

AD-AE

Aerodinámica en régimen
transónico

The image features a dark navy blue background. A central, slightly offset rectangle is outlined in a thin, bright yellow-gold line. From the left and right sides of this central rectangle, several thin, yellow-gold lines radiate outwards, creating a sense of movement and depth. These lines vary in length and angle, some extending towards the edges of the frame. The overall aesthetic is modern and minimalist.

Carlos Díaz Romero
Roberto Allely García

CONTENIDO

1. INTRODUCCIÓN
2. VERIFICACIÓN Y VALIDACIÓN
3. ESTUDIO PARAMÉTRICO
4. CONCLUSIONES



1

INTRODUCCIÓN

RÉGIMEN TRANSÓNICO

- Ocurre entre $0,7 < M < 1,3$
- No son válidas las simplificaciones habituales
- Ecuaciones no lineales

MODELADO MATEMÁTICO

- Ecuaciones RANS
- Modelado de la turbulencia. Hipótesis de Boussinesq
- Spalart-Allmaras



2

VERIFICACIÓN Y VALIDACIÓN

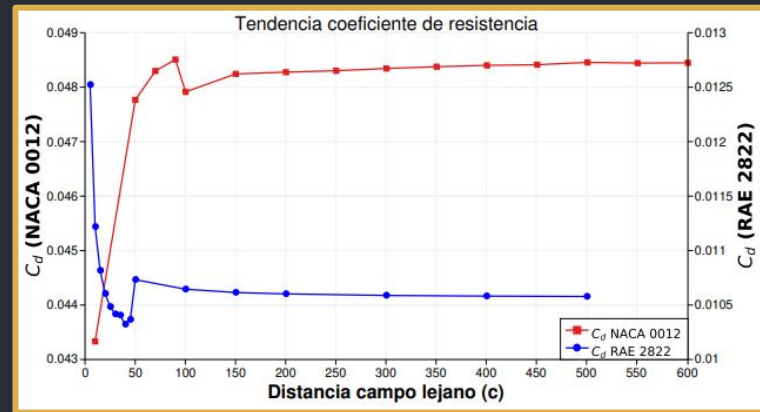
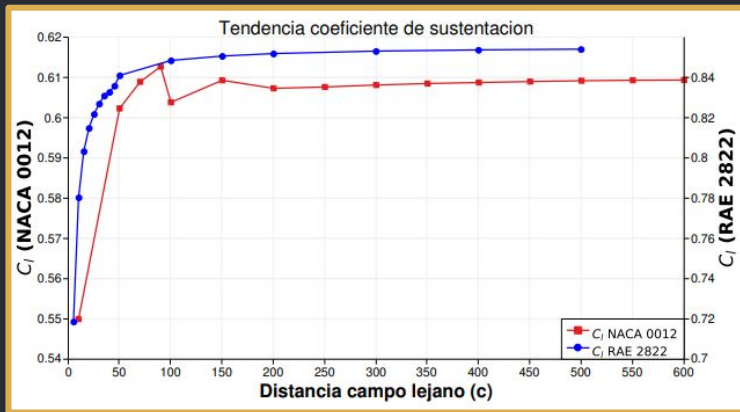
Verificación

Estudio de independencia de malla

- “Farfield”
- Longitud mínima tangencial sobre el perfil
- Longitud mínima normal sobre el perfil

Independencia de malla

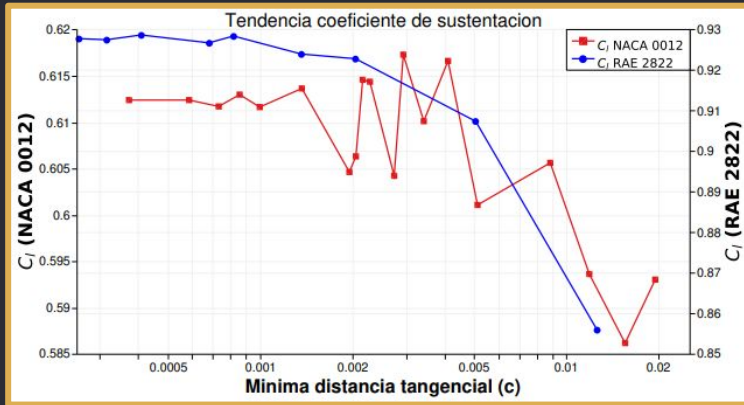
“Farfield”



Tendencias de los coeficientes aerodinámicos frente al aumento de la distancia del “farfield”

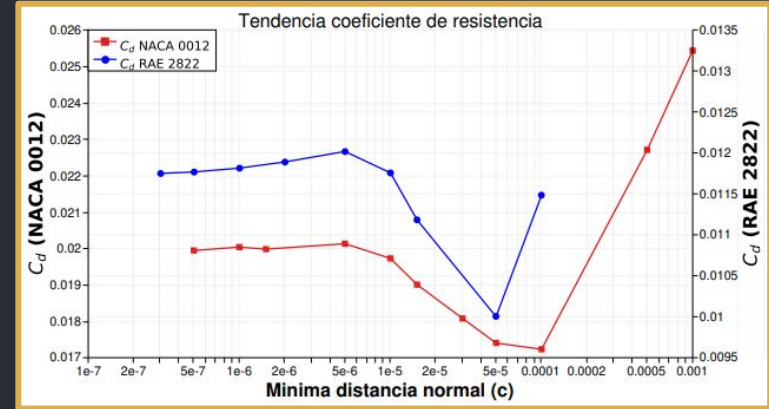
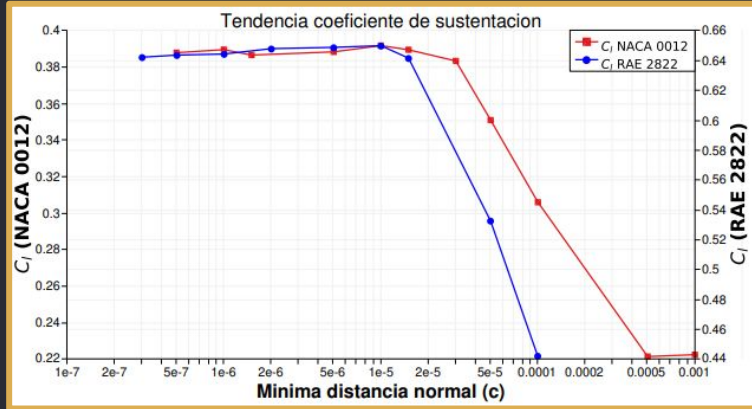
Independencia de malla

Longitud mínima tangencial



Independencia de malla

Longitud mínima normal



Tendencias de los coeficientes aerodinámicos frente a la disminución de la longitud mínima normal

Independencia de malla

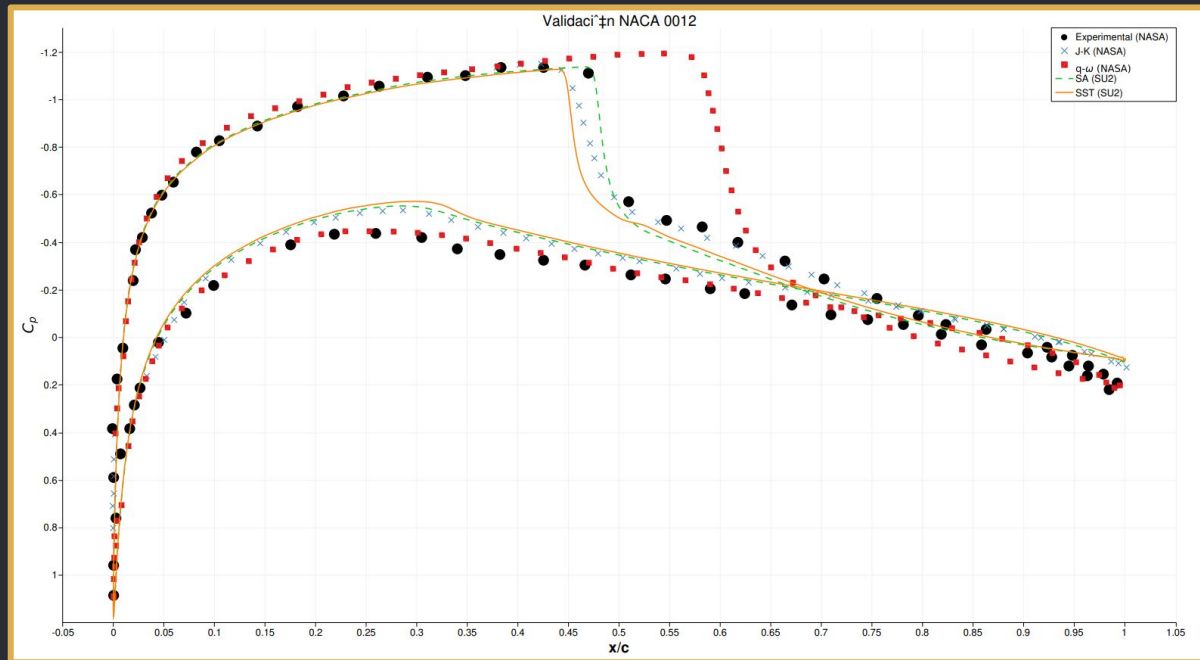
	NACA 0012	RAE 2822
"Farfield"	200	150
Longitud mínima tangencial	$1,36 \cdot 10^{-3}$	$8,13 \cdot 10^{-4}$
Longitud mínima normal	$5 \cdot 10^{-6}$	$5 \cdot 10^{-6}$

Validación

- Comparación mediante la curva del coeficiente de presión
- Comparación con información experimental
- Comparación con información de simulaciones
- Comprobación de SA y SST

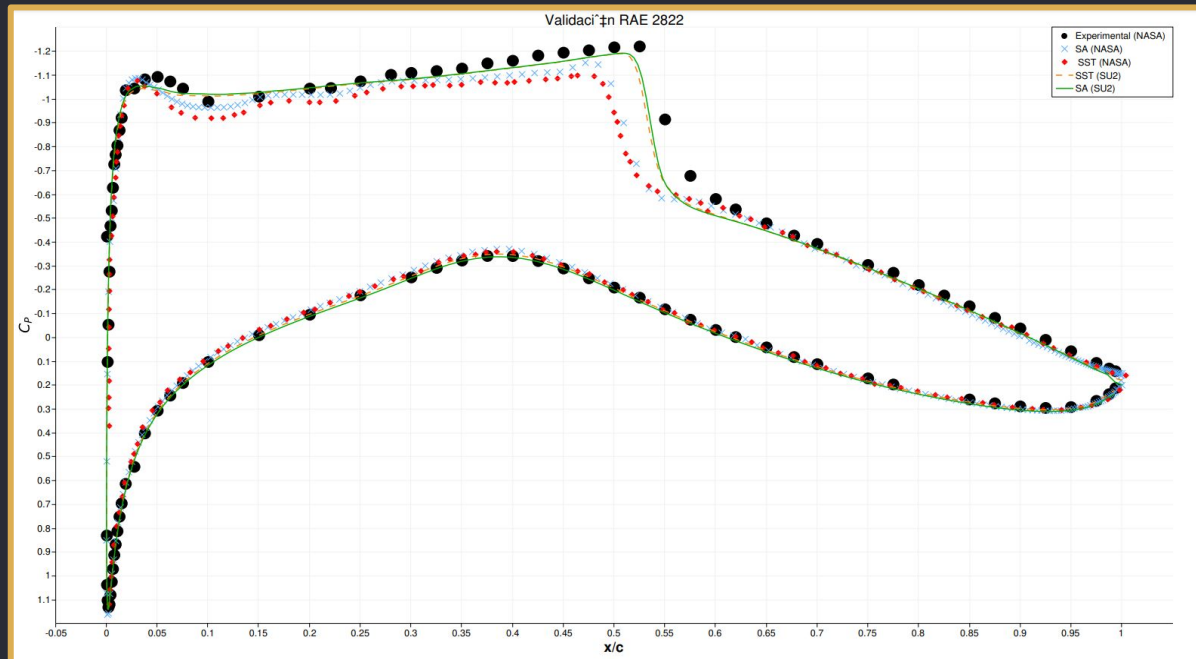
Validación

NACA 0012



Validación

RAE 2822

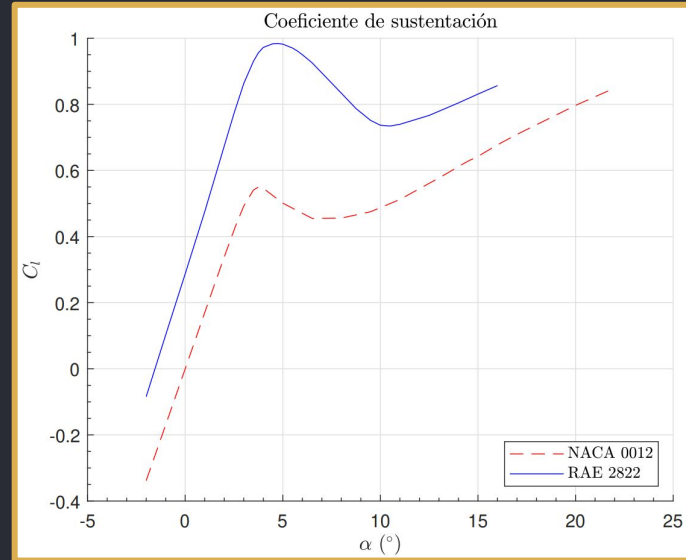




3

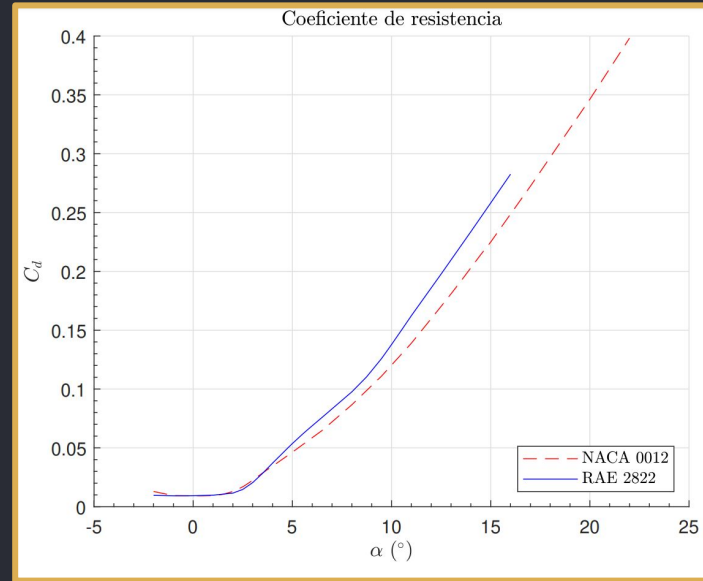
ESTUDIO
PARAMÉTRICO

Mach fijo y AoA variable



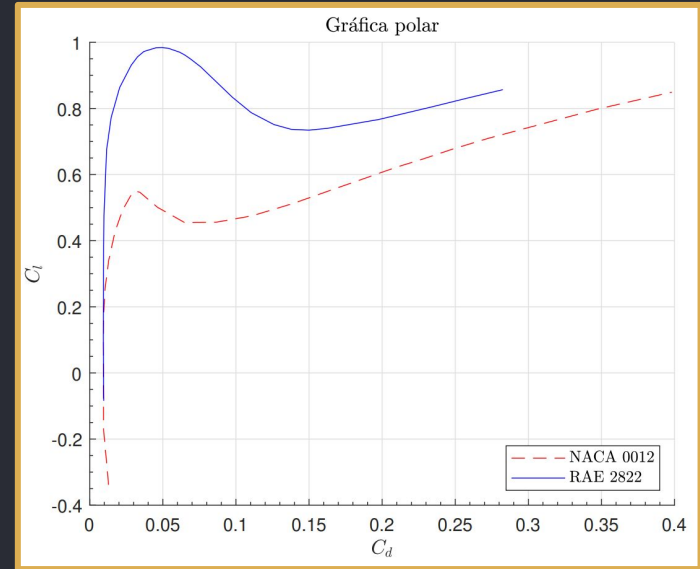
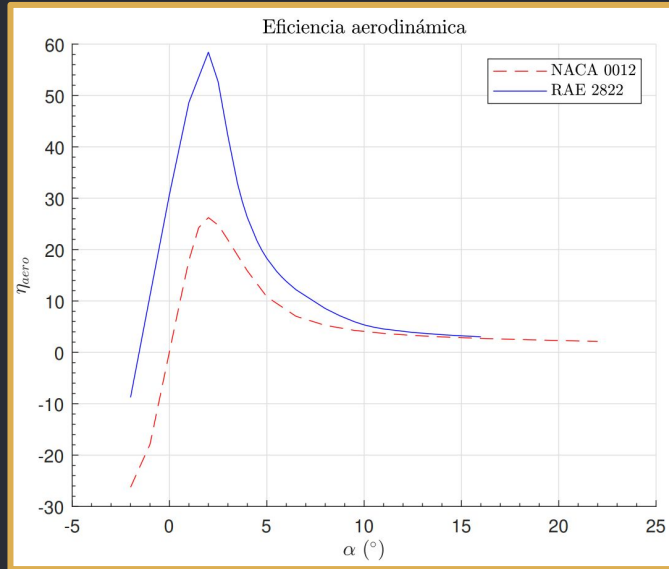
Prematura entrada en pérdida debido a la separación de la capa límite de la base de la onda de choque

Mach fijo y AoA variable



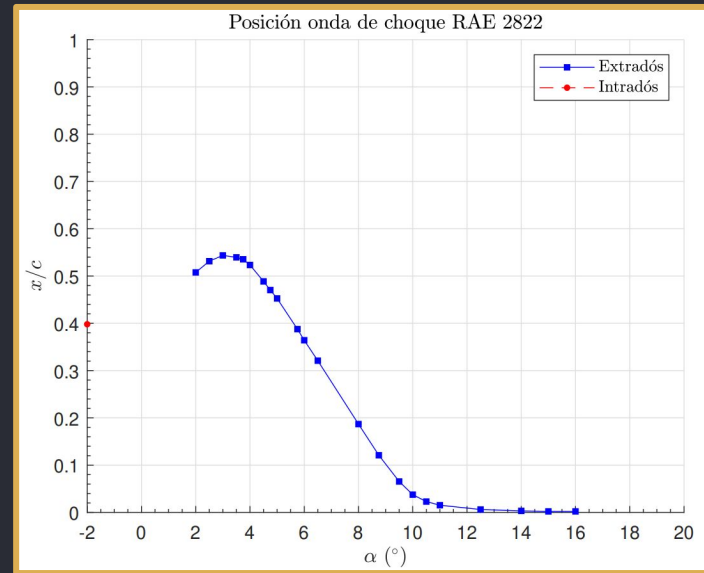
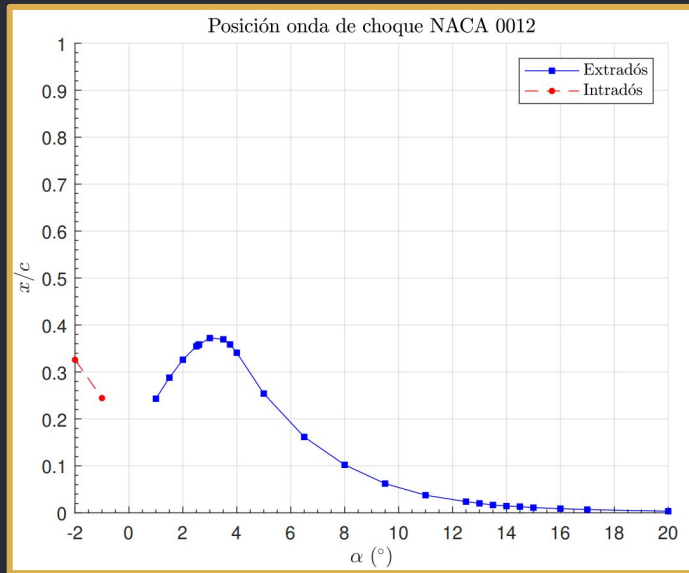
Similar al régimen subsónico y supersónico

Mach fijo y AoA variable



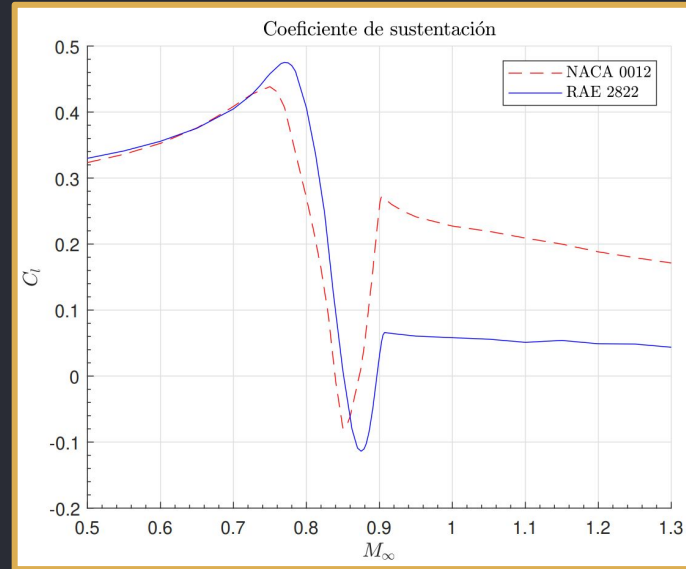
El perfil supercrítico muestra mejores resultados

Mach fijo y AoA variable



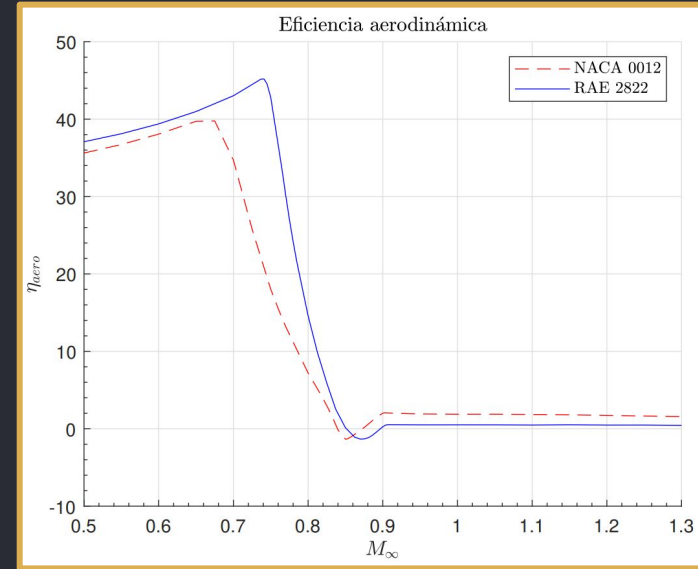
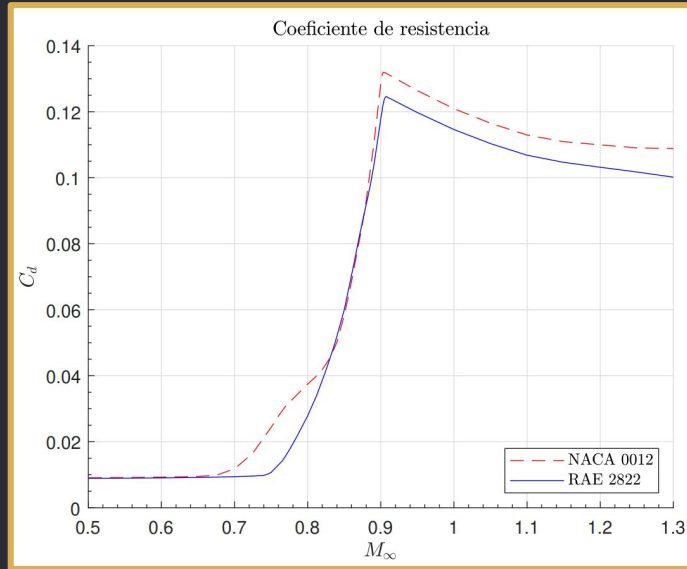
Retraso inicial y posterior avance de la onda debido a la separación de la capa límite

Mach variable y AoA fijo



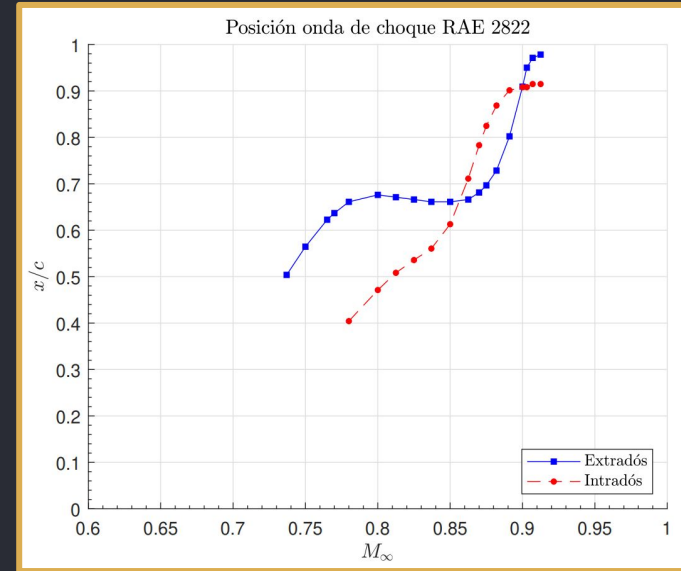
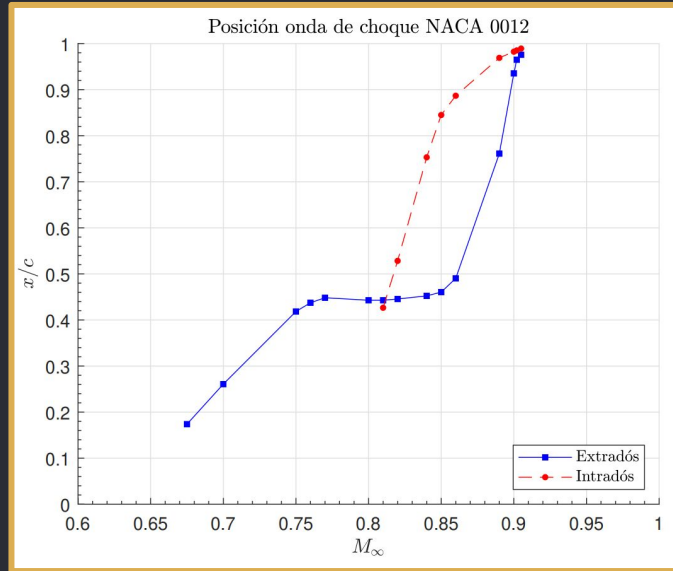
Pérdida debida a la separación de la capa límite de la base de la onda de choque

Mach variable y AoA fijo



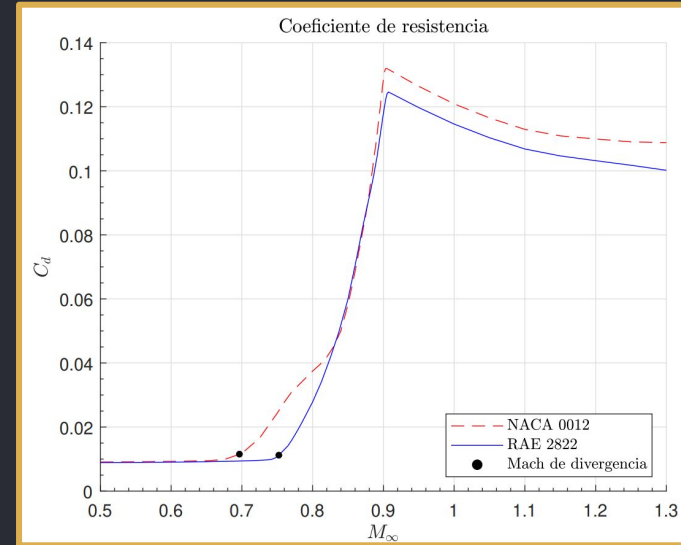
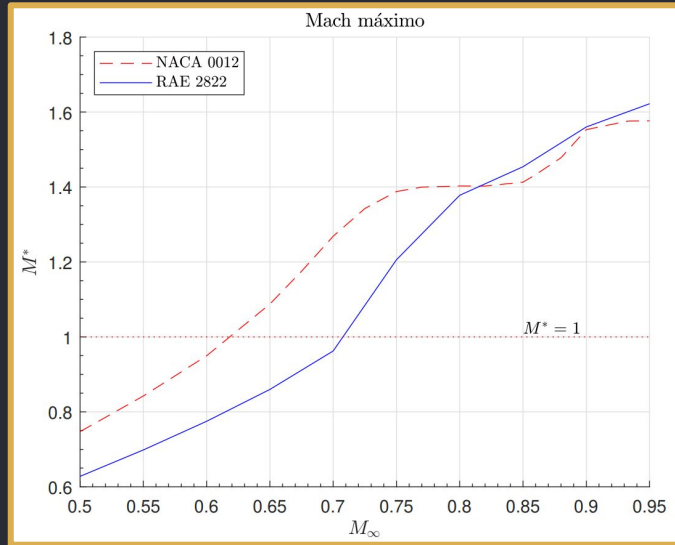
El perfil supercrítico tarda más en aumentar su resistencia. El cambio abrupto es debido a la separación

Mach variable y AoA fijo



Aparición más tardía en el perfil supercrítico
Estancamiento de la onda del extradós
Aparición de la onda del intradós

Mach crítico y Mach de divergencia

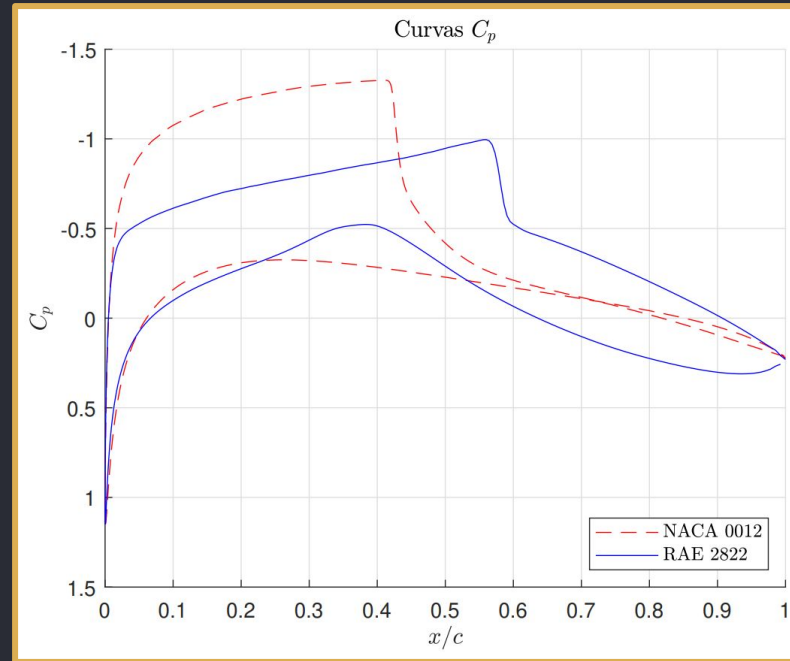


Aparición más tardía en el perfil supercrítico

Criterio del 2%

Pequeño margen entre Mach crítico y de divergencia

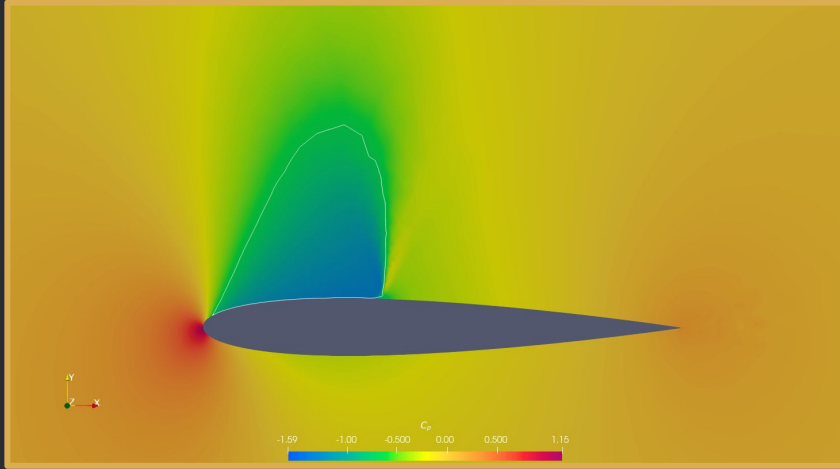
Curva C_p



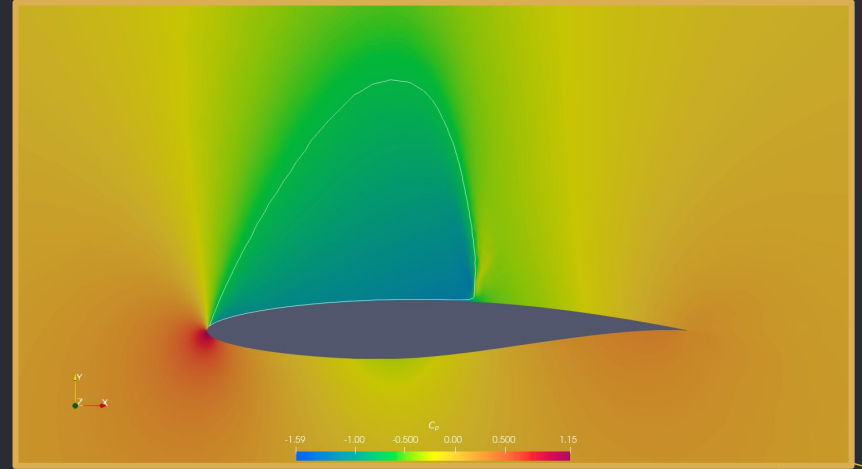
Onda de choque fuerte frente a una más débil
Distribución de presiones más uniforme

Burbuja sónica

NACA 0012



RAE 2822



Onda de choque fuerte frente a una más débil
Distribución de presiones más uniforme
Mayor área supersónica



4

CONCLUSIONES

CONCLUSIONES

- Mayor rango de Mach de operación
- Mayor eficiencia aerodinámica
- Uso en la aviación moderna



PREGUNTAS

GRACIAS