

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

محمدعلی شعاعی

کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه پیام نور، رشت، ایران

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

Mojtaba Masoumnezhad*

Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University, Tehran, Iran.

Mohammadali Shoaei

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

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 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 [۱۷؛ ۱۸]. در جریان‌های تراکم‌پذیر زیرصوت، 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 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
Glezer & Amitay (2002)	Synthetic Jet	تجربی و تحلیلی	معرفی سازوکار انتقال مومنوم بدون تزریق جرم خالص	فاقد بررسی ایرفویل در جریان تراکم‌پذیر
Seifert & Pack (2002)	Oscillatory Jet	تجربی	کاهش جدایش در زوایای حمله بالا	محدود به شرایط خاص جریان
Caruana 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)	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

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

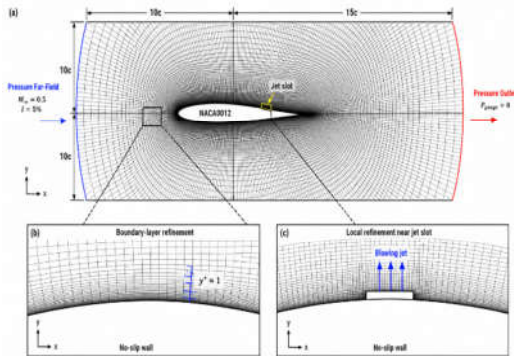
عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۱۰ درجه به‌ترتیب به‌عنوان نماینده جریان زیرصوت تراکم‌پذیر و شرایط نزدیک به آغاز جدایش گسترده انتخاب شدند تا اثر موقعیت دمش بر انتقال مومنوم، کنترل جدایش و عملکرد آیرودینامیکی به‌طور دقیق ارزیابی شود. این شرایط از نظر کاربرد در هواپیماهای تجاری، پرنده‌های بدون سرنشین، توربوماشین‌ها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

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 ریزشگی موضعی شبکه در اطراف ایرفویل NACA0012، ریزشگی شبکه در نواحی لایه مرزی و محل اعمال دمش فعال به منظور افزایش دقت حل عددی انجام شده است.

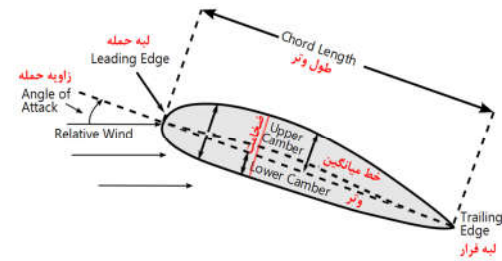
همان گونه که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، شبکه محاسباتی در نواحی دارای گرادیان شدید سرعت و فشار، به ویژه اطراف سطح ایرفویل و محل خروج جت دمش، به صورت موضعی ریزتر شده است. این موضوع موجب افزایش دقت پیش‌بینی جدایش جریان و توزیع فشار روی سطح ایرفویل گردید.

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 ۱۱۰۰۰۰ 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



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 به پیشینه 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].

مشخصات هندسی کلیدی ایرفویل شامل طول وتر، ضخامت پیشینه 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 آشفته 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 لایه مرزی، لبه‌های حمله و فرار و محل اعمال دمش به صورت موضعی

نامطلوب صورت گرفت. طرح Second-Order Upwind برای 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 دُمش 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 گیج 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 دُمش به‌طور مستقل ارزیابی شود.

دُمش فعال در چهار موقعیت مختلف روی سطح فوقانی ایرفویل اعمال و یک حالت بدون دُمش به‌عنوان مرجع بررسی شد. جت دُمش 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 دُمش 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، مومنوم و انرژی برای جریان تراکم‌پذیر به صورت زیر است [۲۳]:
پایستگی جرم:

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

مومنوم:

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

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:

ρ چگالی، $\mathbf{u}$ بردار سرعت، p فشار، μ 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]:

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

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.

۳-۴- 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:

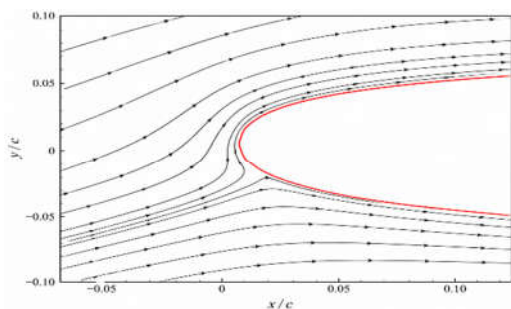
L نیروی برآ، D نیروی پسا، A سطح مرجع، U_{∞} سرعت جریان آزاد، p_{∞} فشار جریان آزاد است [۲۳].

۵- نتایج و بحث

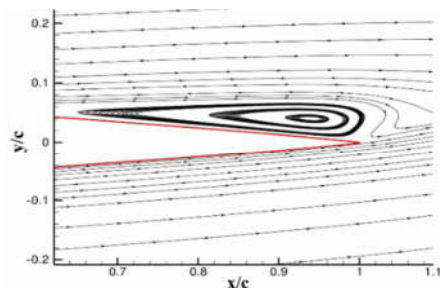
۵-۱- شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل

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 به‌کارگیری طرح مرتبه دوم برای چگالی و ممنتوم، همگرایی پایدارتر و پیش‌بینی دقیق‌تر ضرایب آیرودینامیکی را فراهم می‌کند؛ به‌طوری‌که ضرایب پسا و برآ به‌ترتیب ۰/۰۴۶۸ و ۰/۷۹۸۳ به‌دست 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 دمش، مبنای مقایسه اثر دمش 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، گرادیان فشار معکوس در نیمه عقبی سطح فوقانی موجب کاهش مومنتوم لایه مرزی، جدایش جریان، افزایش ضخامت دنباله و رشد پسای فشاری شده است. همچنین، گردابه‌های بزرگ‌مقیاس در پشت ایرفویل بیانگر ناپایداری لایه مرزی و کاهش چسبندگی جریان به سطح هستند. سپس اثر دمش هوا از شکاف ۵ میلی‌متری واقع در $(x=0.25C)$ با نسبت سرعت جت به جریان آزاد (V_j/V_{∞}) و در راستای موازی سطح ایرفویل بررسی شد. برای این منظور، مش ناحیه دمش اصلاح و حل عددی با مدل Spalart-Allmaras و طرح مرتبه دوم انجام گرفت.

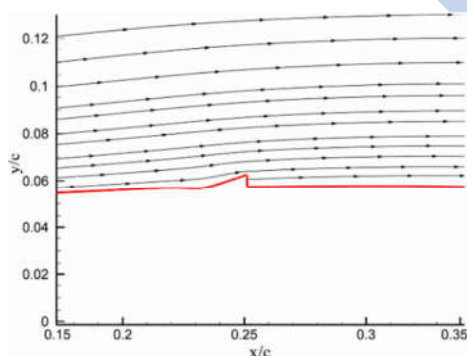


شکل ۳- وضعیت جریان در لبه حمله ایرفویل حالت بدون دمش (Base)



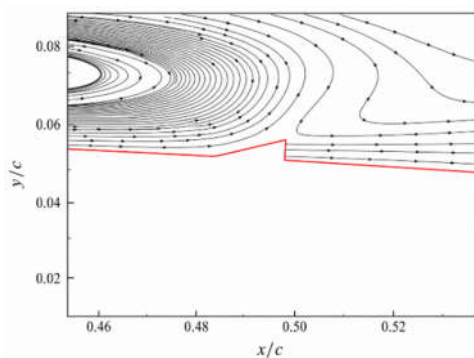
شکل ۴- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت بدون دمش (Base)

نتایج نشان داد دمش در این موقعیت با افزایش ناچیز ضریب پسا و افزایش محسوس ضریب برآ همراه است؛ به‌طوری‌که ضرایب پسا و برآ به‌ترتیب ۰/۰۴۸۴ و ۰/۸۴۲۶ به‌دست آمد. کانتورهای سرعت، خطوط جریان و تصاویر Tecplot (شکل‌های ۵ و ۶) تشکیل حباب جدایش و ساختارهای گردابه‌ای بزرگ‌مقیاس در ناحیه انتهایی وتر را نشان می‌دهند.

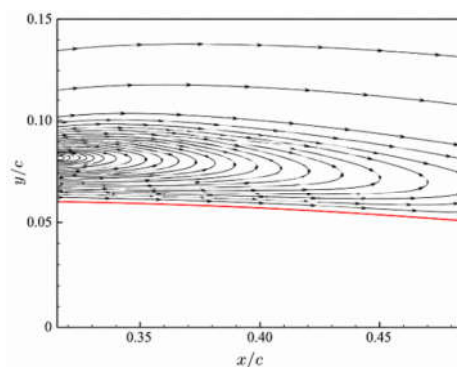


شکل ۵- وضعیت جریان در حالت دمش ۱ (inj1)

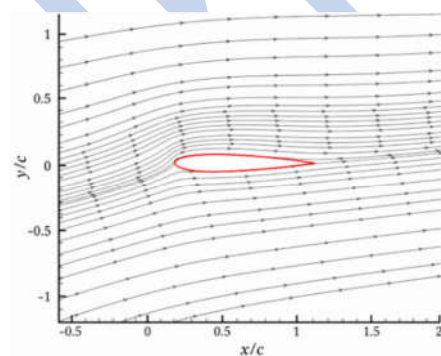
۱۰). در نهایت، دمش در لبه حمله ایرفویل (Injection 0) بیشترین اثر را داشت، به طوری که جدایش کاملاً برطرف شده و ضریب پسا و برآ به 0.451 و $1/3036$ رسید (شکل ۱۱). این نتایج نشان می‌دهند که دمش نزدیک لبه حمله ایرفویل بهترین تأثیر را در کاهش پسا و افزایش برآ و جلوگیری از جدایش جریان دارد، و مبنای مقایسه اثرات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



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

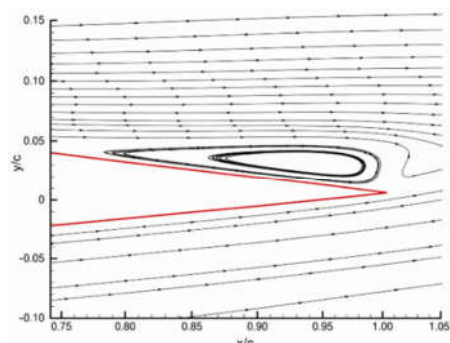


شکل ۱۰- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت دمش ۳ (inj3)



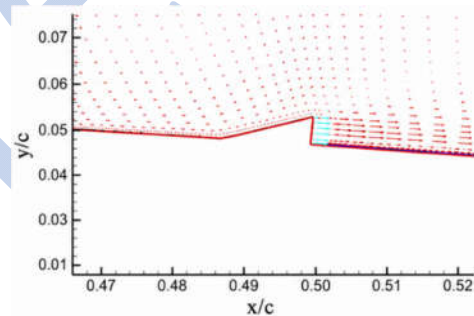
شکل ۱۱- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت دمش ۰ (inj0)

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 توسعه‌یافته است. در این شرایط، بخش عمده انرژی جت صرف برهم‌کنش با گردابه‌های موجود و افزایش اختلاط آشفته می‌شود، نه بازچسباندن کامل جریان به سطح. این رفتار

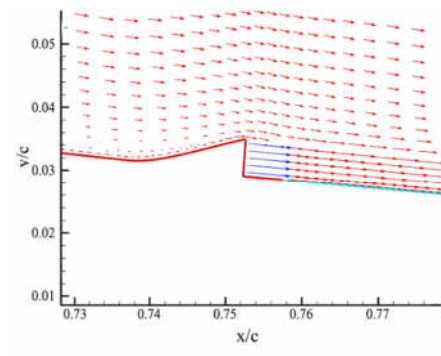


شکل ۶- جدایش و تشکیل گردابه در ایرفویل حالت دمش ۱ (inj1)

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).

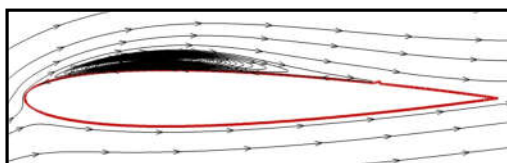


شکل ۷- وضعیت جریان در حالت دمش ۲ (inj2)



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 0.100 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)

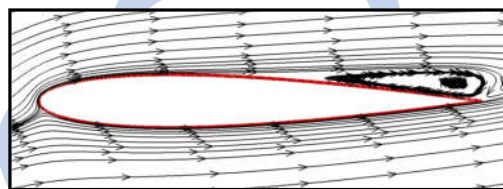
موجب افزایش ضخامت دنباله و رشد پسا فشاری شده است. مشاهده گردابه‌های ثانویه در ناحیه پس از دمشی نشان می‌دهد که تزریق مومنتوم در نواحی پایین‌دست جدایش می‌تواند باعث ناپایداری بیشتر میدان جریان شود. این پدیده علت اصلی افزایش هم‌زمان C_D و C_L در حالات inj2 و inj3 است.

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.



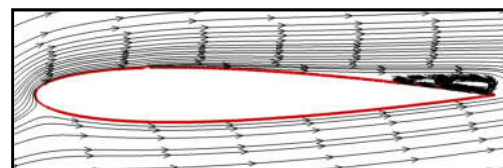
شکل ۱۶- اثرات هوا در جدایش جریان حالت دمشی ۰ (inj0)



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

مقایسه شکل‌های ۱۲ تا ۱۶ نشان می‌دهد هرچه محل دمشی به لبه حمله نزدیک‌تر باشد، کنترل جدایش مؤثرتر است؛ در حالی که 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.

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.

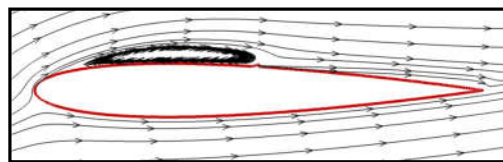


شکل ۱۳- اثرات هوا در جدایش جریان حالت دمشی ۱ (inj1)

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

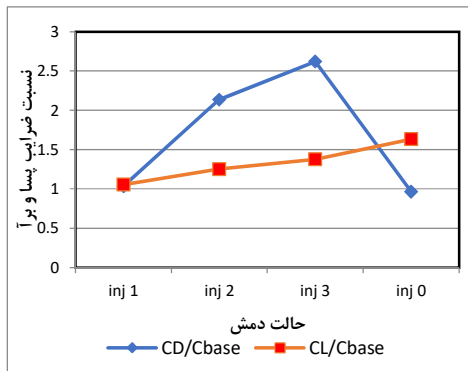
حالت شبیه‌سازی	موقعیت جت (X/C)	موقعیت تقریبی آغاز جدایش (X/C)	وضعیت لایه مرزی و رفتار جریان
بدون دمشی (Base)	---	نزدیک لبه حمله ($0/12 \approx$)	آغاز زود هنگام جدایش در نزدیکی لبه حمله و گسترش ناحیه جداشده تا نیمه عقبی وتر
دمشی ۱ (inj 1)	$0/25$	$0/75 \approx$	تأخیر قابل توجه جدایش و حفظ چسبندگی جریان در بخش عمده سطح ایرفویل
دمشی ۲ (inj 2)	$0/50$	$0/22 \approx$	وقوع جدایش بالادست جت و تشکیل ناحیه چرخشی گسترده پیش از محل تزریق
دمشی ۳ (inj 3)	$0/75$	نزدیک ناحیه جلویی وتر ($0/18 \approx$)	جدایش گسترده پیش از محل دمشی و تشکیل گردابه‌های ثانویه در ناحیه جداشده

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)

به سمت پایین دست، ضرایب برآ و پسا به طور همزمان افزایش می یابند. این رفتار نشان می دهد که در صورت وقوع جدایش پیش از محل دم، بخش عمده انرژی جت صرف تقویت گردابه ها و اتلاف آشفته می شود. کمترین ضریب پسا مربوط به حالت inj0 است که در آن جدایش تقریباً حذف شده و در نتیجه مقاومت فشاری و بازده آیرودینامیکی بهبود یافته است.



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

در حالت 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 می دهد که افزایش ضریب برآ به تنهایی معیار مناسبی برای ارزیابی عملکرد نیست و نسبت C_L/C_D شاخص دقیق تری از بازده آیرودینامیکی محسوب می شود. این نسبت از ۱۷/۰۶ در حالت پایه به ۱۷/۴۱ در inj1 افزایش یافت، اما در inj2 و inj3 به ترتیب 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 نشان دهنده کنترل مؤثر جدایش، کاهش پسا و بیشترین بازده آیرودینامیکی است. این نتایج برتری دم در نیمه جلویی ایرفویل، به ویژه نزدیک لبه حمله، را تأیید می کنند.

برای بررسی سازوکار کنترل جریان، توزیع ضریب فشار و ضریب اصطکاک سطحی روی ایرفویل در موقعیت های مختلف دم تحلیل شد. ضریب فشار نحوه شکل گیری ناحیه مکش و بازیابی فشار و ضریب اصطکاک سطحی رفتار جدایش و چسبندگی مجدد جریان را نشان می دهد. با توجه به تقارن ایرفویل و تمرکز مطالعه بر کنترل جدایش، تنها نتایج سطح فوقانی ارائه شده است.

همان گونه که در شکل ۱۹-الف مشاهده می شود، اعمال دم در نزدیکی لبه حمله موجب تغییر محسوس توزیع ضریب فشار روی سطح فوقانی ایرفویل شده است. در میان تمامی آرایش ها، حالت inj0 بیشترین ناحیه مکش را در ابتدای وتر ایجاد کرده و بازیابی فشار نیز به صورت تدریجی تری انجام شده است. این رفتار نشان دهنده افزایش ممنوع لایه مرزی و بهبود مقاومت جریان در برابر گرادیان فشار معکوس است.

در حالت بدون دم، جدایش از نزدیکی لبه حمله آغاز و تا نیمه عقبی وتر گسترش می یابد. دم در inj1 با انتقال نقطه جدایش به انتهای وتر، بیشترین تأخیر را در جدایش و بهترین حفظ جریان چسبیده ایجاد می کند. 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 گردابه های ناحیه جدایش شده و اثربخشی کنترل کاهش می یابد. این نتایج نشان دهنده حساسیت بالای کنترل فعال جریان به محل دم و برتری دم در نیمه جلویی ایرفویل است.

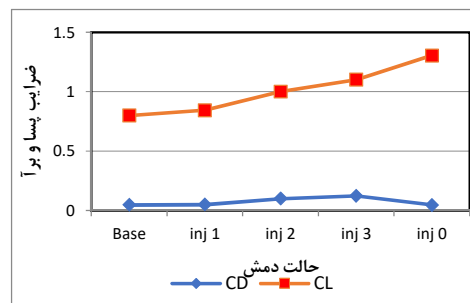
۳-۵- تحلیل کمی ضرایب آیرودینامیکی

تحلیل ضرایب آیرودینامیکی جدول ۵ و شکل های ۱۶ و ۱۷ نشان می دهد که مکان دم تأثیر مستقیمی بر عملکرد ایرفویل دارد.

جدول ۵- ضرایب پسا و برآ در حالت های مختلف.

حالت شبیه سازی	ضریب پسا (C_D)	ضریب برآ (C_L)	نسبت (C_L / C_D)
بدون دم (Base)	۰/۰۴۶۸	۰/۷۹۸۳	۱۷/۰۶
دم ۱ (inj 1)	۰/۰۴۸۴	۰/۸۴۲۶	۱۷/۴۱
دم ۲ (inj 2)	۰/۱۰۰۰	۰/۹۹۹۵	۹/۹۹
دم ۳ (inj 3)	۰/۱۲۲۷	۱/۰۹۹۵	۸/۹۶
دم ۰ (inj 0)	۰/۰۴۵۱	۱/۳۰۳۶	۲۸/۹۱

در حالت پایه، ضرایب پسا و برآ به ترتیب ۰/۰۴۶۸ و ۰/۷۹۸۳ به دست آمد. اعمال دم در inj1 ضریب برآ را حدود ۵/۵ درصد افزایش داد، در حالی که تغییر ضریب پسا ناچیز بود و این حالت را به مناسب ترین 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. همان گونه که در شکل ۱۷ مشاهده می شود، این رفتار ناشی از وقوع جدایش پیش از محل دم است؛ به طوری که بخش زیادی از انرژی جت صرف غلبه بر جریان معکوس در ناحیه جدایش می شود، در حالی که در inj1 انرژی تزریق شده عمدتاً برای حفظ چسبندگی جریان و جلوگیری از گسترش جدایش مصرف می شود.



شکل ۱۷- ضرایب پسا و برآ در حالت های مختلف.

همان گونه که در شکل ۱۷ مشاهده می شود، با انتقال محل دم

شد. دمشی در $inj1$ ($x=0.25c$) با کاهش ناحیه جدایش، افزایش برآ و 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 دمشی، بخش عمده انرژی جت صرف ناحیه جدا شده شده و توانایی بازچسباندن کامل جریان را نداشت؛ از این رو، کارایی آیرودینامیکی آن‌ها نسبت به $inj1$ کمتر بود.

عملکرد بهتر دمشی در نزدیکی لبه حمله را می‌توان با مفاهیم دینامیک لایه مرزی تبیین کرد. نسبت سرعت جت به جریان آزاد (V_j/V_∞) با افزایش ضریب مومنوم دمشی (C_μ) (معادله ۱۱)، توانایی لایه مرزی را برای مقابله با گرادیان فشار نامطلوب افزایش می‌دهد. از آنجا که لایه مرزی در نزدیکی لبه حمله هنوز نازک است، مومنوم تزریق شده با راندها بیشتر به جریان منتقل شده، بازیابی پروفیل سرعت را تسریع کرده و با ایجاد گردابه‌های کوچک مقیاس، انتقال مومنوم 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:

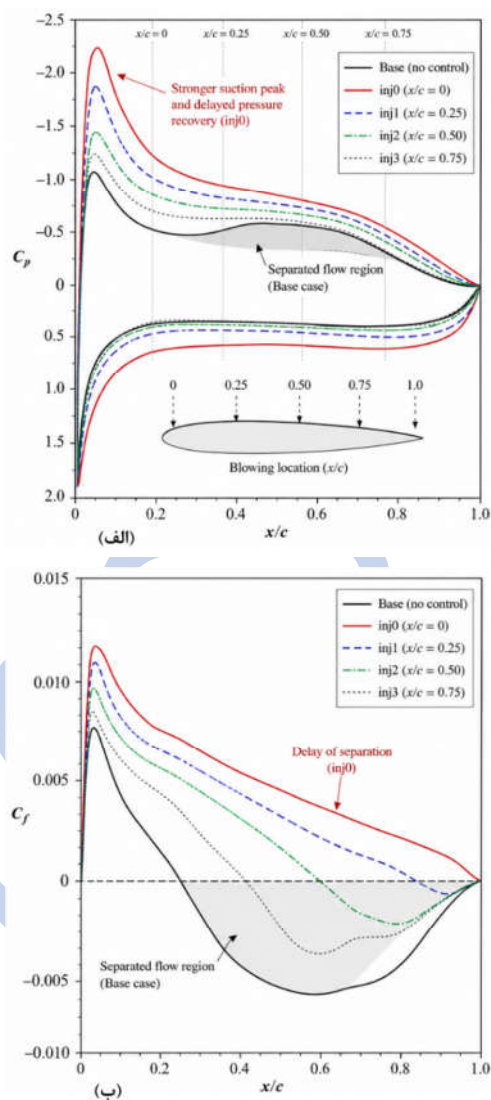
V_j سرعت جت، V_∞ سرعت جریان آزاد، h ارتفاع شکاف دمشی و c طول وتر ایرفویل است [۲۶].

بهترین نسبت لیفت به درگ در حالت Injection 0 (دمشی نزدیک لبه حمله) به دست آمد؛ به گونه‌ای 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. به طور کلی، دمشی در نیمه جلویی وتر، به ویژه نزدیک لبه حمله، مؤثرترین روش برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی است، در حالی که دمشی در نیمه عقبی کارایی کمتری داشته و معمولاً با افزایش پسا همراه است.

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، اثر دمشی هوا به عنوان روشی برای کنترل فعال جریان بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA0012 در جریان تراکم‌پذیر زیرصوت (عدد ماخ ۰/۵) به صورت عددی بررسی شد. نتایج نشان داد که موقعیت دمشی نقش تعیین‌کننده‌ای در کنترل جدایش و بهبود عملکرد آیرودینامیکی دارد؛ به طوری که دمشی در نیمه جلویی ایرفویل، به ویژه 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 دمشی در محدوده $(0 \leq x/c \leq 0.25)$ حاصل می‌شود، زیرا ضخامت کمتر لایه مرزی انتقال مؤثرتر مومنوم جت را امکان‌پذیر می‌کند. در مقابل، دمشی 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 دمشی عامل اصلی بهبود عملکرد آیرودینامیکی است. با



شکل ۱۹- توزیع ضریب فشار (C_p) و ضریب اصطکاک سطحی (C_f) 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 دمشی به پایین‌دست ($inj2$ 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، دمشی نزدیک لبه حمله مؤثرترین آرایش برای کنترل جدایش، کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی است.

نتایج نشان داد موقعیت دمشی نقش تعیین‌کننده‌ای در کنترل جدایش و بهبود ضرایب آیرودینامیکی دارد. در حالت بدون دمشی، جدایش در نیمه عقبی سطح فوقانی موجب کاهش برآ و افزایش پسا

توجه به محدود بودن مطالعه به شبیه‌سازی دوبعدی، جریان پایدار و عدد ماخ ۰.۵، بررسی اثرات سه‌بعدی، زوایای حمله متغیر و دمش نوسانی در مطالعات آینده پیشنهاد می‌شود.

۷- فهرست علائم و نشانه‌ها

نماد	معنی	واحد
C_D	ضریب نیروی پسا	-
C_f	ضریب اصطکاک سطحی	-
C_L	ضریب نیروی برآ	-
C_p	ضریب فشار	-
C_μ	ضریب مومنتوم دمش	-
c	طول وتر ایرفویل	m
h	ارتفاع شکاف دمش	m
Ma	عدد ماخ	-
V_j	سرعت جت دمش	m/s
V_∞	سرعت جریان آزاد	m/s
x/c	موقعیت بی‌بعد روی وتر	-
y^+	فاصله بی‌بعد از دیواره	-
α	زاویه حمله	درجه
$\tilde{v}$	لزجت سینماتیکی توربولانسی اصلاح‌شده (مدل S-A)	m ² /s

۸- مراجع

- [۸] 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.
- [۹] Abbott IH, Doenhoff AE. *Theory of Wing Sections*. New York, NY: Dover Publications; 1959.
- [۱۰] David Greenblatt, Wygnanski IJ. The control of flow separation by periodic excitation. *Progress in Aerospace Sciences*. 2000;36(7):487-545.
- [۱۱] Rezaeiha A, Montazeri H, Blocken B. Active flow control for power enhancement of vertical axis wind turbines: Leading-edge slot suction. *Energy*. 2019;189.
- [۱۲] 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.
- [۱۳] 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.
- [۱۴] 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).
- [۱۵] 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.
- [۱۶] MacArt XLTHJF. Active Control of Turbulent Airfoil Flows Using Adjoint-based Deep Learning. *AIAA Journal*. 2025;64:2683-99.
- [۱۷] 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.
- [۱۸] 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.
- [۱۹] Hao Jiang, Weigang Yao, Xu M. Experimental design for a novel co-flow jet airfoil. *Advances in Aerodynamics*. 2023;5(1):30.
- [۲۰] 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.
- [۲۱] McCroskey WJ. Unsteady Airfoils. *Annual Review of Fluid Mechanics*. 1982;14:285-311.
- [۲۲] Sazhin SS. *Computational Fluid Dynamics: An Introduction for Mechanical Engineering Students*. 1st ed. 2025 ed. Cham, Switzerland: Springer; 2025. 172 p.
- [۲۳] Nandagopal NS. *Compressible Flow: A Straightforward Approach with Practical Applications Including Pipeline Flow*. ed. s, editor. Cham: Springer; 2025.
- [۲۴] Spalart PR, Allmaras SR. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *La Recherche Aéronautique*. 1994;1:5-21.
- [۲۵] CL R. Overview of CFD for airfoil and wing flow. *Journal of Aircraft*. 2013;50(6):1801-13.
- [۲۶] 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.
- [۱] 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.
- [۲] 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.
- [۳] Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*: McGraw-Hill; 2017.
- [۴] White. *Fluid Mechanics*: McGraw-Hill; 2020.
- [۵] 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.
- [۶] H. H. Ho, A. Shirinzad, Essel EE, Sullivan PE. Synthetic Jet Actuators for Active Flow Control: A Review. *Fluids (MDPI)*. 2024;9(12).
- [۷] 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.