

بررسی اثر دمش و مکش از یک یا دو موقعیت روی سطح مکش ایرفویل NACA0012 بر عملکرد آیرودینامیکی آن در جریان آشفته

پوریا اکبرزاده^{۱*}، مهسا مصطفوی^۲

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۰۸/۲۴	یکی از رویکردهای مؤثر در بهبود عملکرد آیرودینامیکی هیدروفویل‌ها و ایرفویل‌ها، تزریق مقدار اندکی انرژی به سیستم (نظیر تزریق یا مکش سیال روی سطح جسم)، برای تغییر نیروی برآ و پسا است. در حقیقت مکش و دمش سطحی سیال می‌تواند توزیع فشار و گرادیان سرعت روی سطوح ایرفویل/هیدروفویل را بهبود دهد و محل جدایش جریان را اصلاح کند. از این‌رو در تحقیق حاضر به بررسی رفتار هیدروآیرودینامیکی جریان آشفته عبوری از یک ایرفویل پرداخته می‌شود که در معرض تزریق و مکش جریان سیال در قسمتی از سطح بالایی خود قرار گرفته است. رفتار ایرفویل ابتدا تحت یک موقعیت تزریق یا مکش سیال بررسی می‌شود و پس از آن تزریق یا مکش از دو موقعیت، مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این شبیه‌سازی از نرم‌افزار تجاری فلوئنت بهره گرفته شده است. هدف از این تحقیق، مطالعه اثر قدرت، تعداد شکاف تزریق یا مکش، محل تزریق یا مکش سیال و زاویه تزریق یا مکش روی عملکرد هیدروآیرودینامیکی ایرفویل است. از مهم‌ترین نتایج به دست آمده می‌توان به کاهش ۱۰ الی ۵۰ درصدی نیروی پسا و افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی نیروی برآ (در حالت دمش) و کاهش ۵ الی ۳۰ درصدی نیروی پسا و افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی نیروی برآ (در حالت مکش) با در نظر گرفتن دو شکاف تزریق در مقایسه با یک شکاف تزریق کاهش اشاره کرد.
پذیرش مقاله: ۱۳۹۵/۰۳/۱۸	
واژگان کلیدی: کنترل جریان، دمش و مکش سیال، ضریب برآ، ضریب پسا، زاویه تزریق جریان.	

۱- مقدمه

بررسی و بهینه‌سازی ضرایب پسا و برآ از دیرباز مورد توجه دانشمندان علوم هوافضا، صنایع خودرو، صنایع دریایی و... قرار گرفته است. در همه این موارد سعی بر این بوده تا با استفاده از روش‌ها و راهکارهای جدید و نو بتوان میزان نیروی پسا را کاهش و در مواقع ضروری، نیروی برآ را افزایش داد. یکی از این روش‌های متداول، کنترل جریان به معنی تغییر اجباری میدان جریان و فشار است. به عبارت دیگر به کمک شیوه‌ها و ابزارهای مکانیکی، جریان از روی یک جسم را می‌توان برای اهدافی چون به تعویق انداختن جدایش، افزایش نیروی برآ، کاهش نیروی پسی فشاری، کاهش اصطکاک پوسته‌ای و نوسانات نامطلوب دست‌کاری و اصلاح کرد. به‌طور کلی روش‌های کنترل

جریان به دو گروه اصلی کنترل فعال^۳ و کنترل غیرفعال^۴ جریان طبقه‌بندی می‌شوند. در گذشته، بیشتر از شیوه‌های غیرفعال نظیر اصلاح شکل هندسی، ایجاد مانع، نصب مولدهای ورتکس، ایجاد شیار روی بدنه تجهیزات و غیره به منظور تغییر گرادیان فشار و در نتیجه تأخیر و جلوگیری از جدایش جریان روی سطح جسم، استفاده می‌شد که می‌توان به کارهای مطالعاتی ویلیامز [۱] و فلت [۲] اشاره کرد. در مقابل، روش‌های کنترل فعال به روش‌هایی گفته می‌شود که برای انجام وظیفه اصلاح گرادیان فشار، به توان اضافی نیاز دارند که توسط یک واحد پیش‌رانه تولید می‌شود. به عنوان نمونه برای شیوه‌های کنترل فعال می‌توان از مکش و دمش سیال روی سطح جسم نام برد [۳].

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: akbarzad@ut.ac.ir

۱. دانشیار دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک، دانشگاه صنعتی شاهرود
۲. دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود

³ Active flow control

⁴ Passive flow control

در حالت مکش، سیال کم‌انرژی موجود در لایه مرزی به درون جسم کشیده و با سیال پرانرژی جریان در خارج لایه مرزی جایگزین می‌شود. این فرایند باعث می‌شود جریان پایدار باقی بماند و از جدایش جلوگیری شود. در روش دمش یا تزریق، سیال با انرژی و سرعت بالا از داخل جسم به لایه مرزی تزریق می‌شود که می‌تواند بر گرادیان فشار نامناسب غلبه کرده، ناحیه جدایش سیال را حذف یا کاهش دهد. [۳] شرایط مکش و دمش طولانی نیازمند هزینه و امکانات بالایی است اما استفاده از این روش‌ها برای لحظات بحرانی و ماندگاری می‌تواند بسیار کارگشا باشد. [۴] درباره استفاده از مکانیزم مکش و دمش در کنترل گرادیان فشار می‌توان به کارهای وو و همکارانش [۵] در سال ۱۹۹۸، نا [۶] در سال ۱۹۹۸ و حسن و همکارانش [۷] در سال ۱۹۹۷ اشاره کرد. نتایج حاصل از این مطالعات نشان می‌داد استفاده از مکش یا دمش در نزدیکی لبه حمله عمدتاً باعث افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌شود. در سال ۲۰۰۰ وانگ و سان [۸]، نحوه جدایش جریان روی یک ایرفویل ضخیم را با اعمال دمش از چند شکاف در سرعت‌های پایین بررسی کردند. یافته‌های آن‌ها افزایش راندمان و ضریب برآ ایرفویل ضخیم را نشان می‌داد. در سال ۲۰۰۴ اورتمانس و کالر [۹]، تأثیر تزریق هوا روی لایه مرزی آشفته را تجزیه و تحلیل کردند. آن‌ها به کمک جت‌های مولد گردابه، جریان با ممنتوم بالا را به داخل لایه مرزی تزریق کردند. هوانگ و همکارانش [۳] در همان سال مطالعه عددی تأثیر مکش و دمش روی سطح هیدروفویل NACA0012 را برای جریان‌های مغشوش در زوایای حمله ۱۸ درجه و عدد رینولدز ۵۰۰۰۰ انجام دادند. آن‌ها ثابت کردند چنانچه موقعیت جت در ۱۲/۵ درصدی ابتدای ایرفویل قرار گیرد، بیشترین افزایش ضریب برآ را مشاهده خواهیم کرد. یو و معین [۱۰] در سال ۲۰۰۸ فرایند جدایش جریان روی ایرفویل NACA0015 را در جریان آشفته با عدد رینولدز ۸۹۶۰۰۰، با استفاده از جت‌های ترکیبی و روش عددی LES^۱ بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند به کمک جت‌های ترکیبی علاوه بر به تأخیر انداختن جدایش جریان، ضریب برآ نیز به شکل قابل توجهی افزایش (حدود ۷۰ درصد) می‌یابد. کیم و همکارش [۱۱] در سال ۲۰۰۹ تأثیر استفاده از جت ترکیبی را روی عملکرد ایرفویل

در حالت مکش، سیال کم‌انرژی موجود در لایه مرزی به درون جسم کشیده و با سیال پرانرژی جریان در خارج لایه مرزی جایگزین می‌شود. این فرایند باعث می‌شود جریان پایدار باقی بماند و از جدایش جلوگیری شود. در روش دمش یا تزریق، سیال با انرژی و سرعت بالا از داخل جسم به لایه مرزی تزریق می‌شود که می‌تواند بر گرادیان فشار نامناسب غلبه کرده، ناحیه جدایش سیال را حذف یا کاهش دهد. [۳] شرایط مکش و دمش طولانی نیازمند هزینه و امکانات بالایی است اما استفاده از این روش‌ها برای لحظات بحرانی و ماندگاری می‌تواند بسیار کارگشا باشد. [۴] درباره استفاده از مکانیزم مکش و دمش در کنترل گرادیان فشار می‌توان به کارهای وو و همکارانش [۵] در سال ۱۹۹۸، نا [۶] در سال ۱۹۹۸ و حسن و همکارانش [۷] در سال ۱۹۹۷ اشاره کرد. نتایج حاصل از این مطالعات نشان می‌داد استفاده از مکش یا دمش در نزدیکی لبه حمله عمدتاً باعث افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌شود. در سال ۲۰۰۰ وانگ و سان [۸]، نحوه جدایش جریان روی یک ایرفویل ضخیم را با اعمال دمش از چند شکاف در سرعت‌های پایین بررسی کردند. یافته‌های آن‌ها افزایش راندمان و ضریب برآ ایرفویل ضخیم را نشان می‌داد. در سال ۲۰۰۴ اورتمانس و کالر [۹]، تأثیر تزریق هوا روی لایه مرزی آشفته را تجزیه و تحلیل کردند. آن‌ها به کمک جت‌های مولد گردابه، جریان با ممنتوم بالا را به داخل لایه مرزی تزریق کردند. هوانگ و همکارانش [۳] در همان سال مطالعه عددی تأثیر مکش و دمش روی سطح هیدروفویل NACA0012 را برای جریان‌های مغشوش در زوایای حمله ۱۸ درجه و عدد رینولدز ۵۰۰۰۰ انجام دادند. آن‌ها ثابت کردند چنانچه موقعیت جت در ۱۲/۵ درصدی ابتدای ایرفویل قرار گیرد، بیشترین افزایش ضریب برآ را مشاهده خواهیم کرد. یو و معین [۱۰] در سال ۲۰۰۸ فرایند جدایش جریان روی ایرفویل NACA0015 را در جریان آشفته با عدد رینولدز ۸۹۶۰۰۰، با استفاده از جت‌های ترکیبی و روش عددی LES^۱ بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند به کمک جت‌های ترکیبی علاوه بر به تأخیر انداختن جدایش جریان، ضریب برآ نیز به شکل قابل توجهی افزایش (حدود ۷۰ درصد) می‌یابد. کیم و همکارش [۱۱] در سال ۲۰۰۹ تأثیر استفاده از جت ترکیبی را روی عملکرد ایرفویل

² Shock-Induced Separation

¹ Large Eddy Simulation

گردایان سرعت است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$G_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} \quad (۳)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (۴)$$

تنظیمات نرم‌افزاری و فرضیات موردنظر به شرح زیر اعلام می‌شود:

- در این شبیه‌سازی از الگوی گسسته‌سازی کوئیک^۲ نرم‌افزار برای حل معادلات ممنتوم حاکم بر جریان و برای درگیرکردن کمیت‌های سرعت و فشار سه معادله ممنتوم و پیوستگی از الگوریتم سیمپل^۳ نرم‌افزار استفاده شده است (برای مشاهده جزئیات به مرجع [۲۱] فصول ۵ و ۶ مراجعه شود).
- در تنظیم مدل توربولانسی مذکور ضرایب ثابتی وجود دارند که در نرم‌افزار فلوئنت به این صورت در نظر گرفته شده است: (۱) عدد پراگتدل توربولانس (σ_k) برابر ۱/۰ و ضریب لزجت توربولانس (μ_t) برابر ۰/۰۹ است که هر دو در معادله- k مدل توربولانسی مذکور ظاهر می‌شوند. (۲) ضریب $C_{1\varepsilon}$ برابر ۱/۴۴، $C_{2\varepsilon}$ برابر ۱/۹۲ و ضریب σ_ε برابر ۱/۲ است که هر سه در معادله- ε مدل توربولانسی مذکور ظاهر می‌شوند.
- از آنجاکه این مطالعه روی کنترل جریان به کمک دمش و مکش متمرکز است، یکی از فرضیات مورد استفاده در این شبیه‌سازی، تراکم‌ناپذیر بودن سیال است. بنابراین از پیچیدگی‌های مرتبط با اثرات تراکم‌پذیری سیال در شبیه‌سازی صرف‌نظر شده است. چنین فرضی در مرجع [۳] نیز که برای اعتبارسنجی مطالعه حاضر در نظر گرفته شده است، دیده می‌شود. با این حال، این فرض برای حرکت برخی از اجسام پرنده در هوا (ایرفویل‌ها) با عدد ماخ کمتر از ۰/۳ و برای حرکت تمام اجسام زیرسطحی در آب (هیدروفویل‌ها) قابل قبول است.
- برای این شبیه‌سازی، عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ انتخاب شده است. در نتیجه جریانی کاملاً آشفته (مغشوش) و فارغ از پیچیدگی‌های شرایط گذار^۴ در محاسبات عددی لحاظ شده است.

فرکانس تزریق، قدرت و زاویه جت روی عملکرد ایرفویل هدف اصلی مطالعه بوده است. بنابراین در تحقیق حاضر سعی شده است ابتدا رفتار هیدرودینامیکی جریان آشفته عبوری از یک ایرفویل که در معرض تزریق جریان سیال در قسمتی از سطح بالایی خود قرار گرفته است، بررسی شود، سپس با جایگزینی شکاف تزریق به دو شکاف کوچک‌تر (با ثابت نگاه‌داشتن مجموع دبی و قدرت) و جابه‌جایی موقعیت این دو شکاف نسبت به همدیگر، عملکرد جدید ایرفویل موردبررسی قرار می‌گیرد. در این شبیه‌سازی که از نرم‌افزار تجاری فلوئنت بهره گرفته شده است، از مهم‌ترین نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها می‌توان به کاهش ۱۰ الی ۵۰ درصدی نیروی پسا و افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی نیروی برآ (در حالت دمش) و کاهش ۵ الی ۳۰ درصدی نیروی پسا و افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی نیروی برآ (در حالت مکش) با در نظر گرفتن دو شکاف تزریق در مقایسه با یک شکاف تزریق کاهش اشاره کرد.

۲- معادلات حاکم و روش حل

همان‌طور که ذکر شد، برای شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل از نرم‌افزار تجاری فلوئنت استفاده شده است. در این نرم‌افزار به منظور شبیه‌سازی جریان آشفته و محاسبه تنش رینولدز، از مدل توربولانسی کا- μ پسیلون^۱ استفاده شده است. معادلات این مدل عبارت است از معادله k (انرژی جنبشی متلاطم) و معادله ε (اتلاف انرژی جنبشی متلاطم) که به ترتیب در معادلات (۱) و (۲) نمایش داده شده است:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - \rho \varepsilon \quad (۱)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \rho C_{1\varepsilon} \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \varepsilon - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (۲)$$

که در آن μ لزجت دینامیکی، ν لزجت سینماتیکی، u_i مولفه‌های سرعت، μ_t لزجت گردابه‌ای ناشی از تلاطم، ρ چگالی سیال، σ_k و σ_ε اعداد پراگتدل مغشوش برای معادلات k و ε و G_k انرژی سینماتیکی مغشوش تولیدی ناشی از

⁴ Transition Condition

¹ $k - \varepsilon$ Standard

² QUICK

³ SIMPLE

یک شکاف تزریق برای چهار موقعیت مختلف Lz یعنی ۰/۱، ۰/۳۳۳، ۰/۵۶۷ و ۰/۸، سه قدرت تزریق مختلف Az یعنی ۰/۱، ۰/۱۷۳ و ۰/۳۳۷ و یک زاویه تزریق $\theta_j = 90^\circ$ درجه و در شرایط وجود دو شکاف تزریق برای موقعیت شکاف اول $Lz = 0.1$ ، دو قدرت تزریق مختلف Az یعنی ۰/۱ و ۰/۳۳۷، دو زاویه تزریق مختلف θ_j یعنی ۹۰ درجه و ۳۰ درجه و چهار موقعیت شکاف دوم Lz^* یعنی ۰/۲، ۰/۴، ۰/۶ و ۰/۸ انجام شده است. همچنین در حالت مکش از زاویه تزریق $\theta_j = -90^\circ$ درجه استفاده شده است.

۴- شرایط مرزی

قسمتهایی از بدنه ایرفویل که تحت تزریق سیال ناست، به صورت دیواره با شرط عدم لغزش در نظر گرفته می شود. برای شکاف روی بدنه که فرایند تزریق یا مکش سیال صورت می گیرد، شرط مرزی سرعت ثابت (با توجه به زاویه تزریق جریان روی ایرفویل) اعمال می شود. در مرز ورودی شبکه محاسباتی، سرعت ورودی جریان آزاد (با توجه به زاویه حمله ایرفویل - U_∞) و در مرز خروجی شبکه محاسباتی، فشار ثابت (p_∞) به عنوان شرط مرزی اعمال می شود.

۵- نتایج شبیه سازی

همان طور که بیان شد، در این پژوهش، رفتار و عملکرد ایرفویل تحت دمش و مکش جریان از سطح فوقانی، با در نظر گرفتن چند کمیت اصلی، یعنی موقعیت تزریق (Lz) برای یک شکاف و Lz^* برای دو شکاف، نسبت سرعت جریان تزریقی به سرعت جریان آزاد یا قدرت دمش/مکش (Az) و زاویه تزریق/مکش (θ_j) مورد بررسی قرار می گیرد که در ادامه، این نتایج به تفصیل بیان می شود.

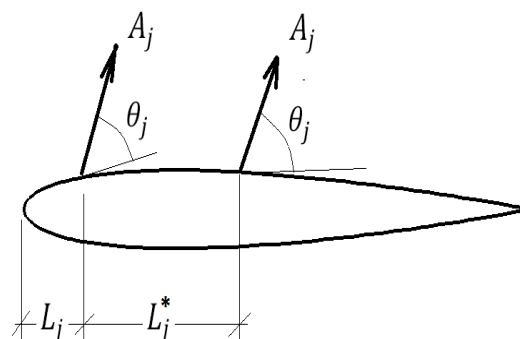
۵-۱- آزمون استقلال از شبکه

یکی از روش های مرسوم در ارزیابی نتایج شبیه سازی عددی، آزمون استقلال از شبکه است. به همین منظور در این بخش، نتایج شبیه سازی برای ضریب نیروی برآ (C_L) و ضریب نیروی پسا (C_D) برای جریان عبوری از ایرفویل با زاویه حمله ۱۰ درجه و عدد رینولدز ۵۰۰۰۰ و بدون اعمال تزریق در سه شبکه با ابعاد مختلف ۶۴۵۰۰، ۱۴۵۰۰ و ۳۰۵۰۰ با یکدیگر مقایسه و نتایج آن در جدول ۱ نمایش داده شده است. همان طور که ملاحظه می شود نیروی برآ و پسا برای دو شبکه ریزتر، تقریباً اعداد

به عنوان مثال برای جسمی به ابعاد ۱۵ سانتی متر در ارتفاع پروازی کم که با سرعت ۲۰۰ کیلومتر بر ساعت در حال پرواز است (نظیر هواپیماهای کوچک یا بدون سرنشین) به طور تقریبی عدد رینولدز حدود ۵۰۰۰۰۰ و عدد ماخ حدود ۰/۱۵ و برای جسمی به ابعاد ۱۰ سانتی متر در زیر آب که با سرعت ۵ متر بر ثانیه در حال حرکت است (نظیر بالک های یک اژدر) به طور تقریبی عدد رینولدز حدود ۵۰۰۰۰۰ خواهد بود.

۳- معرفی هندسه و کمیت های تزریق

در این تحقیق، مطابق شکل (۱)، ایرفویل NACA0012 با طول وتر واحد به عنوان هندسه مورد مطالعه در نظر گرفته شده است. در تمامی شبیه سازی های حاوی تزریق، زاویه حمله ۱۸ درجه، عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و سیال تراکم ناپذیر است. روی سطح فوقانی ایرفویل در مرحله اول یک شکاف تزریق با پهنای ۲/۵ درصد طول وتر و فاصله Lz از لبه حمله قرار دارد. در مرحله دوم، یعنی حالتی که دو شکاف تزریق یا مکش مدنظر است، شکاف اول در فاصله ثابت و بدون تغییر $Lz = 0.1$ از لبه حمله قرار داشته، شکاف دوم در فاصله Lz^* از شکاف اول در نظر گرفته می شود (با توجه به اینکه طول ایرفویل واحد در نظر گرفته شده است، Lz و Lz^* اعدادی بی بعد خواهند بود). در این حالت پهنای هر دو شکاف ۱/۲۵ درصد طول وتر و دبی تزریق نصف دبی هر شبیه سازی مرحله اول است. Az نسبت سرعت جت تزریق به سرعت جریان آزاد عبوری از ایرفویل (Az) قدرت تزریق یا مکش معرفی می شود که با توجه به تعریف آن عددی بی بعد خواهد بود) و θ_j زاویه تزریق نسبت به خط عمود بر سطح شکاف است.



شکل ۱: معرفی کمیت های تزریق یا مکش

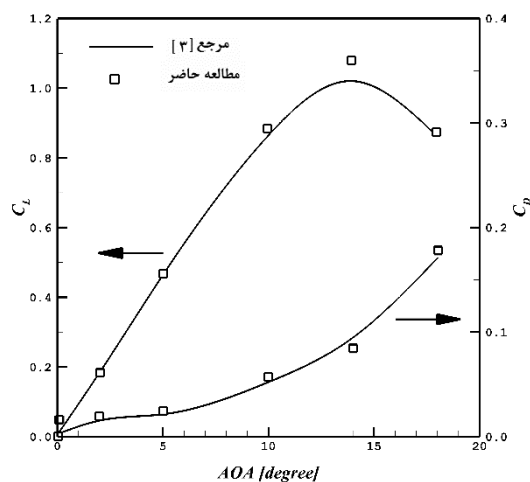
لازم است توضیح داده شود که شبیه سازی در شرایط وجود

ایرفویل، برای آگاهی از الگوی جریان و نمایش اثر مکانیزم مکش یا دمش، خطوط جریان در اطراف ایرفویل برای حالت مکش با قدرت $A_j = 0.337$ ، تحت زاویه $\theta_j = -90$ درجه، زاویه حمله ۱۸ درجه و سه موقعیت مختلف شکاف تزریق، یعنی L_j یعنی ۰/۱، ۰/۳۳۳، ۰/۵۶۷ و همچنین شرایط بدون تزریق در شکل ۵ آورده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، با نزدیک شدن محل مکش به لبه حمله ایرفویل، در جدایش جریان روی سطح ایرفویل تأخیر افتاده، گردابه‌ها در انتهای ایرفویل با ابعاد کوچکی تشکیل می‌شوند؛ درحالی‌که با دور شدن محل مکش از لبه حمله، ابعاد گردابه تغییر چندانی نخواهد داشت و فقط به دو بخش تقسیم می‌شوند.

جدول ۱: آزمون استقلال از شبکه برای جریان بدون تزریق عبوری از ایرفویل با زاویه حمله ۱۰ درجه و عدد رینولدز

۵۰۰۰۰

تعداد سلول محاسباتی	۶۴۵۰۰	۱۴۵۰۰۰	۳۰۵۰۰۰
ضریب برآ	۰/۸۴۹	۰/۸۵۴	۰/۸۵۵
ضریب پسا	۰/۰۵۲۰	۰/۰۵۲۷	۰/۰۵۲۶



شکل ۲: ضریب برآ (C_L) و ضریب پسا (C_D) برای زوایای مختلف حمله (AOA) در جریان آشفته عبوری از ایرفویل NACA0012 بدون تزریق

۴-۵- تأثیر تزریق هم‌زمان از دو شکاف

در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی جریان آشفته عبوری از ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله ۱۸ درجه با عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و همراه با اعمال تزریق هم‌زمان از دو شکاف ارائه می‌شود. در این شبیه‌سازی‌ها، شکاف تزریق اول در $L_j = 0.1$ و شکاف دوم در چهار موقعیت

یکسانی هستند.

۲-۵- اعتبارسنجی نتایج

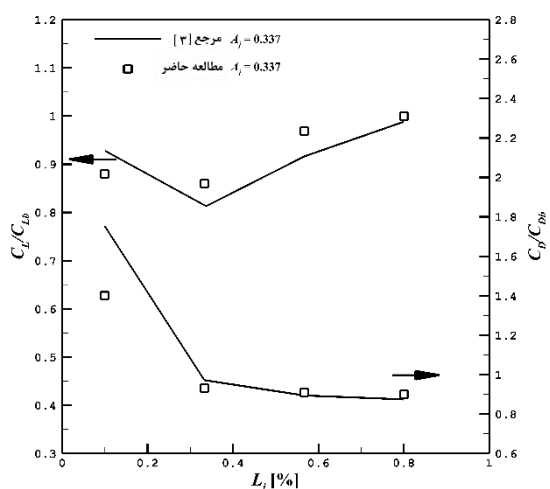
جهت ارزیابی صحت نتایج و اعتبارسنجی شبیه‌سازی انجام‌شده، ابتدا نتایج محاسبات مربوط به جریان آشفته عبوری از ایرفویل معرفی‌شده در زوایای حمله صفر، ۲، ۵، ۱۰، ۱۴ و ۱۸ درجه، با عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و بدون اعمال تزریق با نتایج مرجع [۳] مقایسه می‌شود. شکل (۲)، این مقایسه را برای ضریب برآ (C_L) و ضریب پسا (C_D) برای زوایای مختلف حمله (AOA) نشان می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود، نتایج شبیه‌سازی انطباق بسیار خوبی با نتایج مرجع [۳] دارد. همچنین میزان ضریب برآ و ضریب پسا در حالت تزریق از چهار موقعیت مختلف شکاف L_j یعنی ۰/۱، ۰/۳۳۳، ۰/۵۶۷ و ۰/۸، و دو قدرت تزریق مختلف A_j یعنی ۰/۰۱ و ۰/۳۳۷ که در تمامی آن‌ها زاویه تزریق $\theta_j = 90$ درجه و زاویه حمله ۱۸ درجه است، در شکل‌های (۳) و (۴) نمایش داده و با نتایج مرجع [۳] مقایسه شده است. همان طور که دیده می‌شود نتایج شبیه‌سازی انطباق قابل‌قبولی با نتایج مرجع [۳] دارد. گفتنی است در شکل‌های (۳) و (۴) کمیت‌های C_{D_b} و C_{L_b} به ترتیب ضرایب پسا و برآ برای شرایطی است که هیچ تزریق جریانی روی ایرفویل وجود ندارد. علاوه بر موضوع اعتبارسنجی شبیه‌سازی، مهم‌ترین نتایجی که از بررسی شکل‌های (۳) و (۴) می‌توان استخراج می‌شود به شرح زیر است:

- با دور شدن شکاف تزریق از لبه حمله ایرفویل، نیروی پسا کاهش و نیروی برآ افزایش می‌یابد.
- در تزریق با قدرتهای بزرگ (نظیر $A_j = 0.337$)، نیروی برآ کمتر از حالت بدون تزریق است که رفتاری مطلوب برای بهبود عملکرد ناست.
- در تزریق با قدرتهای کم (نظیر $A_j = 0.1$)، نیروی برآ بیشتر و نیروی پسا کمتر از حالت بدون تزریق است که رفتاری مطلوب است.
- قدرتهای تزریق کم (نظیر $A_j = 0.1$) از نظر کاهش نیروی پسا و افزایش نیروی برآ نسبت به قدرتهای تزریق بیشتر سیال (نظیر شرایط 0.337 $A_j =$ منجر به نتایج بهتری می‌شود.

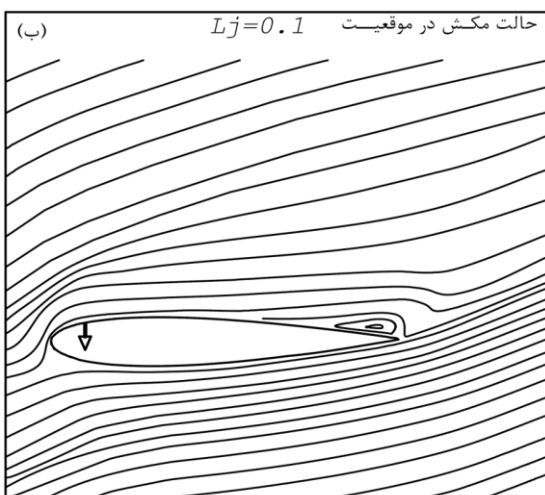
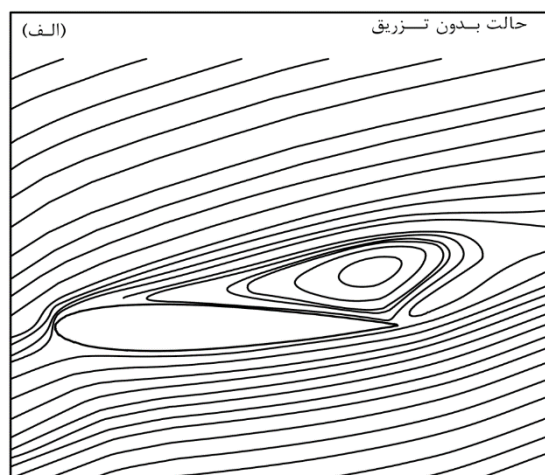
۳-۵- الگوی جریان

در این بخش، قبل از بررسی تأثیر تزریق یا مکش سطحی از دو موقعیت به‌طور هم‌زمان روی رفتار هیدرودینامیکی

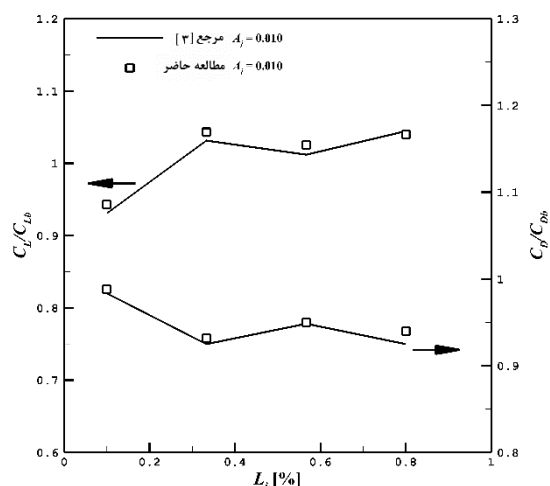
تأثیر کاهشی نیروی پسا هنگام استفاده از دو شکاف تزریق در مقایسه با استفاده از یک شکاف تزریق برای قدرت‌های تزریق بیشتر نظیر $A_j = 0.337$ چشمگیرتر و بارزتر است.



شکل ۴- نسبت ضریب برآ (C_L/C_{Lb}) و نسبت ضریب پسا (C_D/C_{Db}) برای زاویه حمله ۱۸ درجه در جریان آشفته عبوری از ایرفویل NACA0012 همراه با دمش با قدرت $A_j = 0.337$

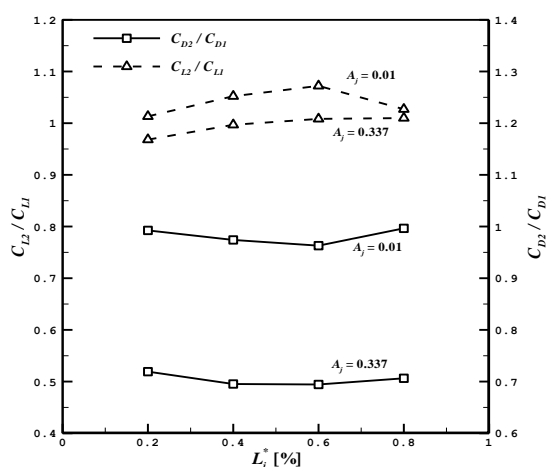


متفاوت Lj^* یعنی $0.2, 0.4, 0.6$ و 0.8 در نظر گرفته شده، همچنین دو زاویه تزریق مختلف θ_z یعنی 90° و 30° در محاسبات لحاظ می‌شود. مقادیر ضریب پسا و برآ با حالتی که تزریق تنها از یک شکاف در موقعیت $Lj = 0.1$ انجام می‌گیرد، مقایسه می‌شود. برای انجام این مقایسه از کمیت‌های C_{D2}/C_{D1} و C_{L2}/C_{L1} استفاده می‌شود که اندیس ۱ معرف تزریق از یک شکاف و اندیس ۲ معرف تزریق از دو شکاف است. لازم است توضیح داده شود که در حالت تزریق از دو شکاف، پهنای هر شکاف $1/25$ درصد طول وتر و دبی تزریق (یا قدرت تزریق) از هر شکاف نصف دبی تزریق از حالت تزریق با یک شکاف است (در نتیجه دبی تزریق برای حالت‌های ۱ و ۲ یکسان است و مقایسه موردنظر معنی پیدا خواهد کرد). شکل (۶) نتایج این شبیه‌سازی را برای زاویه تزریق $\theta_z = 90^\circ$ درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با در نظر گرفتن دو شکاف تزریق، ضریب پسا در مقایسه با یک شکاف تزریق کاهش ۱۰ الی ۵۰ درصدی و برای ضریب برآ به‌جز حالت تزریق $Lj^* = 0.2$ افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی مشاهده می‌شود. شکل (۷) نتایج حل عددی را برای زاویه تزریق $\theta_z = 30^\circ$ درجه نشان می‌دهد. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود با در نظر گرفتن دو شکاف تزریق، ضریب پسا در مقایسه با تزریق از یک شکاف، کاهش ۵ الی ۳۵ درصدی و برای ضریب برآ نیز به‌جز حالت $Lj^* = 0.2$ افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی مشاهده می‌شود.

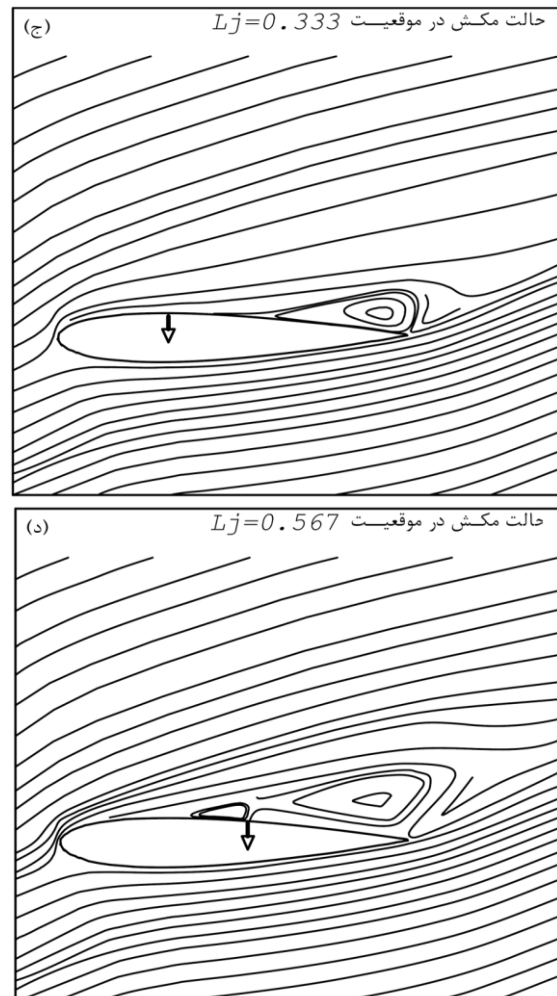


شکل ۳- نسبت ضریب برآ (C_L/C_{Lb}) و نسبت ضریب پسا (C_D/C_{Db}) برای زاویه حمله ۱۸ درجه در جریان آشفته عبوری از ایرفویل NACA0012 همراه با دمش با قدرت $A_j = 0.01$ همچنین بررسی دقیق‌تر شکل‌های (۶) و (۷) نشان می‌دهد

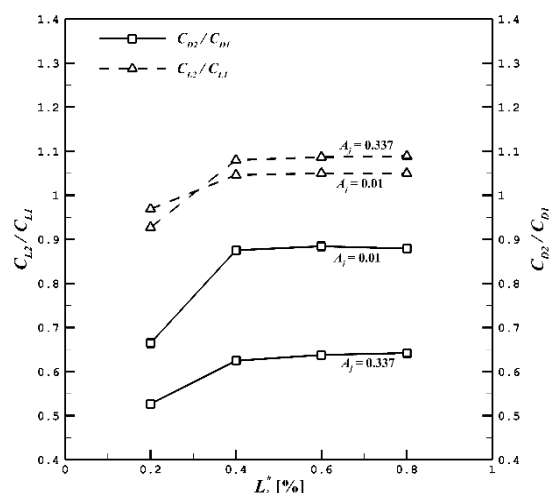
عبوری از ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله ۱۸ درجه با عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و همراه با اعمال مکش همزمان از دو شکاف ارائه می‌شود. در این شبیه‌سازی‌ها، مطابق نتایج مربوط به بخش ۵-۲، شکاف مکش اول در موقعیت $L_j = 0.1$ و شکاف دوم در چهار موقعیت متفاوت L_j^* یعنی ۰/۲، ۰/۴، ۰/۶ و ۰/۸ در نظر گرفته شده، همچنین زاویه مکش θ_j برابر ۹۰- درجه و دو قدرت مکش مختلف A_j یعنی ۰/۱ و ۰/۳۳۷ در محاسبات لحاظ می‌شود. مقادیر ضریب پسا و برآ با حالتی که مکش تنها از یک شکاف روی سطح فوقانی در موقعیت $L_j = 0.1$ انجام می‌گیرد، مقایسه می‌شود. برای انجام این مقایسه از کمیت‌های C_{D2}/C_{D1} و C_{L2}/C_{L1} استفاده می‌شود که اندیس ۱ معرف مکش از یک شکاف و اندیس ۲ معرف مکش از دو شکاف است. شایان ذکر است در حالت مکش از دو شکاف، پهنای هر شکاف ۱/۲۵ درصد طول وتر و دبی مکش (با قدرت مکش) از هر شکاف نصف دبی مکش از حالت مکش با یک شکاف است. (در نتیجه دبی مکش برای حالت‌های ۱ و ۲ یکسان است و مقایسه موردنظر معنی پیدا خواهد کرد). نمودارهای شکل (۷) نتایج این شبیه‌سازی را برای زاویه مکش θ_j برابر ۹۰- درجه نشان می‌دهد. همان‌گونه که از نتایج استنباط می‌شود با در نظر گرفتن دو شکاف مکش، ضریب پسا در مقایسه با تزریق از یک شکاف، کاهش ۵ الی ۳۰ درصدی و برای ضریب برآ نیز افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی مشاهده می‌شود. همچنین بررسی دقیق‌تر شکل (۸) نشان می‌دهد تأثیر کاهشی نیروی پسا هنگام استفاده از دو شکاف مکش در مقایسه با استفاده از یک شکاف مکش برای قدرت‌های تزریق بیشتر نظیر $A_j = 0.337$ چشمگیرتر و بارزتر است.



شکل ۷: تأثیر استفاده از دو شکاف همزمان تزریق بر نسبت ضریب برآ و نسبت ضریب پسا برای زاویه تزریق ۳۰ درجه



شکل ۸: خطوط جریان برای زاویه حمله ۱۸ درجه در جریان آشفته عبوری از ایرفویل NACA0012 همراه با تزریق با قدرت $A_j = 0.337$



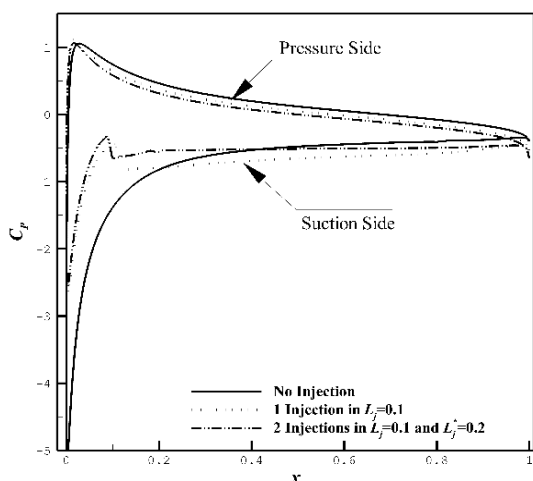
شکل ۹: تأثیر استفاده از دو شکاف همزمان تزریق بر نسبت ضریب برآ و نسبت ضریب پسا برای زاویه تزریق ۹۰ درجه

۵-۵- تأثیر مکش همزمان از دو شکاف
در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی جریان آشفته

برای توزیع ضریب نیروی اصطکاک پوسته‌ای و مقادیر ضریب پسا مندرج در جدول ۲ می‌توان ارائه کرد.

جدول ۲- مقادیر C_{D1}/C_{Db} ، C_{D2}/C_{Db} ، C_{L2}/C_{Lb} و C_{L1}/C_{Lb} برای جریان عبوری از ایرفویل با قدرت تزریق $A_j = 0.337$ و زاویه تزریق 90° درجه

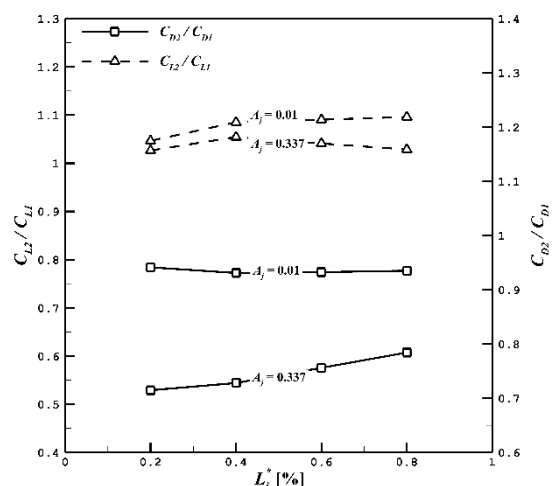
C_{L1}/C_{Lb}	C_{L2}/C_{Lb}	C_{D1}/C_{Db}	C_{D2}/C_{Db}
۰/۸۸	۰/۸۲	۱/۴۱	۰/۷۴



شکل ۹: توزیع ضریب فشار روی سطوح ایرفویل برای زاویه تزریق 90° درجه و بدون تزریق

۵-۷- تجزیه و تحلیل نتایج

به‌طور کلی یکی از روش‌های مرسوم در کاهش نیروی پسا (مجموع نیروی پسای فشاری و اصطکاک) استفاده از تزریق یا مکش سیال به لایه مرزی روی سطح جسم است. در این خصوص، مکانیزم مهمی که منجر به کاهش نیروی پسا می‌شود، انهدام رگه‌های کم‌سرعت^۱ در زیر لایه لجز جریان آشفته نزدیک به دیواره و کاهش قدرت تنش رینولدز (و در نتیجه کاهش مقدار ممنتوم انتقال یافته در لایه مرزی) است که تأثیری بسزا در کاهش نیروی پسای اصطکاک برعهده دارد. این موضوع به‌وضوح در شکل (۹) دیده می‌شود. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با افزایش نقاط تزریق، ضریب اصطکاک پوسته‌ای در سطح مکش ایرفویل^۲ (سطحی که تزریق صورت می‌گیرد) کاهش یافته، به‌صفر نزدیک می‌شود. درحقیقت همین عامل، دلیل اصلی کاهش ۵ تا ۳۰ درصدی نیروی پسا هنگام استفاده از دو شکاف تزریق یا مکش در مقایسه با حالت تزریق یا مکش از یک



شکل ۸: تأثیر استفاده از دو شکاف هم‌زمان مکش بر نسبت ضریب برآ و نسبت ضریب پسا برای زاویه مکش 90° درجه

۵-۶- توزیع ضرایب فشار و اصطکاک پوسته‌ای

در این بخش جزئیات مربوط به توزیع ضریب فشار با رابطه، $C_p = (p - p_\infty)/(0.5\rho U_\infty^2)$ و توزیع ضریب نیروی اصطکاک پوسته‌ای با رابطه $C_f = \tau/(0.5\rho U_\infty^2)$ روی سطوح ایرفویل برای یکی از مثال‌های ذکر شده در بخش‌های قبل ارائه می‌شود. برای بررسی رفتار جریان در حالت‌های تزریق از یک نقطه و تزریق هم‌زمان از دو نقطه، نتایج توزیع ضریب فشار و توزیع ضریب نیروی اصطکاک پوسته‌ای به شکلی مقایسه‌ای برای تزریق با زاویه $\theta_j = 90^\circ$ درجه و همچنین حالت بدون تزریق به‌ترتیب در تصاویر (۹) و (۱۰) آورده شده است. این نتایج مربوط به یکی از مثال‌های حل‌شده بخش‌های قبل با شرایط $L_j = 0.1$ ، $L_j^* = 0.2$ و $A_j = 0.337$ است. برای تفسیر و تحلیل فیزیکی توزیع ضریب فشار و توزیع نیروی اصطکاک پوسته‌ای، مقادیر C_{D1}/C_{Db} ، C_{D2}/C_{Db} ، C_{L2}/C_{Lb} و C_{L1}/C_{Lb} برای این مثال در جدول ۲ آورده شده است. همان‌طور که در شکل (۹) مشاهده می‌شود، به‌طور متوسط برای حالت بدون تزریق مقادیر فشار روی سطح تحتانی از حالت‌های همراه با تزریق بیشتر و مقادیر فشار روی سطح فوقانی از حالت‌های همراه با تزریق کمتر است. (این شرایط هرچه محل تزریق به لبه حمله نزدیک‌تر باشد مشهودتر خواهد بود؛ چراکه گردابه با ابعاد بزرگ‌تری تولید خواهد کرد.) در نتیجه مطابق جدول ۲، ضریب برآ در حالت بدون تزریق از حالت‌های همراه با تزریق (برای مثال مذکور) بیشتر خواهد شد. به‌همین ترتیب اظهار نظر مشابهی نیز

^۲ Suction side

^۱ Low-speed streak

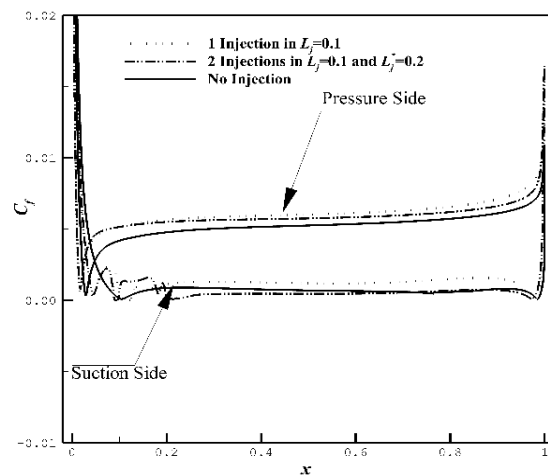
عبوری از یک ایرفویل بررسی می‌شود که در معرض تزریق و مکش جریان سیال در قسمتی از سطح بالایی خود قرار گرفته است. این رفتار ابتدا تحت یک موقعیت تزریق یا مکش سیال در قسمتی از سطح بالایی خود بررسی و پس از آن با افزایش یک موقعیت به دو موقعیت تزریق، ارزیابی می‌شود. در این شبیه‌سازی از نرم‌افزار تجاری فلوئنت بهره گرفته شده است. هدف از این تحقیق، مطالعه اثر قدرت، تعداد شکاف تزریق یا مکش، محل تزریق یا مکش سیال و زاویه تزریق یا مکش روی عملکرد هیدرودینامیکی ایرفویل است. اهم نتایج این شبیه‌سازی به شرح زیر است:

- با افزایش موقعیت تزریق یا مکش، ضریب اصطکاک پوسته‌ای در سطح مکش ایرفویل (سطحی که تزریق صورت می‌گیرد) کاهش یافته، به صفر نزدیک می‌شود و در نتیجه نیروی پسا کاهش می‌یابد. این کاهش برای حالت دم‌ش در حدود ۱۰ الی ۵۰ درصد و برای حالت مکش در حدود ۵ الی ۳۰ درصد است.
- چنانچه از قدرت‌های کم برای تزریق یا مکش استفاده شود، نیروی برآ افزایش پیدا خواهد کرد که مشخصه‌ای از بهبود عملکرد هیدرودینامیکها و ایرفویل‌ها است. این افزایش برای هر دو حالت دم‌ش و مکش در حدود ۵ الی ۱۰ درصد است.
- چنانچه از قدرت‌های زیاد برای تزریق یا مکش استفاده شود، نیروی برآ کاهش می‌یابد که رفتاری نامطلوب در حوزه اجسام پرنده محسوب می‌شود.

۷- تقدیر و تشکر

نویسندگان این مقاله از دانشگاه صنعتی شاهرود بابت حمایت از این مطالعه تشکر و قدردانی می‌کند.

شکاف شده است که در شکل‌های (۵) الی (۷) نمایش داده شد. در خصوص نیروی برآ، عامل اصلی و تعیین‌کننده، پروفیل فشار روی سطح مکش و سطح فشار^۱ ایرفویل است. به‌عنوان مثال در شکل (۵) برای تزریق از نقطه $Lz^* = 0.2$ و با قدرت $Az = 0.337$ همان‌گونه که مشاهده می‌شود تزریق از دو شکاف باعث کاهش نیروی برآ شده است که رفتاری نامطلوب در حوزه اجسام پرنده محسوب می‌شود. علت این موضوع را می‌توان در توزیع فشار روی سطوح مطابق شکل (۸) جست‌وجو کرد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، اختلاف فشار دو سطح ایرفویل در شرایط تزریق از دو شکاف برای $Az = 0.337$ از شرایط تزریق از یک شکاف کمتر است که باعث کاهش نیروی برآ نیز شده است.



شکل ۱۰: توزیع ضریب نیروی اصطکاک پوسته‌ای روی سطوح ایرفویل برای زاویه تزریق ۹۰ درجه و بدون تزریق

۶- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر، رفتار هیدرودینامیکی جریان آشفته

۸- مراجع

- [1] Williams, J. "A Brief History of British Research on Boundary Layer Control for High Lift", Boundary Layer and Flow Control, G.V. Lachmann (Ed.), Volume 1, Pergamon Press, 1961.
- [2] Head, M.R. "History of Research on Boundary Layer Control for Low Drag in U.K", Boundary Layer and Flow Control, G.V. Lachmann (Ed.), Volume 1, Pergamon Press, 1961.
- [3] Huang, L., Huang, P.G. and LeBeau, R.P. "Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 Airfoil", Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 5, 2004, pp. 1005-1013.
- [4] Weiberg, J.A. and Dannenberg, R. E. "Section Characteristics of an NACA 0006 Airfoil with Area Suction Near the Leading Edge", NASA TN 3285, Sept. 1954.
- [5] Wu, J.Z., Andrew, D., Fan, M.M. and Wu, J.M. "Post stall Flow Control on an Airfoil by Local Unsteady

¹ Pressure side

- Forcing", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 371, 1998, pp. 21-58.
- [6] Nae, C. "Synthetic Jets Influence on NACA 0012 Airfoil at High Angles of Attack", AIAA Paper 98-4523, 1998.
- [7] Hassan, A. and Janakiram, R.D. "Effects of Zero-Mass Synthetic Jets on the Aerodynamics of the NACA0012 Airfoil", AIAA Paper 97-2326, 1997.
- [8] Wang, C. and Sun, M. "Separation Control on a Thick Airfoil with Multiple Slots Blowing at Small Speed", *Acta Mechanica*, Vol. 143, 2000, pp.215-227.
- [9] Ortmanns, J. and Kahler, C.J. "Investigation of Pulsed Actuators for Active Flow Control Using Phase Locked Stereoscopic Particle Image Velocimetry", 12th International Symposium on Applications of Laser Techniques in Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal 12 - 15 July 2004.
- [10] You, D. and Moin, P. "Active Control of Flow Separation Over an Airfoil Using Synthetic Jets", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 24, 2008, pp. 1349-1357.
- [11] Kim, S.H. and Kim, C. "Separation Control on NACA23012 Using Synthetic Jet", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 3, 2009, pp. 172-182.
- [12] Piperas, A.T. "Investigation of Boundary Layer Suction on a Wind Turbine Airfoil Using CFD", Master Thesis, Technical University of Denmark, Denmark, 2010.
- [13] Luo, D.H., Sun, J., Huand, D.G., and Wu, G.Q. "Flow Control Effectiveness of Synthetic Jet on a Stalled Airfoil", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, Vol. 225, September 2011,, pp.2106-2114.
- [14] Yousefi, K., Saleh, S.R. and Zahedi, P. "Numerical Investigation of Suction and Length of Suction Jet on Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil", *International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing*, Vol. 1, No. 2, 2013, pp. 136-142.
- [15] احمدی بلوطکی، م.، صداقت، ا. و م. ثقفیان، «تحلیل پایداری هیدرودینامیکی برای جریان عبوری حول یک ایرفویل و پیش‌بینی نقطه گذار جریان»، هشتمین کنفرانس سالانه بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، شاهین شهر، ایران، ۱۳۸۷.
- [16] احمدی بلوطکی، م.، صداقت، ا. و م. ثقفیان، «کنترل جریان آرام به کمک مکش بر روی ایرفویل‌ها»، هفدهمین کنفرانس سالانه بین‌المللی مهندسی مکانیک، تهران، ایران، ۱۳۸۸.
- [17] احمدی بلوطکی، م.، صداقت، ا. و م. ثقفیان، (۱۳۹۱) «تعیین نقطه آغاز گذار از جریان آرام به آشسته حول یک هواپر با استفاده از حل عددی معادله پایداری اور-سامرفلد و اعمال پروفیل‌های سرعت عددی»، فصلنامه دانش و فناوری هوا فضا، سال دوم، شماره دوم، زمستان ۱۳۹۱، صفحه ۵۲-۶۱.
- [18] Ahmadi-Baloutaki, M., Sedaghat, A., Saghafian, M., Badri, M.A. "Control of Transition over Aerofoil Surfaces using Active Suction", *International Journal of Flow Control*, Vol. 5, No. 3&4, 2013, pp. 187-200.
- [19] Ahmadi-Baloutaki, M., Sedaghat, A., Saghafian, M., Badri, M.A. "A computational study on robust prediction of transition point over NACA0012 airfoil surfaces from laminar to turbulent flows", *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, Vol. 3, No. 4, 2013, 042004-042004-3.
- [20] Akbarzadeh, P., Mirzaee, I, Kayhani, M.H. and Akbarzadeh, E. "Blowing and Suction Effect on Drag and Lift Coefficients for Viscous Incompressible Flows over Hydrofoils by Power-Law Preconditioning Method", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 4, 2014, pp. 129-140 (In Persian).
- [21] Versteeg, H.K. and Malalasekera, W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, 2nd Edition, England, 2007.