

دانشکده مهندسی هوافضا



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دینامیک سیالات عددی ۲

CFD II

پروژه دوم

Compressible Euler Equation

به روش Roe

رامبد مژگانی

۹۰۱۲۹۰۴۵

استاد درس:

دکتر کریمیان

۳۱ تیر ۱۳۹۱

فهرست

۱	۱ صورت مساله و معادلات
۱.۱	۱.۱ معادله حاکم
۲.۱	۲.۱ روش ROE
۳.۱	۳.۱ شرایط مرزی
۱.۳.۱	۱.۳.۱ شرط مرزی ورودی و خروجی
۲.۳.۱	۲.۳.۱ شرط مرزی دیواره
۴.۱	۴.۱ انتخاب قدم زمانی
۲	۲ نتایج
۱.۲	۱.۲ ماخ ۱/۲
۲.۲	۲.۲ زاویه حمله صفر
3.2	3.2 زاویه حمله 7°
۴.۲	۴.۲ ماخ ۰/۸۵ و زاویه حمله صفر درجه
۵.۲	۵.۲ ماخ ۰/۵۰ و زاویه حمله $3/5^\circ$
۶.۲	۶.۲ مقایسه دوران هندسه
۳	۳ مراجع
4	4 لیست فایل ها

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱ اثر شرط مرزی ریمان روی توزیع فشار (راست) و تارخچه همگرایی (چپ) ۴
- شکل ۲-۱ مقایسه توزیع فشار روی ایرفویل با دو نوع شرط روی دیواره، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ ۵
- شکل ۱-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$ ۶
- شکل ۲-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$ ۷
- شکل ۳-۲ کانتور سرعت افقی و عمودی (راست و چپ)، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$ ۷
- شکل ۴-۲ توزیع فشار معادلات اوپلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$ ۷
- شکل ۵-۲ تارخچه همگرایی، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$ ۸
- شکل ۶-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ ۸
- شکل ۷-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ ۹
- شکل ۸-۲ کانتور سرعت افقی و عمودی (راست و چپ)، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ ۹
- شکل ۹-۲ توزیع فشار معادلات اوپلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ ۹
- شکل ۱۰-۲ تارخچه همگرایی، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ ۱۰
- شکل ۱۱-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$ ۱۰
- شکل ۱۲-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$ ۱۱
- شکل ۱۳-۲ کانتور سرعت افقی و عمودی (راست و چپ)، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$ ۱۱
- شکل ۱۴-۲ توزیع فشار معادلات اوپلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$ ۱۱
- شکل ۱۵-۲ تارخچه همگرایی، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$ ۱۲
- شکل ۱۶-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$ ۱۲
- شکل ۱۷-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$ ۱۳
- شکل ۱۸-۲ توزیع فشار معادلات اوپلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$ ۱۳
- شکل ۱۹-۲ توزیع فشار معادلات اوپلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$ ۱۳
- شکل ۲۰-۲ تارخچه همگرایی، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$ ۱۴
- شکل ۲۱-۲ کانتور ماخ شرایط معادل زاویه حمله و دوران هندسی، $M_\infty = 1.2$ ، (راست: $Angle of Rotation = 7^\circ$ ، چپ $\alpha = 7^\circ$) ۱۴
- شکل ۲۲-۲ توزیع فشار معادلات اوپلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ & $Angle of Rotation = 7^\circ$ ۱۵

فهرست جداول

- جدول ۱-۱ شرایط حل ۶
- جدول ۱-۴ فایل های برنامه، زیرروال ها و توابع ۱۷

۱ صورت مساله و معادلات

در این گزارش معادلات اوایلر^۱ جریان تراکم‌پذیر^۲ به استفاده از الگوریتم Roe روی شبکه نامنظم^۳ یک ایرفویل NACA-0012 به روش حجم محدود^۴ حل می‌شود.

۱.۱ معادله حاکم

معادله اوایلر جریان تراکم‌پذیر به فرم معادله ۱-۱ است،

$$\int_V \frac{\partial \omega}{\partial t} dV + \int_V \nabla \cdot F dV = 0 \quad \text{معادله ۱-۱}$$

که در آن:

$$F = \begin{bmatrix} \rho \vec{V} \\ \rho u \vec{V} + P \hat{i} \\ \rho v \vec{V} + P \hat{j} \\ \rho h \vec{V} \end{bmatrix} \quad \text{معادله ۲-۱}$$

$$\omega = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix} \quad \text{معادله ۳-۱}$$

که e که انرژی بر واحد جرم است و به عبارتی:

$$E = \rho e \quad \text{معادله ۴-۱}$$

برای هر المان دلخواه، در صورتی که معادلات را عمود بر هر سطح المان تصویر کنیم، معادله ۱-۱ به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$\int_V \frac{\partial \omega}{\partial t} dV + \int_V \nabla \cdot F_n dV = 0 \quad \text{معادله ۵-۱}$$

که در آن؛

$$F_n = \begin{bmatrix} \rho U_n \\ \rho u U_n + P n_x \\ \rho v U_n + P n_y \\ \rho h U_n \end{bmatrix} \quad \text{معادله ۶-۱}$$

¹ Euler Equation
² Compressible Flow
³ Unstructured Grid
⁴ Finite Volume

روابط زیر برای گاز کامل برقرار است و از آن‌های استفاده شده است.

$$P = \rho RT \quad \text{معادله ۷-۱}$$

$$h = e + \frac{P}{\rho} \quad \text{معادله ۸-۱}$$

$$\rho e = \frac{P}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \Rightarrow \begin{cases} P = \rho(\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right] \\ e = \frac{P}{\rho(\gamma - 1)} + \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \end{cases} \quad \text{معادله ۹-۱}$$

$$e = \frac{RT}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \Rightarrow T = \frac{(\gamma - 1)}{R} \left[e - \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right] \quad \text{معادله ۱۰-۱}$$

۲.۱ روش Roe

در این روش شار F_n از معادله ۱۱-۱ محاسبه می‌شود.

$$F_n = \frac{1}{2} (F_{n_L} + F_{n_R}) - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 |\lambda_i| \delta \tilde{\omega}_i \tilde{R}_i \quad \text{معادله ۱۱-۱}$$

که در آن؛

$$\lambda_i = \begin{bmatrix} \tilde{U}_n - \tilde{C} \\ \tilde{U}_n \\ \tilde{U}_n \\ \tilde{U}_n + \tilde{C} \end{bmatrix}, \delta \tilde{\omega}_i = \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{2\tilde{C}^2} \right) (\Delta P - \tilde{\rho} \tilde{C} \Delta U_n) \\ \tilde{\rho} \Delta U_t \\ \left(\frac{-1}{\tilde{C}^2} \right) (\Delta P - \tilde{C}^2 \Delta \rho) \\ \left(\frac{1}{2\tilde{C}^2} \right) (\Delta P + \tilde{\rho} \tilde{C} \Delta U_n) \end{bmatrix} \quad \text{معادله ۱۲-۱}$$

$$\tilde{R}_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{U} - \tilde{C} n_x \\ \tilde{V} - \tilde{C} n_y \\ \tilde{h}_o - \tilde{C} \tilde{U}_n \end{bmatrix}, \tilde{R}_2 = \begin{bmatrix} 1 \\ -n_y \\ n_x \\ \tilde{U}_t \end{bmatrix}, \tilde{R}_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ \tilde{U} \\ \tilde{V} \\ (\tilde{U}^2 + \tilde{V}^2)/2 \end{bmatrix}, \tilde{R}_4 = \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{U} + \tilde{C} n_x \\ \tilde{V} + \tilde{C} n_y \\ \tilde{h}_o + \tilde{C} \tilde{U}_n \end{bmatrix}, \quad \text{معادله ۱۳-۱}$$

در این معادلات؛

$$\Delta(\) = (\)_R - (\)_L \quad \text{معادله ۱۴-۱}$$

$$\sigma = \frac{\sqrt{\rho_L}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}} \quad \text{معادله ۱۵-۱}$$

$$\tilde{\rho} = \left(\frac{\sigma}{\rho_L} + \frac{1 - \sigma}{\rho_R} \right)^{-1} = \sqrt{\rho_L \rho_R} \quad \text{معادله ۱۶-۱}$$

$$\tilde{U} = u_L \sigma + u_R (1 - \sigma) \quad \text{معادله ۱۷-۱}$$

$$\tilde{V} = v_L \sigma + v_R (1 - \sigma) \quad \text{معادله ۱۸-۱}$$

$$\tilde{h} = h_L \sigma + h_R (1 - \sigma) \quad \text{معادله ۱۹-۱}$$

$$\tilde{C} = \sqrt{(\gamma - 1) \left(\tilde{h} - \frac{\tilde{U}^2 + \tilde{V}^2}{2} \right)} \quad \text{معادله ۲۰-۱}$$

همچنین باید توجه شود که در تمامی این تعاریف جهت حرکت روی اضلاع سلول پادساعتگرد است و منظور از بردارهای نرمال، عمود بر سطح به سمت خارج از سلول است.

$$\begin{aligned} \tilde{U}_n &= u n_x + v n_y \\ \tilde{U}_t &= -u n_y + v n_x \end{aligned} \quad \text{معادله ۲۱-۱}$$

9

$$\begin{aligned} dS &= \Delta S_x \hat{i} + \Delta S_y \hat{j} = (y_2 - y_1) \hat{i} - (x_2 - x_1) \hat{j} \\ n_x &= \Delta S_x / |dS| \\ n_y &= \Delta S_y / |dS| \end{aligned} \quad \text{معادله ۲۲-۱}$$

۳.۱ شرایط مرزی

در مساله مورد نظر دو نوع شرط مرزی حاکم است. شرط مرزی دیواره و شرط مرزی ورودی و خروجی. در این بخش شرایط مرزی و نحوه اعمال آنها شرح داده شده است.

۱.۳.۱ شرط مرزی ورودی و خروجی

پارامترهای جریان دوردست در شرط مرزی ورودی و خروجی تعیین می‌شود. برای تعیین سلول‌های ورودی و خروجی از زاویه بین جریان و بردار عمودی سطح بیرونی سلول‌های مرزی استفاده شده است^۱، به این ترتیب که در مرز ورودی:

$$In Inlet : \vec{V} \cdot \vec{n} = (u, v)(n_x, n_y) \leq 0 \quad \text{معادله ۲۳-۱}$$

و در مرز خروجی:

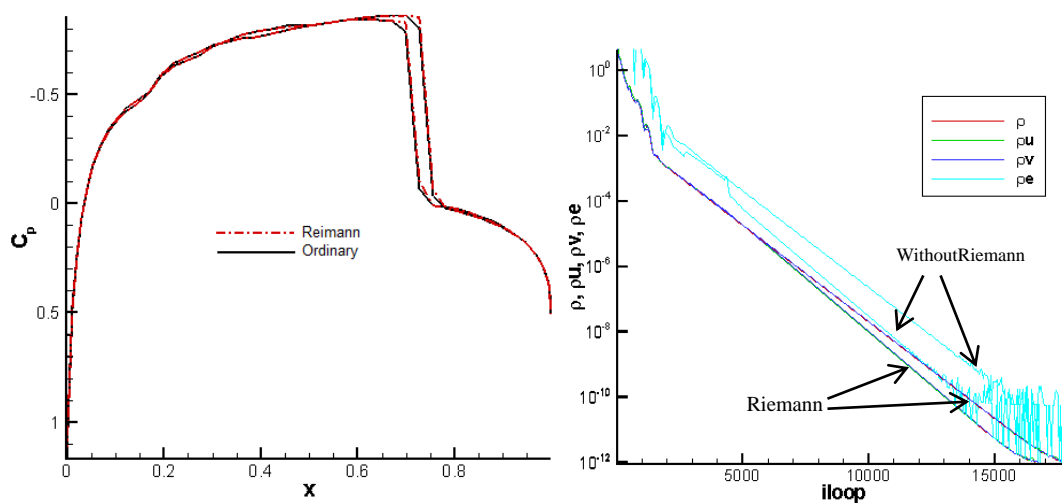
$$In Outlet : \vec{V} \cdot \vec{n} = (u, v)(n_x, n_y) > 0 \quad \text{معادله ۲۴-۱}$$

در شرایط مافوق صوت تمامی پارامترها از بالادست روی مرزها قرار داده می‌شود به این ترتیب که روی سلول‌های ورودی تمامی پارامترهای دوردست روی سلول‌های مرزی قرار می‌گیرد و در سلول‌های خروجی، پارامترهای دوردست از میان‌یابی سلول‌های داخلی محاسبه می‌شود.

^۱ برای تمایز این سلول‌ها در کد، پس تعیین نوع هر سلول، از رنگ سلول استفاده شده است، به این صورت که کد ۱۰- بیانگر سلول مرز ورودی و کد ۲۰- بیانگر سلول مرز خروجی است.

در جریان زیر صوت در مرز ورودی سه پارامتر از جریان دوردست و یک پارامتر از داخل میدان و در مرز خروجی به صورت مخالف عمل می‌شود. استفاده از شرایط مرزی ریمان نیز انعکاس پارامترها روی مرز را از میدان خارج می‌کند.

برای مقایسه تأثیر شرط ریمان روی نتایج زیر صوت حل جریان در ماخ ۰/۸۵ و در زاویه حمله صفر با یکدیگر مقایسه شده است. توزیع فشار روی سطح ایرفویل در این دو حالت تفاوت چندانی با یکدیگر ندارند ولی با استفاده از ریمان همگرایی با سرعت همگرایی در حدود ۵٪ افزایش داشته است (شکل ۱-۱). این نتایج نشان می‌دهد که دامنه حل مساله به اندازه‌ای بزرگ انتخاب شده است که انعکاس روی مرز در تکرارها حذف می‌شوند و روی نتیجه تأثیرگذار نیستند.



شکل ۱-۱ اثر شرط مرزی ریمان روی توزیع فشار (راست) و تارخچه همگرایی (چپ)

۲.۳.۱ شرط مرزی دیواره

جریان روی دیواره تنها مؤلفه مماس بر سطح دارد و جریان روی دیواره سر می‌خورد^۱. به عبارت دیگر برای سلول‌های روی دیواره، شار انتقالی^۲ از سطح دیواره صفر است (معادله ۲۵-۱).

$$F_n = P_{wall} \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{معادله ۲۵-۱}$$

برای محاسبه P_{wall} از مقادیر فشار در تکرار قبل استفاده شده است. دو رویکرد برای این کار در نظر گرفته شده است، اول استفاده از مقدار سلول در تکرار قبل (معادله ۲۶-۱) و دوم درونیابی از سلول‌های کناری (معادله ۲۷-۱) است.

^۱ Slip Condition

^۲ Convection

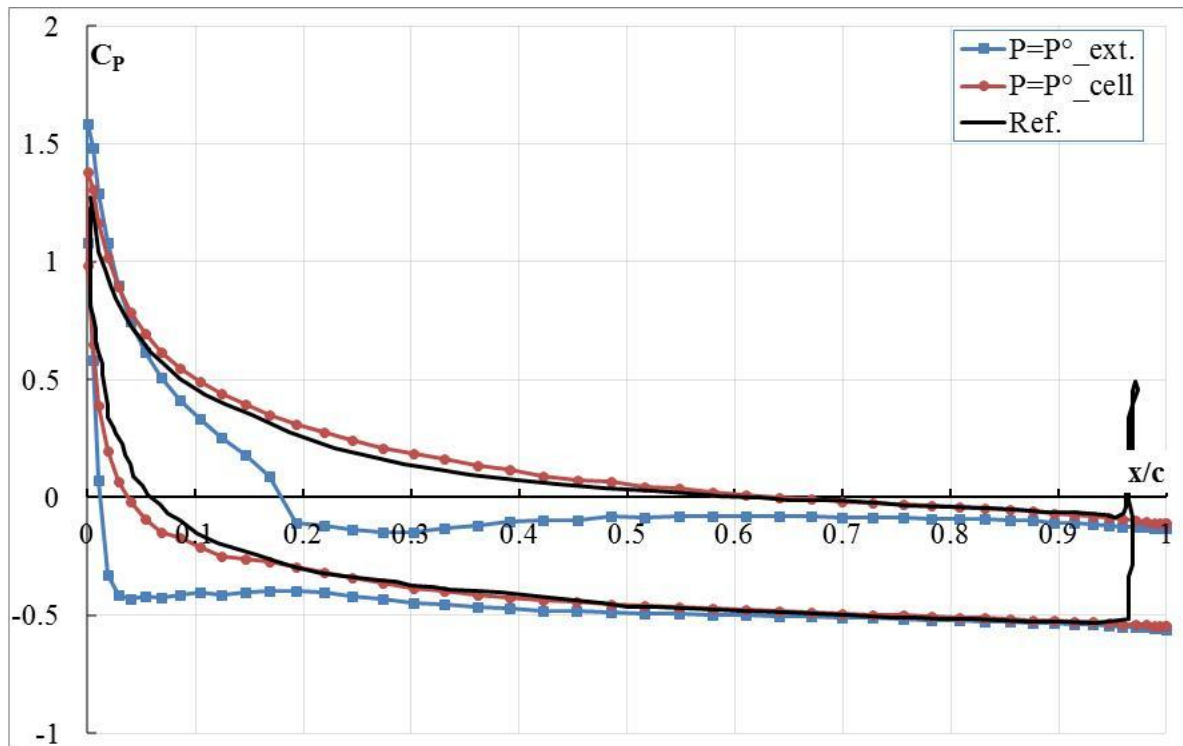
معادله ۲۶-۱

$$P_{wall} = P_0$$

معادله ۲۷-۱

$$P_{wall} = \frac{1}{2}(P_1^{\circ} + P_2^{\circ})$$

رویکرد دوم نسبت به اول همگرایی را دشوارتر می‌کند، به طوری که برای جلوگیری از واگرایی حل لازم شد مقدار CFL کوچک‌تری انتخاب شود. توزیع فشار روی دیواره نیز با شرط اول دقیق‌تر محاسبه می‌شود. بنابراین در تمامی حالات از این روش استفاده شده است (شکل ۲-۱).



شکل ۲-۱ مقایسه توزیع فشار روی ایرفویل با دو نوع شرط روی دیواره، $M_{\infty}=1.2, \alpha=7^{\circ}$

۴.۱ انتخاب قدم زمانی

از آن جایی که از روش صریح برای حل معادلات استفاده شده است، لازم است تا قدم‌های زمانی کوچکی انتخاب شود تا همگرایی حاصل شود. از آن جایی که جواب گذارای^۱ مساله مورد مطالعه نیست، بنابراین شرط CFL را برای هر سلول به طور جداگانه برقرار می‌کنیم تا روند همگرایی تسریع شود و سلول‌های کوچک‌تر باعث کاهش سرعت کل حل نشوند.

معادله ۲۸-۱

$$CFL = \frac{\Delta t \sqrt{\text{Cell Area}}}{\bar{V} + C}$$

که در آن C ، سرعت صوت، برابر است با:

معادله ۲۹-۱

$$C = \sqrt{\gamma RT}$$

^۱ Transient

۲ نتایج

در این بخش نتایج حاصل از کد حاضر ارائه شده است. شرایط حل در سه ماخ $1/2$ ، $0/85$ و $0/50$ و زوایای حمله متفاوت است (جدول ۱-۲).

جدول ۱-۲ شرایط حل

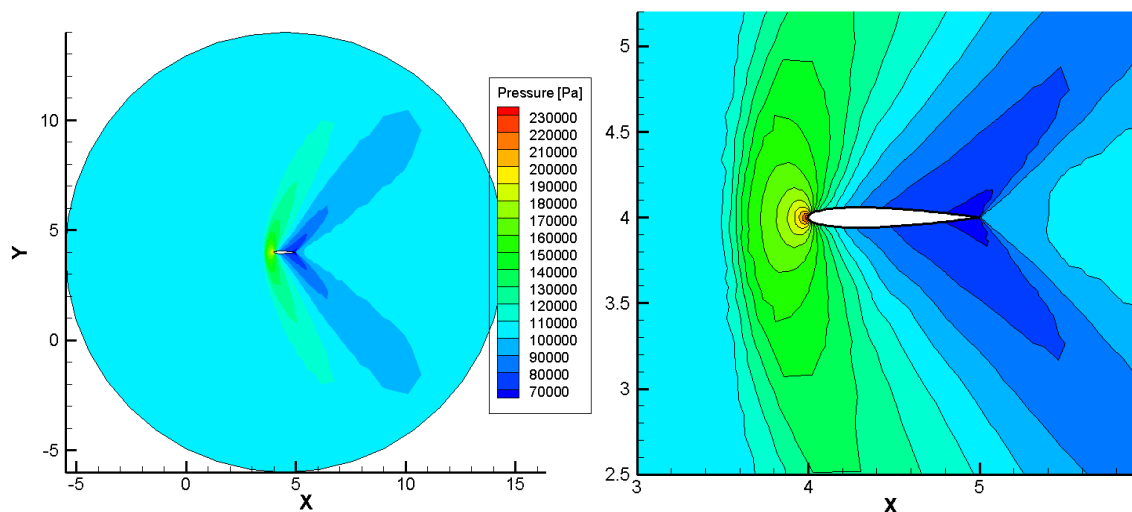
No.	M_∞	α
1	1.20	0.0°
2	1.20	7.0°
3	0.85	0.0°
6	0.50	3.5°

۱.۲ ماخ $1/2$

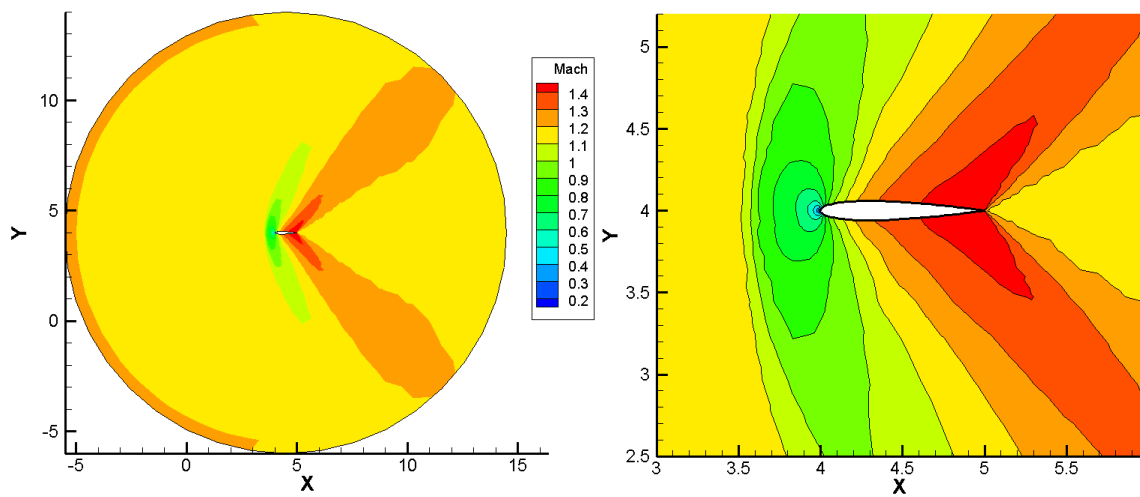
ماخ $1/2$ از حد بحرانی ایرفویل مورد بررسی بیش تر بوده و جلوی ایرفویل شوک تشکیل می شود. ماخ جریان در قسمت مرکز شوک تشکیل شده به زیر صوت می رسد و در اطراف آن نیز کاهش می یابد. همچنین ماخ روی ایرفویل بالا می رود.

همگرایی تمامی پارامترهای جریان با روند خوبی به 10^{-10} می رسد. توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل نیز برای هر دو زاویه حمله مورد بررسی (به جز در انتها) به نتایج مرجع (۱) نزدیک است.

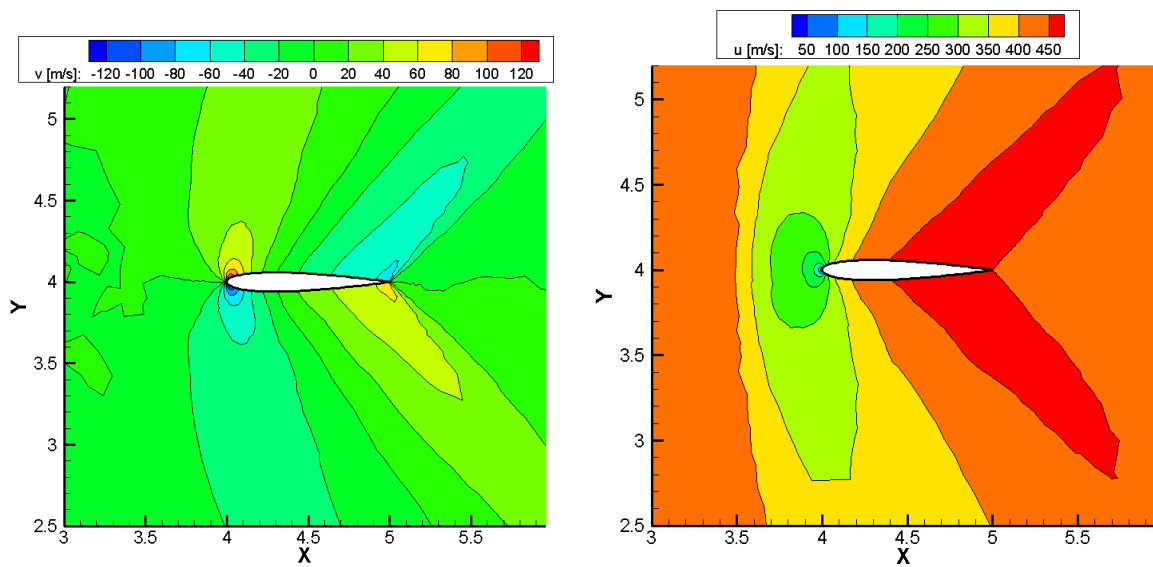
۲.۲ زاویه حمله صفر



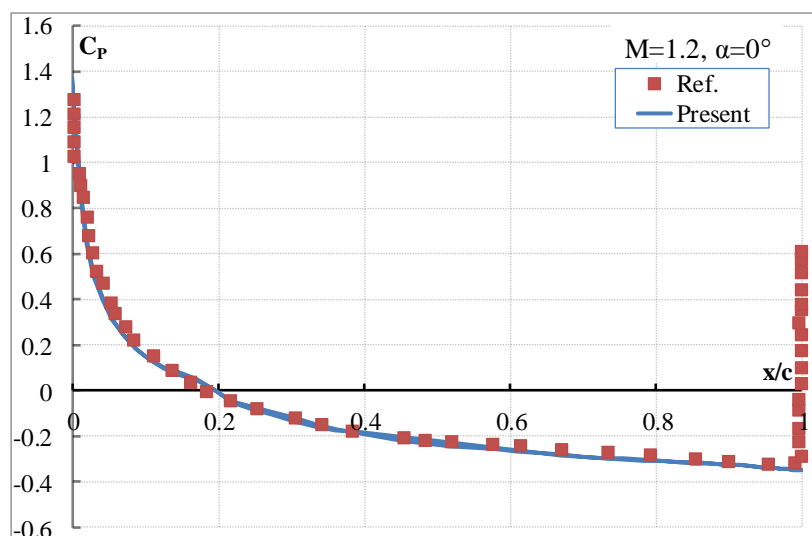
شکل ۱-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$



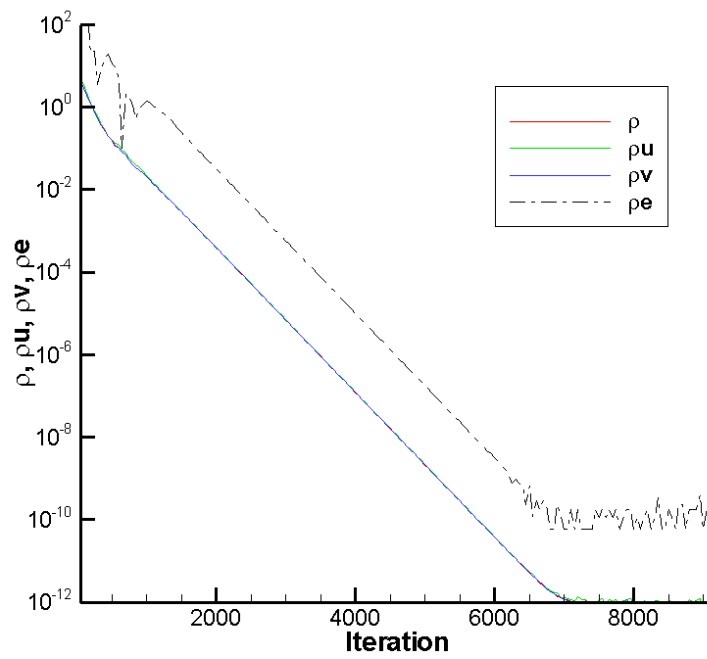
شکل ۲-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$



شکل ۲-۳ کانتور سرعت افقی و عمودی (راست و چپ)، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$

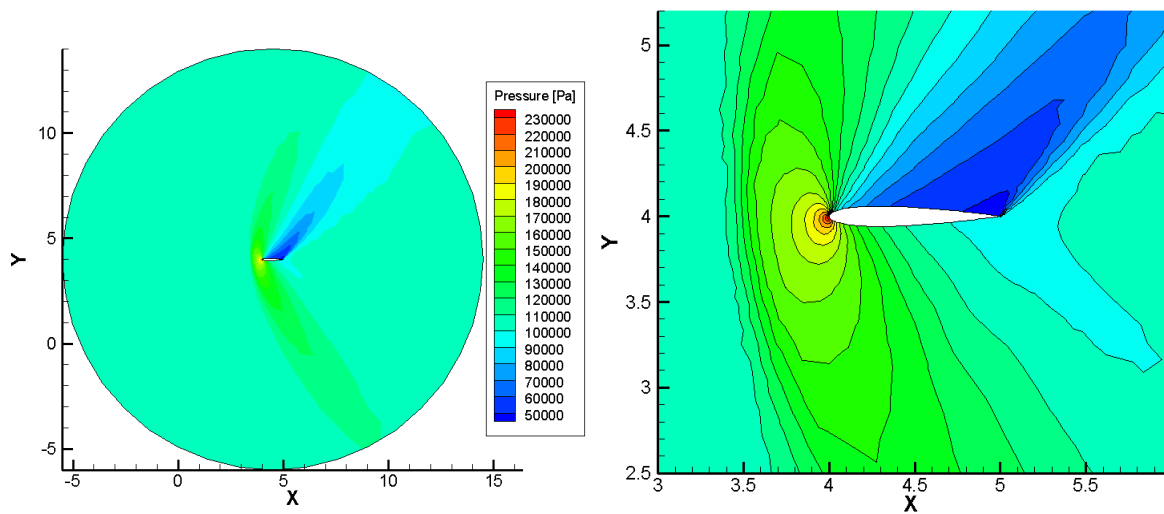


شکل ۲-۴ توزیع فشار معادلات اویلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$

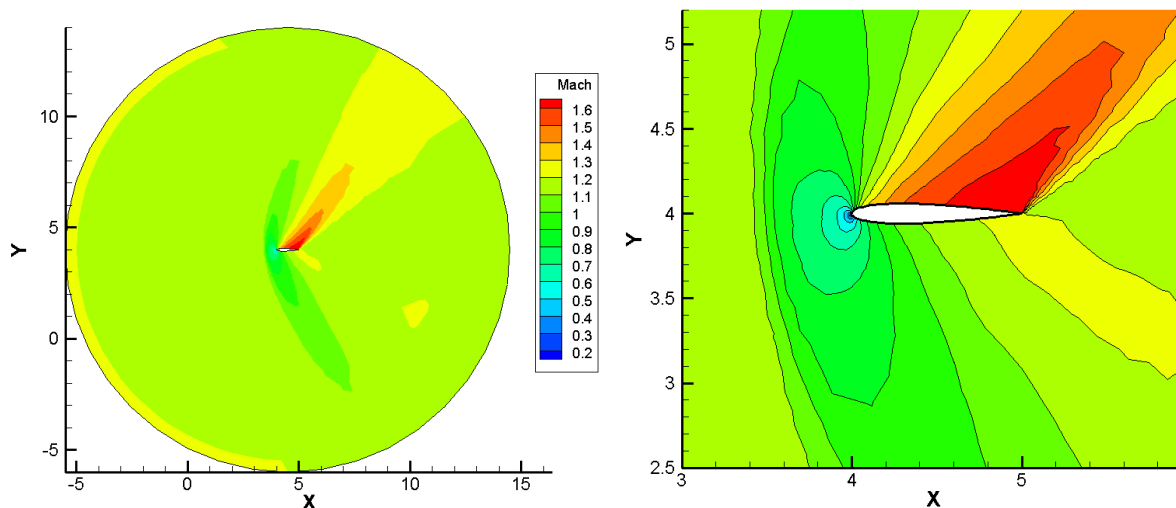


شکل ۵-۲ تاریخچه همگرایی، $M_\infty = 1.2, \alpha = 0^\circ$

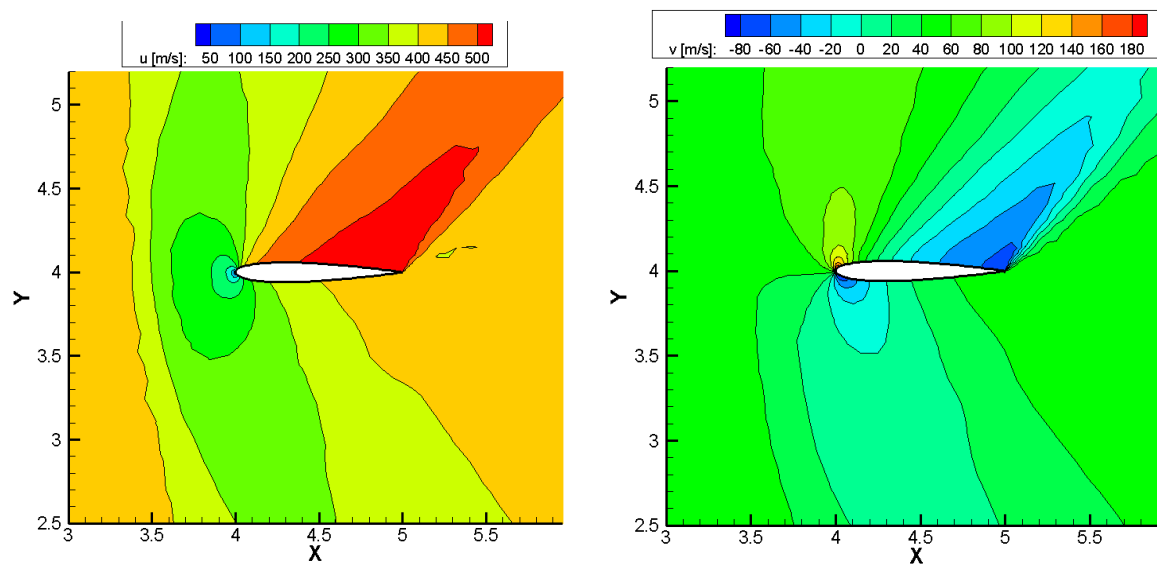
۳.۲ زاویه حمله 7°



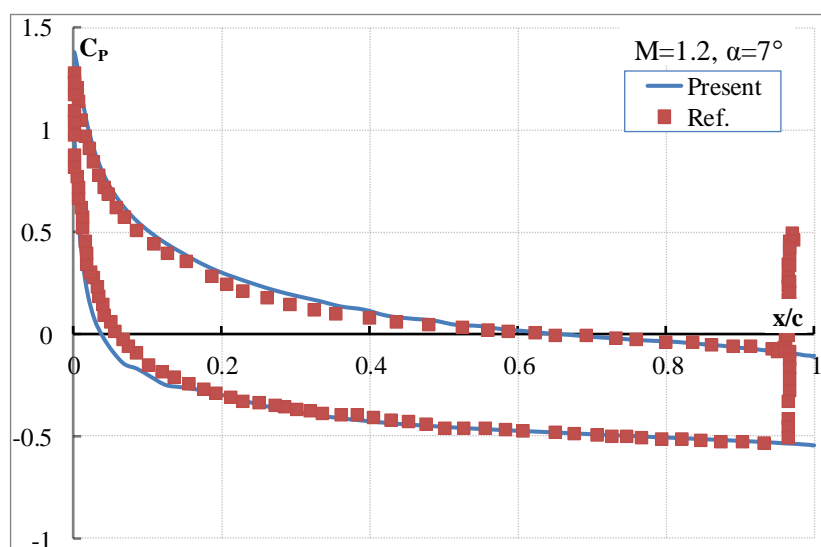
شکل ۶-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$



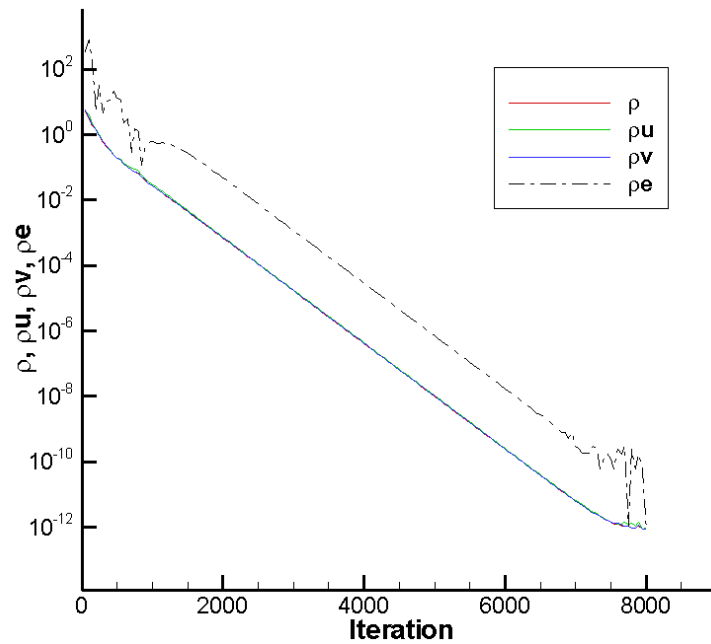
شکل ۷-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$



شکل ۸-۲ کانتور سرعت افقی و عمودی (راست و چپ)، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$



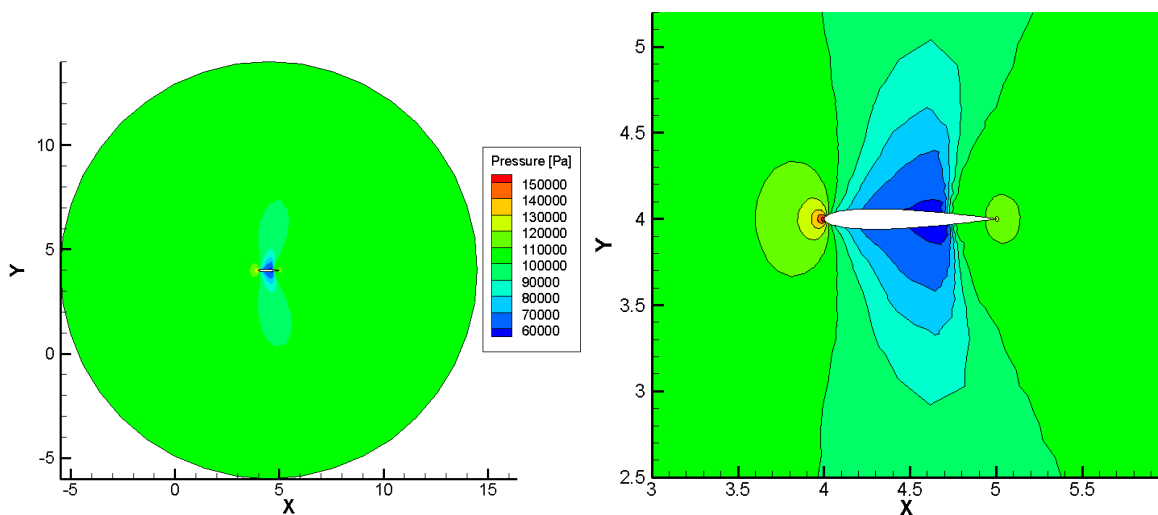
شکل ۹-۲ توزیع فشار معادلات اویلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$



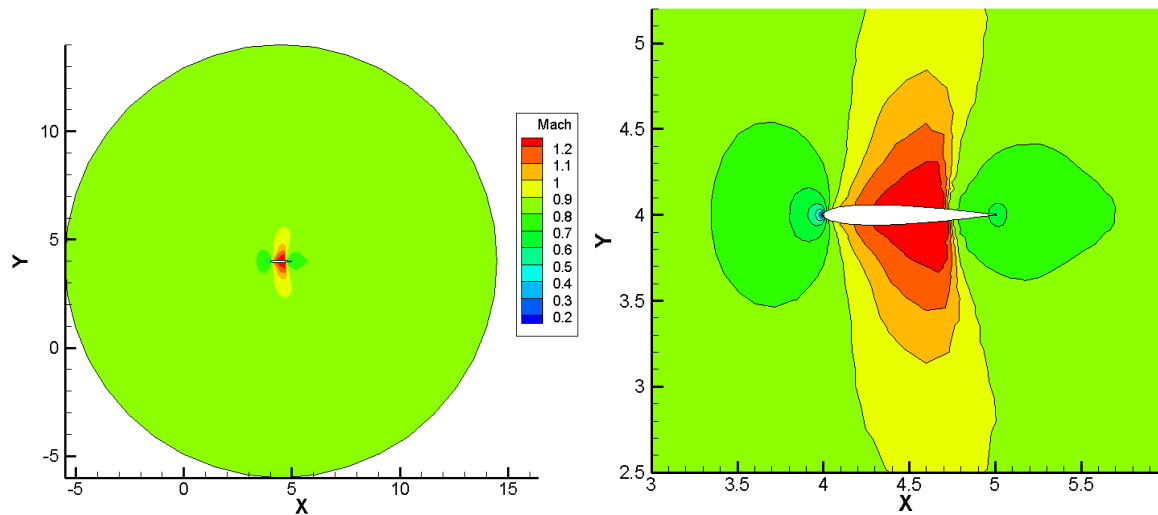
شکل ۱۰-۲ تاریخچه همگرایی، $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$

۴.۲ ماخ ۰/۸۵ و زاویه حمله صفر درجه

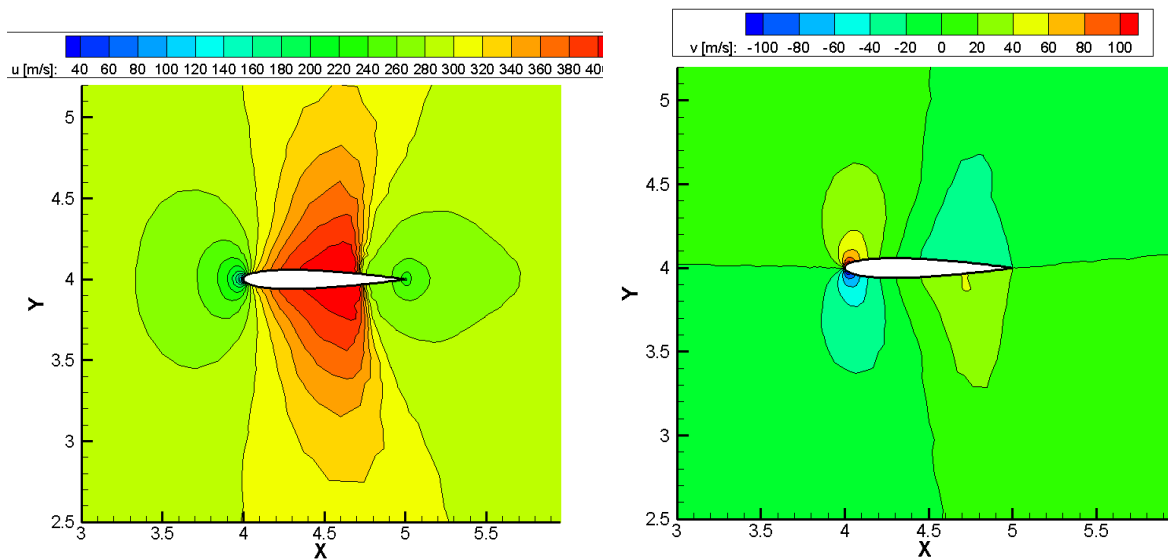
در این شرایط سرعت روی ایرفویل به ماخ می‌رسد و در حدود ۰/۷۵ وتر شوک تشکیل می‌شود. از آنجایی که ایرفویل متقارن است، انتظار می‌رود که جریان بالا و پایین ایرفویل یکسان باشد و محل شوک در سطح بالا و پایین ایرفویل یکسان باشد. اما نتایج با این استنباط متفاوت است که نشان از ایراد در تعریف هندسه و یا عامل دیگری است.



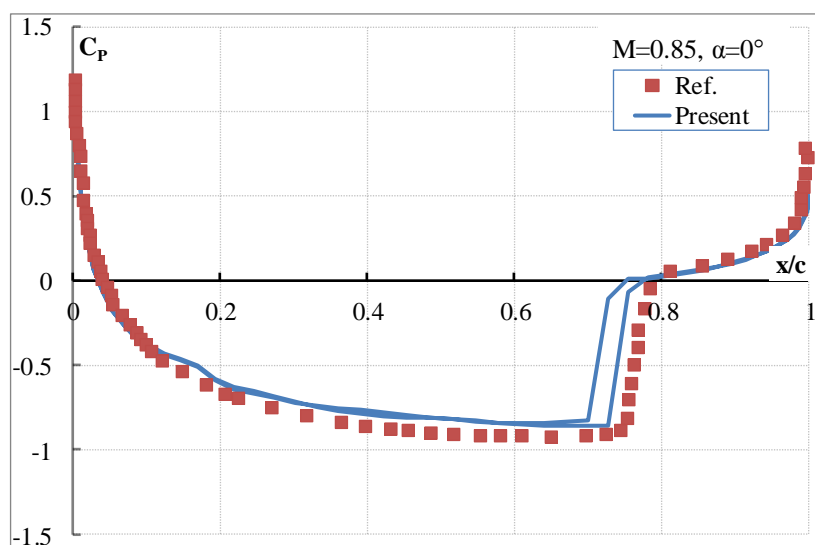
شکل ۱۱-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$



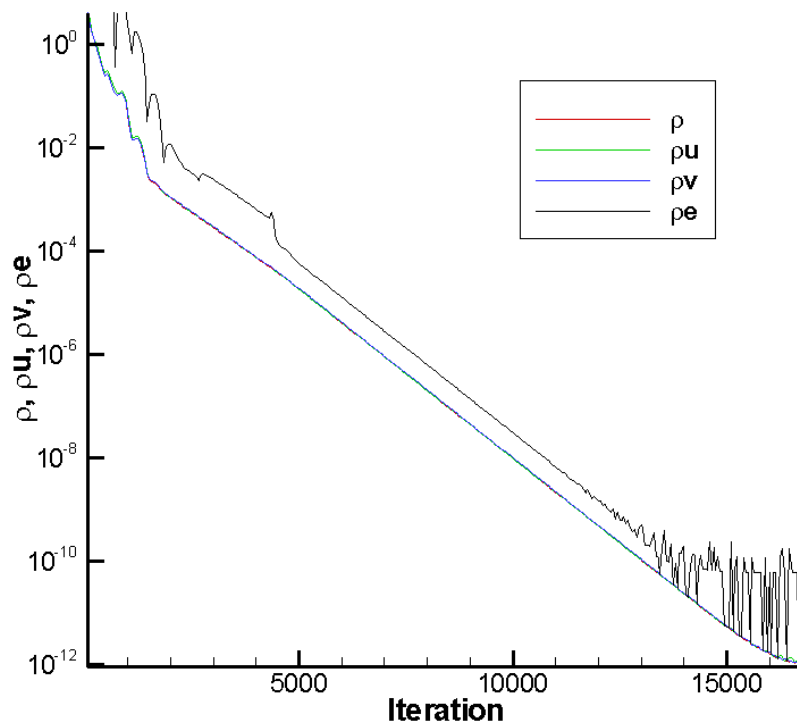
شکل ۱۲-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$



شکل ۱۳-۲ کانتور سرعت افقی و عمودی (راست و چپ)، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$



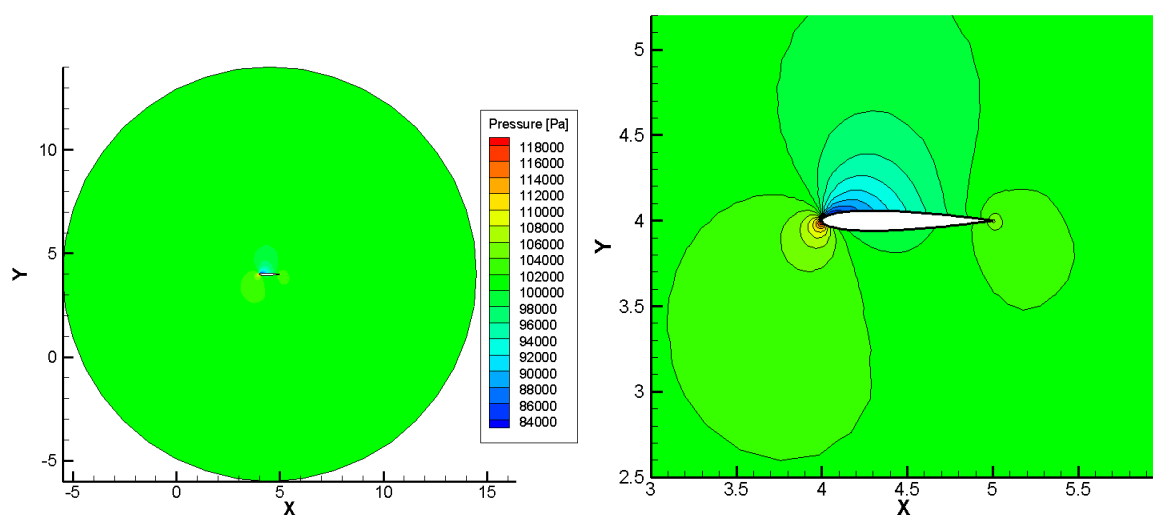
شکل ۱۴-۲ توزیع فشار معادلات اویلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$



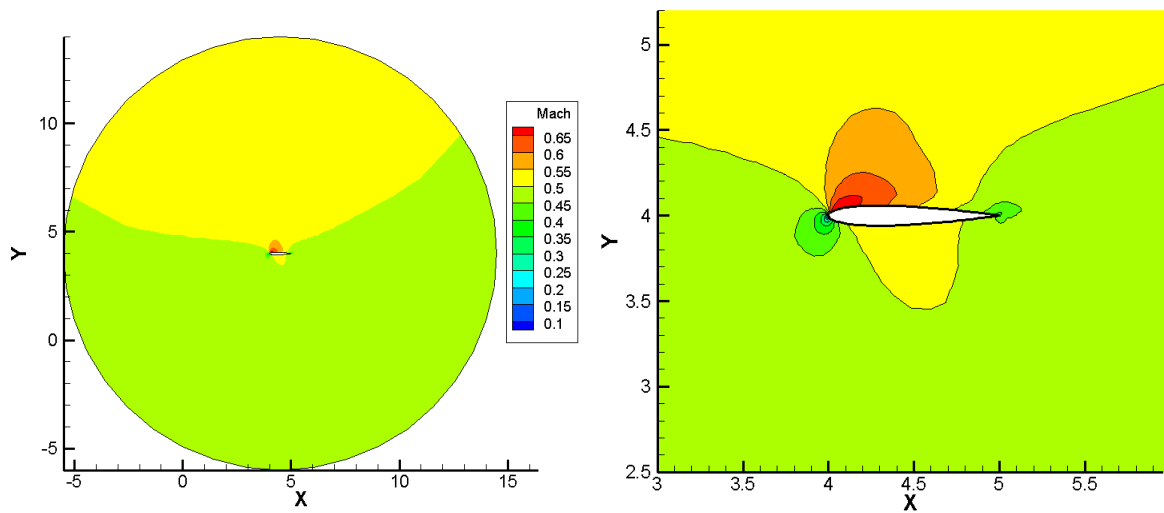
شکل ۱۵-۲ تاریخچه همگرایی، $M_\infty = 0.85, \alpha = 0^\circ$

۵.۲ ماخ ۰.۵۰ و زاویه حمله $3/5^\circ$

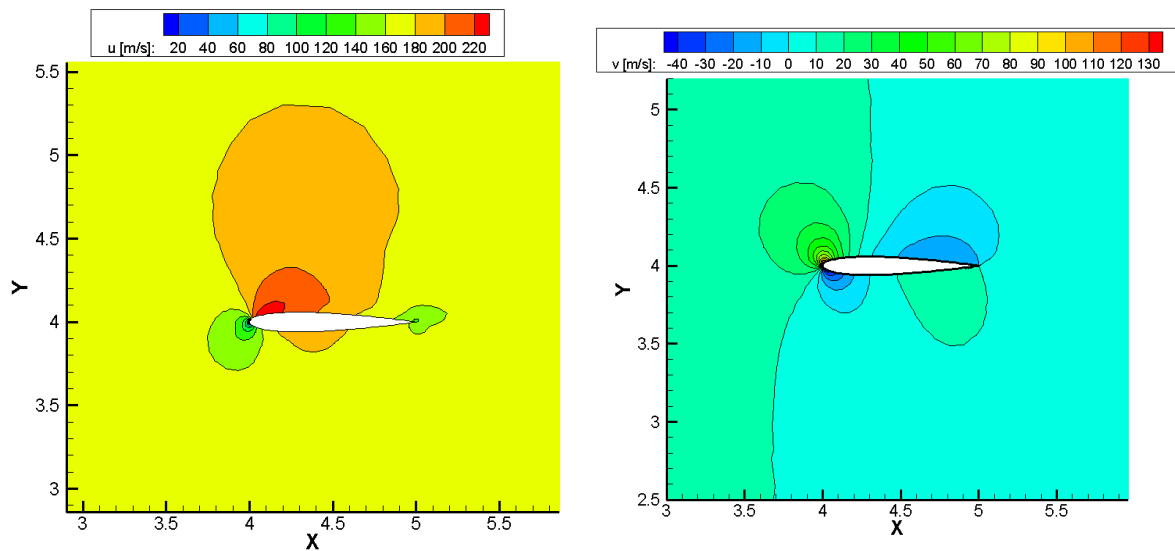
جریان در این شرایط به ماخ بحرانی نمی‌رسد و شوکی تشکیل نمی‌شود. تراکم‌پذیری نسبتاً پایین این شرایط باعث می‌شود که در محاسبه تغییرات انرژی همگرایی سریعی نداشته باشد و عملاً از مرتبه 10^{-5} کمتر نشود. همچنین برای همگرایی لازم است تا قدم‌های زمانی کوچکی انتخاب شود. شیب تغییرات فشار نیز شدیدتر از مقدار مرجع (۱) پیش‌بینی شده‌است.



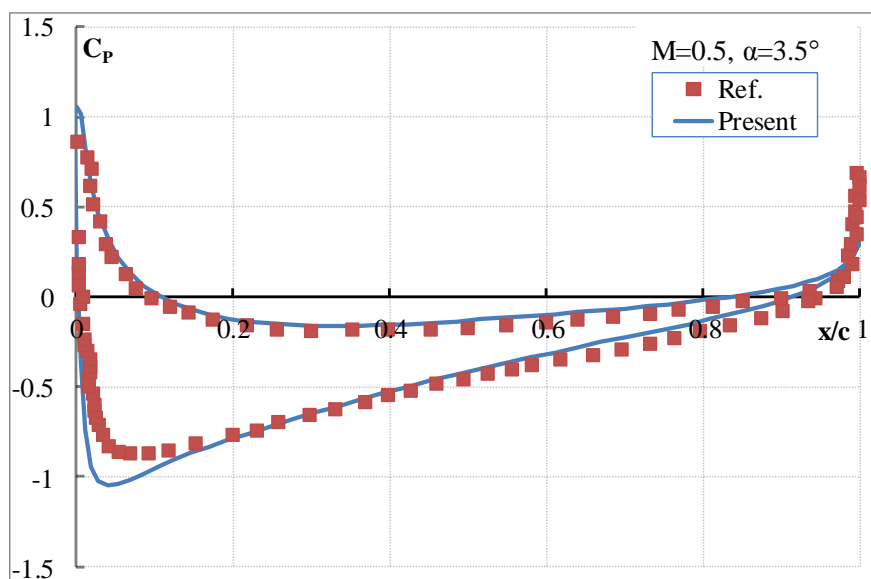
شکل ۱۶-۲ کانتور فشار، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$



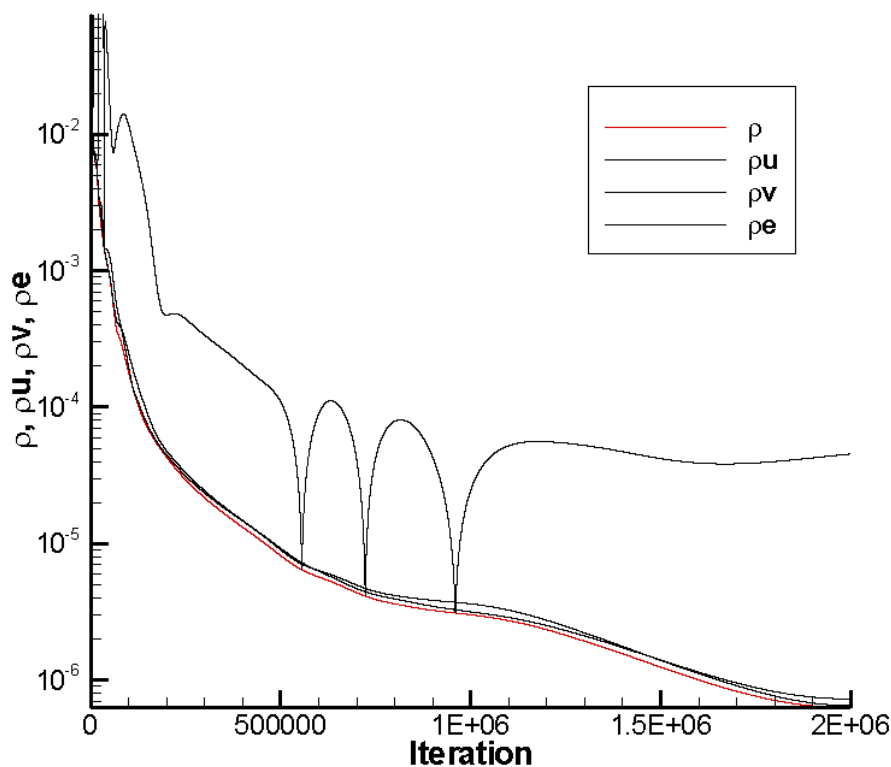
شکل ۱۷-۲ کانتور ماخ، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$



شکل ۱۸-۲ توزیع فشار معادلات اویلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$



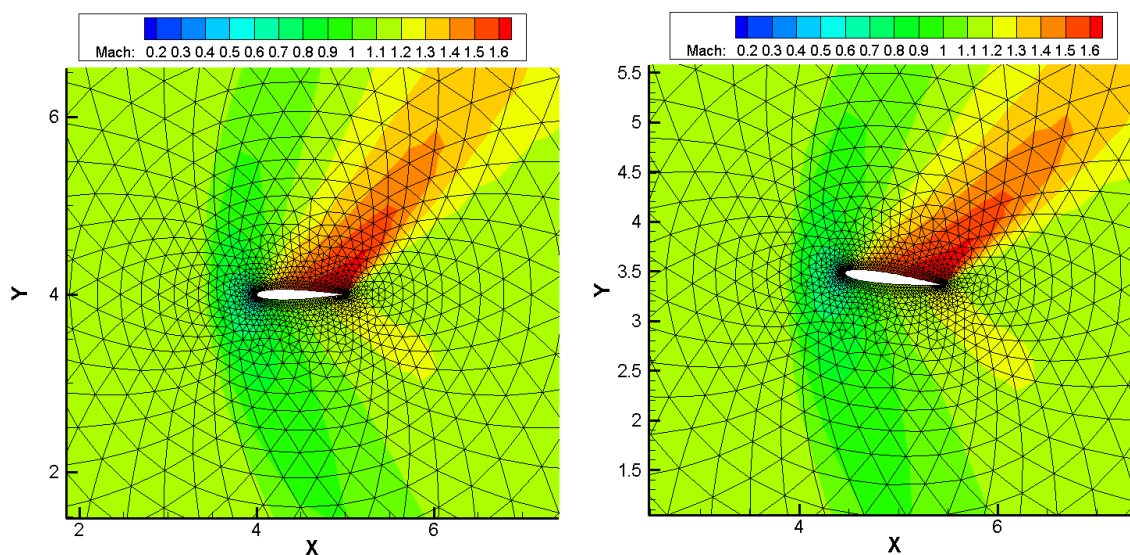
شکل ۱۹-۲ توزیع فشار معادلات اویلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$



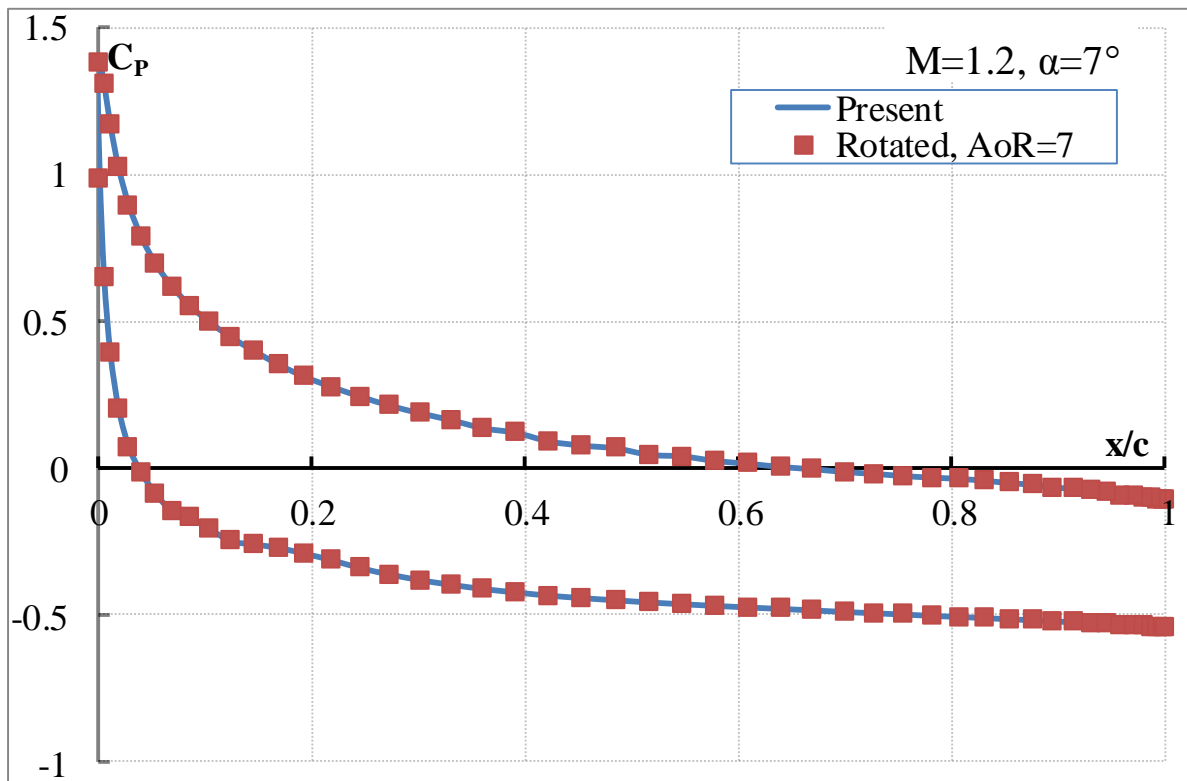
شکل ۲-۲ تاریخچه همگرایی، $M_\infty = 0.50, \alpha = 3.5^\circ$

۶.۲ مقایسه دوران هندسه

در این بخش نتایج به دست آمده از دوران هندسه به همراه شبکه با زاویه حمله معادل جریان دوردست در شرایط $M_\infty = 1.2, \alpha = 7^\circ$ مقایسه شده است. نتایج بنابر انتظار یکسان است (شکل ۲-۲۱، شکل ۲-۲۲).



شکل ۲-۲۱ کانتور ماخ شرایط معادل زاویه حمله و دوران هندسی، $M_\infty = 1.2$ (راست: $Angle\ of\ Rotation = 7^\circ$ ، چپ $\alpha = 7^\circ$)



شکل ۲-۲۲ توزیع فشار معادلات اویلر روی سطح NACA-0012، $M_\infty = 1.2$ ، $\alpha = 7^\circ$ & Angle of Rotation = 7° .

۳ مراجع

۱. جزوه درس *CFD II*. دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده هوافضا، کلاس درس *CFD II*، مدرس: دکتر کریمیان. ترم دوم ۹۱-۱۳۹۰.

2. *Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes*. **Roe, P.L.** s.l. : Journal of Computational Physics, 1981, Vol. 43.

۳. داده‌های مرجع مقایسه. دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده هوافضا، کلاس درس *CFD II*، مدرس: دکتر کریمیان.

۴ لیست فایل‌ها

لیست فایل‌های برنامه، زیرروال‌ها و توابع مورد استفاده در جدول ۴-۱ ارائه شده است.

جدول ۴-۱ فایل‌های برنامه، زیرروال‌ها و توابع

	File name	Fortran Name	Description
1	RoeSolver.f90	PROGRAM RoeSolver	Main Program
2	CFL.f90	FUNCTION dtCFL	Computed Δt of specific CFL number
3	DEG2RAD.f90	FUNCTION DEG2RAD	Convert Angle from Deg. to Radians
4	ExtractProp.f90	SUBROUTINE ExtractProp	Calculated primary variables from euler standard variables
5	Roe.f90	SUBROUTINE RoeMat FUNCTION RoeM	Roe Scheme and Roe Mean Value
6	GeomPack.f90	FUNCTION distance FUNCTION triarea SUBROUTINE NormalVector	Geometrical Calculations: 1. Two Point Distans 2. Triangle Area 3. Calculates Normal Vector
7	ResidualCheck.f90	SUBROUTINE Rescheck	Checks for residual magnitude and convergence criteria
8	EulerExp.f90	SUBROUTINE EulerExp	Calculates Euler Explicit when all three edges of cell have flux
9	InletCond.f90	SUBROUTINE Inlet SUBROUTINE RiemannInlet	Enforce Inlet Boundary Condition (Riemann or Normal)
10	Writepack.f90	SUBROUTINE Writepack	Export answers to tecplot files
11	RotateXY.f90	SUBROUTINE RotateXY	To Ratate x and y location