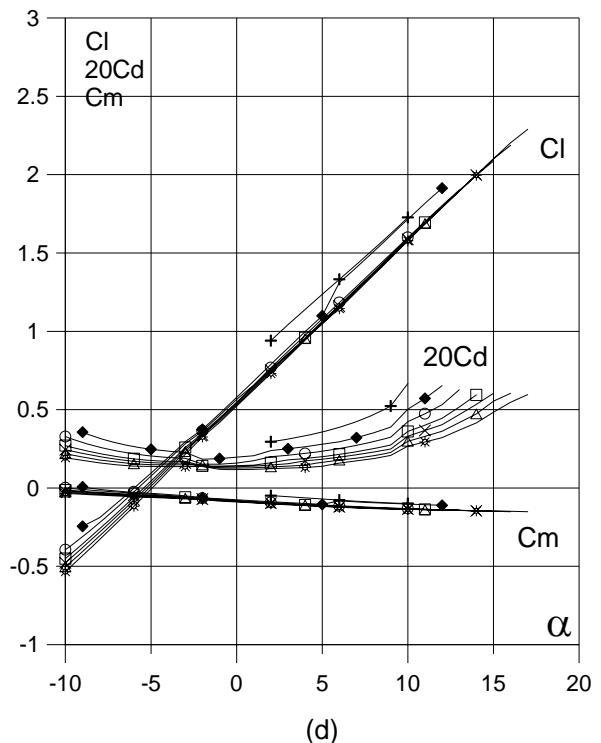
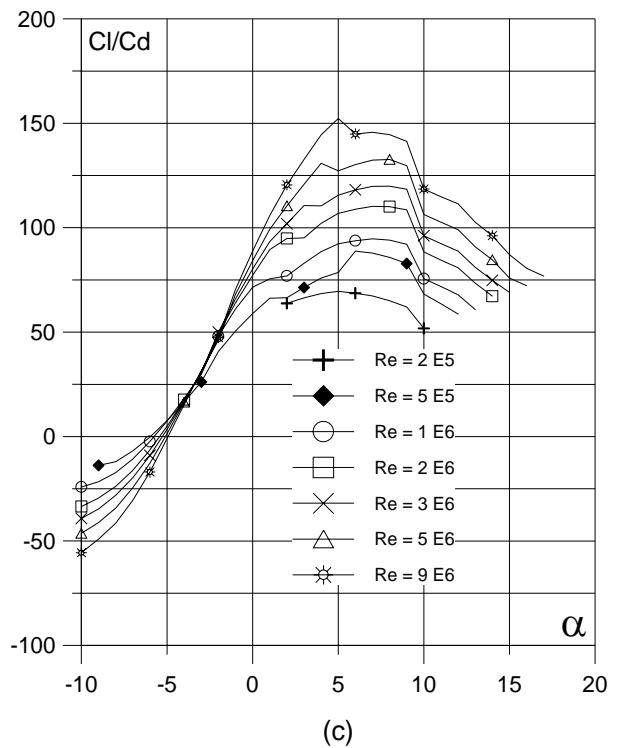
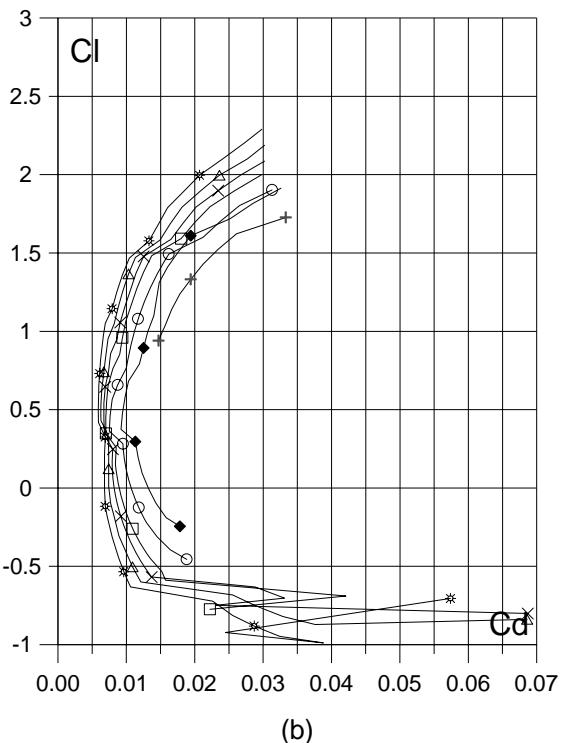
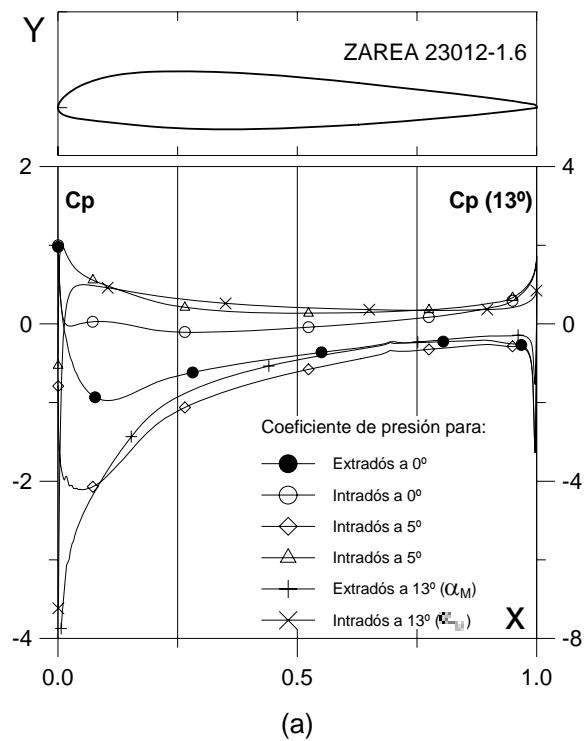
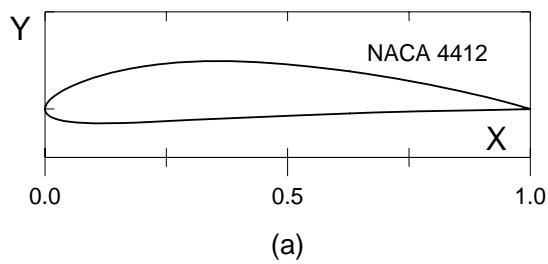


Fig. 6.14.3.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 23012-1.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.14.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 23012-1.6. Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil NACA 4412.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.03%.

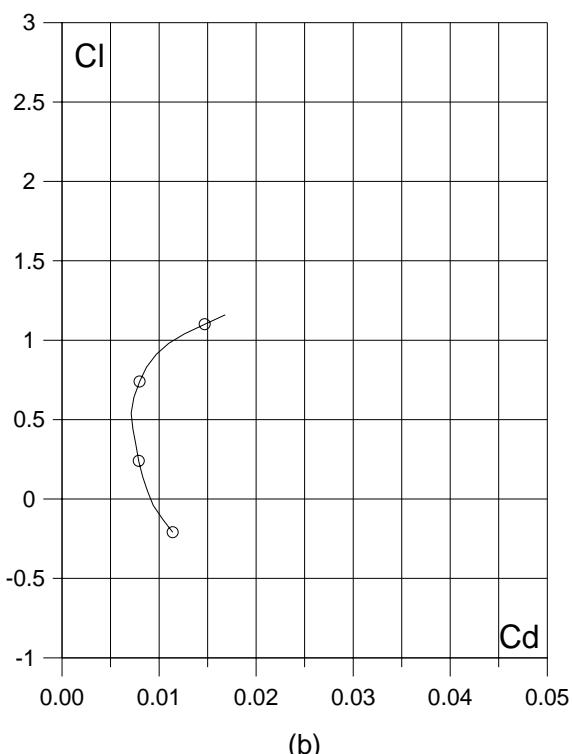


Fig. 6.15.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil NACA 4412.

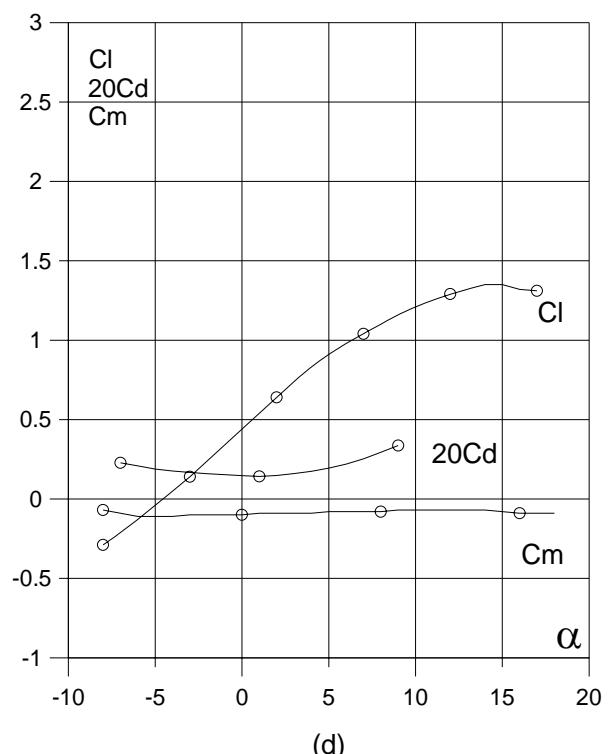
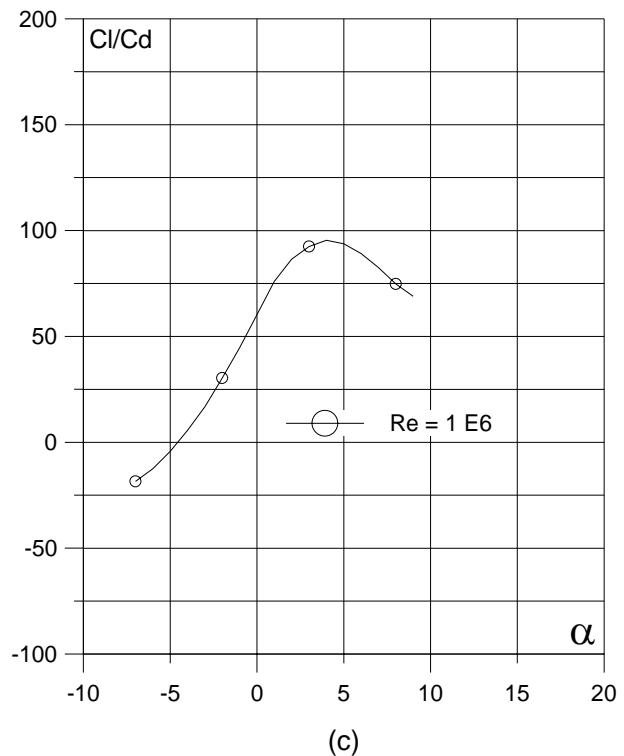
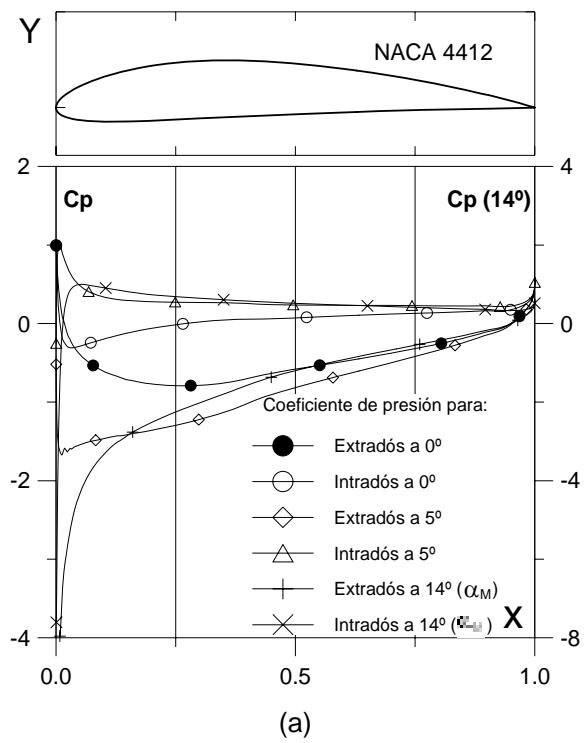
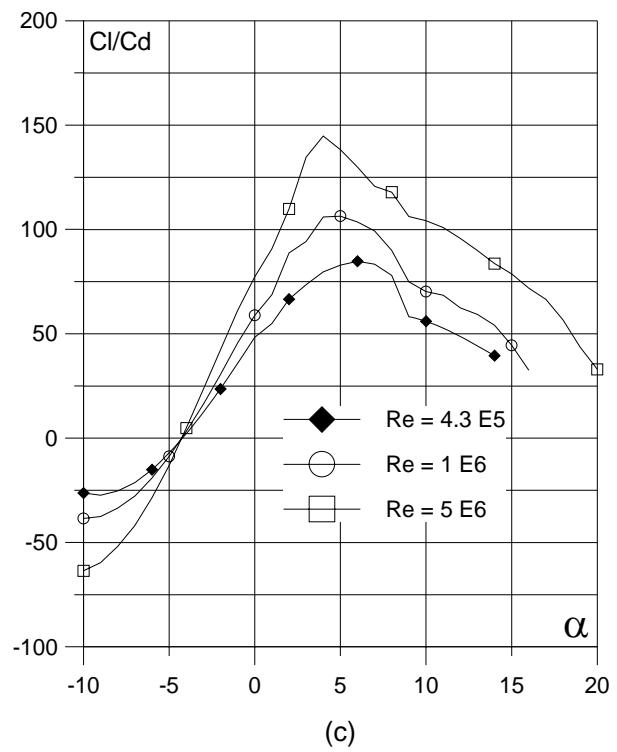


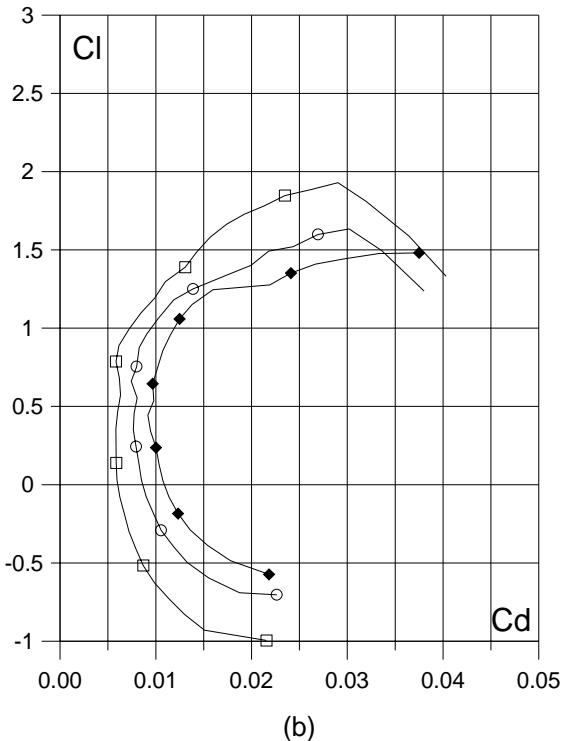
Fig. 6.15.1. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 4412.



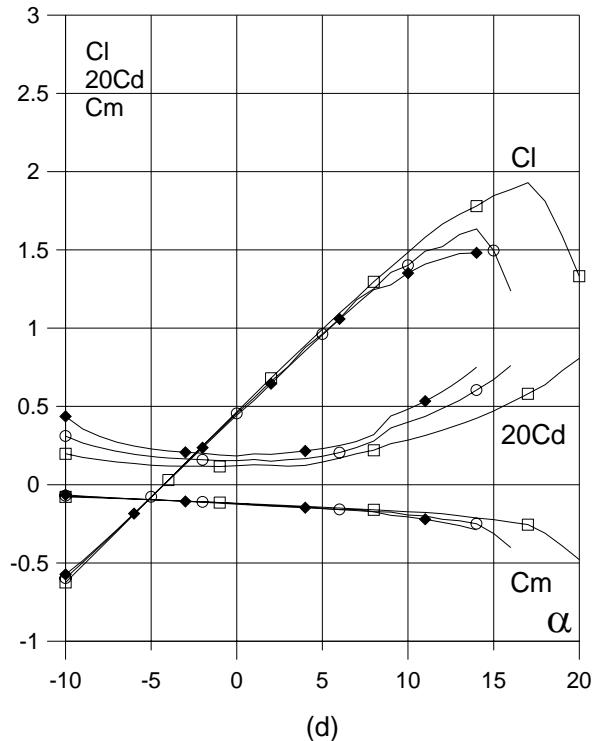
(a)



(c)



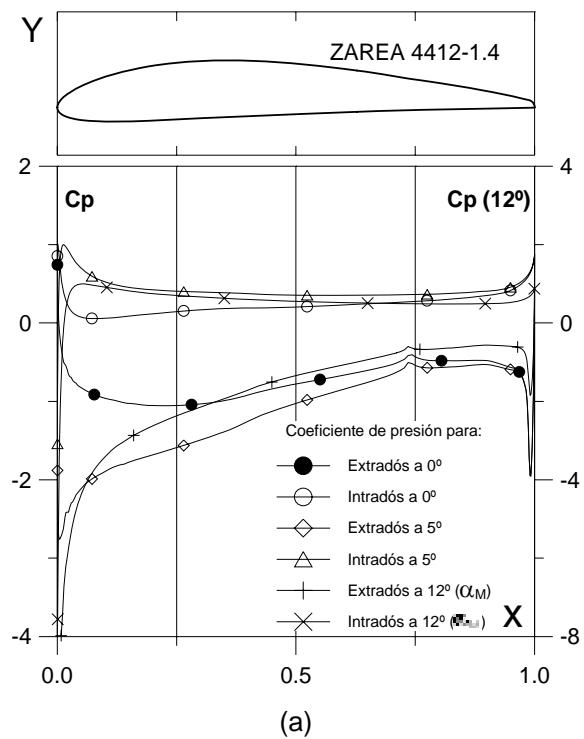
(b)



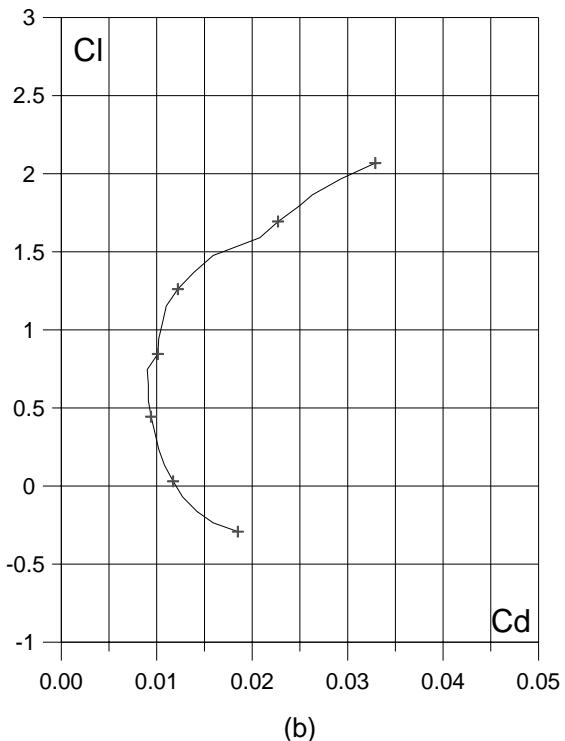
(d)

Fig. 6.15.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha \text{ para } Cl_{max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil NACA 4412.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.15.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil NACA 4412.

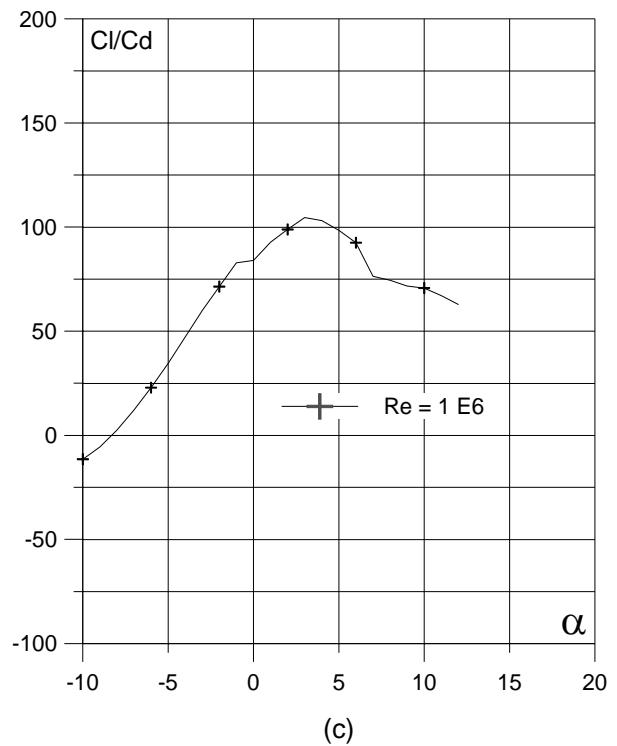


(a)

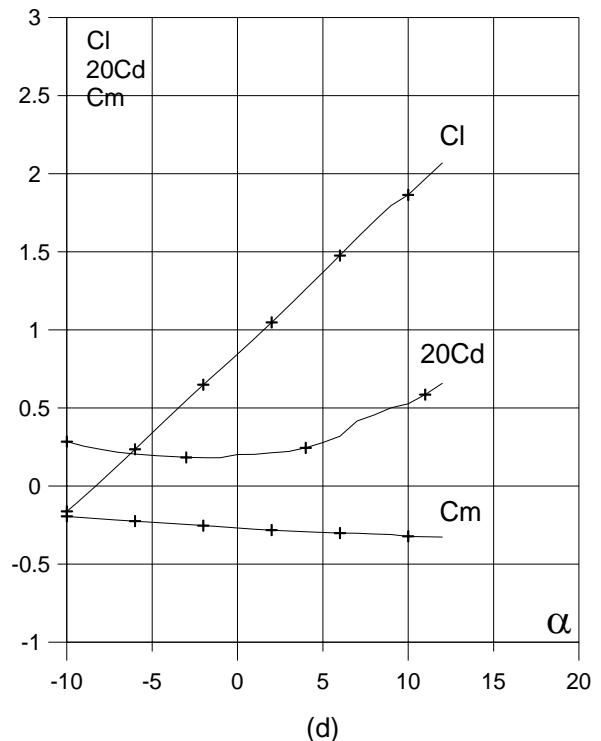


(b)

Fig. 6.15.2.1.4. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \text{Cl}_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 6.15.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 4412-1.4.

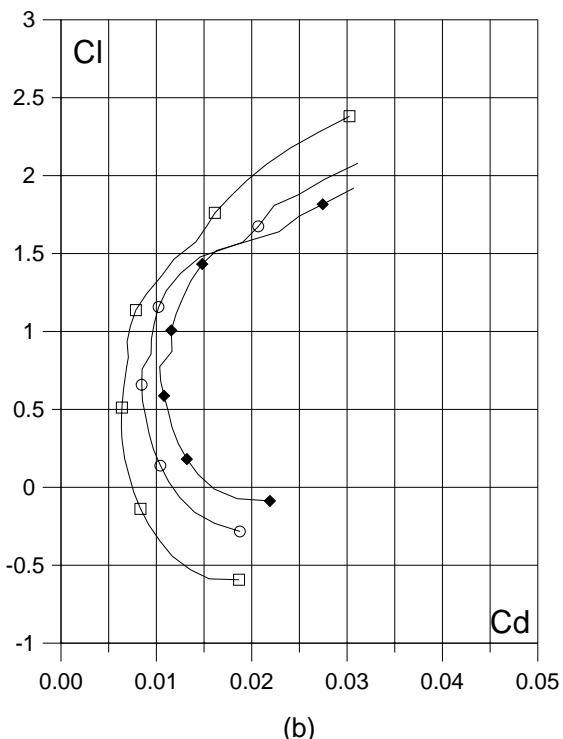
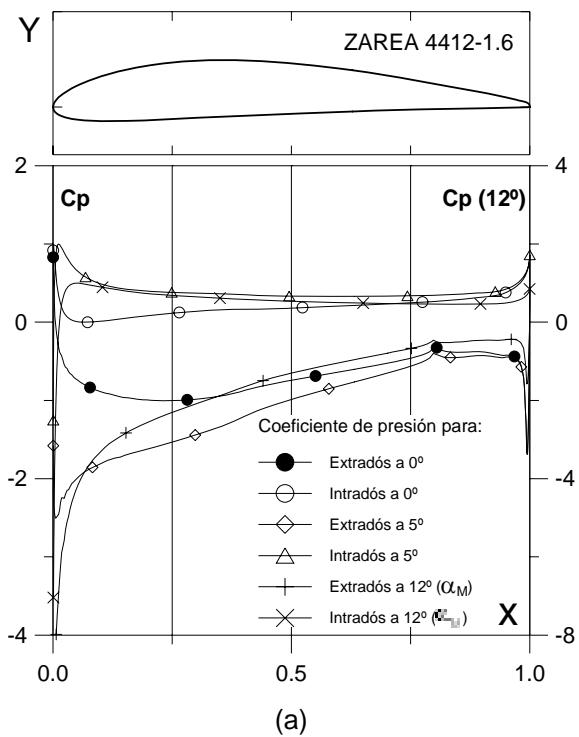


Fig. 6.15.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M : \square$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

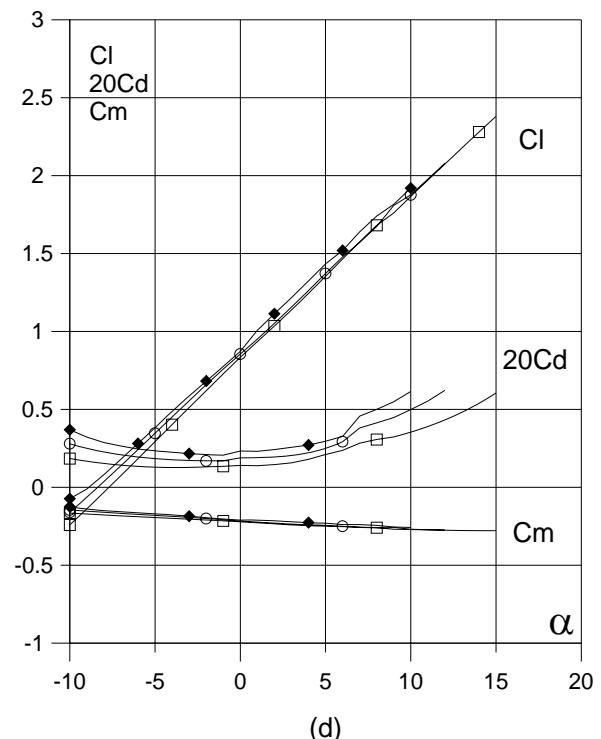
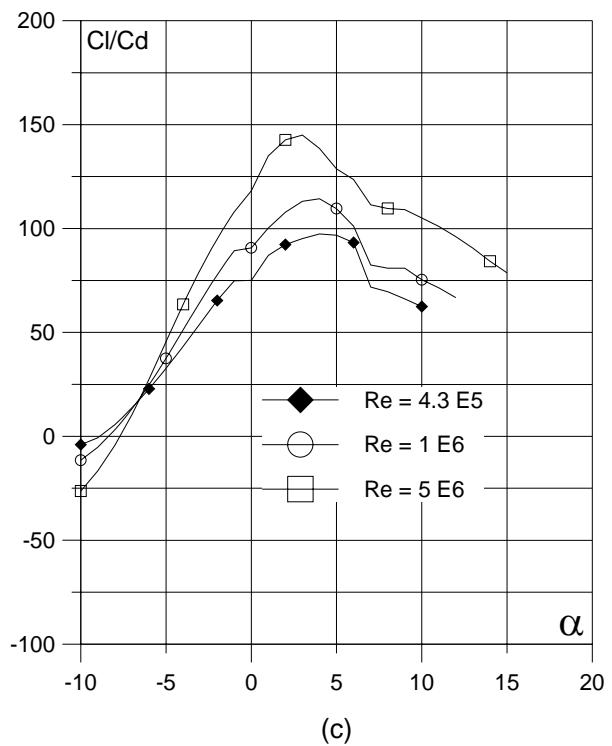


Fig. 6.15.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 4412-1.6.  
 Perfil óptimo.

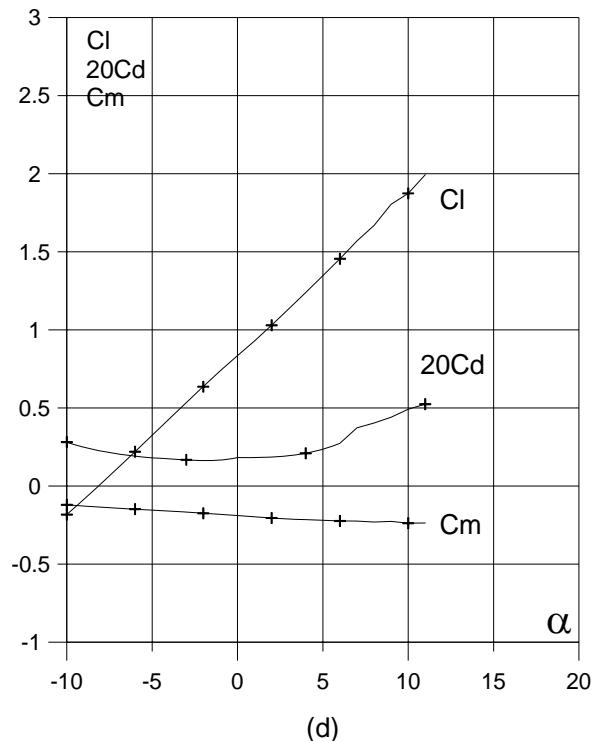
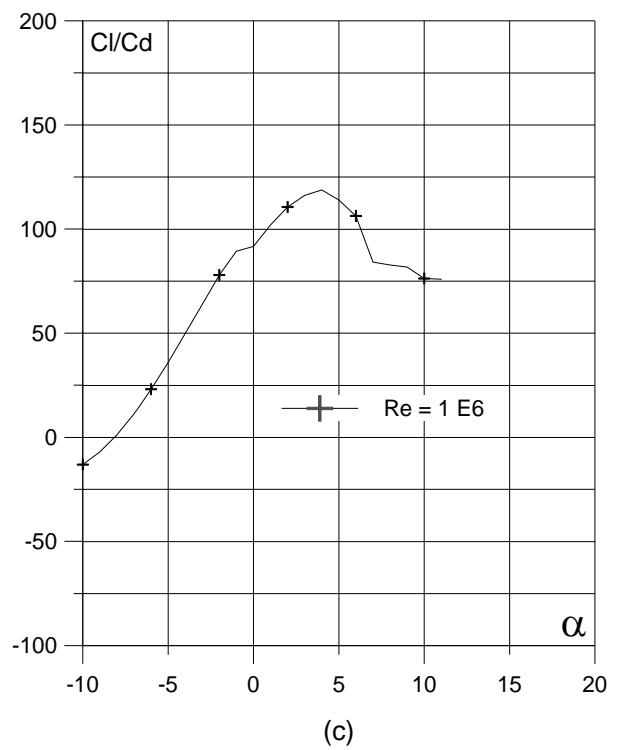
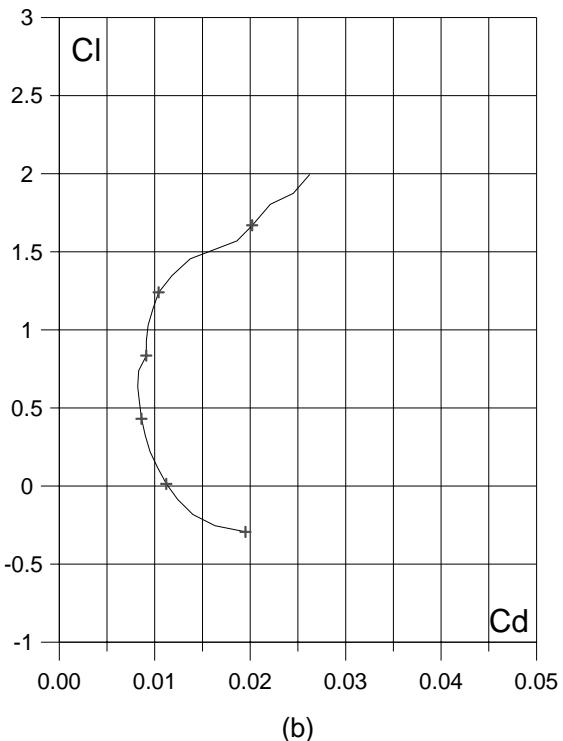
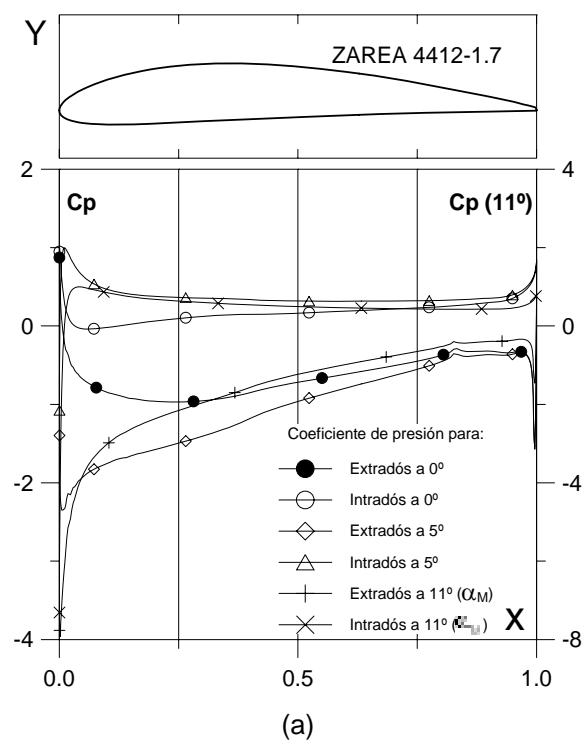


Fig. 6.15.2.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.15.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 4412-1.7.

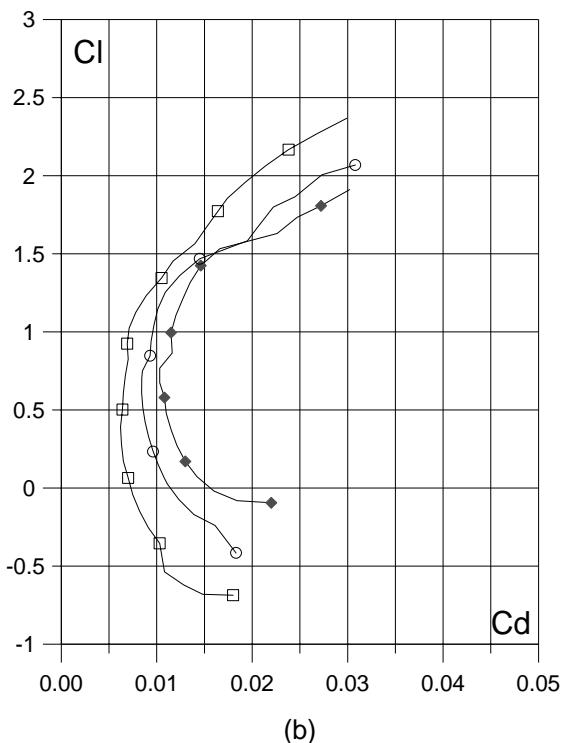
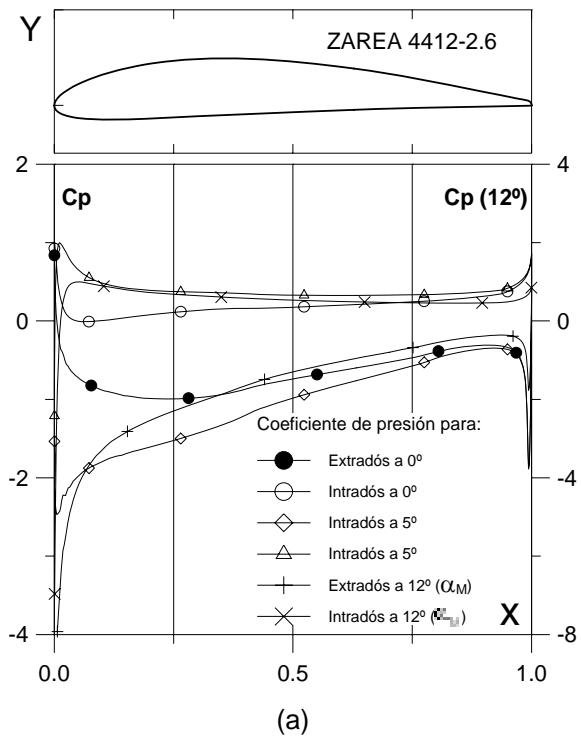


Fig. 6.15.2.2.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-2.6. Met. Panel y Capa Límite.

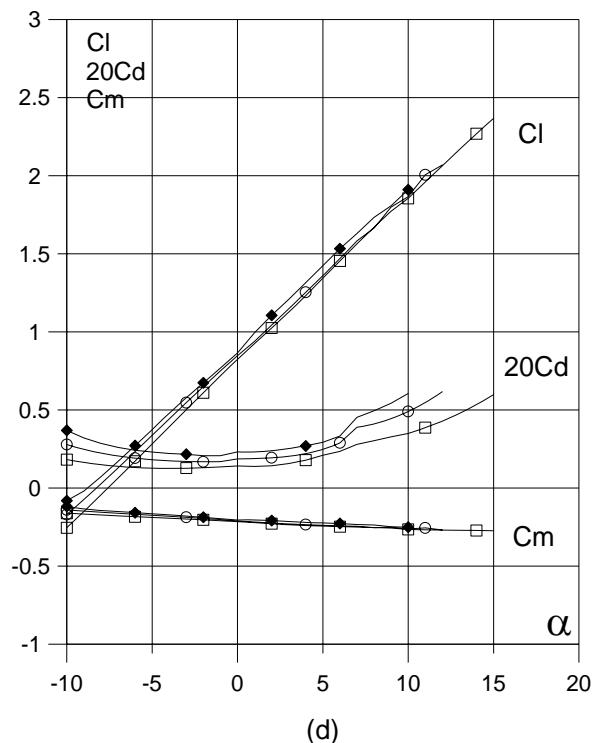
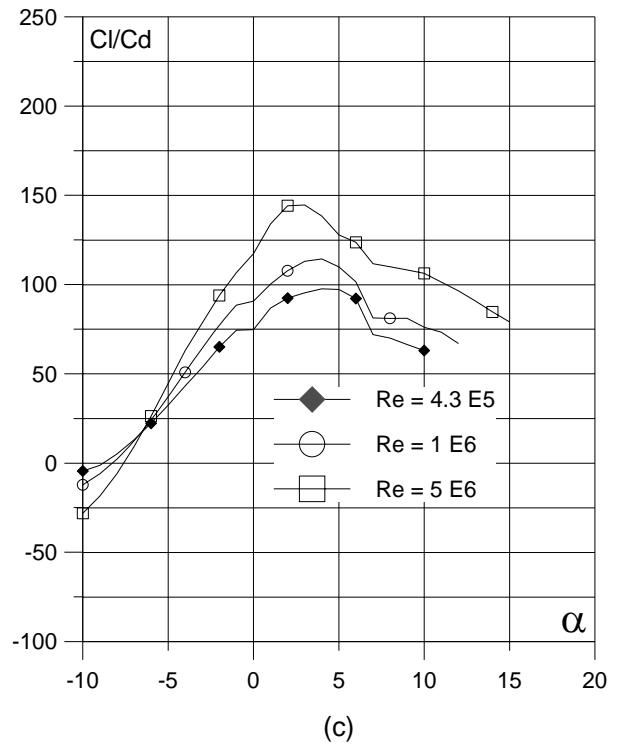


Fig. 6.15.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 4412-2.6.

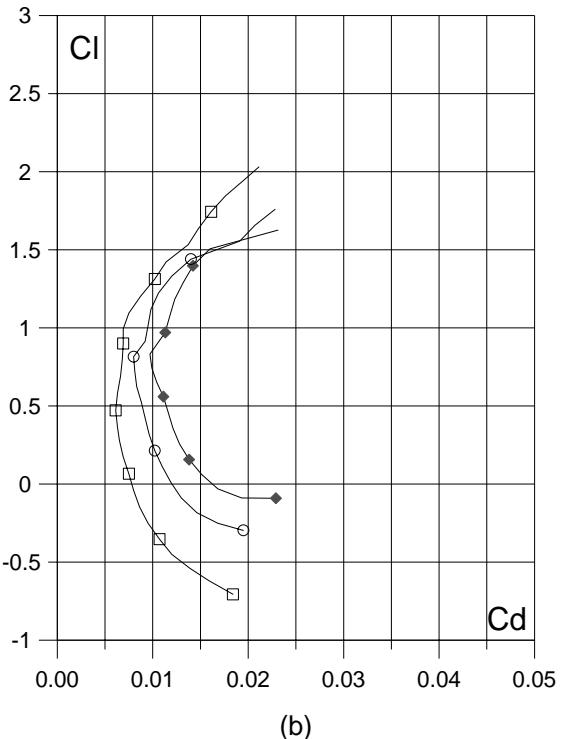
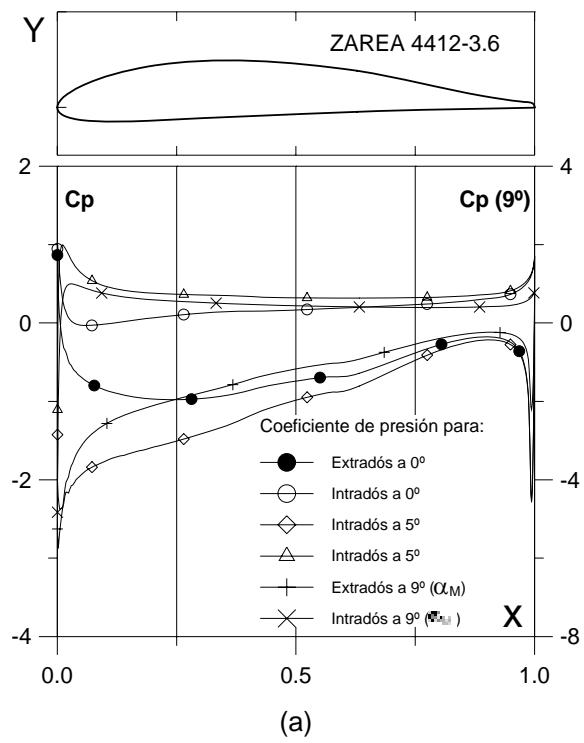


Fig. 6.15.2.3.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } 90^\circ)$  y  $\alpha_M$  vs. X para  $Cl_{max}$  vs.  $\alpha$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-3.6. Met. Panel y Capa Límite.

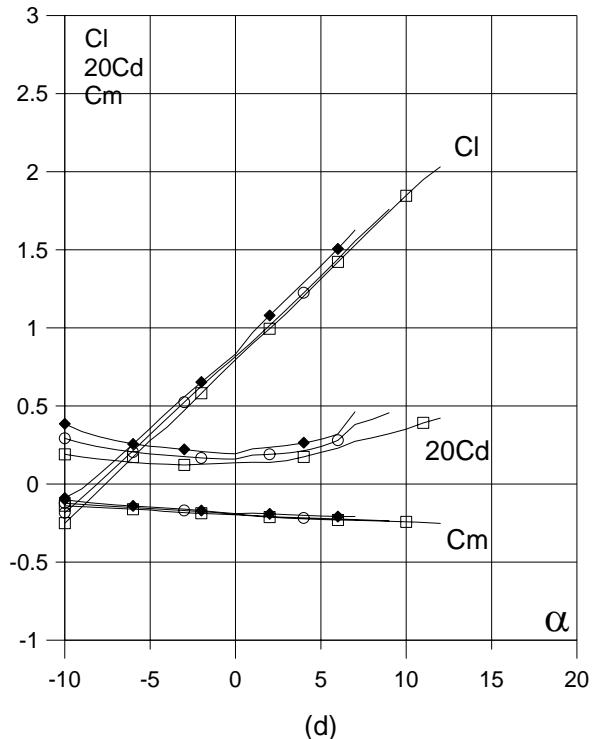
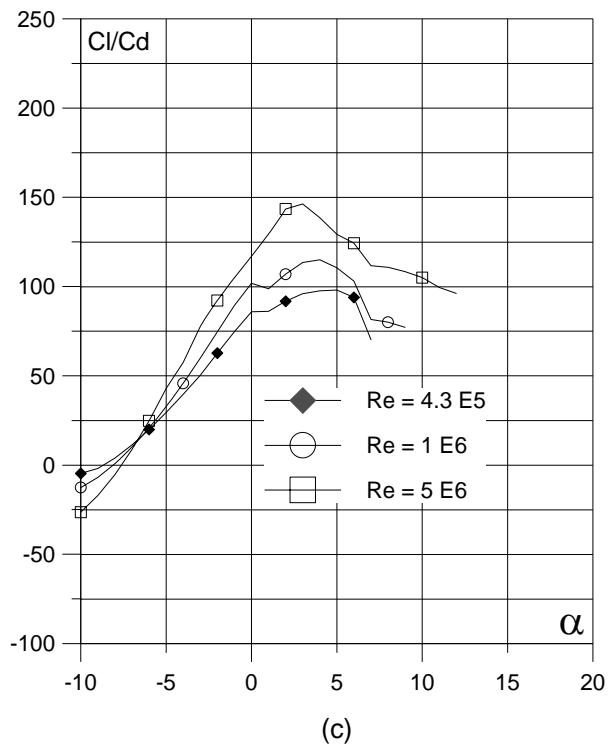


Fig. 6.15.2.3.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 4412-3.6.

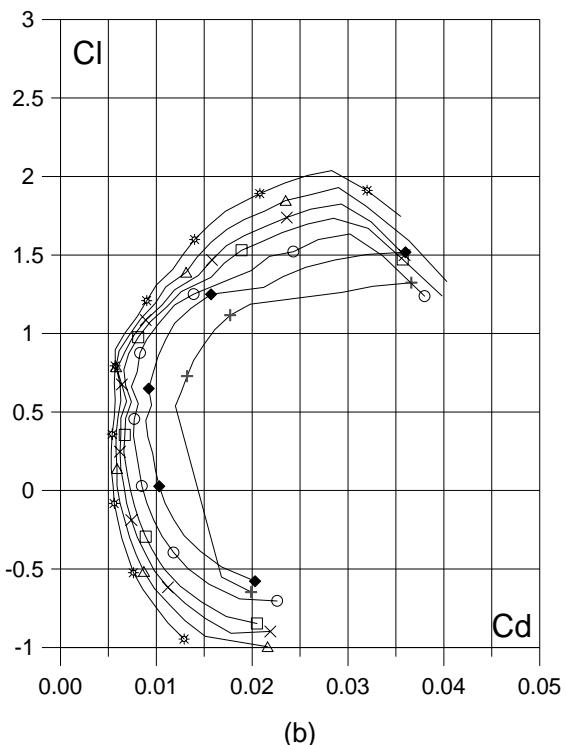
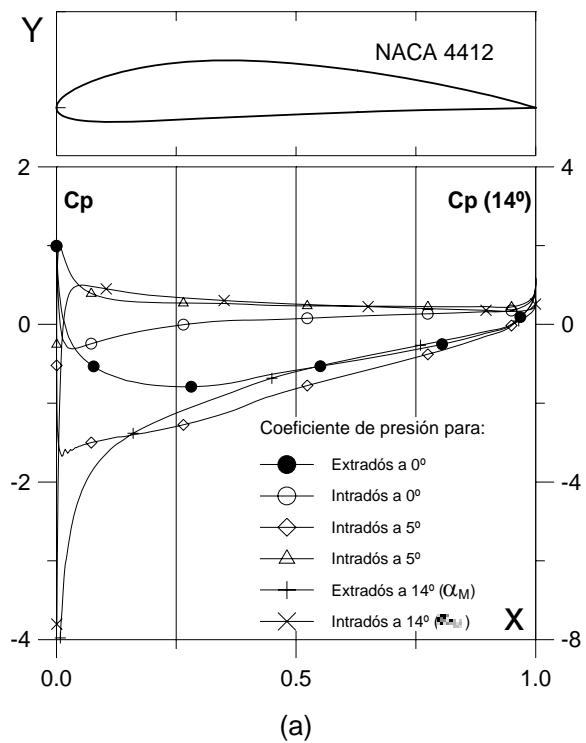


Fig. 6.15.3. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\square$  para  $Cl_{max}$ ) vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
(b) Curvas Polares del perfil NACA 4412.  
Met. Panel y Capa Límite.

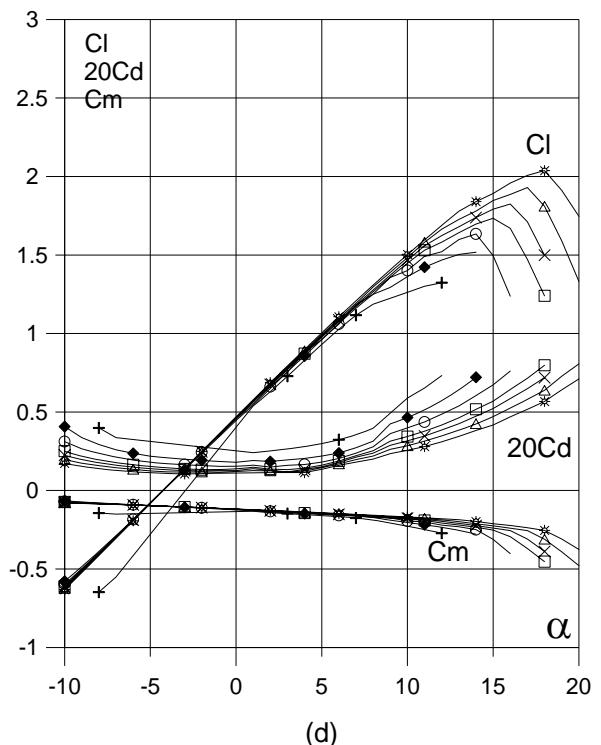
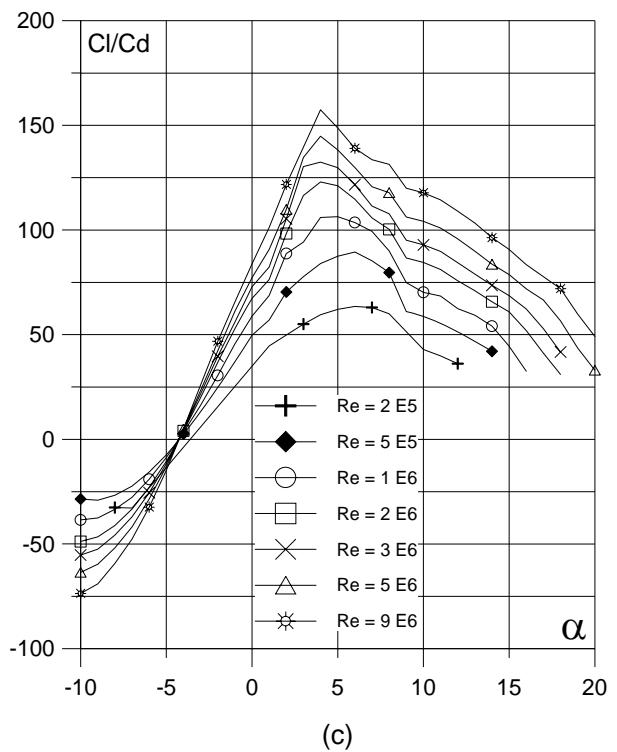


Fig. 6.15.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
(d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
del perfil NACA 4412.

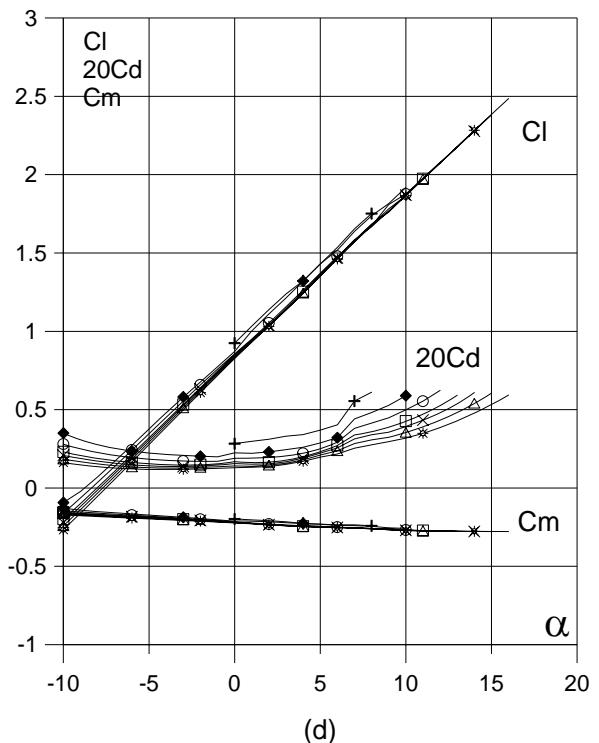
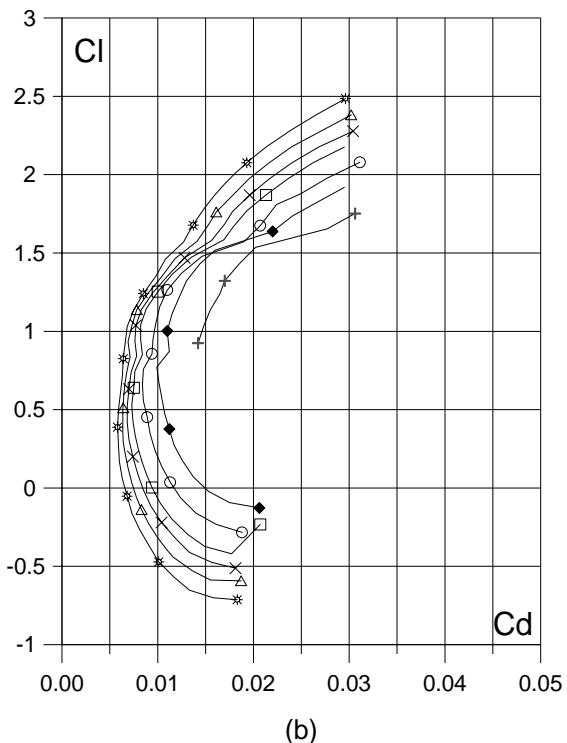
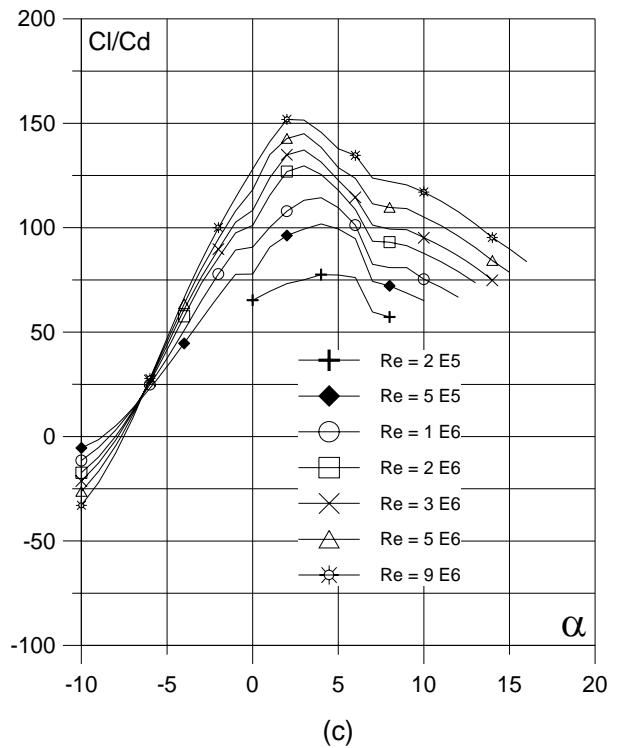
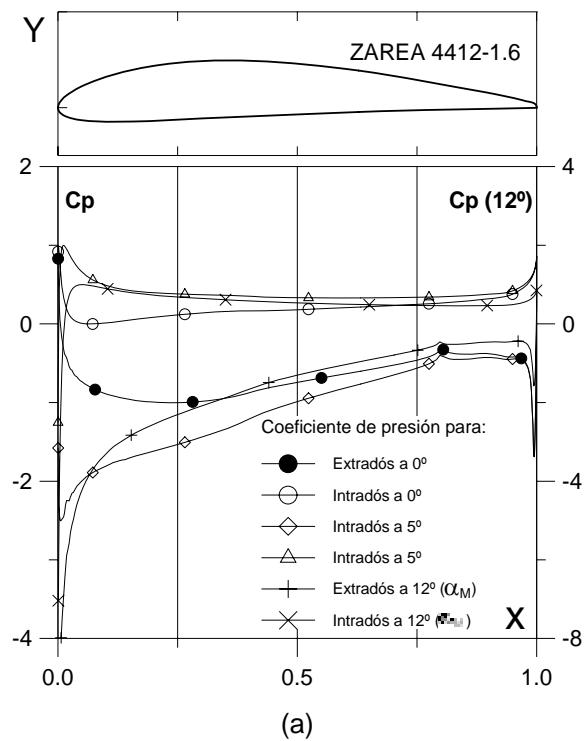
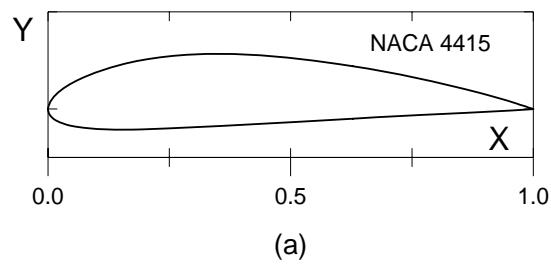


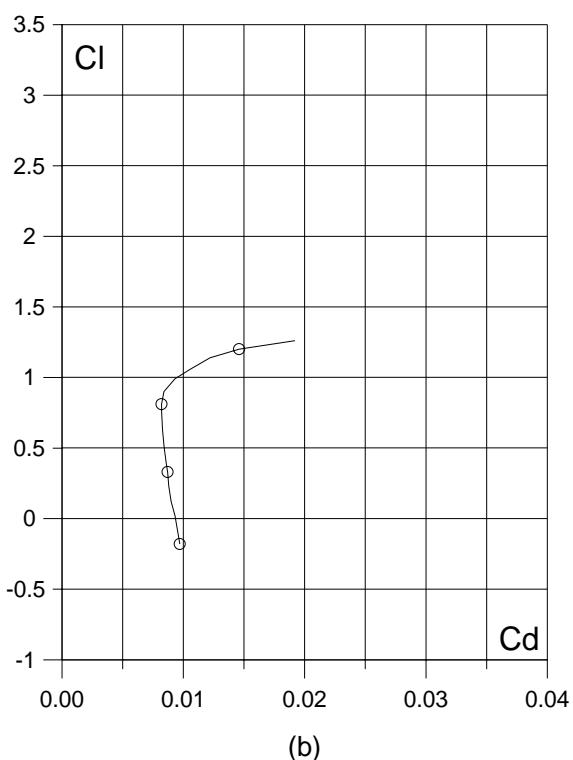
Fig. 6.15.3.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ : para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4412-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.15.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 4412-1.6.  
 Perfil óptimo.



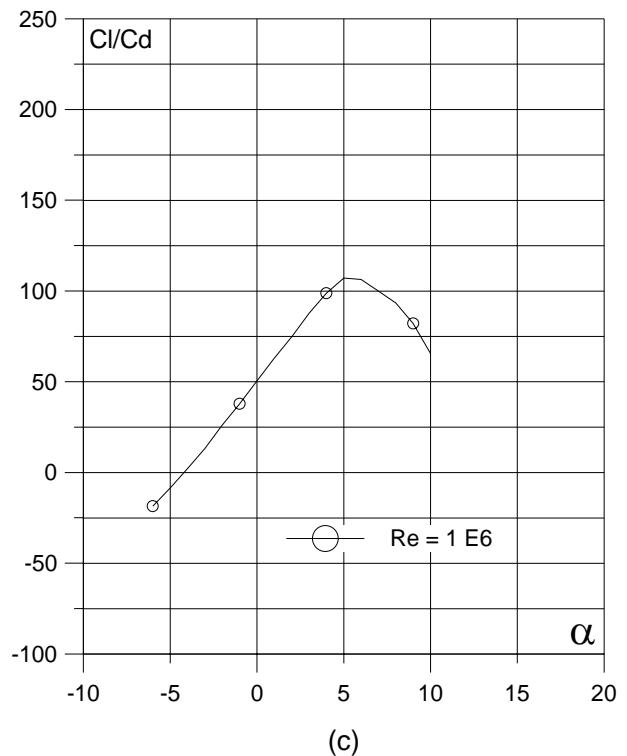
(a)

Curvas aerodinámicas experimentales del perfil NACA 4415.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.02%.

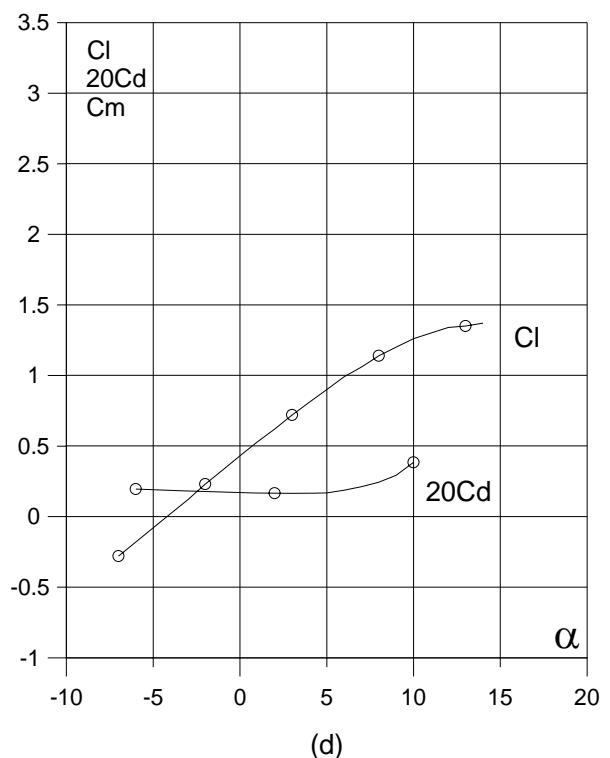


(b)

Fig. 6.16.1. (a) Contorno y (b) Curva Polar del perfil NACA 4415.



(c)



(d)

Fig. 6.16.1. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl y Cd vs. Angulo de ataque del perfil NACA 4415.

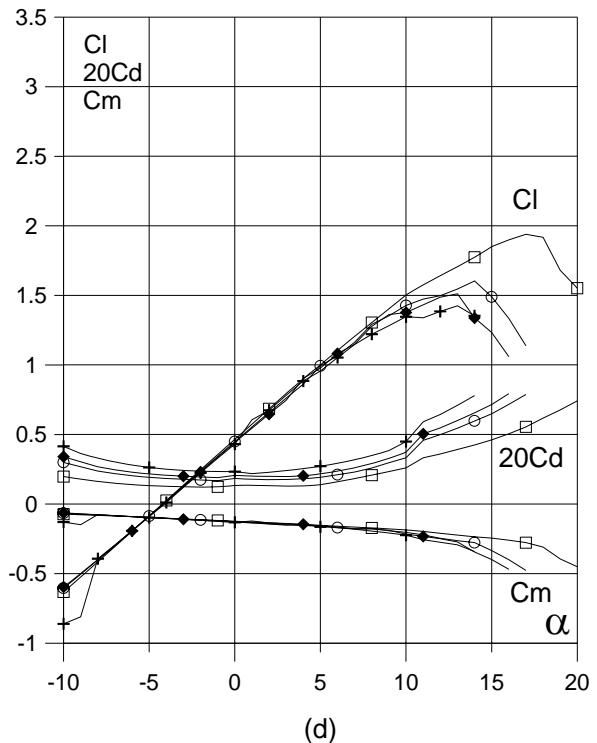
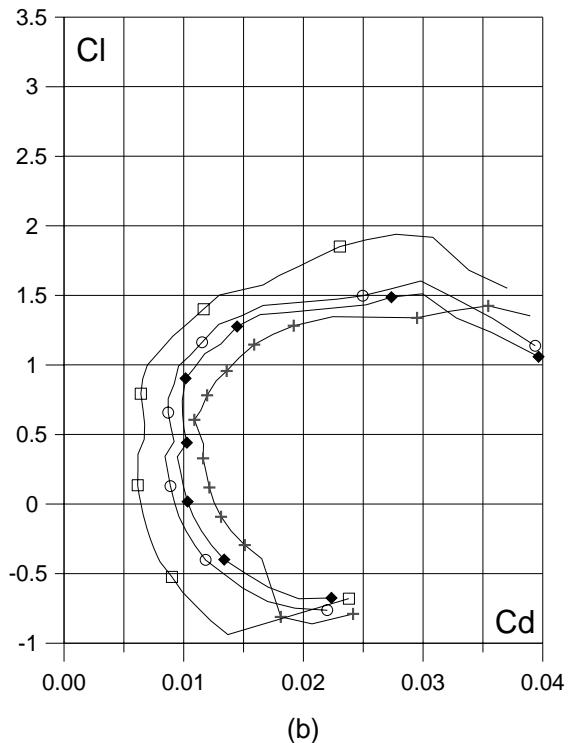
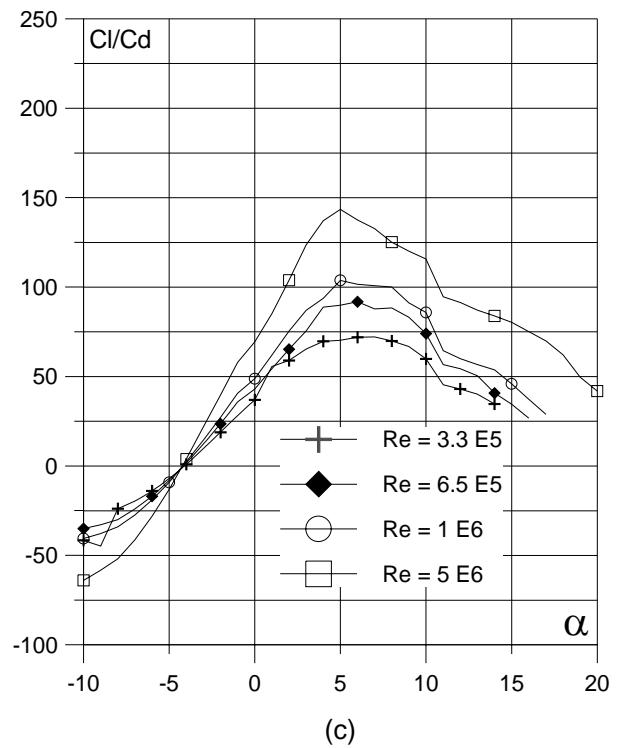
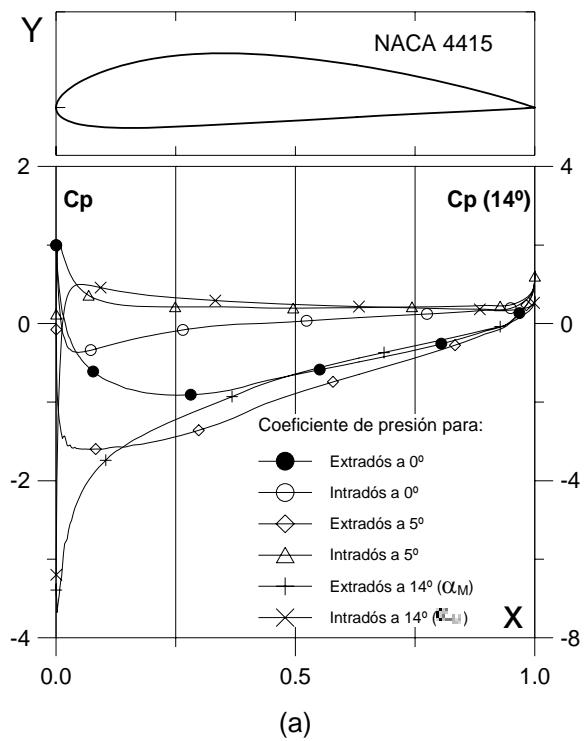


Fig. 6.16.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$ ) vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil NACA 4415. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.16.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil NACA 4415.

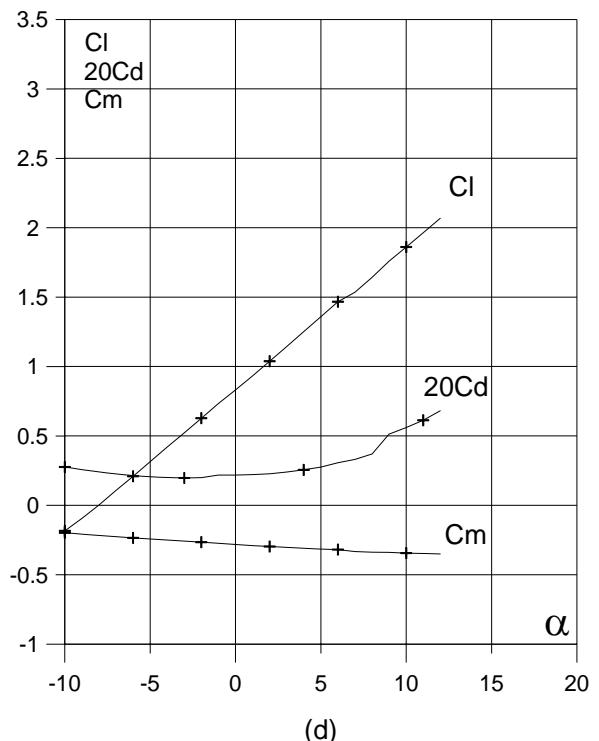
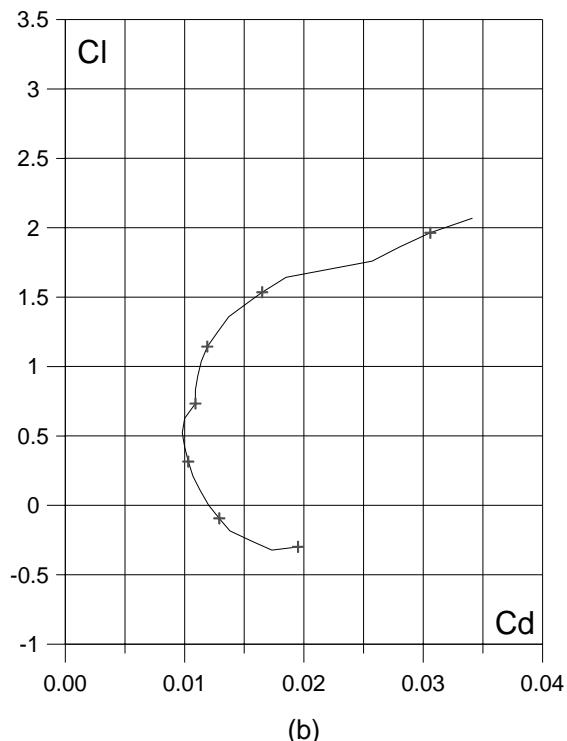
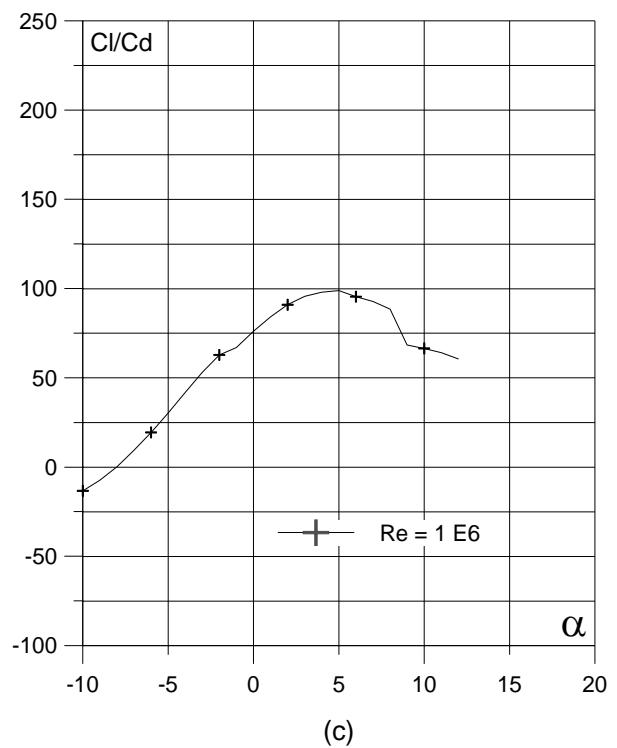
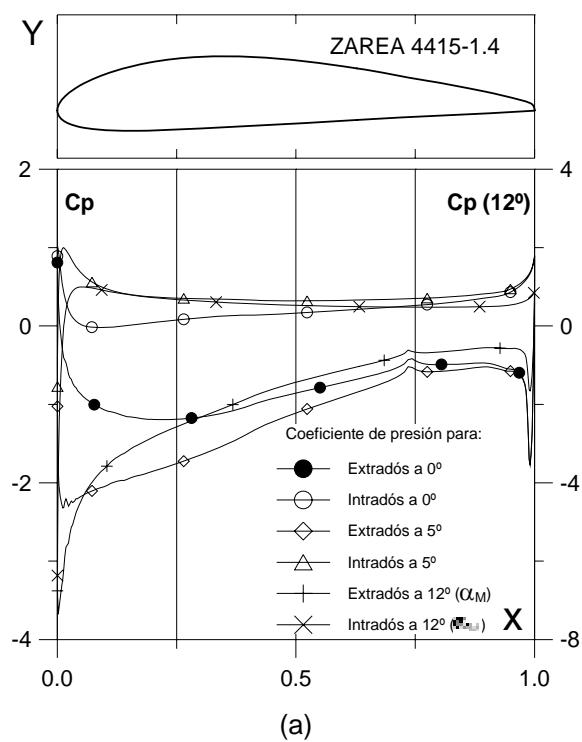
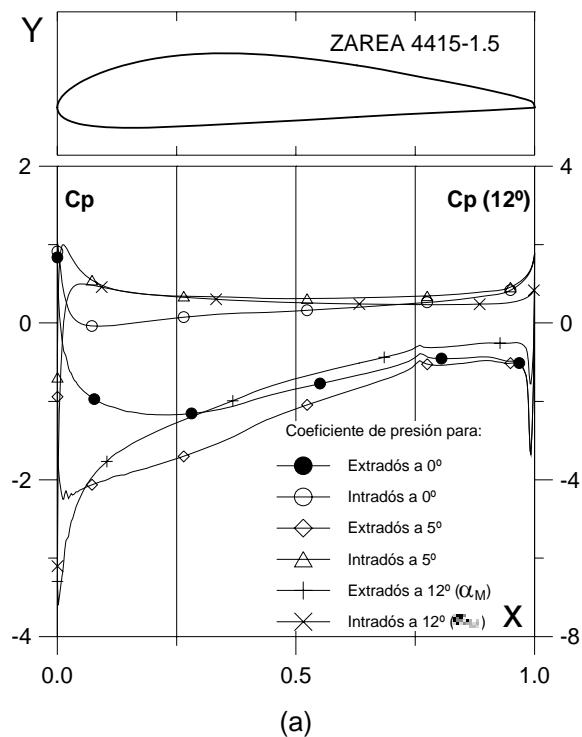
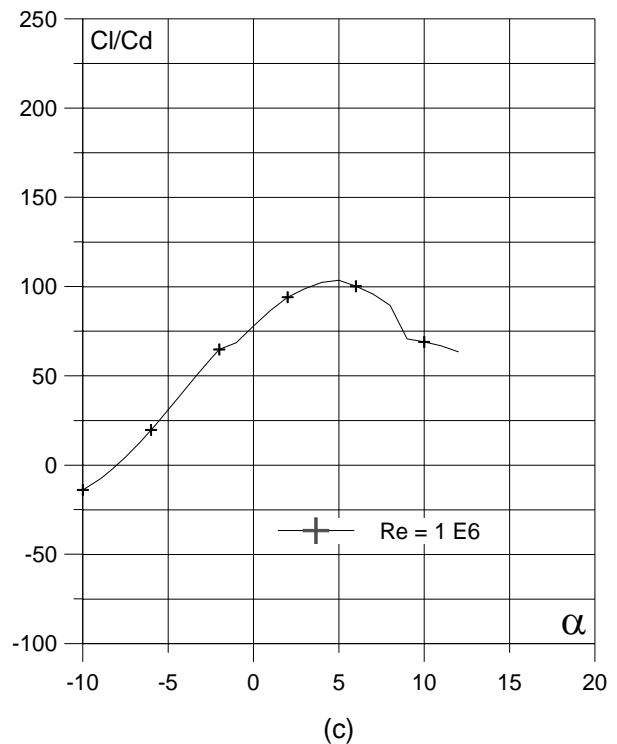


Fig. 6.16.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \text{Cl para } Cl_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.4.  
 Met. Panel y Capa Límite.

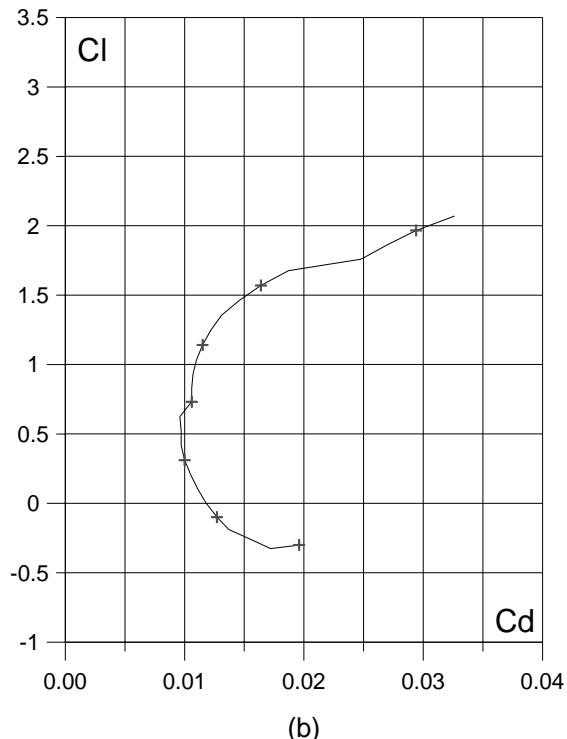
Fig. 6.16.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 4415-1.4.



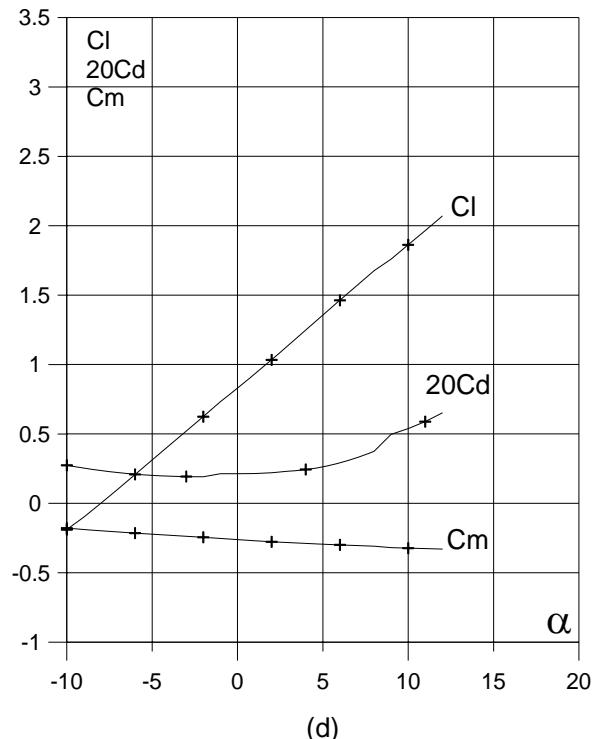
(a)



(c)



(b)



(d)

Fig. 6.17.2.1.5. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \alpha)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y

(b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.5.

Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.17.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
(d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
del perfil ZAREA 4415-1.5.

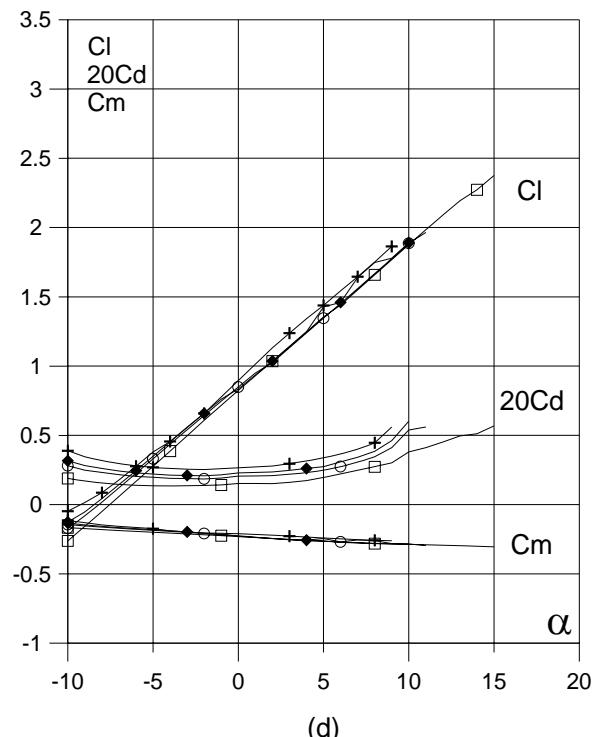
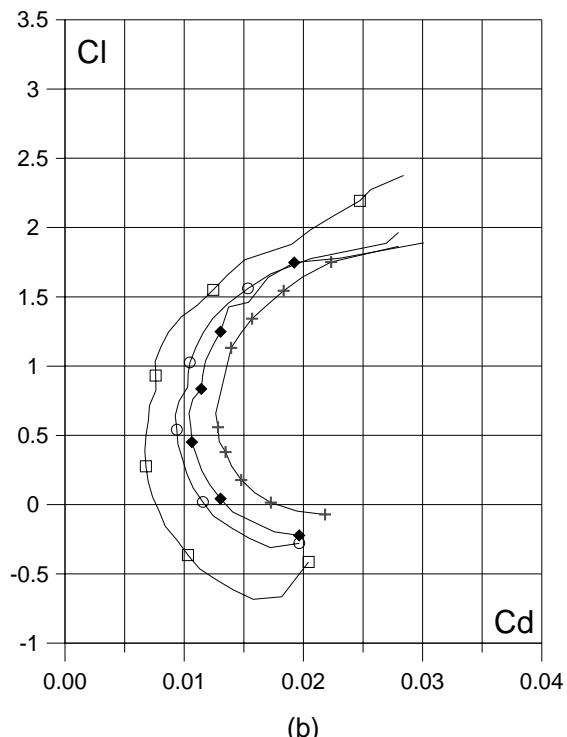
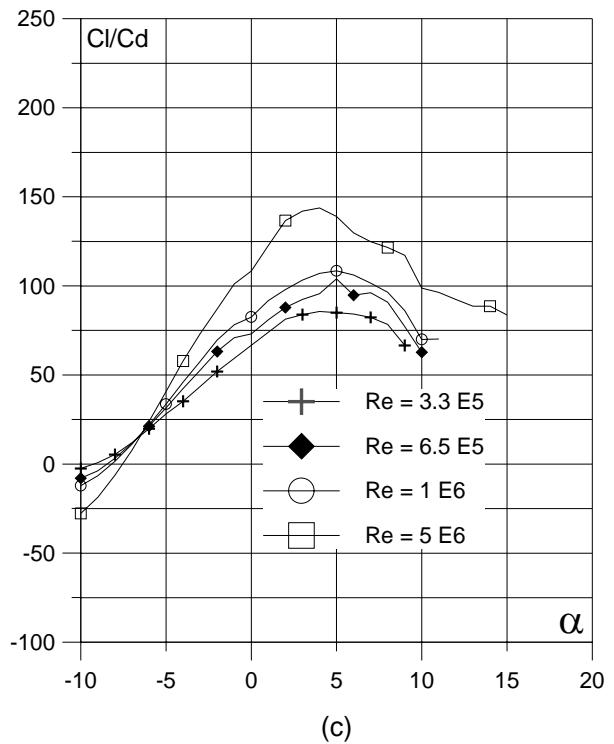
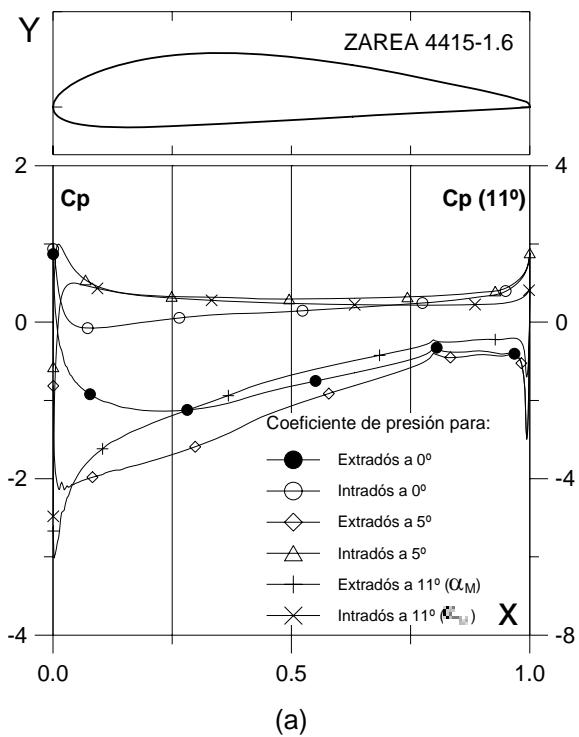


Fig. 6.16.2.1.6. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M : \square$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.16.2.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 4415-1.6.  
 Perfil óptimo.

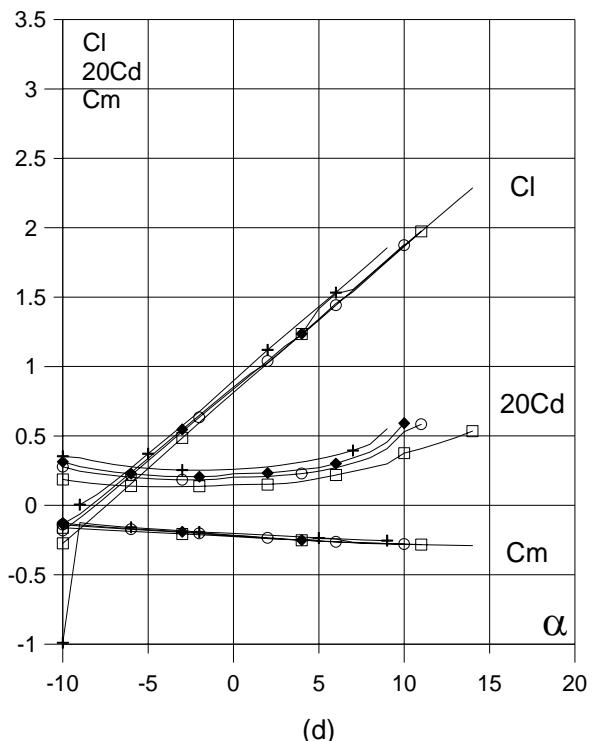
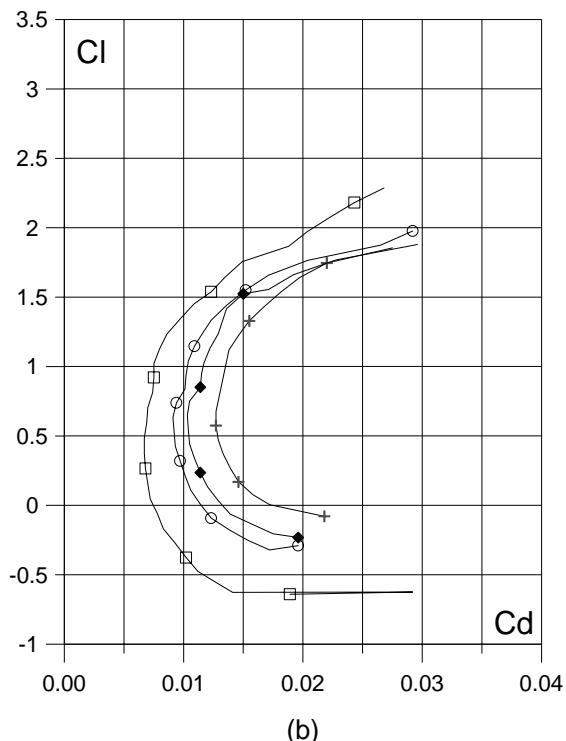
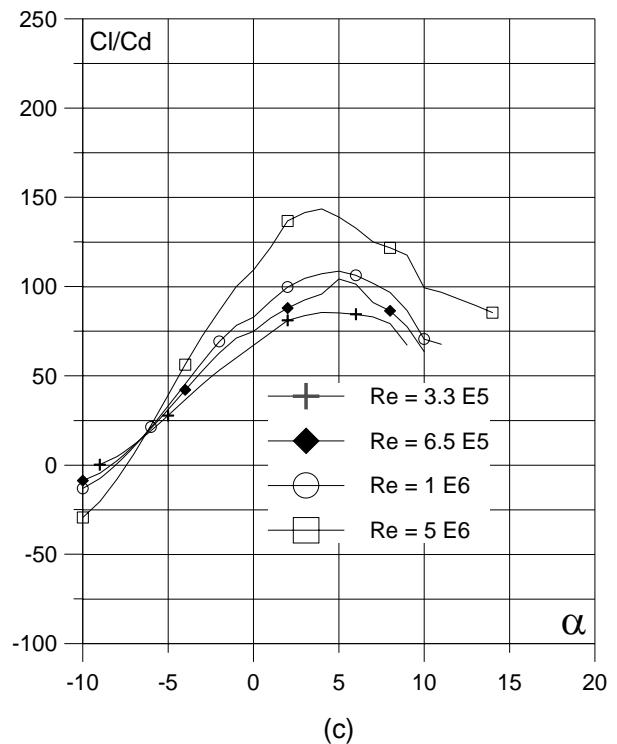
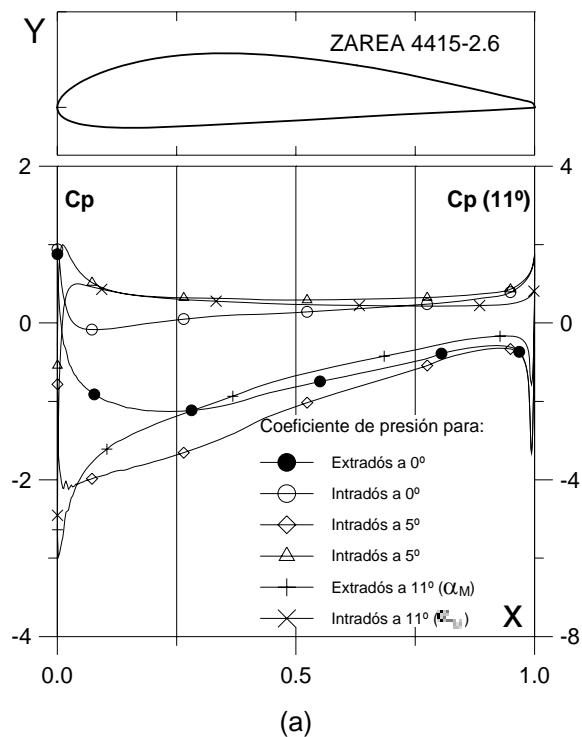


Fig. 6.16.2.2.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\alpha_L$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-2.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.16.2.2.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 4415-2.6.

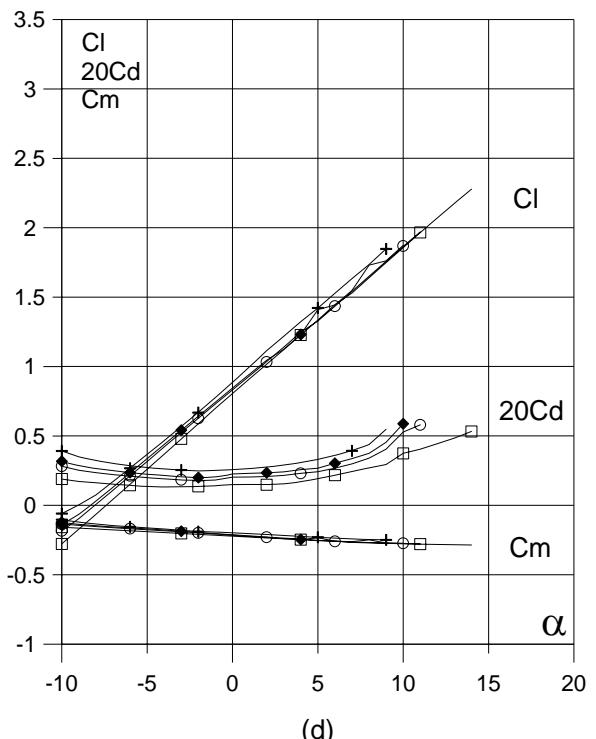
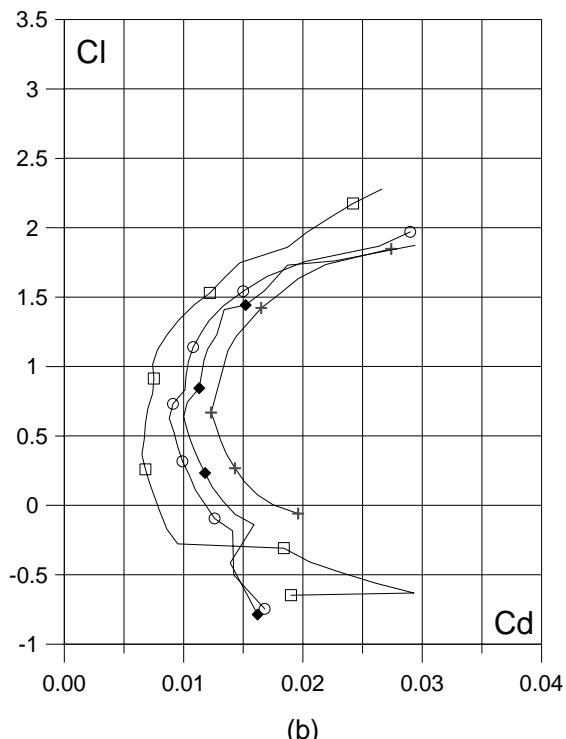
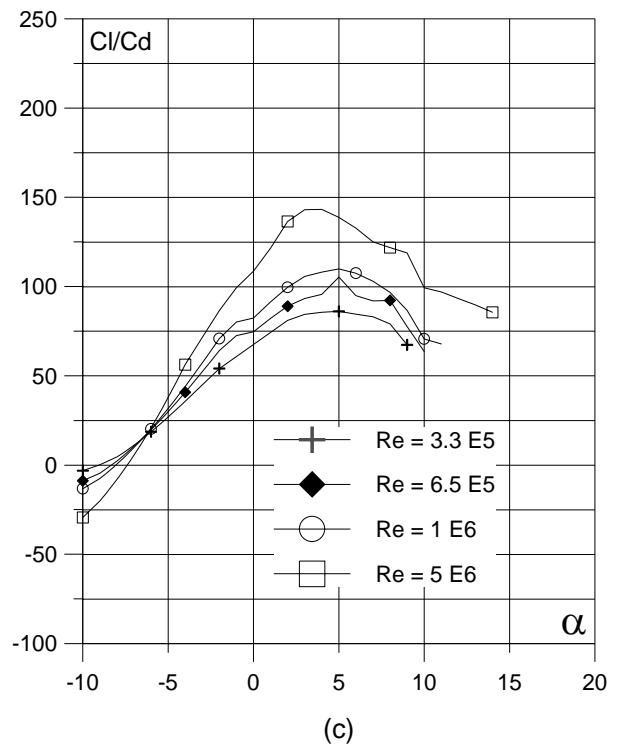
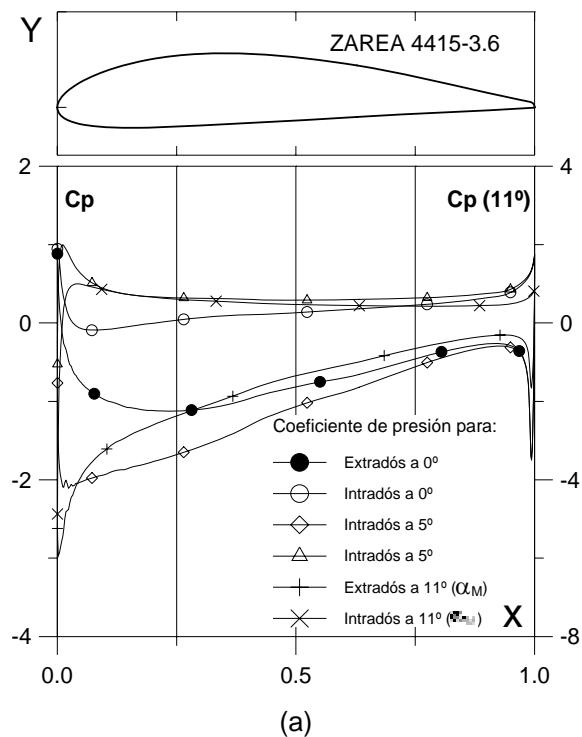


Fig. 6.16.2.3.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$ :  $C_l$  para  $C_{l\max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-3.6. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.16.2.3.6. (c) Curvas de  $C_l/C_d$  y (d)  $C_l$ ,  $C_d$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 4415-3.6.

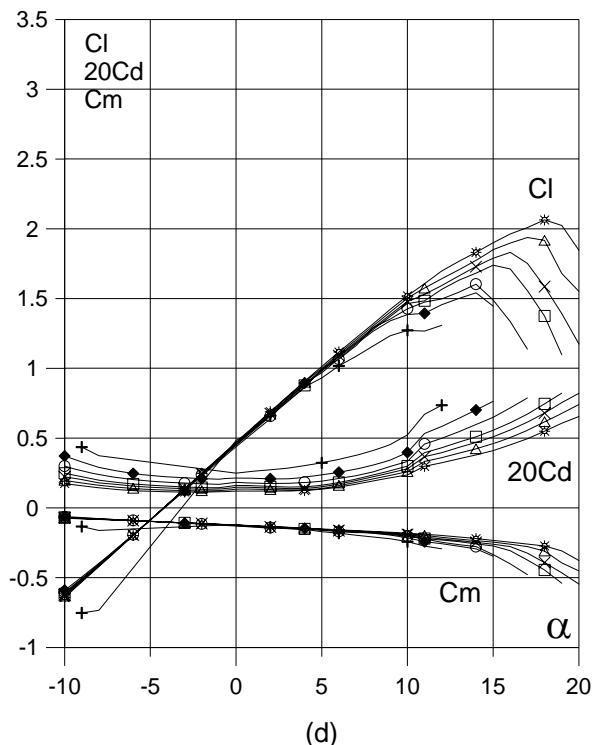
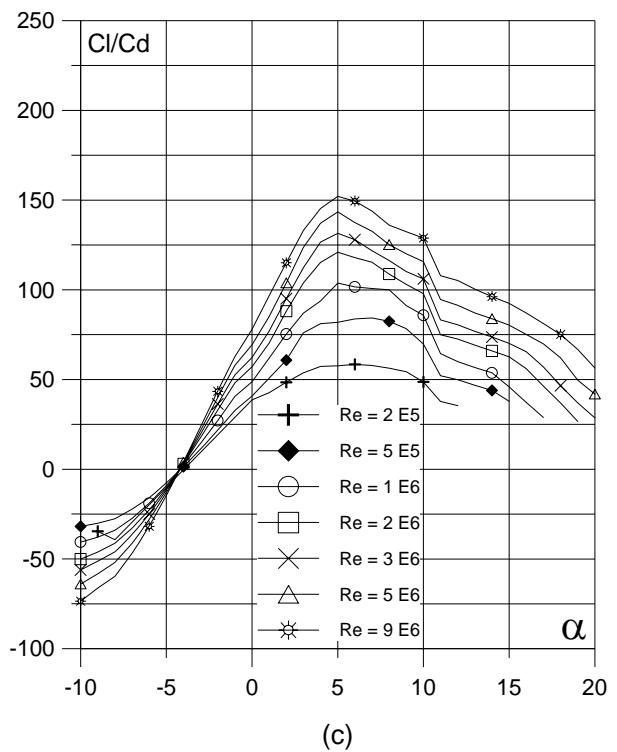
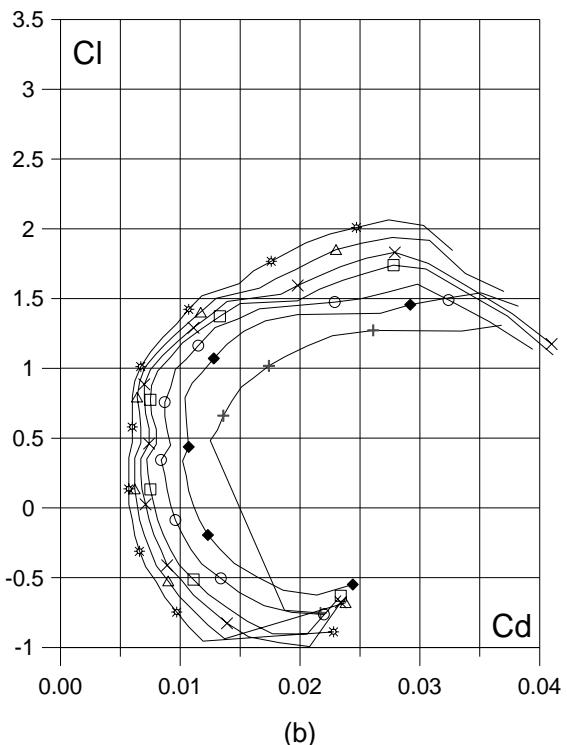
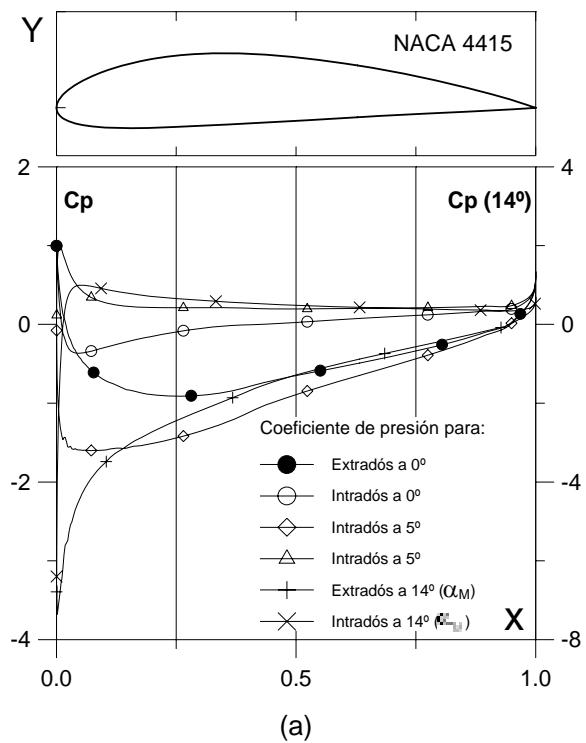


Fig. 6.16.3. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil NACA 4415.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.16.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil NACA 4415.

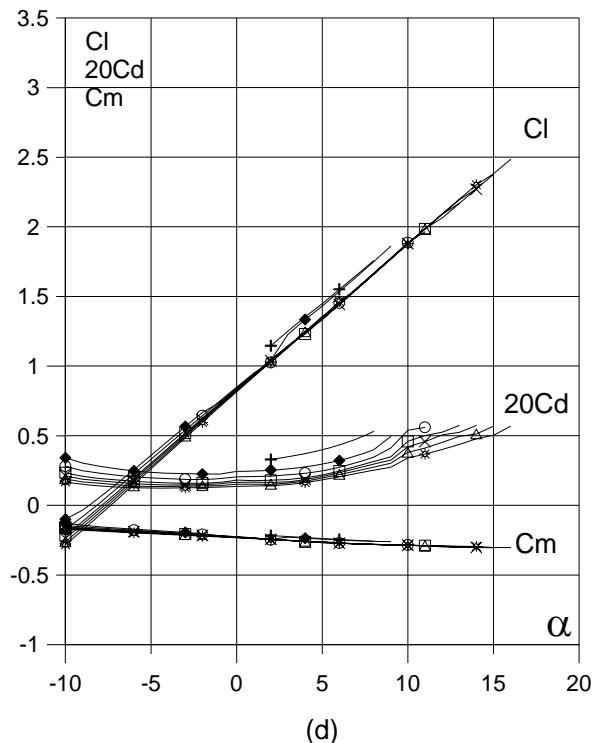
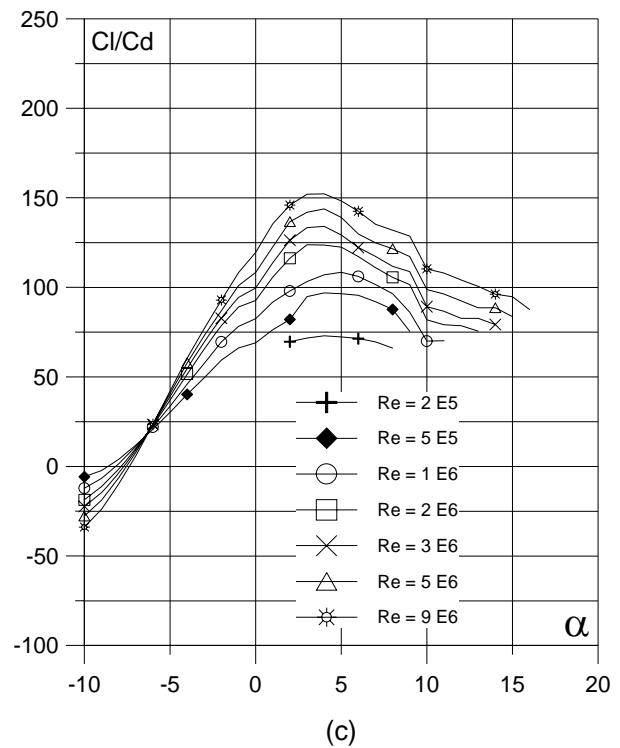
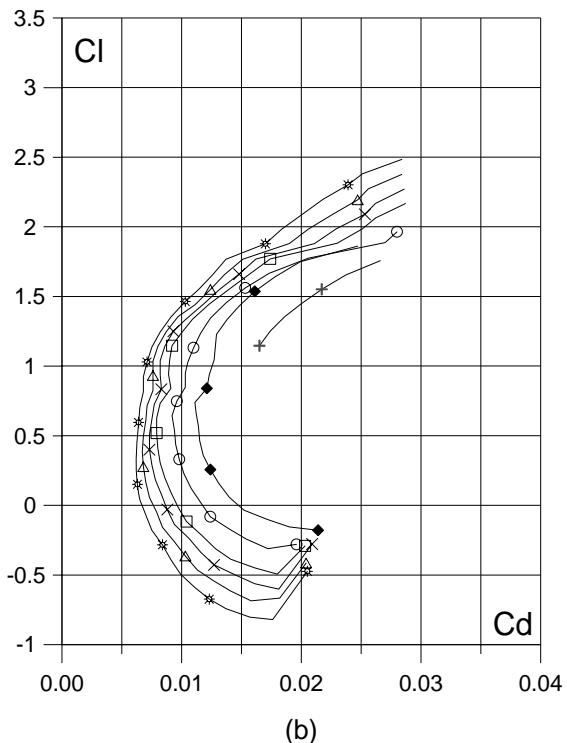
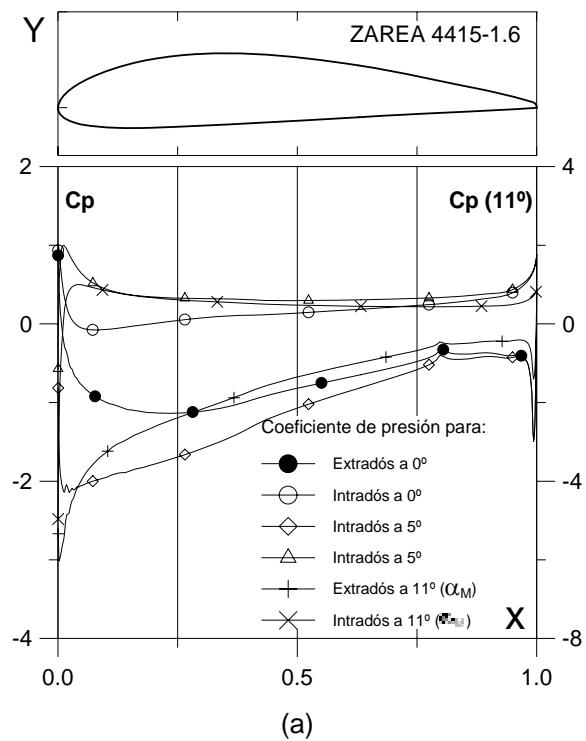
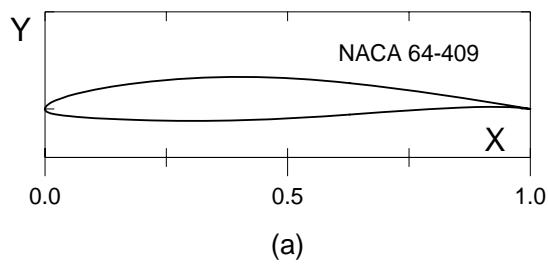


Fig. 6.16.3.1.6. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ : para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 4415-1.6.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.16.3.1.6. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil ZAREA 4415-1.6.  
 Perfil óptimo.



Curvas aerodinámicas experimentales del perfil NACA 64-409.  
Superficie: Lisa.  
Turbulencia: 0.03%.

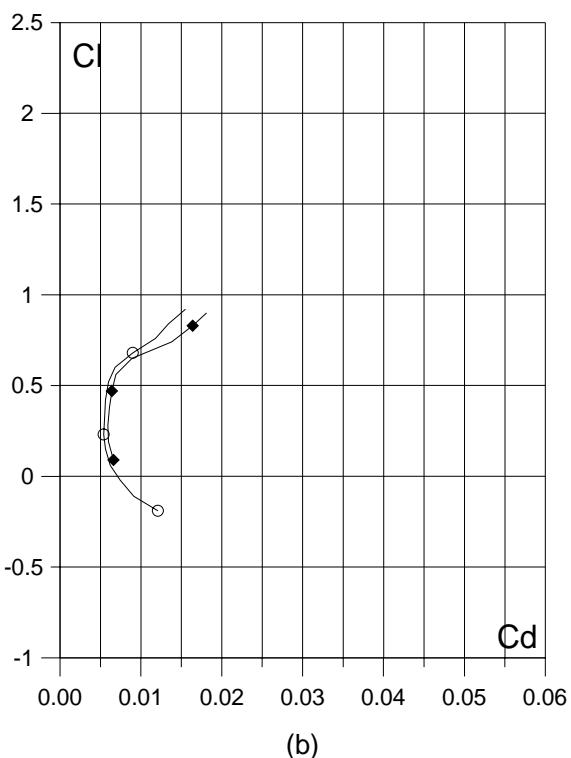


Fig. 6.17.1. (a) Contorno y (b) Curvas Polares del perfil NACA 64-409.

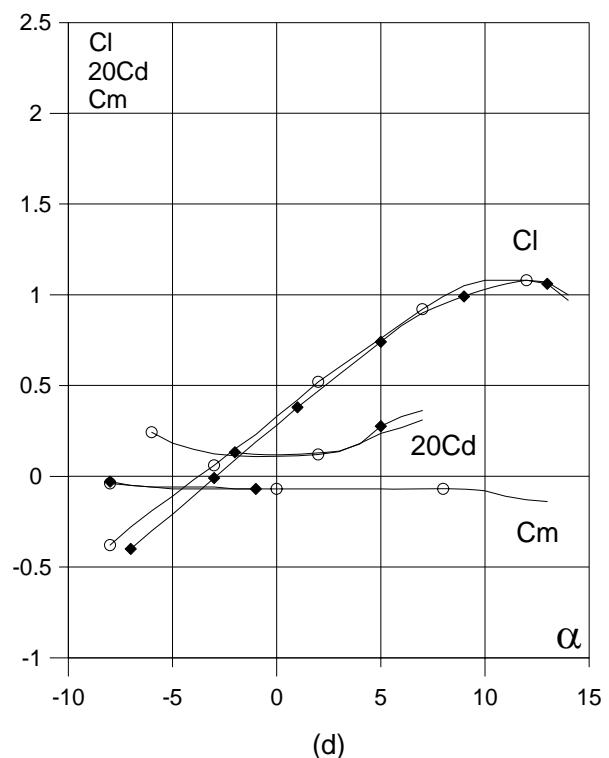
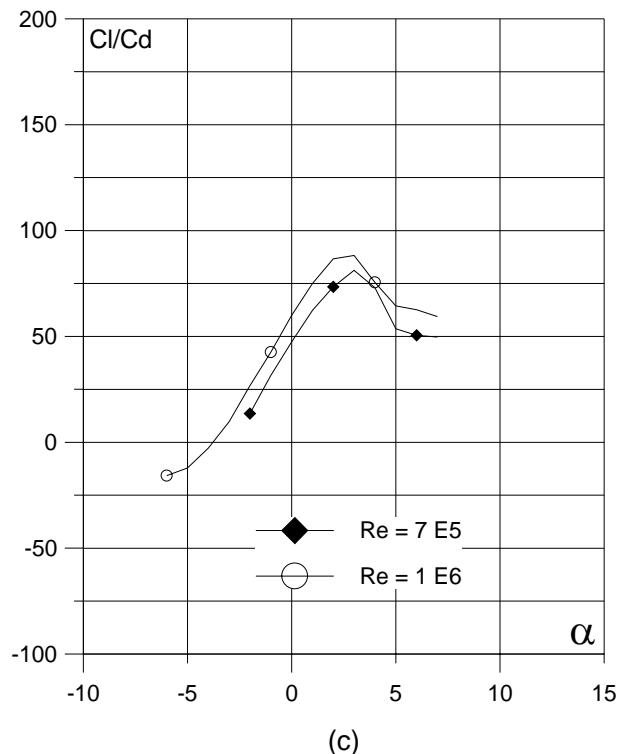


Fig. 6.17.1. (c) Curvas de Cl/Cd y (d) Cl, Cd y Cm vs. Angulo de ataque del perfil NACA 64-409.

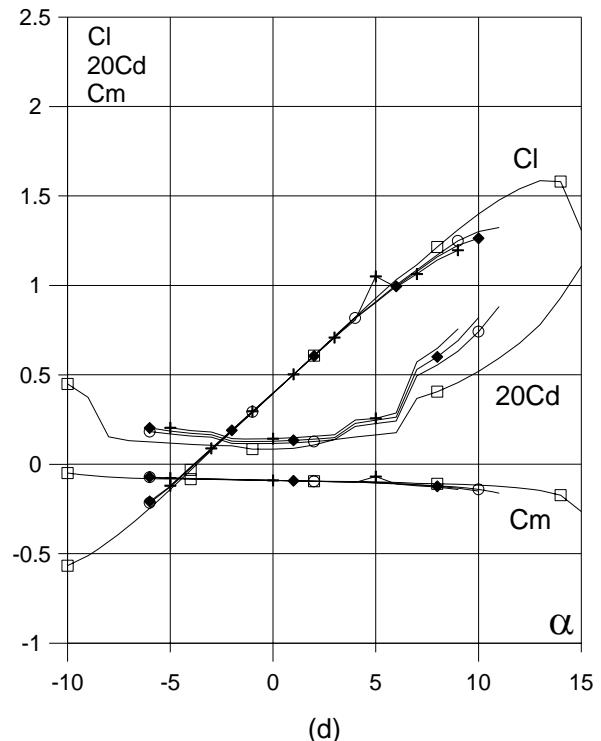
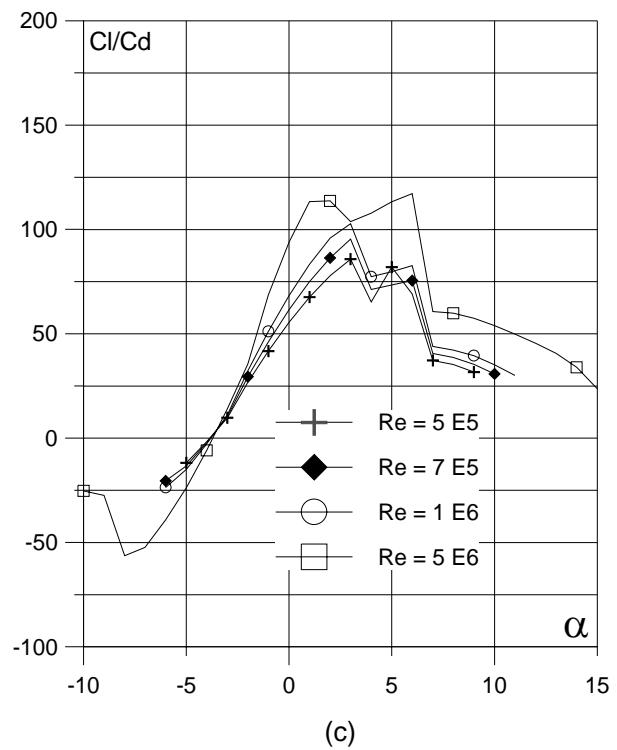
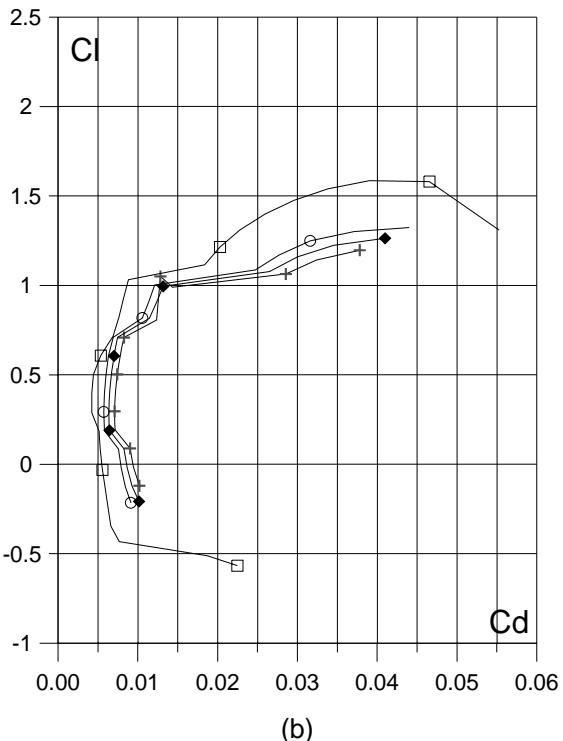
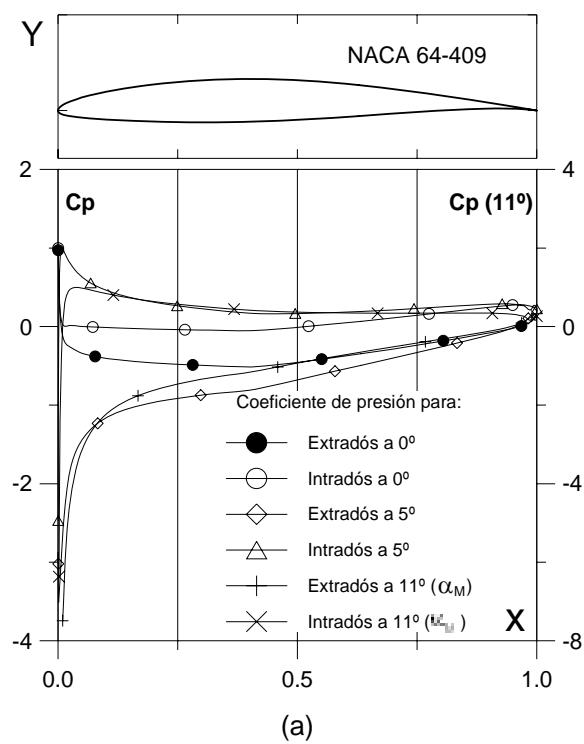


Fig. 6.17.2. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M: \square)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil NACA 64-409.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.17.2. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil NACA 64-409.

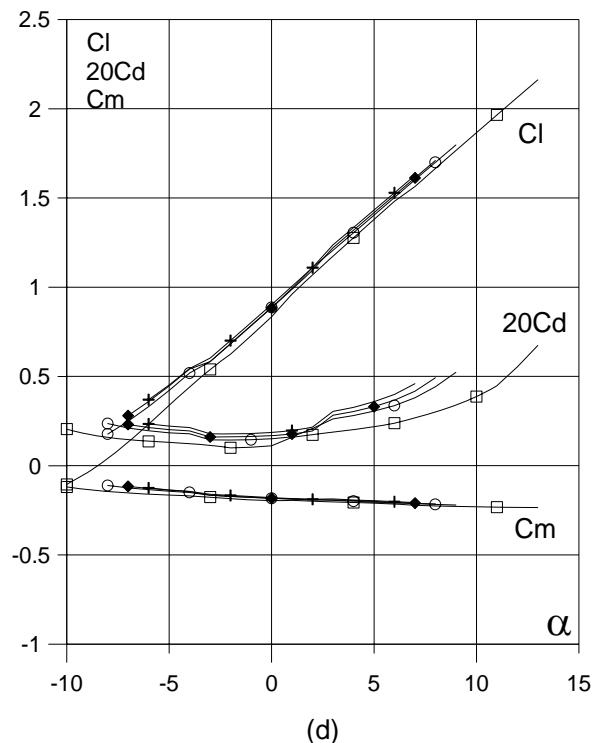
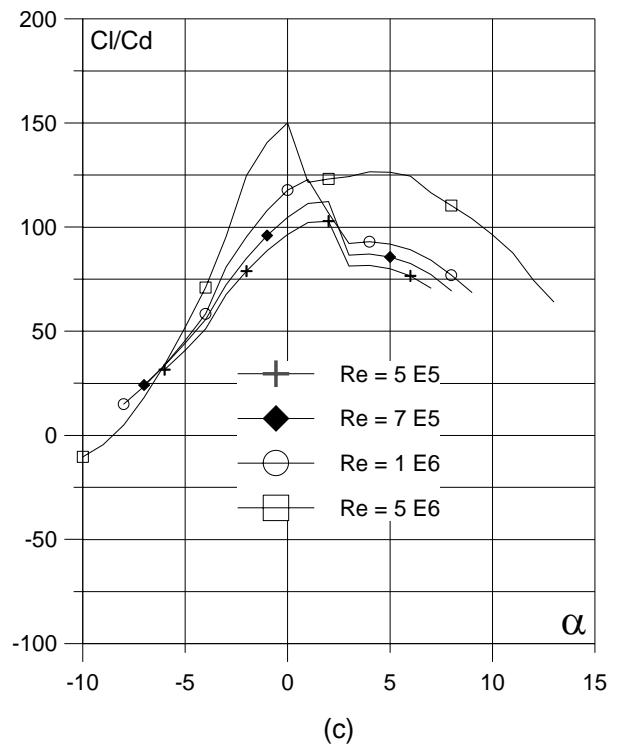
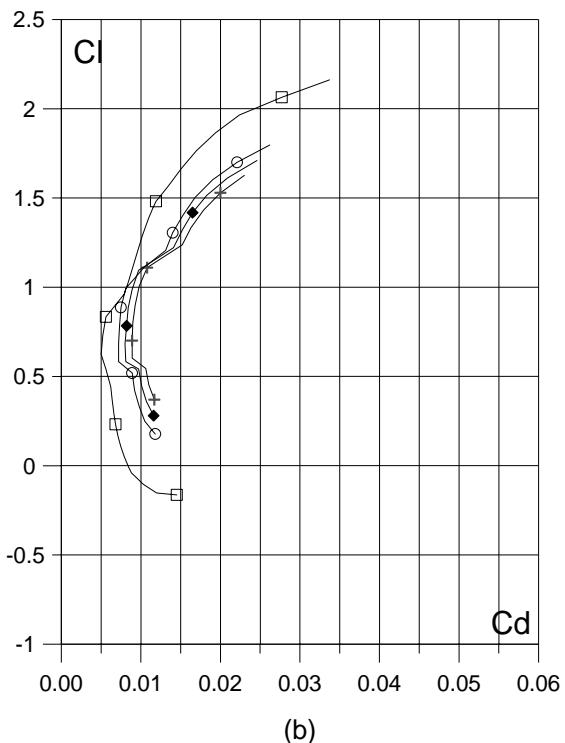
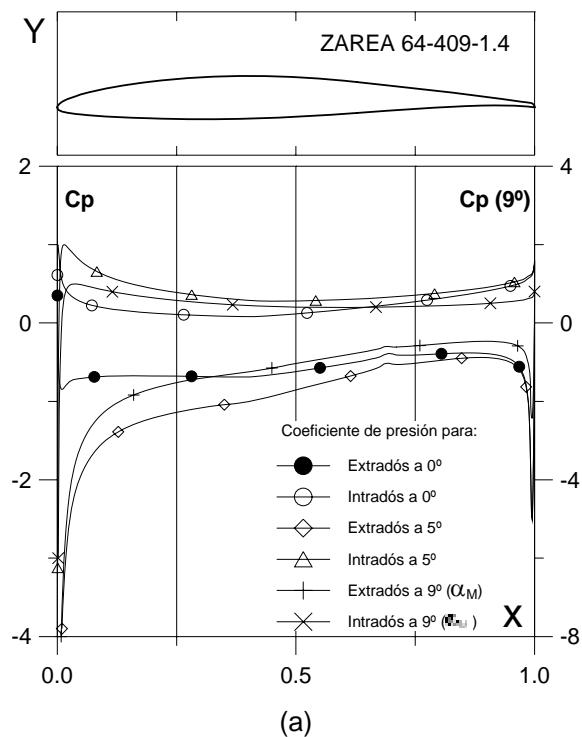


Fig. 6.17.2.1.4. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \text{Cl}_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.4. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.17.2.1.4. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 64-409-1.4.

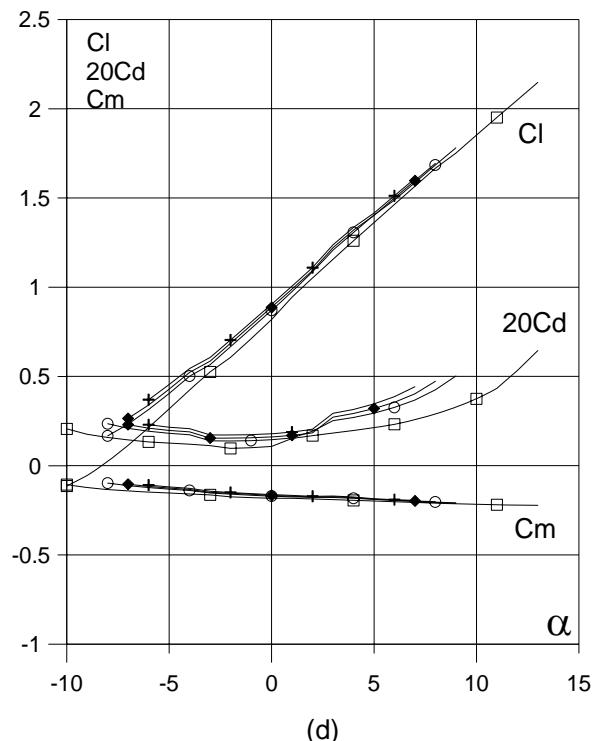
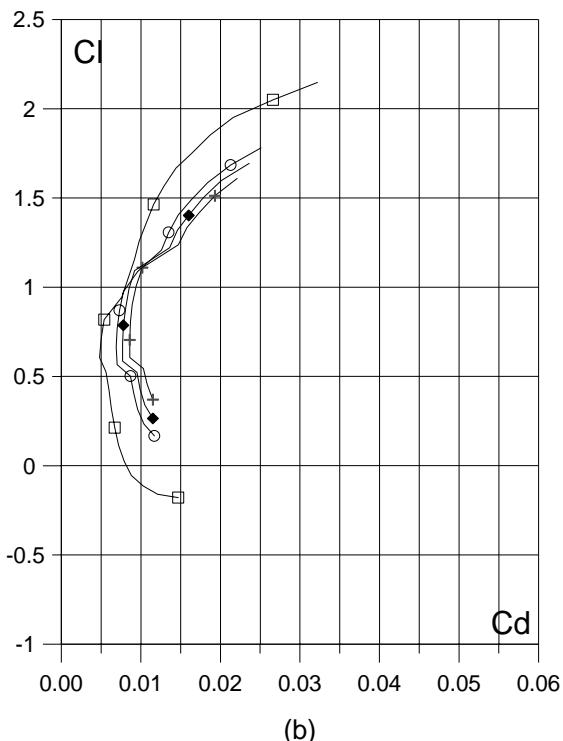
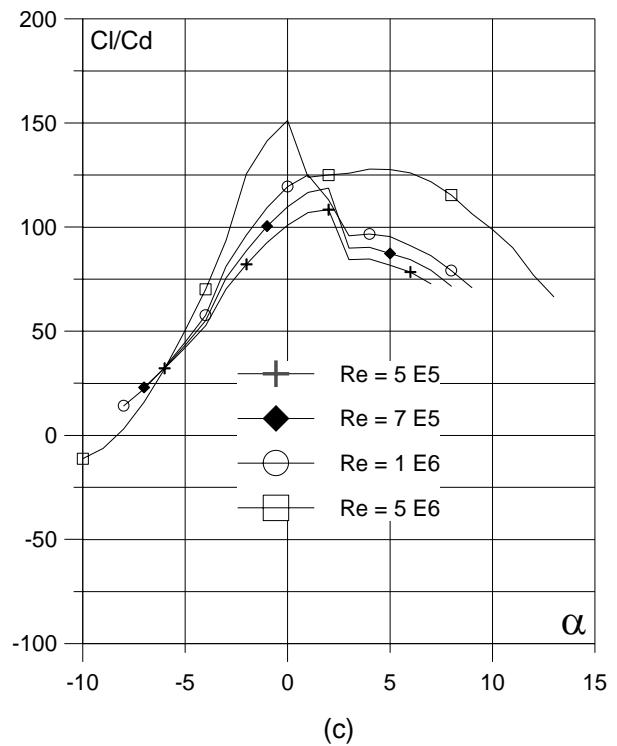
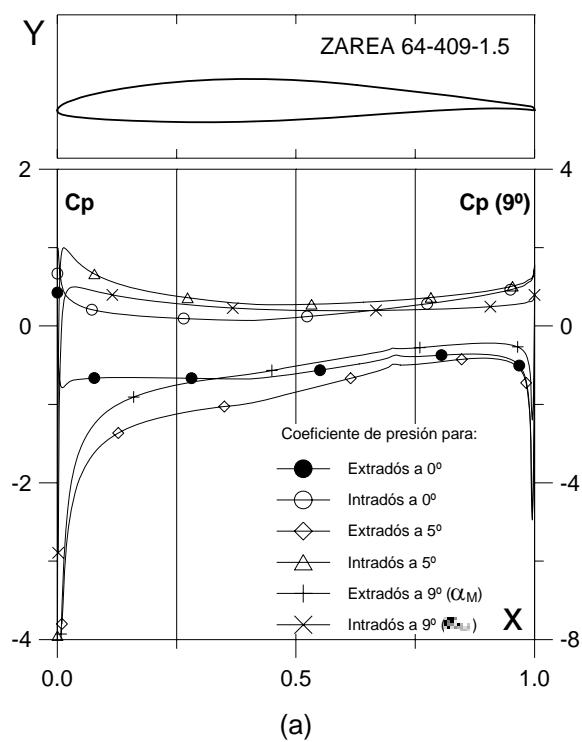


Fig. 6.17.2.1.5. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M : \text{Cl}_{\max})$  vs.  $X$  para  $Re = 1 \text{ E}6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.5. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.17.2.1.5. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 64-409-1.5.

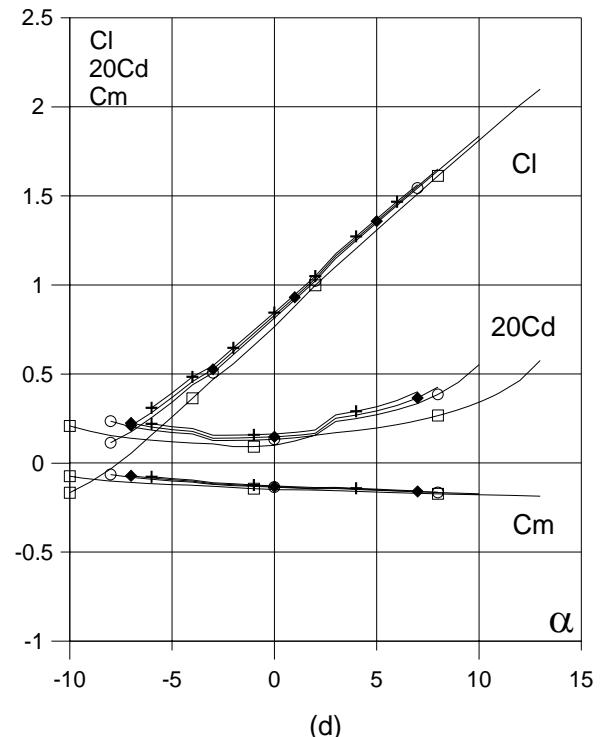
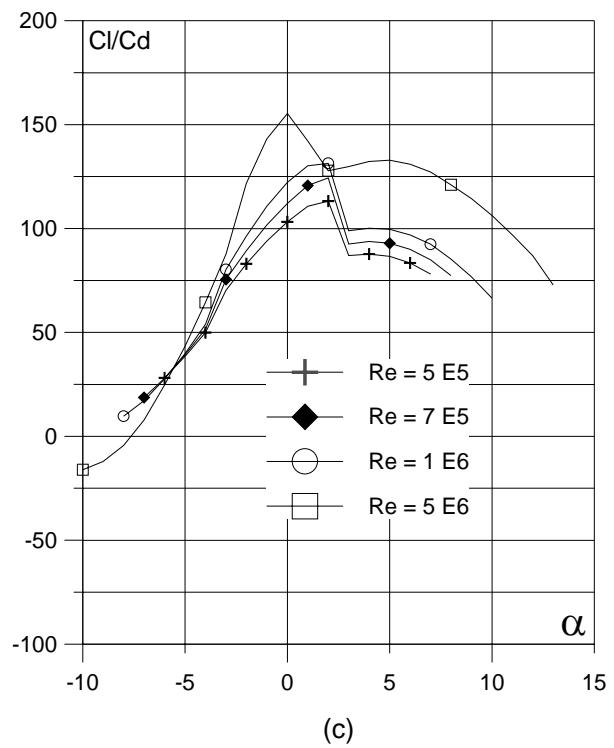
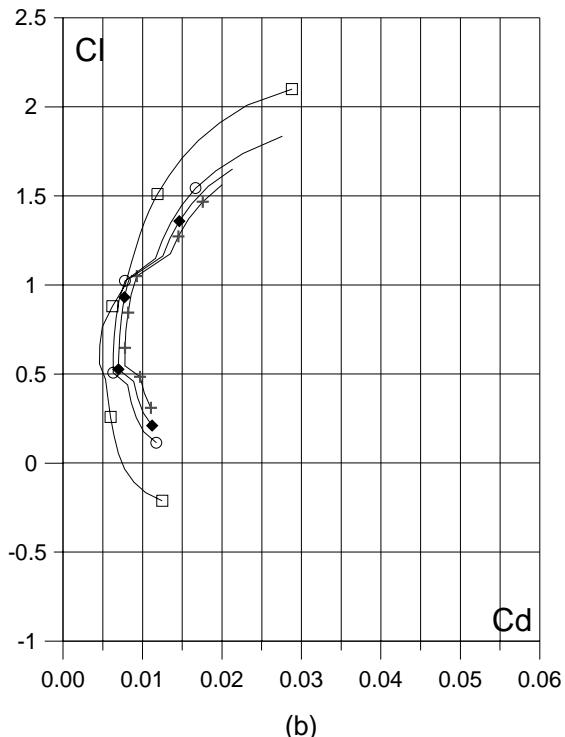
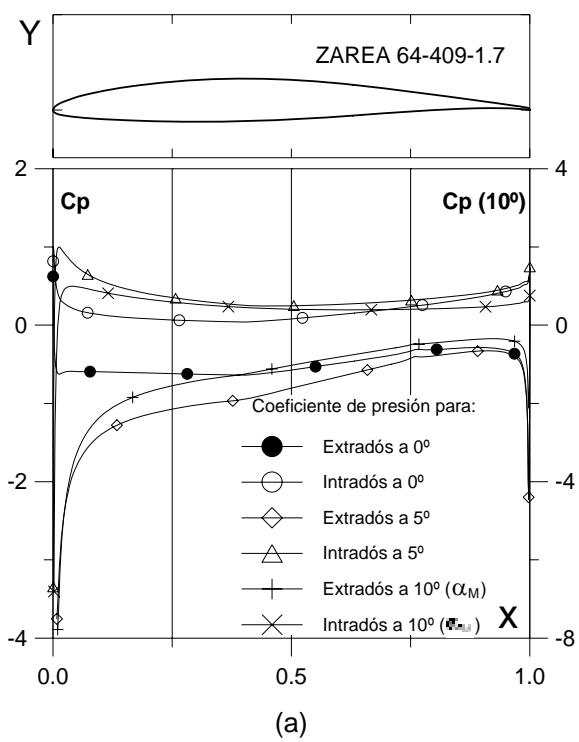


Fig. 6.17.2.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  :  $\frac{Cl}{Cd}$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.7.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.17.2.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Angulo de ataque  
 del perfil ZAREA 64-409-1.7.  
 Perfil óptimo.

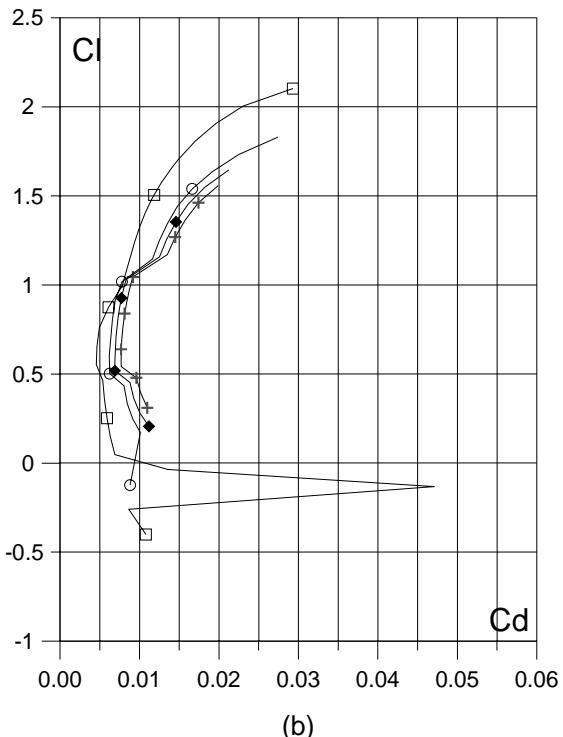
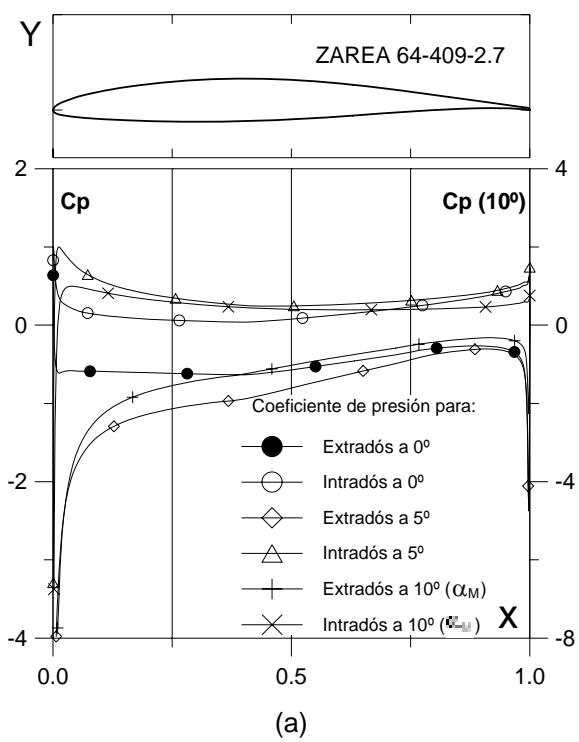


Fig. 6.17.2.2.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ :  $\square$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-2.7. Met. Panel y Capa Límite.

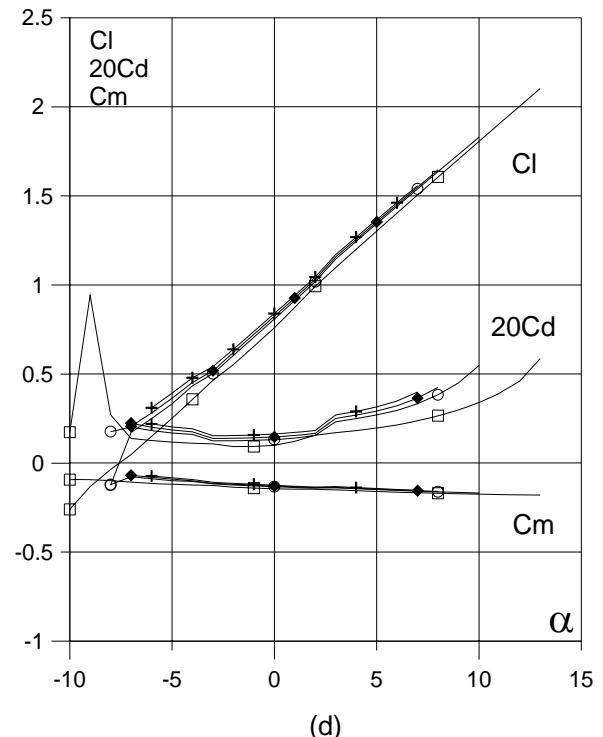
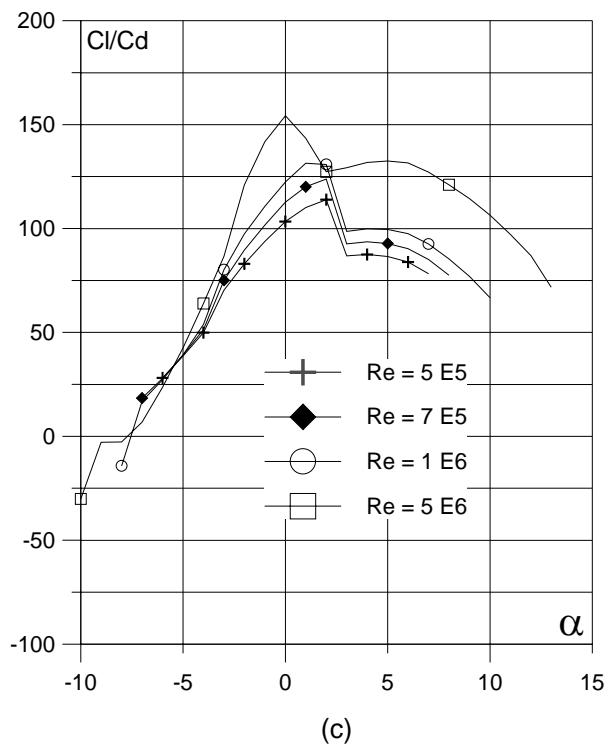
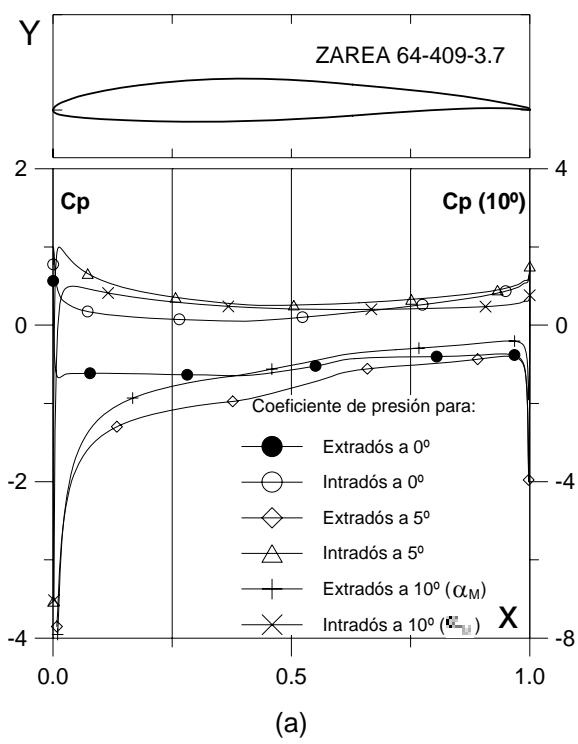
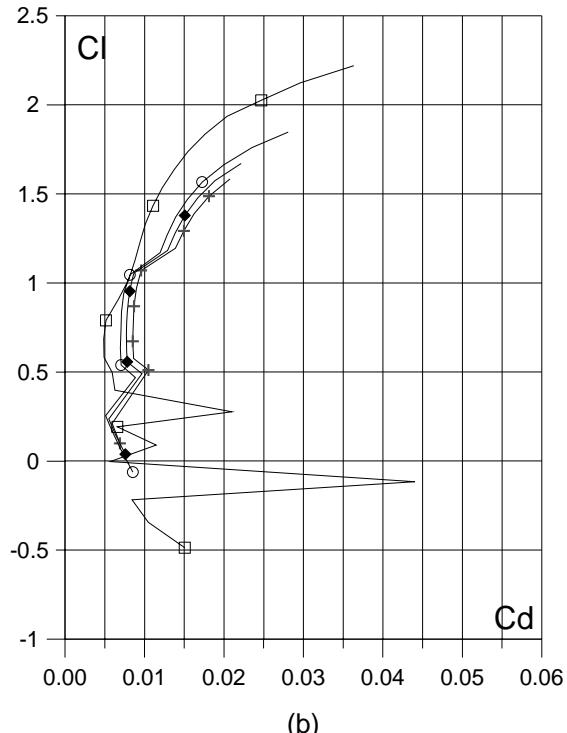


Fig. 6.17.2.2.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 64-409-2.7.

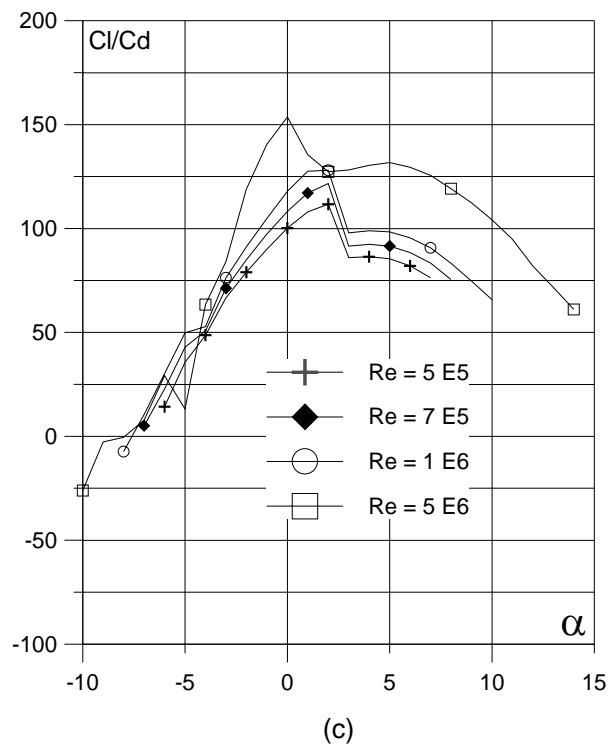


(a)

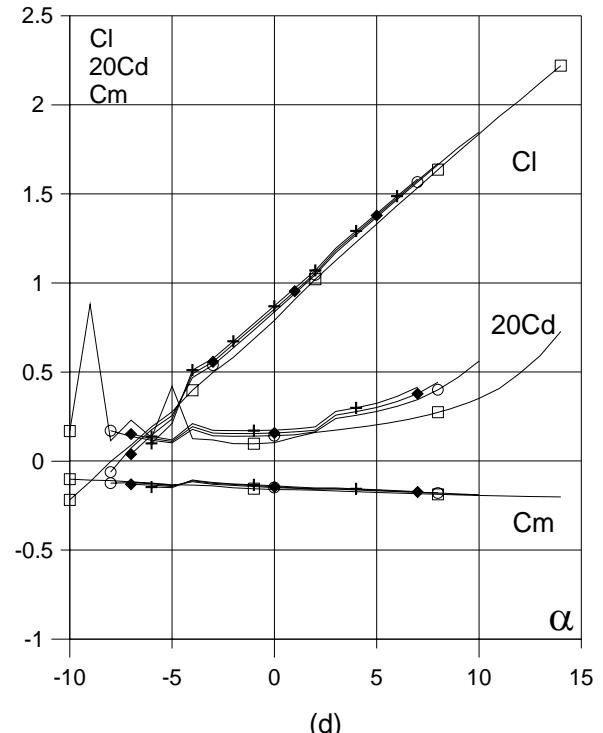


(b)

Fig. 6.17.2.3.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-3.7. Met. Panel y Capa Límite.



(c)



(d)

Fig. 6.17.2.3.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Ángulo de ataque del perfil ZAREA 64-409-3.7.

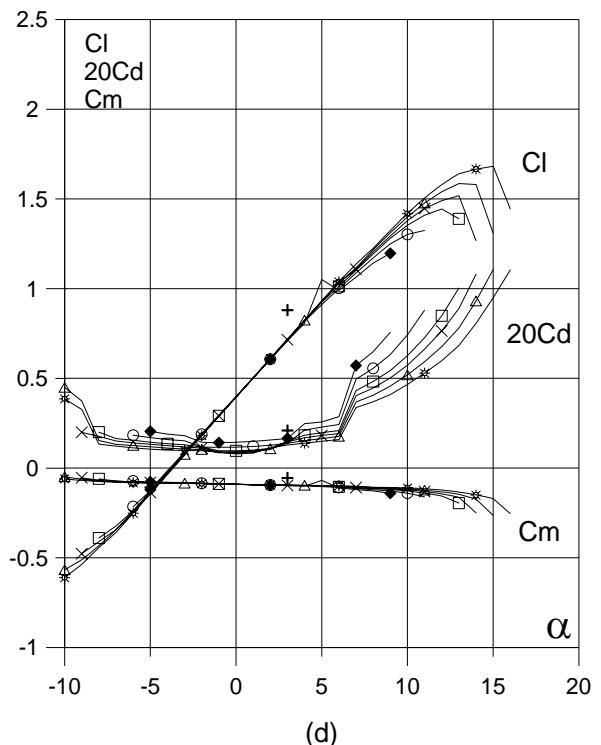
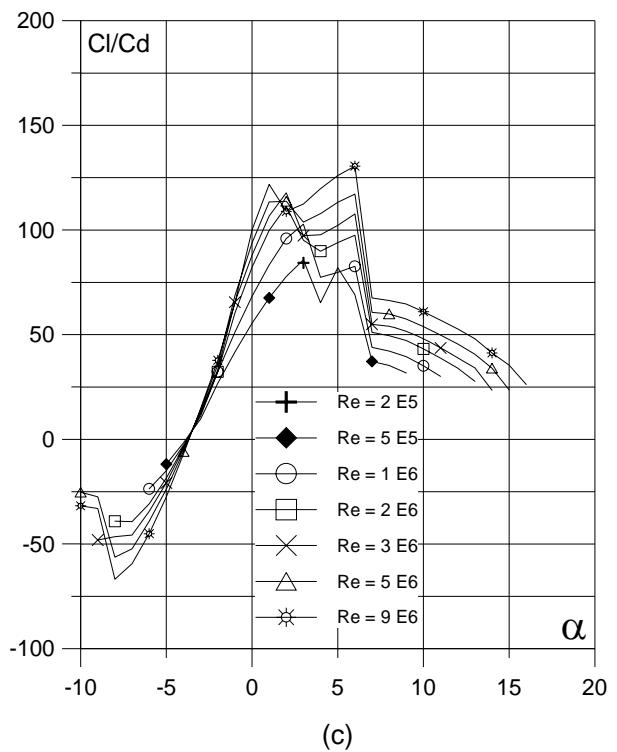
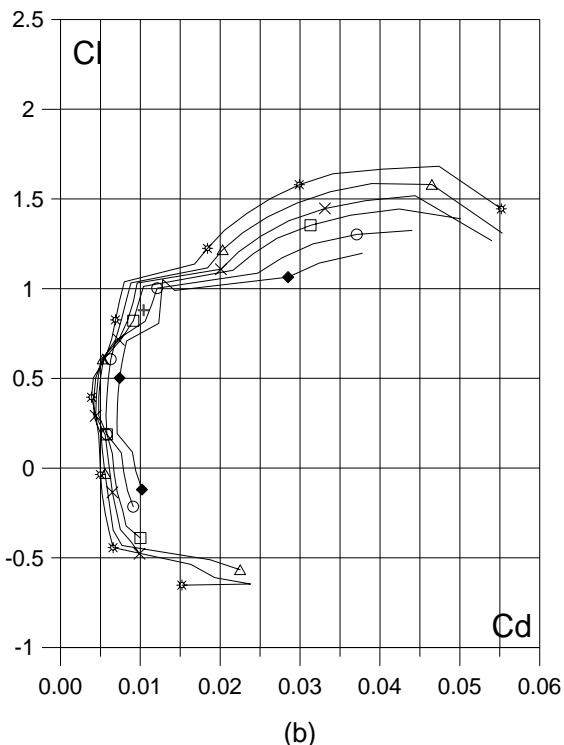
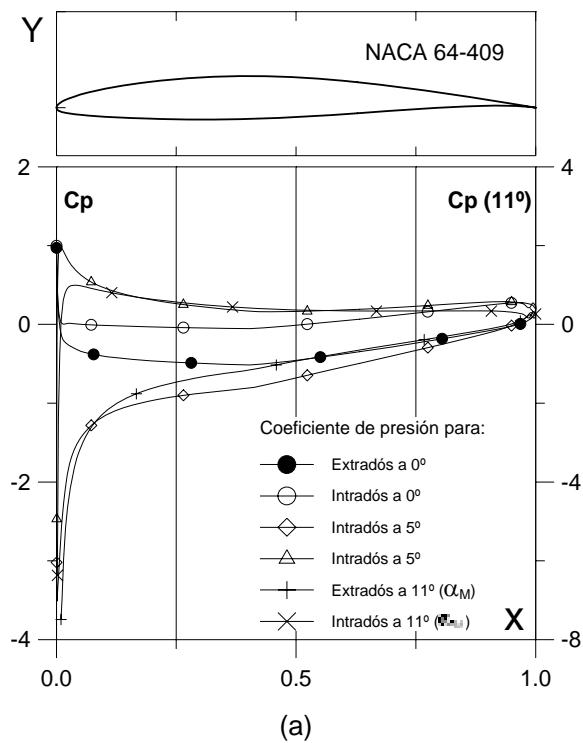


Fig. 6.17.3. (a)  $C_p(0^\circ, 5^\circ \text{ y } \alpha_M)$  para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E 6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y  
 (b) Curvas Polares del perfil NACA 64-409.  
 Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.17.3. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y  
 (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $C_m$  vs. Ángulo de ataque  
 del perfil NACA 64-409.

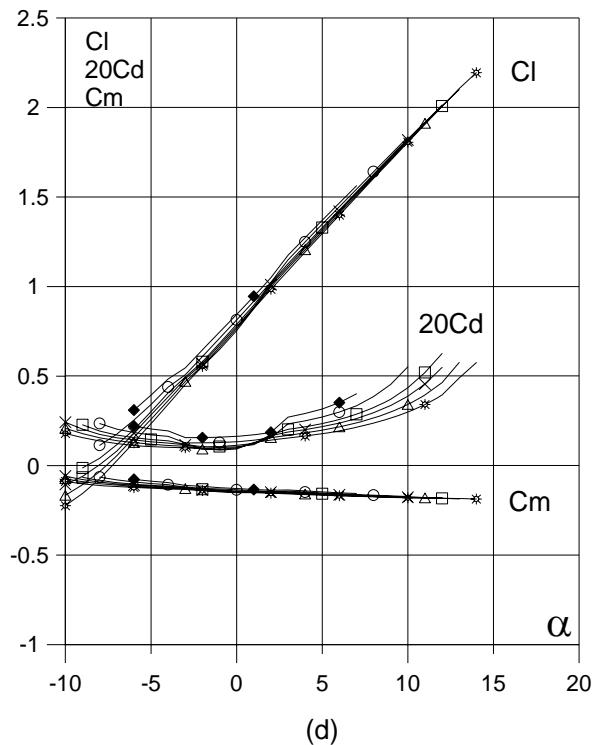
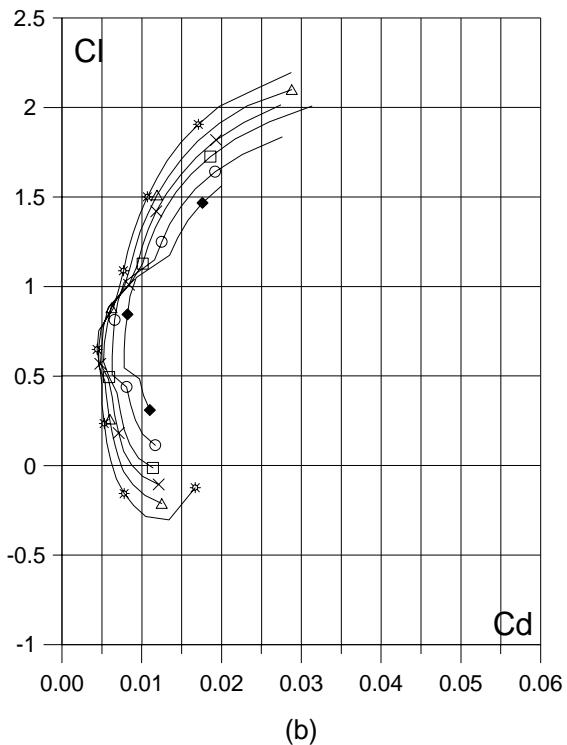
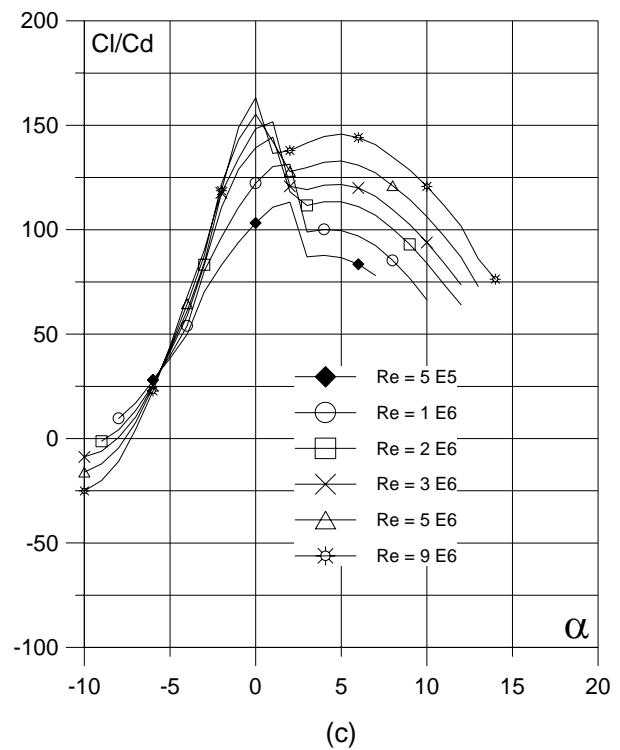
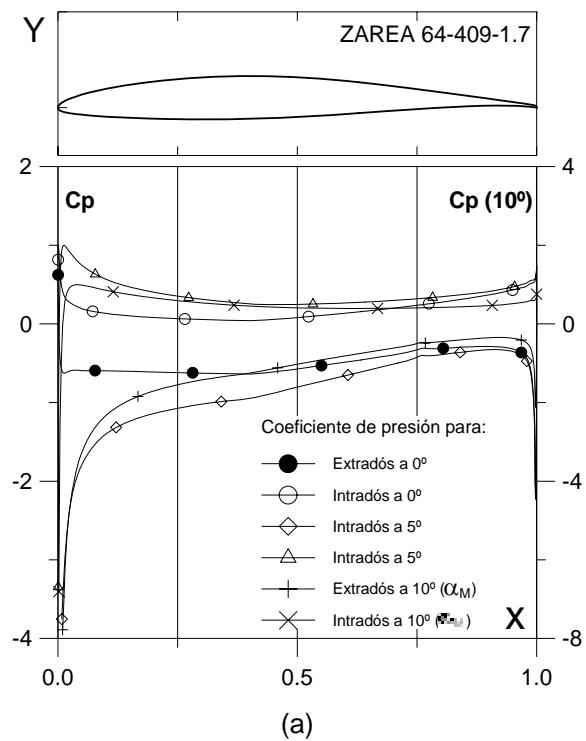


Fig. 6.17.3.1.7. (a)  $C_p (0^\circ, 5^\circ)$  y  $\alpha_M$ : para  $Cl_{max}$  vs.  $X$  para  $Re = 1 E6$  (leer  $C_p(\alpha_M)$  a la derecha) y (b) Curvas Polares del perfil ZAREA 64-409-1.7. Met. Panel y Capa Límite.

Fig. 6.17.3.1.7. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil ZAREA 64-409-1.7. Perfil óptimo.

TABLA 6.1: Características geometricas de los perfiles NACA y modificados.

Perfil	$f_{\max}$ (%c)	$xf_{\max}$	$e_{\max}$ (%c)	$xe_{\max}$	A	$x_c$	$y_c$	$I_x$	$I_y$	$J_0$	$I_{xy}$	$R_f$ (%c)
NACA 0012	0.188908	0.000000	12.111343	0.278000	0.082097	0.420240	0.048307	0.000273	0.019008	0.019280	0.001528	
ZAREA 0012-1.2	0.510955	0.960000	12.092745	0.275000	0.084032	0.430651	0.048061	0.000276	0.020496	0.020772	0.001588	1.1999
ZAREA 0012-1.4	0.362212	0.961000	12.097124	0.275000	0.083268	0.426910	0.048071	0.000274	0.019952	0.020226	0.001559	0.8895
ZAREA 0012-1.6	0.204415	0.960000	12.085212	0.275000	0.081909	0.420809	0.048020	0.000269	0.019056	0.019325	0.001511	0.5946
ZAREA 0012-2.6	0.191372	0.981000	12.104621	0.276000	0.082450	0.422463	0.048181	0.000273	0.019321	0.019593	0.001534	0.5946
ZAREA 0012-3.6	0.229334	0.961000	12.102940	0.276000	0.083006	0.425206	0.048167	0.000274	0.019709	0.019983	0.001554	0.5946
NACA 23012	1.854559	0.147000	12.111164	0.278000	0.082096	0.420241	0.048307	0.000273	0.019008	0.019280	0.001528	
ZAREA 23012-1.4	1.860464	0.150000	12.094439	0.275000	0.083512	0.428147	0.048059	0.000275	0.020130	0.020405	0.001568	1.0145
ZAREA 23012-1.5	1.859173	0.150000	12.097959	0.275000	0.083192	0.426524	0.048076	0.000274	0.019896	0.020170	0.001557	0.8745
ZAREA 23012-1.6	1.857933	0.149000	12.101179	0.276000	0.082958	0.425194	0.048119	0.000274	0.019706	0.019979	0.001550	0.6766
ZAREA 23012-2.6	1.857190	0.149000	12.103505	0.276000	0.082526	0.422919	0.048161	0.000273	0.019385	0.019657	0.001536	0.6766
ZAREA 23012-3.6	1.858631	0.149000	12.098926	0.276000	0.084323	0.431632	0.048167	0.000278	0.020639	0.020917	0.001605	0.6766
NACA 4412	4.015382	0.407000	12.111228	0.278000	0.082095	0.420239	0.048306	0.000273	0.019007	0.019279	0.001528	
ZAREA 4412-1.4	4.023604	0.417000	12.092743	0.273000	0.083673	0.429489	0.047944	0.000274	0.020323	0.020597	0.001568	1.6079
ZAREA 4412-1.6	4.017684	0.411000	12.104053	0.276000	0.082904	0.425232	0.048054	0.000273	0.019712	0.019985	0.001544	1.0693
ZAREA 4412-1.7	4.017311	0.409000	12.106143	0.277000	0.082595	0.423399	0.048130	0.000273	0.019452	0.019725	0.001536	0.7889
ZAREA 4412-2.6	4.020690	0.413000	12.098682	0.275000	0.082615	0.423559	0.048113	0.000273	0.019476	0.019748	0.001536	1.0693
ZAREA 4412-3.6	4.018078	0.414000	12.101287	0.275000	0.081074	0.415885	0.048195	0.000269	0.018411	0.018680	0.001482	1.0693
NACA 4415	4.018642	0.407000	15.138892	0.278000	0.102617	0.420241	0.060383	0.000532	0.023759	0.024291	0.002387	
ZAREA 4415-1.4	4.027589	0.417000	15.118151	0.274000	0.104338	0.428332	0.059976	0.000535	0.025194	0.025729	0.002441	1.8301
ZAREA 4415-1.5	4.024024	0.414000	15.124133	0.275000	0.103981	0.426762	0.060023	0.000534	0.024912	0.025446	0.002427	1.5753
ZAREA 4415-1.6	4.021186	0.410000	15.130705	0.276000	0.103501	0.424610	0.060103	0.000533	0.024528	0.025062	0.002409	1.2175
ZAREA 4415-2.6	4.024566	0.412000	15.124527	0.275000	0.103181	0.423122	0.060170	0.000533	0.024267	0.024799	0.002398	1.2175
ZAREA 4415-3.6	4.023806	0.413000	15.125122	0.275000	0.102812	0.421714	0.060170	0.000531	0.024018	0.024550	0.002381	1.2175
NACA 64-409	2.204067	0.490000	8.922804	0.361000	0.057226	0.417186	0.035620	0.000104	0.012692	0.012796	0.000805	
ZAREA 64-409-1.4	2.217086	0.481000	8.911294	0.371000	0.058438	0.427097	0.035232	0.000105	0.013670	0.013775	0.000822	0.9638
ZAREA 64-409-1.5	2.215093	0.483000	8.912035	0.368000	0.058218	0.425422	0.035278	0.000104	0.013502	0.013607	0.000818	0.8321
ZAREA 64-409-1.7	2.208527	0.489000	8.917351	0.363000	0.057709	0.421386	0.035418	0.000104	0.013102	0.013206	0.000810	0.4926
ZAREA 64-409-2.7	2.206953	0.488000	8.919268	0.363000	0.057560	0.420191	0.035463	0.000104	0.012985	0.013089	0.000807	0.4926
ZAREA 64-409-3.7	2.206114	0.481000	8.921461	0.365000	0.058839	0.429143	0.035314	0.000105	0.013879	0.013985	0.000836	0.4926

TABLA 6.2: Parametros aerodinamicos experimentales (\*) y computacionales de los perfiles NACA y modificados.

Perfil	Nº de Reynolds	$\alpha_{CLmax}$	$C_{Lmax}$	$C_{DLMmax}$	$(C_L/C_D)_{qmax}$	$(C_L/C_D)_{max}$	$\alpha_{(CL/CD)max}$
* NACA 0012	1000000	14°	1.19				
NACA 0012	"	12°	1.2144	0.020826	58.31173	64	9°
ZAREA 0012-1.2	"	13°	1.8295	0.035	52.3429	74.5643	6°
ZAREA 0012-1.4	"	13°	1.8039	0.0323	55.7747	77.7403	4°
ZAREA 0012-1.6	"	13°	1.78242	0.030998	57.50113	79.51297	7°
ZAREA 0012-2.6	"	13°	1.77463	0.030683	57.83756	86.84596	4°
ZAREA 0012-3.6	"	13°	1.78551	0.031017	57.56553	79.55441	7°
* NACA 23012	"	13°	1.31				
NACA 23012	"	14°	1.31544	0.026547	49.55136	85.82953	8°
ZAREA 23012-1.4	"	13°	1.9195	0.0328	58.5193	91.3965	7°
ZAREA 23012-1.5	"	13°	1.9079	0.0314	60.7334	92.6752	7°
ZAREA 23012-1.6	"	13°	1.90235	0.031296	60.78572	94.65749	7°
ZAREA 23012-2.6	"	13°	1.89167	0.030919	61.18147	94.77608	7°
ZAREA 23012-3.6	"	13°	1.9148	0.030954	61.85954	93.65472	7°
* NACA 4412	"	14°	1.35				
NACA 4412	"	14°	1.63305	0.030187	54.09779	106.3967	5°
ZAREA 4412-1.4	"	12°	2.0672	0.0329	62.9234	104.6903	3°
ZAREA 4412-1.6	"	12°	2.07794	0.031115	66.78259	114.368	4°
ZAREA 4412-1.7	"	11°	1.9938	0.0262	75.9992	118.9006	4°
ZAREA 4412-2.6	"	12°	2.0678	0.0308	67.1034	114.5034	4°
ZAREA 4412-3.6	"	9°	1.7579	0.0228	77.1711	115.1368	4°
* NACA 4415	"	14°	1.37				
NACA 4415	"	14°	1.60252	0.029811	53.756	103.7616	5°
ZAREA 4415-1.4	"	12°	2.0671	0.0341	60.6377	98.9695	5°
ZAREA 4415-1.5	"	12°	2.0681	0.0326	63.5215	103.6081	5°
ZAREA 4415-1.6	"	11°	1.96358	0.027973	70.19555	108.5402	5°
ZAREA 4415-2.6	"	11°	1.9763	0.0292	67.7688	108.7021	5°
ZAREA 4415-3.6	"	11°	1.9697	0.029	67.908	109.9031	5°
* NACA 64-409	"	10°	1.08				
NACA 64-409	"	11°	1.32337	0.043986	30.08616	102.7886	3°
ZAREA 64-409-1.4	"	9°	1.7969	0.0262	68.6806	122.9621	1°
ZAREA 64-409-1.5	"	9°	1.7814	0.0251	70.9253	125.0417	1°
ZAREA 64-409-1.7	"	10°	1.83409	0.027581	66.49831	131.4251	2°
ZAREA 64-409-2.7	"	10°	1.82894	0.027397	66.75695	131.4929	1°
ZAREA 64-409-3.7	"	10°	1.84707	0.028075	65.79056	128.0287	2°

\* Datos experimentales obtenidos en ensayos en tuneles de viento, publicados en los catalogos de perfiles de N. Riegels y S. J. Miley.

## 6.2. CARACTERIZACION GLOBAL DE LOS PERFILES ESTUDIADOS.

Este grupo presenta una distribución del espesor semejante a la de los perfiles GOE seleccionados pero con menor espesor y curvatura que en los dos grupos anteriores. El espesor máximo varía entre 8.92% y 15.13% y es igual en el caso de los perfiles NACA 4412, 23012 y NACA 0012 ( $e_{max}$ : 0.12). La flecha es pequeña (0; 4.01 %), con  $X_{e_{max}}$ : (0.278, 0.36) y tiene el mismo valor para los perfiles NACA 4412, 4415 y NACA 64-409 ( $X_{f_{max}}$ : 0.49). El radio de fuga de fuga de los perfiles modificados esta comprendido entre: 0.49 y 1.21.

Todos los perfiles del grupo mejoraron sus características aerodinámicas. Los valores correspondientes a  $C_{L_{max}}$  aumentaron, en promedio, un 36% y en un 15% los correspondientes a la fineza aerodinámica.

Los mejores resultados se obtienen en el caso de perfiles con espesor máximo entre 12 y 18% con  $X_{e_{max}}$  ubicado alrededor del 28% de la cuerda y con curvaturas relativamente pequeñas, aproximadamente de 3-5% con  $X_{f_{max}} < 30\%$ .

Los perfiles modificados se caracterizan por el incremento del coeficiente de sustentación en comparación a los perfiles homólogos de referencia. La curva  $C_L$  vs.  $\alpha$  para cada uno de los perfiles modificados se presenta como la traslación en la dirección vertical de la curva del perfil de base. La pendiente de esta curva se mantiene hasta  $C_{L_{max}}$ , a diferencia de lo que ocurre para el perfil base, que disminuye paulatinamente su valor al acercarse a este valor.

En los perfiles modificados se detalla un incremento en los valores correspondientes al arrastre. Las curvas  $C_D$  vs.  $\alpha$  presentan puntos coincidentes y luego una separación que aumenta con el ángulo de ataque.

Los cambios en  $C_L$  y  $C_D$  tienen efecto en las curvas de fineza aerodinámica de los perfiles modificados: Los valores de  $C_L/C_D$  son mayores a los del perfil de referencia en el intervalo donde el incremento en  $C_L$  es proporcionalmente mayor al del arrastre, esto ocurre al menos hasta que se alcanza el valor de  $C_{L_{max}}$  (del perfil modificado). Al aumentar el ángulo de ataque y por consiguiente el arrastre, las dos curvas se van aproximando y en todos los casos (a excepción del perfil ZAREA 0012-1.6), para números de Reynolds suficientemente grandes existe un intervalo donde la fineza del perfil modificado resulta inferior.

Las diferencias en los valores de  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_L/C_D$  entre los perfiles modificados y el perfil de referencia GOE 683 se pueden apreciar en las figuras 5.1. b, c y d.

Los valores correspondientes al momento aerodinámico, calculado para los perfiles modificados, aumentan en valor absoluto respecto a los perfiles de base. El coeficiente de presión disminuye a lo largo del extradós y aumenta para el intrados, especialmente en la zona próxima al borde de fuga, Fig. 5.1. a y c.

Para un perfil de referencia dado, el arrastre es mas elevado en los perfiles con mayor radio de fuga, mientras que las variaciones en los valores de  $C_L$  no son significativas, por lo que la fineza aerodinámica tiende a disminuir a medida que aumenta  $r_f$ . Los valores excesivamente pequeños del radio de fuga, ocasionan el desprendimiento de la capa límite a un menor ángulo de ataque y valores de  $C_{L_{max}}$  menores. Esto condujo a la selección de un perfil con un comportamiento equilibrado por los diferentes parámetros.

Los valores de los parámetros aerodinámicos obtenidos de los perfiles con distintas curvas de empalme, no presentan grandes diferencias excepto en el ángulo de ataque previo al desprendimiento que es inferior el caso de los perfiles con empalme cóncavo.

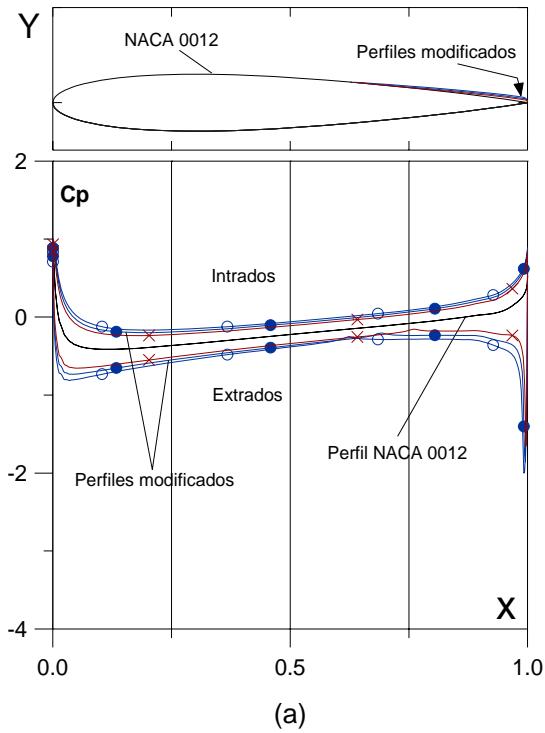
### 6.3. COMENTARIOS INDIVIDUALIZADOS SOBRE LOS PERFILES SELECCIONADOS.

Para fines de análisis comparativo del comportamiento aerodinámico de los perfiles estudiados se presentan de acuerdo al aumento en el valor de  $C_{L_{max}}$  experimentado con la modificación del borde de fuga (en orden decreciente). En cada caso se emplea el perfil modificado que presenta mejores características.

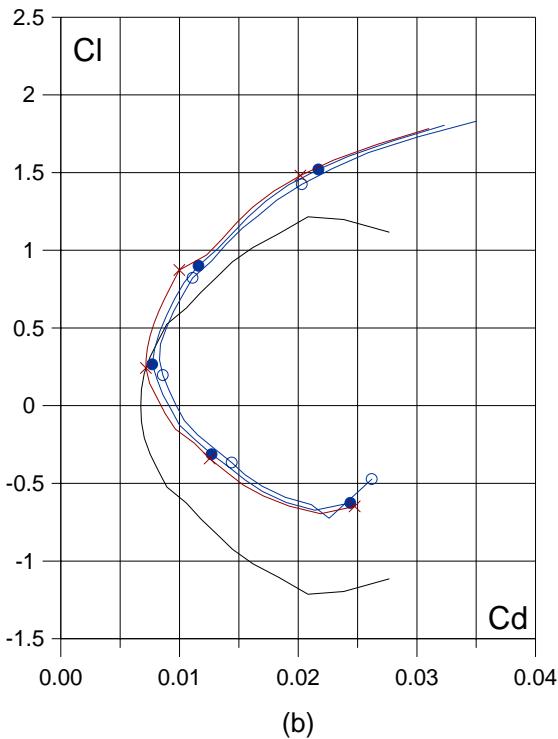
#### Perfil NACA 0012 y ZAREA 0012-1.6.

En la figura 6.13.1, se presentan el contorno y las curvas características para el numero de Reynolds Re: 1 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds: 4 E5, 8.4 E5, 1 E6, 5 E6, del mismo perfil y del perfil ZAREA 0012-1.6, obtenida utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 6.13.2 y 6.13.2.1.6 respectivamente.

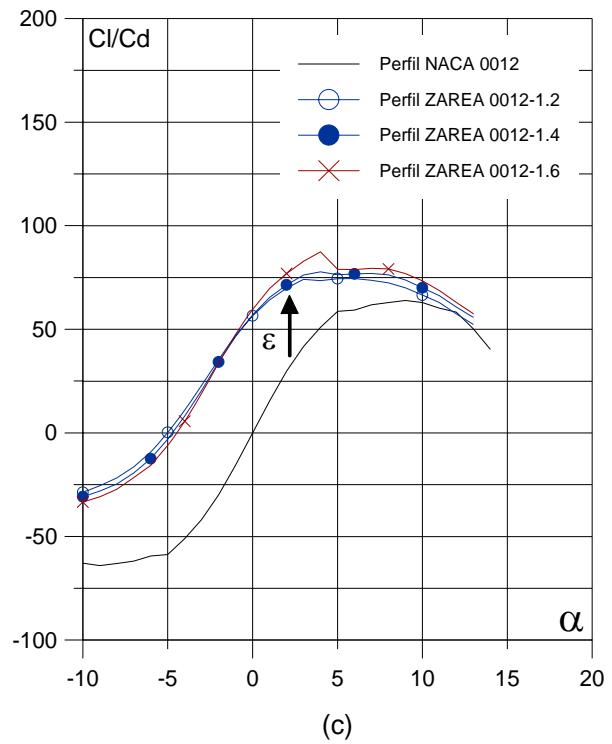
Los valores correspondientes a  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$ , calculados para un mayor rango de variación del ángulo de ataque, aproximan bien a los experimentales en el rango  $\alpha \in [-5, 11]$ .



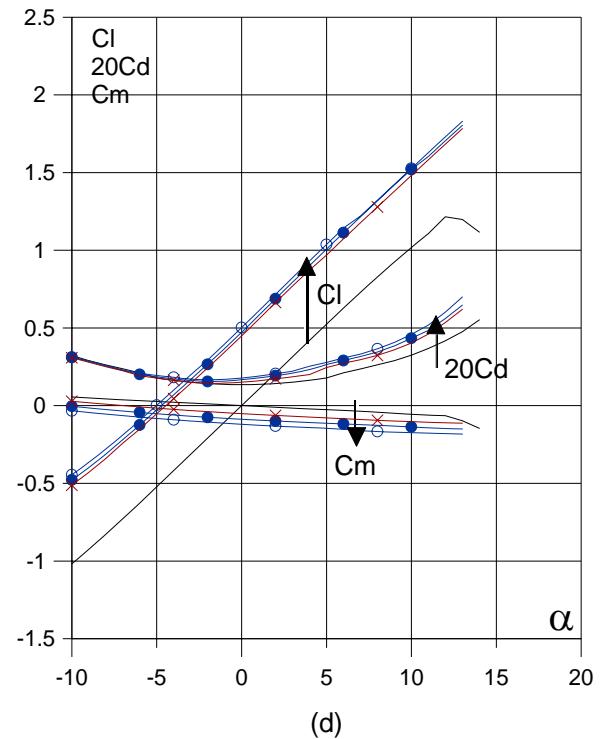
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 6.1. (a)  $C_p (0^\circ)$  vs.  $X$  y (b) Curvas Polares del perfil NACA 0012 y modificados con diferente radio del borde defuga para  $Re = 1 E 6$ .

Fig. 6.1. (c) Curvas de  $Cl/Cd$  y (d)  $Cl$ ,  $Cd$  y  $Cm$  vs. Angulo de ataque del perfil NACA 0012 y modificados.

Este perfil simétrico, de espesor igual al 12% $c$  y  $X_{e_{max}} : 0.27$ , tiene el mayor incremento en  $C_{L_{max}}$  con la modificación, mejora los coeficientes  $C_L$  y  $C_L/C_D$  para todo el rango de variación de  $\alpha$  y números de Reynolds estudiados (hasta Re: 9 E6). El ángulo de ataque previo al desprendimiento ( $\alpha_{max}$ ) es de 13° tanto en el perfil de base como en el modificado. Los valores correspondientes a la sustentación y arrastre son 1.21 y 64 respectivamente para el perfil de base, mientras que en el perfil modificado  $C_{L_{max}}$  es 1.5 veces mayor y la fineza máxima mejora un 24%. Los valores de momento aerodinámico se mantienen negativos a diferencia que los del perfil base que cambian de signo.

Las curvas de  $C_D$  vs.  $\alpha$  del perfil base y el modificado presentan puntos coincidentes y luego muestran una separación que aumenta con el ángulo de ataque. El valor de  $C_{D(L_{max})} : 0.030998$ , correspondiente al perfil modificado, es mayor al del perfil de referencia en un 40%.

#### **Perfil NACA 23012 y ZAREA 23012-1.6.**

En la figura 6.14.1, se presentan el contorno y las curvas características para el numero de Reynolds Re: 1 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds: 3.3 E5, 6.5 E5, 1 E6, 5 E6, del mismo perfil y del perfil ZAREA 23012-1.6, obtenida utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 6.14.2 y 6.14.2.1.4 respectivamente.

La evaluación computacional aproxima muy bien a los valores experimentales en el rango  $\alpha \in [-4,11^\circ]$ .

De forma geométrica similar al perfil NACA 0012 con iguales valores de espesor y  $X_{e_{max}}$  pero con un ligera curvatura:  $f_{max} : 1.85\%c$  a  $X_{f_{max}} : 0.14$ , presenta el segundo mejor incremento de la muestra, ligeramente inferior al perfil NACA 0012. El coeficiente de sustentación paso de un valor moderado a alto con  $C_{L_{max}} : 1.9$  para el perfil ZAREA 23012-1.6 y  $C_{L_{max}} : 1.31$  para el perfil de referencia. La fineza aumenta un 10.27% y tiene un valor de  $(C_L/C_D)_{max}$  en el perfil de base.

El coeficiente de arrastre máximo aumenta 18% con la modificación. Para el perfil base tiene un valor de 0.026547.

Los valores de fineza aerodinámica del perfil modificado son un poco inferiores a los del perfil base para números de Reynolds mayores a 1 E6, en el intervalo  $\alpha \in [9^\circ, 11^\circ]$

### **Perfil NACA 64-409 y ZAREA 64-409-1.7.**

En la figura 6.17.1, se presentan el contorno y las curvas características para los números de Reynolds Re: 7 E5 y 1 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds: 5 E5, 7 E5, 1 E6, 5 E6, del mismo perfil y del perfil ZAREA 64-409-1.7, obtenida utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 6.17.2 y 6.17.2.1.7 respectivamente.

Los valores calculados para  $C_M$  y  $C_D$  aproximan bien a los experimentales en  $\alpha \in [-5^\circ, 6^\circ]$  y los correspondientes a  $C_L$  son un ligeramente mayores en el intervalo  $[-5^\circ, 10^\circ]$ .

Tiene el menor espesor máximo,  $e_{max}$ : 8.92% $c$ , y la mayor posición de la flecha del grupo,  $X_{f_{max}}$ : 0.49, con  $X_{e_{max}}$  igual al perfil NACA 0012 (0.27) y  $f_{max}$ : 2.20%. El valor de la sustentación: 1.32, del perfil base, parecido a el que tiene el perfil de base mencionado anteriormente (NACA 23012), muestra un incremento un poco menor, con  $C_{Lmax}$ : 1.83 para el perfil ZAREA 64-409-1.7.

Los valores de la fineza son mayores para el perfil modificado, para todos los valores del ángulo de ataque, para los números de Reynolds 5 E5, 7 E y  $Re > 1$  E6. Resultan ligeramente menores en un pequeño intervalo  $\alpha \in [2^\circ, 4^\circ]$  para los números de Reynolds 7 E5 y 1 E6.

Los valores del arrastre, para el perfil modificado, resultan menores respecto al perfil base para ángulos mayores a  $6^\circ$  grados.

### **Perfil NACA 4412 y ZAREA 4412-1.6.**

En la figura 6.15.1, se presentan el contorno y las curvas características para el números de Reynolds Re: 1 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds: 4.3 E5, 1 E6, 5 E6, del mismo perfil y del perfil ZAREA 4412-1.6, obtenida utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 6.15.2 y 6.15.2.1.6 respectivamente.

Las curvas de arrastre experimental y computacional casi coinciden en todo el rango de variación del ángulo de ataque. Los valores de  $C_L$  y  $C_M$  (en valor absoluto) son ligeramente mayores a los experimentales en el intervalo  $[-5^\circ, 12^\circ]$ .

De espesor máximo y  $X_{e_{max}}$  igual a los del perfil NACA 0012 pero asimétrico, con una curvatura de 4.01% $c$  y  $X_{f_{max}}$ : 0.4, muestra incrementos menores. La fineza máxima pasa de 1.67 en el perfil base a 2.07 en el perfil ZAREA 4412-1.6 (el valor más alto del grupo). El ángulo de ataque máximo previo al desprendimiento disminuyo de  $14^\circ$  a  $12^\circ$ .

En este caso el arrastre máximo es 3% mayor para el perfil modificado, que presenta un valor de 0.031115.

### **Perfil NACA 4415 y ZAREA 4415-1.6.**

En la figura 6.16.1, se presentan el contorno y las curvas características para el numero de Reynolds Re: 1 E6 de los resultados experimentales. Las curvas homologas de la evaluación computacional para los números de Reynolds: 3.3 E5, 6.5 E5, 1 E6, 5 E6, del mismo perfil y del perfil ZAREA 4415-1.6, obtenida utilizando el programa VisualFoil, se pueden obtener en las figuras 6.16.2 y 6.1.2.1.6 respectivamente.

Los valores de  $C_L$  calculados son ligeramente mayores. Estos valores y los correspondientes al arrastre muestran mayor concordancia con los experimentales en el intervalo [-5°, 12°].

El perfil de base tiene geometría parecida al perfil mencionado anteriormente, con los mismos valores correspondientes a  $f_{max}$ ,  $X_{f_{max}}$  y  $X_{e_{max}}$  pero con mayor espesor máximo,  $e_{max}$ : 15%c, muestra los menores incrementos en  $C_{L_{max}}$  y fineza y la mayor diferencia en cuanto  $\alpha_{aM}$  que disminuye 3° respecto al perfil de referencia. Sin embargo,  $C_{L_{max}}$  aumenta un 20%, que resulta 1.93 para el perfil ZAREA 4415-1.6 (segundo mejor del grupo). La eficiencia máxima mejora un 7.49%.

El arrastre para el perfil modificado aumenta respecto al perfil de referencia, de manera semejante a la que presentan los otros perfiles, pero  $C_{D(L_{max})}$  resulta ligeramente menor, los valores para el perfil base y modificación son 0.029811 y 0.027973 respectivamente

## CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

El estudio realizado permite formular las siguientes conclusiones:

1. A fin de mejorar el comportamiento aerodinámico de los perfiles, se implantó un procedimiento ideado por el Prof. Stefan Zarea que consiste en obtener un nuevo perfil al sustituir el borde de fuga de un perfil existente por un arco de circunferencia (patente pendiente). Esta pequeña modificación en la geometría, causa cambios importantes en el campo de presiones y en los parámetros aerodinámicos que caracterizan al perfil.
2. Este procedimiento se aplicó sistemáticamente a varios perfiles de las series clásicas: GOE, NACA y FX obteniéndose un mejoramiento del comportamiento aerodinámico.
3. Se analizó la influencia de la magnitud del radio de curvatura del borde de fuga y de tres maneras de empalme del arco de circunferencia y el extradós del perfil original.
4. Para cuantificar las diferencias entre los perfiles de referencia y los modificados, los valores de los coeficientes aerodinámicos, empleados en el análisis, fueron calculados automáticamente por el programa VisualFoil 4.1 (basándose en el método panel y considerando la capa límite sobre el perfil) y se usaron para trazar las curvas características de los perfiles:  $C_p$  vs.  $x$ ,  $C_L$  vs.  $C_D$  (Curva polar),  $C_L / C_D$ ,  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  vs.  $\alpha$ .
5. Los perfiles seleccionados se caracterizan por los parámetros geométricos:  $e_{max} = 8.92\% - 20.04\%$ ,  $xe_{max} = 22\% - 36\%$ ,  $f_{max} = 0\% - 5.65\%$  y  $xf_{max} = 0\% - 49\%$ , que varían en rangos relativamente grandes.
6. Los coeficientes de sustentación y arrastre varían directamente proporcional al número de Reynolds tanto en los perfiles modificados como en los perfiles homólogos de referencia.

7. Todos los perfiles modificados presentan un incremento en  $C_L$  respecto a los perfiles de referencia. Para los perfiles de base seleccionados el valor de  $C_{L_{max}}$  oscila entre 0.84 y 2.16, mientras que los valores extremos, en el caso de los perfiles con el borde de fuga redondeado, son: 1.51- 2.44. El mayor aumento en  $C_{L_{max}}$  corresponde a los perfiles de la serie GOE: 51%, los grupos NACA y FX experimentaron aumentos parecidos, 36% y 33% respectivamente.
8. La modificación provoca un aumento en el arrastre. En las curvas  $C_D$  vs.  $\alpha$ , de los perfiles de base y modificados, se observan puntos coincidentes y luego, para  $\alpha > 5^\circ$ , se aprecia un incremento mas acentuado con el ángulo de ataque.
9. Los valores de  $C_L / C_D$  del perfil modificado resultan mayores a los del perfil homologo de referencia hasta alcanzar  $(C_L / C_D)_{max}$ . El aumento en  $\varepsilon_M$  fue de 19%, 22% y 15% para los perfiles FX, GOE y NACA respectivamente.
10. Para un perfil de referencia dado, el arrastre es mas elevado en los perfiles modificados con mayor radio de fuga, mientras que las variaciones de los valores de  $C_L$  no son significativas, por lo que la fineza aerodinámica tiende a disminuir a medida que aumenta  $r_f$ . Los valores excesivamente pequeños del radio de fuga, ocasionan el desprendimiento de la capa límite a un menor ángulo de ataque. Esto condujo a la selección de un valor de  $r_f$  que permitiera obtener un perfil con las mejores características  $C_L$  y  $\varepsilon$ .
11. En cuanto a la influencia de los tres tipos de curvas de empalme, ocurre que las variaciones entre los valores de los coeficientes aerodinámicos de los perfiles modificados no son muy grandes. Por razones constructivas se puede recomendar el empalme con una recta porque la diferencia en los valores de  $C_{L_{max}}$  es del orden del 3%.
12. Por su buen comportamiento aerodinámico, los perfiles estudiados pueden ser aprovechados y utilizados en el diseño de turbomaquinarias.

## REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS

1. Abbot, I. H., Von Doenhoff A. E., 1950, "Theory of Wing Section" Dover Publications, Inc. New York.
2. Albornoz M., H. J., 1985, "Generación de Perfiles Hidrodinámicos Utilizando Curvas Generatrices Abiertas y Cerradas", Tesis, Universidad Central de Venezuela, Tutor S. Zarea, Caracas.
3. Beuses, M. y Salazar, A., 1981, "Diseño de una Turbina de Bulbo. Estudio Geométrico de Perfiles Aerodinámicos", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
4. Burgio P., 1981, "Estudio de Perfiles Aerodinámicos con Borde de Salida Redondeado", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
5. Carafoli, E., Constantinescu, V. N., 1982, "Dinamica Fluidelor Incompresibile" Edit. Academia, Vol. 1, 1952, Vol. 2. Bucarest.
6. Castro C., G., 1989, "Estudio del Comportamiento del Fluido Alrededor de los Perfiles Aerodinámicos Zarea con Borde de Fuga Agudo", Tesis, Universidad Central de Venezuela, Tutor S. Zarea, Caracas.
7. Cimbala J. M. and Park, W. J., 1990, "An Experimental Study of the Turbulent Structure in a Two Dimensional Momentumless Wake", J. Fluid Mech. Vol. 213, pag. 479 - 509.
8. Charilaas, K., 1984, "Determinación Experimental de las Curvas Polares de la Clase de Perfiles SZ – USB – 001 con Borde de Fuga Agudo", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
9. Davison, L., 1995, "Prediction of the Flow Around an Airfoil Using a Reynolds Stress Transport Model" J. Fluid 18 (5) pag. 50 - 57.
10. De Acevedo, Hender y Rojas, Maiker, 2003, "Curvas Características de Perfiles Aerodinámicos Serie SZ – 2000", Tesis, Escuela de Ingeniería Mecánica, UCV, Tutor Prof. S. Zarea.
11. Del Rosario De J., J. y Gutiérrez R., N., 1993, "Estudio del Flujo Sobre Perfiles Aerodinámicos Zarea de Espesor Grande", Tesis, Universidad Central de Venezuela, Tutor S. Zarea, Caracas.
12. Febres C., T. y García A., W., 1984, "Determinación Experimental de las Curvas Polares de los Perfiles USB – SZ – 003 con Borde de Fuga Redondeado", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.

13. Figueira N., J. y Vilaseca U., M., 1981, "Generación de Perfiles Aerodinámicos Utilizando Funciones Polinómicas", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
14. Frank, E., 1987, "Cálculo de la Capa Límite Sobre Perfiles Eppler y Zarea", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
15. Fuchs, R., 1930, "Aerodynamic Theorie des Luftkrafte", Springer; Berlin.
16. Getan, E., 1981, "Estudio de Perfiles Aerodinámicos Definidos por Seis Parámetros". Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
17. González H., Teófilo y Pérez L., Carlos, 1980, "Diseño de una Turbina Hidráulica Axial Concéntrica", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
18. Gutiérrez, E., "Influencia de las Hendiduras en el Borde de Fuga Sobre las Curvas Características de Perfiles NACA", Tesis de Postgrado, Escuela de Ingeniería Mecánica, UCV, Tutor Prof. S. Zarea.
19. Hanley, P., 1989, "Aerodynamic and Airfoil Analysis Software", MIT Course.
20. Hess, J.L., Smith, A.M.O., "Calculation of potential Flow About Arbitrary Bodies", Progress in Aeronautical Sciences, Pergamon Press, Vol. 8.
21. Keller, H. B., 1978, "Numerical Methods in Boundary – Layer Theory", Annual Review Fluid Mech, 10, pag. 417 – 433.
22. Kuethe, A. M. and Chow, Ch., 1976, "Foundations of Aerodynamics", John Wiley & Sons, Third Edition.
23. La Greca, A., 1983, "Flujo Rotacional Alrededor de un Perfil Aerodinámico", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
24. Martins, F., y Montoya L., J. L., 1991, "Calculo de las Características Aerodinámicas de Perfiles Zarea Modificados", Tesis, Universidad Central de Venezuela, Tutor S. Zarea, Caracas.
25. Miley, A., 1982 "A Catalog of Low Reynolds Number Airfoil Data for Wind Turbine Applications", Texas A & M Univ. Texas.
26. Milne – Thomson, L. M., 1968, "Theoretical Hydrodynamic". McMillan, London.
27. Pantin A. M., Rojas, H., 1978, "Estudio Teórico Práctico Sobre Perfiles Aerodinámicos", Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
28. Pelaez U., F. A., 1985, "Desarrollo de Perfiles Aerodinámicos Mediante dos Curvas Generatrices Cerradas", Tesis, Universidad Central de Venezuela, Tutor S. Zarea, Caracas.

29. Riegels, F. W., 1961, “Airfoil Sections”, Butterworths, London.
30. Rodríguez R., J. E., 1978, “Generación de Perfiles Aerodinámicos”, Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
31. Rodríguez, I., 1983, “Generación de Perfiles Aerodinámicos Mediante el Método Zarea”, Tesis, Universidad Central de Venezuela, Tutor S. Zarea, Caracas.
32. Sacks, I. y Urresh, I., 1982, “Estudio del Flujo Alrededor de Perfiles Aerodinámicos Obtenidos por Inversión Compleja”, Tesis, Universidad Simón Bolívar, Tutor S. Zarea, Caracas.
33. Zarea, S., 1995, “New Methods in Aero – hydrodynamic Profile Generation”, III Congress on Fluid Mechanics, USB.
34. Zarea, S., 2003, “Evaluación Experimental de Ocho Perfiles Aerodinámicos Serie SZ-1500 para Bajos Números de Reynolds”, Revista de la Fac. de Ingeniería, UCV. Vol. 18, N° 3.

## **ANEXO A**

### Significado de los mensajes alarma del programa VisualFoil 4.1

El programa VisualFoil 4.1 despliega los siguientes mensajes:

· Separación laminar: Esta alarma es desplegada cuando existe separación laminar precediendo la transición en la capa límite. El mensaje es uno de los siguientes:

- Lam. Sep: Up – Hay un punto de separación laminar en el extradós.
- Lam. Sep: Lo – Hay un punto de separación laminar en el intradós.
- Lam. Sep: Up/Lo – Existen puntos de separación laminar en el extradós e intradós.

Esta alarma es mostrada en el programa debido a que la separación laminar puede preceder la formación de burbuja. Si esto ocurre, el arrastre sobre el perfil puede ser mucho mayor que el calculado por el programa.

· Stall: Esta alarma aparece cuando la región de separación turbulenta sobre el extradós del perfil es relativamente larga. El programa no estima con exactitud el desempeño del perfil pasado el ángulo de ataque para el valor de máxima sustentación.

## ANEXO B

TABLA N° 1: Mensajes de alarma desplegados por el programa VisualFoil para los perfiles FX y modificados.

Numero de Reynolds:	700000	1000000	1500000	2000000			
FX 60-126	none	none	none	none			
ZAREA 60-126-1.5	Lo	none	none	none			
ZAREA 60-126-1.6	Lo	none	none	none			
ZAREA 60-126-1.7	Lo	none	none	none			
ZAREA 60-126-2.6	Lo	none	none	none			
ZAREA 60-126-3.6	Lo	none	none	none			
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
FX 60-126	Up/Lo	Lo	none	none	none	none	none
ZAREA 60-126-1.6	Up/Lo	Lo	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	1000000	1500000	2000000				
FX 61-140	none	none	none				
ZAREA 61-140-1.5	none	none	none				
ZAREA 61-140-1.6	none	none	none				
ZAREA 61-140-1.7	none	none	none				
ZAREA 61-140-2.7	none	none	none				
ZAREA 61-140-3.7	none	none	none				
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
FX 61-140	Stalled	none	none	none	none	none	none
ZAREA 61-140-1.7	Stalled	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	1000000	1500000	2000000				
FX 61-168	none	none	none				
ZAREA 61-168-1.5	none	none	none				
ZAREA 61-168-1.6	none	none	none				
ZAREA 61-168-1.7	none	none	none				
ZAREA 61-168-2.6	none	none	none				
ZAREA 61-168-3.6	none	none	none				
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
FX 61-168	Stalled	none	none	none	none	none	none
ZAREA 61-168-1.6	Stalled	Lo	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	1000000	1500000	2000000				
FX 63-147	none	none	none				
ZAREA 63-147-1.3	none	none	none				
ZAREA 63-147-1.5	none	none	none				
ZAREA 63-147-1.6	none	none	none				
ZAREA 63-147-2.4	none	none	none				
ZAREA 63-147-3.4	none	none	none				
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
FX 63-147	Stalled	Stalled	Stalled	Stalled	Lo	Lo	Lo
ZAREA 63-147-1.5	Stalled	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	1000000	1500000	2000000				
FX 66-17-AII-182	none	none	none				
ZAREA 66-17-AII-182-1.5	none	none	none				
ZAREA 66-17-AII-182-1.6	Lo	none	none				
ZAREA 66-17-AII-182-1.7	Lo	none	none				
ZAREA 66-17-AII-182-2.7	Lo	none	none				
ZAREA 66-17-AII-182-3.7	Lo	none	none				
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
FX 66-17-AII-182	Up/Lo	Up/Lo	Lo	none	none	none	none
ZAREA 66-17-AII-182-1.7	Up/Lo	Lo	Lo	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	1000000	1500000	2000000				
FX 66-S-161	none	none	none				
ZAREA 66-S-161-1.4	none	none	none				
ZAREA 66-S-161-1.5	none	none	none				
ZAREA 66-S-161-1.6	none	none	none				
ZAREA 66-S-161-2.6	none	none	none				
ZAREA 66-S-161-3.6	none	none	none				
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
FX 66-S-161	Up/Lo	Up/Lo	none	none	none	none	none
ZAREA 66-S-161-1.6	Up/Lo	Lo	none	none	none	none	none

320pts

## ANEXO C

TABLA N° 2: Mensajes de alarma desplegados por el programa VisualFoil para los perfiles GOE y modificados.

Numero de Reynolds:	170000	420000					
GOE 436	Stall	Lo					
ZAREA 436-1.5	Up/Lo	Up					
ZAREA 436-1.6	Up/Lo	Up					
ZAREA 436-1.7	Up/Lo	Up					
ZAREA 436-2.6	Up/Lo	Up					
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
GOE 436	Stalled	Lo	Lo	Lo	Lo	none	none
ZAREA 436-1.6	Up/Lo	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	170000	420000					
GOE 508	Stall	Up/Lo					
ZAREA 508-1.3	Stall	Stall					
ZAREA 508-1.4	Stall	Stall					
ZAREA 508-1.5	Stall	Stall					
ZAREA 508-2.4	Stall	Stall					
ZAREA 508-3.4	Stall	Stall					
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
GOE 508	Up/Lo	Lo	Lo	Lo	none	none	none
ZAREA 508-1.4	Stalled	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	170000	420000					
GOE 596	Stall	Up/Lo					
ZAREA 596-1.2	Up/Lo	none					
ZAREA 596-1.4	Up/Lo	none					
ZAREA 596-1.6	Up/Lo	none					
ZAREA 596-2.5	Up/Lo	none					
ZAREA 596-3.5	Up/Lo	none					
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
GOE 596	Stalled	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo
ZAREA 596-1.6	Up/Lo	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	170000	420000					
GOE 683	Up/Lo	Up					
ZAREA 683-1.2	Up/Lo	Up					
ZAREA 683-1.4	Up/Lo	Up					
ZAREA 683-1.6	Up/Lo	Up					
ZAREA 683-2.4	Up/Lo	Up					
ZAREA 683-3.4	Up/Lo	Up					
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
GOE 683	Up	Up	none	none	none	none	none
ZAREA 683-1.4	Up/Lo	Up	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	1500000	1900000	2400000				
GOE 766	none	none	none				
ZAREA 766-1.5	none	none	none				
ZAREA 766-1.6	none	none	none				
ZAREA 766-1.8	none	none	none				
ZAREA 766-3.8	none	none	none				
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
GOE 766	Stalled	Up	none	none	none	none	none
ZAREA 766-1.6	Stalled	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	400000	700000	1000000	1500000	2100000		
GOE 769	Up/Lo	Lo	Lo	Lo	Lo		
ZAREA 769-1.2	Up	none	none	none	none		
ZAREA 769-1.5	Up/Lo	Lo	Lo	Lo	none		
ZAREA 769-1.7	Up/Lo	Lo	Lo	Lo	Lo		
ZAREA 769-2.6	Up/Lo	Lo	Lo	Lo	Lo		
ZAREA 769-3.6	Up/Lo	Lo	Lo	Lo	Lo		
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
GOE 769	Stalled	Up/Lo	Lo	Lo	none	none	none
ZAREA 769-1.5	Stalled	Up/Lo	Lo	Lo	none	none	none

## ANEXO D

TABLA N° 3: Mensajes de alarma desplegados por el programa VisualFoil para los perfiles NACA y modificados.

Numero de Reynolds:	400000	840000	1000000	5000000			
NACA 0012	none	none	none	none			
ZAREA 0012-1.2	none	none	none	none			
Numero de Reynolds:	1000000						
ZAREA 0012-1.4	none						
Numero de Reynolds:	400000	840000	1000000	5000000			
ZAREA 0012-1.6	none	none	none	none			
ZAREA 0012-2.6	none	none	none	none			
ZAREA 0012-3.6	none	none	none	none			
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
NACA 0012	Stalled	none	none	none	none	none	none
ZAREA 0012-1.6	Stalled	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	330000	650000	1000000	5000000			
NACA 23012	none	none	none	none			
Numero de Reynolds:	1000000						
ZAREA 23012-1.4	none						
ZAREA 23012-1.5	none						
Numero de Reynolds:	330000	650000	1000000	5000000			
ZAREA 23012-1.6	Stall	none	none	none			
ZAREA 23012-2.6	Stall	none	none	none			
ZAREA 23012-3.6	Stall	none	none	none			
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
NACA 23012	Stalled	none	none	none	none	none	none
ZAREA 23012-1.6	Stalled	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	60000	430000	1000000	5000000			
NACA 4412	Stall	none	none	none			
Numero de Reynolds:	1000000						
ZAREA 4412-1.4	none						
Numero de Reynolds:	60000	430000	1000000	5000000			
ZAREA 4412-1.6	Stall	none	none	none			
Numero de Reynolds:	1000000						
ZAREA 4412-1.7	none						
Numero de Reynolds:	430000	1000000	5000000				
ZAREA 4412-2.6	none	none	none				
ZAREA 4412-3.6	none	none	none				
<b>RE</b>	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
NACA 4412	Stalled	none	none	none	none	none	none
ZAREA 4412-1.6	Stalled	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	330000	650000	1000000	5000000			
NACA 4415	Up	none	none	none			
Numero de Reynolds:	1000000						
ZAREA 4415-1.4	none						
ZAREA 4415-1.5	none						
Numero de Reynolds:	330000	650000	1000000	5000000			
ZAREA 4415-1.6	Stall	none	none	none			
ZAREA 4415-2.6	Stall	none	none	none			
Numero de Reynolds:	330000	650000	1000000	5000000			
ZAREA 4415-3.6	Stall	none	none	none			
<b>RE</b>	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
NACA 4415	Stalled	none	none	none	none	none	none
ZAREA 4415-1.6	Stalled	none	none	none	none	none	none

TABLA Nº 3: Mensajes de alarma desplegados por el programa VisualFoil para los perfiles NACA y modificados (continuacion).

NACA 64-409	none	none	none	none			
ZAREA 64-409-1.4	none	none	none	none			
ZAREA 64-409-1.5	none	none	none	none			
ZAREA 64-409-1.7	none	none	none	none			
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
ZAREA 64-409-2.7	none	none	none	none	none	none	none
Numero de Reynolds:	500000	700000	1000000	5000000			
ZAREA 64-409-3.7	none	none	none	none			
Numero de Reynolds:	200000	500000	1000000	2000000	3000000	5000000	9000000
NACA 64-409	Stalled	none	none	none	none	none	none
ZAREA 64-409-1.7	Stalled	none	none	none	none	none	none