

# بررسی عددی اثر دمش فعال هوا بر کنترل جدایش جریان در ایرفویل NACA0012

مجتبی معصوم نژاد\*

دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه ملی مهارت، تهران، ایران، mmasomnezhad@tvu.ac.ir

محمدعلی شعاعی

کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه پیام نور، رشت، ایران، masoud.diplomacy@gmail.com

## چکیده

در این پژوهش، تأثیر کنترل جریان فعال به روش دمش مداوم بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA0012 در جریان تراکم‌پذیر با عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ثابت ۱۰ درجه به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که اعمال دمش در موقعیت‌های بهینه، تأثیر قابل توجهی بر مهار جدایش لایه مرزی و بهبود ضرایب نیرو دارد. بر اساس یافته‌های کمی، استفاده از دمش فعال در بهترین حالت منجر به افزایش ۶۳ درصدی ضریب برآ و کاهش ۳/۶ درصدی ضریب پسا نسبت به حالت بدون کنترل جریان گردید. همچنین، تحلیل توزیع ضریب فشار نشان داد که تزریق مومنوم توسط جت دمش، قله مکش در نزدیکی لبه حمله را تقویت کرده و پدیده واماندگی را به زوایای حمله بالاتر منتقل می‌کند. این نتایج تأییدکننده کارایی بالای روش دمش فعال در رژیم‌های جریانی تراکم‌پذیر برای بهبود بازده آیرودینامیکی است.

**واژه‌های کلیدی:** کنترل جریان فعال، دمش مداوم، ایرفویل NACA0012، جریان تراکم‌پذیر، جدایش لایه مرزی، عملکرد آیرودینامیکی.

## Numerical Investigation of Active Air Blowing Effects on Flow Separation Control over a NACA0012 Airfoil

M. Masoumnezhad  
M. A. Shoaee

Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University, Tehran, Iran.  
Department of Mechanical Engineering, Payame Noor University (PNU), Rasht, Iran.

## Abstract

In this study, the effect of active flow control using continuous blowing on the aerodynamic performance of the NACA0012 airfoil in a compressible flow at a Mach number of 0.5 and a fixed angle of attack of 10° was numerically investigated. The results indicate that applying blowing at optimal locations has a significant effect on suppressing boundary layer separation and improving aerodynamic force coefficients. Quantitative findings show that, under the optimal blowing condition, the lift coefficient increased by 63%, while the drag coefficient decreased by 3.6% compared to the uncontrolled flow case. Furthermore, the analysis of the pressure coefficient distribution revealed that momentum injection by the blowing jet strengthens the suction peak near the leading edge and delays stall to higher angles of attack. These results confirm the high effectiveness of active blowing control in compressible flow regimes for enhancing aerodynamic performance.

**Keywords:** Active Flow Control, Continuous Blowing, NACA0012 Airfoil, Compressible Flow, Boundary Layer Separation, Aerodynamic Performance.

## ۱- مقدمه

دمش پیوسته در نیمه جلویی ایرفویل موجب افزایش سرعت نزدیک دیواره و کاهش ناحیه جدایش می‌شود. همچنین، Rezaeiha و همکاران [۱۱] گزارش کردند که موقعیت اعمال تحریک نقش تعیین‌کننده‌ای در عملکرد کنترل جریان دارد و بهترین نتایج در نزدیکی لبه حمله حاصل می‌شود. افزون بر این، پژوهش‌های مربوط به جت‌های نوسانی و مصنوعی نیز کارایی تزریق مومنوم در تأخیر واماندگی را تأیید کرده‌اند [۱۲؛ ۱۳]. در دهه اخیر، توسعه فناوری جت هم‌جریان (CFJ)، روش‌های بهینه‌سازی مبتنی بر Adjoint و کاربرد یادگیری عمیق، افق‌های جدیدی برای بهبود بازده آیرودینامیکی گشوده است [۱۴-۱۶].

با وجود این، بخش عمده مطالعات پیشین به جریان‌های تراکم‌ناپذیر یا بررسی یک موقعیت محدود دمش اختصاص یافته است [۱۱؛ ۱۷]. در جریان‌های تراکم‌پذیر زبرصوت، برهم‌کنش گرادیان فشار و لایه مرزی پیچیده‌تر بوده و هنوز اجماع روشنی درباره مناسب‌ترین موقعیت تزریق مومنوم وجود ندارد [۱۸]. همچنین، اگرچه روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی و یادگیری ماشین نتایج قابل توجهی ارائه کرده‌اند، پیچیدگی آن‌ها استخراج معیارهای طراحی ساده و مبتنی بر

کنترل جدایش لایه مرزی یکی از مهم‌ترین چالش‌های آیرودینامیکی در طراحی ایرفویل‌ها، بال‌ها و توربوماشین‌ها محسوب می‌شود [۱؛ ۲]. وقوع جدایش جریان موجب کاهش ضریب برآ، افزایش نیروی پسا، تشدید ناپایداری‌های آیرودینامیکی و بروز واماندگی می‌شود [۳]. روش‌های کنترل جریان به دو دسته غیرفعال و فعال تقسیم می‌شوند. روش‌های غیرفعال، مانند مولدهای گردابه، بدون نیاز به انرژی خارجی عمل می‌کنند، اما قابلیت تطبیق محدودی با شرایط متغیر عملیاتی دارند [۵]. در مقابل، روش‌های فعال با تزریق انرژی یا مومنوم به لایه مرزی، امکان کنترل دینامیکی میدان جریان و بهبود عملکرد آیرودینامیکی را فراهم می‌کنند [۶].

در میان روش‌های کنترل فعال، دمش هوا، مکش، جت‌های مصنوعی و محرک‌های پلازما بیشترین توجه پژوهشگران را به خود جلب کرده‌اند [۷-۹]. اساس عملکرد دمش بر افزایش مومنوم جریان نزدیک دیواره و تقویت مقاومت لایه مرزی در برابر گرادیان فشار معکوس استوار است [۱۰]. Caruana و همکاران [۵] نشان دادند که

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mmasomnezhad@tvu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۵/۱۱/۲۴

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۵/۰۳/۲۵

فیزیک را برای کاربردهای مهندسی با چالش مواجه ساخته است [۱۶].

**جدول ۱- مروری بر مطالعات پیشین مرتبط با کنترل فعال جدایش جریان و جایگاه پژوهش حاضر.**

| مرجع                          | روش کنترل جریان      | شرایط مطالعه                           | مهم‌ترین یافته‌ها                                                                      | محدودیت پژوهش                                                     |
|-------------------------------|----------------------|----------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|
| Greenblatt & Wygnanski (2000) | تحریک تناوبی جریان   | تجربی                                  | تأخیر جدایش و افزایش برآ                                                               | اثر موقعیت دمش بررسی نشد                                          |
| Clezer & Amity (2002)         | Synthetic Jet        | تجربی و تحلیلی                         | معرفی سازوکار انتقال مومنوم بدون تزریق جرم خالص                                        | فاقد بررسی ایرفویل در جریان تراکم‌پذیر                            |
| Seifert & Park (2002)         | Oscillatory Jet      | تجربی                                  | کاهش جدایش در زوایای حمله بالا                                                         | محدود به شرایط خاص جریان                                          |
| Carriana et al. (2011)        | Steady Blowing       | NACA0015                               | بهبود چسبندگی جریان و افزایش برآ                                                       | فقط یک موقعیت دمش بررسی شد                                        |
| Wang et al. (2022)            | Co-Flow Jet          | NACA0012                               | تأثیر پارامترهای جت بر عملکرد آیرودینامیکی                                             | مقایسه نظام‌مند چند موقعیت دمش انجام نشد                          |
| Liu et al. (2022)             | Plasma Synthetic Jet | ایرفویل دوبعدی                         | کنترل مؤثر جدایش و بهبود میدان جریان                                                   | تمرکز بر محرک پلاسما                                              |
| Jiang et al. (2023)           | Co-Flow Jet          | آزمایشگاهی                             | وابستگی عملکرد به محل تزریق و ضریب مومنوم                                              | تحلیل CFD محدود                                                   |
| Ho et al. (2024)              | مرور AFC             | مرور جامع                              | جمع‌بندی روش‌های کنترل فعال جریان                                                      | فاقد مطالعه عددی جدید                                             |
| پژوهش حاضر                    | Steady Blowing       | NACA0012, $Ma=0.5$ , $\alpha=10^\circ$ | بررسی اثر چهار موقعیت مختلف دمش بر جدایش، ساختار گردابه‌ای، $CD$ , $CL$ و نسبت $CL/CD$ | ارائه تحلیل فیزیکی نقش موقعیت دمش در کنترل جدایش جریان تراکم‌پذیر |

است. اگرچه برخی پژوهش‌ها اثر محل دمش را بررسی کرده‌اند [۱۹، ۲۰]، هنوز اجماع روشنی درباره مناسب‌ترین موقعیت تزریق مومنوم برای کنترل جدایش و بهبود عملکرد آیرودینامیکی وجود ندارد. همچنین، ارزیابی مقایسه‌ای چندین موقعیت دمش روی یک ایرفویل و تحلیل فیزیکی سازوکار کنترل جدایش در هر موقعیت، به‌ویژه در شرایط تراکم‌پذیر، کمتر مورد توجه قرار گرفته است.

بر این اساس، پژوهش حاضر به بررسی عددی اثر موقعیت دمش فعال بر کنترل جدایش جریان پیرامون ایرفویل NACA0012 در جریان تراکم‌پذیر زیرصوت با عدد ماخ ۰/۵ می‌پردازد. در این مطالعه، چهار موقعیت دمش روی سطح فوقانی ایرفویل به‌صورت مقایسه‌ای بررسی و تأثیر آن‌ها بر رفتار لایه مرزی، ساختار میدان جریان، فرآیند جدایش، تشکیل گردابه‌ها و شاخص‌های آیرودینامیکی شامل ضرایب برآ، پسا و نسبت برآ به پسا ارزیابی شده است. وجه تمایز این پژوهش، ارائه ارزیابی نظام‌مند از اثر موقعیت دمش همراه با تحلیل هم‌زمان نسبت برآ به پسا و توزیع ضریب اصطکاک سطحی در جریان تراکم‌پذیر است؛ موضوعی که در اغلب مطالعات پیشین کمتر بررسی شده است [۲۰]. اگرچه این مطالعه به چهار موقعیت دمش و یک شدت ثابت جت محدود است، نتایج آن شناخت مناسبی از نقش محل تزریق مومنوم در بهبود عملکرد آیرودینامیکی و افزایش کارایی کنترل فعال جریان ارائه می‌دهد.

عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۱۰ درجه به‌ترتیب به‌عنوان نماینده جریان زیرصوت تراکم‌پذیر و شرایط نزدیک به آغاز جدایش گسترده انتخاب شدند تا اثر موقعیت دمش بر انتقال مومنوم، کنترل جدایش و عملکرد آیرودینامیکی به‌طور دقیق ارزیابی شود. این شرایط از نظر کاربرد در هواپیماهای تجاری، پرنده‌های بدون سرنشین، توربوماشین‌ها و توربین‌های بادی نیز اهمیت دارد.

نوآوری اصلی پژوهش، تبیین سازوکار فیزیکی اثر محل تزریق بر رفتار لایه مرزی و فرآیند جدایش است؛ به‌گونه‌ای که نتایج نشان می‌دهد دمش نزدیک لبه حمله، به دلیل ضخامت کمتر لایه مرزی و انتقال مؤثرتر مومنوم، بیشترین تأثیر را در جلوگیری از گسترش ناحیه جدایش دارد، در حالی‌که دمش در نواحی میانی و انتهایی وتر، به علت وقوع جدایش پیش از محل تزریق، کارایی کمتری در کنترل جریان نشان می‌دهد.

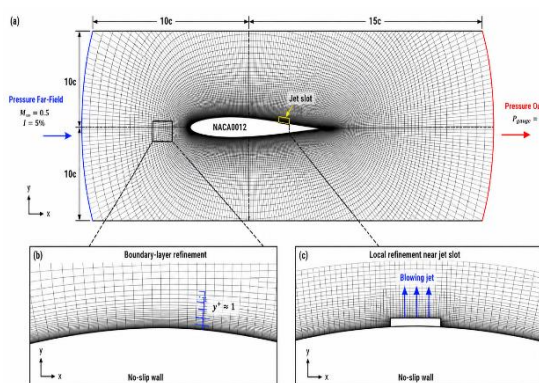
## ۲- معرفی ایرفویل و مشخصات هندسی

ایرفویل مقطعی آیرودینامیکی است که در اثر عبور جریان، توزیع فشار نامتقارنی بین سطوح بالایی و پایینی آن ایجاد شده و نیروی برآ تولید می‌کند. ویژگی‌های هندسی آن مطابق شکل ۱ شامل لبه حمله گرد و لبه فرار تیز با هدف بهینه‌سازی جریان و کاهش جدایش طراحی می‌شود [۹].

در جریان‌های تراکم‌پذیر زیرصوت، برهم‌کنش گرادیان فشار، رشد لایه مرزی و ساختارهای گردابه‌ای پیچیده‌تر از جریان‌های تراکم‌ناپذیر

لایه مرزی، لایه‌های حمله و فرار و محل اعمال دمش به صورت موضعی ریزتر گردید. به منظور حل مستقیم زیرلایه لزج در مدل آشفتگی Spalart-Allmaras (S-A)، فاصله اولین سلول مجاور دیواره به گونه‌ای تنظیم شد که مقدار  $y^+$  کمتر از ۱ باقی بماند و لایه مرزی بدون استفاده از توابع دیواره مستقیماً حل شود.

نمایی از دامنه محاسباتی، شرایط مرزی و ساختار شبکه در شکل ۲ ارائه شده است.



شکل ۲- شبکه ساختاریافته نوع C-Grid، شرایط مرزی و ریزشدهگی موضعی شبکه در اطراف ایرفویل NACA0012. ریزشدهگی شبکه در نواحی لایه مرزی و محل اعمال دمش فعال به منظور افزایش دقت حل عددی انجام شده است.

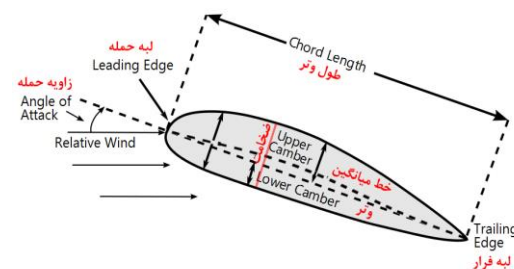
همان گونه که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، شبکه محاسباتی در نواحی دارای گرادیان شدید سرعت و فشار، به ویژه اطراف سطح ایرفویل و محل خروج جت دمش، به صورت موضعی ریزتر شده است. این موضوع موجب افزایش دقت پیش‌بینی جدایش جریان و توزیع فشار روی سطح ایرفویل گردید.

به منظور اطمینان از صحت نتایج عددی، مطالعه استقلال از شبکه با استفاده از چهار شبکه مختلف انجام شد. معیار انتخاب شبکه بهینه، پایداری ضریب برآ و ضریب پسا در شرایط جریان پایه در نظر گرفته شد. بر اساس نتایج جدول ۲، شبکه ۱۱۰,۰۰۰ سلولی به عنوان شبکه بهینه انتخاب شد؛ زیرا افزایش بیشتر تعداد سلول‌ها تأثیر ناچیزی بر ضرایب آیرودینامیکی داشت.

جدول ۲- نتایج مطالعه استقلال از شبکه برای جریان پایه.

| نوع شبکه             | تعداد سلول‌ها | ضریب برآ | ضریب پسا | خطای نسبی (درصد) |
|----------------------|---------------|----------|----------|------------------|
| درشت (Coarse)        | ۴۵۰۰۰         | ۰/۷۶۸۵   | ۰/۰۴۹۲   | ---              |
| متوسط (Medium)       | ۷۵۰۰۰         | ۰/۷۸۹۴   | ۰/۰۴۷۵   | ۲/۷              |
| بهینه (Fine)         | ۱۱۰۰۰۰        | ۰/۷۹۸۳   | ۰/۰۴۶۸   | ۱/۱              |
| خیلی ریز (Very Fine) | ۱۶۰۰۰۰        | ۰/۸۰۱۰   | ۰/۰۴۶۵   | ۰/۳              |

حل معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر با مدل آشفتگی S-A به دلیل پایداری و دقت بالا در جریان‌های آیرودینامیکی با گرادیان فشار نامطلوب صورت گرفت. طرح Second-Order Upwind برای



شکل ۱- مقطعی از یک ایرفویل به همراه مشخصات آن

معادله مقطع ایرفویل از رابطه زیر به دست می‌آید که در آن  $C$  طول وتر و  $t$  بیشترین ضخامت ایرفویل می‌باشد.

$$y_t = 5tC \left[ 0.2969 \sqrt{\frac{x}{C}} - 0.1260 \left(\frac{x}{C}\right) - 0.3516 \left(\frac{x}{C}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{C}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{C}\right)^4 \right] \quad (1)$$

در این پژوهش، ایرفویل NACA0012 با مشخصات  $C=1$  و  $t=0.12$  به عنوان مدل مورد بررسی انتخاب شده است. ایرفویل‌های خانواده NACA چهاررقمی به دلیل شکل متقارن و هندسه ساده، کاربرد گسترده‌ای در مطالعات آیرودینامیکی تجربی و شبیه‌سازی‌های عددی دارند [۹]. عدد «۰۰۱۲» بیانگر مشخصات هندسی این ایرفویل است؛ دو رقم اول نشان‌دهنده انحنای صفر و در نتیجه تقارن ایرفویل است و دو رقم آخر بیانگر نسبت ضخامت بیشینه به طول وتر است که برای NACA0012 برابر با ۱۲ درصد طول وتر است. این ایرفویل دارای توزیع ضخامت یکنواخت و خطوط بالایی و پایینی متقارن است که باعث جریان پایدار و قابل پیش‌بینی در شرایط زیرصوت می‌شود و آن را برای مطالعه جدایش جریان و تأثیر دمش هوا مناسب می‌سازد [۴؛ ۲۱].

مشخصات هندسی کلیدی ایرفویل شامل طول وتر، ضخامت بیشینه ۱۲٪ طول وتر در موقعیت حدود ۳۰٪ از لبه حمله و زاویه حمله ثابت ۱۰ درجه در شبیه‌سازی می‌باشد. خطوط بالایی و پایینی ایرفویل از روابط استاندارد NACA چهاررقمی استخراج شده‌اند و امکان تحلیل جریان و شبیه‌سازی‌های CFD را با دقت بالا فراهم می‌کنند [۵]. انتخاب NACA0012 این امکان را فراهم می‌آورد که نتایج شبیه‌سازی به راحتی با داده‌های تجربی موجود و مطالعات پیشین مقایسه شده و اعتبارسنجی شوند، چرا که این ایرفویل در شرایط تراکم‌پذیر و زیرصوت به خوبی مطالعه شده است و داده‌های مرجع کافی برای ارزیابی اثر دمش هوا بر جدایش جریان و ضرایب برآ و پسا در دسترس می‌باشد.

### ۳- روش عددی و شرایط شبیه‌سازی

جریان دوبعدی، تراکم‌پذیر و آشسته حول ایرفویل با روش دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) در رژیم زیرصوت و در عدد ماخ ۰/۵ شبیه‌سازی شد. هندسه و شبکه محاسباتی در نرم‌افزار Gambit ایجاد و حل عددی توسط نرم‌افزار ANSYS Fluent انجام گرفت [۲۲].

#### ۳-۱- شبکه محاسباتی و استقلال شبکه

از شبکه ساختاریافته نوع C-Grid به دلیل تطابق مناسب با خطوط جریان و پیش‌بینی دقیق ناحیه دنباله استفاده شد. شبکه در نواحی

گسسته‌سازی و الگوریتم SIMPLE برای کوپلینگ فشار-سرعت استفاده شد و معیار همگرایی باقی‌مانده‌ها بر روی مقدار سخت‌گیرانه ۶-۱۰ تنظیم شد تا از دقت حل نهایی اطمینان حاصل گردد. همچنین علاوه بر بررسی باقی‌مانده معادلات، پایداری ضرایب آیرودینامیکی نیز به‌عنوان معیار تکمیلی همگرایی مورد ارزیابی قرار گرفت.

جهت اطمینان از صحت عملکرد حل‌گر عددی و تنظیمات مربوط به مدل آشفتگی Spalart-Allmaras، نتایج حاصل از شبیه‌سازی حالت پایه (Baseline) بدون اعمال دماش فعال با داده‌های تجربی معتبر Abbott و Von Doenhoff [۹] مورد مقایسه قرار گرفت. این اعتبارسنجی در شرایط عدد ماک ۰/۵ و زاویه حمله ۱۰ درجه انجام شد تا توانایی مدل عددی در پیش‌بینی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل در رژیم جریان تراکم‌پذیر ارزیابی شود. همان‌گونه که در جدول ۳ مشاهده می‌شود، مقادیر ضرایب آیرودینامیکی حاصل از شبیه‌سازی تطابق مناسبی با داده‌های تجربی دارند و میزان خطای نسبی کمتر از ۳٪ است. این نتایج بیانگر دقت قابل قبول شبکه محاسباتی، مدل آشفتگی و تنظیمات حل‌گر مورد استفاده در پژوهش حاضر بوده و قابلیت اعتماد نتایج برای تحلیل کنترل فعال جریان را تأیید می‌کند.

جدول ۳- نتایج اعتبارسنجی مدل عددی با داده‌های تجربی Abbott و Von Doenhoff

| پارامتر آیرودینامیکی | داده‌های مرجع (Abbott) | پژوهش حاضر (عددی) | خطای نسبی (درصد) |
|----------------------|------------------------|-------------------|------------------|
| ضریب برآ             | ۰/۷۸۰                  | ۰/۷۹۸۳            | ۲/۳۴             |
| ضریب پس‌ا            | ۰/۰۴۵۹                 | ۰/۰۴۶۸            | ۱/۹۶             |

شرایط مرزی و دامنه محاسباتی به‌گونه‌ای انتخاب شدند که اثر مرزها بر میدان جریان به حداقل برسد. دامنه دوبعدی شامل ۱۰ c در بالادست، ۱۵ c در پایین‌دست و ۱۰ c در راستای عمود بر جریان آزاد بود. در مرز ورودی، شرط Pressure Far-Field با عدد ماک ۰/۵ و فشار استاتیک محیط و در مرز خروجی، شرط Pressure Outlet با فشار گنج صفر اعمال شد. سطح ایرفویل نیز به‌صورت دیواره بدون لغزش مدل‌سازی گردید. شدت آشفتگی ورودی ۵٪، نسبت لزجت آشفته ۱۰ و زاویه حمله در تمامی شبیه‌سازی‌ها برابر ۱۰ درجه در نظر گرفته شد تا اثر موقعیت دماش به‌طور مستقل ارزیابی شود.

دماش فعال در چهار موقعیت مختلف روی سطح فوقانی ایرفویل اعمال و یک حالت بدون دماش به‌عنوان مرجع بررسی شد. جت دماش با شرط مرزی سرعت ورودی، موازی سطح ایرفویل و با شدت ثابت معادل ۱۰٪ سرعت جریان آزاد مدل‌سازی شد. برای افزایش دقت، شبکه در ناحیه خروج جت به‌صورت موضعی ریز شد. توزیع سرعت و فشار، خطوط جریان، موقعیت جدایش و ضرایب آیرودینامیکی استخراج و برای ارزیابی اثر موقعیت دماش بر رفتار لایه مرزی و عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل استفاده شدند.

## ۴- معادلات جریان تراکم‌پذیر و توربولانس

### ۴-۱- معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر

معادلات پایستگی جرم، مومنتوم و انرژی برای جریان تراکم‌پذیر به صورت زیر است [۲۳]:

پایستگی جرم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (2)$$

مومنتوم:

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{f} \quad (3)$$

تنش لزجتی:

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \left[ \nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{u}) \mathbf{I} \right] \quad (4)$$

انرژی:

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [(\rho E + p) \mathbf{u}] = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{u}) - \nabla \cdot \mathbf{q} + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{u} \quad (5)$$

که در آن:

$\rho$  چگالی،  $\mathbf{u}$  بردار سرعت،  $p$  فشار،  $\mu$  لزجت دینامیکی،  $\mathbf{f}$  نیروی حجمی،  $E = e + \frac{1}{2} |\mathbf{u}|^2$  انرژی کل ویژه و  $\mathbf{q} = -k \nabla T$  شار حرارت است.

### ۴-۲- مدل آشفتگی Spalart-Allmaras (S-A)

در این پژوهش، برای مدل‌سازی جریان آشفته از مدل تک‌معادله‌ای S-A استفاده شد. این مدل به دلیل دقت مناسب در پیش‌بینی رفتار لایه مرزی و جدایش جریان، پایداری عددی مطلوب و هزینه محاسباتی کمتر نسبت به مدل‌های دومعادله‌ای، یکی از مدل‌های پرکاربرد در شبیه‌سازی جریان‌های آیرودینامیکی، به‌ویژه اطراف ایرفویل‌ها، محسوب می‌شود.

معادله انتقال متغیر آشفتگی در مدل Spalart-Allmaras به صورت زیر بیان می‌شود [۲۴]:

$$\frac{\partial (\rho \tilde{v})}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j \tilde{v})}{\partial x_j} = G_{\tilde{v}} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) \dots \right] - Y_{\tilde{v}} + S_{\tilde{v}} \quad (6)$$

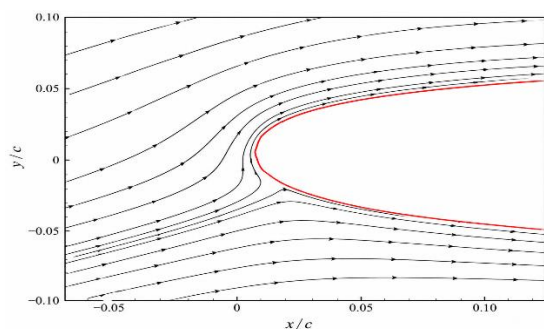
که در آن:

$\tilde{v}$  لزجت سینماتیکی توربولانسی اصلاح‌شده،  $G_{\tilde{v}}$  جمله تولید آشفتگی،  $Y_{\tilde{v}}$  جمله اتلاف آشفتگی و  $S_{\tilde{v}}$  جمله منبع مدل است. لزجت آشفته نیز از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

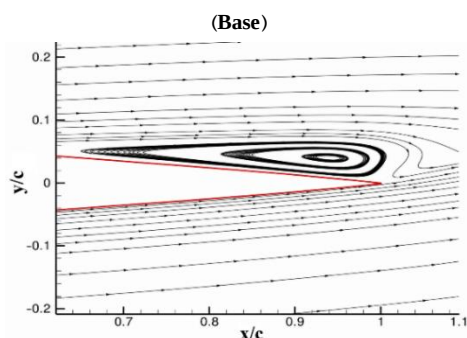
$$v_t = \tilde{v} f_{v1} \quad (7)$$

که در آن  $f_{v1}$  تابع میرایی دیواره است.

ثابت‌های مدل مطابق نسخه استاندارد ارائه‌شده توسط Spalart و Allmaras و مقادیر پیش‌فرض نرم‌افزار ANSYS Fluent انتخاب شدند. در مرز ورودی نیز، شدت آشفتگی و نسبت لزجت توربولانسی مطابق مقادیر پیش‌فرض جریان آزاد در نرم‌افزار Fluent تعریف شد. همچنین شرایط دیواره به‌صورت بدون لغزش (No-Slip Wall) در نظر گرفته شد تا رفتار لایه مرزی و جدایش جریان با دقت مناسب شبیه‌سازی گردد.

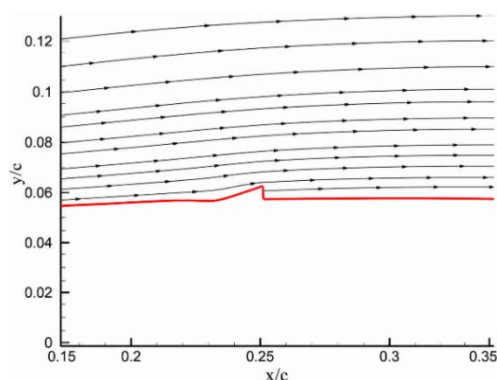


شکل ۳- وضعیت جریان در لبه حمله ایرفویل حالت بدون دم



شکل ۴- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت بدون دم

نتایج نشان داد دم در این موقعیت با افزایش ناچیز ضریب پسا و افزایش محسوس ضریب برآ همراه است؛ به طوری که ضرایب پسا و برآ به ترتیب ۰/۰۴۸۴ و ۰/۸۴۲۶ به دست آمد. کانتورهای سرعت، خطوط جریان و تصاویر Tecplot (شکل‌های ۵ و ۶) تشکیل حباب جدایش و ساختارهای گردابه‌ای بزرگ مقیاس در ناحیه انتهایی وتر را نشان می‌دهند.



شکل ۵- وضعیت جریان در حالت دم ۱ (inj1)

### ۴-۳- ضریب‌های آیرودینامیکی

ضریب نیروی برآ: (Lift Coefficient):

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A} \quad (8)$$

ضریب نیروی پسا: (Drag Coefficient):

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A} \quad (9)$$

ضریب فشار: (Pressure Coefficient):

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (10)$$

که در آن:

$L$  نیروی برآ،  $D$  نیروی پسا،  $A$  سطح مرجع،  $U_\infty$  سرعت جریان آزاد،  $p_\infty$  فشار جریان آزاد است [۲۳].

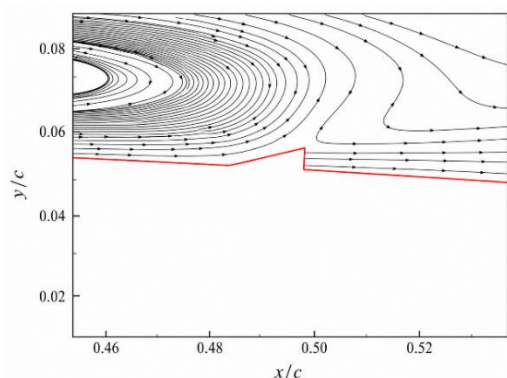
### ۵- نتایج و بحث

#### ۵-۱- شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل

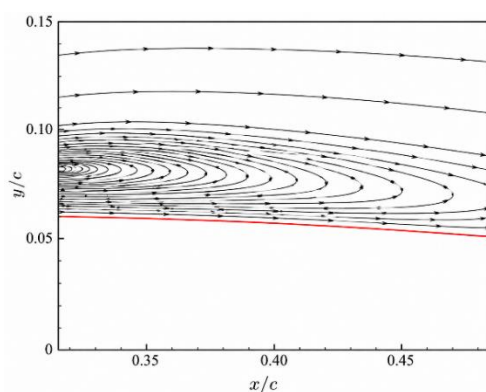
در این پژوهش، شبیه‌سازی عددی جریان تراکم‌پذیر و آشسته حول ایرفویل NACA0012 در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۱۰ درجه با استفاده از نرم‌افزار Fluent انجام شد. پس از مطالعه استقلال از شبکه و انتخاب مش بهینه، جریان با استفاده از مدل آشفتگی Spalart-Allmaras و تنظیمات عددی بخش روش تحقیق حل شد. نتایج نشان داد به کارگیری طرح مرتبه دوم برای چگالی و ممنتوم، همگرایی پایدارتر و پیش‌بینی دقیق‌تر ضرایب آیرودینامیکی را فراهم می‌کند؛ به طوری که ضرایب پسا و برآ به ترتیب ۰/۰۴۶۸ و ۰/۷۹۸۳ به دست آمد. کانتورهای فشار و سرعت، بردارهای جریان و نتایج Tecplot نواحی جدایش و گردابه‌های نزدیک لبه حمله را نشان می‌دهند (شکل‌های ۳ و ۴). این حالت پایه بدون دم، مبنای مقایسه اثر دم هوا در بخش‌های بعدی است. همچنین، در تمامی نمودارهای ۳ الی ۱۱، محور افقی نشان‌دهنده موقعیت بی‌بعد روی وتر ایرفویل ( $x/c$ ) و محور عمودی نشان‌دهنده موقعیت بی‌بعد عمود بر وتر ( $y/c$ ) است. بنابراین هر دو کمیت فاقد واحد بوده و به صورت نسبت به طول وتر ایرفویل بیان شده‌اند.

همان‌گونه که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، در حالت بدون کنترل جریان، گردایان فشار معکوس در نیمه عقبی سطح فوقانی موجب کاهش مومنوم لایه مرزی، جدایش جریان، افزایش ضخامت دنباله و رشد پسای فشاری شده است. همچنین، گردابه‌های بزرگ مقیاس در پشت ایرفویل بیانگر ناپایداری لایه مرزی و کاهش چسبندگی جریان به سطح هستند. سپس اثر دم هوا از شکاف ۵ میلی‌متری واقع در ( $x=0.25c$ ) با نسبت سرعت جت به جریان آزاد ( $V_j/V_\infty$ ) و در راستای موازی سطح ایرفویل بررسی شد. برای این منظور، مش ناحیه دم اصلاح و حل عددی با مدل Spalart-Allmaras و طرح مرتبه دوم انجام گرفت.

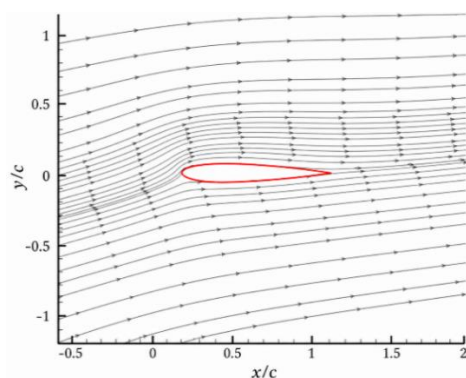
۱۰). در نهایت، دمش در لبه حمله ایرفویل (Injection 0) بیشترین اثر را داشت، به طوری که جدایش کاملاً برطرف شده و ضریب پسا و برآ به  $0.451$  و  $1/3036$  رسید (شکل ۱۱). این نتایج نشان می‌دهند که دمش نزدیک لبه حمله ایرفویل بهترین تأثیر را در کاهش پسا و افزایش برآ و جلوگیری از جدایش جریان دارد، و مبنای مقایسه اثرات دمش در سایر نقاط وتر فراهم می‌کند.



شکل ۹- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت دمش ۲ (inj2)

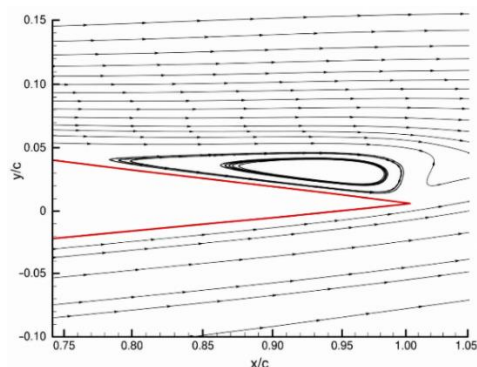


شکل ۱۰- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت دمش ۳ (inj3)



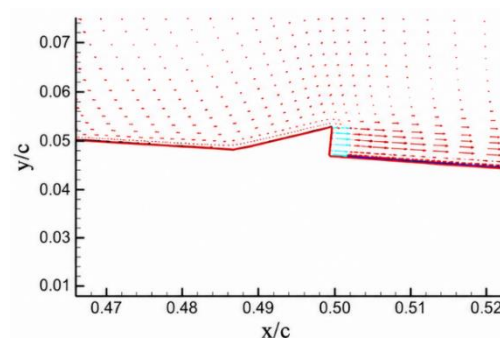
شکل ۱۱- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت دمش ۰ (inj0)

در حالات inj2 و inj3، محل تزریق پس از آغاز جدایش طبیعی جریان قرار دارد؛ بنابراین جت دمش وارد ناحیه‌ای می‌شود که دارای جریان معکوس و ساختار گردابه‌ای توسعه یافته است. در این شرایط، بخش عمده انرژی جت صرف برهم‌کنش با گردابه‌های موجود و افزایش

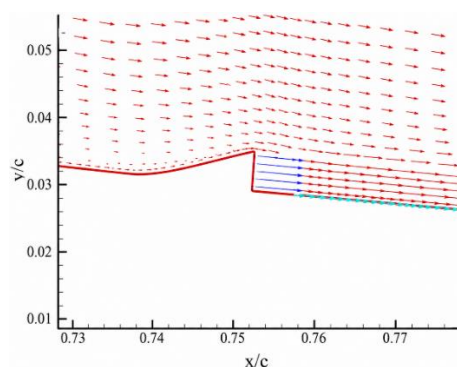


شکل ۶- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت دمش ۱ (inj1)

عملکرد مناسب این حالت ناشی از تزریق مومنتوم پیش از توسعه کامل ناحیه جدایش است که با افزایش تنش برشی دیواره، کاهش افت سرعت نزدیک سطح، تأخیر در جدایش و کوچک‌تر شدن ناحیه بازچرخش، چسبندگی جریان را در بخش بیشتری از وتر حفظ می‌کند. در ادامه تأثیر موقعیت دمش بر جریان، حول ایرفویل NACA0012 در نقاط  $x = 0.5c$  (Injection 2)،  $x = 0.75c$  (Injection 3) و در لبه حمله ایرفویل  $x = 0$  (Injection 0) با شرایط مشابه نقطه  $x = 0.25c$  (Injection 1) مورد بررسی قرار گرفت (شکل‌های ۷ و ۸).

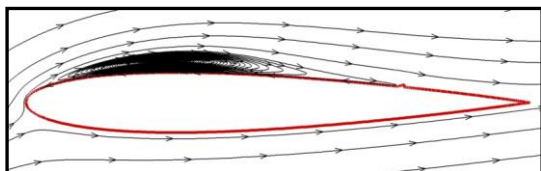


شکل ۷- وضعیت جریان در حالت دمش ۲ (inj2)



شکل ۸- وضعیت جریان در حالت دمش ۳ (inj3)

نتایج نشان داد که موقعیت دمش تأثیر قابل توجهی بر ضرایب پسا و برآ و همچنین رفتار جریان دارد. برای Injection 2 باعث ضریب پسا  $0.1000$  و ضریب برآ  $0.9995$  محاسبه شد و جدایش قبل از دمش مشاهده گردید (شکل ۹). در حالی که در Injection 3 ضریب پسا و برآ برابر با  $0.1227$  و  $1.0995$  داشت و جدایش مشابه مشاهده شد (شکل



شکل ۱۵- اثرات هوا در جدایش جریان حالت دمشی ۳ (inj3)

بهترین عملکرد کنترل جدایش مربوط به حالت inj0 است که در آن دمشی نزدیک لبه حمله اعمال شده است (شکل ۱۶). در این حالت، جدایش تقریباً حذف شده و جریان به صورت چسبیده تا لبه فرار ادامه می‌یابد؛ با این حال، به دلیل فشار بالای لبه حمله، اجرای عملی آن با محدودیت‌های مهندسی همراه است. علت این عملکرد، تزریق مومنوم در ابتدای رشد لایه مرزی و پیش از ایجاد گرادیان فشار معکوس شدید است که با افزایش انرژی جنبشی لایه مرزی، از تشکیل حباب جدایش جلوگیری می‌کند.



شکل ۱۶- اثرات هوا در جدایش جریان حالت دمشی ۰ (inj0)

مقایسه شکل‌های ۱۲ تا ۱۶ نشان می‌دهد هرچه محل دمشی به لبه حمله نزدیک‌تر باشد، کنترل جدایش مؤثرتر است؛ در حالی‌که دمشی در نواحی میانی و انتهایی وتر، به دلیل وقوع در ناحیه جداشده، کارایی کمتری دارد. برای مقایسه دقیق‌تر، موقعیت آغاز جدایش و ویژگی‌های میدان جریان در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴- موقعیت آغاز جدایش و رفتار لایه مرزی در حالات مختلف دمشی.

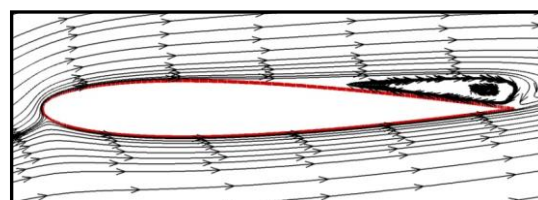
| حالت شبیه‌سازی   | موقعیت جت (X/C) | موقعیت تقریبی آغاز جدایش (X/C)           | وضعیت لایه مرزی و رفتار جریان                                                 |
|------------------|-----------------|------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------|
| بدون دمشی (Base) | ---             | نزدیک لبه حمله ( $\approx 0.12$ )        | آغاز زود هنگام جدایش در نزدیکی لبه حمله و گسترش ناحیه جداشده تا نیمه عقبی وتر |
| دمشی ۱ (inj 1)   | ۰.۲۵            | $\approx 0.75$                           | تأخیر قابل توجه جدایش و حفظ چسبندگی جریان در بخش عمده سطح ایرفویل             |
| دمشی ۲ (inj 2)   | ۰.۵۰            | $\approx 0.22$                           | وقوع جدایش بالادست جت و تشکیل ناحیه چرخشی گسترده پیش از محل تزریق             |
| دمشی ۳ (inj 3)   | ۰.۷۵            | نزدیک ناحیه جلویی وتر ( $\approx 0.18$ ) | جدایش گسترده پیش از محل دمشی و تشکیل گردابه‌های ثانویه در ناحیه جداشده        |

در حالت بدون دمشی، جدایش از نزدیکی لبه حمله آغاز و تا نیمه

اختلاط آشفته می‌شود، نه بازچسباندن کامل جریان به سطح. این رفتار موجب افزایش ضخامت دنباله و رشد پسا فشاری شده است. مشاهده گردابه‌های ثانویه در ناحیه پس از دمشی نشان می‌دهد که تزریق مومنوم در نواحی پایین‌دست جدایش می‌تواند باعث ناپایداری بیشتر میدان جریان شود. این پدیده علت اصلی افزایش هم‌زمان  $C_D$  و  $C_L$  در حالات inj2 و inj3 است.

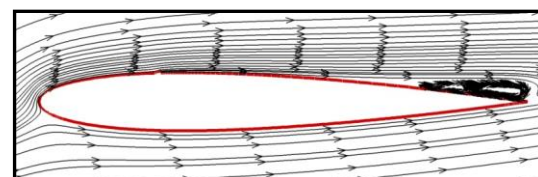
## ۵-۲- بررسی کیفی میدان جریان و جدایش

شبیه‌سازی CFD جریان حول ایرفویل NACA0012 نشان می‌دهد که در حالت پایه و بدون دمشی، جدایش جریان در نیمه عقبی سطح فوقانی رخ داده و با تشکیل ناحیه‌ای گردابه‌ای، موجب کاهش فشار و افزایش نیروی پسا می‌شود (شکل ۱۲). خطوط جریان در نیمه جلویی صاف و پیوسته بوده و بیانگر چسبندگی مناسب جریان هستند، در حالی که در نیمه عقبی، رشد ناحیه جدایش در امتداد وتر با تشکیل گردابه‌ها، افت فشار در پشت ایرفویل و افزایش پسا را به دنبال دارد.



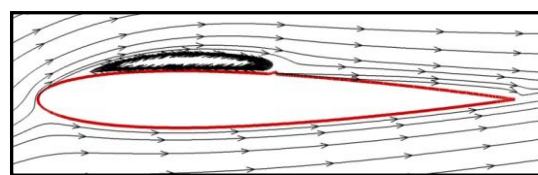
شکل ۱۲- اثرات هوا در جدایش جریان حالت بدون دمشی (Base)

در حالت دمشی inj1، ناحیه جدایش به‌طور محسوسی کوچک‌تر شده و محل وقوع آن به سمت عقب ایرفویل منتقل می‌شود (شکل ۱۳). این موضوع بیانگر افزایش انرژی لایه مرزی و توانایی بیشتر جریان در غلبه بر گرادیان فشار معکوس است.



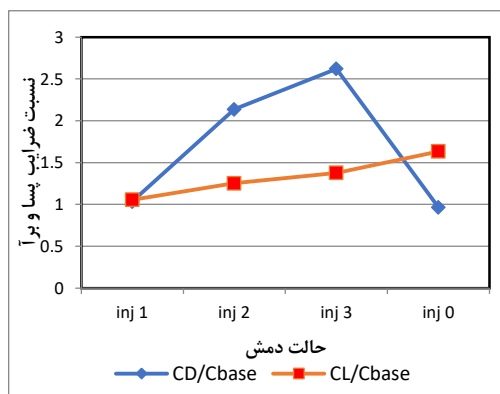
شکل ۱۳- اثرات هوا در جدایش جریان حالت دمشی ۱ (inj1)

شکل‌های ۱۴ و ۱۵ (مقایسه خطوط جریان در حالت‌های inj2 و inj3) نشان می‌دهند که جدایش از نزدیکی لبه حمله آغاز می‌شود. تزریق سیال در موقعیت‌های عقب‌تر اگرچه گردابه‌های ثانویه‌ای در ناحیه جدایش ایجاد می‌کند، اما قادر به حذف کامل جدایش نیست و با افزایش اتلاف انرژی و پسای فشاری در انتهای ایرفویل، موجب افزایش ضریب پسا در این دو حالت می‌شود.



شکل ۱۴- اثرات هوا در جدایش جریان حالت دمشی ۲ (inj2)

جدایش تقریباً حذف شده و در نتیجه مقاومت فشاری و بازده آیرودینامیکی بهبود یافته است.



شکل ۱۸- نسبت ضرایب پسا و برآ در حالات مختلف به ضرایب پسا و برآ در حالت پایه.

در حالات inj2 و inj3، نوسانات بیشتر ضریب فشار و بازیابی نامطلوب فشار در نیمه عقبی وتر، بیانگر گسترش ناحیه جدایش و افزایش پسای فشاری است که با نتایج جدول ۵ مطابقت دارد. شکل ۱۸ نیز نشان می‌دهد که افزایش ضریب برآ به‌تنهایی معیار مناسبی برای ارزیابی عملکرد نیست و نسبت  $C_L/C_D$  شاخص دقیق‌تری از بازده آیرودینامیکی محسوب می‌شود. این نسبت از ۱۷/۰۶ در حالت پایه به ۱۷/۴۱ در inj1 افزایش یافت، اما در inj2 و inj3 به‌ترتیب به ۹/۹۹ و ۸/۹۶ کاهش یافت؛ زیرا افزایش پسا بر افزایش برآ غلبه کرده است. بهترین عملکرد مربوط به inj0 با نسبت  $(C_L/C_D = ۲۸/۹۱)$  است که نشان‌دهنده کنترل مؤثر جدایش، کاهش پسا و بیشترین بازده آیرودینامیکی است. این نتایج برتری دمشی در نیمه جلویی ایرفویل، به‌ویژه نزدیک لبه حمله، را تأیید می‌کنند.

برای بررسی سازوکار کنترل جریان، توزیع ضریب فشار و ضریب اصطکاک سطحی روی ایرفویل در موقعیت‌های مختلف دمشی تحلیل شد. ضریب فشار نحوه شکل‌گیری ناحیه مکش و بازیابی فشار و ضریب اصطکاک سطحی رفتار جدایش و چسبندگی مجدد جریان را نشان می‌دهد. با توجه به تقارن ایرفویل و تمرکز مطالعه بر کنترل جدایش، تنها نتایج سطح فوقانی ارائه شده است.

همان‌گونه که در شکل ۱۹-الف مشاهده می‌شود، اعمال دمشی در نزدیکی لبه حمله موجب تغییر محسوس توزیع ضریب فشار روی سطح فوقانی ایرفویل شده است. در میان تمامی آرایش‌ها، حالت inj0 بیشترین ناحیه مکش را در ابتدای وتر ایجاد کرده و بازیابی فشار نیز به‌صورت تدریجی‌تری انجام شده است. این رفتار نشان‌دهنده افزایش ممنوع لایه مرزی و بهبود مقاومت جریان در برابر گرادیان فشار معکوس است.

عقبی وتر گسترش می‌یابد. دمشی در inj1 با انتقال نقطه جدایش به انتهای وتر، بیشترین تأخیر را در جدایش و بهترین حفظ جریان چسبیده ایجاد می‌کند. در مقابل، در inj2 و inj3 به دلیل وقوع جدایش پیش از محل تزریق، بخش زیادی از انرژی جت صرف غلبه بر جریان معکوس و گردابه‌های ناحیه جداشده شده و اثربخشی کنترل کاهش می‌یابد. این نتایج نشان‌دهنده حساسیت بالای کنترل فعال جریان به محل دمشی و برتری دمشی در نیمه جلویی ایرفویل است.

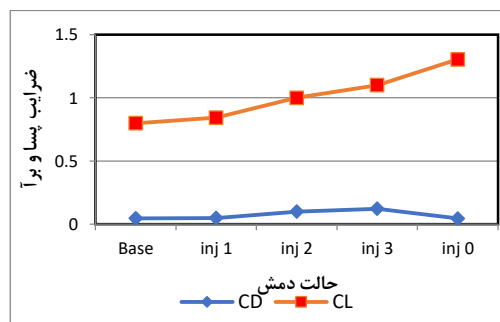
### ۵-۳- تحلیل کمی ضرایب آیرودینامیکی

تحلیل ضرایب آیرودینامیکی جدول ۵ و شکل‌های ۱۶ و ۱۷ نشان می‌دهد که مکان دمشی تأثیر مستقیمی بر عملکرد ایرفویل دارد.

جدول ۵- ضرایب پسا و برآ در حالات مختلف.

| حالت شبیه‌سازی   | ضریب پسا ( $C_D$ ) | ضریب برآ ( $C_L$ ) | نسبت ( $C_L / C_D$ ) |
|------------------|--------------------|--------------------|----------------------|
| بدون دمشی (Base) | ۰/۰۴۶۸             | ۰/۷۹۸۳             | ۱۷/۰۶                |
| دمشی ۱ (inj 1)   | ۰/۰۴۸۴             | ۰/۸۴۲۶             | ۱۷/۴۱                |
| دمشی ۲ (inj 2)   | ۰/۱۰۰۰             | ۰/۹۹۹۵             | ۹/۹۹                 |
| دمشی ۳ (inj 3)   | ۰/۱۲۳۷             | ۱/۰۹۹۵             | ۸/۹۶                 |
| دمشی ۴ (inj 0)   | ۰/۰۴۵۱             | ۱/۳۰۳۶             | ۲۸/۹۱                |

در حالت پایه، ضرایب پسا و برآ به‌ترتیب ۰/۰۴۶۸ و ۰/۷۹۸۳ به‌دست آمد. اعمال دمشی در inj1 ضریب برآ را حدود ۵/۵ درصد افزایش داد، در حالی که تغییر ضریب پسا ناچیز بود و این حالت را به مناسب‌ترین گزینه از نظر کارایی آیرودینامیکی تبدیل کرد. در مقابل، inj2 و inj3 اگرچه موجب افزایش بیشتر ضریب برآ شدند، اما با رشد قابل توجه ضریب پسا همراه بودند. همان‌گونه که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، این رفتار ناشی از وقوع جدایش پیش از محل دمشی است؛ به‌طوری که بخش زیادی از انرژی جت صرف غلبه بر جریان معکوس در ناحیه جداشده می‌شود، در حالی که در inj1 انرژی تزریق‌شده عمدتاً برای حفظ چسبندگی جریان و جلوگیری از گسترش جدایش مصرف می‌شود.



شکل ۱۷- ضرایب پسا و برآ در حالات مختلف.

همان‌گونه که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، با انتقال محل دمشی به سمت پایین‌دست، ضرایب برآ و پسا به‌طور هم‌زمان افزایش می‌یابند. این رفتار نشان می‌دهد که در صورت وقوع جدایش پیش از محل دمشی، بخش عمده انرژی جت صرف تقویت گردابه‌ها و اتلاف آشفته می‌شود. کمترین ضریب پسا مربوط به حالت inj0 است که در آن

کمترین افزایش پسا، بهترین عملکرد را داشت که با نتایج مطالعات پیشین نیز همخوانی دارد [۱۰؛ ۲۵]. در مقابل، inj2 و inj3 اگرچه برآ را افزایش دادند، اما به دلیل وقوع جدایش پیش از محل دمش، بخش عمده انرژی جت صرف ناحیه جداشده شده و توانایی بازچسباندن کامل جریان را نداشت؛ از این رو، کارایی آیرودینامیکی آن‌ها نسبت به inj1 کمتر بود.

عملکرد بهتر دمش در نزدیکی لبه حمله را می‌توان با مفاهیم دینامیک لایه مرزی تبیین کرد. نسبت سرعت جت به جریان آزاد ( $V_j/V_\infty$ ) با افزایش ضریب مومنتوم دمش ( $C_\mu$ ) (معادله ۱۱)، توانایی لایه مرزی را برای مقابله با گرادین فشار نامطلوب افزایش می‌دهد. از آنجا که لایه مرزی در نزدیکی لبه حمله هنوز نازک است، مومنتوم تزریق‌شده با راندمان بیشتری به جریان منتقل شده، بازیابی پروفیل سرعت را تسریع کرده و با ایجاد گردابه‌های کوچک‌مقیاس، انتقال مومنتوم از جریان آزاد به لایه مرزی را تقویت می‌کند.

$$C_\mu = \frac{\rho_j V_j^2 h}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c} \quad (11)$$

که در آن:

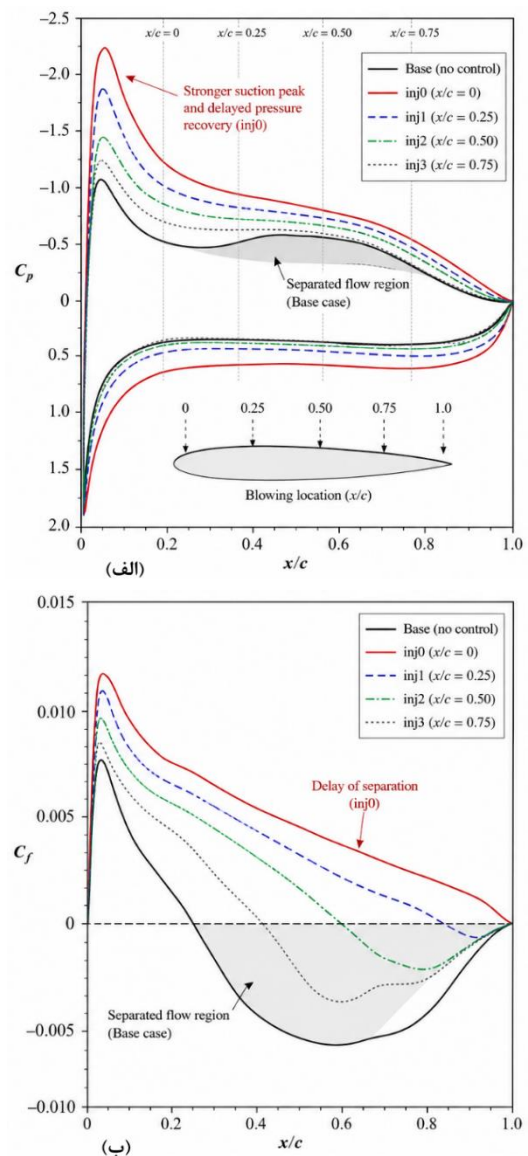
$V_j$  سرعت جت،  $V_\infty$  سرعت جریان آزاد،  $h$  ارتفاع شکاف دمش و  $c$  طول وتر ایرفویل است [۲۶].

بهترین نسبت لیفت به درگ در حالت Injection 0 (دمش نزدیک لبه حمله) به‌دست آمد؛ به‌گونه‌ای که جدایش تقریباً حذف، ضریب برآ افزایش و ضریب پسا کاهش یافت. با این حال، به دلیل فشار زیاد در ناحیه لبه حمله، اجرای عملی این آرایش با محدودیت‌های مهندسی همراه است. به‌طور کلی، دمش در نیمه جلویی وتر، به‌ویژه نزدیک لبه حمله، مؤثرترین روش برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی است، در حالی که دمش در نیمه عقبی کارایی کمتری داشته و معمولاً با افزایش پسا همراه است.

## ۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، اثر دمش هوا به‌عنوان روشی برای کنترل فعال جریان بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA0012 در جریان تراکم‌پذیر زیرصوت (عدد ماخ ۰/۵) به‌صورت عددی بررسی شد. نتایج نشان داد که موقعیت دمش نقش تعیین‌کننده‌ای در کنترل جدایش و بهبود عملکرد آیرودینامیکی دارد؛ به‌طوری‌که دمش در نیمه جلویی ایرفویل، به‌ویژه نزدیک لبه حمله، با کاهش ناحیه جدایش، افزایش ضریب برآ و بهبود نسبت برآ به پسا همراه است. در بهترین حالت (inj0)، ضریب برآ حدود ۶۳٪ افزایش و ضریب پسا ۳/۶٪ نسبت به حالت پایه کاهش یافت، هرچند اجرای عملی این آرایش با محدودیت‌های مهندسی مواجه است.

نتایج همچنین نشان داد بیشترین اثربخشی دمش در محدوده  $(0 \leq x/c \leq 0.25)$  حاصل می‌شود، زیرا ضخامت کمتر لایه مرزی انتقال مؤثرتر مومنتوم جت را امکان‌پذیر می‌کند. در مقابل، دمش در نواحی میانی و انتهایی وتر، به دلیل وقوع جدایش پیش از محل تزریق، کارایی کمتری داشته و موجب افزایش پسا می‌شود. در مجموع، انتخاب مناسب محل دمش عامل اصلی بهبود عملکرد آیرودینامیکی است. با توجه به محدود بودن مطالعه به شبیه‌سازی دوبعدی، جریان پایدار و



شکل ۱۹- توزیع ضریب فشار ( $C_p$ ) (الف) و ضریب اصطکاک سطحی ( $C_f$ ) (ب) بر حسب موقعیت بدون بعد  $x/c$  روی سطح فوقانی ایرفویل.

نتایج ضریب اصطکاک سطحی (شکل ۱۹-ب) نیز این روند را تأیید می‌کند. در حالت پایه، مقادیر منفی ( $C_f$ ) در بخش عمده نیمه عقبی وتر نشان‌دهنده جدایش جریان است، در حالی که در inj1 و inj0 گسترش ناحیه با  $(C_f > 0)$  بیانگر تأخیر در جدایش و بهبود چسبندگی جریان بوده و با توزیع فشار و نتایج جدول ۵ سازگار است. با انتقال محل دمش به پایین دست (inj2 و inj3)، به دلیل وقوع جدایش پیش از محل تزریق، اثربخشی کنترل کاهش یافته و نوسانات ضریب فشار، بازیابی نامطلوب فشار و افزایش پسای فشاری مشاهده می‌شود. در مجموع، دمش نزدیک لبه حمله مؤثرترین آرایش برای کنترل جدایش، کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی است.

نتایج نشان داد موقعیت دمش نقش تعیین‌کننده‌ای در کنترل جدایش و بهبود ضرایب آیرودینامیکی دارد. در حالت بدون دمش، جدایش در نیمه عقبی سطح فوقانی موجب کاهش برآ و افزایش پسا شد. دمش در inj1 ( $x=0.25c$ ) با کاهش ناحیه جدایش، افزایش برآ و

عدد ماخ ۰/۵، بررسی اثرات سه‌بعدی، زوایای حمله متغیر و دمش نوسانی در مطالعات آینده پیشنهاد می‌شود.

## ۷- فهرست علائم و نشانه‌ها

| واحد              | معنی                                             | نماد        |
|-------------------|--------------------------------------------------|-------------|
| -                 | ضریب نیروی پسا                                   | $C_D$       |
| -                 | ضریب اصطکاک سطحی                                 | $C_f$       |
| -                 | ضریب نیروی برآ                                   | $C_L$       |
| -                 | ضریب فشار                                        | $C_p$       |
| -                 | ضریب مومنوم دمش                                  | $C_\mu$     |
| m                 | طول وتر ایرفویل                                  | $c$         |
| m                 | ارتفاع شکاف دمش                                  | $h$         |
| -                 | عدد ماخ                                          | $Ma$        |
| m/s               | سرعت جت دمش                                      | $V_j$       |
| m/s               | سرعت جریان آزاد                                  | $V_\infty$  |
| -                 | موقعیت بی‌بعد روی وتر                            | $x/c$       |
| -                 | فاصله بی‌بعد از دیواره                           | $y^+$       |
| درجه              | زاویه حمله                                       | $\alpha$    |
| m <sup>2</sup> /s | لزجت سینماتیکی توربولانسی<br>اصلاح‌شده (مدل S-A) | $\bar{\nu}$ |

## ۸- مراجع

- Abbaspour R, Mitra Yadegari, Abdolamir Bak Khoshnevis, Hoseinzade D. Optimization of horizontal spacing in cylinder-NACA0012 airfoil configuration in the Sharrow propeller using entropy generation analysis and multi-objective genetic algorithm. *Journal of Marine Science and Technology*. 2025;1-30.
- Abbaspour R, Mitra Yadegari, Khoshnevis AB. Effect of Airfoil's Attack Angle and Airfoil-Cylinder Configuration on Turbulence Parameters and Airfoil's Aerodynamic Efficiency. *Energy Science & Engineering* 2025.
- Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*: McGraw-Hill; 2017.
- White. *Fluid Mechanics*: McGraw-Hill; 2020.
- D. Caruana, J. Fenech, N. Grech, Muscat J. Numerical investigation of steady blowing flow control on a NACA 0012 airfoil at low Reynolds number. *Aerospace Science and Technology*. 2022;120:107256.
- H. H. Ho, A. Shirinzad, Essel EE, Sullivan PE. Synthetic Jet Actuators for Active Flow Control: A Review. *Fluids (MDPI)*. 2024;9(12).
- Mallor F, Semprini-Cesari G, Mukha T, Rezaeiravesh S, Schlatter P. Bayesian Optimization of Wall-Normal Blowing and Suction-Based Flow Control of a NACA 4412 Wing Profile. *Flow, Turbulence and Combustion*. 2024;113(1):93-118.
- Hu Z, He S, Lu B, Zha J. A Study on the Two-Dimensional Numerical Simulation of Wing Flutter in a Heavy Gas. *Aerospace (MDPI)*. 2025;12(3):247.
- Abbott IH, Doenhoff AEv. *Theory of Wing Sections*. New York, NY: Dover Publications; 1959.
- David Greenblatt, Wygnanski IJ. The control of flow separation by periodic excitation. *Progress in Aerospace Sciences*. 2000;36(7):487-545.
- Rezaeiha A, Montazeri H, Blocken B. Active flow control for power enhancement of vertical axis wind turbines: Leading-edge slot suction. *Energy*. 2019;189.
- Avi Seifert, Pack LG. Oscillatory Control of Separation at High Reynolds Numbers. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*. 2002;37(9):1062-71.
- Michael Amitay, Glezer A. Aerodynamic flow control using synthetic jet actuators. *Control of Fluid Flow (Lecture Notes in Control and Information Sciences)*. 330: Springer, Berlin, Heidelberg; 2006. p. 45-73.
- Bo Wang, Kai Sun, Xudong Yang, Song B. Wind Tunnel Experimental Study of Lift Enhancement and Drag Reduction on a Swept Wing Based on a Co-Flow Jet Technique. *Applied Sciences (Switzerland)*. 2025;15(17).
- Lu Z, Cai H. Numerical investigation of aerodynamic characteristics of variable-camber bilateral symmetric airfoil with active blow-jet flow control. *Journal of Physics: Conference Series*. 2025;3026.
- MacArt XLTHJF. Active Control of Turbulent Airfoil Flows Using Adjoint-based Deep Learning. *AIAA Journal*. 2025;64:2683-99.
- Lei Z, Zha G, editors. Lift Enhancement of Supersonic Thin Airfoil at Low Speed by Co-Flow Jet Active Flow Control. *AIAA AVIATION Forum 2021; 2021 August 2-6, 2021; Virtual, Online*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Ming Kin Ng, Teschner T-R. On the Application of Trapped Vortices in Motorsport Application for Improved Aerodynamic Performance Using Passive and Active Flow Controls. 2025. Contract No.: 2025-01-5029.
- Hao Jiang, Weigang Yao, Xu M. Experimental design for a novel co-flow jet airfoil. *Advances in Aerodynamics*. 2023;5(1):30.
- Xu K, Zha G. Enhancing aircraft control surface effectiveness by co-flow jet flap at low energy expenditure. *Aerospace Science and Technology*. 2023;133:108145.
- McCroskey WJ. Unsteady Airfoils. *Annual Review of Fluid Mechanics*. 1982;14:285-311.
- Sazhin SS. *Computational Fluid Dynamics: An Introduction for Mechanical Engineering Students*. 1st ed. 2025 ed. Cham, Switzerland: Springer; 2025. 172 p.
- Nandagopal NS. *Compressible Flow: A Straightforward Approach with Practical Applications Including Pipeline Flow*. ed. s, editor. Cham: Springer; 2025.
- Spalart PR, Allmaras SR. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *La Recherche Aérospatiale*. 1994;1:5-21.
- CL R. Overview of CFD for airfoil and wing flow. *Journal of Aircraft*. 2013;50(6):1801-13.
- Ye Z-X, et al. Effects of Localized Micro-blowing on a Spatially Developing Flat Turbulent Boundary Layer. *Flow, Turbulence and Combustion*. 2021;107(1):51-79.