مجله مهندسی مکانیک مدرس، تیر 1393، دوره 14، شماره 4، ص‌ص 129-140

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

تأثیر دمش و مکش بر ضرایب برآ و پسای جریان‌های تراکم‌ناپذیر لزج عبوری از هیدروفویل‌ها به‌کمک روش پیش‌شرط توانی

پوریا اکبرزاده[1*]، ایرج میرزایی[2]، محمدحسن کیهانی[3]، ابراهیم اکبرزاده[4]

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه شاهرود، شاهرود
2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی ارومیه ، ارومیه
3- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه شاهرود، شاهرود
4- دانشجوی کارشناسی‌ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه
*شاهرود، صندوق پستی 3619995161، akbarzad@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 16 شهریور 1392
پذیرش: 08 آبان 1392
ارائه در سایت: 10 خرداد 1393

کلید واژگان:
لایه مرزی
کنترل جریان
دمش و مکش
ضریب برآ
روش پیش‌شرط‌سازی توانی

چکیده

تأثیر لایه مرزی و جدایش موضعی آن بر ضریب برآ و پسا، به‌ویژه در تحلیل رفتار هیدرودینامیکی هیدروفویل‌ها یکی از موضوعات مورد علاقه محققان علم مکانیک سیالات به شمار می‌آید. در این میان روش‌های کنترل لایه مرزی جهت افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا، بسیار رایج هستند. مطالعه آئرودینامیک جریان‌های با اعداد رینولدز پایین به دلیل کاربردهای خاص نظیر وسایل بدون سرنشین، ربات‌ها و کاوشگرهای زیرسطحی در ابعاد بسیار کوچک مورد توجه است. به همین دلیل در این تحقیق، اثر دمش و مکش سیال از سطح فوقانی هیدروفویل‌ها بر کنترل جریان، ضریب برآ و پسا در جریان با اعداد رینولدز 500 و 2000 بررسی شده است. روش عددی حجم محدود جیمسون و روش پیش‌شرط‌سازی توانی برای تحلیل جریان‌های لزج تراکم‌ناپذیر ارائه شده است. جهت کنترل لایه‌ی مرزی یک جت دمش (مکش) با پهنای 2/5 % طول وتر در سطح فوقانی هیدروفویل قرار داده و نتایج برای کمیت‌های مختلف دمش (مکش) معرفی شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که دمش دور از لبه حمله با زاویه دمش کمتر و مکش عمود بر سطح دور از لبه حمله، ضریب برآ را افزایش می‌دهد. همچنین دمش با نسبت سرعت کمتر و مکش با نسبت سرعت بیشتر، تأثیر بهتری بر افزایش ضریب برآ دارد.

Blowing and suction effect on drag and lift coefficients for viscous incompressible flows over hydrofoils by power-law preconditioning method

Pooria Akbarzadeh[1*], Iraj Mirzaee[2], Mohammad Hassan Kayhani[3], Ebrahim Akbarzadeh[4]

1- Mechanical Engineering, Shahrood University, Shahrood, Iran
2- Mechanical Engineering, Urmia University of Technology, Urmia, Iran
3- Mechanical Engineering, Shahrood University, Shahrood, Iran
4- Mechanical Engineering, Urmia University of Technology, Urmia, Iran
*P.O.B. 3619995161 Shahrood, Iran. akbarzad@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 07 September 2013
Accepted 30 October 2013
Available Online 31 May 2014

Keywords:
Boundary layer
Flow control
Blowing and suction
Lift coefficient
Power-law preconditioning method

ABSTRACT

Effect of boundary layer and its local separation on lift and drag coefficients, especially in the analysis of hydrodynamic behavior of hydrofoils is considered as an interesting subject for fluid mechanics researchers. Boundary layer control methods to increase the lift coefficient and reduce the drag coefficient, are very common. Aerodynamic study of flows at low Reynolds to special applications such as micro unmanned underwater vehicles, underwater robots and explorers are interested. For this reason in this study, the effect of fluid blowing and suction through upper surface of hydrofoils on flow control, lift and drag coefficients for flow under Re =500 and Re=2000 are investigated. Jameson's finite volume method and power-law preconditioning method for analyzing viscous incompressible flows are presented. To control the boundary layer a jet with a width of 2.5% of chord length is placed on hydrofoil's upper surface and results for different blowing (suction) parameters are introduced. Results show that, blowing far from leading edge at low blowing angel and perpendicular suction far from leading edge increase the lift coefficient. Also blowing with law velocity ratio and suction with large velocity ratio, has the better impact on increasing lift coefficient.

1- مقدمه

تأثیر لایه مرزی و جدایش موضعی آن روی ضریب برآ و پسا، به‌ویژه در تحلیل رفتار هیدرودینامیکی هیدروفویل‌ها یکی از موضوعات مورد علاقه محققان علم مکانیک سیالات به‌شمار می‌آید. در این میان روش‌های کنترل لایه مرزی جهت افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا، که به روش کنترل جدایش جریان نیز شناخته می‌شوند، بسیار رایج و قدمتی چندین ساله دارند

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

P. Akbarzadeh, I. Mirzaee, M.H. Kayhani, E. Akbarzadeh, 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, pp. 129-140, 2014 (In Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]

که می‌توانند با اثرگذاری روی نقطه جدایش لایه مرزی، در بهبود ضریب برآ و پسا مورد استفاده قرار گیرند. در سال‌های اخیر، تحقیقات متعددی در مورد بهبود ویژگی‌های مربوط به آیرودینامیک ایرفویل‌ها با استفاده از کنترل جریان[1] انجام گرفته است. تحقیقات نخستین [1-3] عمدتاً روی روش‌های کنترل جریان غیرفعال نظیر اصلاح شکل هندسی برای تغییر گرادیان فشار و در نتیجه تأخیر و جلوگیری از جدایش جریان بر سطح فوقانی هیدروفویل، تأکید کرده‌اند. روش دیگر کنترل جریان، کنترل جریان فعال است که با استفاده از مکش و دمش پیشرفت لایه مرزی را کنترل می‌کند. وو و همکارانش [4] در سال 1998 اثر کنترل مکش و دمش از راه شکاف در نزدیک لبه حمله بر ایرفویل NACA0012 را مورد بررسی قرار دادند. کاتلین [5] اثر جت ترکیبی واقع در 10 درصد طول وتر از لبه حمله ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله 13 درجه را مورد مطالعه قرار داد. حسان و همکارانش [6] اثر جت محرک واقع در 13 درصد طول وتر از لبه حمله ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله 0 تا 5 درجه را بررسی کردند. تمام تحقیقات بالا نشان دادند که جت محرک و مکش یا دمش در لبه حمله می‌تواند ضریب برآ را افزایش و ضریب پسا را کاهش دهد. سی. وانگ و ام. سان [7] جدایش روی یک هیدروفویل ضخیم را با استفاده از دمیدن از چند شکاف در سرعت‌های پایین بررسی کردند. در سال 2004 کالر و اورتمانس [8] تأثیر تزریق هوا و لایه مرزی آشفته را تجزیه و تحلیل کردند. آن‌ها از جت‌های تولیدکننده گردابه[2] استفاده کردند تا جریان را تحت تأثیر قرار دهند و جریان با ممنتوم بالا را به داخل لایه مرزی وارد کنند. ال. هوانگ و همکارانش [9] مطالعه عددی روش کنترل مکش و دمیدن در هیدروفویل NACA0012 را انجام دادند. یک جت با پهنای 2/5 درصد طول وتر در سطح بالایی هیدروفویل قرار داده شد و کنترل مکش و دمیدن متناوب در عدد رینولدز 500000 و زاویه حمله 18 درجه شبیه‌سازی شد. در سال 2006 رجیس دووینگو و مایکل ویسونیو [10] محرک جت ترکیبی را برای کنترل واماندگی آیرودینامیکی بهینه‌سازی کردند. در مطالعه آن‌ها شبیه‌سازی کنترل واماندگی با استفاده از یک محرک جت ترکیبی ارائه شد و بهینه‌سازی کمیت‌های کنترل جریان مورد بررسی قرار گرفت. سانگ هون کیم و همکارانش [11] روش کنترل جدایش روی هیدروفویل را با استفاده از جت ترکیبی بررسی کردند. این شبیه‌سازی عددی کنترل جدایش جریان، با استفاده ازجت‌های ترکیبی بر هیدروفویل NACA23012 انجام شد. دی یو و پی موین [12] کنترل فعال جدایش جریان بر ایرفویل را با استفاده از جت-های ترکیبی بررسی کردند. پیکربندی جریان شامل جریان روی یک ایرفویل NACA0015 با عدد رینولدز 896000 براساس طول وتر ایرفویل و سرعت جریان آزاد بود. این شبیه‌سازی تأیید کرد که محرک جت ترکیبی به‌طور موثر شروع جدایش جریان را به تأخیر می‌اندازد و سبب افزایش قابل توجهی در ضریب برآ می‌شود. شان و همکارانش [13] جدایش جریان بر ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله 6 درجه و کنترل جدایش جریان با استفاده از تولید کننده‌های گردابه را مطالعه کردند. آن‌ها نشان دادند که ناحیه جدایش تا 80 درصد کاهش می‌یابد. در سال 2009 ام سدار جنس و آنور کایناک [14] کنترل جریان را بر هیدروفویل NACA2415 در جریان با عدد رینولدز 200000 با استفاده از مکش و دمیدن بررسی کردند. در نتایج عددی تحقیق ایشان مشاهده شد که تأثیر دمیدن با نسبت سرعت‌های پایین از دمیدن با نسبت سرعت‌های بالا بهتر است، در حالی‌که تأثیر مکش با نسبت سرعت‌های بالا (مستقل از محل جت مکش)، بهتر از مکش با نسبت سرعت‌های پایین است. احمدی و همکارانش [15] اثر مکش بر پایداری جریان عبوری از ایرفویل NACA65-018 را در اعداد رینولدز بالای 1000000 بررسی کردند. در نتایج عددی ایشان مشاهده شد با اعمال مکش جدایش به تأخیر می‌افتد و نسبت ضریب برآ به پسا افزایش می‌یابد. بشارت و همکارانش [16] واماندگی ایرفویل را با استفاده از محرک جت ترکیبی بررسی کردند. ای دی گاردنر و همکارانش [17] در سال 2011 تحلیل عددی جت‌های هوا را برای کنترل واماندگی در هیدروفویل OA209 انجام دادند. دی اچ لو و همکارانش [18] کارایی روش کنترل جریان را با استفاده از جت ترکیبی روی ایرفویل در حالت واماندگی بررسی کردند. در این مطالعه جت ترکیبی در سطح بالایی ایرفویل NACA0012 نزدیک لبه حمله قرار داده شد و کنترل مکش و دمیدن متناوب در عدد رینولدز 500000 و زاویه حمله 18 درجه شبیه‌سازی شد. نتایج عددی ایشان نشان داد که ضریب برآ افزایش (حدود 40 درصد) و ضریب پسا کاهش می‌یابد. چانگ پان فن و همکارانش [19] روش افزایش ضریب برآ را با استفاده از کنترل چرخش جریان مرتبط با جت ترکیبی ارائه دادند. فلاح پور و همکارانش [20] جدایش لایه مرزی روی ایرفویل را با کمک فیلم داغ به‌طور تجربی مورد بررسی قرار دادند. پسندیده فرد و همکارانش [21] کنترل جریان روی ایرفویل‌های NACA0012 و NACA0018 را به‌وسیله مکش انجام دادند. شبیه‌سازی ایشان در عدد رینولدز 500000 و به‌وسیله نرم‌افزار فلوئنت صورت گرفت. جوارشکیان و دستورانی [22] جریان غیرلزج را روی بال‌های قابل انعطاف بررسی کردند. در سال 2012 گودرزی و همکارانش [23] کنترل جریان روی ایرفویل NACA0012 را به‌وسیله اثر مکش بر خواص آیرودینامیکی بررسی کردند. لیو پیکینگ و همکارانش [24] بررسی عددی کنترل دمش از طریق شکاف برای ایرفویل ضریب برآ-بالا[3] را انجام دادند. آن‌ها نشان دادند دمش، جدایش را به تأخیر می‌اندازد و ضریب برآ را افزایش می‌دهد. یوسفی و همکارانش [25] در سال 2013 بررسی عددی اثر مکش و طول جت مکش روی خواص آیرودینامیکی ایرفویل NACA0012 را انجام دادند.

در سال‌های اخیر برنامه‌های محاسباتی برای رفع مشکلاتی مانند پایداری و زمان‌بر بودن شبیه‌سازی‌های عددی بهبود داده شده‌اند. روش پیش‌شرط‌سازی[4] نیز سعی بر رفع این مشکلات دارد. براساس کار کورین [26] و مطالعه تورکل [27] این روش با استفاده از جایگزینی مشتقات زمانی معادلات حاکم، سرعت انتشار امواج فشاری را اصلاح می‌کند. بعد از کورین و تورکل، محققان دیگری مطالعات تکمیلی در زمینه پیش‌شرط‌سازی را برای جریان‌های تراکم‌پذیر و تراکم‌ناپذیر، لزج و غیرلزج، پایا و ناپایا انجام دادند [28 و 29]. یک کار جامع در موضوع پیش‌شرط‌سازی به‌وسیله ون لیر و همکارانش [30] صورت گرفت. آن‌ها ماتریس بهینه پیش‌شرط‌سازی را به‌دست آوردند. لی [31] ماتریس پیش‌شرط‌سازی را به‌دست آورد که مستقل از زاویه جریان است. روش لی رفتار خوبی در محاسبات جریان نزدیک منطقه سکون دارد. در سال 2002 مالان و همکاران [32] روش پیش‌شرط‌سازی تعمیم یافته را برای تحلیل جریان‌های تراکم‌ناپذیر پایا و ناپایا معرفی کردند. اصفهانیان و اکبرزاده [33] روش پیش‌شرط‌سازی استاندارد را برای حل جریان تراکم‌ناپذیر غیرلزج و لزج عبوری از سیلندر در جریان آزاد و جریان عبوری از مانع دایروی داخل کانال به‌کار گرفتند. آن‌ها همچنین در سال 2012 به تحلیل جریان کاویتاسیون با استفاده از روش پیش‌شرط‌سازی

1- Flow control
2- Vortex Generating Jet (VGJ)
3- High lift airfoil
4- Preconditioning method

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]

توانی[1] پرداختند [34].

بیشتر تحقیقات بالا جهت کنترل جریان، در اعداد رینولدز بالا انجام شده است ولی به‌تازگی به آئرودینامیک هیدروفویل‌ها در اعداد رینولدز پایین نیز توجه خاصی شده است. این توجه به خاطر کاربردهای مختلف از جمله هواپیماهای نظامی خاص، وسایل هوایی و زیرسطحی بدون سرنشین[2]، ربات‌ها و کاوش‌گرهای زیرسطحی است، که به دلیل پیشرفت در دستگاه‌های مکانیکی- الکتریکی بسیار کوچک میسر شده‌اند. وسایل زیرسطحی بدون سرنشین در صنایع مختلف از جمله صنایع نفت و گاز و صنایع نظامی جهت اکتشاف و نقشه‌برداری در اعماق اقیانوس استفاده می‌شود. برای این تجهیزات کوچک که در سرعت‌های کم نیز حرکت می‌کنند عموماً عدد رینولدز در بازه 400 الی 6000 است. بنابراین با توجه به کمبود مطالعه‌ای جدی و جامع بر کنترل جریان در چنین شرایطی، در این تحقیق شبیه‌سازی جریان اطراف هیدروفویل همراه با دمش و مکش در اعداد رینولدز پایین مدنظر قرار گرفته شده است. روش حجم محدود جیمسون و روش پیش‌شرط‌سازی توانی جهت تسریع در روند هم‌گرایی و بهبود پایداری حل، برای تحلیل جریان‌های لزج تراکم‌ناپذیر به‌کار گرفته شده است. پایداری حل به کمک جملات اتلافی مرتبه دوم و چهارم به‌دست آمده است. برای انتگرال‌گیری زمان نیز از روش رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای صریح استفاده شده است. جهت کنترل لایه مرزی یک جت دمش (مکش) با پهنای 2/5% طول وتر درسطح فوقانی هیدروفویل قرار داده و شبیه‌سازی برای جریان‌های لزج در اعداد رینولدز 500 و 2000 تحت زوایای حمله مختلف انجام شده است. در این مقاله، مطالعه بر هیدروفویل‌های NACA0006 و NACA0012 انجام گرفته است و کمیت‌های نسبت سرعت دمش (مکش) ، محل جت دمش (مکش) و زاویه دمش (مکش) متغیر مورد بررسی است. دمش (مکش) در موقعیت‌های 0/3، 0/7 و 0/9 طول وتر نسبت به لبه حمله و با نسبت سرعت‌های 0/01، 0/2 و 0/5 انجام گرفت. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد دمش در موقعیت دور از لبه حمله و زاویه دمش کوچک‌تر (30 درجه) ضریب برآ را نسبت به حالت بدون دمش افزایش می‌دهد، ولی دمش نزدیک لبه حمله اثر عکس دارد و ضریب برآ را کاهش می‌دهد. همچنین با افزایش نسبت سرعت دمش، ضریب برآ کاهش می‌یابد. همچنین مکش عمود بر سطح تأثیری بیشتری روی افزایش ضریب برآ دارد و مکش در موقعیت 0/9 سبب افزایش بیشتر ضریب برآ نسبت به مکش در نزدیک لبه حمله می‌شود.

2- معادلات حاکم پیش‌شرط‌سازی شده

معادلات جریان بی‌بعد حاکم پیش‌شرط‌سازی در شکل برداری به صورت رابطه (1) نوشته می‌شود [33، 35، 36]:

$$\Gamma^{-1}\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t}+\frac{\partial \vec{F}}{\partial x}+\frac{\partial \vec{E}}{\partial y}=0 \qquad (1)$$

که در آن Γ ماتریس پیش‌شرط بوده و به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$\Gamma=\begin{pmatrix}\beta^2 & 0 & 0\\ -\sigma u/\rho & 1/\rho & 0\\ -\sigma v/\rho & 0 & 1/\rho\end{pmatrix},$$

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

$$\vec{E}=\begin{pmatrix}\rho v\\ \rho uv-\xi\tau_{xy}\\ p+\rho v^2-\xi\tau_{yy}\end{pmatrix}$$

که در آن $u=\bar{u}/U_\infty$ و $v=\bar{v}/U_\infty$ به‌ترتیب سرعت در جهت x و y، $x=\bar{x}/L$ و $y=\bar{y}/L$ محورهای مختصات کارتزین، $p=\bar{p}/p_\infty U_\infty^2$ فشاراستاتیکی و $\rho=\bar{\rho}/\rho_\infty$ چگالی نسبی است. همچنین $t=\bar{t}U_\infty/L$ زمان، L طول مرجع و U_∞ سرعت مرجع است. $\bar{\varphi}$ کمیت با بعد φ را نشان می‌دهد. همچنین τ_{xx}، τ_{xy}، τ_{yx} و τ_{yy} مولفه‌های تانسور تنش هستند. $\xi=0$ بیانگر جریان غیرلزج و $\xi=1$ بیانگر جریان لزج، β ضریب تراکم‌پذیری مصنوعی است که مطابق مرجع [32] استخراج شده است. σ ضریب پیش‌شرط بوده که در روش پیش‌شرط‌سازی توانی [34] از رابطه $\sigma=2(1-A_u)^m$ محاسبه می‌شود که در آن:

$$A_u=\lim_{x\to x_m^+}\frac{|\nabla u(x_m)-\nabla u(x)|}{|\nabla u(x_m)|-|\nabla u(x)|} \qquad (2)$$

$\nabla u(x_m)$ گرادیان سرعت در نقطهٔ $x=x_m$ است و از رابطه (3) به‌دست می‌آید:

$$\nabla u(x_m)=\lim_{x\to x_m^-}\frac{u(x)-u(x_m)}{x-x_m} \qquad (3)$$

و $m\geq 2$ یک عدد صحیح بوده که برای تسریع در هم‌گرایی حل از مقدار بهینه آن استفاده شده است. چنان‌چه m برابر صفر باشد، σ عددی ثابت و غیرصفر خواهد شد که معادل روش پیش‌شرط ترکل خواهد بود [27] (جهت سهولت روش ترکل را با SPM (روش پیش‌شرط استاندارد) نمایش می‌دهیم). چنان‌چه σ صفر انتخاب شود که معادل روش تراکم‌پذیری مصنوعی کورین خواهد شد [26] (جهت سهولت این روش را با SAC (روش تراکم‌پذیری استاندارد) نمایش می‌دهیم).

3- روش عددی حجم محدود جیمسون

معادلات حاکم پیش‌شرط‌سازی ارائه شده در رابطه (1) به شکل انتگرالی در یک حجم کنترل Ω که سطح آن $\partial\Omega$ است، به صورت رابطه (4) بیان می‌شوند:

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_\Omega \vec{Q}\,dA+\bar{\Gamma}\oint_{\partial\Omega}\left(\vec{F}\,dx-\vec{E}\,dy\right)=0 \qquad (4)$$

این معادلات در شکل بقایی خود به روش حجم محدود سلول- مرکزی در حجم سلول محاسباتی (i,j) همراه با جملات اتلافی جیمسون [33، 37، 38] به شکل رابطه (5) در می‌آیند:

$$A_{i,j}\frac{\partial Q_{i,j,k}}{\partial t}=G_{i,j,k}+D_{i,j,k} \qquad (5)$$

که $k=1، 2، 3$ شاخص مولفه‌های بردار، $A_{i,j}$ مساحت سلول (i,j) ام و $G_{i,j,k}$ شار عددی مرتبط با سلول است:

$$\begin{aligned}
G_{i,j,1}&=\beta^2\sum(F_1\,dy-E_1\,dx)_{i,j}\\
G_{i,j,2}&=-\frac{\sigma u_{i,j}G_{i,j,1}}{\beta^2}\sum(F_2\,dy-E_2\,dx)_{i,j}\\
G_{i,j,3}&=-\frac{\sigma v_{i,j}G_{i,j,1}}{\beta^2}\sum(F_3\,dy-E_3\,dx)_{i,j}
\end{aligned} \qquad (6)$$

عبارت اتلاف مصنوعی $D_{i,j,k}$ متشکل از دو عبارت مرتبه دوم و چهارم برای نخستین بار توسط جیمسون [38] پیشنهاد شد. برای حل معادلات بالا از روش رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای براساس رابطه (7) استفاده شده است [28- 33] (که $k=$۱،۲،۳ و ضرایب α_k، به‌ترتیب 4، 3، 2، 1 انتخاب شده‌اند):

$$\begin{aligned}
&Q_{i,j,k}{}^{(0)}=Q_{i,j,k}{}^{(n)}\\
&Q_{i,j,k}{}^{(k)}=Q_{i,j,k}{}^{(0)}\\
&-\frac{\Delta t}{\alpha_k A_{i,j}}\left(Q_{i,j,k}{}^{(k-1)}-Q_{i,j,k}{}^{(0)}\right)\\
&Q_{i,j,k}{}^{(n+1)}=Q_{i,j,k}{}^{(4)}
\end{aligned} \qquad (7)$$

1- Power-law preconditioning method
2- Unmanned Underwater Vehicles (UUV)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]

4- شرایط مرزی

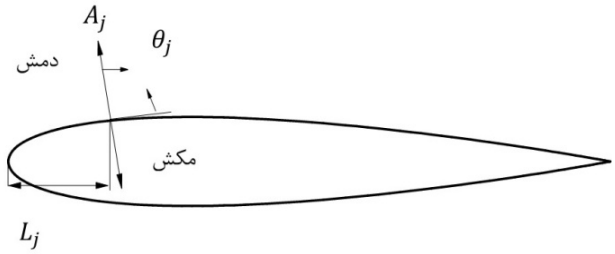
برای جریان‌های لزج شرط عدم لغزش یعنی $v = 0$ و $u = 0$ روی بدنه هیدروفویل اعمال شده است. شرط مرزی فشار بر بدنه براساس رابطه $\frac{dp}{dn}=0$ که n بردار عمود بر سطح هیدروفویل، انجام شده است. در مرز ورودی، اندازه مؤلفه‌های سرعت ثابت و برابر مقدار آن‌ها در جریان آزاد قرار داده می‌شوند و فشار از داخل میدان جریان برون‌یابی می‌شود. در مرز خروجی، فشار برابر با فشار جریان آزاد و مؤلفه‌های سرعت با استفاده از برون‌یابی از داخل میدان تعیین می‌شودند. در مرز جت دمش (مکش)، اندازه مولفه‌های سرعت ثابت و برابر مقدار سرعت دمش (مکش) است و فشار از داخل میدان برون‌یابی می‌شود.

5- کمیت‌های دمش (مکش)

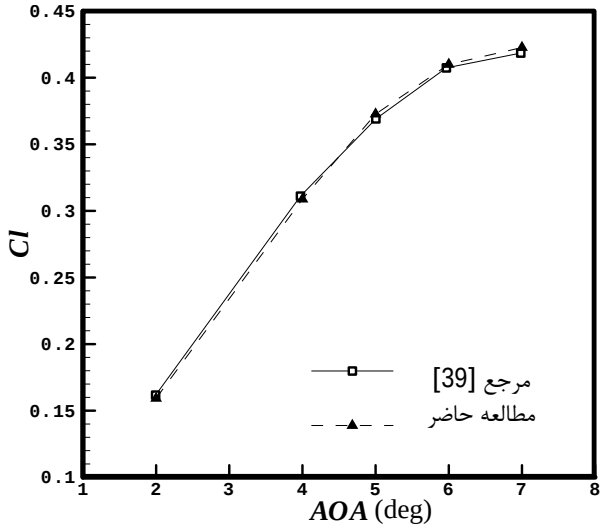
سه کمیت در شبیه‌سازی عددی کنترل دمش و مکش براساس شکل 1 مورد استفاده قرار گرفته است. این کمیت‌ها محل جت، L_j، نسبت سرعت جت، A_j و زاویه دمش یا مکش، θ_j هستند. شایان ذکر است θ منفی بیان‌گر حالت مکش و θ مثبت بیان‌گر حالت دمش است. یک جت با پهنای 2/5 درصد طول وتر در سطح فوقانی هیدروفویل NACA0012 قرار داده و شبیه‌سازی در اعداد رینولدز 500 و 2000 انجام شد. شبیه‌سازی برای مقادیر مختلف موقعیت جت دمش (مکش)، L_j (0/3، 0/7 و 0/9 طول وتر)، نسبت سرعت دمش (مکش)، A_j (0/01، 0/2 و 0/5) و زاویه جت تزریق، θ_j (30 و 90 درجه) انجام شده است.

6- نتایج شبیه‌سازی عددی

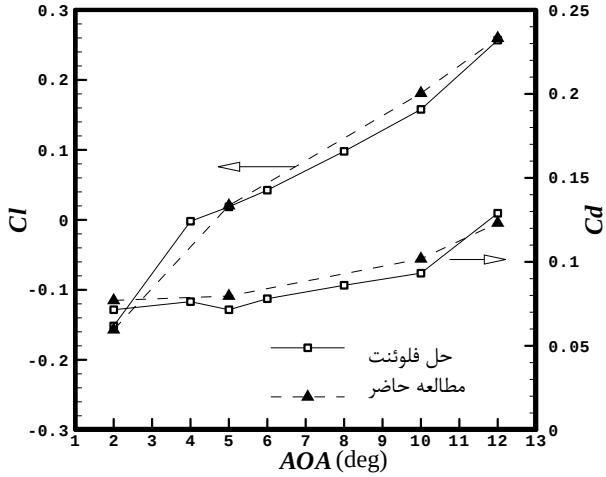
برای ارزیابی روش مورد استفاده در شبیه‌سازی، تعداد زیادی شبکه با اندازه‌های مختلف در نظر گرفته شد که نتیجه آن انتخاب شبکه‌ای با ابعاد 170×32 از نوع O-Grid بود. در این شبکه جهت استحصال صحیح لایه مرزی فاصله اولین گره محاسباتی تا دیواره 0/001-0/005 برابر طول وتر هیدروفویل انتخاب شد. همچنین مرز بیرونی 10 برابر طول کل وتر، دورتر از سطح هیدروفویل در نظر گرفته شد. برای اعتبارسنجی حل، شبیه‌سازی روی هیدروفویل NACA0006 بدون جت در رینولدز 2000 صورت گرفت. نتایج به‌دست آمده از ضریب برآ در زوایای مختلف حمله با داده‌های پیشین [39] مقایسه شده که براساس شکل 2 انطباق خوب آن‌ها حکایت از صحت حل عددی دارد. همچنین برای اعتبارسنجی حالت تزریق، مطالعه جریان لزج تراکم‌ناپذیر روی NACA0012 با جت دمش در رینولدز 2000 صورت گرفت. جت با پهنای 2/5 درصد طول وتر در سطح فوقانی هیدروفویل و در فاصله 0/8 برابر طول وتر از لبه حمله قرار داده شد و سیال با نسبت سرعت 0/5 از جت و عمود بر سطح هیدروفویل دمیده شد. نتایج عددی (ضریب برآ و پسا در زوایای مختلف حمله) با داده‌های به‌دست آمده از نرم‌افزار فلوئنت مقایسه شد. براساس شکل 3 انطباق بسیار خوبی بین نتایج عددی و نتایج به‌دست آمده از نرم‌افزار فلوئنت برقرار است.



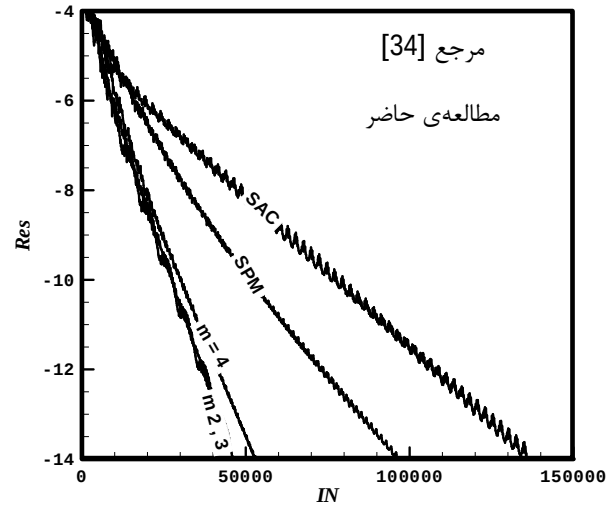
شکل 1 کمیت‌های کنترل دمش و مکش



شکل 2 ضریب برآی هیدروفویل NACA0006 بدون جت تزریق در عدد رینولدز 2000



شکل 3 ضریب برآ و پسای هیدروفویل NACA0012 با جت دمش، A_j =0/5 و L_j =0/8 در عدد رینولدز 2000



شکل 4 نرخ هم‌گرایی در جریان لزج حول هیدروفویلNACA0012 با جت دمش

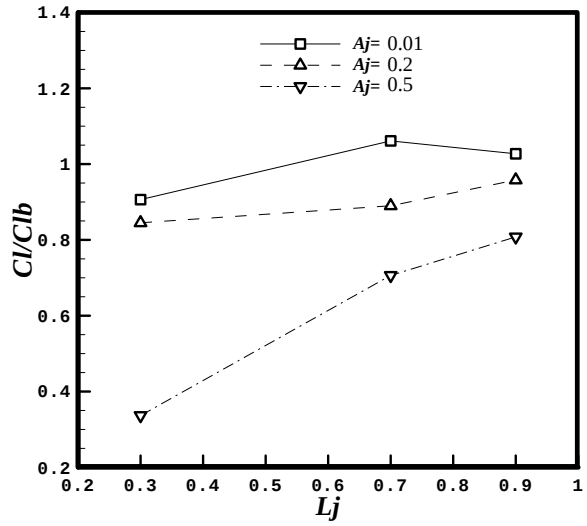
حل عددی انجام شده شامل روش پیش‌شرط توانی برای مقادیر مختلف m (طبق رابطه $\sigma = 2(1 - A_u)^m$) است. جهت ارزیابی سرعت هم‌گرایی روش بالا و یافتن مقدار m بهینه، شکل 4 نرخ هم‌گرایی روش‌های SPM، SAC و پیش‌شرط توانی برای مقادیر مختلف m را نشان می‌دهد. با توجه به شکل

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]

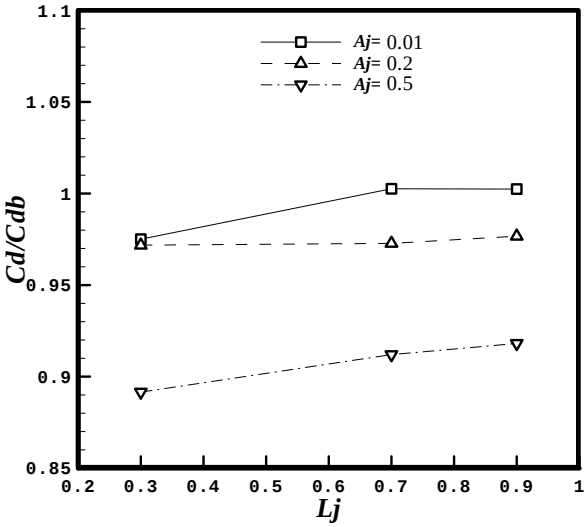
نقش روش پیش‌شرط توانی در کاهش تعداد تکرارهای عددی و افزایش سرعت هم‌گرایی کاملاً واضح است. همچنین میزان کاهش تکرار عددی روش پیش‌شرط توانی در مقایسه با روش‌های SPM و SAC به ترتیب حدود 45 و 65 درصد است. پس از اعتبارسنجی حل و ارزیابی سرعت هم‌گرایی حل، برای بیان شیوه کار دمش و مکش نتایج برای مقدار بهینه $m = 3$ به‌طور جداگانه ارائه و بررسی شده‌اند.

6-1- دمش

در شکل‌های 5- 8 نتایج دمش از سطح فوقانی هیدروفویل در زاویه حمله 10 درجه و اعداد رینولدز 500 و 2000 نشان داده شده است. Clb، ضریب برآ و Cdb، ضریب پسا در حالت بدون جت است. شایان ذکر است که ضریب برآ، Cl و ضریب پسا، Cd به‌ترتیب از روابط $Cl = F_L/\frac{1}{2}\rho U_\infty{}^2 c$ و $Cl = F_D/\frac{1}{2}\rho U_\infty{}^2 c$ به‌دست می‌آیند که F_L، نیروی برآ، F_D، نیروی پسا و c طول وتر هیدروفویل است و در این تحقیق برابر واحد در نظر گرفته شده است. با توجه به نتایج مشاهده می‌شود دمش در موقعیت دور از لبه حمله و زاویه دمش کوچک‌تر (30 درجه) ضریب برآ را نسبت به حالت بدون دمش افزایش می‌دهد، اما دمش در نزدیک لبه حمله اثر عکس دارد و ضریب برآ را کاهش می‌دهد.

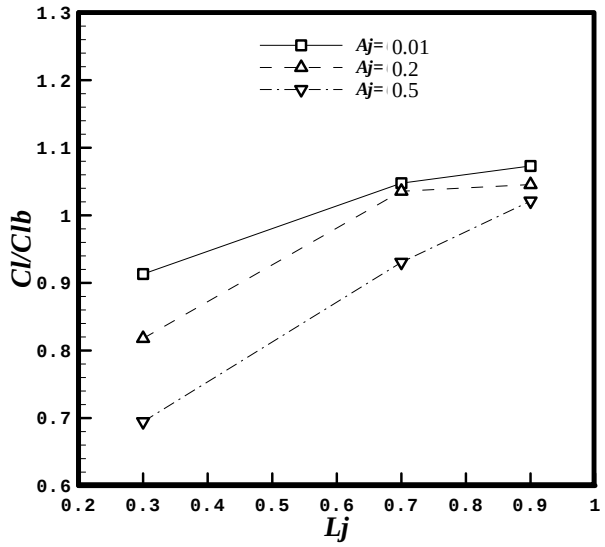


(الف)

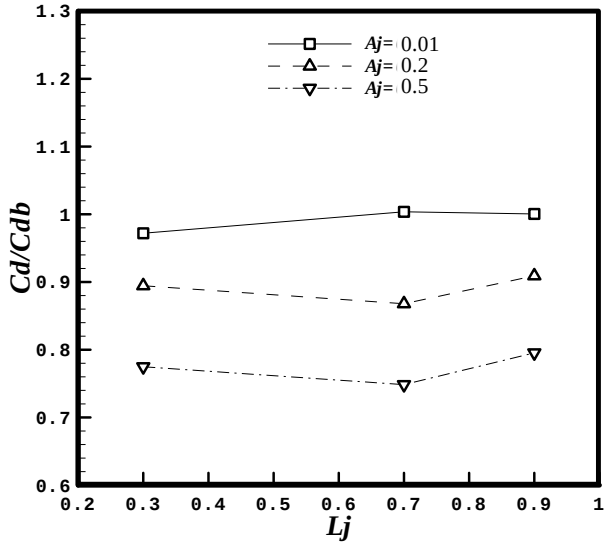


(ب)

شکل 5 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 500 ، زاویه حمله 10 درجه و زاویه دمش 90 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا



(الف)



(ب)

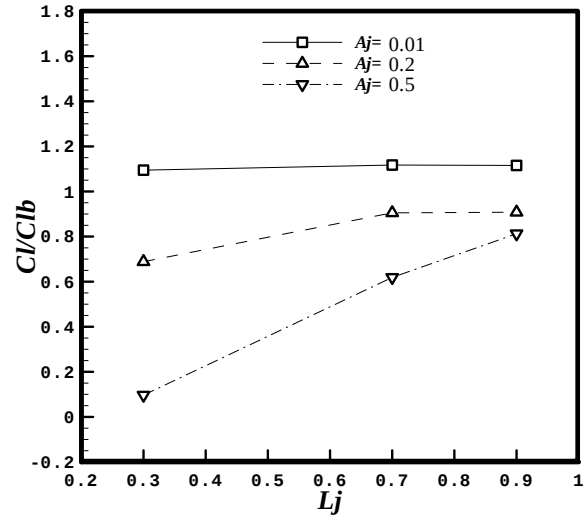
شکل 6 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 500 ، زاویه حمله 10 درجه و زاویه دمش 30 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا

همچنین با افزایش نسبت سرعت دمش، ضریب برآ کاهش می‌یابد. همچنین با توجه به شکل می‌توان گفت اثر دمش بر ضریب پسا ناچیز است.

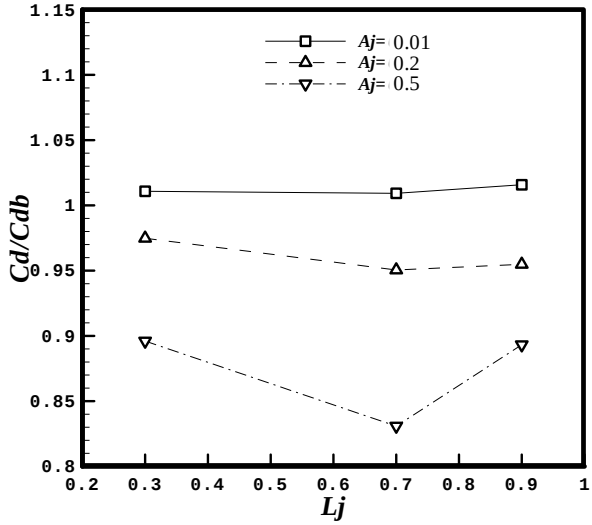
اثر دمش بر تغییر الگوی جریان در موقعیت‌های مختلف جت دمش در شکل 9 نمایش داده شده است. نتایج برای L_j= 0/3، L_j= 0/7 و L_j= 0/9 رسم و با حالت بدون جت دمش مقایسه شده است. همه حالات در عدد رینولدز 2000، نسبت سرعت دمش 0/5، زاویه حمله 10 و زاویه دمش 90 درجه هستند.

شکل 9 نشان می‌دهد که دمش در موقعیت L_j= 0/3 رفتار جریان را نسبت به حالت بدون دمش به‌طور چشم‌گیری تغییر می‌دهد. گردابه موجود در ناحیه جدایش جریان بزرگ‌تر از گردابه موجود در ناحیه جدایش جریان بدون دمش است که مقدار فشار بعد جت دمش را کمتر می‌کند. در شکل 9-ه مشهود است که منحنی ضریب فشار بر سطوح هیدروفویل، C_P، با جت دمش در L_j= 0/3 با حالت بدون دمش متفاوت است. مقدار C_P سطح فوقانی پیش از جت نسبت به حالت بدون دمش افزایش و مقدار C_P سطح فوقانی بعد از جت نسبت به حالت بدون دمش کاهش می‌یابد. این تغییر منجر به کاهش ضریب برآ و پسا نسبت به حالت بدون دمش می‌شود.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]

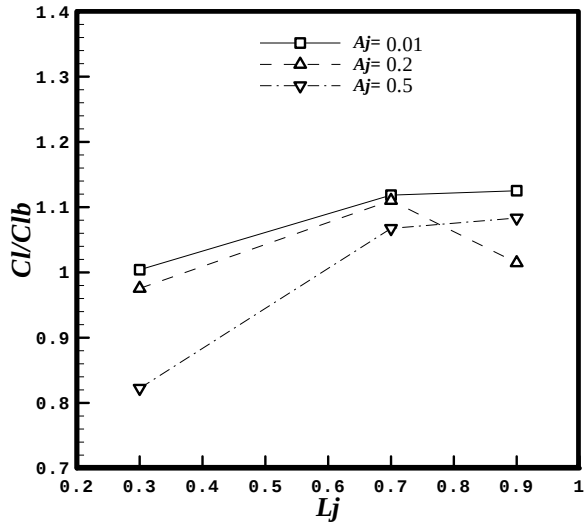


(الف)

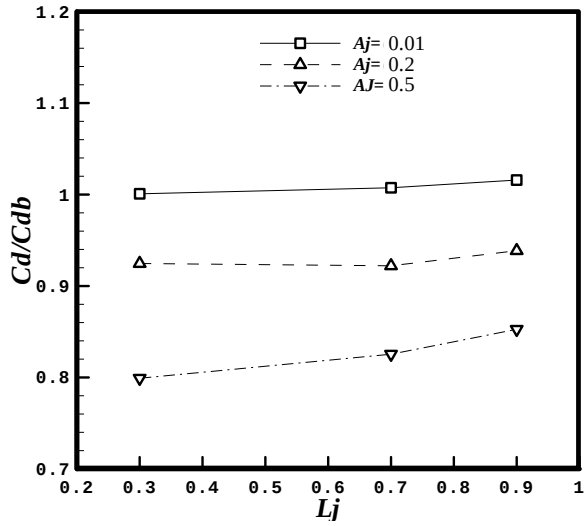


(ب)

شکل 7 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 2000 و زاویه حمله 10 درجه و و زاویه دمش 90 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا



(الف)



(ب)

شکل 8 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 2000، زاویه حمله 10 درجه و زاویه دمش 30 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا

براساس شکل 9- ه وقتی محل جت دمش از L_j= 0/3 به L_j= 0/7 و L_j= 0/9 تغییر می‌کند مقدار C_P سطح فوقانی پیش از جت نسبت به حالت L_j= 0/3 کمتر و نسبت به حالت بدون دمش بیشتر می‌شود و این سبب می‌شود با دور کردن جت دمش از لبه حمله ضریب برآ افزایش یابد (مشابه آن‌چه در شکل 7 مشاهده شد).

برای نمایش اثر اندازه نسبت سرعت دمش بر کنترل جریان، شکل 10 تغییر رفتار جریان را به ازای تغییر نسبت سرعت دمش در محل L_j= 0/7، زاویه حمله 10 درجه، زاویه دمش 90 درجه و عدد رینولدز 500 نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود الگوی جریان در دمش با نسبت سرعت 0/01 به‌جز ناحیه جت دقیقاً مشابه حالت بدون دمش است ولی در ناحیه جت، به دلیل تزریق سیال مقدار C_P بر سطح فوقانی هیدروفویل کمی بیشتر از مقدار C_P روی سطح فوقانی بدون حالت جت است. این اختلاف منجر به کاهش ضریب برآ نسبت به حالت بدون دمش می‌شود. وقتی نسبت سرعت دمش از 0/01 به 0/5 افزایش می‌یابد ضریب C_P در سطح فوقانی نسبت به حالت بدون دمش افزایش می‌یابد و گردابه موجود در ناحیه جدایش جریان کوچک‌تر از گردابه موجود در ناحیه جدایش بدون حالت دمش می‌شود. این عامل سبب کاهش ضرایب برآ و پسا نسبت به حالت بدون جت دمش می‌شود.

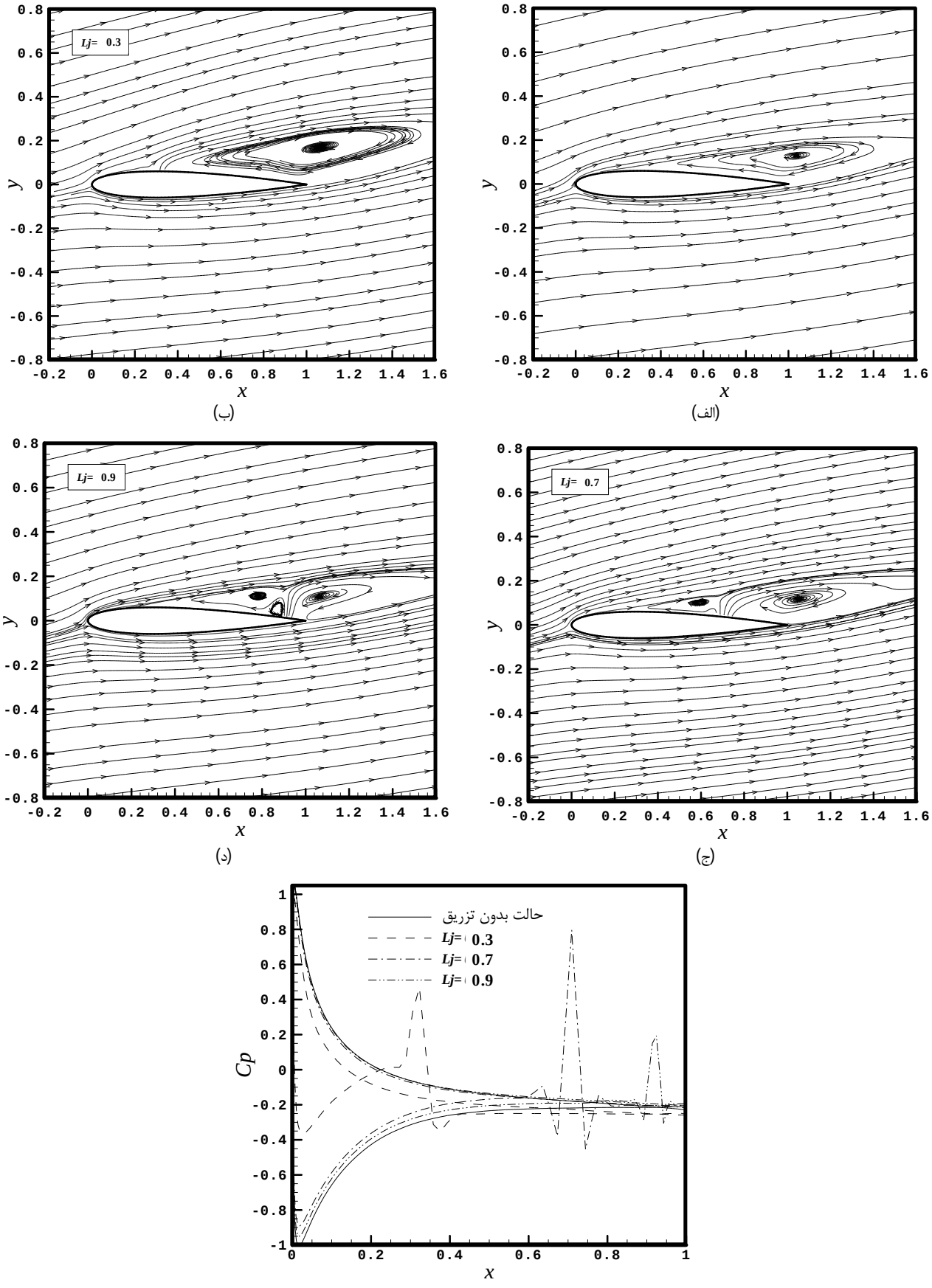
6-2- مکش

در شکل‌های 11- 14 ضریب برآ و پسا برای θ_j = 30- و θ_j = 90-، 0/01 ≤ A_j ≤ 0/5 و 0/3 ≤ L_j ≤ 0/9 در زاویه حمله 5 درجه با هم مقایسه شده‌اند. با توجه به نتایج مشاهده می‌شود 1) مکش عمود بر سطح (θ_j = 90-) تأثیری بیشتری روی افزایش ضریب برآ دارد. 2) مکش در موقعیت 0/9 سبب افزایش بیشتر ضریب برآ نسبت به مکش در نزدیک لبه حمله می‌شود. 3) ضریب برآ در رینولدز 500 با افزایش نسبت سرعت مکش از 0/2 و در رینولدز 2000 با افزایش نسبت سرعت مکش از 0/01 افزایش می‌یابد. 4) همچنین مکش، در تمامی حالات ضریب پسا را نسبت به حالت بدون مکش کاهش می‌دهد.

اثر مکش بر تغییر الگوی جریان در موقعیت‌های مختلف در شکل 15 نمایش داده شده است. نتایج در عدد رینولدز 2000 برای L_j= 0/3، L_j= 0/7، L_j= 0/9، A_j= 0/5 و زاویه مکش 90 درجه رسم و با حالت بدون جت مکش مقایسه شده است. با توجه به شکل مشاهده می‌شود که مکش کاملاً سبب کنترل لایه مرزی می‌شود و خطوط جریان در هر سه حالت مکش، گردابه بسیار کوچک‌تری را نسبت به حالت بدون جت مکش نشان می‌دهد.

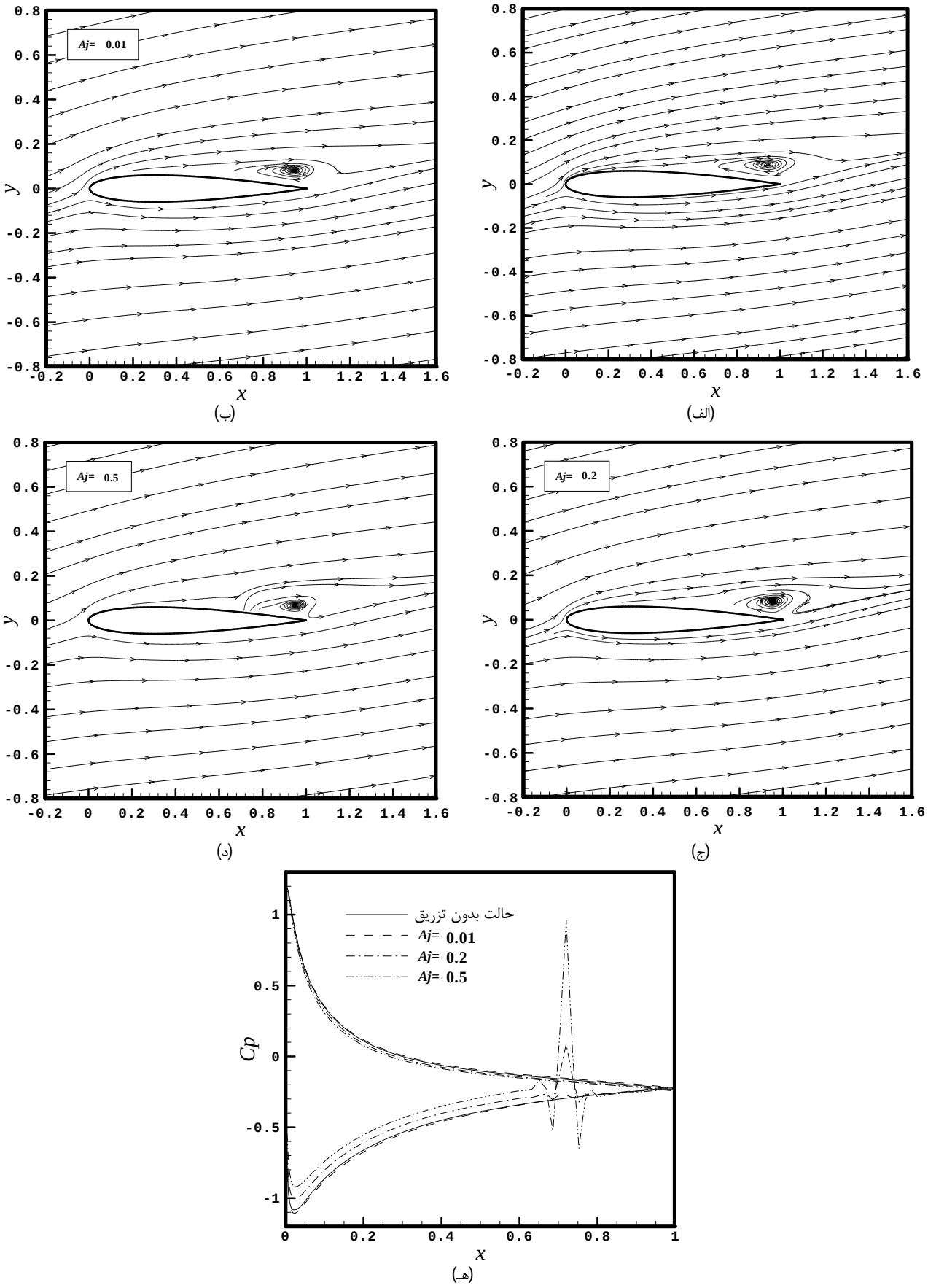
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]



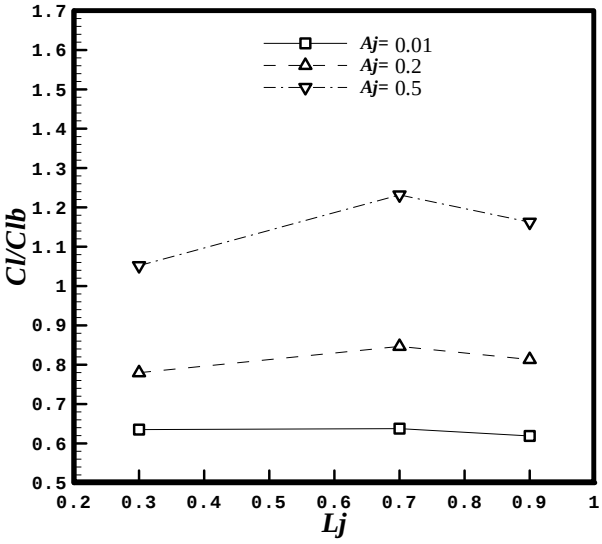
شکل 9 اثر دمش بر خطوط جریان و توزیع فشار در عدد رینولدز 2000 و زاویه حمله 10 درجه: الف) حالت بدون تزریق، ب) L_j = 0/3، ج) L_j = 0/7، د) L_j = 0/3، ه) توزیع فشار روی سطح

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]

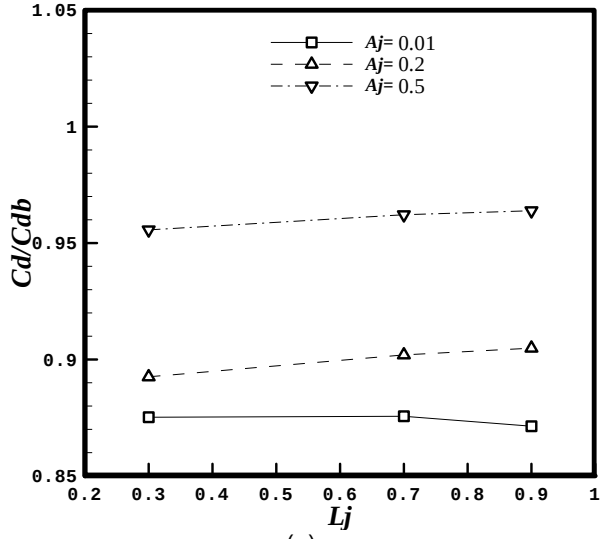


شکل 10 اثر دمش بر خطوط جریان و توزیع فشار در عدد رینولدز 500 و زاویه حمله 10 درجه: الف) حالت بدون تزریق، ب) A_j = 0/01، ج) A_j = 0/2، د) A_j = 0/5، ه) توزیع فشار روی سطح

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]



(الف)



(ب)

شکل 11 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 500 ، زاویه حمله 5 درجه و زاویه مکش 90 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا

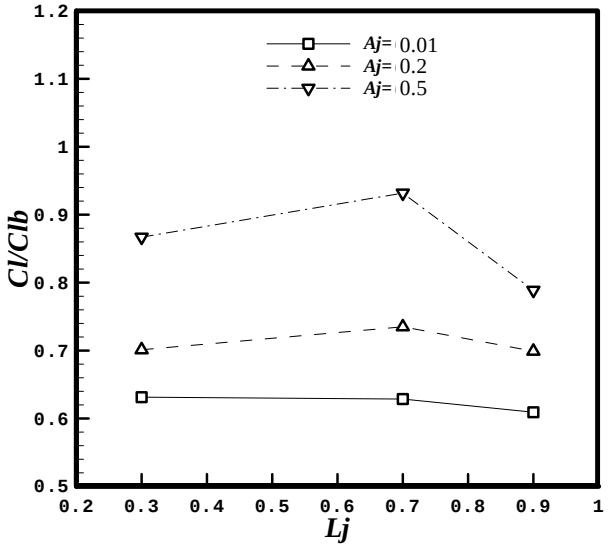
همچنین با توجه به نمودار ضریب فشار، C_P، می‌توان تغییر بر سطوح هیدروفویل را مشاهده کرد. مکش دور از لبه حمله بیشتر از مکش نزدیک لبه حمله، فشار بر سطوح هیدروفویل را نسبت به حالت بدون جت تغییر می‌دهد. در نتیجه مکش دور از لبه حمله بهترین مکان برای کنترل لایه مرزی و افزایش ضریب برآ است.

7- نتیجه‌گیری

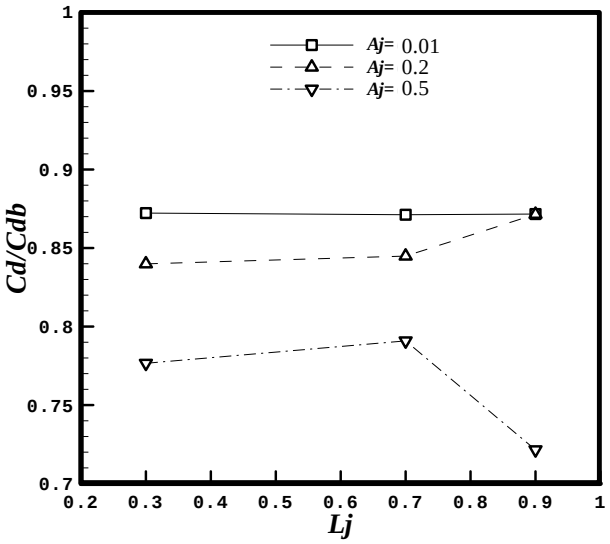
کنترل لایه مرزی یکی از روش‌های مهم در بهبود عملکرد هیدروفویل‌ها است. یکی از راه‌های کنترل لایه مرزی دمش و مکش سیال از سطح هیدروفویل است. در این تحقیق روش عددی حجم محدود جیمسون و روش پیش‌شرط‌سازی توانی جهت تسریع در روند هم‌گرایی و بهبود پایداری حل، برای تحلیل جریان‌های لزج تراکم‌ناپذیر به‌کار گرفته شده است.

پایداری حل به‌کمک جملات اتلافی مرتبه دوم و چهارم به‌دست آمده و برای انتگرال‌گیری زمان نیز از روش رانگ-کوتای چهار مرحله‌ای صریح استفاده شده است. تجهیزات زیرسطحی در ابعاد بسیار کوچک به دلیل کاربردهای فراوان در صنایع مختلف از جمله صنایع نظامی، دریایی، نفت وگاز، بسیار مورد توجه است. عدد رینولدز جریان برای این وسایل کوچک که در سرعت‌های کم نیز حرکت می‌کنند، عموماً در بازه 400 الی 6000 است. بنابراین با توجه به فقدان مطالعه‌ای جدی و جامع بر کنترل جریان‌های با اعداد رینولدز پایین، در این تحقیق نتایج عددی دمش و مکش از سطح فوقانی هیدروفویل NACA0012 در اعداد رینولدز 500 و 2000 و برای کمیت‌های مختلف نسبت سرعت دمش (مکش)، محل جت تزریق و زاویه دمش (مکش) ارائه شده و نتایج ذیل به‌دست آمده است.

1) مکش سبب ایجاد ناحیه کم فشار بیشتر بر سطح فوقانی هیدروفویل و افزایش ضریب برآ می‌شود، بنابراین جریان بیشتر به سطح هیدروفویل می‌چسبد و سبب کاهش گردابه موجود در ناحیه جدایش و کاهش ضریب پسا می‌شود. در حالی‌که دمش، اغلب سبب بهبود کنترل جریان نسبت به حالت بدون دمش نمی‌شود. دمش نزدیک لبه حمله، با افزایش فشار در سطح فوقانی سبب جداش بیشتر جریان و افزایش گردابه موجود در ناحیه جدایش می‌شود. دمش دور از لبه حمله می‌تواند ضریب برآ را افزایش دهد، اما دمش در نسبت سرعت‌های کم موثرتر از دمش با نسبت سرعت‌های بالا است.



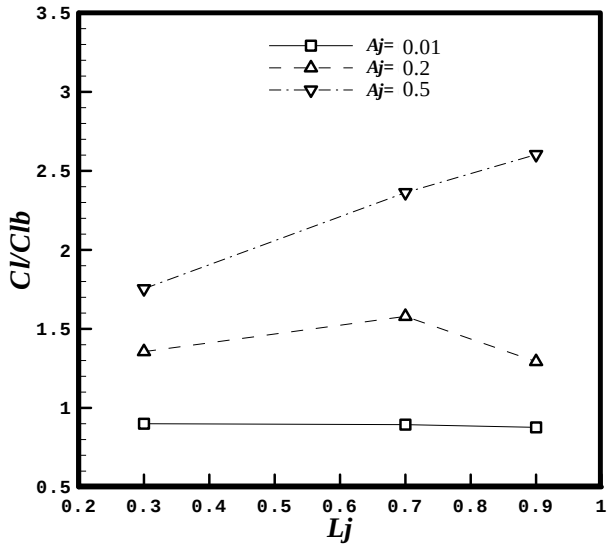
(الف)



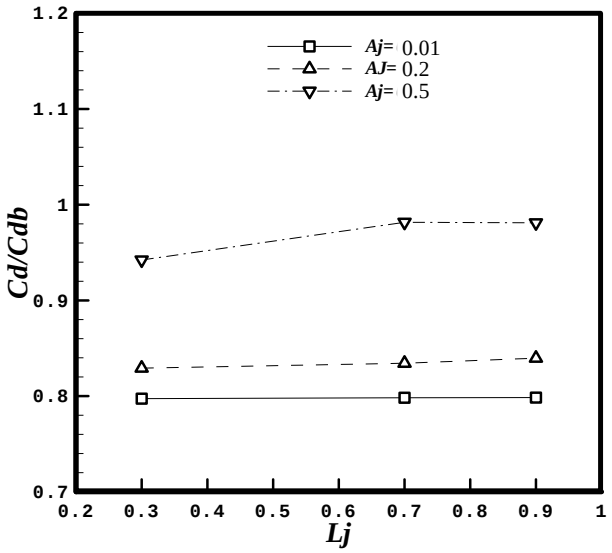
(ب)

شکل 12 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 500 ، زاویه حمله 5 درجه و زاویه مکش 30 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]



(الف)



(ب)

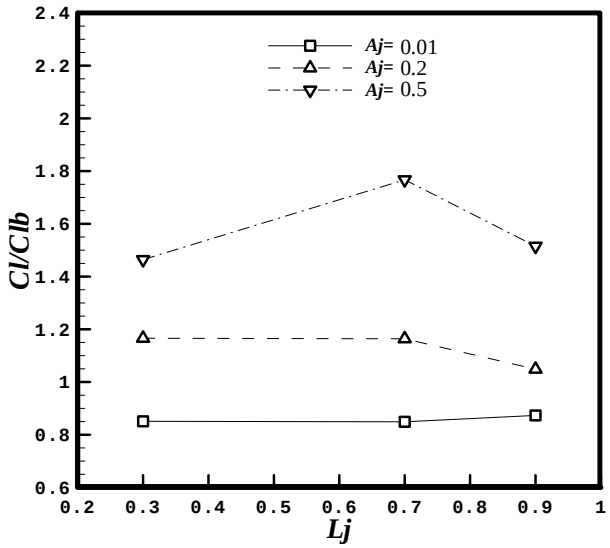
شکل 13 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 2000 ، زاویه حمله 5 درجه و زاویه مکش 90 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا

2) در مکش عمود بر سطح و دور از لبه حمله، افزایش نسبت سرعت مکش تأثیر مثبت بر افزایش ضریب برآ دارد، اما در دمش با زاویه کوچک‌تر (30 درجه) و دور از لبه حمله، نسبت سرعت دمش کمتر تأثیر بهتری بر افزایش ضریب برآ دارد.

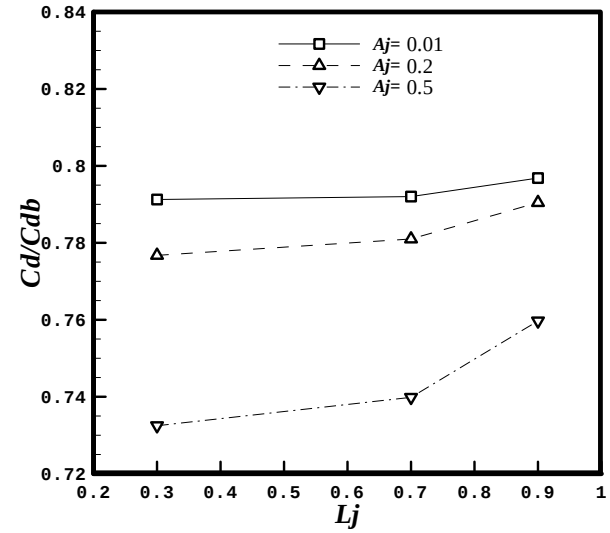
3) مکش عمود بر سطح (θ_j = -90) در موقعیت دور از لبه حمله (0/9) تأثیری بیشتری بر افزایش ضریب برآ نسبت به حالات دیگر مکش دارد در حالی‌که دمش با زاویه کوچک‌تر (30 درجه) و دور از لبه حمله نسبت به حالات دیگر دمش برای افزایش ضریب برآ بهتر است.

8- فهرست علائم

A_j	نسبت سرعت دمش (مکش)، V_j/U_∞
AOA	زاویه حمله
c	طول وتر هیدروفویل
Cd	ضریب پسا، $Cl = F_D/\frac{1}{2}\rho U_\infty{}^2 c$
Cdb	ضریب پسا بدون جت دمش (مکش)



(الف)

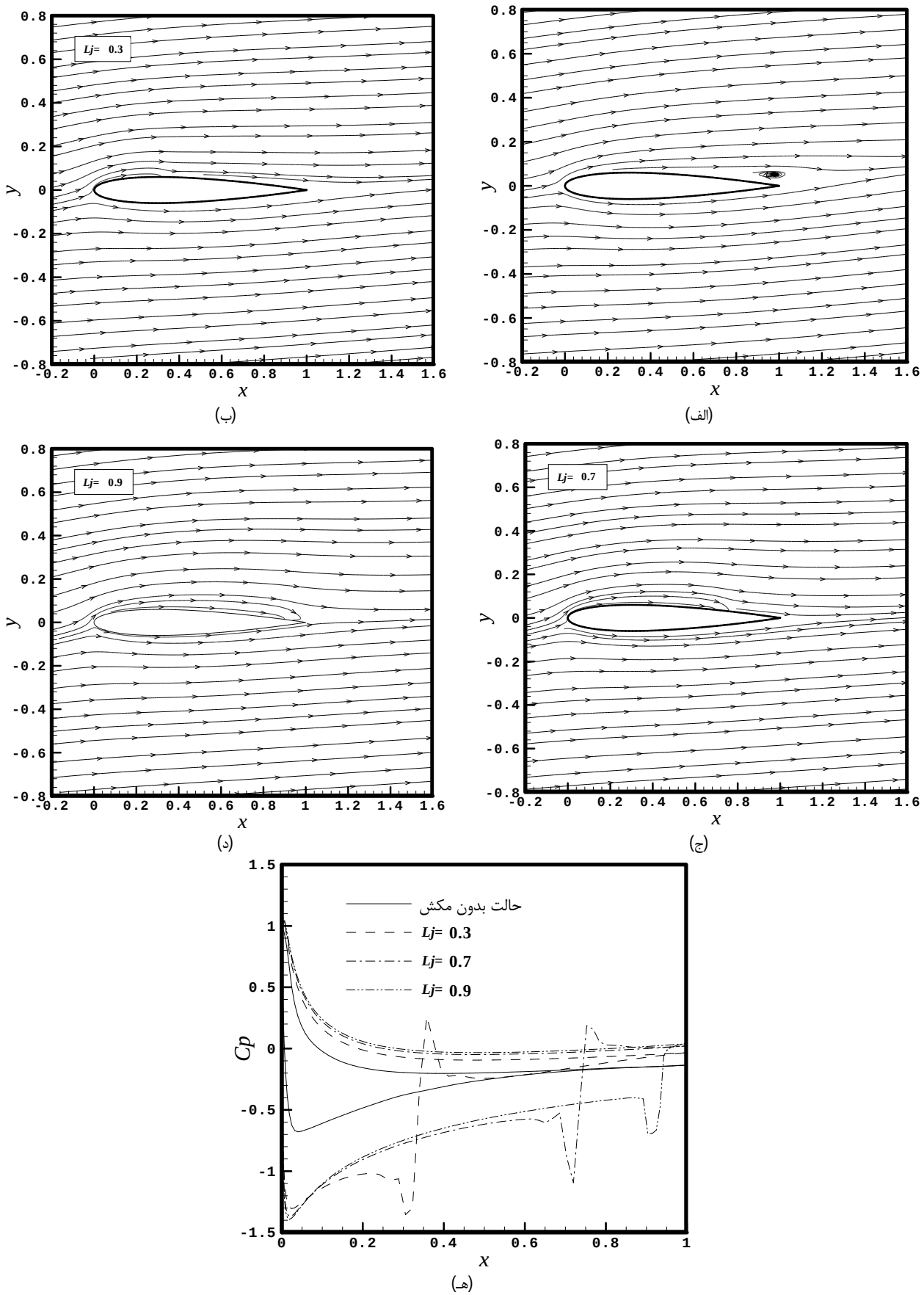


(ب)

شکل 14 نتایج عددی ضریب برآ و پسا در عدد رینولدز 2000 ، زاویه حمله 5 درجه و زاویه مکش 30 درجه: الف) ضریب برآ، ب) ضریب پسا

Cl	ضریب برآ، $Cl = F_L/\frac{1}{2}\rho U_\infty{}^2 c$
Clb	ضریب برآ بدون جت دمش (مکش)
Cp	ضریب فشار، $Cp = (p - p_\infty)/\frac{1}{2}\rho U_\infty{}^2$
F_D	نیروی پسا
F_L	نیروی برآ
IN	تعداد تکرار عددی
L_j	محل قرار گیری جت دمش (مکش)
p	فشار
ρ_∞	چگالی جریان آزاد
p_∞	فشار جریان آزاد
Res	باقیمانده
u	سرعت در راستای محور x
U_∞	سرعت جریان آزاد
u_∞	سرعت جریان آزاد در راستای محور x
v	سرعت در راستای محور y

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]



شکل 15 اثر مکش بر خطوط جریان و توزیع فشار در عدد رینولدز 2000 و زاویه حمله 5 درجه: الف) حالت بدون مکش، ب) L_j = 0/3، ج) L_j = 0/7، د) L_j = 0/9، ه) توزیع فشار روی سطح

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]

V_j سرعت دمش (مکش)

v_∞ سرعت جریان آزاد در راستای محور y

x محور x

y محور y

علائم یونانی

σ ضریب پیش‌شرط

β ضریب تراکم‌پذیری مصنوعی

θ_j زاویه دمش (مکش)

ρ چگالی

τ تانسور تنش

زیرنویس‌ها

j جت دمش (مکش)

9- مراجع

[1] J. Williamls, A Brief History of British Research on Boundary Layer Control for High Lift, *boundary layer and flow control*, pergamon, New York, 1961, pp. 74-103.

[2] M. R. Head, History of Research on Boundary Layer Control for Low Drag in U.K., *Boundary Layer and Flow Control*, Pergamon, New York, 1961, pp. 104-121.

[3] J. Flatt, The History of Boundary Layer Control Research in the United States of America, *Boundary Layer and Flow Control*, Pergamon, New York, 1961, pp. 122–143.

[4] Jie Zhi Wu, Xi Yun Lu, Denny Andrew G, Meng Fan and Jain Ming Wu, Poststall Flow Control On An Airfoil By Local Unsteady Forcing, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 371, pp. 21-58, 1998.

[5] Catalin Nae, Synthetic Jets Influence on NACA 0012 Airfoil at High, Angles of Attack, *AIAA Paper-98-4523*, 1998.

[6] A. Hassan, and R. D. Janakiram, Effects of Zero-Mass Synthetic Jets on the Aerodynamics of the NACA 0012 Airfoil, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 43, No. 4, 1998.

[7] C. Wang, M. Sun, Separation control on a thick airfoil with multiple slots blowing at small speed, *Acta Mechanica*, 143, pp.215-227, 2000.

[8] J. Ortmanns, C. J. Kahler, Investigation of Pulsed Actuators for Active Flow Control Using Phase Locked Stereoscopic Particle Image Velocimetry, *International Symposium on Applications of Laser Techniques in Fluid Mechanics*, 12, 2004.

[9] L. Huang, P. G. Huang, R. P LeBeau., Numerical Study of Blowing and Suction Control Mechanism on NACA0012 Airfoil, *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, 2004.

[10] R. Duvigneau, M. Visonneau, Simulation and optimization of stall control for an airfoil with a synthetic jet, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 4. , pp. 279–287, 2006.

[11] Sang Boon Kim, Wooram Bong, Separation Control Mechanism of Airfoil Using Synthetic Jet, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 13, No. 4-5, pp.172-182, 2009.

[12] D. You, P. Moin, Active Control of flow separation over an airfoil using synthetic jets, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 24, No. 8, pp.1349-1357, 2008.

[13] H. Shan, L. Jiang, C. Liu, M. Love and B. Maines, Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil, *Computers & Fluids*, vol. 37, No. 8, pp. 975–992, 2008.

[14] M. Serdar Genc, Unver Kaynak, Control of Laminar Separation Bubble over a NACA 2415 Aerofoil at Low Re Transitional Flow Using Blowing/Suction, *Aerospace Sciences and Aviation Technology*, NO 13, 2009.

[15] M. Ahmadi, A. Sedaghat, M. Saghafian, Control of laminar flow by suction over airfoils, *The 17th annual conference of Mechanical Engineering*, Tehran, Iran, 2009. (In Persian)

[16] Basharat Ali Haider, Naveed Durrani, Nadeem Aizud and Salimuddin Zahir, Aerodynamic Stall Control of a Generic Airfoil using Synthetic Jet Actuator, *World Academy of Science, Engineering and Technology*, No. 69, 2010.

[17] A. D. Gardner, K. Richter, H. Rosemann, Numerical investigation of air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil, *CEAS Aeronaut journal*, No. 1, pp.69-72, 2011.

[18] D. H. Luo, X. J. Sun, D. G. Huang, and G. Q wu, Flow control effectiveness of synthetic jet on a stalled airfoil, *Journal of Mechanical Engineering Science*, No. 225, 2011.

[19] PanFeng Zhang, Bo YAN, ChenFeng Dai, Lift enhancement method by synthetic jet circulation control, *Science China Technological Sciences*, Vol. 55, No. 9, pp. 2585-2592, 2012.

[20] N. Fallahpor, A. Haghiri, Mani M., Experimental investigation of steady compressible boundary layer transmission and separation aver airfoil by hot film, *The 1st national aero-hydro dynamics conference*, Tehran, Iran,2011. (In Persian)

[21] M. Pasandideh fard, M. Moeen far, M. Abdollahian, Control flow by suction and investigation of its effect on NACA 0012 and NACA 0018 airfoils aerodynamic coefficient, *The 19th annual conference of Mechanical Engineering*, Birjand, Iran, 2011. (In Persian)

[22] M. H. Javareshkian, H. Dastorani, Investigation of inviscid flow aver flexible wings, *The 1st national aero-hydro dynamics conference*, Tehran, Iran, 2011. (In Persian)

[23] M. Goodarzi, R. Fereidouni, M. Rahimi, Investigation of flow control over a NACA 0012 airfoil by suction effect on aerodynamic characteristics, *Canadian Journal on Mechanical Sciences & Engineering*, Vol. 3, No. 3, 2012.

[24] Liu Peiqing, Cui Yanxiang, Wang liang and Qu qiulin, Computational Investigation of the Slat Blowing Control for High-Lift Airfoil, *Applied Mechanics and Materials*, Vols. 138-139, No. 223, pp 223-228, 2012.

[25] K. Yousefi, S. R. Saleh, and P. Zahedi, 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.

[26] AJ. Chorin, A numerical method for solving incompressible viscous flow problems, *Journal of Computational Physics*, Vol.2, No. 1, PP. 12–26, 1967.

[27] E. Turkel., Preconditioning methods for solving the incompressible and low speed compressible equations, *Journal of Computational Physics*, Vol. 72, No.2 , PP. 227–298, 1987.

[28] AG. Malan, RW. Lewis, P. Nithiarasu, An improved unsteady, unstructured, artificial compressibility, finite volume scheme for viscous incompressible flows, Part I. Theory and implementation, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 54, PP.695–714, 2002.

[29] *Y.H. Choi., C.L. Merkle, Application of preconditioning in viscous flows*, Journal of Computational Physics, *Vol. 105, No.2, PP.207–223, 1993.*

[30] B. Van-Leer, WT. Lee, P. Roe, Characteristic time-stepping or local preconditioning of the Euler equations. *AIAA Paper*, AIAA-91-1552-CP, 1991.

[31] D. Lee, *Local preconditioning of the Euler and Navier–Stokes equations*, Ph.D. Thesis, University of Michigan, 1996.

[32] AG. Malan, RW. Lewis, P. Nithiarasu, An improved unsteady, unstructured, artificial compressibility, finite volume scheme for viscous incompressible flows, Part II. Application, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 54, PP. 715–729, 2002.

[33] V. Esfahanian, P. Akbarzadeh, The Jameson's numerical method for solving the incompressible viscous and inviscid flows by means of artificial compressibility and preconditioning method, *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 206, No.2, PP.651–661, 2008.

[34] V. Esfahanian, P. Akbarzadeh, An improved progressive preconditioning method for steady non-cavitating and sheet-cavitating flows, *international journal for numerical methods in fluids*, Vol. 68, pp. 210-232, 2012.

[35] K. A. Hoffmann, *Computational Fluid Dynamics*, vols. I & II. Engineering Education System, Wichita, 2000.

[36] S. H. Lee, Cancellation problem of preconditioning method at low Mach numbers, *Journal of Computational Physics*, Vol. 225, No. 2, PP.1199–1210, 2007.

[37] A. Jameson, Steady-state solution of the Euler equations for transonic flow, *Proceedings of Transonic, Shock, and Multidimensional Flows*, Advances in Scientific Computing, Academic Press, New York, PP.37–69, 1982.

[38] A. Jameson, W. Schmidt, E. Turkel, Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge–Kutta time-stepping schemes, *AIAA Paper*, AIAA-1981-1259, 1981.

[39] Abdo M., Mateescu D., Low-Reynolds Number Aero dynamics of Airfoils at Incidence, 43rd *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.4.19.4]