

سورة



دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک
پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا-آیرودینامیک

عنوان

روش پیش شرط توانی در بهبود همگرایی شبیه سازی عددی کنترل
جریان فعال در جریان های ناپایای عبوری از ایرفویل

نگارنده

احمد عسکری له داربنی

استاد راهنما

دکتر پوریا اکبرزاده

شهریور ۱۳۹۶

تقدیم

سپاس و ستایش خدای را که آثار قدرت او بر چهره روز روشن و تابان
است و انوار حکمت او در دل شب تار، در فشان. آفریدگاری که
خویشتن را به ما شناساند و درهای علم را بر ما گشود و عمری و
فرصتی عطا فرمود تا بدان، بنده ضعیف خویش را در طریق علم و
معرفت بیازماید

تشکر و قدردانی

سپاس مخصوص خداوند مهربان که به انسان توانایی و دانایی بخشید تا به بندگانش شفقت ورزد، مهربانی کند و در حل مشکلاتشان یاری‌شان نماید.

جناب آقای دکتر اکبرزاده، دلسوزی، تلاش و کوشش حضرت‌عالی در تعلیم و تربیت و انتقال معلومات و تجربیات ارزشمند در کنار برقراری رابطه صمیمی و دوستانه با دانشجویان و ایجاد فضائی دل‌نشین برای کسب علم و دانش و درک شرایط دانشجویان حقیقتاً قابل‌ستایش است. اینجانب بر خود وظیفه میدانم در کسوت شاگردی از زحمات و خدمات ارزشمند شما. نمایم استاد گران‌قدر تقدیر و تشکر.

از خداوند متعال برایتان سلامتی، موفقیت و همواره یاد دادن را مسئلت دارم

احمد عسکری له‌داربنی

شهریور

۱۳۹۶

تعهد نامه

اینجانب احمد عسکری له‌دارینی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی هوافضا گرایش
آیرودینامیک
دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه پایان‌نامه روش پیش‌شرط توانی در بهبود
همگرایی شبیه‌سازی عددی کنترل جریان فعال در جریان‌های ناپایای عبوری از ایرفویل تحت راهنمایی
دکتر پوریا اکبرزاده متعهد می‌شوم.

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش‌های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه شاهرود می‌باشد و مقالات مستخرج با نام "دانشگاه صنعتی شاهرود" و یا "Shahrood University of Technology" به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده‌اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می‌گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت‌های آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه‌های رایانه‌ای، نرم افزارها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

چکیده

توسعه‌ی نسل جدید اشیاء پرنده با قابلیت مانور بالا، گردش و چرخش در زوایای حمله بالاتر به سیستم‌های مؤثری برای کنترل جریان ناپایای ایجادشده روی بال نیازمند است. این امر بر پایه فهم رفتار ناپایای جریان می‌باشد. از سوی دیگر با افزایش روزافزون استفاده از پهپادها در زمینه‌های نظامی و کاوش در مناطقی که استفاده از اجسام پرنده با ابعاد بزرگ امکان‌پذیر نیست، نیاز به مطالعه در این زمینه و بهبود عملکرد آیرودینامیکی این اجسام ضروری می‌باشد. از آنجاکه اثرات ناپایا با کاهش ابعاد جسم تقویت می‌گردد، کنترل جریان روی این سطوح یکی از روش‌های افزایش عملکرد آیرودینامیکی است. طراحی و بهینه‌سازی اجسام آیرودینامیکی امری هزینه‌بر و طاقت‌فرسا است. این مشکلات تأکیدی بر نقش مهم شبیه‌سازی عددی برای کاهش مشکلات آزمایشگاهی است. پیش‌بینی شرایط جریان پیچید، نیازمند استفاده از یک روش عددی مناسب دارای دقت و سرعت قابل‌قبول می‌باشد. از این‌رو در این پایان‌نامه یک برنامه‌ای محاسباتی برای حل معادلات حاکم در این رژیم جریان تدبیر شده است. کد حاضر از روش معروف حجم محدود مرکزیت سلول جیمسون به همراه یک روش پیش‌شرط توانی پیشرفته برای حذف لختی موجود در معادلات حاکم استفاده می‌کند. برای دستیابی به جواب حالت پایا معادلات به کمک روش رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای به همراه گام زمان محلی در زمان پیمایش می‌کند. برای مسائل ناپایا یک الگوریتم ضمنی دوزمانه به کار گرفته شده است. شبیه‌سازی‌های عددی فراوانی روی ایرفویل‌ها شامل شبیه‌سازی جریان‌های آرام/آشفته در اعداد رینولدز مختلف $2 \times 10^6 < Re < 800$ ، مقایسه‌ی روش‌های پیش‌شرط مختلف و تأثیر کمیت‌های کنترل مکش-دمش مانند موقعیت جت (L_j)، اندازه مکش/دمش (A_j) و زاویه مکش/دمش (θ_j) انجام شده است. همچنین یک روش شتاب‌دهنده‌ی سرعت همگرایی برای اولین بار معرفی گردیده و دقت آن مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند الگوریتم حاضر قادر به شبیه‌سازی رژیم‌های جریان مختلف از جریان‌های آرام تا جریان‌های آشفته با و بدون کنترل جریان فعال می‌باشد. نتایج حاصل نشان می‌دهند، در خصوص کنترل جریان فعال روی ایرفویل به کار بردن مکش نزدیک لبه

حمله دارای عملکرد بهتر است. همچنین هیچ تفاوت چشمگیری بین مکش با زوایای ۳۰ و ۹۰ درجه مشاهده نشد. همچنین دمش با زاویه ۳۰ درجه در نزدیکی لبه فرار دارای عملکرد مناسبتری است و به زاویه دمش نیز حساس تر می باشد. همچنین ذکر این موضوع مفید می باشد که دمش با زاویه ۳۰ درجه بر دمش با زاویه ۹۰ درجه در بهبود نسبت ضرایب برا به پسای متوسط دارای برتری می باشد (در بعضی موارد با توجه در نظر گرفتن Lz و Az یکسان این مقدار تا حدود ۴۰ درصد است).

واژگان کلیدی: کنترل جریان فعال، جریان آشفته، پیش شرط توانی، روش رانگ-کوتای چهار

مرحله‌ای

فهرست مطالب

فهرست شکل‌ها	ت
فهرست جدول‌ها	ح
فهرست نشانه‌ها	خ
فصل ۱ مقدمه	۱
۱-۱- کنترل جریان	۱
۲-۱- اهداف پایان‌نامه	۷
۱-۲-۱ مروری بر فصل‌های پایان‌نامه	۸
فصل ۲ مدل‌سازی آشفتگی	۹
۱-۲- مقدمه	۹
۲-۲- تقسیم‌بندی مدل‌های آشفتگی	۱۰
۳-۲- مدل‌های آشفتگی RANS/URANS	۱۱
۱-۳-۲ مدل‌های صفر معادله‌ای و یک معادله‌ای	۱۱
۲-۳-۲ مدل‌های دو معادله‌ای	۱۲
۴-۲- مدل آشفتگی $k - \omega$ BSL	۱۴
فصل ۳ معرفی مسئله، روابط حاکم، الگوریتم حل مسئله، گسسته‌سازی عددی	۱۷
۱-۳- پیش‌شرط‌سازی جریان غیرلزج تراکم‌ناپذیر	۱۷
۲-۳- گسسته‌سازی	۲۲
۳-۳- شرایط مرزی	۲۵
فصل ۴ نتایج عددی	۲۹
۱-۴- استقلال از شبکه و اعتبارسنجی	۳۰
۲-۴- جریان ناپایای روی سطح ایرفویل NACA ۰۰۱۲ بدون کنترل جریان	۳۳
۳-۴- تاثیر مکش روی مشخصه‌های جریان	۳۵
۴-۴- تاثیر دمش روی مشخصه‌های جریان	۳۸
۵-۴- تاثیر پیش‌شرط توانی در بهبود همگرایی شبیه‌سازی عددی	۴۵
۶-۴- جریان تراکم‌ناپذیر پایای آشفته	۴۶
۷-۴- استقلال از شبکه	۴۷
۱-۷-۴ اعتبارسنجی و بررسی پیش‌شرط توانی	۴۷

۵۱۲-۷-۴ تاثیرات عددی کنترل جریان فعال
۵۴۸-۴ افزایش سرعت حل برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر پایا و ناپایا
۵۷۱-۸-۴ روش SSM
۷۰فصل ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادها
۷۰۱-۵ بحث و نتیجه‌گیری
۷۲۲-۵ پیشنهادها
۷۴مراجع

فهرست شکل‌ها

شکل ۱-۳: کمیت‌های کنترل مکش و دمش ۲۶

شکل ۲-۳: نمایی نزدیک از شبکه محاسباتی اطراف ایرفویل ۲۷

شکل ۱-۴: مطالعه استقلال حل از شبکه اطراف ایرفویل $NACA_{0012}$, $Re = 800$, $AOA = 20$ ۳۱

شکل ۲-۴: مقایسه تغییرات زمانی ضرایب برا و پسا روی ایرفویل $NACA_{0012}$ در زاویه حمله $AOA = 20$ و عدد رینولدز $Re = 800$ الف: ضریب برا ب: ضریب پسا. ۳۱

شکل ۴-۴: خطوط جریان روی ایرفویل $NACA_{0012}$ برای یک دوره از نوسان در زاویه حمله $AOA = 20$ الف: خطوط جریان متناسب با مقدار بیشینه ضریب برا ب: خطوط جریان متناسب با مقدار کمینه ضریب برا ۳۴

شکل ۵-۴: خطوط جریان روی ایرفویل $NACA_{0012}$ برای $Re = 800$ الف: خطوط جریان متناسب با $AOA = 20$ ب: خطوط جریان متناسب با $AOA = 15$ ج: خطوط جریان متناسب با $AOA = 12$ ۳۵

شکل ۶-۴: تأثیر مکش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.7$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ الف: $\theta_j = -90$ ب: $\theta_j = -30$ ۳۷

شکل ۷-۴: تأثیر مکش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.3$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ الف: $\theta_j = -90$ ب: $\theta_j = -30$ ۳۷

شکل ۸-۴: تأثیر مکش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.1$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ الف: $\theta_j = -90$ ب: $\theta_j = -30$ ۳۸

شکل ۹-۴: خطوط جریان روی ایرفویل در زمان ۲۰ الف: خطوط جریان برای $AOA = 12$ و بدون کنترل جریان ب: خطوط جریان برای $AOA = 12$, $L_j = 0.1$, $A_j = 0.5$ و $\theta_j = -90$ ج: خطوط جریان برای $AOA = 20$ و بدون کنترل جریان د: خطوط جریان برای $AOA = 20$, $L_j = 0.3$, $A_j = 0.3$ و $\theta_j = -90$ ۳۹

شکل ۱۰-۴: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان در $AOA = 15$ با استفاده از مکش با قدرت $A_j = 0.5$ در سه مکان $L_j = 0.1, 0.3, 0.7$ الف: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان بدون کنترل جریان ب: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.7$ ج: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.3$ د: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.1$ ۴۰

شکل ۱۱-۴: تأثیر دمش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.7$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ الف: $\theta_j = 90$ ب: $\theta_j = 30$ ۴۱

شکل ۴-۱۲: تأثیر دمش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.3, 0.1, 0.1, 0.3, 0.5$ الف: $\theta_j = 90$ ب: $\theta_j = 30$ ۴۲

شکل ۴-۱۳: تأثیر دمش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.1, 0.1, 0.3, 0.5$ الف: $\theta_j = 90$ ب: $\theta_j = 30$ ۴۲

شکل ۴-۱۴: خطوط جریان روی ایرفویل در زمان ۲۰ الف: خطوط جریان برای $AOA = 12$ و بدون کنترل جریان ب: خطوط جریان برای $AOA = 12, L_j = 0.7, A_j = 0.5$ و $\theta_j = 30$ ج: خطوط جریان برای $AOA = 20$ و بدون کنترل جریان د: خطوط جریان برای $AOA = 20, L_j = 0.1, A_j = 0.5$ و $\theta_j = 30$ ۴۳

شکل ۴-۱۵: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان در $AOA = 15$ با استفاده دمش با قدرت $A_j = 0.5$ در سه مکان $L_j = 0.1, 0.3, 0.7$ الف: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان بدون کنترل جریان ب: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.7$ ج: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.3$ د: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.1$ ۴۴

شکل ۴-۱۶: مقایسه تأثیر پیش شرط توانی در همگرایی شبیهسازی عددی کنترل جریان عبوری از ایرفویل ۴۵

شکل ۴-۱۷: تأثیر پیش شرط توانی در بهبود همگرایی شبیهسازی عددی کنترل جریان عبوری از ایرفویل ۴۶

شکل ۴-۱۸: توزیع ضریب فشار جریان آشفته روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ الف: $Re = 2.88 \times 10^6$ و $AOA = 0.0$ ب: $Re = 2.88 \times 10^6$ و $AOA = 10.8$ ج: $Re = 0.5 \times 10^6$ و $AOA = 6$ ۴۸

شکل ۴-۱۹: توزیع ضریب فشار جریان آشفته روی ایرفویل s۸۰۹ الف: $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 1.02$ ب: $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 9.22$ ج: $Re = 1 \times 10^6$ و $AOA = 12.02$ ۴۹

شکل ۴-۲۱: تأثیر تراکم پذیری مصنوعی و روش‌های پیش شرط مختلف روی سرعت همگرایی جریان روی ایرفویل s۸۰۹ در $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 12.02$ الف: SAC, SPM, MPM و LPM ب: LPM $(\sigma = 2(1 - Ap)n)$ ج: LPM $(\sigma = 2(1 - Au)m)$ ۵۱

شکل ۴-۲۲: تغییر توزیع ضریب فشار این دو نمونه کنترل جریان به کمک دمش به همراه نمونهی بدون اعمال کنترل جریان بر روی ایرفویل s۸۰۹ در $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 20.15$ ۵۲

شکل ۴-۲۳: تغییر تابع ترکیب موجود در این مدل BSL ($F1$) با اعمال دمش الف: تابع ترکیب بدون اعمال کنترل جریان ب: تابع ترکیب در صورت اعمال کنترل جریان ۵۳

شکل ۴-۲۴: خطوط جریان روی ایرفویل با و بدون دمش الف: خطوط جریان روی ایرفویل بدون کنترل جریان ب: خطوط جریان روی ایرفویل به همراه کنترل جریان (دمش) ۵۳

شکل ۴-۲۵: توزیع μt روی ایرفویل با و بدون دمش الف: توزیع μt روی ایرفویل بدون کنترل جریان ب: توزیع μt روی ایرفویل به همراه کنترل جریان (دمش) ۵۴

شکل ۴-۲۶: الف: نواحی پایداری برای رانگ-کوتای سه (نقطه چین) و چهار (خط ممتد) مرحله‌ای ب: نواحی پایداری برای رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای (خط ممتد) و ناحیه بیضی شکل (خط چین) روش SSM ۶۱

شکل ۴-۲۷: الف: تأثیر مقادیر مختلف ضرایب اضمحلال مصنوعی (نقطه چین) $0.0003 = \mu_2$ ب: تأثیر مقادیر مختلف (نقطه چین) 0.6 و (خط نقطه) 0.5 ، (خط چین) $\lambda = 0.4$ ج: (خط چین) 0.4 و (خط نقطه) 0.3 ، (خط چین) $\varepsilon = 0.02$ ۶۱

شکل ۴-۲۸: تأثیر روش SSM روی دقت و نرخ همگرایی جریان پایا روی ایرفویل NACA۴۴۰۴ در عدد رینولدز $Re = 400$ الف: توزیع ضریب فشار روی سطح برای 6 و 2 $AOA =$ ب: تاریخچه همگرایی برای $AOA = 6$ ۶۳

شکل ۴-۲۹: مقایسه تغییرات زمانی مؤلفه سرعت عمودی در دونقطه پشت ایرفویل NACA۰۰۱۲ در زاویه حمله $AOA = 20$ و عدد رینولدز $Re = 800$ الف: $x = 1.1$ $y = 0.0$ ب: $x = 0.0$ $y = 0.0$ ۶۳

شکل ۴-۳۰: تأثیر SSM روی سرعت همگرایی برای کمیت‌های هموارسازی مختلف در جریان پایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در عدد رینولدز $Re = 800$ و $AOA = 10$ (بدون کنترل فعال جریان) ۶۵

شکل ۴-۳۲: تأثیر SSM روی دقت حل و سرعت همگرایی در جریان پایا روی ایرفویل NACA۴۴۰۴ در $Re = 2000$ و $AOA = 6$ (به همراه کنترل فعال جریان $Aj = 0.1$) الف: توزیع ضریب فشار روی ایرفویل ب: تاریخچه همگرایی ۶۶

شکل ۴-۳۳: مقایسه سرعت عمودی و کانتور سرعت افقی روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA = 12$ (به همراه کنترل فعال جریان $Aj = 0.5$ و $\theta_j = 90$ ، $Lj = 0.7$) الف: تغییرات مؤلفه سرعت عمودی در $(1.1, 0.0)$ ب: تغییرات مؤلفه سرعت عمودی در $(2.0, 0.0)$ ج: کانتور سرعت افقی روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ شبیه‌سازی شده توسط روش SSM د: کانتور سرعت افقی روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ شبیه‌سازی شده توسط نرم‌افزار FLUENT ۶۷

فهرست جدول‌ها

- جدول ۱-۴: بررسی استقلال از شبکه، ضرایب برا و پسا برای جریان پایای عبوری از ایرفویل NACA۴۴۰۴ در $Re = 400$ ۳۰
- جدول ۲-۴: کمیت‌های کنترل جریان فعال روی سطح ایرفویل در رینولدز $Re = 800$ ۳۲
- جدول ۳-۴: درصد بهبود همگرایی حل با افزایش توان در معادله پیش‌شرط توانی ۴۶
- جدول ۴-۴: مطالعه استقلال از شبکه: ضریب برآی جریان آشفته روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 0.5 \times 10^6$ و $AOA = 6$ ۴۷
- جدول ۵-۴: ضرایب al برای رانگ-کوتای سه و چهار مرحله‌ای ۵۷
- جدول ۶-۴: افزایش سرعت همگرایی برای جریان پایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA =$ (بدون کنترل فعال جریان) برای سه مقدار متفاوت از کمیت هموارساز ۶۵
- جدول ۷-۴: تأثیر مقادیر کمیت هموارساز روی دقت نتایج پایای جریان عبوری از NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA = 10$ (بدون کنترل فعال جریان) ۶۵
- جدول ۸-۴: درصد بهبود همگرایی روش SSM برای $\epsilon = 0.03$ در شبیه‌سازی جریان پایا (به همراه کنترل فعال جریان $Aj = 0.1$) ۶۶
- جدول ۹-۴: درصد بهبود همگرایی روش SSM برای $\epsilon = 0.03$ در شبیه‌سازی جریان ناپایا ۶۷

فهرست نشانه‌ها

m^2	A	مساحت حجم کنترل
	A_p	حس گر فشار محلی
	A_u	حس گر سرعت محلی
	A_j	قدرت مکش/دمش
	C_L	ضریب برا
	C_D	ضریب پسا
	CFL	عدد کورانت
	d	جملات اتلافی
	d_j	پهنای جت
	F_γ	تابع ترکیب
	G	تابع شار جریان
	k	انرژی جنبشی آشفتگی
m	L	طول

	L_z	مکان قرارگیری جت
	N	تعداد سلول‌های فضای محاسباتی
$\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$	p	فشار
$\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$	p_∞	فشار جریان آزاد
	Res	نرم باقیمانده
	Re	عدد رینولدز
s	t	زمان
ms^{-1}	U	سرعت جریان آزاد
ms^{-1}	u	سرعت در راستای محور افقی
ms^{-1}	u_∞	سرعت جریان آزاد در راستای افقی
ms^{-1}	v	سرعت در راستای محور عمودی
ms^{-1}	v_∞	سرعت جریان آزاد در راستای عمودی
m	x	مولفه محور طولی

m	y	مولفه محور عمودی
	β	ضریب تراکم‌پذیری مصنوعی
s	Δt	گام زمان حقیقی
s	$\Delta \tau$	گام زمان مجازی
	ε_2	ضریب لزجت مصنوعی
	ε_4	ضریب اتلاف مصنوعی
	θ_j	زاویه اعمال مکش/دمش
$\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$	μ	لزجت دینامیکی
$\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$	μ_t	لزجت آشفتگی
kgm^{-3}	ρ	چگالی
	σ	ضریب پیش شرط
$\text{kgs}^{-2}\text{m}^{-1}$	τ	تانسور تنش
s^{-1}	ω	فرکانس آشفتگی
	Π^{-1}	ماتریس پیش شرط
	ζ	

فصل ۱ مقدمه

۱-۱- کنترل جریان

با توسعه تئوری لایه‌مرزی توسط پرانتل در سال ۱۹۰۴ استفاده از کنترل جریان روی جسم برای بهبود عملکرد آن به امری متداول در تحقیقات علمی مرتبط با بهبود عملکرد در علوم آیرودینامیکی مبدل گردید. روش‌های فراوانی برای کنترل جریان روی ایرفویل‌ها ابداع گردید که عملکرد آن‌ها برای رژیم‌های جریانی و ایرفویل‌های مختلف می‌تواند متفاوت باشد. به‌طور کلی کنترل جریان را می‌توان به دودسته طبقه‌بندی کرد: ۱- غیرفعال ۲- فعال. کنترل غیرفعال جریان با تغییر در هندسه ایرفویل و یا ایجاد ناهم‌واری روی آن صورت می‌گیرد. این روش نیازمند هیچ‌گونه نیروی کمکی نبوده و دائمی است. از معایب این روش می‌توان به عدم اختیار در غیرفعال سازی کنترل جریان اشاره کرد. از مزایای این روش اعمال آسان آن روی ایرفویل می‌باشد. روش فعال نیازمند مصرف انرژی و قابل کنترل می‌باشد. از جمله روش‌های فعال می‌توان به روش‌های مکش و دمش روی ایرفویل اشاره کرد. در

سال‌های گذشته تحقیقات وسیعی در زمینه کنترل جریان به کمک مکش و دمش صورت گرفته است که به چند مورد آن اشاره می‌شود.

پاپلتن [۱] در سال ۱۹۵۵ تأثیر استفاده از مکش و محیط متخلخل در لبه حمله روی عملکرد آیرودینامیکی یک بال عقب‌گرد با زاویه ۴۰ درجه را مورد بررسی قرار داد. در این مطالعه نشان داده شد که عملکرد بال به متخلخل بودن لبه حمله وابسته است و افزایش نیروی برا در اعداد رینولدز پایین در مقیاس بزرگ اقتصادی نخواهد بود مگر اینکه تخلخل در لبه حمله اصلاح شود. همچنین در این مطالعه پهنای شیار مکش عاملی مهم در به‌صرفه بودن این روش دانسته شد. گرگوری و همکاران [۲] در سال ۱۹۵۸ از مکش روی ایرفویل برای آرام نگاه‌داشتن جریان استفاده کردند. در این مطالعه به این موضوع پرداخته شد که در اعداد رینولدز بالا به کمک مکش می‌توان لایه‌مرزی را آرام نگاه داشت. از جمله تلاش‌ها برای حفظ جریان آرام روی ایرفویل به کمک روش‌های فعال و غیرفعال می‌توان به مراجع [۳-۶] اشاره کرد. مولر و باتیل [۷] در سال ۱۹۸۲ جدایش جریان آرام و اتصال مجدد گذرا و آشفته روی ایرفویل دوبعدی ۰۱۸-۶۶۳ NACA را به‌صورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. در این مقاله ایرفویل با سطح صاف با مدلی مشابه ولی با سطحی ناهموار مقایسه شد. همچنین با اعمال امواج صوت با فرکانس ۱۰۰-۲۰۰۰ هرتز تغییرات جریان را با مدل ایرفویل ناهموار مقایسه کرده و در آن نشان داده شد که ناهمواری روی سطح و همچنین تحریک صوتی، توسعه لایه‌مرزی و عملکرد ایرفویل را تغییر می‌دهند. همچنین نشان داده‌شده است که ایجاد ناهمواری در لبه حمله در مقایسه با مدل صاف دارای سرعت بیشتری در افزایش نیروی برآ، تشکیل زودتر حباب جدایش و حداکثر برآی کم‌تر می‌باشد. آلفای و آکاریا [۸] در سال ۱۹۹۶ کنترل جدایش جریان ناپایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ به کمک مکش و تغییرات فشار ناپایا روی آن در عدد رینولدز $10^5 \times 1/1$ را مورد بررسی قرار دادند. در این مقاله نشان داده شد که برای حذف کامل گردابه از روی ایرفویل یافتن یک مقدار مکش بهینه کافی بوده و افزایش بیشتر مقدار مکش تأثیری روی میدان جریان یا توزیع فشار ندارد. در

مقابل، اعمال مقدار مکش کمتر از این مقدار بهینه، منجر به تشکیل گردابه شده که مقدار و اندازه آن با قدرت مکش اعمال شده تغییر می‌کند.

یانگ گواوی و همکاران [۹] در سال ۱۹۹۷ تأثیر مکش و دمش روی ایرفویل با زاویه حمله بالا در عدد رینولدز 5×10^5 را به صورت عددی برای سیال تراکم‌ناپذیر بررسی نمودند. از نتایج به دست آمده در این تحقیق می‌توان به این موضوع اشاره کرد، هنگامی که فرکانس وارد شده به جریان از طریق مکش یا دمش پریودیک برابر با نیمی از فرکانس طبیعی گردابه عبوری از ایرفویل بدون دمش باشد منجر به بهبود عملکرد ایرفویل می‌شود. ویور و همکاران [۱۰] در سال ۲۰۰۴ تأثیرات دمش بر روی ایرفویل VR-۷ در عدد رینولدز 1×10^5 را به صورت آزمایشگاهی مورد مطالعه قرار دادند. در این مطالعه نشان داده شد، دمش پایا از ترکیدن حباب جدایش در لبه حمله جلوگیری می‌کند که این باعث افزایش برآ و دفع واماندگی می‌شود. هوانگ و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۰۴ مطالعه جامعی در مورد کنترل جریان با استفاده از مکش و دمش روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در عدد رینولدز $10^5 \times 5$ در زاویه حمله ۱۸ درجه انجام دادند. اندازه، زاویه و مکان دمش و مکش با مقادیر مختلف بررسی شد. در این مطالعه جامع نتایج بسیار مفیدی به دست آمد که به مواردی از آن اشاره می‌شود. مکش عمود بیش‌ترین تأثیر را روی افزایش ضریب برآ دارد. تغییر فشار در نزدیکی ناحیه لبه حمله قابل توجه است و مکش در لبه حمله در مقایسه با مکش در پایین دست، فشار سطح بالایی ایرفویل را به صورت مؤثرتری تغییر می‌دهد و برآ با افزایش مکش بیشتر از مقدار ۰/۰۱، افزایش می‌یابد. دمش در لبه حمله اثری معکوس داشته و باعث کاهش برآ و به صورت هم‌زمان افزایش پسا می‌شود. در این مطالعه نشان داده شد دو مکان دمش در فاصله‌ی ۰/۳۷۱ و ۰/۸ از وتر برای افزایش بهتر نیروی برآ وجود دارد که اولی حباب جداشونده و دومی گردش گردابه در لبه فرار را تحت تأثیر قرار می‌دهد. همچنین این موضوع ذکر شد که مقادیر بالای جت در مکش مؤثرتر و برای مقادیر کم‌تر جت در پایین دست دمش مماسی مفیدتر خواهد بود.

ابدو و ماتیسکو [۱۲] در سال ۲۰۰۵ جریان پایا روی ایرفویل‌ها در اعداد رینولدز بسیار پایین بین ۴۰۰ و ۶۰۰۰ را به صورت عددی مورد مطالعه قرار دادند. در مقاله به این موضوع اشاره می‌شود که افزایش ماکزیمم ضخامت در ایرفویل منجر به کاهش شیب منحنی برا در ناحیه آرام می‌شود. همچنین اطلاعاتی در مورد مکان‌های جدایش و اتصال جریان در ایرفویل‌های مختلف و تأثیرات عدد رینولدز، زاویه حمله، ماکزیمم ضخامت و انحنا بر آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین به این موضوع اشاره می‌شود که افزایش انحنای ایرفویل در اعداد رینولدز پایین باعث افزایش عملکرد آن می‌شود اگرچه در جریان‌های با اعداد رینولدز بسیار پایین افزایش قوس منجر به جدایش زودتر در لبه فرار می‌گردد. موارد اشاره شده توسط این تحقیق برای اعمال در روش کنترل جریان غیرفعال قابل کاربرد می‌باشد. شجاعی فرد و همکاران [۱۳] در سال ۲۰۰۵ کنترل جریان روی ایرفویل با استفاده از چهار شکاف مکش و دمش را در ماخ ۰/۱۵ انجام دادند. در این مقاله نشان داده شد که مکش در لبه فرار می‌تواند ضریب برا را به طور قابل توجهی افزایش دهد. در مقابل دمش باعث کاهش ضریب برا شده ولی ضریب اصطکاک سطح را کاهش می‌دهد. نویسنده در ادامه به این موضوع اشاره می‌کند که بهتر است از دمش در زمانی که کاهش اصطکاک سطح از افزایش برا مهم‌تر باشد استفاده شود. در این مطالعه نشان داده شد در زاویه حمله ۵ درجه مکش باعث افزایش ۱۰ درصدی ضریب برا می‌شود.

رولان و همکاران [۱۴] در سال ۲۰۰۶ بررسی عددی کنترل جریان بال‌های لبه تیز با استفاده از دمش ناپایا را انجام دادند. در این مطالعه نشان دادند، مقادیر مطالعه شده‌ی دمش ناپایا در لبه حمله، بر روی برا تأثیر مثبت دارد ولی با افزایش زاویه حمله تأثیر این مقادیر مکش کم‌رنگ‌تر می‌شود. همچنین نسبت ضریب برا به پسا با وجود افزایش برا افزایش چندانی نکرده که دلیل آن را می‌توان در افزایش متقابل ضریب پسا دانست. گردابه روی ایرفویل فشار روی ایرفویل را کاهش می‌دهد که این امر باعث ایجاد نیروی رو به بالا می‌شود، اما این نیرو عمود بر سطح می‌باشد و با افزایش زاویه حمله مولفه نیروی عمود در جهت پسا افزایش و در مقابل مولفه برا کاهش می‌یابد. سردار گنک و اونور کاینک [۱۵] در سال ۲۰۰۹ جریان گذرا با عدد رینولدز پایین $10^5 \times 2$ روی ایرفویل NACA۲۴۱۰ با

استفاده از مکش و دمش بررسی کردند که حباب جداشونده روی این ایرفویل تقریباً در ۳۰ درصد وتر صورت می‌گیرد و نشان داده شد که مدل‌های SST و K_{ω} و $k-k_l$ به صورت دقیقی مکان حباب جداشونده را پیش‌بینی می‌کنند. همچنین نشان داده شد مکش نسبت به دمش برای حذف حباب جدایش مناسب‌تر است. محمد مسعود و فرهاد حسین [۱۶] در سال ۲۰۱۰ کنترل جدایش جریان روی ایرفویل NACA۲۴۱۵ به کمک مکش و دمش در زوایای حمله و فرکانس‌های مختلف به صورت آزمایشگاهی مورد مطالعه قرار دادند. در این مطالعه به این موضوع اشاره می‌شود، استفاده از مکش و دمش باعث افزایش قابل توجهی در ضریب برآ و کاهش پسا و در نتیجه افزایش کمیت عملکرد وسیله پرنده (نسبت برآ به پسا) و همچنین بهبود نقطه واماندگی می‌شود. لیو و همکاران [۱۷] در سال ۲۰۱۰ بررسی عددی کنترل جریان با ترکیب دمش-مکش روی ایرفویل RAE۲۸۲۲ در ماخ ۰/۳ و عدد رینولدز $10^6 \times 3/4$ انجام دادند. در این مقاله ذکر شده است زمانی که پهنای شیار مکش کوچک‌تر از ۰/۳ میلی‌متر باشد تاخیر در حالت گذرای جریان به وجود خواهد آمد. برای بهبود تاثیر کاهش نیروی پسا، دو روش مکش و دمش با یکدیگر ترکیب شده به گونه‌ای که مکش در لبه حمله و دمش در لبه فرار انجام می‌شود که از مکش برای گسترش جریان آرام روی ایرفویل و از میکرودمش برای کاهش پسای اصطکاکی آشفته با تغییر در ناهمواری سطح و توزیع سرعت نزدیک دیوار استفاده می‌شود. اگر مقدار مکش از یک مقدار مشخص بحرانی بیشتر شود پسای اصطکاکی آشفته کاهش می‌یابد ولی در مقابل پسای اصطکاکی آرام افزایش می‌یابد به گونه‌ای که پسای اصطکاکی کلی در حالت کنترل جریان بیشتر از حالت بدون کنترل می‌شود ولی اگر مقدار مکش از این مقدار معین بحرانی کم‌تر باشد کاهش پسای اصطکاکی آشفته از افزایش پسای اصطکاکی آرام بیشتر شده و پسای اصطکاکی کل در حالت کنترل جریان نسبت به پسای اصطکاکی کل در حالت بدون کنترل کم‌تر خواهد بود. نتایج نشان داد که در عدد رینولدز $10^6 \times 3/4$ برای ایرفویل با مکش، پسای کل ۳ درصد و برای ایرفویل با ترکیب دمش-مکش ۱۶ درصد خواهد بود.

گاردنر و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۱۱ استفاده از جت دمش برای کنترل واماندگی دینامیکی ایرفویل OA۲۰۹ در ماخ ۰/۳۱ و عدد رینولدز $10^6 \times 1/16$ را به صورت عددی بررسی کردند. در این روش از دمش عمودی و مماسی برای متصل نگاه داشتن جریان روی ایرفویل و کاهش قدرت گردابه واماندگی دینامیکی استفاده شده است. همچنین محدود ساختن جدایش با دمش عمودی ذکر شده و رفتار هر کدام مورد بررسی قرار گرفته است. پاتریک تک [۱۹] در سال ۲۰۱۱ تاثیرات اعداد رینولدز بالا و پایین برای کنترل جریان روی ایرفویل جریان آرام NACA۶۱۸-۳-۶۴ بررسی نمود. در این مطالعه به خصوص روش دمش بهترین گزینه از سه مدل کنترل مورد نظر (دمش، مکش، مدل زیگ زاگ) به دلیل توانایی در کنترل، بهینه بودن و بهبود بخشیدن در تمامی نواحی معرفی شده است. اگرچه مکش تاثیر بیشتری در افزایش زاویه واماندگی دارد. ولی به دلیل هزینه بر بودن در مواردی که هدف صرفه جویی در مصرف سوخت است استفاده از آن توصیه نمی‌شود اما از مکش در مواردی همچون انجام مانورهای با زاویه بیشتر، استفاده از آن در زمان محدود مناسب خواهد بود. همچنین در این مقاله ذکر شده است، کنترل باید تنها در اعداد رینولدز پایین که جدایش آرام و بدون اتصال مجدد رخ می‌دهد یا برای تاخیر جدایش توربولانس در تمامی اعداد رینولدز در زوایای حمله اعمال گردد. چانمی چن و همکاران [۲۰] در سال ۲۰۱۳ مقایسه بین مکش و دمش برای کنترل جریان تراکم ناپذیر با عدد رینولدز کمتر از $10^6 \times 0/5$ را روی ایرفویل ضخیم انجام دادند. در این مقاله نتایج به دو دسته تقسیم شده اند: ۱- کنترل جریان در لبه فرار ۲- تاثیر مکش در لبه حمله. در این مقاله ذکر شده است برای کنترل موثر مکش، شیار باید پایین دست جریان (بعد از جدایش طبیعی) قرار گرفته و عریض باشد، این در حالی است که دمش باید از باریک ترین شیار ممکن خارج شود و در بالا دست جریان (قبل از جدایش طبیعی) قرار گیرد. کیانوش یوسفی و همکاران [۲۱، ۲۲] در سال ۲۰۱۳ و ۲۰۱۴ کنترل جدایش جریان در عدد رینولدز $10^5 \times 5$ را با استفاده از دمش مماسی و عمودی روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ و تاثیر تغییر کمیت‌های اندازه دمش (نسبت سرعت دمش به سرعت جریان آزاد) و ضریب دمش که به دو عامل اندازه دمش و طول جت دمنده بستگی دارد را به

صورت عددی بررسی نمودند. از جمله نتایجی که بدست آمد می‌توان به موارد زیر اشاره نمود: در دمش مماسی با افزایش دامنه دمش نسبت برا به پسا افزایش می‌یابد و نقطه جدایش به سمت پایین دست انتقال می‌یابد، این در حالی است که افزایش دامنه دمش عمودی باعث ایجاد گردابه‌های بزرگ‌تر می‌شود. افزون براین کنترل جریان با استفاده از دمش در زوایای حمله کم هیچ تأثیر مفیدی روی مشخصه‌های ایرودینامیکی ندارد. افزایش پهنای جت، در دمش مماسی نسبت برا به پسا را افزایش و در دمش عمودی آن را کاهش می‌دهد. همچنین استفاده از دمش مماسی برای ایرفویل زاویه واماندگی را تغییر نمی‌دهد در حالی که دمش عمودی زاویه واماندگی را از ۱۴ به ۱۶ درجه تغییر می‌دهد.

عظیم و همکاران [۲۳] در سال ۲۰۱۴ تاخیر جدایش لایه مرزی NACA۴۴۱۲ را با کمک مکش در ماخ ۰/۶ به صورت عددی بررسی نمودند. در این مطالعه شیار مکش در پنج مکان مختلف مورد بررسی قرار گرفت. در این مقاله نشان داده شد که در زاویه حمله کم نسبت برا به پسا بعد از مکش حدوداً ۲/۲۴ برابر در مقایسه با نوع بدون مکش افزایش می‌یابد. همچنین به این موضوع اشاره شد که قرار دادن شیار مکش در ۵۶C و ۴۸C عملکرد ایرودینامیکی را به شدت کاهش می‌دهد. در مقابل پیشنهاد می‌شود حرکت شیار به سمت پایین دست تاخیر در جدایش بهتری را ایجاد می‌کند. برای مثال قرار دادن شیار مکش در ۰/۶۸ C ضریب پسا را از ۰/۴۳ به ۰/۰۳ کاهش می‌دهد که باعث افزایش نسبت برای ۳۵/۶ درصدی نسبت به مدل بدون مکش می‌شود.

۱-۲- اهداف پایان‌نامه

در این پایان‌نامه برای نخستین بار روش پیش‌شرط، موسوم به پیش‌شرط توانی برای رژیم‌های مختلف جریان بین اعداد رینولدز $2 \times 10^6 < Re < 800$ و تحت شرایط مختلف پایا و ناپایا روی ایرفویل‌های NACA۴۴۰۴، NACA۴۴۰۴ و s۸۰۹ مورد آزمون قرار گرفته و نقاط ضعف و قوت آن در مقایسه با دیگر روش‌های پیش‌شرط مانند SAC، SPM و MPM نشان داده شده است. در این روش ضریب

پیش‌شرط به صورت محلی و از میدان سرعت یا فشار و به کمک یک رابطه توانی محاسبه می‌شود. علاوه بر این، سازگاری این پیش‌شرط در ترکیب با روش افزایش سرعت همگرایی مورد بررسی قرار گرفته و در این راستا یک روش جدید افزایش دهنده‌ی سرعت معرفی می‌گردد. از روش آشفته‌گی دو معادله‌ای $k - \omega$ BSL برای اولین بار در شبیه‌سازی جریان‌های آشفته مورد استفاده خواهد گرفت. همچنین دقت روش حاضر در پیش‌بینی جریان روی ایرفویل به همراه کنترل جریان فعال روی آن مورد بررسی قرار گرفته و در ادامه تأثیر کمیت‌های مختلف کنترل جریان، مانند موقعیت قرارگیری جت مکش/دمش I_s ، زاویه جت θ_j و مقدار یا قدرت تزریق A_j در بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل بررسی می‌شود.

۱-۲-۱ مروری بر فصل‌های پایان‌نامه

این پایان‌نامه شامل ۵ فصل می‌باشد. فصل ۱ مقدمه‌ای در مورد کنترل جریان، تقسیم‌بندی آن و پژوهش‌های گذشته در راستای این روش‌های کنترل بیان می‌کند. فصل ۲ جریان‌های آشفته و چگونگی تکامل آن‌ها به مدل‌هایی موفق‌تر مرور خواهد شد. در فصل ۳ روش‌های مختلف پیش‌شرط‌سازی و معادلات پیش‌شرط شده حاکم ارائه می‌گردد و سپس روش پیش‌شرط توانی معرفی می‌شود. همچنین گسسته‌سازی عددی معادلات پیش‌شرط شده تراکم‌ناپذیر ارائه می‌گردد. در فصل ۴ نتایج عددی کنترل جریان فعال روی ایرفویل در جریان ناپایای تراکم‌ناپذیر مورد آزمون قرار خواهد گرفت. همچنین نتایج عددی حل جریان‌های دوبعدی تراکم‌ناپذیر لزج آشفته و تأثیر پیش‌شرط توانی در افزایش سرعت همگرایی و دقت حل نمایش داده می‌شود و تأثیر کنترل جریان روی مدل آشفته‌گی بررسی می‌گردد و در انتها یک روش افزایش‌دهنده‌ی سرعت برای حل جریان‌های آرام مورد بررسی قرار می‌گیرد. فصل ۵ به معرفی نتایج این پایان‌نامه و ارائه پیشنهادها برای ارتقای سطح کیفی تحقیق حاضر می‌پردازد.

فصل ۲ مدل سازی آشفته‌گی

۲-۱- مقدمه

جریان‌های آشفته یکی از زمینه‌های مورد علاقه مهندسين است زیرا اکثر جریان‌ها در مهندسی به صورت آشفته می‌باشند. این موضوع (آشفته‌گی) اکثر مواقع اتفاق می‌افتد زیرا آرام نگاه‌داشتن جریان دشوار بوده یا به عمد در موارد ضروری از آن در مهندسی به کار برده می‌شود برای مثال، کنترل فعال جریان روی ایرفویل برای افزایش عملکرد ایرفویل و یا استفاده از ویژگی اختلاط آشفته‌گی در مبدل‌های گرمایی که در آن به کمک آشفته‌گی جریان، اختلاط را افزایش داده و ضریب انتقال حرارت را بهبود می‌بخشند. یکی از تعاریف پایه و بنیادین در زمینه معرفی جریان آشفته را می‌توان به گفته ون کارمن اشاره کرد:

آشفته‌گی حرکت نامنظم سیال در هنگام عبور از سطح جسم جامد و یا حرکت در مجاورت سیالات دیگر است.

بنابراین به گفته ساده‌تر حرکت نامنظم حرکتی است که نمی‌تواند به‌عنوان تابعی سراسر از مختصات مکان و زمان توصیف گردد. تعریف دقیق‌تری از آشفتگی را می‌توان در گفته هینز به صورت زیر یافت:

حرکت آشفته سیال شرایطی از جریان است که در آن کمیت‌های مختلف تغییرات تصادفی در مختصات مکان و زمان از خود نشان می‌دهند و مقادیر متوسط گیری شده قابل تشخیص می‌باشند.

از نظر تئوری تمامی جریان‌های آشفته به کمک معادلات ناویر-استوکس به‌صورت عددی قابل شبیه‌سازی مستقیم می‌باشند (DNS)^۱ و نیاز به در نظر گرفتن هیچ‌گونه مدلی برای شبیه‌سازی آشفتگی نمی‌باشد. شبیه‌سازی مستقیم آشفتگی جریان به کمک معادلات ناویر-استوکس نیازمند شبکه‌ای کوچک‌تر از کوچک‌ترین طول مقیاس آشفتگی است. برای نمونه می‌توان به این مثال اشاره کرد که برای هواپیمای کامل برای گسسته سازی مسئله به شبکه‌ای با تعداد نقاط بیش از 10^{18} نیاز است. از آنجاکه حل این‌گونه مسائل در ابعاد صنعتی به کمک کامپیوترهای امروزی امکان‌پذیر نبوده و از نظر محاسباتی بسیار هزینه‌بر است، از این‌رو نیازمند ارائه مدل‌هایی برای تقریب رفتار آشفتگی با دقت کمتر است.

۲-۲- تقسیم‌بندی مدل‌های آشفتگی

همان‌طور که در بالا اشاره شد شبیه‌سازی جریان آشفته به کمک حل مستقیم معادلات سه‌بعدی ناپایای ناویر-استوکس امکان‌پذیر است اما در کاربردهای مهندسی نیاز به دانستن تمام تغییرات جزئی درون جریان آشفته نمی‌باشد. آنچه در کاربردهای مهندسی مورد استفاده قرار خواهد گرفت تغییرات کلی میدان جریان روی جسم (برای مثال تغییرات کلی نیروی پسا روی یک اتومبیل) و چگونگی ایجاد تغییرات برای بهبود عملکرد آن می‌باشد؛ بنابراین نیازمند جایگزینی مدل‌هایی برای پیش‌بینی رفتار جریان آشفته با هزینه محاسباتی مناسب به همراه دقتی قابل قبول است.

^۱ Direct Numerical Simulation

به طور کلی روش های مدل سازی جریان های آشفته را می توان به سه دسته طبقه بندی نمود:

۱- شبیه سازی عددی مستقیم (DNS)

۲- شبیه سازی گردابه های بزرگ^۱ (LES)

رینولدز متوسط گیری شده معادلات ناویر-استوکس پایا و ناپایا^۲ (RANS و URANS)

۲-۳- مدل های آشفتگی RANS/URANS

مدل های آشفتگی RANS را بر اساس پیچیدگی می توان به سه دسته مدل های صفر معادله ای، یک معادله ای و دو معادله ای تقسیم بندی نمود. هر کدام از این مدل ها دارای نقاط ضعف و قوت هایی بوده و محقق باید مدل مورد نیاز خود را با توجه به فیزیک جریان، میزان دقت مورد نیاز، محدودیت زمان محاسباتی، امکانات سخت افزاری (مانند RAM و یا CPU) انتخاب نماید. هیچ مدل آشفتگی وجود ندارد که دارای جوابی دقیق در تمامی جریان های موجود باشد حتی در برخی موارد ممکن است ساده ترین مدل مثل مدل صفر معادله ای دارای جوابی مناسب تر از یک مدل دو معادله ای باشد.

۲-۳-۱ مدل های صفر معادله ای و یک معادله ای

کبکی و اسمیت در سال ۱۹۶۷ مدل جبری خود را برای جریان های تراکم پذیر و تراکم ناپذیر ارائه کردند. در مدل آن ها از مفهوم طول اختلاط برای حذف ترم تنش برشی رینولدز استفاده شده است، همچنین لزوم یافتن ضخامت لایه مرزی حذف و برای اولین بار لایه مرزی به دو قسمت بیرونی و داخلی تقسیم بندی شد. بلدوین و لومکس در سال ۱۹۷۸ بر پایه مدل کبکی و اسمیت یک مدل توربولانسی جبری (صفر معادله) جدید برای شبیه سازی عددی جدایش، در جریان های دوبعدی و سه بعدی ارائه کردند که در آن نیز نیازی به پیدا کردن ضخامت لایه مرزی وجود ندارد. آن ها در محاسبات خود از معادلات ناویر استوکس به عنوان معادلات اصلی استفاده و ترم لزجت مولکولی μ را به وسیله $\mu_t + \mu$

^۱ Large Eddy Simulation

^۲ Reynolds Average Navier-Stokes equation

جایگزین نمودند. برای محاسبه مقدار μ_t جریان سیال به دو لایه داخلی و خارجی تقسیم و مقدار μ_t برای هر لایه به صورت مجزا محاسبه گردید. آن‌ها مدل خود را برای یک موج شوک روی صفحه تخت، جدایش جریان برای یک پله و جریان صوت روی یک ایرفویل مورد مقایسه قرار دادند و همخوانی خوبی با نتایج تجربی نشان داد. با توجه به اینکه این مدل در رینولدزهای بالا و زوایای حمله قبل از واماندگی نتایج بهتری نسبت به مدل‌های با درجه بالاتر از خود نشان می‌دهد و در ضمن دارای هزینه محاسباتی بسیار پایین‌تری است.

مدل بعدی با پیچیدگی بیشتر مدل تک معادله‌ای نامیده می‌شود. در این مدل یک معادله انتقال برای لزجت گردابه‌ای یا یک متغیر مرتبط برای محاسبه لزجت گردابه‌ای استخراج می‌شود. این معادلات انتقال ذاتاً مشابه معادله اندازه حرکت هستند. به این معنا که دارای یک ترم مشتق زمانی، جابه‌جایی، پخش، ترم‌های چشمه یا چاه می‌باشند. معروف‌ترین مدل‌های تک معادله‌ای مدل‌های (SA^۱) (۱۹۹۲) و (Boldwing and Barth) (۱۹۹۰) هستند.

۲-۳-۲ مدل‌های دو معادله‌ای

معروف‌ترین مدل‌های آشفستگی غیر جبری مدل‌های لزجت گردابه‌ای دو معادله‌ای می‌باشند. این مدل‌ها دو معادله انتقال را حل می‌کنند که عموماً یکی برای انرژی جنبشی و دیگری مرتبط به طول و یا زمان مقیاس است. در میان این روش‌های دو معادله‌ای روش $k - \epsilon$ از جمله پرکاربردترین این مدل‌ها می‌باشد. روش $k - \epsilon$ به صورت موفقیت‌آمیزی در شرایط متنوع و وسیعی از جریان به کار برده شده است اما این روش دارای مشکلاتی نیز هست. در قالب مسائل آیرودینامیکی یکی از این مشکلات را می‌توان عدم حساسیت به گرادین فشار معکوس نام برد. مدل‌های زیادی برای غلبه بر مشکلات موجود در روش $k - \epsilon$ توسعه یافته است و یکی از موفق‌ترین آن‌ها مدل Wilcox $k - \omega$ نام دارد. در این روش معادله اول برای انرژی جنبشی و معادله دوم برای یافتن نرخ اضمحلال آشفته می‌باشد. مدل

^۱ Spallar and Almaras

$k - \omega$ Wilcox در نزدیک دیواره جواب مناسب تری پیش بینی می کند. یکی دیگر مهم ترین و پرکاربردترین مدل های آشفتگی مدل آشفتگی $k - \omega$ BSL می باشد که به صورت گسترده در جریان های آیرودینامیکی مورد استفاده قرار می گیرد. این مدل در سال ۱۹۹۴ و توسط منتر^۱ ارائه شد. این مدل ترکیبی از مدل استاندارد $k - \epsilon$ و مدل $k - \omega$ Wilcox است و به نحوی طراحی شده که از مزایای هر دو مدل استفاده کند. در ادامه به بررسی دقیق این مدل و معادلات حاکم بر آن پرداخته خواهد شد.

مشکل اصلی مدل $k - \omega$ Wilcox، وابستگی و حساسیت شدید نتایج آن به شرایط جریان آزاد است به نحوی که تغییر مقدار ω ورودی، باعث به وجود آمدن تغییرات شدید در نتایج این مدل می شود؛ اما مزیت این مدل، عملکرد مناسب آن در نواحی نزدیک به دیوار و لایه مرزی می باشد. در مقابل مدل $k - \epsilon$ استاندارد، در نزدیک دیوار کارایی مناسبی ندارد اما وابستگی کمتری به مقادیر کمیت های آشفتگی در جریان آزاد دارد و جریان در نواحی دور از دیوار را نیز به خوبی مدل می کند. مدل $k - \omega$ BSL به نحوی است که در نواحی نزدیک به دیوار مدل $k - \omega$ فعال می شود و در نواحی خارجی و دور از دیوار مدل $k - \epsilon$ فعال می شود. این امر با معرفی تابعی به نام تابع ترکیب میسر می شود. در این مدل نیازی به استفاده از تابع دیوار نمی باشد؛ بنابراین مدل $k - \omega$ BSL از مزایای هر دو مدل $k - \omega$ و $k - \epsilon$ بهره مند می باشد. لازم به ذکر است که این مدل، توانایی تعیین نقطه گذرا را ندارد و فرض بر این است که جریان کاملاً آشفته می باشد.

مهم ترین مزایای مدل $k - \omega$ BSL را می توان به صورت زیر بیان نمود:

- نتایج مناسب در نواحی نزدیک به دیوار و لایه مرزی
- عدم حساسیت به مقادیر جریان آزاد، برخلاف بسیاری دیگر از مدل های آشفتگی
- عملکرد مناسب در جریان های همراه با جدایش

^۱ Menter

- عملکرد مناسب در نواحی با گرادیان فشار معکوس

۲-۴- مدل آشفته $k - \omega$

معادلات ناویر-استوکس رینولدز متوسط را در نظر بگیرید:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (۱-۲)$$

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial u_i u_j}{\partial x_j} + \frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \rho (\overline{u_i u_j'}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) = 0 \quad (۲-۲)$$

که در آن چگالی، ρ ، سرعت، u_j ، فشار، p و لزجت مولکولی سیال می باشد. ترم $(\overline{u_i u_j'})$ تانسور تنش رینولدز نامیده می شود که به صورت زیر مدل می گردد.

$$\overline{u_i u_j'} = \frac{2}{3} k \delta_{ij} - \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (۳-۲)$$

معادله انتقال k در مدل $k - \omega$ BSL در فرم تانسوری، به صورت زیر نوشته می شود:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + P_k - \beta^* \rho \omega k \quad (۴-۲)$$

در این معادله μ_t ، لزجت گردابه ای و μ لزجت مولکولی سیال می باشد. همچنین P_k بیانگر میزان تولید انرژی جنبشی آشفته گی، ناشی از اندرکنش میان جریان متوسط و میدان جریان آشفته است که به صورت زیر می باشد:

$$P_k = \left[\mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \right] \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (۵-۲)$$

جمله $\beta^* \rho \omega k$ در معادله ۲-۴ نیز، میزان استهلاک انرژی جنبشی آشفته گی را نشان می دهد. معادله

انتقال برای متغیر دوم، یعنی ω ، نیز در فرم تانسوری به صورت زیر می باشد:

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i \omega) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \frac{\rho \gamma}{\mu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \beta \omega^2 + \gamma (1 - F) \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (۶-۲)$$

ثوابت موجود در این معادلات از طریق رابطه خطی زیر محاسبه می‌گردند:

$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1). \quad (7-2)$$

که در آن ϕ_1 و ϕ_2 بیانگر ثوابت زیر هستند:

$$\sigma_{k1} = 0.85, \sigma_{\omega1} = 0.5, \beta_1 = 0.075, \beta^* = 0.09, \gamma_1 = \frac{5}{4},$$

$$\sigma_{k2} = 1.0, \sigma_{\omega2} = 0.856, \beta_2 = 0.0828, \gamma_2 = 0.44$$

در معادلات با جایگذاری تابع ترکیب $F = 1$ معادلات به فرم استاندارد $k - \omega$ و با $F = 0$ معادلات

به فرم استاندارد $k - \varepsilon$ در خواهد آمد. تابع ترکیب F_1 به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{0.00 \mu}{y^2 \omega \rho} \right), \frac{\xi \rho \sigma_{w2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\} \right\} \quad (8-2)$$

در این معادله y فاصله از نزدیک‌ترین دیوار و $CD_{k\omega}$ به صورت زیر بیان می‌شود.

$$CD_{k\omega} = \max \left(\rho \sigma_{w2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right) \quad (9-2)$$

پس از حل معادلات انتقال، لزجت گردابه‌ای با استفاده از معادله زیر به دست خواهد آمد:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \quad (10-2)$$

فصل ۳ معرفی مسئله، روابط حاکم، الگوریتم حل مسئله، گسسته‌سازی عددی

۳-۱- پیش شرط سازی جریان غیرلزج تراکم‌ناپذیر

به‌طور کلی برای حل معادلات ناویر-استوکس دو روش وجود دارد:

۱- روش تابع چرخش جریان^۱ - روش متغیرهای اولیه. در روش تابع چرخش جریان با معرفی دو متغیر به نام‌های ورتیسیتی و تابع جریان، معادلات ناویر-استوکس تراکم‌ناپذیر به دو معادله جداگانه تبدیل شده و حل می‌گردند. در این روش فشار از مجهولات حذف می‌گردد؛ بنابراین ابتدا میدان جریان پیدا شده و سپس معادله پواسون^۲ برای یافتن میدان فشار حل می‌گردد. از آنجاکه استفاده این روش برای جریان‌های سه‌بعدی کاربردی نیست این روش جذابیت خود را از دست می‌دهد. در روش متغیرهای اولیه میدان فشار و سرعت مستقیماً به کمک معادلات موجود تعیین می‌گردند. مشکل اصلی (برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر) در رهیافت متغیرهای اولیه یافتن روشی برای ارتباط مستقیم

^۱ Vorticity-Stream Function

^۲ Poisson equation

میان معادله پیوستگی و معادلات برای تخمین میدان فشار می‌باشد. برای جریان‌های تراکم‌پذیر به دلیل حضور مشتق زمانی چگالی در معادله پیوستگی این مشکل وجود نداشته و معادله پیوستگی و معادلات ممنتوم از طریق چگالی به یکدیگر مرتبط می‌گردند. یکی از راه‌حل‌ها برای حل معادلات جریان‌های تراکم‌ناپذیر تبدیل این معادلات به جریان‌های تراکم‌پذیر به صورت مصنوعی می‌باشد که برای اولین بار توسط کورین معرفی گردید. معادلات پیوستگی برای جریان تراکم‌پذیر ناپایای را در نظر بگیرد:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (۱-۳)$$

در حقیقت کورین یک رابطه مجازی میان چگالی و فشار معرفی نمود و عبارت مشتق چگالی را با یک عبارت مشتق زمانی فشار جایگزین نمود. در این رابطه $\frac{\partial \rho}{\partial t} = \frac{\partial \rho}{\partial p} \frac{\partial p}{\partial t}$ و از آنجاکه سرعت صوت در یک سیال تراکم‌ناپذیر را می‌توان به فرم $\beta^2 = \frac{\partial p}{\partial \rho}$ نوشت که در آن β^2 سرعت صوت مجازی است. معادله پیوستگی به فرم زیر تغییر می‌کند.

$$\frac{1}{\beta^2} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (۲-۳)$$

لازم به ذکر است که در حالت حدی $t \rightarrow \infty$ به معادله پیوستگی تراکم‌ناپذیر پایا میل می‌کند. به این روش تراکم‌پذیری مصنوعی می‌گویند. اکنون معادلات پیوستگی و ممنتوم به یکدیگر مرتبط شده و سه مجهول فشار و دو مؤلفه سرعت (در حالت دوبعدی) به سادگی و با استفاده از روش‌های عددی قابل دستیابی است؛ بنابراین معادلات حاکم برای جریان غیر لزج به صورت زیر بیان می‌گردند:

$$\frac{1}{\beta^2} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

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

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (3-3)$$

اکنون با اعمال روش بالا روی تمام ترم‌های مشتق زمانی در معادلات ممنوم می‌توان نوشت:

$$\frac{1}{\beta^\gamma} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

$$\frac{u}{\beta^\gamma} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial x} = 0$$

$$\frac{v}{\beta^\gamma} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (4-3)$$

فرم برداری معادلات بالا به صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial \vec{Q}} \frac{\partial \vec{Q}}{\partial \vec{t}} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial y} = 0 \quad (5-3)$$

$$Q = (p, u, v)^T, \frac{\partial \vec{W}}{\partial \vec{Q}} = \begin{pmatrix} \frac{\partial \rho}{\partial p} & \cdot & \cdot \\ u \frac{\partial \rho}{\partial p} & \rho & \cdot \\ v \frac{\partial \rho}{\partial p} & \cdot & \rho \end{pmatrix} \quad (6-3)$$

که در این رابطه:

ترکل [۲۴] ثابتی دلخواه برای ماتریس پیش شرط ارائه نمود و قابلیت تبدیل ماتریس پیش شرط به انواع مختلف از پیش شرط‌ها را به مدل پیشنهادی کورین اضافه نمود.

$$\frac{1}{\beta^\gamma} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

$$\frac{\alpha u}{\beta^\gamma} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial x} = 0$$

$$\frac{\alpha v}{\beta^{\gamma}} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (7-3)$$

با انتخاب $\alpha = 0$ روش استاندارد کورین به دست می‌آید درحالی‌که تعیین $\alpha = 1$ پیش شرط ترکل نامیده می‌شود.

دستگاه معادلات بالا را می‌توان به صورت برداری زیر بازنویسی کرد:

$$\Pi^{-1} \frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial y} = 0 \quad (8-3)$$

که در آن:

$$\Pi^{-1} = \begin{pmatrix} \frac{1}{\beta^{\gamma}} & 0 & 0 \\ \frac{\alpha u}{\beta^{\gamma}} & 1 & 0 \\ \frac{\alpha v}{\beta^{\gamma}} & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (9-3)$$

به ماتریس بالا ماتریس پیش شرط می‌گویند.

ترکل در مطالعات خود نشان داد که انتخاب $\alpha = 2$ در مقایسه با مقادیر قبلی اشاره شده از نرخ همگرایی بیشتری برخوردار است. ولی مطالعات عددی نشان می‌دهد که انتخاب این عدد سبب ناپایداری در همگرایی می‌شود. در صورتی‌که مقادیر α کمتر از این مقدار علی‌رغم سرعت کمتر بسیار پایدارتر می‌باشد.

ثبات بیشتر در مقادیر $\alpha = 0 - 1$ و سرعت همگرایی بیشتر در $\alpha = 2$ موجب پیدایش ایده‌ی استفاده از ثابتی محلی توسط مالان [۲۵, ۲۶] گردید. در این روش α به صورت موضعی و با توجه به گرادیان میدان فشار با معرفی یک حس‌گر فشار محلی تغییر می‌نماید. به کمک این تغییرات ضریب α در نواحی با تغییرات شدید فشار به سمت صفر میل کرده و در نواحی فاقد این گونه تغییرات شدید به مقدار ۲ افزایش می‌یابد. حس‌گر فشار محلی مورد نظر به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$A_p = \lim_{x \rightarrow x_m^+} \frac{|\nabla p(x_m) - \nabla p(x)|}{|\nabla p(x_m)| - |\nabla p(x)|} \quad (۱۰-۳)$$

که در آن:

$$\nabla p(x_m) = \lim_{x \rightarrow x_m} \frac{p(x) - p(x_m)}{x - x_m} \quad (۱۱-۳)$$

در این روابط $\nabla p(x_m)$ فشار در نقطه m در فضای محاسباتی و ضریب پیش شرط به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\alpha = 2(1 - A_p) \quad (۱۲-۳)$$

آزمایش‌های عددی نشان می‌دهد که تغییر معادله بالا به فرم زیر سرعت همگرایی را به میزان قابل توجهی افزایش خواهد داد.

$$\alpha = 2(1 - A_u)^m \quad (۱۳-۳)$$

که در آن $m \geq 2$ است.

در انتها معادلات جریان ناپایای حاکم پیش شرط سازی شده در شکل بی بعد برداری به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\Gamma \frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \Pi \frac{\partial \vec{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial y} = 0 \quad (۱۴-۳)$$

که در آن:

$$\vec{Q} = \begin{pmatrix} p \\ u \\ v \end{pmatrix}, \vec{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ p + \rho v^2 - \tau_{yy} \end{pmatrix}, \vec{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{yx} \end{pmatrix}$$

$$\Gamma = \begin{pmatrix} \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \rho & \cdot \\ \cdot & \cdot & \rho \end{pmatrix}, \Pi^{-1} = \begin{pmatrix} \beta^x & \cdot & \cdot \\ -\sigma u / \rho & 1 / \rho & \cdot \\ -\sigma v / \rho & \cdot & 1 / \rho \end{pmatrix},$$

متغیرهای بدون بعد به صورت $t = \frac{\bar{t}U_\infty}{L}$ و $\rho = \frac{\bar{\rho}}{\rho_\infty}$ ، $p = \frac{\bar{p}}{\rho_\infty U_\infty^2}$ ، $y = \frac{\bar{y}}{L}$ ، $x = \frac{\bar{x}}{L}$ ، $v = \frac{\bar{v}}{U_\infty}$ ، $u = \frac{\bar{u}}{U_\infty}$ بیان می‌شوند.

t و τ به ترتیب زمان حقیقی و زمان مجازی هستند. همچنین u و v مؤلفه‌های سرعت، p فشار، ρ چگالی و τ_{xx} ، τ_{yx} ، τ_{xy} ، τ_{yy} تانسور تنش می‌باشند. تانسور تنش برای جریان‌های آرام تراکم‌ناپذیر برابر

$$\tau_{ij} = \left(\frac{\mu}{\text{Re}}\right) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \text{ با } \tau_{ij} = \frac{(\mu + \mu_t)}{\text{Re}} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} k$$

هستند. β^γ کمیت تراکم‌پذیری مصنوعی و σ ضریب پیش‌شرط توانی می‌باشد.

معادله انتقال $k - \omega$ BSL نیز به صورت بی‌بعد برداری و در فرم بقایی به صورت زیر بیان خواهد شد:

$$\frac{\partial U_t}{\partial t} + \frac{\partial F_t}{\partial x} + \frac{\partial E_t}{\partial y} = \frac{\partial F_{vt}}{\partial x} + \frac{\partial E_{vt}}{\partial y} + S \quad (۱۰-۳)$$

که در آن:

$$U_t = \begin{bmatrix} \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix}, F_t = \begin{bmatrix} \rho u k \\ \rho u \omega \end{bmatrix}, E_t = \begin{bmatrix} \rho v k \\ \rho v \omega \end{bmatrix}$$

$$F_{vt} = \frac{1}{\text{Re}} \begin{bmatrix} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right) \frac{\partial k}{\partial x} \\ \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right) \frac{\partial \omega}{\partial x} \end{bmatrix}, E_{vt} = \frac{1}{\text{Re}} \begin{bmatrix} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right) \frac{\partial k}{\partial y} \\ \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right) \frac{\partial \omega}{\partial y} \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} \frac{-P_k}{\text{Re}} + \beta^* \rho \omega k \\ -\frac{1}{\text{Re}} \frac{\rho \gamma}{\mu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \rho \beta \omega^\gamma - \gamma (1 - F) \sigma_{w\tau} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{bmatrix}$$

که در آن $k = \frac{\bar{k}}{U_\infty^2}$ و $\omega = \frac{\bar{\omega}}{L/U_\infty}$ هستند

۳-۲- گسسته‌سازی

از روش حجم محدود مرکزیت سلول جیمسون برای گسسته سازی معادلات حاکم استفاده شده است.

با انتگرال‌گیری از معادلات حاکم روی حجم کنترل Ω ، با مرز $\partial\Omega$ ، معادله ۳-۱۴ به فرم زیر نوشته

خواهد شد:

$$\Pi^{-1} \Gamma \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{Q} dA + \frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega} \vec{Q} dA + \Pi^{-1} \int_{\partial \Omega} (\vec{F} dy - \vec{E} dx) = 0 \quad (16-3)$$

با استفاده از ترم اتلافی برای جلوگیری از نوسانات در میدان محاسباتی، شکل گسسته معادله می‌شود:

$$(\Pi^{-1} \Gamma)_{kk} A_{i,j} \frac{\partial Q_{i,j,k}}{\partial t} + A_{i,j} \frac{\partial Q_{i,j,k}}{\partial \tau} = -G_{i,j,k} + D_{i,j,k} \quad (17-3)$$

در معادله بالا i و j موقعیت قرارگیری سلول، $A_{i,j}$ مساحت سلول محاسباتی موردنظر و $k = 1, 2, 3$ اندیس مؤلفه‌های برداری هستند. همچنین معرف شار عددی روی وجوه هر المان بوده و رابطه زیر به دست خواهد آمد.

$$\begin{cases} G_{i,j,1} = \beta^y \sum_{edges} (F_y dy - E_x dx)_{i,j} \\ G_{i,j,2} = -\frac{\sigma u_{i,j} G_{i,j,1}}{\rho \beta^y} + \frac{1}{\rho} \sum_{edges} (F_y dy - E_x dx)_{i,j} \\ G_{i,j,3} = -\frac{\sigma v_{i,j} G_{i,j,1}}{\rho \beta^y} + \frac{1}{\rho} \sum_{edges} (F_y dy - E_x dx)_{i,j} \end{cases} \quad (18-3)$$

برای جمله زمان در معادله ۱۷-۳ از تفاضل پسروری سه نقطه‌ای استفاده شده است. با توجه به مراجع [۲۷-۲۹] تفاضل پسروری با دقت مرتبه‌ی k^{th} برای مشتق زمانی به کمک عملگر ضمنی زیر قابل محاسبه می‌باشد:

$$D_t Q = \frac{1}{\Delta t} \sum_{q=1}^k \frac{1}{q} [\Delta^- Q^{n+1}]^q$$

$$\Delta^- Q^{n+1} = Q^{n+1} - Q^n$$

با اعمال فرمول ذکرشده در ترم مشتق زمان فیزیکی خواهیم داشت:

$$(\Pi^{-1} \Gamma)_{kk} A_{i,j} \frac{\partial Q_{i,j,k}}{\partial t} = (\Pi^{-1} \Gamma)_{kk} A_{i,j} \left[\frac{3}{\sqrt{\Delta t}} Q_{i,j,k}^{n+1} - \frac{2}{\Delta t} Q_{i,j,k}^n + \frac{1}{\sqrt{\Delta t}} Q_{i,j,k}^{n-1} \right] \quad (19-3)$$

که در آن n بیانگر زمان فیزیکی است.

همان گونه که در بالا ذکر گردید، از ترم اتلافی برای کاهش نوسانات عددی به شکل مشتق مرتبه چهارم استفاده شده است. این ترم اتلافی به صورت $d_{i,j,k} = (d_{i+1/2,j} - d_{i-1/2,j} + d_{i,j+1/2} + d_{i,j-1/2})_k$ می باشد. از آنجاکه ترم های موجود در این رابطه دارای فرمی مشابه هستند، تنها یکی از آن ها در زیر ذکر شده است:

$$d_{i+\frac{1}{4}} = \frac{A_{i+\frac{1}{4},j}}{\Delta t} \left[-(\varepsilon_\varepsilon)_{i+\frac{1}{4},j} (Q_{i+2,j,k} - 3Q_{i+1,j,k} + 3Q_{i,j,k} - Q_{i-1,j,k}) \right] \quad (20-3)$$

که در آن ε_ε ضریب اتلاف مصنوعی بوده و در جریان های تراکم ناپذیر برابر با یک مقدار ثابت می باشد. در این پایان نامه $\varepsilon_\varepsilon = 0.015$ در نظر گرفته شده است. چگونگی تعیین مقادیر مناسب ترم اتلاف مصنوعی و تأثیر آن در پایداری الگوریتم در فصل ۵ به تفصیل بیان گردیده است. به منظور گسسته سازی مشتق زمانی مجازی از روش رانگ-کوتای اصلاح شده چهار مرحله ای استفاده شده است که به صورت زیر بیان می گردد.

$$\left\{ \begin{array}{l} Q_{i,j,k}^{(\cdot)} = Q_{i,j,k}^{(N)} \\ Q_{i,j,k}^{(l)} = Q_{i,j,k}^{(\cdot)} - \frac{\Delta \tau_{i,j}}{\alpha_l A_{i,j} \left(I + (\Pi^{-1} \Gamma)_{kk} \frac{3 \Delta \tau_{i,j}}{\Delta t} \right)} \\ \left[G(Q_{i,j,k}^{(l-1)}) - D(Q_{i,j,k}^{(l)}) + A_{i,j} (\Pi^{-1} \Gamma)_{kk} \left(\frac{-3Q_{i,j,k}^{n+1} + \varepsilon Q_{i,j,k}^n - Q_{i,j,k}^{n-1}}{2 \Delta t} \right) \right] \\ \vdots \\ Q_{i,j,k}^{(N+1)} = Q_{i,j,k}^{(M)} \end{array} \right. \quad (21-3)$$

که در آن α_l برای مراحل اول، دوم، سوم و چهارم به ترتیب برابر با 0.25 ، 0.33 ، 0.5 و 1 می باشند. برای تعیین σ نیازمند یافتن مقدار A_u هستیم. فرم گسسته A_u به صورت زیر می باشد:

$$A_u = \frac{| \xi u_{i,j} - u_{i+1,j} - u_{i-1,j} - u_{i,j+1} - u_{i,j-1} |}{|u_{i,j} - u_{i+1,j}| + |u_{i,j} - u_{i-1,j}| + |u_{i,j} - u_{i,j+1}| + |u_{i,j} - u_{i,j-1}|} \quad (22-3)$$

برای بررسی تاریخچه همگرایی از فرمول $\text{Residual} = \log \sqrt{\sum_{i=1}^N \left(\frac{\Delta p_{i,j}}{p_{i,j}} \right)^2}$ زیر استفاده شده است.

برای گسسته‌سازی معادلات مدل آشفتگی الگویی مشابه گسسته‌سازی معادلات مومنتم بکار برده شده است. با انتگرال‌گیری از معادلات حاکم بر مدل آشفتگی معرفی شده روی حجم کنترل Ω با مرز $\partial\Omega$ ، معادله آشفتگی به فرم زیر نوشته خواهد شد:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega} U_t dA + \int_{\partial\Omega} (F_t dy - E_t dx) + \int_{\partial\Omega} (F_{vt} dy - E_{vt} dx) + \int_{\Omega} S dA = 0 \quad (23-3)$$

که می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\frac{\partial U_t}{\partial t} A + \sum_{edges} (F_t dy - E_t dx)_{i,j} + \sum_{edges} (F_{vt} dy - E_{vt} dx)_{i,j} + SA = 0 \quad (24-3)$$

به منظور افزایش پایداری و دقت حل از روش رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای برای پیمایش حل در زمان مجازی استفاده شده است که مشابه رانگ-کوتای معرفی شده در معادله ۳-۲۱ می‌باشد. با در نظر گرفتن رابطه $R(U_t) = \sum_{edges} (F_t dy - E_t dx)_{i,j} + \sum_{edges} (F_{vt} dy - E_{vt} dx)_{i,j} + SA$ خواهیم داشت:

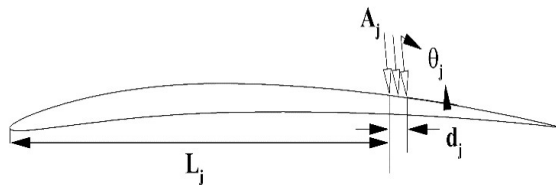
$$\begin{cases} U_{t,i,j,k}^{(0)} = U_{t,i,j,k}^{(N)} \\ U_{t,i,j,k}^{(l)} = U_{t,i,j,k}^{(0)} - \alpha_l \frac{\Delta \tau_{i,j}}{A_{i,j}} [R^{l-1}(U_t)] \\ \vdots \\ U_{t,i,j,k}^{(N+1)} = U_{t,i,j,k}^{(M)} \end{cases} \quad (25-3)$$

جملات جابه‌جایی و پخش به ترتیب به کمک روش بادسوی مرتبه اول و روش تفاضل مرکزی با دقت مرتبه دوم گسسته شده‌اند.

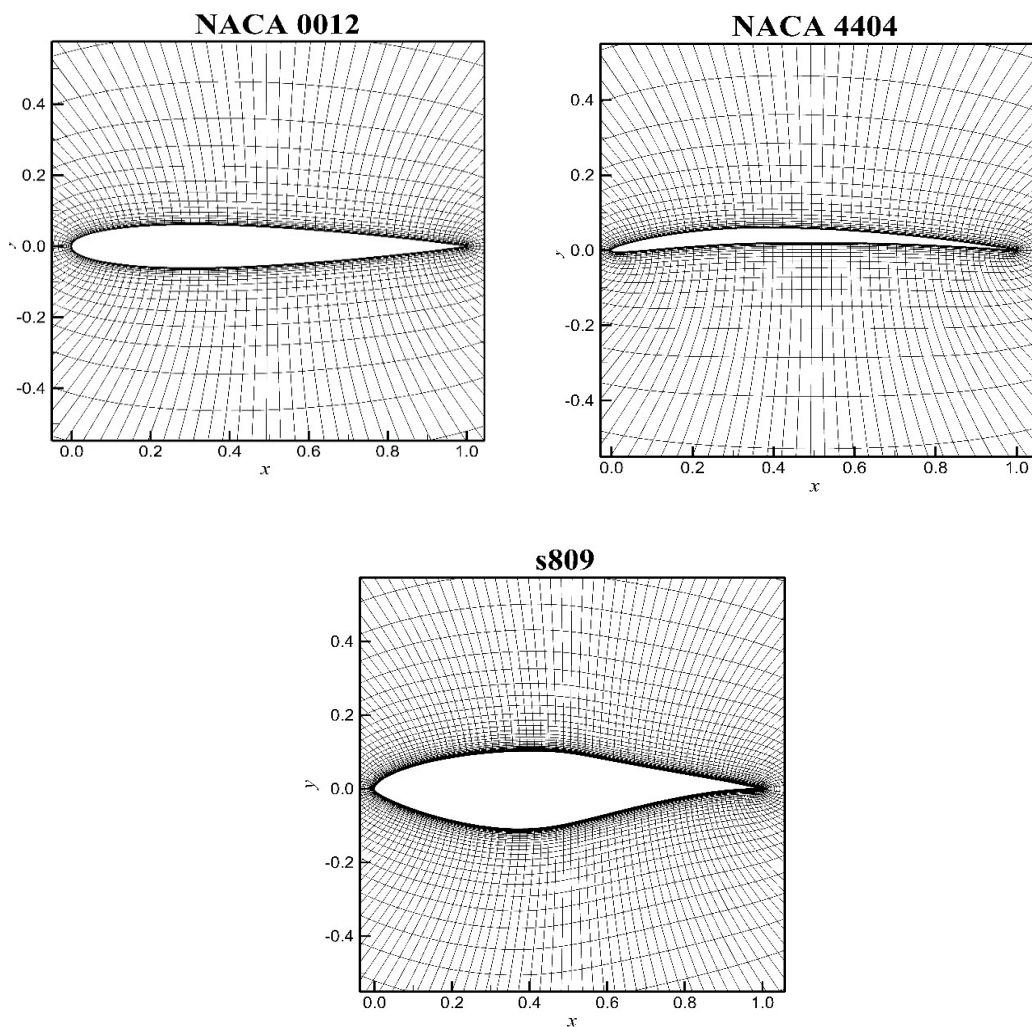
۳-۳- شرایط مرزی

شرط مرزی عدم لغزش برای جریان لزج در نظر گرفته شده است. شرط مرزی فشار روی دیواره‌ی ایرفویل به صورت $dp/dn = 0$ در نظر گرفته شده است که در آن n بردار عمود بر سطح دیواره می‌باشد. برای شرط مرزی ورودی، مؤلفه‌های سرعت ثابت و برابر مقدار سرعت جریان آزاد قرار داده

می‌شود و فشار از داخل میدان محاسباتی برون‌یابی می‌گردد. برای شرط مرزی خروجی، فشار برابر با فشار جریان آزاد بوده و مؤلفه‌های سرعت از درون میدان محاسباتی برون‌یابی می‌شوند. برای شرط مرزی جت مکش/دمش، سرعت ثابت در ورودی جت اعمال گردیده و فشار از درون میدان جریان به دست می‌آید. جزئیات بیشتر در مورد کمیت‌های مورد بررسی در خصوص کنترل جریان فعال در شکل ۱-۳ به تصویر کشیده شده است. در این شکل A_j قدرت مکش/دمش $(\frac{u}{U_\infty})$ ، θ_j زاویه اعمال مکش/دمش، L_j مکان قرارگیری جت و d_j پهناى جت و برابر با $0.25c$ می‌باشد. همچنین برای جریان‌های آشفته، برای شرط مرزی دیوار $k = 0$ و $\omega = \frac{6\mu}{\rho \nu (\Delta y)^2}$ که به ترتیب انرژی جنبشی آشفته‌گی و نرخ اضمحلال ویژه برای مدل آشفته‌گی BSL می‌باشند. همچنین برای شرط مرزی ورودی $k_\infty = \frac{\omega_\infty}{Re}$ و $\omega_\infty = \frac{1}{L}$ و برای شرط مرزی خروجی گرادیان صفر در نظر گرفته شده است. در این پایان‌نامه، شبکه‌ای با سازمان از نوع O استفاده گردیده است. همچنین سه ایرفویل با هندسه‌های متنوع (NACA 0012, NACA 4404, s809) برای آنالیزهای عددی در نظر گرفته شده است. نمونه‌ای از این شبکه اعمال شده بر روی این ایرفویل‌ها در شکل ۲-۳ نشان داده شده است.



شکل ۱-۳: کمیت‌های کنترل مکش و دم‌ش



شکل ۳-۲: نمایی نزدیک از شبکه محاسباتی اطراف ایرفویل

فصل ۴ نتایج عددی

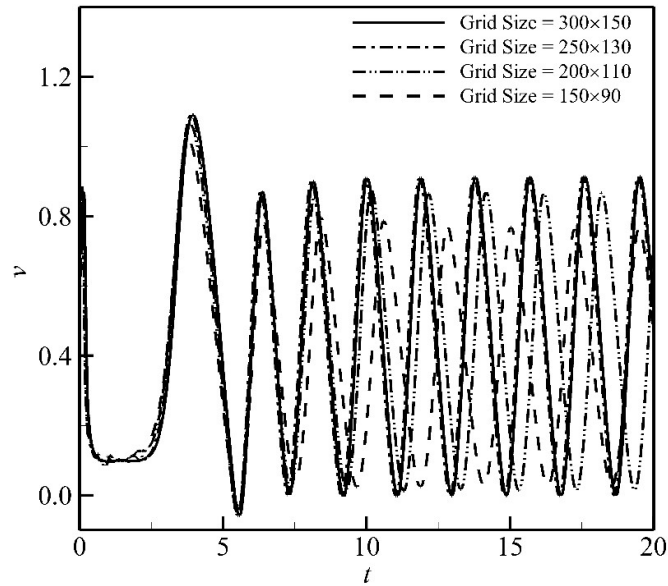
در طول بخش‌های گذشته الگوریتم حل ارائه‌شده به تفصیل مورد بحث و بررسی قرار گرفت. در این قسمت تأثیر کمیت‌های کنترل جریان فعال روی سطح ایرفویل مانند موقعیت قرارگیری جت مکش/دمش z_b ، زاویه جت θ_j و مقدار یا قدرت تزریق A_j بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی همچون نسبت ضرایب برا به پسا به کمک الگوریتم معرفی‌شده مورد بررسی قرار خواهد گرفت. کمیت‌های مورد بررسی در جدول ۲-۴ قرار داده شده است. همچنین تأثیر پیش‌شرط توانی در نرخ سرعت همگرایی بررسی گردیده است. در ادامه تأثیر پیش‌شرط توانی در نرخ سرعت همگرایی جریان‌های آشفته و تأثیر کنترل جریان روی مدل آشفتگی مورد بحث قرار گرفته است.

۴-۱- استقلال از شبکه و اعتبارسنجی

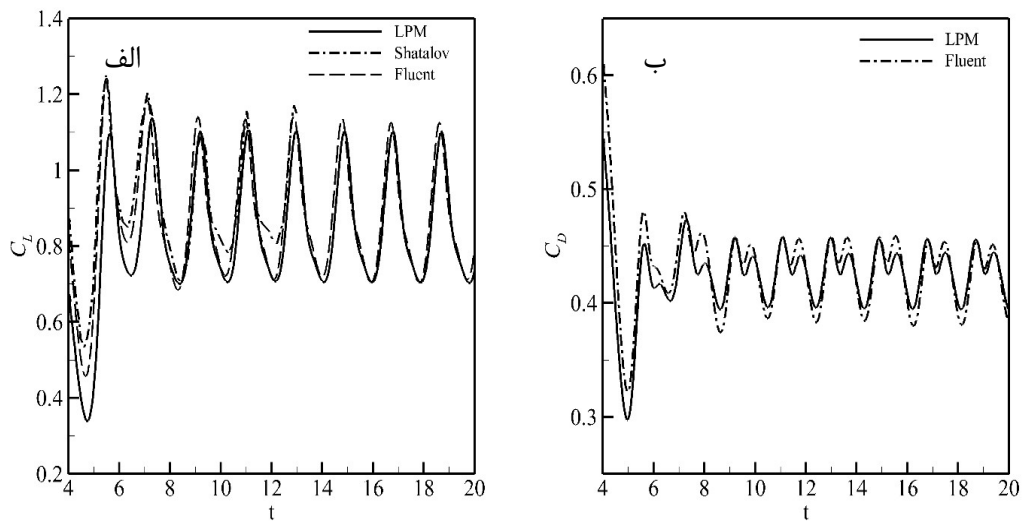
پس از آزمودن شبکه‌های با ابعاد متنوع، شبکه با ابعاد ۱۳۲×۳۲ به همراه مرز خروجی ۱۰ برابر وتر ایرفویل برای جریان‌های پایا و شبکه با ابعاد ۲۵۰×۱۳۰ به همراه مرز خروجی ۲۰ برابر وتر ایرفویل برای جریان‌های ناپایا به کار برده شده است. این ابعاد با توجه به نتایج به دست آمده در جدول ۴-۱ و شکل ۴-۱ در نظر گرفته شده‌اند که این شکل تغییرات زمانی مؤلفه سرعت عمودی در نقطه پشت ایرفویل NACA۰۰۱۲ در زاویه حمله $AOA = ۲۰$ و عدد رینولدز $Re = ۸۰۰$ و در موقعیت $y = ۰.۰۰$ ، $x = ۱.۱$ را نشان می‌دهد. با افزایش تعداد گره‌ها در دو راستا به تدریج نتایج به دست آمده به جوابی مستقل از تعداد گره‌ها درون میدان جریان رسیده به گونه‌ای که دو شبکه با ابعاد ۲۵۰×۱۳۰ و ۳۰۰×۱۵۰ دارای اختلافی قابل چشم‌پوشی هستند. از این رو برای کاهش هزینه محاسباتی و دارا بودن دقت حل به صورت هم‌زمان از شبکه با ابعاد پیشنهاد شده در ابتدای متن استفاده شده است. لازم به ذکر است که برای تعیین شبکه برای جریان پایا که در فصل بعد از آن استفاده شده است، همین الگو به کار گرفته شده است (جدول ۴-۱ مشاهده شود). برای نمایش دقت شبیه‌سازی جریان ناپایا، تغییرات ضرایب برا و پسا نسبت به زمان روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ بدون مکش و دمش محاسبه شده با الگوریتم معرفی شده با نتایج عددی شاتالو [۳۰] و فلونتت مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل ۴-۲ می‌توان مشاهده نمود که حل حاضر دارای دقت قابل قبولی در مقایسه با دیگر نتایج ارائه شده می‌باشد.

جدول ۴-۱: بررسی استقلال از شبکه، ضرایب برا و پسا برای جریان پایای عبوری از ایرفویل NACA۴۴۰۴ در $Re = 400$

ابعاد شبکه	C_L	C_D
۹۰×۲۰	$۰/۵۵۵۹$	$۰/۱۹۴۳$
۱۳۲×۳۲	$۰/۵۴۶۰$	$۰/۱۹۱۷$
۱۷۰×۴۵	$۰/۵۴۲۳$	$۰/۱۹۱۶$



شکل ۴-۱: مطالعه استقلال حل از شبکه اطراف ایرفویل NACA 0012، $Re = 800$ ، $AOA = 20$



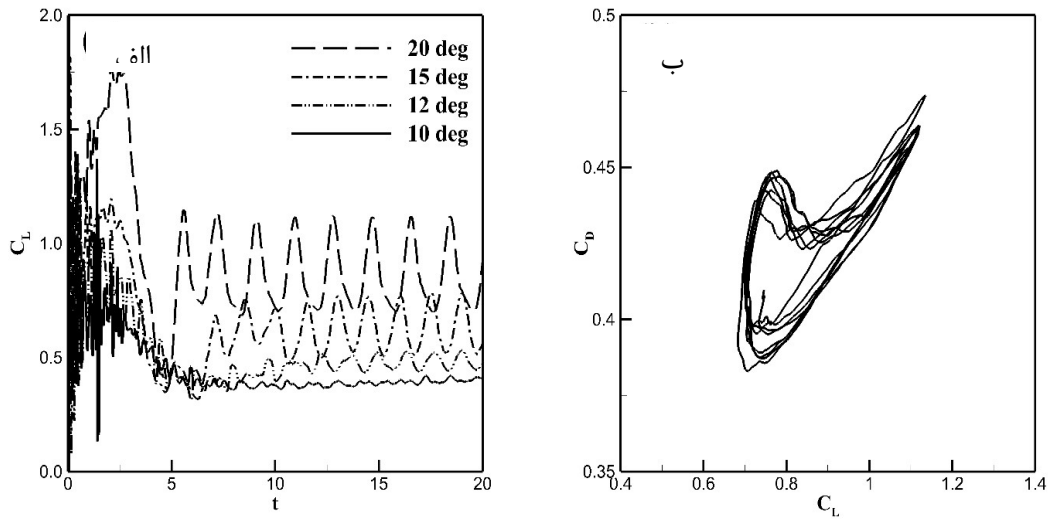
شکل ۴-۲: مقایسه تغییرات زمانی ضرایب برا و پسا روی ایرفویل NACA 0012 در زاویه حمله $AOA = 20$ و عدد رینولدز $Re = 800$: الف: ضریب برا ب: ضریب پسا.

جدول ۴-۲: کمیت‌های کنترل جریان فعال روی سطح ایرفویل در رینولدز $Re = 800$

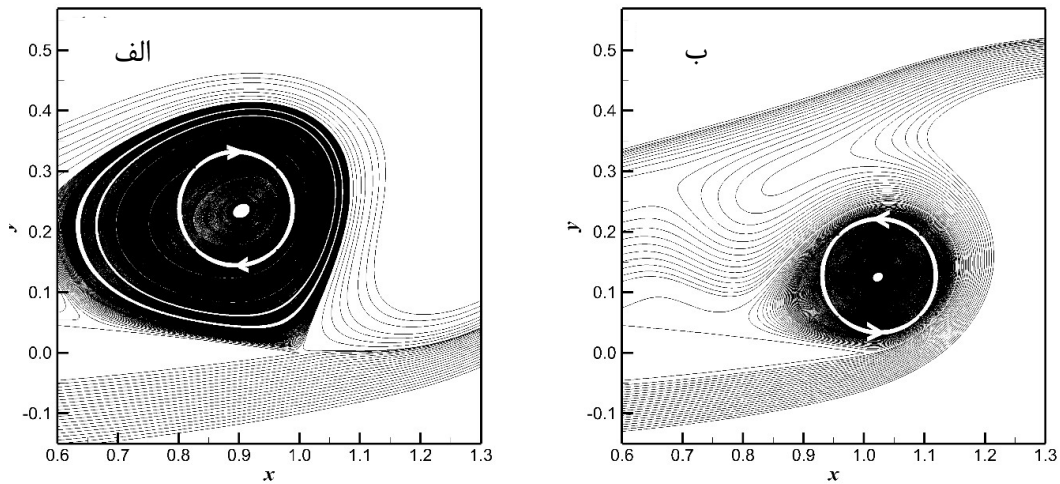
شماره شکل	AOA	L_j (%)	A_j (%)	θ_j (°)
۶-۴(الف)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۷	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰	۹۰
۶-۴(ب)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۷	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰	۳۰
۷-۴(الف)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۳	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰	۹۰
۷-۴(ب)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۳	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰	۳۰
۸-۴(الف)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۱	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰	۹۰
۸-۴(ب)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۱	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰	۳۰
۹-۴(الف)	۱۲	-	-	-
۹-۴(ب)	۱۲	۰/۱	۰/۵	۹۰
۹-۴(ج)	۲۰	-	-	-
۹-۴(د)	۲۰	۰/۳	۰/۳	۹۰
۱۱-۴(الف)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۷	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰/۰/۱، ۰	۹۰
۱۱-۴(ب)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۷	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰/۰/۱، ۰	۳۰
۱۲-۴(الف)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۳	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰/۰/۱، ۰	۹۰
۱۲-۴(ب)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۳	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰/۰/۱، ۰	۳۰
۱۳-۴(الف)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۱	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰/۰/۱، ۰	۹۰
۱۳-۴(ب)	۲۰، ۱۵، ۱۲	۰/۱	۰/۵، ۰/۳، ۰/۱، ۰/۰/۱، ۰	۳۰
۱۴-۴(الف)	۱۲	-	-	-
۱۴-۴(ب)	۱۲	۰/۷	۰/۵	۳۰
۱۴-۴(ج)	۲۰	-	-	-
۱۴-۴(د)	۲۰	۰/۱	۰/۵	۳۰

۴-۲- جریان ناپایای روی سطح ایرفویل NACA۰۰۱۲ بدون کنترل جریان

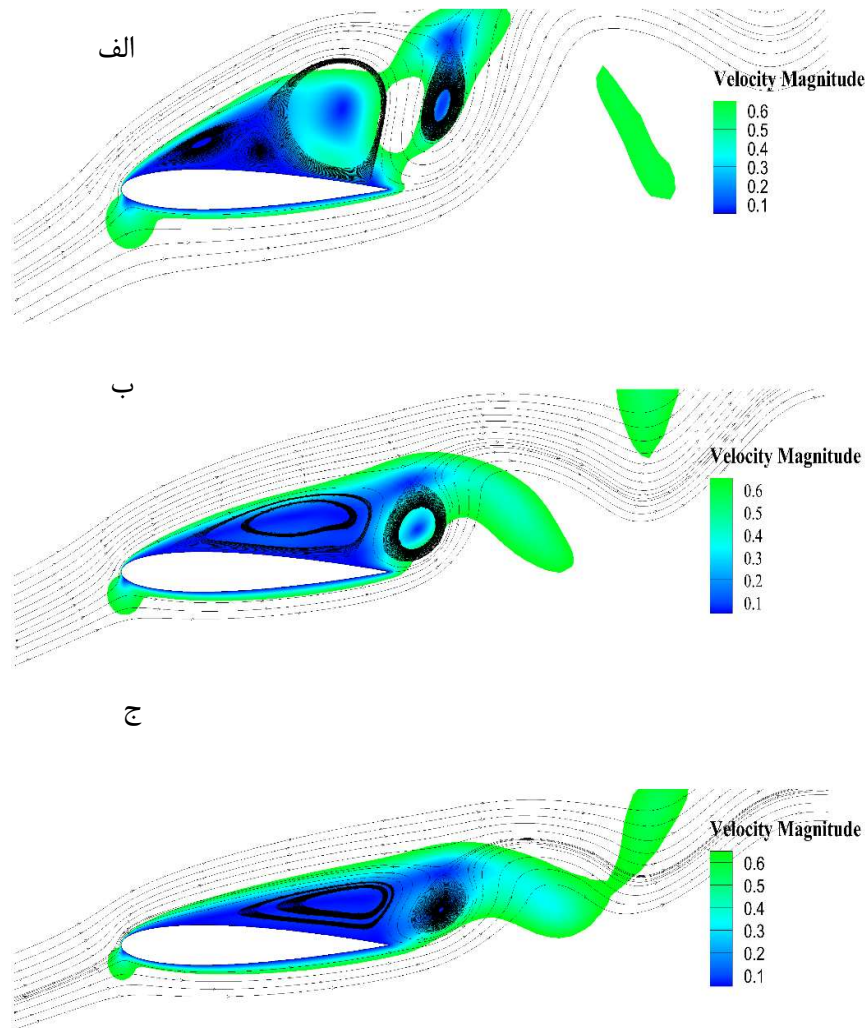
در این بخش، رفتار ناپایای جریان بدون در نظر گرفتن کنترل جریان فعال (مدل پایه $A_j = 0$) مورد بررسی قرار گرفته است. پیش از بررسی کمیت‌های مؤثر در کنترل جریان فعال و بررسی تأثیرات آن روی جریان ناپایای عبوری از ایرفویل درک ساختار ناپایای موجود در جریان روی ایرفویل سودمند می‌باشد. برای مشاهده رفتار نوسانی و ناپایای جریان روی ایرفویل، تغییرات ضریب برا در زمان برای زوایای حمله (AOA) ۱۰، ۱۲، ۱۵ و ۲۰ درجه و عدد رینولدز ۸۰۰ در نظر گرفته شده است. از شکل ۴-۳ الف می‌توان مشاهده نمود که رفتار نوسانی از زاویه ۱۲ درجه آغاز می‌گردد. برای زوایای پایین‌تر از ۱۲ درجه، ضریب برا تقریباً یک مقدار ثابت را نشان می‌دهد. از آنجاکه در این قسمت رفتار ناپایا مورد علاقه ما می‌باشد. زوایای بالاتر از ۱۰ درجه مورد توجه قرار گرفته است. فرکانس‌های متناظر با این تغییرات زمانی ضریب برا در زوایای ۱۲، ۱۵ و ۲۰ درجه به ترتیب برابر با ۰/۷۵۱، ۰/۶۷۵ و ۰/۵۲۳ می‌باشد که نشان می‌دهد که زمان برای یک دوره از نوسان با افزایش زاویه حمله به تدریج افزایش می‌یابد. افزایش در دامنه تغییرات ضریب برا نمایانگر ریزش گردابه قدرتمندتر می‌باشد. اشاره به این موضوع ارزشمند است که با افزایش زاویه حمله، جریان سریع‌تر به رفتار شبه-پایای خود می‌رسد چگونگی تغییرات ضریب برا را می‌توان با مشاهده رفتار خطوط جریان روی ایرفویل توضیح داد. در یک دوره از تغییرات ضریب برا، با جدایش گردابه اولیه از لبه فرار ایرفویل (با جهت چرخش عقربه ساعت) یک گردابه ثانویه در جهت خلاف عقربه ساعت آغاز به رشد می‌نماید (مقدار بیشینه ضریب برا) با افزایش رشد گردابه ثانویه مقدار ضریب برا شروع به کاهش نموده تا زمانی که از سطح پایینی ایرفویل ریزش کند (مقدار کمینه ضریب برا). شکل ۴-۴ (الف) و ۴-۴ (ب). تغییرات حرکت خطوط جریان با افزایش زاویه حمله در زمان بدون بعد ۲۰ را می‌توان در شکل ۴-۵ مشاهده نمود. همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است ریزش گردابه در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه به وضوح مشاهده می‌شود. در صورتی که این رفتار در زاویه حمله ۱۲ درجه بسیار کم‌رنگ است.



شکل ۳-۴: رفتار ناپایای جریان، الف: تغییرات ضریب برا در زمان برای زوایای حمله $AOA = 10, 12, 15, 20$ ؛ ب: تغییرات ضرایب پسا به برا در زمان در زاویه حمله $AOA = 20$.



شکل ۴-۴: خطوط جریان روی ایرفویل $NACA0012$ برای یک دوره از نوسان در زاویه حمله $AOA = 20$ الف: خطوط جریان متناسب با مقدار بیشینه ضریب برا ب: خطوط جریان متناسب با مقدار کمینه ضریب برا

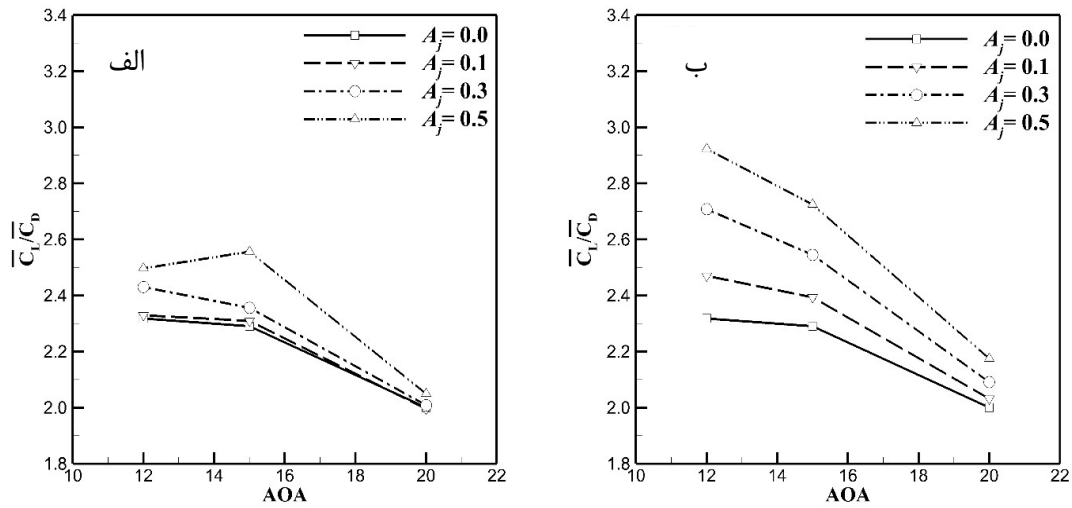


شکل ۴-۵: خطوط جریان روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ برای $Re = 800$: الف: خطوط جریان متناسب با $AOA = 0$
 ب: خطوط جریان متناسب با $AOA = 12$
 ج: خطوط جریان متناسب با $AOA = 15$

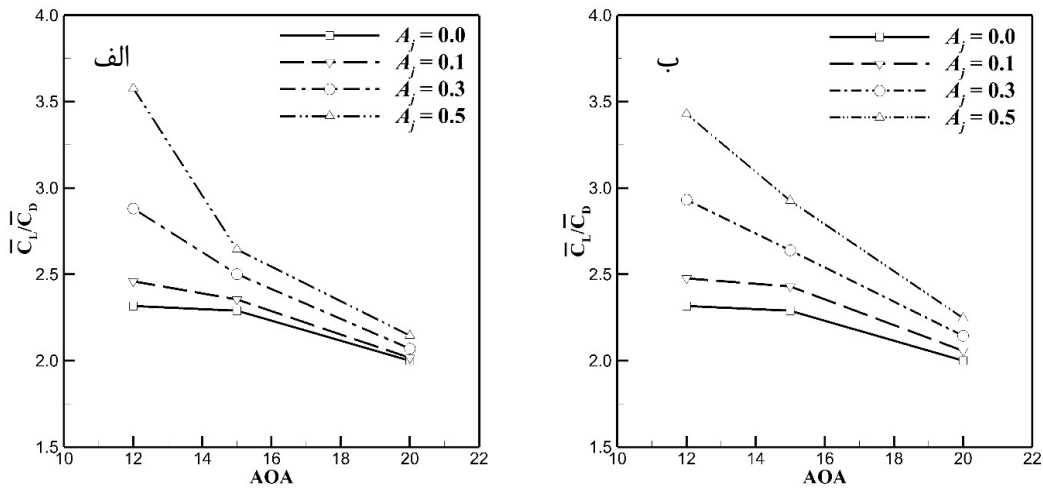
۴-۳- تأثیر مکش روی مشخصه‌های جریان

در این قسمت، تأثیر مکش روی مشخصه‌های جریان مورد بررسی قرار گرفته است. برای این امر، بر اساس جدول ۴-۲ جت مکش در موقعیت‌های $z_l = 0.1, 0.3, 0.7$ روی سطح بالایی ایرفویل در دو زاویه $\theta = -30^\circ, -90^\circ$ و سه قدرت مختلف برابر با $A_j = 0.1, 0.3, 0.5$ قرار گرفته است. در نهایت نتایج به دست آمده با مدل پایه مقایسه می‌شوند. نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای

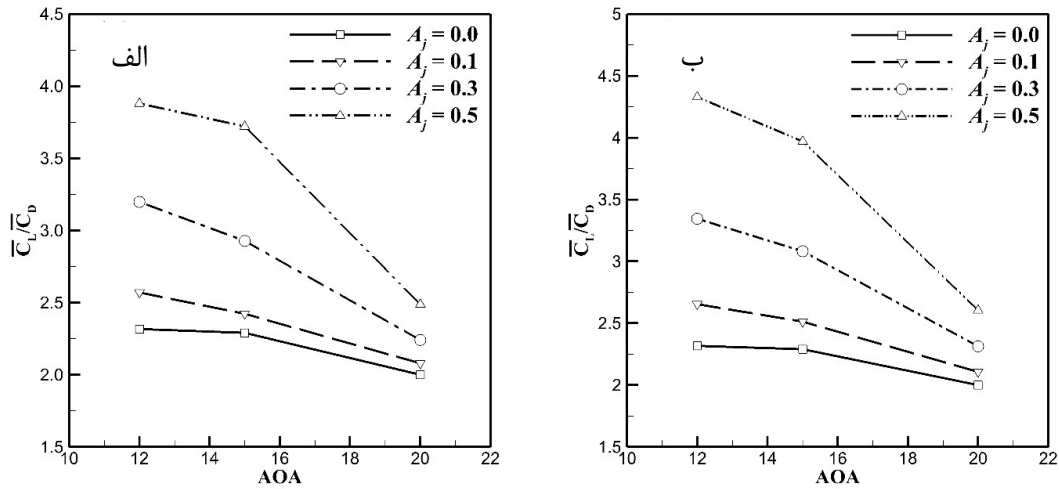
حمله مختلف در شکل‌های ۴-۶ تا ۴-۸ نشان داده شده است. نتایج در این شکل‌ها این واقعیت را آشکار می‌سازد که برای تمام موارد آزمایش شده افزایش قدرت مکش مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل را بهبود می‌بخشد و این بهبود با حرکت مکان قرارگیری جت مکش به سمت لبه حمله بیشتر می‌گردد. همچنین، همان‌طور که از این شکل‌ها می‌توان یافت تغییر در زاویه مکش کمی به تأثیر قابل مشاهده روی نتایج ندارد به جز در دو مورد ($L_j = 0.7$, $A_j = 0.5$ و $AOA = 12$ و $L_j = 0.1$, $A_j = 0.5$, $AOA = 12$). نکته قابل توجه در خصوص استفاده از مکش به عنوان کنترل جریان این است که اعمال مکش و تغییر در کمیت‌های کنترلی آن هیچ‌گونه تأثیر منفی روی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ندارد. در صورتی که در بخش بعد مشاهده خواهد شد که این امر در دم‌ش صدق نخواهد کرد. علاوه بر این ذکر این موضوع نیز حائز اهمیت است که در زوایای حمله بالا با قرار گرفتن جت مکش در گردابه‌های بزرگ و قدرتمند مکش اثر بالای خود را از دست می‌دهد زیرا این‌گونه گردابه‌ها قدرتمندتر از آن هستند تا با این مقادیر مکش از بین روند. برای درک بیشتر این رفتار مطرح شده، الگوی خطوط جریان برای دو مورد در شکل ۴-۹ نشان داده شده است. همان‌گونه که در این شکل مشهود است در زاویه کم با به کارگیری مکش در نزدیکی لبه حمله رفتار ناپایای جریان روی ایرفویل کاملاً از بین رفته است اما در زاویه بالا تأثیر قابل توجهی روی شکل خطوط جریان ندارد. همچنین شکل ۴-۱۰ تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان در زاویه حمله ۱۵ درجه با استفاده از مکش با قدرت ۰/۵ و زاویه مکش ۹۰- درجه در سه مکان ۰/۷، ۰/۳ و ۰/۱ نمایش می‌دهد. تأثیر قرارگیری جت مکش در نزدیکی لبه فرار در شکل ۴-۱۰ بسیار مشهود است به گونه‌ای که رفتار نوسانی درون این ضرایب کاهش محسوس یافته است. همچنین نکته قابل توجه ثابت ماندن مقدار ضریب پسا و افزایش ضریب برا می‌باشد که سبب افزایش نسبت ضریب برا به پسا می‌گردد. این نتایج با بسیاری از نتایج به دست آمده عددی و آزمایشگاهی در جریان‌های پایا مطابقت دارد و نشان می‌دهد که جریان‌های ناپایا نیز دارای روندی مشابه هستند.



شکل ۴-۶: تأثیر مکش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.7$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$: الف: $\theta_j = -90^\circ$: ب: $\theta_j = -30^\circ$



شکل ۴-۷: تأثیر مکش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.3$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$: الف: $\theta_j = -90^\circ$: ب: $\theta_j = -30^\circ$



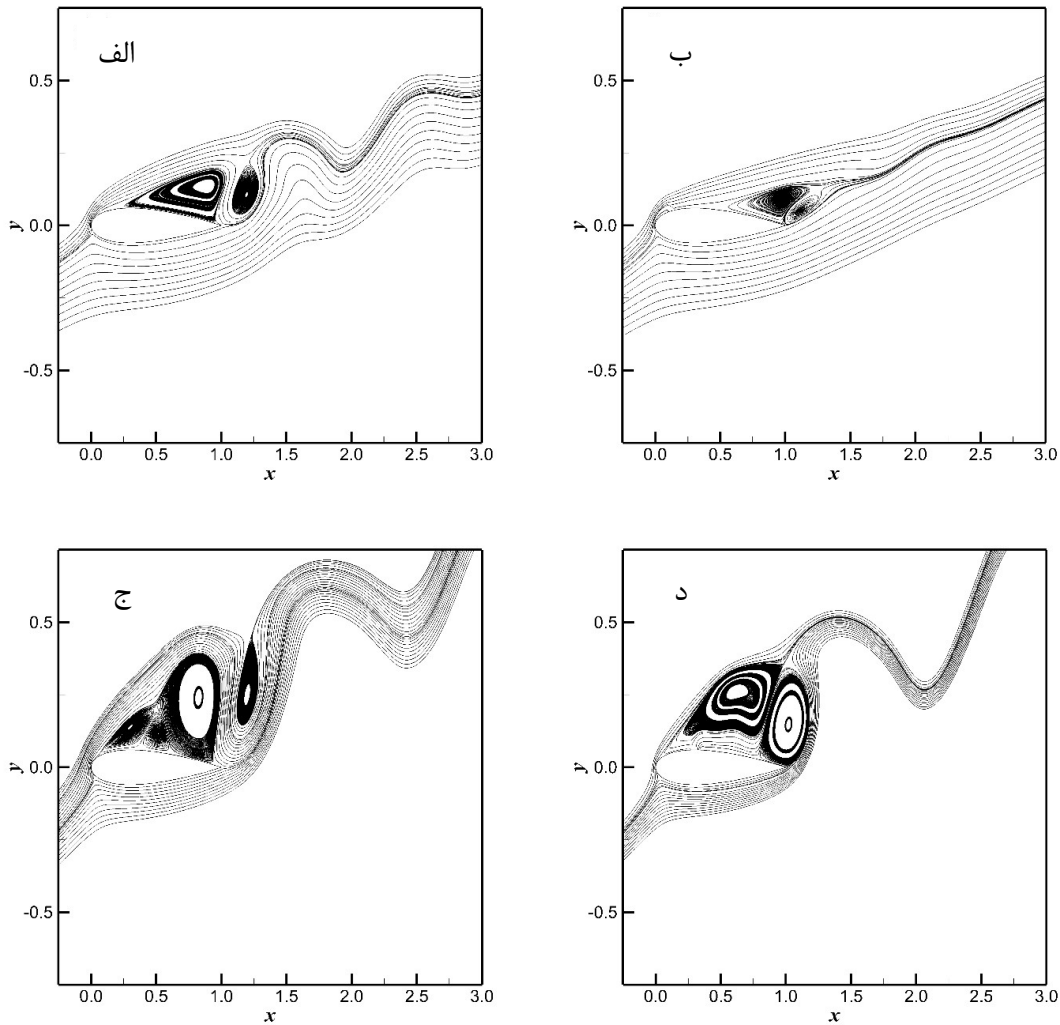
شکل ۴-۸: تأثیر مکش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.1$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ الف: $\theta_j = -90$ ب: $\theta_j = -30$

۴-۴- تأثیر دم‌ش روی مشخصه‌های جریان

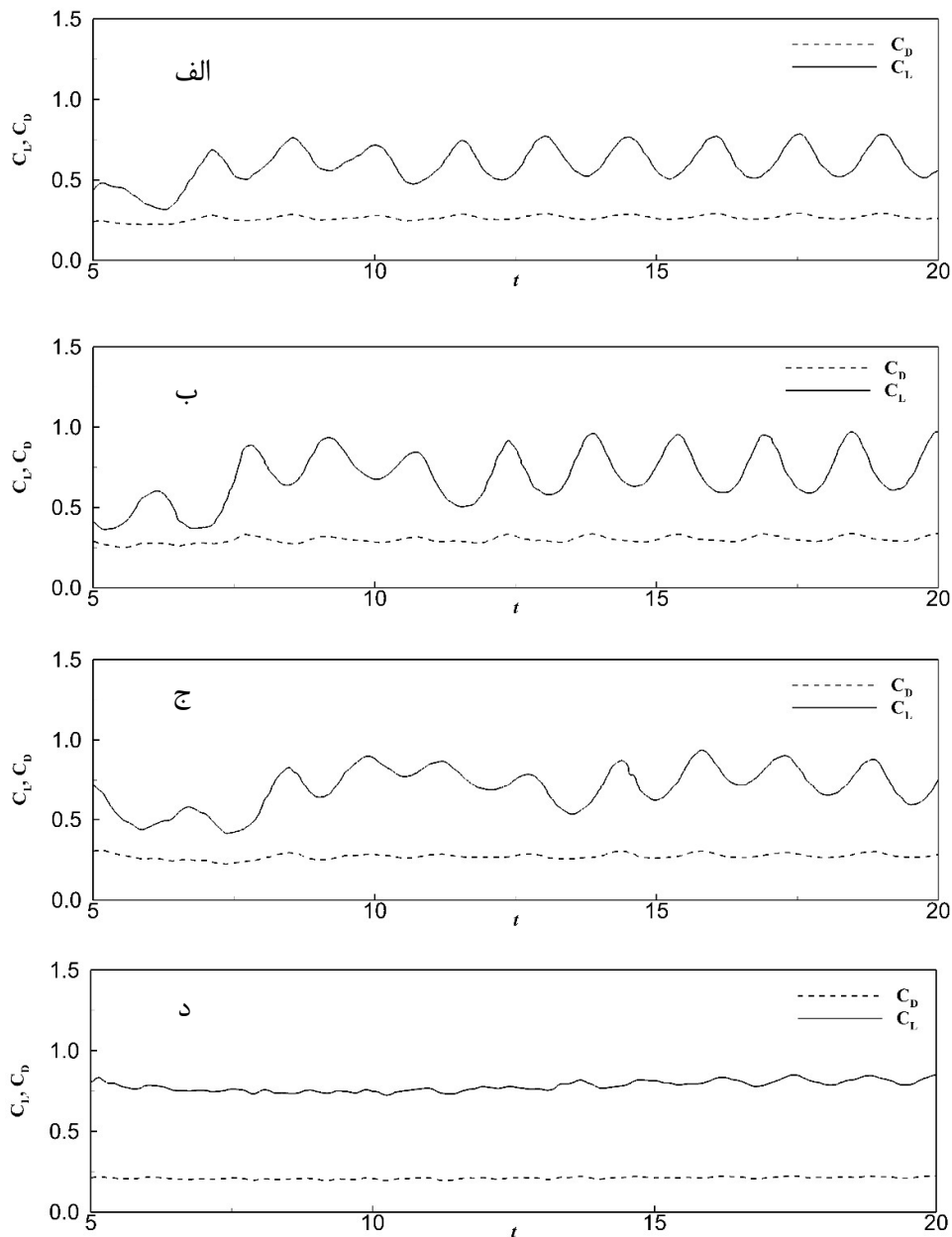
تأثیر دم‌ش بر مشخصه‌های جریان روی ایرفویل در این قسمت مورد بررسی قرار گرفته است. برای دستیابی به این هدف، دم‌ش با زوایای $\theta_j = 30, 90$ در شرایطی مشابه شرایط ذکر شده در قسمت قبل با چهار قدرت دم‌ش $A_j = 0.0, 0.1, 0.3, 0.5$ در نظر گرفته شده است. تأثیر دم‌ش روی نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در شکل‌های ۴-۱۱ تا ۴-۱۳ به تصویر کشیده شده است. این شکل‌ها نشان می‌دهند که بهبود در \bar{C}_l / \bar{C}_d با زاویه مکش 90 درجه در مقایسه با مدل پایه قابل چشم‌پوشی می‌باشند. حتی در اکثر موارد استفاده از مکش با زاویه 90 درجه تأثیر منفی روی \bar{C}_l / \bar{C}_d دارند. ذکر این موضوع حائز اهمیت است که دم‌ش ضریب پسا را کاهش می‌دهد و تأثیرات منفی به دلیل کاهش ضریب برا می‌باشد. تنها بهبود در آزمایش‌های با دم‌ش عمود به مورد $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.7$ در شکل ۴-۱۱ الف تعلق دارد.

عموماً، دم‌ش ممنوم درون لایه‌مرزی را افزایش داده و سبب تأخیر در پدیده جدایش می‌گردد، اما برای زوایای حمله بالا این عملکرد تضعیف می‌شود. اگرچه این ویژگی هنوز برای تضعیف، قطع کردن و یا اجتناب از تشکیل گردابه ثانویه در پایین لبه قابل استفاده می‌باشد اگر جت دم‌ش به اندازه کافی به

لبه فرار نزدیک باشد. شاید این امر دلیل بهبود \bar{C}_l/\bar{C}_d در مورد $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.7$ را توضیح دهد. بیشترین افزایش در \bar{C}_l/\bar{C}_d برای $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.7$ و $AOA = 12$ رخ می‌دهد و به اندازه ۱۳ درصد افزایش می‌یابد. در این مورد ضریب برای متوسط به مقدار ۲۶ درصد افزایش می‌یابد در حالی که ضریب درگ متوسط به مقدار ۱۲ درصد کاهش می‌یابد.



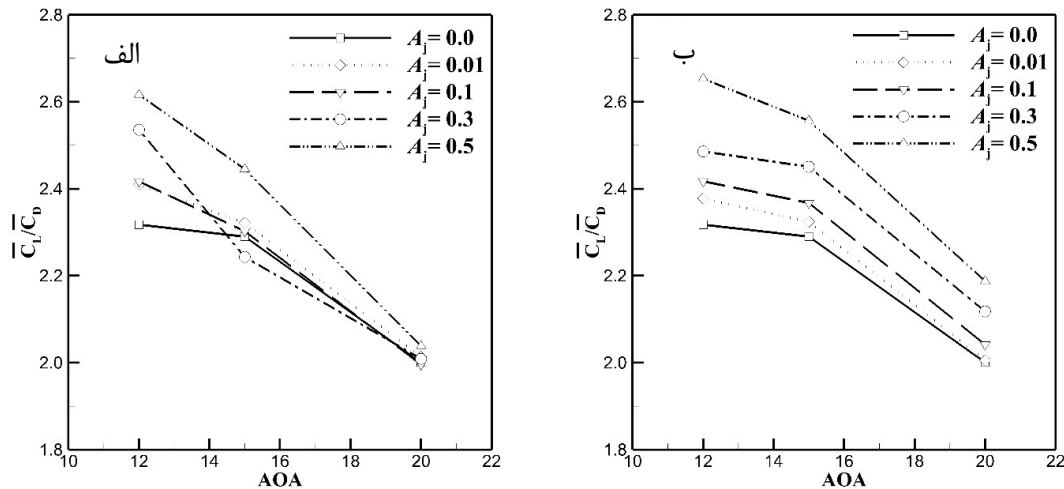
شکل ۴-۹: خطوط جریان روی ایرفویل در زمان ۲۰ الف: خطوط جریان برای $AOA = 12$ و بدون کنترل جریان ب: خطوط جریان برای $AOA = 12$, $L_j = 0.1$, $A_j = 0.5$ و $\theta_j = -90$ ج: خطوط جریان برای $AOA = 20$ و بدون کنترل جریان د: خطوط جریان برای $AOA = 20$, $L_j = 0.3$, $A_j = 0.3$ و $\theta_j = -90$.



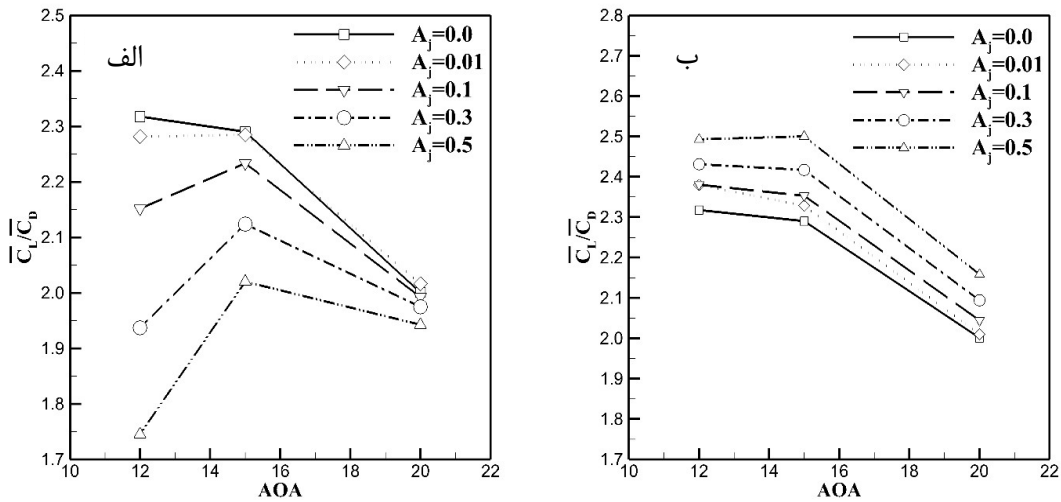
شکل ۴-۱۰: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان در $AOA = 15$ با استفاده مکش با قدرت $A_j = 0.5$ در سه مکان $L_j = 0.1, 0.3, 0.7$ الف: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان بدون کنترل جریان ب: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.7$ ج: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.3$ د: $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.1$

برخلاف مکش، دممش حساسیت بیشتری به زاویه دممش دارد. در بیشتر موارد، دممش با زاویه 30° درجه به دممش با زاویه دممش 90° درجه در بهبود \bar{C}_l/\bar{C}_d دارای برتری می‌باشد. شکل ۴-۱۴ نمایی از خطوط

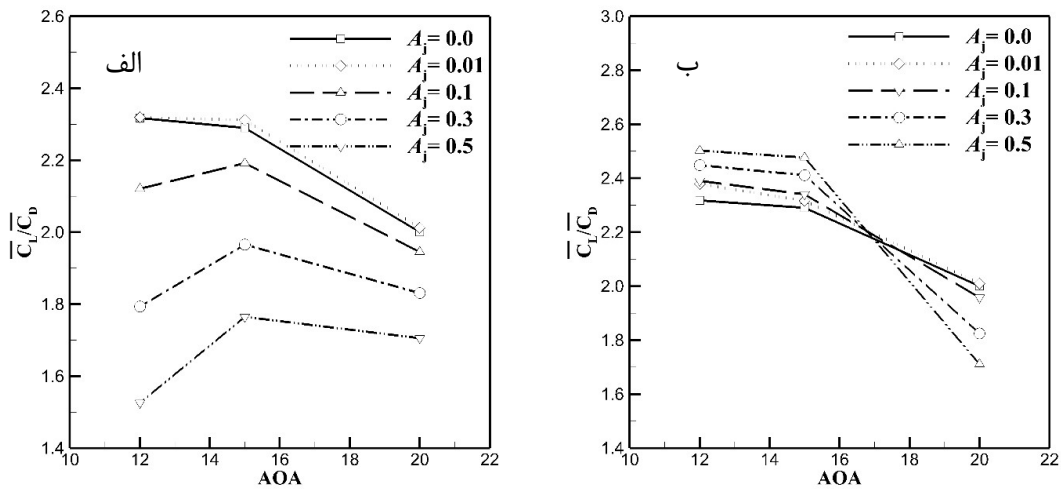
جریان با زاویه 30° درجه برای دو مورد $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.7$ ، $AOA = 12^\circ$ و $A_j = 0.5$ و $L_j = 0.5$ را در زمان 20 را نشان می‌دهد. اولین مورد متعلق به بیشترین بهبود در \bar{C}_l/\bar{C}_d (شکل ۴-۱۱ ب) و دومی متعلق به مورد با بیشترین تأثیر منفی در \bar{C}_l/\bar{C}_d (شکل ۴-۱۳ ب) می‌باشد. همچنین تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان در زاویه حمله 15° درجه با استفاده دمش با قدرت 0.5 و زاویه دمش 90° در سه مکان 0.7 ، 0.3 و 0.1 نمایش می‌دهد. عموماً در عمل به دلیل سادگی در به‌کارگیری دمش و ارائه نتایج قابل قبول در صورت تعیین کمیت‌های مناسب، این روش در کاربردهای کنترل جریان فعال بیش‌تر مورد استفاده قرار می‌گیرد. مکش دارای مکانیزم پیچیده‌تری بوده و اعمال آن روی سطح جسم به دلیل کمبود دستگاه‌های با فشار پایین برای مکش هوا مشکل می‌باشد. بنابراین یک دستگاه اضافی در هواپیما مورد نیاز خواهد بود. در مقابل برای دمش می‌توان از کمپرسور تخلیه هوا استفاده نمود [۱۹].



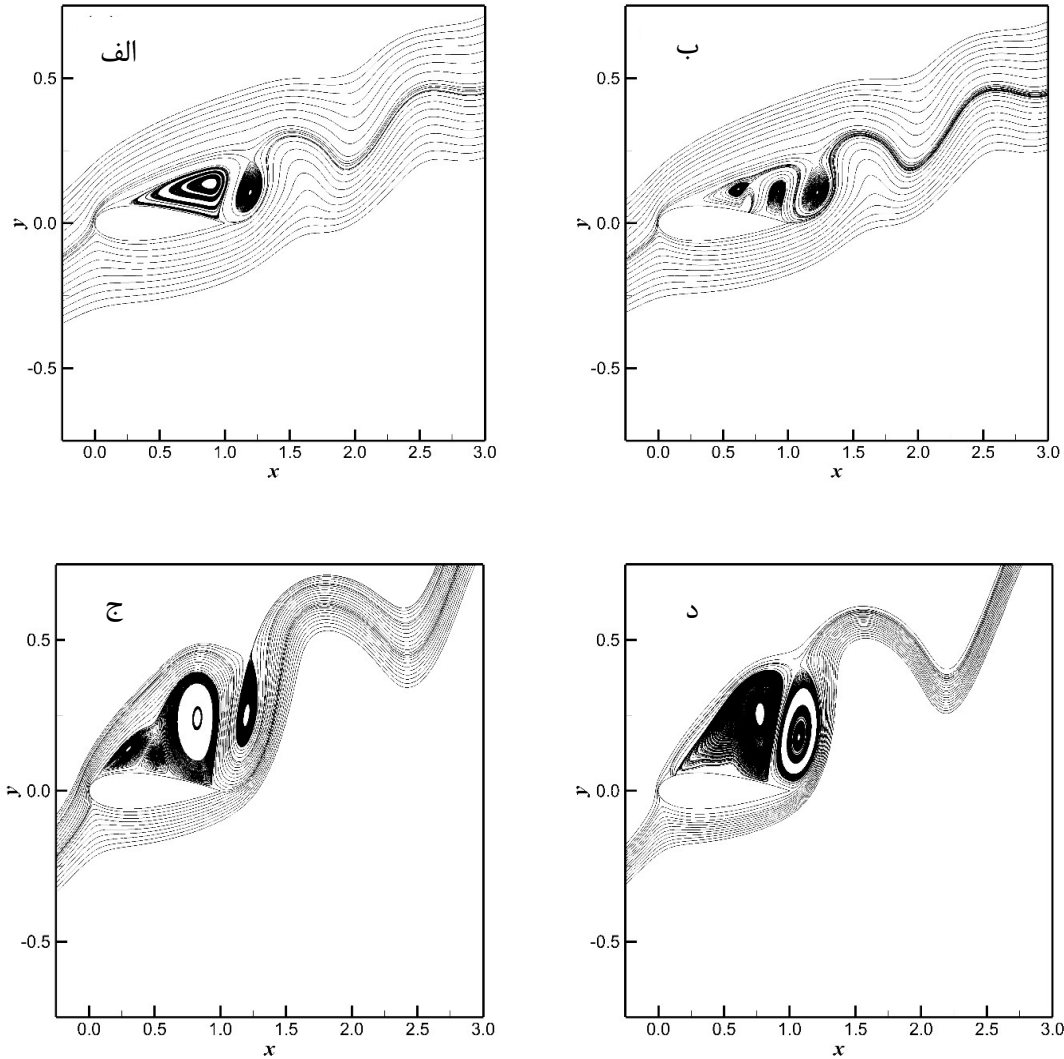
شکل ۴-۱۱: تأثیر دمش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.7$ ، الف: $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ ، ب: $\theta_j = 90^\circ$ ، $\theta_j = 30^\circ$.



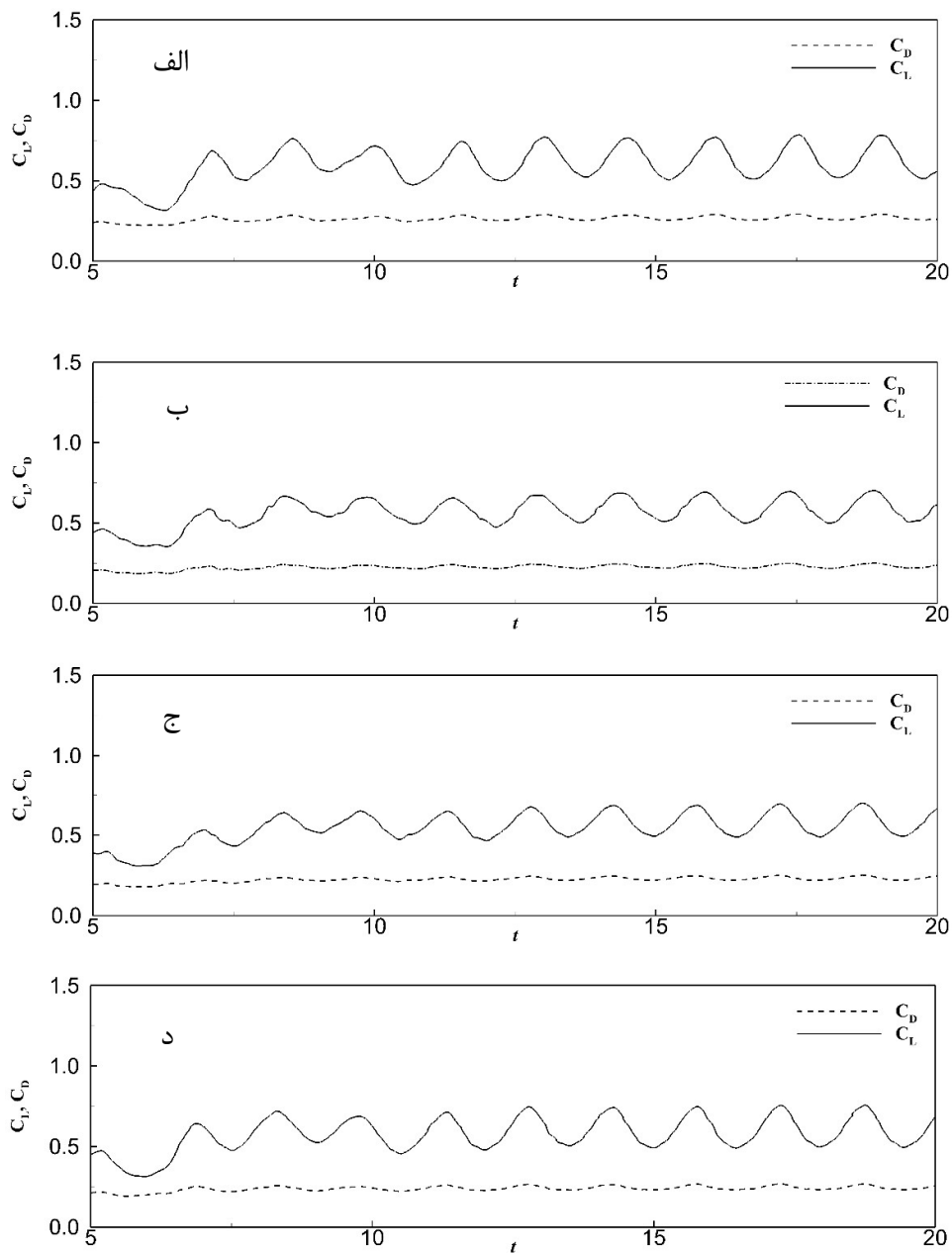
شکل ۴-۱۲: تأثیر دم‌ش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.3$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ الف: $\theta_j = 90$ ب: $\theta_j = 30$.



شکل ۴-۱۳: تأثیر دم‌ش روی سطح ایرفویل بر نسبت ضرایب برای متوسط به پسای متوسط در زوایای حمله مختلف برای $L_j = 0.1$, $A_j = 0.5, 0.3, 0.1, 0.1, 0$ الف: $\theta_j = 90$ ب: $\theta_j = 30$.



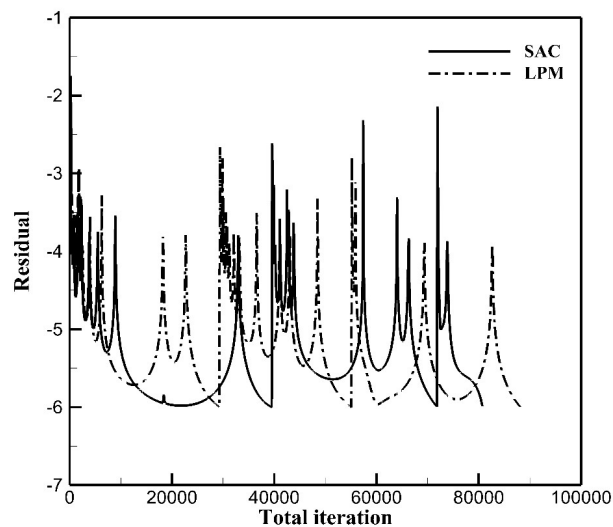
شکل ۴-۱۴: خطوط جریان روی ایرفویل در زمان ۲۰ الف: خطوط جریان برای $AOA = 12$ و بدون کنترل جریان ب: خطوط جریان برای $AOA = 12$ ، $L_j = 0.7$ ، $A_j = 0.5$ و $\theta_j = 30$ ج: خطوط جریان برای $AOA = 20$ و بدون کنترل جریان د: خطوط جریان برای $AOA = 20$ ، $L_j = 0.1$ ، $A_j = 0.5$ و $\theta_j = 30$.



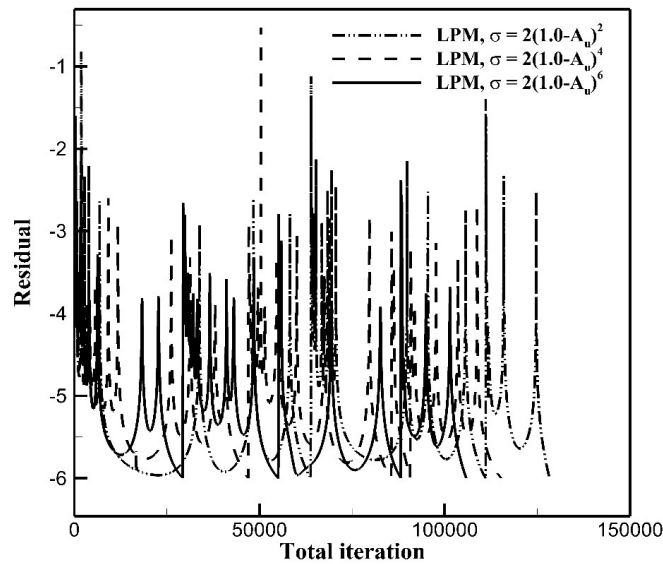
شکل ۴-۱۵: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان در $AOA = 15$ با استفاده دممش با قدرت $A_j = 0.5$ در سه مکان $L_j = 0.1, 0.3, 0.7$ الف: تغییرات ضرایب برا و پسا در گذر زمان بدون کنترل جریان $A_j = 0.5$ ب: $L_j = 0.1$ و $A_j = 0.5$ ج: $L_j = 0.3$ و $A_j = 0.5$ د: $L_j = 0.7$ و $A_j = 0.5$

۴-۵- تاثیر پیش شرط توانی در بهبود همگرایی شبیه‌سازی عددی

در این بخش، تأثیر به‌کارگیری پیش شرط توانی روی سرعت همگرایی شبیه‌سازی عددی به همراه کنترل جریان فعال مورد بررسی قرار گرفته است. برای این امر جریان عبوری روی ایرفویل در $Re = 800$ به همراه جت مکش در موقعیت‌های $I_j = 0.3$ روی سطح بالایی ایرفویل در زاویه $\theta_j = -90^\circ$ و قدرت $A_j = 0.3$ در نظر گرفته شده است. از این رو ابتدا پیش شرط توانی با مدل پیشنهادی کورین برای سه گام زمانی مقایسه گردیده است. این مقایسه در شکل ۴-۱۶ به تصویر کشیده شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود پیش شرط توانی تأثیری در بهبود همگرایی شبیه‌سازی عددی ندارد. اگرچه برای باقیمانده‌ی کمتر از ۶- این وضعیت ممکن است متغیر باشد و نتایج عددی نشان می‌دهد در برخی از مواقع در باقیمانده‌ی از ۹- بهبود ۵۰ درصدی مشاهده شده است. شکل ۴-۱۷ تأثیر افزایش توان پیش شرط توانی در بهبود همگرایی مسئله نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که افزایش توان باعث بهبود سرعت همگرایی می‌شود. باید به این نکته اشاره کرد که این نتایج ممکن است برای مسائل مختلف متفاوت باشد. همچنین درصد بهبود همگرایی با افزایش توان در جدول ۴-۳ نشان داده شده است.



شکل ۴-۱۶: مقایسه تأثیر پیش شرط توانی در همگرایی شبیه‌سازی عددی کنترل جریان عبوری از ایرفویل



شکل ۴-۱۷: تأثیر پیش شرط توانی در بهبود همگرایی شبیه‌سازی عددی کنترل جریان عبوری از ایرفویل

جدول ۴-۳: درصد بهبود همگرایی حل با افزایش توان در معادله پیش شرط توانی

توان	مجموع تکرارها	درصد بهبود (%)
۲	۱۲۸۲۸۰	-
۴	۱۱۵۲۸۰	۱۰
۶	۸۸۱۴۰	۳۱

۴-۶- جریان تراکم‌ناپذیر پایای آشفته

هدف این بخش بررسی دقت مدل آشفته‌گی اعمال شده در الگوریتم پیشنهادی حاضر و بررسی سرعت همگرایی آن و تأثیر کنترل جریان روی مدل آشفته‌گی موردنظر می‌باشد. برای این منظور، جریان آشفته‌ی تراکم‌ناپذیر روی دو ایرفویل NACA۰۰۱۲ و s۸۰۹ در نظر گرفته شده است.

۴-۷- استقلال از شبکه

بر پایه‌ی مطالعات استقلال از شبکه، شبکه‌ی با تعداد ۱۸۰ گره در مسیر ایرفویل و ۹۰ گره در راستای عمود بر ایرفویل در نظر گرفته شده است. همچنین فاصله اولین گره از دیواره ایرفویل به گونه‌ای انتخاب گردیده که اولین گره در زیر لایه‌ی لزج ($y^+ < 1$) قرار گیرد. موقعیت قرارگیری مرز بیرونی ۱۰ برابر وتر ایرفویل دور از آن می‌باشد. در جدول ۴-۴، سه شبکه با ابعاد 160×70 ، 180×90 و 202×100 به همراه ضریب لیفت متناسب با آن برای جریان آشفتگی روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در عدد رینولدز $Re = 0.5 \times 10^6$ و زاویه $AOA = 6$ نشان داده شده است. بر طبق نتایج به دست آمده، برای افزایش سرعت همگرایی به همراه نتایج قابل قبول، شبکه با ابعاد 180×90 گره برای این مطالعه در نظر گرفته شده است.

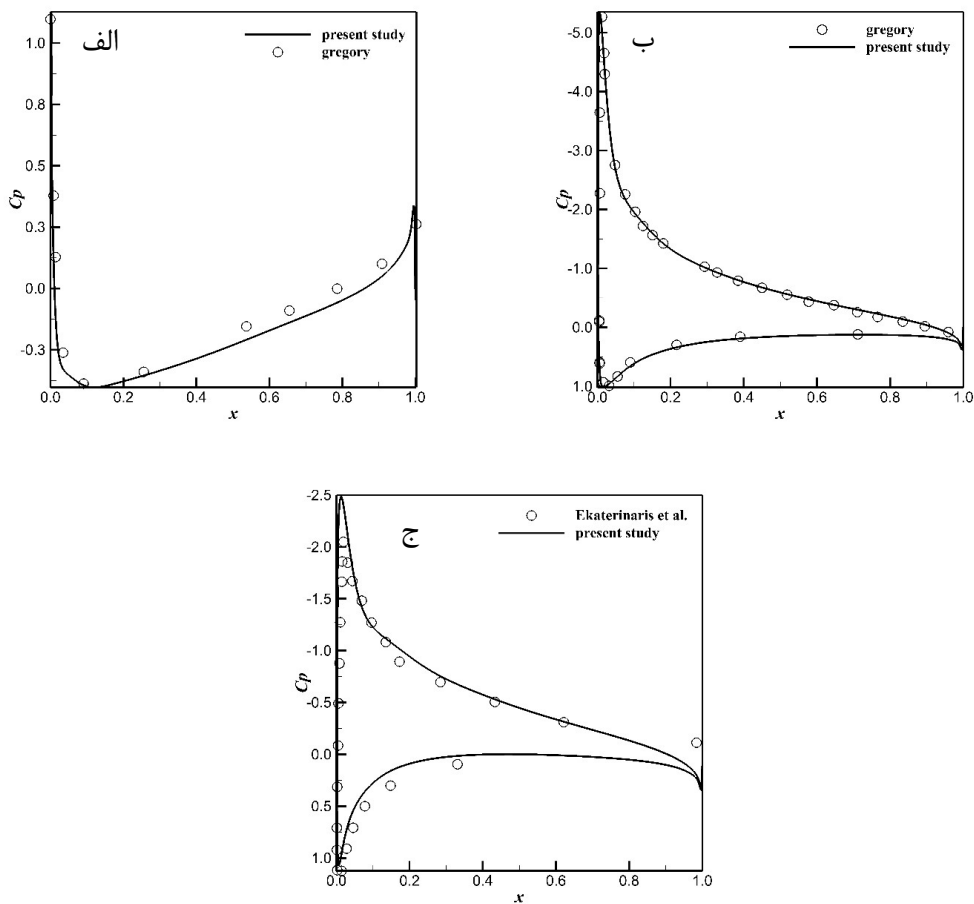
جدول ۴-۴: مطالعه استقلال از شبکه: ضریب برآی جریان آشفتگی روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 0.5 \times 10^6$ و $AOA = 6$

ابعاد شبکه	C_l (Exp.)	C_l (Num.)	خطای نسبی با Exp (%)	خطای نسبی با Num. (%)
160×70	۰/۶۶	۰/۶۷۱۷۰۷	۱/۷	-
180×90	۰/۶۶	۰/۶۶۷۹۵۹	۱/۲	۰/۵۶
202×100	۰/۶۶	۰/۶۶۲۳۰۲	۰/۳	۰/۸۴

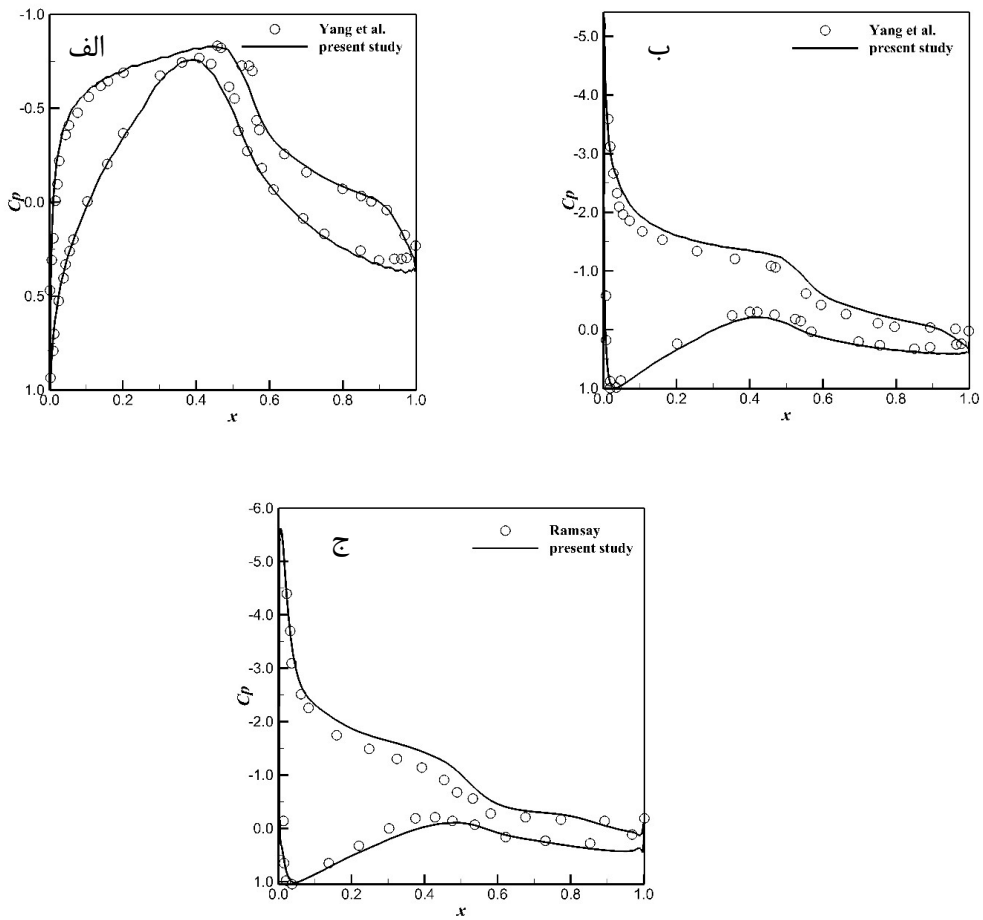
۴-۷-۱ اعتبار سنجی و بررسی پیش شرط توانی

برای بررسی پیش شرط پیشنهاد شده، جریان آشفتگی اطراف ایرفویل‌های NACA۰۰۱۲ و s۸۰۹ آنالیز گردیده است. توزیع ضریب فشار ($C_p = (p - p_\infty) / (0.5\rho U_\infty^2)$) روی این دو ایرفویل به ترتیب در شکل ۴-۱۸ و ۴-۱۹ نشان داده شده است. نتایج با مراجع [۳۴-۳۱] مقایسه گردیده است. نتایج توزیع ضریب فشار نشان داده شده در شکل ۴-۱۸ و ۴-۱۹ دقت قابل قبولی را در مقایسه با نتایج موجود نشان می‌دهد. تأثیر تراکم‌پذیری مصنوعی و روش‌های پیش شرط سازی روی سرعت همگرایی مورد بررسی قرار گرفته است. تاریخچه‌ی همگرایی برای SPM، SAC، MPM، LPM که در آن $\sigma =$

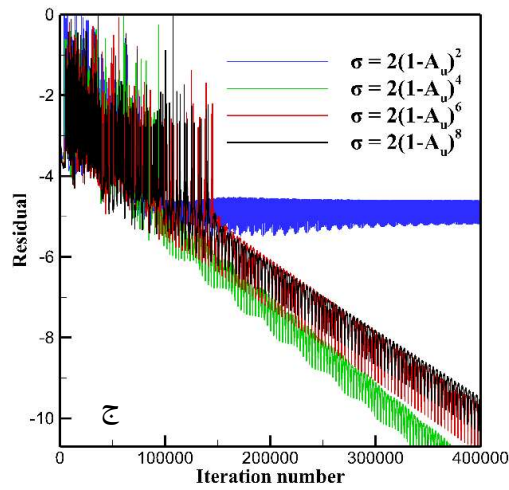
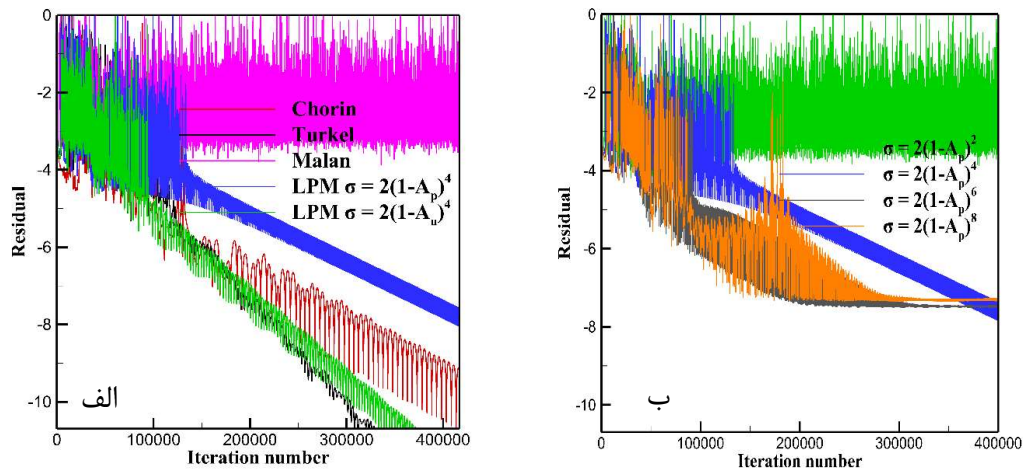
شکل $\sigma = 2(1 - A_p)^n$ و $2(1 - A_u)^m$ LPM که در آن روی ایرفویل‌های NACA۰۰۱۲ و s۸۰۹ در شکل ۲۰-۴ و شکل ۲۱-۴ نشان داده شده است. در شکل ۲۰-۴ الف سه روش پیش شرط LPM، SAC، SPM، MPM و LPM نشان داده شده‌اند. در این شکل‌ها بهترین مقادیر از n و m برای LPM در نظر گرفته شده است. همان‌طور که از این شکل‌ها مشهود است هر دو روش LPM و MPM در که دارای حس گر فشار هستند قادر به همگرایی جریان آشفته اطراف ایرفویل NACA۰۰۱۲ و s۸۰۹ (شکل ۲۰-۴ الف و شکل ۲۱-۴ ب) نبوده و یا دارای توانایی پایین در افزایش سرعت همگرایی هستند.



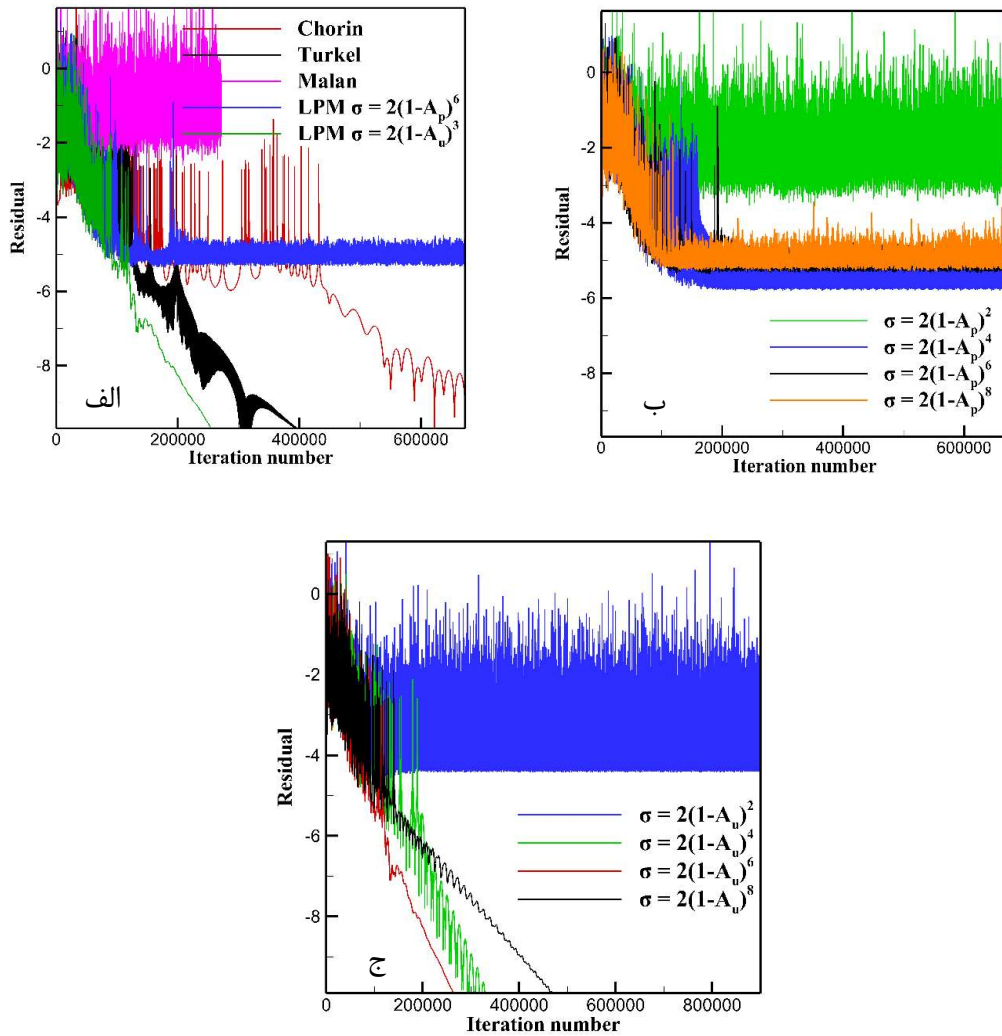
شکل ۴-۱۸: توزیع ضریب فشار جریان آشفته روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ الف: $Re = 2.88 \times 10^6$ و $AOA = 0.0$ ب: $Re = 2.88 \times 10^6$ و $AOA = 6$ ج: $Re = 0.5 \times 10^6$ و $AOA = 10.8$



شکل ۴-۱۹: توزیع ضریب فشار جریان آشفته روی ایرفویل s۸۰۹ الف: $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 1.02$
 ب: $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 9.22$ ج: $Re = 1 \times 10^6$ و $AOA = 12.02$.



شکل ۴-۲: تأثیر تراکم‌پذیری مصنوعی و روش‌های پیش‌شرط مختلف روی سرعت همگرایی جریان روی ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در $Re = 0.5 \times 10^6$ و $AOA = 6$: الف: SAC، SPM، MPM و LPM؛ ب: $(\sigma = 2(1 - A_u)^m)$ LPM؛ ج: $(\sigma = 2(1 - A_p)^n)$ LPM.

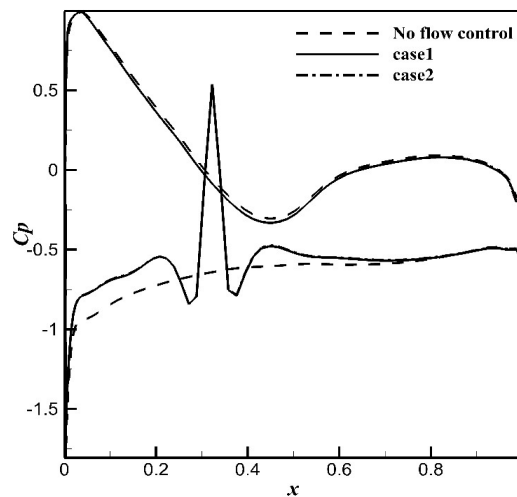


شکل ۴-۲۱: تأثیر تراکم‌پذیری مصنوعی و روش‌های پیش‌شرط مختلف روی سرعت همگرایی جریان روی ایرفویل s۸۰۹ در $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 12.02$ الف: SAC، SPM، MPM و LPM ب: LPM ($\sigma = 2(1 - A_u)^m$) ج: LPM ($\sigma = 2(1 - A_p)^n$).

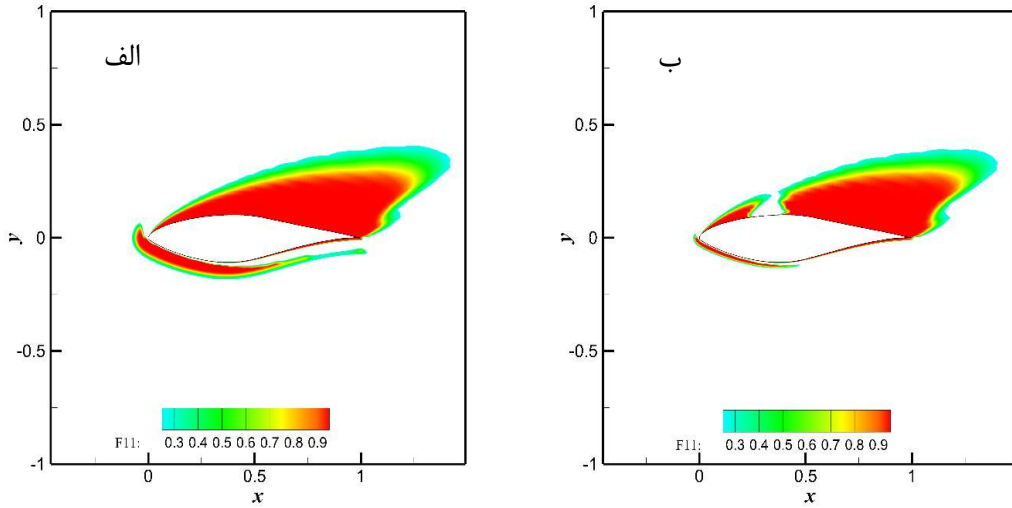
۴-۷-۲ تأثیرات عددی کنترل جریان فعال

در این بخش تأثیر اعمال کنترل جریان فعال روی نتایج عددی روش آشفتگی دو معادله‌ای BSL و اعمال شرایط مرزی لازم روی مرز جت مورد بررسی قرار خواهد گرفت. برای بررسی تأثیر اعمال شرط مرزی روی جت، دو آزمایش روی آن انجام شده است. ابتدا شرط مرزی جت برابر شرط مرزی دیواره برای جریان آشفته (case ۱) یعنی $k = 0$ و $\omega = \frac{\epsilon \cdot \mu}{\nu \cdot \gamma \Delta y^2}$ و $\mu_t = 0.0$ در نظر گرفته شده و سپس

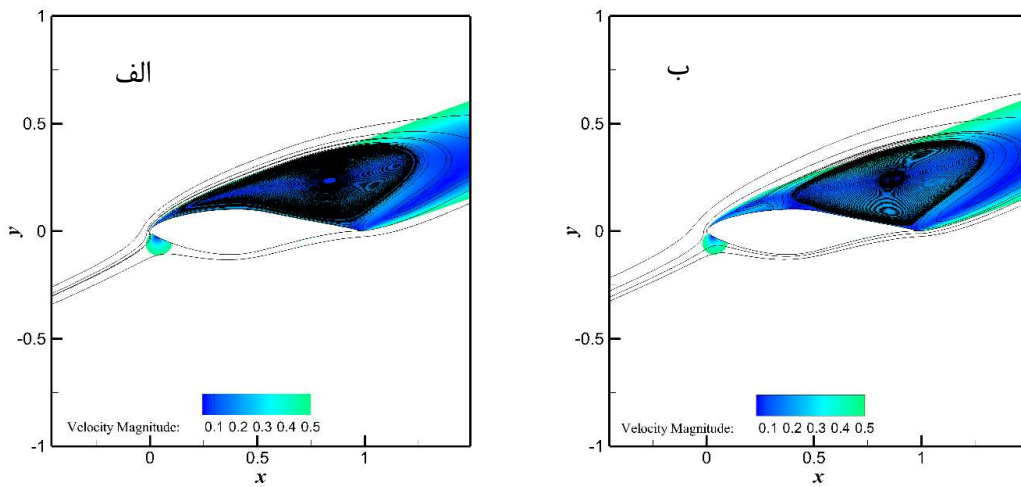
شرط مرزی جت برابر شرط مرزی جریان ورودی برای جریان آشفته (case ۲) یعنی $k_{\infty} = \frac{\omega_{\infty}}{Re}$ و $\omega_{\infty} = \frac{1}{L}$ و $\mu_t = \frac{k_{\infty}}{\omega_{\infty}}$ تنظیم شده و این دو با یکدیگر مقایسه شده‌اند. تغییر توزیع ضریب فشار این دو نمونه (کنترل جریان به کمک دمش) به همراه نمونه‌ی بدون اعمال کنترل جریان بر روی ایرفویل s^{809} در $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 20.15$ در شکل ۲۲-۴ نشان داده شده‌اند. با توجه به این شکل می‌توان نتیجه گرفت که اعمال هر دو شرط مرزی تأثیری در دقت حل نخواهد داشت. تغییر تابع ترکیب موجود در این مدل آشفتگی (F_1) با اعمال دمش در شکل ۲۳-۴ نشان داده شده است. آن گونه که در این مشهود است با اعمال کنترل جریان یک فضا در روی جت دمش ایجاد گردیده و در این مکان مدل آشفتگی k_{ϵ} خواهد بود. همچنین خطوط جریان روی ایرفویل با و بدون دمش در شکل ۲۴-۴ نشان داده شده است. این شکل تأثیر دمش روی خطوط جریان را نشان می‌دهد. هرچند این تأثیر قابل توجه نمی‌باشد. دلایل موجود در بهبود تأثیر کنترل جریان فعال در فصل بعد به تفصیل بیان خواهد شد. توزیع μ_t روی ایرفویل با و بدون دمش در شکل ۲۵-۴ مشاهده می‌شود.



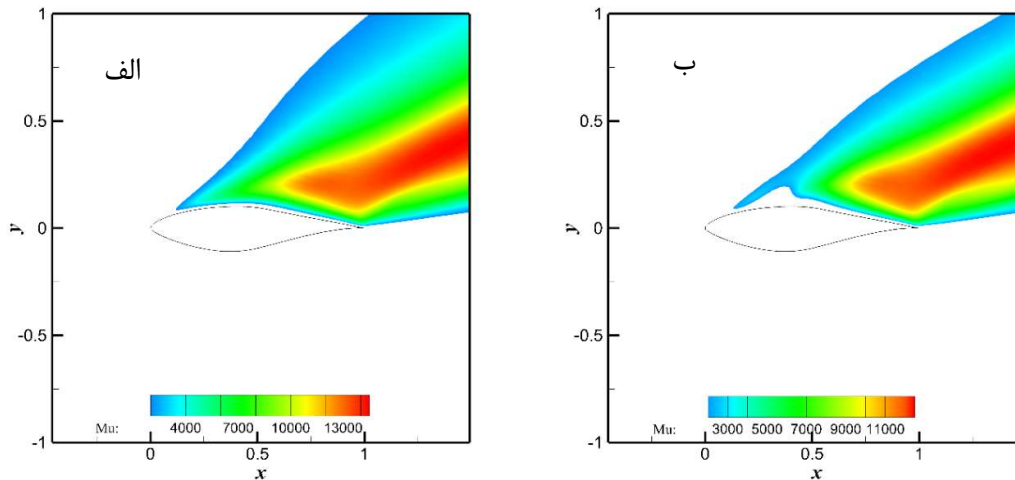
شکل ۲۲-۴: تغییر توزیع ضریب فشار این دو نمونه کنترل جریان به کمک دمش به همراه نمونه‌ی بدون اعمال کنترل جریان بر روی ایرفویل s^{809} در $Re = 2 \times 10^6$ و $AOA = 20.15$



شکل ۴-۲۳: تغییر تابع ترکیب موجود در این مدل BSL (F_1) با اعمال دمش الف: تابع ترکیب بدون اعمال کنترل جریان ب: تابع ترکیب در صورت اعمال کنترل جریان.



شکل ۴-۲۴: خطوط جریان روی ایرفویل با و بدون دمش الف: خطوط جریان روی ایرفویل بدون کنترل جریان ب: خطوط جریان روی ایرفویل به همراه کنترل جریان (دمش).



شکل ۴-۲۵: توزیع u_t روی ایرفویل با و بدون دمش الف: توزیع u_t روی ایرفویل بدون کنترل جریان ب: توزیع u_t روی ایرفویل به همراه کنترل جریان (دمش).

۴-۸- افزایش سرعت حل برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر پایا و ناپایا

امروزه، افزایش استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی (CFD^۱) برای طراحی و آنالیز مسائل پیچیده مهندسی، مانند شبیه‌سازی جریان عبوری از تیغه بالگرد، مسائل آیروداکوستیک، جریان‌های نوسانی روی ایرفویل، ریزش گردابه و ... به شدت وابسته به توسعه روش‌های مؤثر و سریع می‌باشد. نیاز به شبیه‌سازی در زمان کوتاه منجر به پیدایش شاخه‌ای مهم و جذاب در زمینه‌ی تحقیق و توسعه فن‌های شتاب‌دهنده سرعت همگرایی گردیده است.

به‌طور کلی روش‌های افزایش سرعت همگرایی را می‌توان به دودسته طبقه‌بندی نمود: ۱- اعمال تغییر در شبکه محاسباتی ۲- معرفی یا اصلاح الگوریتم‌ها و معادلات حاکم.

تعیین تعداد کافی از گره‌ها درون شبکه محاسباتی یک الزام برای دستیابی به نتایج درست و دقیق می‌باشد. اگرچه افزایش گره باعث بهبود دقت حل می‌گردد ولی در مقابل تأثیر منفی روی سرعت همگرایی در حل‌گرهای تکرارشونده دارد. یکی از راهکارها برای غلبه بر این مشکل استفاده از

^۱ Computational Fluid Dynamics

شبکه‌های سازگار^۱ (در نقاطی که تغییرات متغیرهای درون میدان محاسباتی شدید می‌باشد) است. تمایل محققین برای توسعه این روش‌ها موجب پیدایش روش‌هایی همچون هموارسازی باقیمانده^۲، روش پیمایش زمانی ضمنی رانگ-کوتا^۳، روش‌های چندشبکه‌ای^۴ و روش‌های پیش‌شرط گردید. ادامه بهینه‌سازی این روش‌ها در گذر سال‌ها نشان‌دهنده موفقیت این روش‌ها می‌باشد.

زمان محاسباتی کم در شبکه‌های درشت‌تر و نتایج دقیق‌تر در شبکه‌های ریز منجر به ایجاد ایده‌ی استفاده از تصحیح تغییرها در شبکه‌های ریز برای حل در شبکه‌های درشت‌تر به صورت یک سیکل تکرارشونده شد. این روش موفق افزایش‌دهنده‌ی سرعت به نام روش چندشبکه‌ای معروف است و برای اولین بار توسط فدورنکو [۳۵] معرفی شد. روش چند شبکه‌ای را می‌توان به عنوان ترکیبی از دو مجموعه روش‌های معرفی شده دانست. نی [۳۶] برای اولین بار از روش چند شبکه‌ای برای حل معادلات اویلر استفاده نمود. جیمسون روش چند شبکه‌ای را با روش پیمایش زمانی چندمرحله‌ای رانگ-کوتا ترکیب نمود [۳۷, ۳۸]. دلیل استفاده از روش رانگ-کوتا به عنوان یک روش افزایش سرعت همگرایی قابلیت میرا کنندگی خطا می‌باشد که این روش را به عنوان یک هموارساز در روش‌های چندشبکه‌ای مناسب می‌سازد. هرچند ماکزیمم عدد کورانت (CFL)^۵ به دلایل پایداری محدود می‌باشد. این مشکل با استفاده از روش‌های رانگ-کوتای ضمنی برطرف می‌گردد. در این روش محدودیت استفاده از CFL حذف می‌گردد. یکی دیگر از روش‌های افزایش میزان CFL مجاز، استفاده از روش‌های هموارسازی باقیمانده می‌باشد. لرات [۳۹] اولین بار این روش را مطرح نمود. بعدها این روش توسط جیمسون [۴۰] روی روش رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای به کار برده شد. بلازک [۴۱] چندین روش هموار سازی باقیمانده ضمنی را مورد مطالعه قرار داد. روش هموارسازی پیشنهادشده هزینه محاسباتی را تا ۵ برابر کاهش داد. در برخی از رژیم‌های جریانی مانند جریان‌های تراکم‌ناپذیر،

^۱ Adaptive mesh

^۲ Residual smoothing

^۳ Implicit Runge-kutta time marching scheme

^۴ Multigrid

^۵ Courant number

به دلیل ماهیت معادلات حاکم، نرخ همگرایی و حتی دقت محاسبات عددی به شدت کاهش می‌یابد [۴۲]. یک استراتژی حل برای غلبه بر این‌گونه مسائل استفاده از روش پیش‌شرط سازی است. روش‌های پیش‌شرط سازی می‌توانند به شدت روی سرعت همگرایی تأثیر بگذارند. کورین [۴۳] برای اولین بار با اضافه کردن یک ترم مشتق زمانی فشار به صورت مصنوعی این مشکل را برطرف ساخت. عبارت اضافه‌شده دارای خاصیت فیزیکی نیست و با پیمایش در زمان از بین می‌رود. به این روش تراکم‌پذیری مصنوعی^۱ می‌گویند که به روش چگالی مبنا نیز معروف است و در مقایسه با روش فشار مبنای معرفی شده توسط پتنکار [۴۴] به دلیل مزایایی همچون اقتصادی بودن در سال‌های اخیر به آن توجه بسیار شده است. ترکل [۲۴] در سال ۱۹۸۷ از این مفهوم استفاده کرده و این مشتق زمانی فشار را به معادلات ممنتوم اضافه نمود و سرعت همگرایی را افزایش داد به چنین روشی روش پیش‌شرط گویند. مالان و همکاران [۲۵] در سال ۲۰۰۲ پیش‌شرط محلی را برای مدل‌سازی جریان تراکم‌ناپذیر حالت پایای آرام و گذرا معرفی نمود. اصفهانیان و اکبرزاده [۴۵] با اصلاح مدل مالان پیش‌شرط توانی را برای تحلیل جریان‌های پایای آرام و غیرلزج را معرفی نمودند.

روش‌های افزایش‌دهنده سرعت CFD تنها به این مدل‌های معرفی‌شده محدود نمی‌شوند و روش‌های سخت‌افزاری نیز مانند روش‌های CPU، GPGU، CPU + GPGPU برای افزایش سرعت حل وجود دارند که در این پژوهش مورد بررسی قرار نگرفته است [۴۶]. اگرچه زمینه روش‌های افزایش سرعت حل بسیار غنی است اما همان‌طور که در مرجع [۴۷] اشاره شده است، هنوز روشی ارائه نشده است که به‌طور هم‌زمان دارای کمترین محاسبات در هر تکرار و بیشترین نرخ همگرایی باشد که نشان‌دهنده نیاز برای آزمایش و توسعه روش‌های جدیدتر می‌باشد.

از این‌رو در این مطالعه یک روش افزایش‌دهنده سرعت همگرایی برای جریان‌های آرام تراکم‌ناپذیر پایا و ناپایا ارائه شده است که نتیجه‌ی تجربیات به‌دست‌آمده در طول آزمایش‌های عددی انجام‌شده در این پژوهش می‌باشد.

^۱ Pseudo compressibility method

۴-۸-۱ روش SSM^۱

فرم رانگ-کوتای چندمرحله‌ای را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} Q_{i,j,k}^{(0)} = Q_{i,j,k}^{(N)} \\ Q_{i,j,k}^{(l)} = Q_{i,j,k}^{(0)} - Re_l \\ \vdots \\ Q_{i,j,k}^{(N+1)} = Q_{i,j,k}^{(M)} \end{cases} \quad (1-4)$$

که در آن $l = 1, 2, \dots, M$ و M تعداد مراحل رانگ-کوتا است. همچنین جمله باقیمانده می‌باشد که به صورت زیر بیان می‌شود.

$$Re_l = \alpha_l \frac{\Delta\tau_{i,j}}{A_{i,j} \left(I + (\Pi^{-1}\Gamma)_{kk} \frac{\gamma \Delta\tau_{i,j}}{\bar{\gamma} \Delta t} \right)} \left[G(Q_{i,j,k}^{l-1}) - D(Q_{i,j,k}) \right. \\ \left. + A_{i,j} (\Pi^{-1}\Gamma)_{kk} \left(\frac{-\gamma Q_{i,j,k}^{n+1} + \gamma Q_{i,j,k}^n - Q_{i,j,k}^{n-1}}{\gamma \Delta t} \right) \right] \quad (2-4)$$

در معادله فوق α_l یک ثابت می‌باشد و برای دستیابی به خواص پایداری مختلف دارای مقادیر متفاوتی می‌باشد [۳۵]. جدول ۴-۵ ضریب α_l برای رانگ-کوتای سه و چهار مرحله‌ای پیشنهاد شده توسط مراجع [۳۵, ۴۸] را نشان می‌دهد. عموماً روش‌های هموارسازی باقیمانده صریح و ضمنی در فرم یک‌بعدی به ترتیب به صورت $\bar{Re}_l = (1 + \varepsilon \delta_x^l) Re_l$ و $\bar{Re}_l = (1 - \varepsilon \delta_x^l) Re_l$ نشان داده می‌شوند. در اینجا ε یک کمیت هموارساز و δ_x عملگر مشتق مرتبه اول در راستای x است. در فرم صریح، ε بین مقادیر ۰ و ۰/۲۵ محدود است و عدد کورانت به اندازه نصف مقدار خود افزایش می‌یابد [۴۰]. این محدودیت با استفاده از روش‌های هموارسازی ضمنی برطرف می‌شود. اگرچه، برای استفاده از این روش باید حداقل یک ماتریس سه قطری در هر مرحله از رانگ-کوتا حل گردد که منجر به افزایش ۲۰-۲۵ درصدی زمان محاسباتی می‌شود [۴۰, ۴۹].

جدول ۴-۵: ضرایب α_l برای رانگ-کوتای سه و چهار مرحله‌ای.

M	α_1	α_2	α_3	α_4
۳	۰/۶	۰/۶	۱	-

^۱ Solution Smoothing Method

۴	۱/۴	۱/۳	۱/۲	۱
---	-----	-----	-----	---

در این بخش، با در نظر گرفتن روش هموارسازی جیمسون [۴۰] یک روش هموارسازی حل SSM معرفی گردیده است. در این روش جواب درون رانگ-کوتا ($Q_{i,j,k}$) به صورت صریح در هر مرحله هموار می‌گردد؛ بنابراین شکل نهایی الگوریتم رانگ-کوتا به فرم زیر تغییر می‌یابد.

$$\begin{cases} Q_{i,j,k}^{(\cdot)} = Q_{i,j,k}^{(N)} \\ Q_{i,j,k}^{(l)} = Q_{i,j,k}^{(\cdot)} - Re_l \\ \vdots \\ \overline{Q_{i,j,k}^{(M)}} = (1 - \varepsilon\delta_{xx})(1 - \varepsilon\delta_{yy}) Q_{i,j,k}^{(M)} \\ Q_{i,j,k}^{(N+1)} = \overline{Q_{i,j,k}^{(M)}} \end{cases} \quad (3-4)$$

که در آن δ_{xx} و δ_{yy} عملگرهای مشتق مرتبه دوم می‌باشد. از این رو ترم هموار شده به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\overline{Q_{i,j,k}^{(M)}} = \varepsilon Q_{i+1,j,k}^{(M)} + \varepsilon Q_{i-1,j,k}^{(M)} + (1 - 4\varepsilon) Q_{i,j,k}^{(M)} + \varepsilon Q_{i,j+1,k}^{(M)} + \varepsilon Q_{i,j-1,k}^{(M)} \quad (4-4)$$

باید ذکر گردد که پس از آزمایش‌های فراوان یافت شد که کمیت هموارساز باید در محدوده $0 < \varepsilon < 0.07$ قرار گیرد در غیر این صورت خطای حل افزایش خواهد یافت و یا حل ناپایدار خواهد بود. مباحث تکمیلی در مورد پایداری این روش در بخش بعدی ارائه می‌گردد. مطالعات نشان می‌دهد که انتخاب این کمیت هموارساز درون محدوده تعیین شده سرعت همگرایی را به میزان قابل توجهی افزایش می‌دهد.

۴-۸-۱-۱ تحلیل پایداری روش SSM

در این قسمت تأثیر روش SSM روی ناحیه پایداری مورد بررسی قرار گرفته است. برای این امر از یک معادله مدل استفاده گردیده است.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \mu_1 \Delta x \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \mu_2 \Delta x^3 \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} = 0 \quad (5-4)$$

که در آن $\mu_1 \Delta x \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}$ نشان‌دهنده‌ی ترم لزجت مرتبه‌ی دوم و جمله‌ی $\mu_2 \Delta x^3 \frac{\partial^4 u}{\partial x^4}$ نشان‌دهنده‌ی اضمحلال مرتبه سوم می‌باشد. با استفاده از روش گسسته‌سازی تفاضل مرکزی برای مشتقات مکانی و تفاضل پیش‌رو برای مشتق زمانی معادله‌ی (۴-۵) به صورت زیر تبدیل می‌گردد.

$$(u_i^{n+1} - u_i^n) + \frac{\lambda}{\tau} (u_{i+1}^n - u_{i-1}^n) + \lambda \mu_1 (u_{i-1}^n - 2u_i^n + u_{i+1}^n) + \lambda \mu_2 (u_{i+2}^n - 4u_{i+1}^n + 6u_i^n - 4u_{i-1}^n + u_{i-2}^n) = 0 \quad (۴-۶)$$

در معادله بالا $\lambda = \Delta t / \Delta x$ عدد کورانت می‌باشد. معادله (۴-۶) را می‌توان به صورت $u_i^{n+1} + P(u) = 0$ بیان نمود که $P(u)$ به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$P(u) = -u_i^n + \lambda \left\{ \frac{1}{\tau} (u_{i+1}^n - u_{i-1}^n) + \mu_1 (u_{i-1}^n - 2u_i^n + u_{i+1}^n) + \mu_2 (u_{i+2}^n - 4u_{i+1}^n + 6u_i^n - 4u_{i-1}^n + u_{i-2}^n) \right\} \quad (۴-۷)$$

با استفاده از جمله $\hat{u}_n e^{ipx}$ به جای u_i^n نماد فوریه‌ای $P(u)$ به دست خواهد آمد ($z = \hat{u}_{n+1} / \hat{u}_n$).

$$z = 2\lambda \mu_1 (\cos \xi - 1) + \lambda [i \sin \xi + 4\mu_2 (1 - \cos \xi)^2] - 1 \quad (۴-۸)$$

که در آن ξ بین فواصل $[-\pi, \pi]$ تغییر می‌کند. ضریب تقویت $g(z)$ برای رانگ-کوتای سه و چهار مرحله‌ای با مقادیر ثابت داده شده در جدول ۴-۵ در معادلات زیر داده شده است.

$$g(z) = 1 + z + 0.6z^2 + (0.6 \times 0.6)z^3 \quad (۴-۹)$$

$$g(z) = 1 + z + \frac{1}{\tau} z^2 + \left(\frac{1}{\tau} \times \frac{1}{\tau} \right) z^3 + \left(\frac{1}{\tau} \times \frac{1}{\tau} \times \frac{1}{\tau} \right) z^4 \quad (۴-۱۰)$$

برای یک رانگ-کوتای چندمرحله‌ای با ضرایب دلخواه رابطه‌ی زیر برقرار است: $[\Delta 0]$:

$$g(z) = 1 + \beta_1 z + \beta_2 z^2 + \beta_3 z^3 + \dots + \beta_n z^n$$

که در آن β_i به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$\beta_1 = 1,$$

$$\beta_2 = \alpha_{N-1}$$

^۱ Amplification factor

$$\beta_k = \beta_{k-1} \alpha_{N-k+1}, \quad k = 3, \dots, N.$$

ناحیه پایداری روش رانگ-کوتا برای مقادیری از z که در آن $|g(z)| < 1$ داده می‌شود.

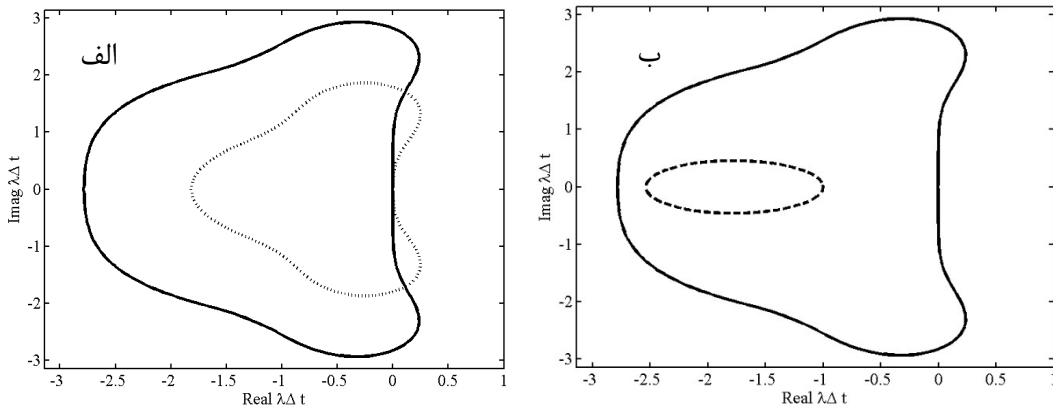
شکل ۴-۲۶ ناحیه پایداری برای رانگ-کوتای سه و چهار مرحله‌ای در دستگاه مختلط متناسب با $|g(z)| < 1$ را نشان می‌دهد. در نتایج به دست آمده مشهود است که با افزایش تعداد مراحل رانگ-کوتا، ناحیه پایداری وسیع‌تر شده و امکان استفاده از عدد کورانت بزرگ‌تر را می‌دهد. پس از اعمال روش هموارسازی معرفی‌شده روی رانگ-کوتا، رابطه $\overline{P}(u)$ (برای مثال در یک بعد) $\tilde{P}_i = \varepsilon P_{i-1} + (1 - 2\varepsilon)P_i + \varepsilon P_{i+1}$ خواهد بود. با استفاده از فرآیندی تحلیل فوریه‌ای مشابه برای \tilde{P}_i ، تابع z به فرم زیر تبدیل می‌گردد.

$$\bar{z} = [1 - 2\varepsilon(1 - \cos\xi)] \left[\lambda \mu_1 (\cos\xi - 1) + \lambda \{i \sin\xi + \xi \mu_2 (1 - \cos\xi)\}^2 \right] - 1 \quad (11-4)$$

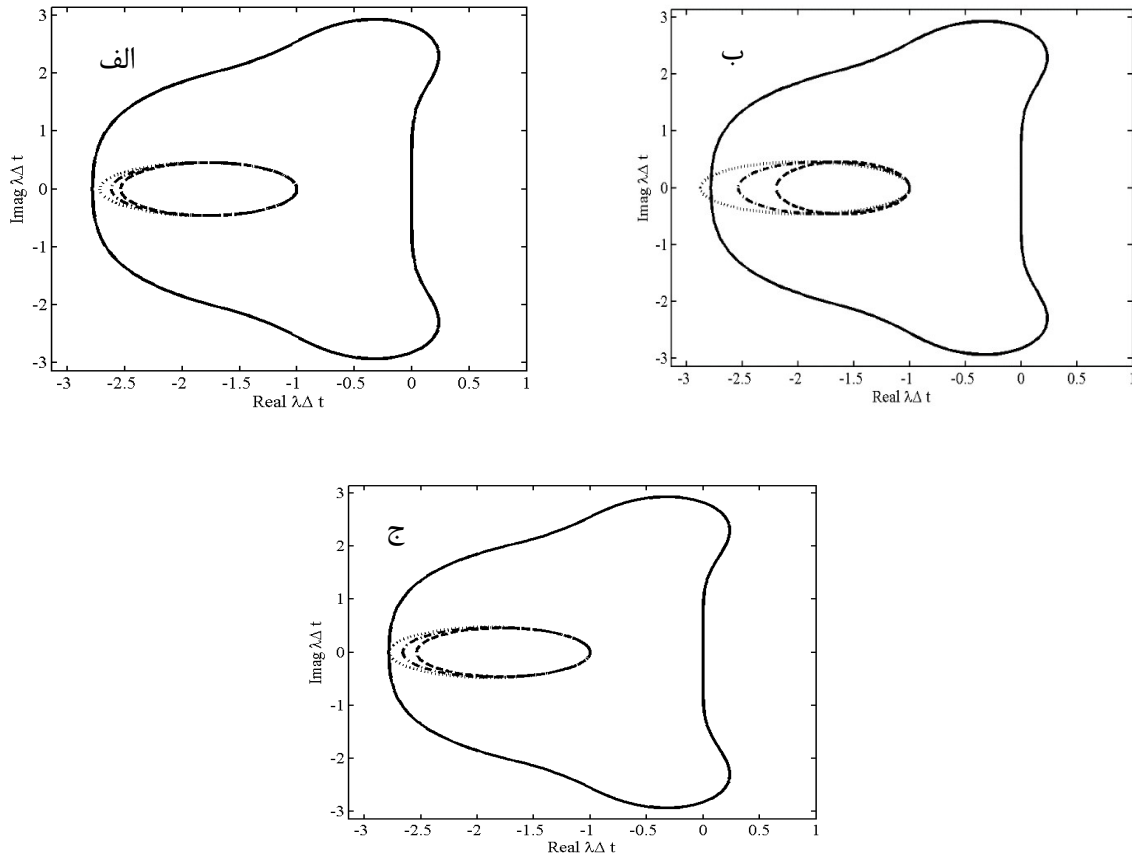
ناحیه بیضی‌شکل تابع z متناسب با SSM برای مقادیری از ε ، λ ، μ_1 و μ_2 درون ناحیه پایداری رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای در شکل ۴-۲۶ ب به تصویر کشیده شده است. از این شکل می‌توان برای یافتن بیش‌ترین مقادیر مجاز عدد کورانت λ ، کمیت هموارساز ε و ضرایب اضمحلال مصنوعی μ_2 استفاده نمود که در شکل ۴-۲۷ الف-پ در مورد آن بحث خواهد شد.

تأثیر ضرایب مختلف اضمحلال مصنوعی $\mu_2 = 0.03, 0.015, 0.0003$ روی اندازه‌ی ناحیه بیضی‌شکل در شکل ۴-۲۷ الف برای $\lambda = 0.5$ و $\varepsilon = 0.04$ نشان داده شده است. در این شکل مشاهده می‌شود که در روش SSM در صورت استفاده از مقادیر اضمحلال مصنوعی بزرگ‌تر از 0.015 ناحیه بیضی‌شکل از ناحیه پایداری خارج شده و این امر باعث ناپایداری حل خواهد شد. باید ذکر گردد که این مقدار ماکزیمم به مقادیر انتخابی ε و λ وابسته می‌باشد. شکل ۴-۲۷ ب تأثیر عدد کورانت $\lambda = 0.4, 0.5, 0.6$ روی اندازه‌ی ناحیه‌ی بیضی‌شکل برای مقادیر $\mu_2 = 0.0003$ و $\varepsilon = 0.04$ را نشان می‌دهد. در این شکل می‌توان مشاهده نمود که ناحیه‌ی بیضی‌شکل روش SSM در اعداد کورانت بزرگ‌تر از 0.6 از ناحیه‌ی پایداری تجاوز می‌کند. در انتها شکل ۴-۲۷ ج تأثیر کمیت هموارساز ε

۰.۰۲، ۰.۰۳، ۰.۰۴ را روی ناحیه بیضی شکل نمایش می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشهود است برای مقادیر $\lambda = ۰.۵$ و $\mu_2 = ۰.۰۰۰۳$ ماکزیمم مقدار کمیت هموارساز برابر با $۰/۴$ می‌باشد.



شکل ۴-۲۶: الف: نواحی پایداری برای رانگ-کوتای سه (نقطه‌چین) و چهار (خط ممتد) مرحله‌ای ب: نواحی پایداری برای رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای (خط ممتد) و ناحیه بیضی شکل (خط‌چین) روش SSM

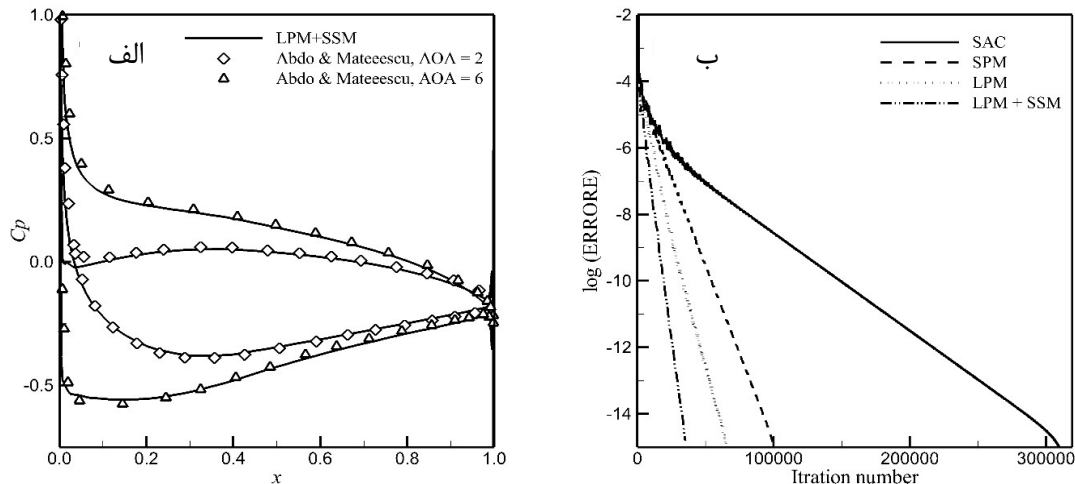


شکل ۴-۲۷: الف: تأثیر مقادیر مختلف ضرایب اضمحلال مصنوعی (نقطه‌چین) ۰.۰۳ و (خط نقطه) ۰.۰۱۵

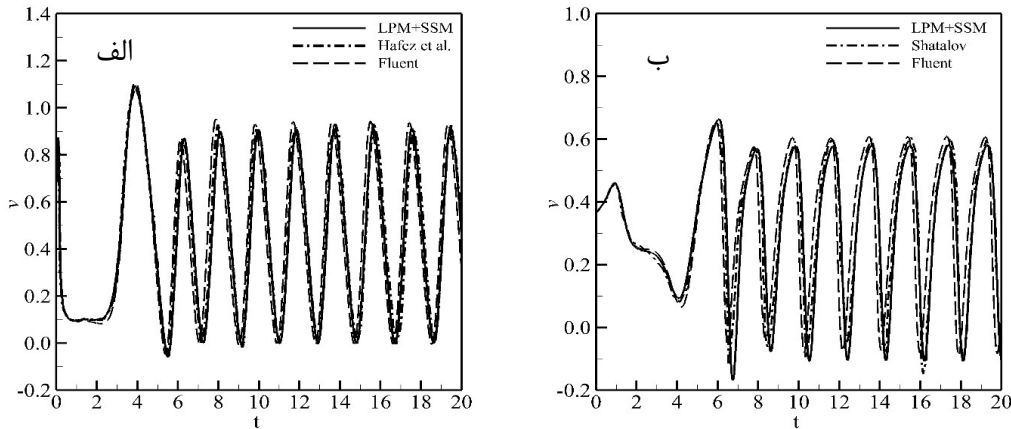
(خط چین) $\mu_2 = 0.0003$ ب: تأثیر مقادیر مختلف (نقطه چین) 0.6 و (خط نقطه) 0.5 ، (خط چین) $\lambda = 0.4$ ج: (خط چین) 0.4 و (خط نقطه) 0.3 ، (خط چین) $\varepsilon = 0.02$

۴-۱-۸-۲ اعتبار سنجی روش SSM

به منظور اعتبار سنجی روش پیشنهاد شده، برای شبیه سازی جریان پایا، جریان روی ایرفویل NACA ۴۴۰۴ در دو زاویه حمله $AOA = 2, 6$ و عدد رینولدز $Re = 400$ و برای شبیه سازی جریان ناپایا، جریان روی ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در زاویه حمله $AOA = 20$ با عدد رینولدز $Re = 800$ بدون مکش و دمش در نظر گرفته شده است. نتایج به دست آمده در شکل ۴-۲۸ و شکل ۴-۲۹ نشان داده شده است. شکل ۴-۲۸ الف نشان می دهد که نتایج توزیع ضریب فشار (C_p) به دست آمده به کمک روش پیشنهاد شده در مقایسه با مطالعه عددی ابدو [۱۲] دارای دقت قابل قبولی می باشد. همچنین تاریخچه همگرایی روش SSM با روش های پیشنهادی کورین (SAC)، روش ترکل (SPM) و روش اصفهانیان و اکبرزاده LPM در شکل ۴-۲۸ ب مقایسه شده است. تاریخچه همگرایی (LPM+SSM) بهبود حدود ۵۵ درصدی در مقایسه با روش LPM را نشان می دهد. در مورد جریان ناپایا، نتایج با مطالعات عددی به دست آمده توسط شاتالو [۳۰] و همچنین نرم افزار تجاری ANSYS/FLUENT مقایسه گردیده است. از اشکال به دست آمده مشهود است که نتایج به دست آمده دارای دقت بسیار خوبی در مقایسه با دیگر روش های معرفی شده می باشد.



شکل ۴-۲۸: تأثیر روش SSM روی دقت و نرخ همگرایی جریان پایا روی ایرفویل NACA۴۴۰۴ در عدد رینولدز $Re = 400$ الف: توزیع ضریب فشار روی سطح برای $\alpha = 6^\circ$ و $\alpha = 2^\circ$ ب: تاریخچه همگرایی برای $AOA = 6$.



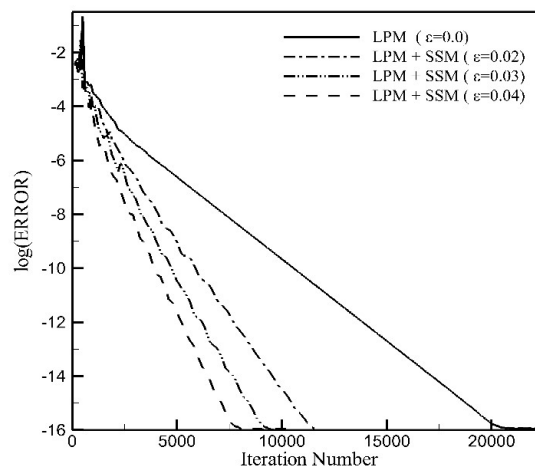
شکل ۴-۲۹: مقایسه تغییرات زمانی مؤلفه سرعت عمودی در دونقطه پشت ایرفویل NACA۰۰۱۲ در زاویه حمله $AOA = 20$ و عدد رینولدز $Re = 800$ الف: $x = 1.1$ $y = 0.0$ ب: $x = 2.0$ $y = 0.0$

۴-۸-۱-۳ اعمال روش SSM برای شبیه‌سازی جریان آرام پایا (با/بدون تزریق جریان)

در این قسمت، تأثیر استفاده از SSM بر سرعت همگرایی جریان‌های پایا روی ایرفویل‌ها مورد بحث و بررسی قرار خواهد گرفت. به این منظور، جریان پایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA = 10^\circ$ بدون اعمال تزریق هوا روی ایرفویل و همچنین چهار مقدار مختلف از کمیت هموارساز $(\epsilon = 0.0, 0.02, 0.03, 0.04)$ انتخاب گردیده است. تأثیر استفاده از مقادیر مختلف ϵ روی سرعت همگرایی در شکل ۴-۳۰ نشان داده شده است. این شکل تأثیر مثبت اعمال SSM روی کاهش تعداد تکرارها را نشان می‌دهد. اگرچه در کنار اهمیت سرعت همگرایی، دقت نتایج به دست آمده یکی از عوامل مهم و مؤثر در تعیین کمیت هموارساز می‌باشد. برای نمایش تأثیر کمیت هموارساز روی دقت حل، تغییرات ضرایب برا (C_L) و پسا (C_D) با تغییر کمیت هموارساز مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج و خطاهای مرتبط در مقایسه با روش بدون SSM ($\epsilon = 0.0$) در جدول ۴-۷ نشان داده شده

است. از این رو، با در نظر گرفتن سرعت همگرایی نشان داده شده در جدول ۴-۶ و دقت حل داده شده در جدول ۴-۷، کمیت هموارساز برابر با 0.03 برای ادامه مطالعه انتخاب گردیده است.

برای نمایش دقت روش SSM روی شبیه‌سازی جریان پایای عبوری از ایرفویل به همراه کنترل فعال جریان، جریان‌های عبوری روی ایرفویل‌های NACA0012 و NACA4404 انتخاب گردیده است. همچنین برای نمایش دقت روش پیشنهادی به‌خصوص در زمان اعمال تزریق هوا روی ایرفویل‌ها ($A_z = 0.1$ و $\theta_z = -90$ و $L_z = 0.7$) از نرم‌افزار تجاری ANSYS/FLUENT استفاده شده است. شکل ۴-۳۱ الف توزیع ضریب فشار روی سطح NACA0012 به دست آمده توسط روش‌های SAC، SPM، LPM، LPM به همراه SSM و FLUENT را نشان می‌دهد. نتایج مشاهده شده در این شکل نشان‌دهنده دقت روش پیشنهادی در مقایسه با دیگر روش‌های ذکر شده است. همچنین تأثیر SSM ($\varepsilon = 0.03$) روی کاهش تعداد تکرارها در شکل ۴-۳۱ ب نشان داده شده است. برای مورد دوم، توانایی SSM در کاهش سرعت همگرایی جریان پایا روی NACA4404 در $AOA = 6$ ، $Re = 2000$ ($A_z = 0.1$ و $\theta_z = -90$ و $L_z = 0.7$) انتخاب شده است. توزیع ضریب فشار و تاریخچه همگرایی مربوط به آن در شکل ۴-۳۲ داده شده است. برای هر دو مورد ذکر شده با تزریق هوا، درصد بهبود سرعت همگرایی روش SSM در مقابل روش‌های SAC، SPM و LPM در جدول ۴-۸ نشان داده شده است.



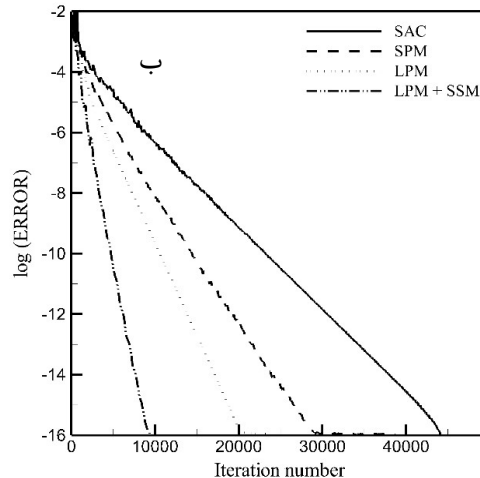
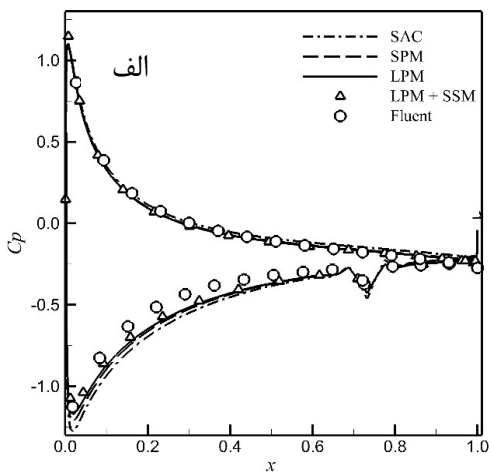
شکل ۴-۳: تأثیر SSM روی سرعت همگرایی برای کمیت‌های هموارسازی مختلف در جریان پایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در عدد رینولدز $Re = 80$ و $AOA = 10^\circ$ (بدون کنترل فعال جریان).

جدول ۴-۶: افزایش سرعت همگرایی برای جریان پایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA = 10^\circ$ (بدون کنترل فعال جریان) برای سه مقدار متفاوت از کمیت هموارسازی

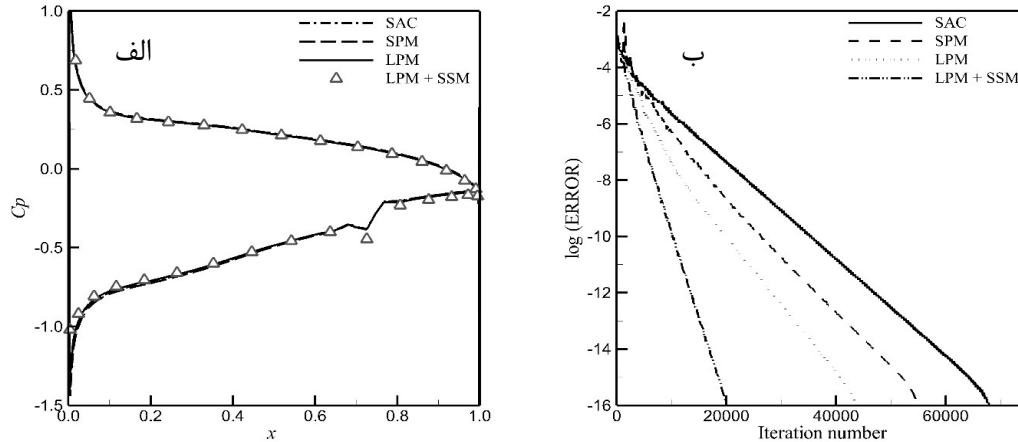
کمیت هموارسازی (ϵ)	افزایش سرعت همگرایی [%]
۰/۰۲	~۴۷
۰/۰۳	~۵۷
۰/۰۴	~۶۳

جدول ۴-۷: تأثیر مقادیر کمیت هموارسازی روی دقت نتایج پایای جریان عبوری از NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA = 10^\circ$ (بدون کنترل فعال جریان).

کمیت هموارسازی (ϵ)	C_D	خطای نسبی (%)	C_L	خطای نسبی (%)
۰/۰	۰/۱۷۳۶۴۳	-	۰/۴۴۷۹۶	-
۰/۰۲	۰/۱۷۶۳۲	~۱/۰	۰/۴۴۲۱۹۲	~۱/۲
۰/۰۳	۰/۱۷۶۸۲۶	~۱/۸	۰/۴۳۲۰۴۹	~۳/۶
۰/۰۴	۰/۱۷۷۲۱۱	~۲/۰	۰/۴۲۵۸۱۴	~۵/۰



شکل ۴-۳۱: تأثیر SSM روی دقت حل و سرعت همگرایی در جریان پایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA = 10$ (به همراه کنترل فعال جریان $A_j = 0.1$) الف: توزیع ضریب فشار روی ایرفویل ب: تاریخچه همگرایی.



شکل ۴-۳۲: تأثیر SSM روی دقت حل و سرعت همگرایی در جریان پایا روی ایرفویل NACA۴۴۰۴ در $Re = 2000$ و $AOA = 6$ (به همراه کنترل فعال جریان $A_j = 0.1$) الف: توزیع ضریب فشار روی ایرفویل ب: تاریخچه همگرایی.

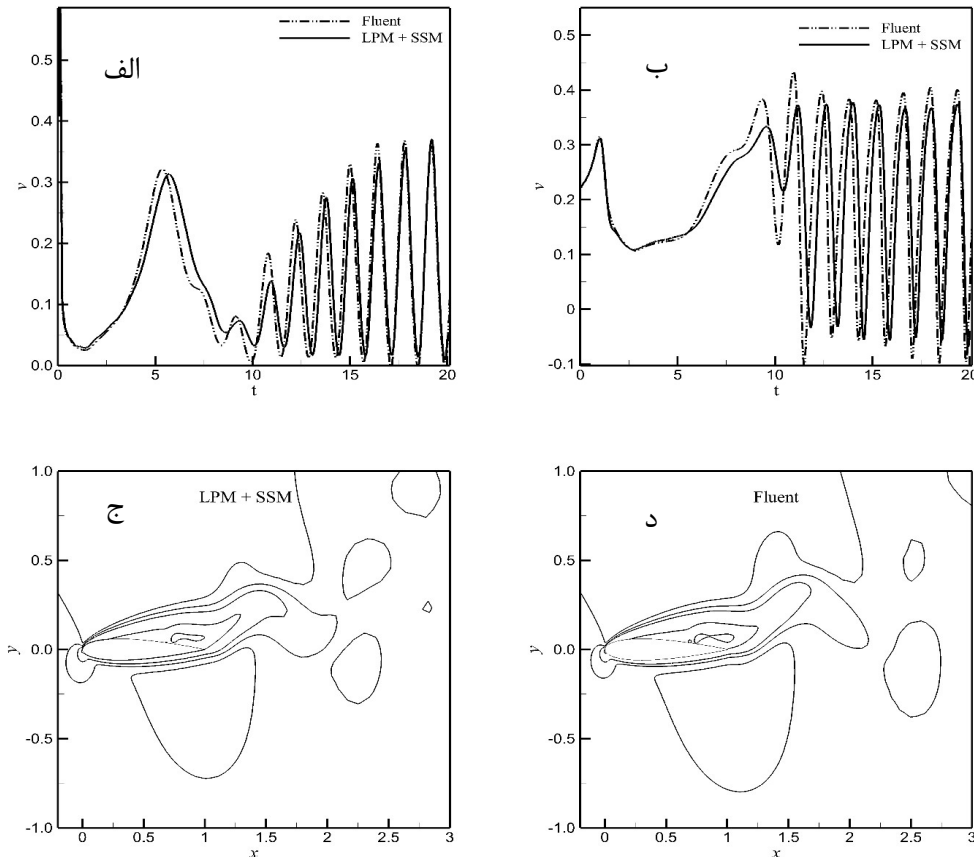
جدول ۴-۸: درصد بهبود همگرایی روش SSM برای $\varepsilon = 0.03$ در شبیه‌سازی جریان پایا (به همراه کنترل فعال جریان $A_j = 0.1$).

ایرفویل	AOA	Re	SAC (%)	SPM (%)	LPM (%)
NACA۰۰۱۲	۱۰	۸۰۰	~۷۷	~۶۵	~۵۷
NACA۴۴۰۴	۶	۲۰۰۰	~۷۱	~۶۴	~۵۴

۴-۱-۸-۴ اعمال روش SSM برای شبیه‌سازی جریان آرام ناپایا

در این قسمت تأثیر استفاده از روش SSM روی شتاب همگرایی جریان‌های ناپایا روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ مورد مطالعه قرار گرفته است. برای اعتبار سنجی جریان عبوری از ایرفویل NACA۰۰۱۲ در $Re = 800$ و $AOA = 12$ به همراه کنترل جریان فعال با خصوصیات $A_j = 0.5$ و $\theta_j = 90^\circ$ ، $L_j = 0.7$ انتخاب گردیده و نتایج با نتایج به دست آمده از نرم‌افزار FLUENT مقایسه شده است. شکل ۴-۳۳ سرعت عمودی محاسبه شده در نقاط $(x, y) = (1.1, 0.0)$ و $(x, y) = (2.0, 0.0)$ نشان می‌دهد. همچنین شکل ۴-۳۳ کانتور سرعت افقی در زمان ۲۰ محاسبه شده توسط روش پیشنهاد شده و نرم‌افزار

FLUENT را نشان می‌دهد. درصد بهبود همگرایی روش SSM در مقایسه با دیگر روش‌ها در جدول ۹-۴ گنجانده شده است. نتایج سرعت همگرایی بالای این روش در کنار دقت قابل قبول آن در مقایسه با دیگر روش‌های اشاره شده، روش SSM را انتخابی مناسب در شبیه‌سازی جریان‌های آرام تراکم ناپذیر پایا و ناپایا می‌سازد.



شکل ۳-۴: مقایسه سرعت عمودی و کانتور سرعت افقی روی ایرفویل NACA0012 در $Re = 800$ و $AOA = 12$ (به همراه کنترل فعال جریان $A_f = 0.5$ و $\theta_f = 90$ و $L_f = 0.7$): الف: تغییرات مولفه سرعت عمودی در $(x, y) = (1.1, 0.0)$; ب: تغییرات مولفه سرعت عمودی در $(x, y) = (2.0, 0.0)$; ج: کانتور سرعت افقی روی ایرفویل NACA0012 شبیه‌سازی شده توسط روش SSM؛ د: کانتور سرعت افقی روی ایرفویل NACA0012 شبیه‌سازی شده توسط نرم‌افزار FLUENT

جدول ۹-۴: درصد بهبود همگرایی روش SSM برای $\varepsilon = 0.03$ در شبیه‌سازی جریان ناپایا

ایرفویل	AOA	Re	SAC (%)	SPM (%)	LPM (%)
NACA0012	۱۵	۵۰۰	~۵۷	~۵۰	~۴۰

NACA۰۰۱۲	۲۰	۸۰۰	~۷۲	~۵۶	~۵۰
NACA۰۰۱۲	۲۰	۱۱۰۰	~۵۰	~۵۰	~۵۵

فصل ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادها

در این فصل خلاصه‌ای از نتایج و دستاوردهای به‌دست‌آمده از مطالعات عددی انجام‌شده در این پایان‌نامه ارائه می‌شود. همچنین در راستای موضوع پایان‌نامه، پیشنهادهایی برای بهبود الگوریتم حاضر مطرح خواهد گردید.

۵-۱- بحث و نتیجه‌گیری

در این پایان‌نامه روش پیش‌شرط، موسوم به پیش‌شرط توانی برای رژیم‌های مختلف جریان بین اعداد رینولدز $۸۰۰ < Re < ۲ \times ۱۰^۶$ و تحت شرایط مختلف پایا و ناپایا مورد آزمون قرار گرفت و ضعف‌ها و نقاط قوت آن در مقایسه با دیگر روش‌های پیش‌شرط مانند SAC، SPM و MPM نشان داده‌شده است. همچنین سازگاری پیش‌شرط توانی در ترکیب با دیگر روش افزایش سرعت همگرایی مورد بررسی قرار گرفت و در این راستا یک روش جدید معرفی گردید. از روش دو معادله‌ای $k - \omega$ BSL برای اولین بار در شبیه‌سازی جریان‌های آشفته استفاده گردید. همچنین دقت روش حاضر در پیش‌بینی جریان روی ایرفویل به همراه کنترل جریان فعال روی آن مورد بررسی قرار گرفته و پس از تأیید قابل‌قبول بودن دقت آن تأثیر کمیت‌های مختلف کنترل جریان، مانند موقعیت قرارگیری جت

مکش/دمش I_d ، زاویه جت θ و مقدار یا قدرت تزریق A_z در بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل بررسی گردید.

در این پایان‌نامه برای شبیه‌سازی عددی از روش معروف حجم محدود مرکزیت سلول جیمسون به همراه یک روش پیش‌شرط توانی پیشرفته برای حذف لختی موجود در معادلات حاکم استفاده گردید. برای دستیابی به جواب حالت پایا معادلات به کمک روش رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای به همراه گام زمان محلی در زمان پیمایش می‌کند. برای مسائل ناپایا یک الگوریتم ضمنی دوزمانه به کار گرفته شد. مطالعات حاضر نشان داد، روش پیش‌شرط توانی در رژیم‌های مختلف جریان دارای دقت قابل قبولی است و همخوانی مناسبی با دیگر مطالعات انجام‌شده توسط محققین دارد. از تحقیقات انجام‌شده روی پیش‌شرط حاضر می‌توان نتیجه گرفت، دستیابی به سرعت حل مناسب و بهتر از سایر روش‌های پیش‌شرط به‌شدت در گرو انتخاب مناسب حس‌گر سرعت یا فشار و همچنین انتخاب مناسب توان پیش‌شرط می‌باشد. همچنین تغییر عدد رینولدز در انتخاب توان ضریب پیش‌شرط توانی حائز اهمیت می‌باشد به‌گونه‌ای که یک توان خاص ممکن است در رینولدز پایین سرعت همگرایی را به‌صورت قابل‌توجهی افزایش دهد ولی در رینولدزهای بالا دارای عملکردی بسیار ضعیف و در برخی مواقع موجب بدتر شدن شرایط شود. نتایج نشان داد که انتخاب این توان‌ها الگوی خاصی را دنبال نکرده و تنها وابسته به تجربه محقق می‌باشد.

در خصوص کنترل جریان فعال روی ایرفویل نتایج نشان داد که به کار بردن مکش نزدیک لبه حمله دارای عملکرد بهتر است. همچنین هیچ تفاوت چشمگیری بین مکش با زوایای 30° و 90° درجه مشاهده نشد. اگرچه می‌توان مکش با زاویه 30° درجه در مقایسه با مکش با زاویه 90° درجه تأثیر بیشتر (اما ناچیز) روی افزایش نسبت ضرایب برا به پسای متوسط خواهد داشت. از طرفی دیگر دمش با زاویه 30° درجه در نزدیکی لبه فرار دارای عملکرد مناسب‌تری است و همچنین به زاویه دمش نیز حساس‌تر می‌باشد. در تمام موارد تست‌شده نسبت ضرایب برا به پسای متوسط با افزایش قدرت مکش افزایش می‌یابد. این امر برای دمش 90° درجه صادق نیست. در اکثر مطالعات انجام‌شده برای دمش،

نسبت ضرایب برا به پسای متوسط با افزایش قدرت دمش کاهش می‌یابد به‌جز برای دمش در موقعیت $L_j = 0.7$. همچنین ذکر این موضوع مفید می‌باشد که دمش با زاویه ۳۰ درجه بر دمش با زاویه ۹۰ درجه در بهبود نسبت ضرایب برا به پسای متوسط دارای برتری می‌باشد (در بعضی موارد با توجه در نظر گرفتن L_j و A_j یکسان این مقدار تا حدود ۴۰ درصد است).

۵-۲- پیشنهادها

در این بخش به‌منظور ارتقای سطح کیفی تحقیق حاضر پیشنهادهایی برای پیش‌برد تحقیقات مرتبط مطرح گردیده است:

- استفاده از شبکه‌های محاسباتی مختلف شامل شبکه‌های با سازمان از نوع C و شبکه‌های بی‌سازمان و بررسی عملکرد آنها
- تعمیم برنامه‌ی محاسباتی عددی به معادلات آشفتگی با دقت و پیچیدگی بیشتر
- استفاده از روش‌های چندشبکه‌ای و ترکیب آن با روش پیش‌شرط توانی
- تعمیم برنامه‌ی محاسباتی به‌منظور حل جریان‌های ناپایای سه‌بعدی

مراجع

- [١] E. Poppleton, Boundary-layer Control for High Lift by Suction at the Leading-edge of a 40° deg Swept-back Wing: HM Stationery Office, ١٩٥٥.
- [٢] N. Gregory and W. Walker, Experiments on the Use of Suction through Perforated Strips for Maintaining Laminar Flow: Transition and Drag Measurements: HM Stationery Office, ١٩٥٨.
- [٣] R. Cumming, N. Gregory, and W. Walker, "An Investigation of the Use of an Auxiliary Slot to Re-establish Laminar Flow on Low-Drag Aerofoils," *R. & M.*, ١٩٥٠.
- [٤] D. L. Burrows and M. A. Schwartzberg, Experimental Investigation of an NACA ٦٤A٠١٠ Airfoil Section with 4° Suction Slots on Each Surface for Control of Laminar Boundary Layer: Citeseer, ١٩٥٢.
- [٥] G. Anderson, V. Murthy, and S. Suter, "Laminar boundary-layer control by combined blowing and suction in the presence of surface roughness (Laminar boundary layer control on two dimensional body by combined blowing and suction in presence of roughness, noting skin friction reduction)," *Journal of Hydronautics*, vol. ٣, pp. ١٤٥-١٥١, ١٩٦٩.
- [٦] J. Sapuppo and D. ARCHER, "Fully laminar flow airfoil sections," *Journal of Aircraft*, vol. ١٩, pp. ٤٠٦-٤٠٩, ١٩٨٢.
- [٧] T. J. Mueller and S. M. Batil, "Experimental studies of separation on a two-dimensional airfoil at low Reynolds numbers," *AIAA journal*, vol. ٢٠, pp. ٤٥٧-٤٦٣, ١٩٨٢.
- [٨] M. d. Alrefai and M. Acharya, "Controlled leading-edge suction for management of unsteady separation over pitching airfoils," *AIAA journal*, vol. ٣٤, pp. ٢٣٢٧-٢٣٣٦, ١٩٩٦.
- [٩] Y. Guowei, W. Shanwu, L. Ningyu, and Z. Lixian, "Control of unsteady vortical lift on an airfoil by leading-edge blowing-suction," *Acta Mechanica Sinica*, vol. ١٣, pp. ٣٠٤-٣١٢, ١٩٩٧.
- [١٠] D. Weaver, K. McAlister, and J. Tso, "Control of VR- γ dynamic stall by strong steady blowing," *Journal of aircraft*, vol. ٤١, pp. ١٤٠٤-١٤١٣, ٢٠٠٤.
- [١١] L. Huang, P. Huang, R. LeBeau, and T. Hauser, "Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA٠٠١٢ airfoil," *Journal of aircraft*, vol. ٤١, pp. ١٠٠٥-١٠١٣, ٢٠٠٤.
- [١٢] M. Abdo and D. Mateescu, "Low-Reynolds number aerodynamics of airfoils at incidence," in *٤٣rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. ١٠٣٨, ٢٠٠٥.
- [١٣] M. Shojaefard, A. Noorpoor, A. Avanesians, and M. Ghaffarpour, "Numerical investigation of flow control by suction and injection on a subsonic airfoil," *American Journal of Applied Sciences*, ١٤٧٤-١٤٨٠, ٢٠٠٥.

- [14] J. Rullan, P. P. Vlachos, D. P. Telionis, and M. D. Zeiger, "Post-stall flow control of sharp-edged wings via unsteady blowing," *Journal of aircraft*, vol. 43, pp. 1738-1746, 2006.
- [15] M. S. Genc and Ü. Kaynak, "Control of laminar separation bubble over a NACA 2410 aerofoil at low Re transitional flow using blowing/suction," *Aerospace Sciences and Aviation Technology*, 2009.
- [16] M. Mashud and F. Hossain, "Experimental study of flow separation control of an airfoil by suction and injection," in *13th Asian Congress of Fluid Mechanics*, pp. 166-169, 2010.
- [17] P. Liu, H. Duan, J. Chen, and Y. He, "Numerical study of suction-blowing flow control technology for an airfoil," *Journal of aircraft*, vol. 47, pp. 229-239, 2010.
- [18] A. D. Gardner, K. Richter, and H. Rosemann, "Numerical investigation of air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 1, p. 69, 2011.
- [19] M. P. Thake Jr, "Investigation of a Laminar Airfoil with Flow Control and the Effect of Reynolds Number, M. s. thesis" The Ohio State University, 2011.
- [20] C. Chen, R. Seele, and I. Wygnanski, "Flow control on a thick airfoil using suction compared to blowing," *AIAA journal*, vol. 51, pp. 1462-1472, 2013.
- [21] K. Yousefi, R. Saleh, and P. Zahedi, "Numerical study of flow separation control by tangential and perpendicular blowing on the NACA 0012 airfoil," *International Journal of Engineering*, vol. 7, pp. 10-24, 2013.
- [22] K. Yousefi and R. Saleh, "The effects of trailing edge blowing on aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil and optimization of the blowing slot geometry," *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 52, pp. 160-179, 2014.
- [23] R. Azim, M. M. Hasan, and M. Ali, "Numerical investigation on the delay of boundary layer separation by suction for NACA 4412," *Procedia Engineering*, vol. 100, pp. 329-334, 2010.
- [24] E. Turkel, "Preconditioned methods for solving the incompressible and low speed compressible equations," *Journal of computational physics*, vol. 72, pp. 277-298, 1987.
- [25] A. Malan, R. Lewis, and P. Nithiarasu, "An improved unsteady, unstructured, artificial compressibility, finite volume scheme for viscous incompressible flows: Part I. Theory and implementation," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 54, pp. 690-714, 2002.
- [26] A. Malan, R. Lewis, and P. Nithiarasu, "An improved unsteady, unstructured, artificial compressibility, finite volume scheme for viscous incompressible flows: Part II. Application," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 54, pp. 710-729, 2002.
- [27] J. M.-J. Hsu, "An implicit-explicit flow solver for complex unsteady flows," PhD thesis vol. 206: Citeseer, 2004.

- [28] K. A. Hoffmann and S. T. Chiang, "Computational Fluid Dynamics Volume I," *Engineering Education System, Wichita, Kan, USA*, 2000.
- [29] A. Jameson, "Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings," *AIAA paper*, vol. 1096, p. 1991, 1991.
- [30] A. V. Shatalov, "Numerical simulations of incompressible laminar flows using viscous-inviscid interaction procedures", Phd thesis, 2006.
- [31] N. Gregory and C. O'reilly, Low-Speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost: HM Stationery Office London, 1973.
- [32] J. Ekaterinaris, M. Chandrasekhara, and M. Platzer, "Analysis of Low Reynolds Number Airfoil Flows", *AIAA journal* , 2016.
- [33] R. Ramsay, M. Hoffman, and G. Gregorek, "Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States) 1990.
- [34] S. Yang, Y. Chang, and O. Arici, "Navier-Stokes Computations of the NREL Airfoil Using a $\kappa-\omega$ Turbulent Model at High Angles of Attack," *Journal of solar energy engineering*, vol. 117, pp. 304-310, 1990.
- [35] R. P. Fedorenko, "The speed of convergence of one iterative process," *USSR Computational Mathematics and Mathematical Physics*, vol. 4, pp. 227-230, 1964.
- [36] N. Ron-Ho, "A multiple-grid scheme for solving the Euler equations," *AIAA journal*, 2012.
- [37] A. Jameson and T. Baker, "Multigrid solution of the Euler equations for aircraft configurations," in *22nd Aerospace Sciences Meeting*, p. 93, 1984.
- [38] A. Jameson, "Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings," in *1st Computational Fluid Dynamics Conference*, p. 1096, 1991.
- [39] H. Hollanders, A. Lerat, and R. Peyret, "Three-dimensional calculation of transonic viscous flows by an implicit method," *AIAA journal*, vol. 22, pp. 1670-1678, 1980.
- [40] A. Jameson and T. Baker, "Solution of the Euler equations for complex configurations," in *7th Computational Fluid Dynamics Conference Danvers*, 1983, p. 1929.
- [41] J. Blazek, C.-C. Rossow, N. Kroll, and R. Swanson, "A comparison of several implicit residual smoothing methods in combination with multigrid," in *Thirteenth International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics*, pp. 286-290, 1993.
- [42] J. F. Lynn, "Multigrid solution of the Euler equations with local preconditioning", Phd thesis, The University of Michigan, 1990.
- [43] A. J. Chorin, "A numerical method for solving incompressible viscous flow problems," *Journal of computational physics*, vol. 130, pp. 118-120, 1997.

-
- [٤٤] S. Patankar, "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow", McGraw-Hill, New York, ١٩٨٠.
- [٤٥] V. Esfahanian and P. Akbarzadeh, "Local pressure preconditioning method for steady incompressible flows," *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, vol. ٢٤, pp. ١٦٩-١٨٦, ٢٠١٠.
- [٤٦] M. L. Hosain and R. B. Fdhila, "Literature Review of Accelerated CFD Simulation Methods towards Online Application," *Energy Procedia*, vol. ٧٥, pp. ٣٣٠٧-٣٣١٤, ٢٠١٥.
- [٤٧] R. P. Dwight, P. Lucas, and H. Bijl, "Solution Methods and Acceleration Techniques in Computational Fluid Dynamics (CFD)," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*.
- [٤٨] R. CHIMA, E. Turkel, and S. Schaffer, "Comparison of three explicit multigrid methods for the Euler and Navier-Stokes equations," in *٢٥th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. ٦٠٢, ١٩٨٧.
- [٤٩] P. JORGENSON and R. CHIMA, "An unconditionally stable Runge-Kutta method for unsteady flows," in *٢٧th Aerospace Sciences Meeting*, p. ٢٠٥, ١٩٨٩.
- [٥٠] E. Turkel, "Acceleration to a steady state for the Euler equations," *Numerical methods for the Euler equations of fluid dynamics*, pp. ٢١٨-٣١١, ١٩٨٥.

Abstract

Development of a new generation of flying objects with more maneuverability and pitching capability at higher angles of attack (AOA) needs effective systems to control unsteady phenomena on their body. By growing interest in UAVs (Unmanned Aerial Vehicle) for military, probe into places where large flying objects are not capable of, and among other applications, demands the study of this field and improvement of the aerodynamic performance of these flying objects. Since the unsteady effects become stronger as the flying object size decreases, flow control over the surface of them become a necessity, which is one of the methods to increase the aerodynamic performance. The design and optimization of aerodynamic bodies are complex and astringent tasks that entails expensive experiments and plenty amount of time. These difficulties emphasize the important role of numerical simulation to reduce these experimental consequences. To predict the complex flow conditions, it is important to use suitable numerical techniques which have both acceptable convergence speed and accuracy. The numerical code uses the well-known Jameson's cell-centered finite volume numerical method accompanied by a progressive power-law preconditioning approach to suppress the stiffness of the governing equations. To achieve the steady state solution, the equations are integrated in time using an explicit four-stage Runge-Kutta scheme with local time step. For unsteady problems, a dual-time implicit algorithm is applied to obtain time-accurate solutions. Many numerical simulations are performed over airfoils, including the simulation of laminar/turbulent flows at $10^4 < Re < 2 \times 10^6$ and comparison of different preconditioning techniques and effect of suction-blowing control parameters, such as slot location (L_j), suction/blowing amplitudes (A_j), and suction/blowing angle (θ_j). Also an acceleration technique is introduced for and its accuracy is examined. The results show that the presented algorithm is capable of simulating different flow regimes from laminar to turbulent flows with/without active flow control. The obtained results illustrate that in the case of active flow control over airfoil, implementation of suction has more ipmprovement on the performance of the airfoil. Also no significant difference is obsereved between suction with 30° and 40° .

angles. Furthermore, blowing with the angle of 3° near the trailing edge has a better performance and also is more sensitive to the angle of blowing. Also it should be mentioned that blowing with the angle of 3° excel blowing with the angle of 9° degrees in improving the ratio of mean lift coefficient to mean drag coefficient (in some cases these improvement by assuming the same L_j and A_j is about 4° percent).

Keywords: Active flow control, turbulent flow, progressive power-law preconditioning, four-stage Runge-Kutta scheme.



Faculty of Mechanical and Mechatronics Engineering

M.Sc. Thesis in Aerodynamics Engineering

**Power-law preconditioning method to
improve the convergence of the
numerical simulation of active flow
control of unsteady flows on Airfoils**

by
Ahmad Askari Lehdarboni

Supervisor
Dr. Pooria Akbarzadeh

September ۲۰۱۷