

مطالعه عدی سه بعدی تأثیر زاویه دمش بر مشخصه‌های آیرودینامیکی یک مقطع بال با ایرفویل NACA 0012

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۲۹

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰/۰۸

امیر فلاحیان^۱، سید آرش شمس طالقانی^۲، کاظم اسماعیل پور^۳

۱- دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیر، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران

۲- عضو هیئت‌علمی پژوهشکده علوم و فناوری هوایی پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، taleghani@ari.ac.ir

۳- استادیار، مرکز تحقیقات انرژی‌های تجدیدپذیر، واحد دماوند، دانشگاه آزاد اسلامی، دماوند، ایران

چکیده

در این مطالعه تأثیر جت دمشی و زاویه دمش بر ضرایب و پارامترهای عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل متقارن NACA0012 در $Re=4 \times 10^6$ به صورت سه بعدی بررسی شده است. تغییرات ضرایب لیفت و درگ با به کارگیری دمش در نزدیکی لبه حمله ایرفویل برای زوایای حمله ۱۲ تا ۲۰ درجه بررسی شدند. با توجه به اعمال دمش از طریق سوراخ‌های دایره‌ای، از حل سه بعدی به منظور تحلیل و مطالعه استفاده شد. تحلیل انجام شده در این حالت با فرض جریان تراکم‌ناپذیر و پایا حول یک مقطع بال سه بعدی در نرم‌افزار فلوئنت انجام شد. نتایج نشان دادند دمش به طور کلی موجب افزایش در میزان لیفت تولیدی و کاهش درگ می‌شود. نتایج نشان دادند که دمش در زوایای حمله کمتر از ۱۴ درجه تأثیر ناچیزی بر ضرایب لیفت و درگ دارد، به همین دلیل است که فقط اثرات دمش در زوایای حمله بالا در نظر گرفته می‌شود. بیشترین افزایش در ضریب لیفت و بیشترین کاهش در ضریب درگ در زاویه حمله ۱۶ درجه اتفاق می‌افتد که زاویه واماندگی است. نتایج نشان می‌دهد مؤثرترین زاویه دمش در افزایش ضریب لیفت، زاویه نزدیک به صفر درجه نسبت به سطح یا همان دمش مماسی است.

واژه‌های کلیدی: ایرفویل NACA0012، دمش، ضرایب لیفت و درگ، کنترل جریان، دینامیک سیالات محاسباتی

Three-dimensional numerical study of the effect of blowing angle on the aerodynamic characteristics of a wing section with NACA 0012 airfoil

Amir Fallahian¹, Arash Shams Talegheni², Kazem Esmailpour³

1- PhD Candidate, Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Damavand Branch, Damavand

2- Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Tehran, Arash.taleghani@gmail.com

3- Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Damavand Branch, Damavand

Abstract

In this study, the effect of blowing angle on coefficients of aerodynamic of NACA0012 airfoil at $Re=4 \times 10^6$ has been investigated. In the present research, the effect of three-dimensional blowing jet on the aerodynamic performance of the wing has been considered. The changes of lift and drag coefficients were studied by using the blowing near the leading edge of the airfoil for angles of attack of 12, 14, 16, 18 and 20 degrees. Due to the application of blowing through circular holes, a three-dimensional solution was used for the purpose of analysis and study, which will be computationally expensive. The analysis carried out in this case was performed with the assumption of incompressible and steady flow around a three-dimensional wing section in Fluent software. The results showed that the blowing has a negligible effect on the lift and drag coefficients at angles of attack less than 14 degrees. It is for this reason that only the effects of the blowing at high angles of attack are considered. The greatest increase in the lift coefficient and the greatest decrease in the drag coefficient occurs at the angle of attack of 16 degrees, which is the stall angle. The results showed that as the jet angle increases, the aerodynamic performance decreases.

Keywords: flow control, CFD, NACA0012 airfoil, blowing, lift and drag coefficients

۲۲۱

سال ۱۳ - شماره ۱

پهار و تابستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



۱. مقدمه

طی چند دهه اخیر مطالعات زیادی درباره آنالیز آیرودینامیکی ایرفویل به صورت عددی و تجربی انجام شده است. دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) اکنون جایگاه خود را در بین روش‌های تجربی و تحلیلی برای تجزیه و تحلیل جریان سیال، انتقال حرارت و مسائل مختلف پیدا کرده است [۱-۳] و استفاده از این روش برای تجزیه و تحلیل مهندسی رایج‌تر شده است. لایه مرزی مشکلات زیادی را برای طراحی در بیشتر زمینه‌های مکانیک سیالات ایجاد می‌کند. روش‌های توسعه یافته برای مدیریت لایه مرزی یا افزایش نیروی لیفت و کاهش نیروی درگ، به عنوان کنترل لایه مرزی یا کنترل جریان شناخته می‌شوند. هدف از کنترل جریان دستیابی به نیروی لیفت بیشتر و نیروی درگ کمتر در ایرفویل و در نهایت افزایش عملکرد آیرودینامیکی با افزایش نسبت لیفت به درگ است. ایرفویل یکی از هندسه‌های مورد استفاده در صنایع مختلف است. تجزیه و تحلیل جریان اطراف ایرفویل‌ها در روتورهای هلیکوپتر، مانورهای هواپیما، کشتی‌ها، صنعت خودروسازی، طراحی برج‌ها و توربوماشین‌ها اهمیت زیادی دارد. جدایش جریان بر روی بال در حین پرواز باعث کاهش لیفت و افزایش نیروی درگ می‌شود که می‌تواند کارایی و پایداری هواپیما را تهدید کند [۴]. همچنین در تحقیقات هوافضا و هوانوردی، جدایش جریان به تولید نویز منجر می‌شود. از این رو، سیستم‌های کنترل جریان برای غلبه بر چنین مشکلاتی مورد نیاز است. تکنیک‌های کنترل جدایش جریان به عنوان یک زمینه مهم در مکانیک سیالات در نظر گرفته شده است [۵-۶]. کنترل جریان با استفاده از روش‌های فعال

به عنوان مثال جت‌های دمشی و دمش پالسی [۷-۱۱]، مکش [۱۲]، عملگرهای پلاسمایی [۲۱-۲۳]، محرک‌های جت مصنوعی [۲۲-۲۳]، امواج آکوستیک سطحی [۲۴-۲۸]، محرک‌های مگنتوهیدرودینامیک [۲۹-۳۰] و فلیپ‌های هوشمند و متحرک [۳۱-۳۲] یا روش‌های غیرفعال مانند مولد گردابه [۳۳] و سطوح متخلخل [۳۴-۳۶] می‌تواند به بهبود کارایی یک سیستم سیالاتی کمک نماید.

دمش پایا و ناپایا یکی از تکنیک‌های کنترل جدایش روی ایرفویل است. روش دمش شامل افزودن انرژی به لایه مرزی با دمش هوا از طریق شکاف‌ها و انرژی بخشیدن به جریان نزدیک دیواره است که آن را قادر می‌سازد بر یک گرادیان فشار بزرگ‌تر غلبه کند. مطالعات تجربی و عددی زیادی برای کنترل جدایش جریان از طریق دمش انجام شده است و هر دو روش پایا و ناپایا برای دستیابی به کنترل جدایش پیشنهاد شده‌اند.

جیمز و همکارانش [۳۷] به صورت عددی یک شکاف دمش ثانویه را روی ایرفویل NACA 0012 و ایرفویل برآفزا LA203A مطالعه کردند. بولم و همکارانش [۳۸] کارایی جت مصنوعی را به عنوان یک دستگاه کنترل فعال برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA 0015 تجزیه و تحلیل کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که استفاده از جت مصنوعی ضریب لیفت را حدود ۱۳/۳ درصد افزایش و ضریب درگ را حدود ۵۲/۷ درصد کاهش داد. تاجفر و عسگری [۳۹] تأثیر یک جت دمش مماسی را در واماندگی دینامیکی ایرفویل NACA 0012 بررسی کردند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که قرار دادن شکاف جت در محدوده بسیار کوچکی در بالادست

۲۲۲

سال ۱۴- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



مطالعه عددی سه بعدی تأثیر زاویه دمش بر مشخصه‌های آیرودینامیکی یک مقطع بال ایرفویل NACA 0012

گردابه خلاف جهت عقربه‌های ساعت (CCW) اثرات فوق‌العاده‌ای بر ضرایب لیفت و درگ دارد. چین و بنارد [۴۰] به بررسی جریان واماندگی روی ایرفویل NACA 0012 در رینولدز 10^6 با مدل آشفتگی اسپارات-آلماراس که مجهز به جت دمشی جریان متقاطع بود پرداختند. آن‌ها نشان دادند که وقتی جت فعال می‌شود ضریب لیفت به مقدار قابل توجهی افزایش می‌یابد.

مولر و همکارانش [۴۱] در مطالعه تجربی خود از جت پایای دمشی برای کنترل جریان بر روی ایرفویل ضخیم و متقارنی که دچار واماندگی دینامیکی عمیق شده بود، استفاده کردند. آن‌ها دو مکان را به‌عنوان محل شکاف در نظر گرفتند و نشان دادند که دمش پایا در ۵٪ وتر در جلوگیری از جدایش لبه حمله در زاویه‌های حمله بیشتر از زاویه حمله واماندگی بسیار مؤثرتر می‌باشد؛ درحالی‌که ۵۰ درصد وتر فقط در زاویه‌های حمله کمتر از زاویه واماندگی مؤثر است. آن‌ها همچنین تأثیر سرعت جت را بررسی کردند و متوجه شدند که وقتی سرعت جت کمتر از مقدار سرعت در لبه لایه مرزی باشد، دمش از شکاف لبه حمله، جدایش را تسریع می‌کند. در مطالعات جدیدتر، آن‌ها [۴۲] از مکانیزم دمش قابل تطبیق برای جلوگیری کامل از واماندگی دینامیکی استفاده کردند.

کونال پوری و همکارانش [۴۳] صحت و درستی نتایج عددی حاصل از شبیه‌سازی کنترل فعال جریان با دمش پایای هوا در ایرفویل NACA 0018 در رینولدز کم را بررسی کردند. آن‌ها از شبیه‌سازی‌های بزرگ در دو بعد و سه بعد استفاده کردند و نتایج را با داده‌های تجربی و نتایج حاصل از میانگین رینولدز مقایسه کردند. آن‌ها نشان دادند که حضور یک شکاف در لبه

حمله تأثیر قابل توجهی در ضرایب آیرودینامیکی دارد. پراکاش و همکارانش [۴۴] کنترل فعال جریان را در ایرفویل NACA 2412 به‌وسیله مکش و دمش پایا بررسی کردند. آن‌ها پارامترهای تأثیرگذار در شکاف شامل محل شکاف، نسبت سرعت جت به سرعت مرجع و عرض شکاف و زاویه پاشش یا مکش جریان در هر دو نمونه مکش و دمش جت را بررسی و تأثیر این پارامترها را در ضرایب آیرودینامیکی و جدایش جریان بیان کردند.

بونسر و باهل [۴۵] به بررسی جدایش لایه مرزی بر روی ایرفویل NACA 0012 پرداختند. طبق بررسی آن‌ها با افزایش سرعت جت دمشی، جدایش لایه مرزی به تأخیر می‌افتد تا زمانی که به‌صورت کامل برطرف شود. اکبرزاده و همکارانش [۴۶] دمش و مکش بر ایرفویل NACA 0012 را بررسی کردند و نشان دادند که در بیشتر موارد با افزایش سرعت دمش ضریب درگ کاهش می‌یابد. کیم و همکارانش [۴۷] کنترل جریان دمش را بر یک ایرفویل بررسی کردند. بر طبق نتایج، جت دمش مماسی باعث تأخیر در واماندگی دینامیکی می‌شود.

اتو و همکارانش [۴۸] تأثیر دمش یکنواخت بر ایرفویل Clark-y را بررسی کردند و کاهش ۲۰ تا ۴۰ درصدی درگ را نشان دادند. آبرامووا و سانداکوف [۴۹] به بررسی تأثیر جت دمش مماسی بر یک نمونه ایرفویل پرداختند که بر اساس نتایج آن‌ها اعمال دمش باعث کاهش درگ شد. فرهادی و همکارانش [۵۰] اثر دمش و مکش بر ایرفویل NACA 0012 را بهینه‌سازی کردند و نشان دادند که نسبت لیفت به درگ با این روش تا ۸۰ درصد افزایش می‌یابد. کنترل جریان با استفاده از دمش می‌تواند در سطوح بال





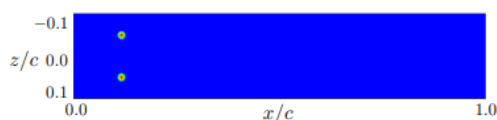
صدمه دیده [۵۲-۵۱] در مواقع اضطراری استفاده شود.

با توجه به بررسی پژوهش های پیشین، ایجاد شکاف عرضی و به کارگیری دمزش از طریق این شکاف از جمله روش های متداول پژوهشگران متعدد بوده است، با این حال ایجاد دمزش با به کارگیری دمزش سه بعدی بر روی بال تاکنون کمتر بررسی شده است و از طرفی ایجاد شیار عرضی با محدودیت هایی همراه است. بنابراین در پژوهش حاضر، به کارگیری دمزش سه بعدی مورد توجه قرار گرفته است. اساس پژوهش های پیشین عمدتاً بر بهبود ضرایب آیرودینامیکی استوار شده است. در تحقیق حاضر نیز تغییرات ضرایب لیفت و درگ با به کارگیری دمزش در نزدیکی لبه حمله بال بررسی می شود. با مدل سازی این مسئله پیش بینی اثرات دمزش از طریق دمزش بر روی بال با ایرفویل NACA 0012 به دست می آید. در اینجا سعی شده تا با بررسی اثرات دمزش درک بهتری از این روش کنترل جریان حاصل شود. دمزش در این حالت بر روی سطح مکش ایرفویل نزدیک به لبه حمله (۱۰ درصد طول وتر) با نسبت سرعت جت به سرعت جریان آزاد برابر با ۲ اعمال می شود. همچنین زاویه جت دمشی نسبت به سطح بال (θ_{jet}) و تأثیر این پارامتر در ضرایب آیرودینامیکی و جدایش جریان مورد مطالعه محاسباتی قرار گرفته است. برای درک اثر زاویه جت، ساختار جریان، تغییرات ضرایب آیرودینامیک و میدان سرعت بر روی ایرفویل تجزیه و تحلیل شده است.

۲. تنظیمات حل

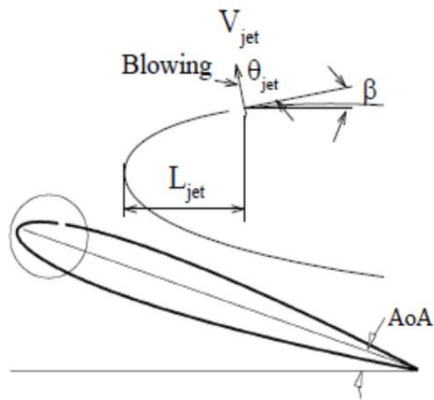
۲-۱- شبکه بندی هندسه و روش شبیه سازی
 برای این مطالعه، شبیه سازی عددی جریان سه بعدی بر روی یک بال با ایرفویل NACA 0012 با حل کننده جریان حجم محدود تراکم ناپذیر انجام شد (شکل ۱). همه متغیرهای گزارش شده در اینجا بدون بعد هستند. مقیاس های مشخصه مورد استفاده برای بدون بعد سازی، سرعت جریان آزاد (U_{∞}) و طول وتر (c) است.

دامنه محاسباتی به اندازه $(x/c, y/c, z/c) \in [-10, 25] \times [-6, 6] \times [-0.1, 0.1]$ است. شرط مرزی عدم لغزش روی سطح ایرفویل اعمال شده است. یک جت سرعت ثابت، در موقعیت محرک ها مشخص می شود. در ورودی، جریان یکنواخت تعیین شده و شرایط مرزی تقارن برای (چپ و راست دامنه) استفاده شده است. شرایط فشار خروجی^۱ در خروجی استفاده می شود تا به ساختارهای دنباله اجازه دهد که دامنه را بدون ایجاد اختلال در حل میدان نزدیک ترک نمایند.



شکل ۱. نمای بالایی سطح ایرفویل با موقعیت جت های دمزش

شبکه مورد استفاده برای شبیه سازی ایرفویل NACA0012 توسط برنامه Ansys Meshing تولید می شود و در شکل ۲ نشان داده شده است. ورودی جت با شعاع $\frac{r_0}{c} = 0.01$ واقع در سطح بالایی ایرفویل در نظر گرفته شده است. این محرک ها در موقعیت ۱۰٪ وتر (نزدیک به نقطه جدایش طبیعی) و با فاصله $\frac{w}{c} = 0.1$ از هم در



شکل ۴. مکانیزم کنترل دممش

۲-۲- مکانیزم دممش

همان‌طور که در بالا ذکر شد مکانیزم دممش به عنوان شرایط مرزی ورودی سرعت^۲ مدل‌سازی شده است و در این مطالعه هدف بررسی اثر دممش به صورت سه‌بعدی در زوایای حمله مختلف برای نسبت سرعت جت برابر با ۲ است. در این حالت سرعت جت به صورت زیر تعریف شده است.

$$u = V \times R \times \cos(\theta_{jet} + \beta) \quad (1)$$

$$v = V \times R \times \sin(\theta_{jet} + \beta) \quad (2)$$

که در آن V سرعت جریان آزاد، R نسبت سرعت جت به سرعت جریان آزاد، β زاویه بین جهت سرعت جریان آزاد و سطح جت محلی و θ_{jet} زاویه بین سطح جت محلی و جهت سرعت ورودی جت است.

۲-۳- معادلات حاکم

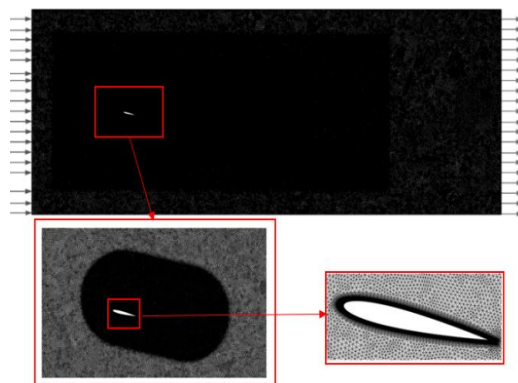
جریان سیال به صورت پایا، تراکم‌ناپذیر، توربولانس و سه‌بعدی در نظر گرفته شد. بنابراین، معادلات حاکم برای بقای جرم و مومنتم به شرح زیر است:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

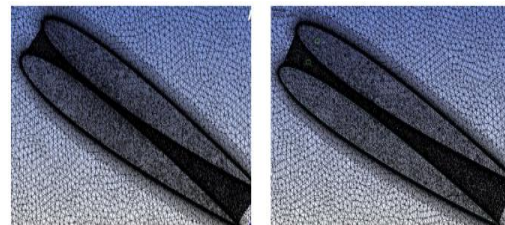
$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \overline{u'_i u'_j} \right)$$

که در آن ρ چگالی (kg/m^3)، P فشار متوسط

جهت عرضی قرار می‌گیرند. ورودی جت دممش از طریق اعمال شرایط مرزی سرعت روی سطح ایرفویل وارد می‌شود. میدان محاسباتی به همراه شبکه‌بندی در شکل ۲ نشان داده شده است و به عنوان شرایط مرزی دیواره (بدون کنترل اعمالی) یا شرایط مرزی ورودی سرعت (دممش پایا) مدل‌سازی شده است. کنترل دممش تحت $Re=4 \times 10^6$ در زوایای حمله ۱۲، ۱۴، ۱۶، ۱۸ و ۲۰ درجه شبیه‌سازی شده است.



شکل ۲. شبکه‌بندی میدان محاسباتی



شکل ۳. نمای سه‌بعدی شبکه‌بندی برای شبیه‌سازی در حالت الف- بدون دممش و ب- با دممش

در شکل ۳ به منظور حل لایه مرزی، شبکه محاسباتی روی سطح بال و روی شکاف‌های دمنده ریزتر انتخاب شده است. شبکه محاسباتی اطراف ایرفویل به صورت شبکه لایه مرزی انتخاب شده است و اولین ارتفاع سلول برابر با مقداری ثابت با $Y^+ \approx 1$ در نظر گرفته شده است.



(Pa)، ν ویسکوزیته سینماتیکی (m^2/s) و \bar{u} به میانگین سرعت (m/s) اشاره دارد. مؤلفه $-\overline{u'_i u'_j}$ تانسور تنش های رینولدز است که اثرات نوسانات توربولانس را در خود جای داده است. تنش های رینولدز از طریق تقریب بوزینسک مدل سازی می شوند که در آن بخش انحرافی متناسب با تانسور نرخ کرنش از طریق ویسکوزیته توربولانس در نظر گرفته می شود. شکل تراکم ناپذیر تقریب بوزینسک برابر است با:

$$\overline{u'_i u'_j} = \nu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{3}{2} k \delta_{ij} \quad (۴)$$

در معادله فوق، ν_t ویسکوزیته توربولانس، k میانگین انرژی جنبشی نوسانات سرعت و δ_{ij} دلتای کرونکر است. بنابراین، برای شبیه سازی جریان توربولانس، از توزیع ویسکوزیته گردابی یا توربولانس به جای تانسور تنش رینولدز از طریق مدل های توربولانس ویسکوزیته گردابی مانند مدل های جبری، مدل های یک معادله ای، مدل های دو معادله ای و غیره استفاده می شود. برای حل معادلات توربولانس از مدل دو معادله ای انتقال تنش برشی منتر ($k-\omega SST$) استفاده شد. این مدل شامل هر دو مدل استاندارد $k-\omega$ و $k-\varepsilon$ است که محاسبات جریان های لایه مرزی را با جدایش بهبود می بخشد و حساسیت مدل $k-\omega$ را در جریان های خارجی حذف می کند. معادلات انتقال در مدل توربولانس تنش برشی منتر عبارت اند از:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho U_i k) = \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (۵)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho U_i \omega) = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (۶)$$

در این معادلات، F_1 تابع ترکیب، S اندازه گیری ثابت نرخ کرنش، β^* برابر 0.09 و $\sigma_{\omega 2}$ برابر 0.856 است.

۲-۴- حلگر جریان

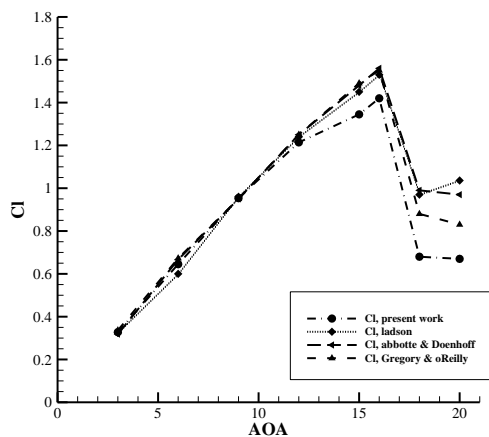
در این شبیه سازی کد تجاری FLUENT (Ansys Fluent 2022 R1) برای محاسبات دقیق استفاده شد. کد FLUENT معادلات میانگین ناویر-استوکس رینولدز را با استفاده از گسسته سازی حجم محدود حل می کند. گسسته سازی مرتبه دوم upwind در فضا استفاده می شود و سیستم معادلات حاصل با استفاده از روش حل coupled حل می شود تا زمانی که شرط همگرایی تغییرات با دقت ۶ رقم اعشار در ضرایب لیفت و درگ برآورده شود. شرط مرزی ورودی سرعت در مرزهای بالادست استفاده می شود. شرط مرزی فشار خروجی در پایین دست و شرط مرزی عدم لغزش در سطوح جامد استفاده می شود.

۳. استقلال از شبکه

برای بررسی استقلال نتایج از تعداد شبکه، مقادیر ضریب لیفت و ضریب درگ در زاویه واماندگی (۱۶ درجه) به عنوان خروجی متغیر با تعداد شبکه انتخاب شده است. مقادیر به دست آمده برای ضریب لیفت و درگ در زاویه واماندگی در شرایط بدون دمزش و با دمزش با تعداد شبکه های متفاوت استخراج و در قالب نمودارهایی در شکل ۵ ارائه شده است.

همکارانش [۵۴] این اختلافات را ناشی از اضافه کردن محدودکننده SST در مدل آشفتگی دانسته‌اند. آن‌ها بیان کردند که این محدودکننده باعث کاهش ناگهانی ویسکوزیته ادی می‌شود.

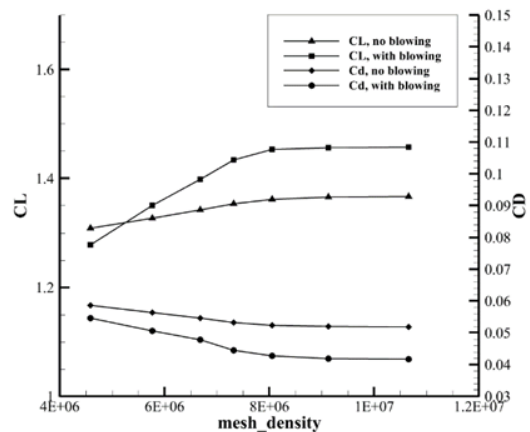
در مطالعه حاضر بیشترین خطای ثبت شده برای ماکزیمم ضریب لیفت محاسبه شده در زاویه حمله ۱۶ درجه (زاویه واماندگی) حدود ۷ درصد است و در زوایای حمله بعد از واماندگی این اختلاف بیشتر است. همچنین زوایای واماندگی در مطالعه حاضر و نتایج تجربی نزدیک زاویه حمله ۱۶ درجه رخ می‌دهد. با توجه به نمودار مشخص است که نتایج محاسبات در زاویه حمله بالا با داده‌های تجربی اختلاف دارد و داده‌های تجربی بالاتر از نتایج محاسباتی است.



شکل ۶. مقایسه داده‌های تجربی ناسا و محاسباتی کار فعلی

۵. نتایج و بحث

در شکل‌های ۷ تا ۹ تأثیر دممش در زاویه دممش ۱۵ درجه نسبت به سطح با حالت بدون دممش بر ضرایب آیرودینامیکی بال ارزیابی شده است. با توجه به شکل ۷، ضریب لیفت بیشینه در حالت اعمال دممش در مقایسه با حالت بدون کنترل افزایش یافته است. در روش دممش، سیال با انرژی



شکل ۵. نمودار استقلال از شبکه

مطابق شکل ۵ تعداد شبکه ۸۰۵۶۳۲۸ به عنوان نقطه پایداری نتایج و ادامه حل انتخاب شده است. تعداد شبکه به دست آمده در این بخش برای حالت بدون دممش و با دممش بررسی شده است و افزایش تعداد شبکه با افزایش تعداد تقسیمات سطح ایرفویل، لایه مرزی و محیط اطراف بال انجام شده است.

۴. اعتبارسنجی نتایج

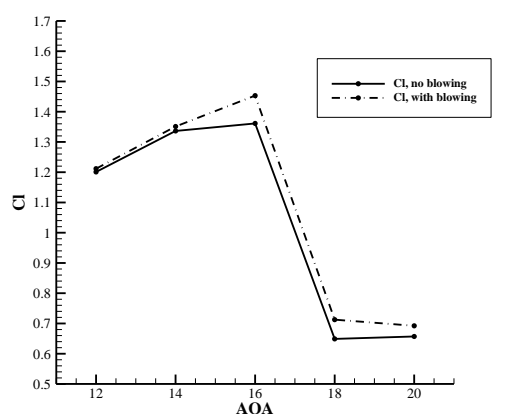
تمامی شبیه‌سازی‌ها تا رسیدن به همگرایی کامل ضرایب لیفت و درگ ادامه یافت. سپس نتایج با مقادیر تجربی توسط لادسون، آبوت و دونهوف، گرگوری و ریلی [۵۳] مقایسه شد. منحنی‌های تجربی برای مقایسه در $Re=6 \times 10^6$ در شکل ۶ آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تفاوت‌هایی بین نتایج مختلف تجربی وجود دارد. به‌طور خاص، این تفاوت‌ها در نزدیکی واماندگی رخ می‌دهند. این عدم انطباق مشاهده شده بین نتایج تجربی و شبیه‌سازی در نزدیکی زاویه واماندگی و زوایای حمله بالاتر، در کارهای عددی قبلی نیز گزارش شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج تجربی هم در زوایای بعد از واماندگی با هم اختلاف دارند. مارتیان و



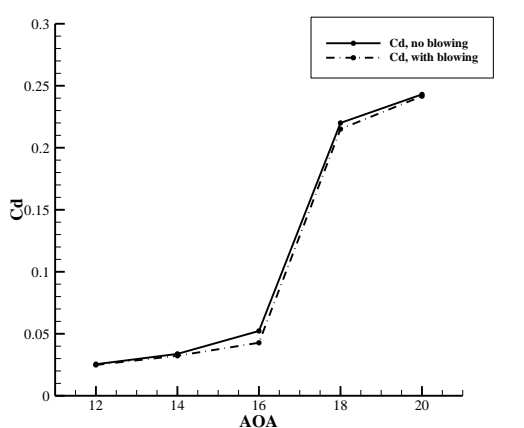
و سرعت بالا از داخل جسم به لایه مرزی تزریق می‌شود که می‌تواند بر گرادیان فشار نامناسب غلبه کرده، ناحیه جدایش سیال را حذف یا کاهش دهد. دلیل تغییرات ایجادشده در ضریب لیفت به‌واسطه دمزش را می‌توان در تغییر الگوی میدان فشار اطراف ایرفویل دانست. برای حالت با دمزش، فشار در سطح بالای ایرفویل منفی‌تر و در سطح زیرین ایرفویل مثبت‌تر شده است که این به معنای افزایش لیفت تولیدی می‌باشد. تغییرات ضریب درگ برحسب زاویه حمله و تأثیر کنترل جریان با دمزش بر آن در شکل ۸ نشان داده شده است. دمزش با به تعویق انداختن جدایش، از افت‌های شدیدی که همراه جدایش هستند جلوگیری می‌کند و همچنین با اصلاح پروفیل سرعت در لایه مرزی موجب کاهش درگ ایرفویل می‌شود. با توجه به این شکل، تأثیرات دمزش در کاهش ضریب درگ در این شرایط دمزش نسبتاً کم و بیشتر در زاویه حمله واماندگی دیده می‌شود که اثرات جدایش جریان در آنجا بیشتر است. برای تعیین تأثیر دمزش بر عملکرد آبرودینامیکی، از نسبت Cl/Cd استفاده شده است. نمودار Cl/Cd در شکل ۹ برای زوایای حمله مختلف رسم شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، نسبت لیفت به درگ در محدوده بررسی‌شده با افزایش زاویه حمله کاهش یافته و ماکزیمم مقدار نسبت Cl/Cd در زاویه حمله ۱۲ درجه است. در این حالت با افزایش زاویه حمله، ضریب درگ مقدار زیادی افزایش می‌یابد که همین اختلاف باعث کاهش نسبت Cl/Cd با افزایش زاویه حمله می‌باشد. بیشترین اختلاف در نسبت Cl/Cd بین دو حالت بدون دمزش و با دمزش در زاویه واماندگی اتفاق می‌افتد که در این زاویه در حالت با دمزش نسبت به حالت

بدون دمزش Cl بیشتر افزایش و Cd بیشتر کاهش یافته است. در واقع در جایی که دمزش بیشترین بهبود را در جدایش داشته است، بیشترین تأثیر دیده می‌شود.

با مقایسه نتایج حالت با دمزش نسبت به حالت بدون دمزش مشاهده می‌شود که در زاویه واماندگی (۱۶ درجه) ضریب لیفت تقریباً ۷٪ افزایش، ضریب درگ ۱۸٪ کاهش و نسبت Cl/Cd ۳۰٪ افزایش یافته است. در این حالت اعمال دمزش به معنای افزایش سرعت و در نتیجه کاهش فشار در سطح بالایی ایرفویل و در نهایت افزایش لیفت است.

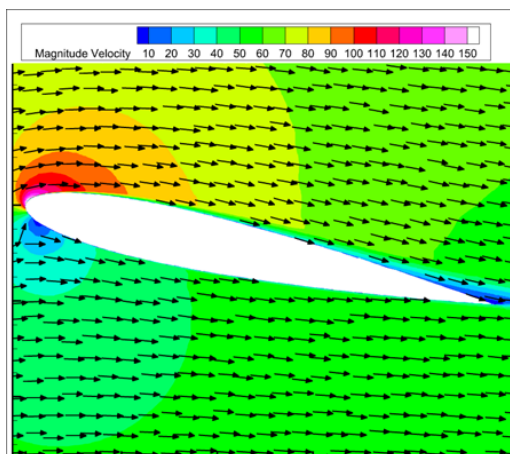


شکل ۷. مقایسه بین Cl در حالت بدون دمزش و با دمزش
۲ برابر سرعت جریان آزاد

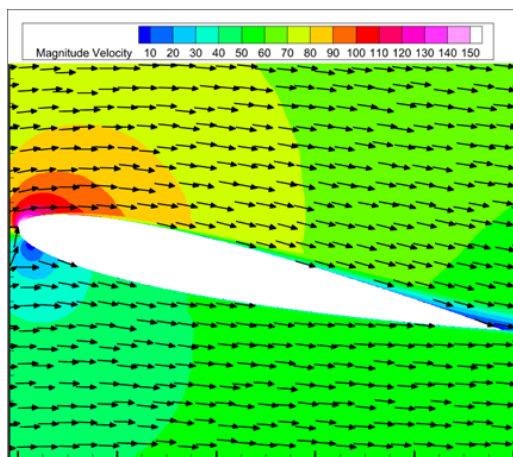


شکل ۸. مقایسه بین Cd در حالت بدون دمزش و با دمزش
۲ برابر سرعت جریان آزاد

سطحی اثربخشی کمتری دارد.

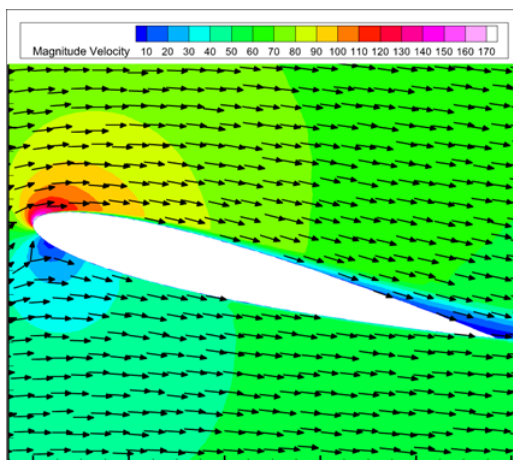


(الف) بدون دمش

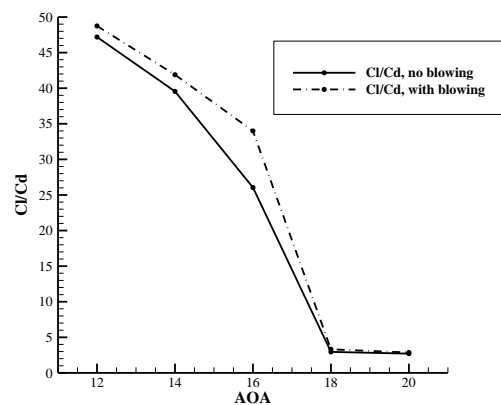


(ب) دمش در $R=2, L=10\%C$

شکل ۱۰. بردار و کانتور سرعت جریان در زاویه حمله ۱۲ درجه برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه جت ۱۵ درجه



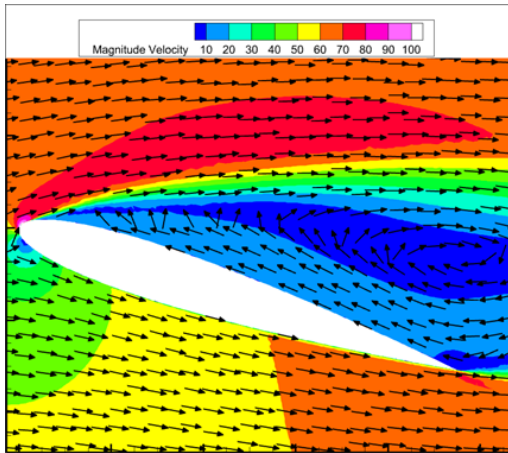
(الف) بدون دمش



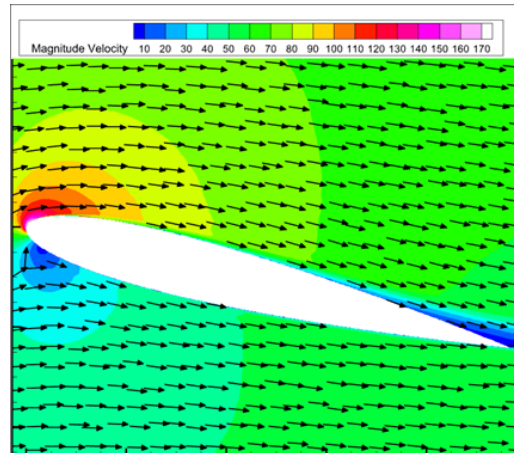
شکل ۹. مقایسه بین نسبت‌های Cl/Cd در حالت بدون دمش و با دمش ۲ برابر سرعت جریان آزاد

به‌طورکلی با توجه به این نتایج، دمش در زوایای حمله کمتر از ۱۴ درجه تأثیر ناچیزی بر ضرایب لیفت و درگ دارد، به همین دلیل است که فقط اثرات دمش در زوایای حمله بالا در نظر گرفته شده است. دلیل این نتایج هم این است که در این زوایای حمله با توجه به کانتورهایی که در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ آورده شده است، ناحیه جدایشی در زوایای حمله کمتر از ۱۴ درجه وجود ندارد. بیشترین افزایش در ضریب لیفت و بیشترین کاهش در ضریب درگ در زاویه حمله ۱۶ درجه اتفاق می‌افتد که زاویه واماندگی می‌باشد.

شکل‌های ۱۰ تا ۱۴ کانتورها و بردارهای سرعت جریان را حول مقطع وسط بال به ترتیب برای زاویه حمله‌های ۱۲، ۱۴، ۱۶، ۱۸ و ۲۰ درجه نشان می‌دهند. در این شکل‌ها، کانتورها و خطوط بردار سرعت در دو حالت بدون دمش و با دمش با هم آورده شده و مقایسه شده‌اند. با توجه به شکل ۱۲ ناحیه جدایش نسبت به ناحیه جدایش در زوایای حمله کوچک‌تر وسیع‌تر است و دمش با شرایط اعمالی توانایی کنترل و افزایش مومنتوم در ناحیه جدایش نازک را دارد. ولی در زوایای بالاتر از واماندگی مکانیزم افزایش مومنتوم

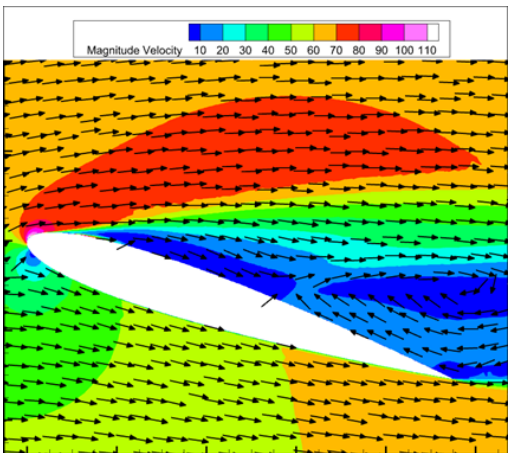


(الف) بدون دمش



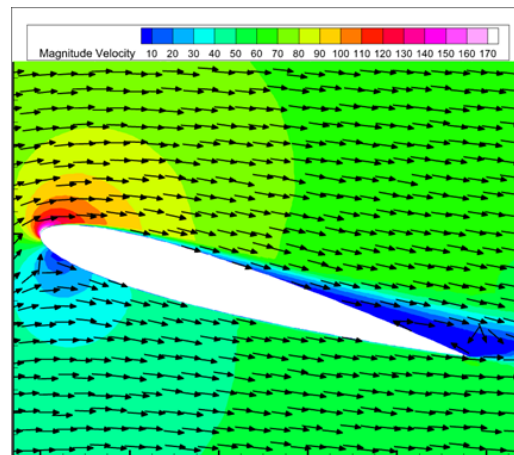
(ب) دمش در $R=2, L=10\%C$

شکل ۱۱. بردار و کانتور سرعت جریان در زاویه حمله ۱۴ درجه برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه جت ۱۵ درجه

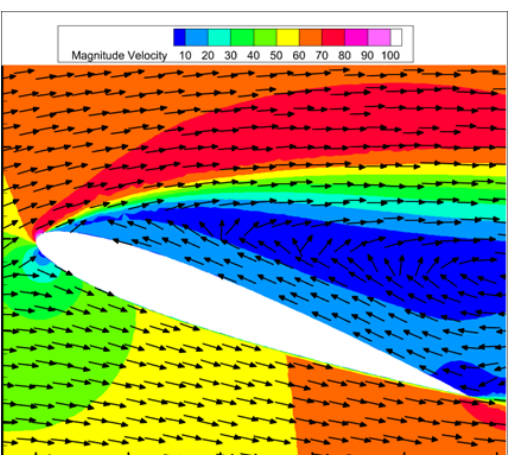


(ب) دمش در $R=2, L=10\%C$

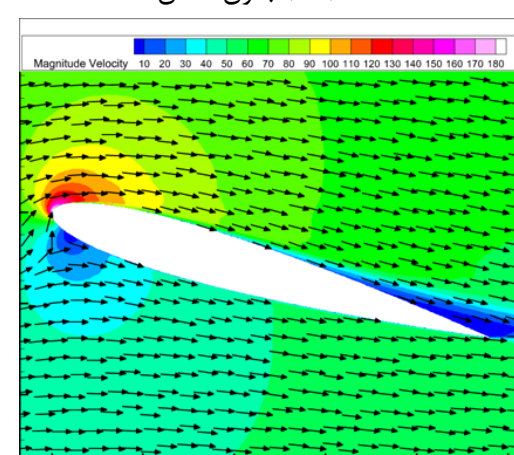
شکل ۱۳. بردار و کانتور سرعت جریان در زاویه حمله ۱۸ درجه برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه جت ۱۵ درجه



(الف) بدون دمش



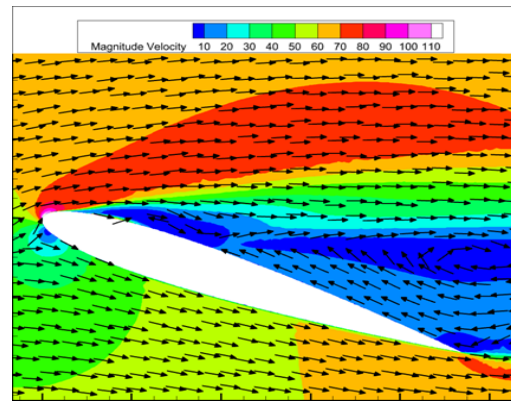
(الف) بدون دمش



(ب) دمش در $R=2, L=10\%C$

شکل ۱۲. بردار و کانتور سرعت جریان در زاویه حمله ۱۶ درجه برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه جت ۱۵ درجه

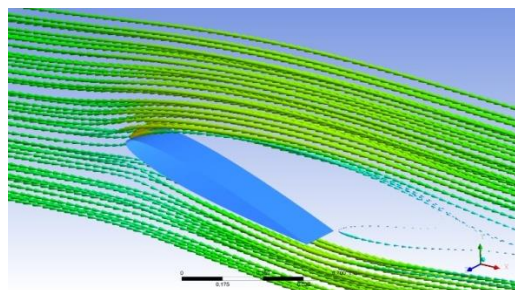
جریان اطراف هندسه سه‌بعدی بال را برای دو زاویه حمله ۱۸ و ۲۰ درجه نشان می‌دهد. در این دو زاویه، جدایش جریان با توجه به نتایج قبل دامنه وسیعی از جریان را شامل می‌شود که در این تصاویر برای بررسی جزئیات بیشتر مورد مطالعه قرار گرفت. در این شکل‌ها نیز موقعیت جت‌های دمشی بر روی سطح فوقانی ایرفویل مشخص است. با افزودن جت دمشی، دامنه خطوط جداشده جریان کاهش پیدا می‌کند و خطوط جریان به سطح بال نزدیک‌تر می‌شوند.



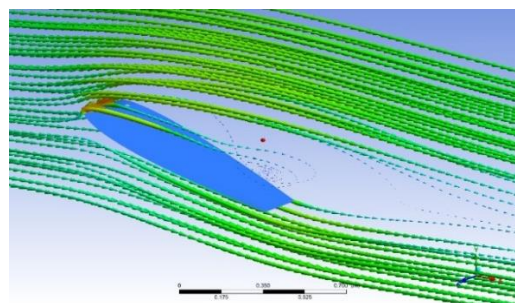
شکل ۱۴. بردار و کانتور سرعت جریان در زاویه حمله ۲۰ درجه برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه جت ۱۵ درجه

با توجه به نتایج برای زوایای ۱۲ و ۱۴ درجه کانتور و بردار سرعت برای حالت با دمش و بدون دمش تقریباً یکسان است و به همین خاطر مقادیر ضرایب C_d و C_l برای این دو زاویه حمله در حالت با دمش و بدون دمش تقریباً برابر هستند. در شکل ۱۲ جدایش خطوط جریان در سمت عقب ایرفویل برای زاویه ۱۶ درجه در حالت بدون دمش دیده می‌شود اما در حالت اعمال دمش، جدایش و برگشت جریان در این زاویه دیده نمی‌شود. شکل‌های ۱۳ و ۱۴ خطوط بردار سرعت و کانتور سرعت را برای زوایای حمله ۱۸ و ۲۰ درجه نشان می‌دهد. در این دو زاویه جدایش جریان در منطقه زیادی روی سطح ایرفویل اتفاق می‌افتد اما با تزریق جت دمش گستره نواحی جدایش کاهش می‌یابد که در نتایج مشهود است. با توجه به اینکه در زوایای بعد از واماندگی، جدایش همچنان در حالت اعمال دمش نیز دیده می‌شود، عملکرد آیرودینامیکی نامطلوب‌تری نسبت به حالت ضریب لیفت بیشینه دیده می‌شود.

شکل‌های ۱۵ و ۱۶ بردارهای سرعت و خطوط جریان سه‌بعدی برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه حمله ۱۸ درجه

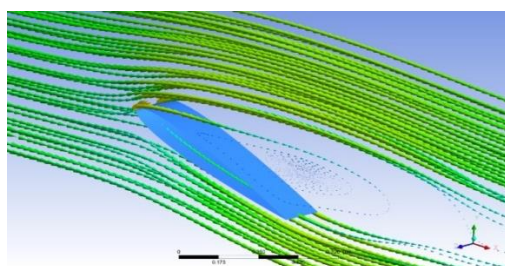


شکل ۱۵. بردارهای سرعت و خطوط جریان سه‌بعدی برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه حمله ۱۸ درجه



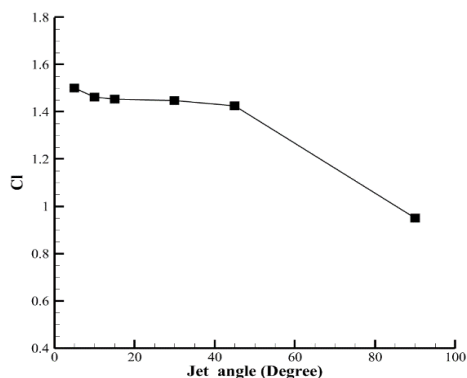
شکل ۱۶. بردارهای سرعت و خطوط جریان سه‌بعدی برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه حمله ۱۵ و ۱۶ بردارهای سرعت و خطوط

شکل‌های ۱۵ و ۱۶ بردارهای سرعت و خطوط جریان سه‌بعدی برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه حمله ۱۵ و ۱۶ بردارهای سرعت و خطوط



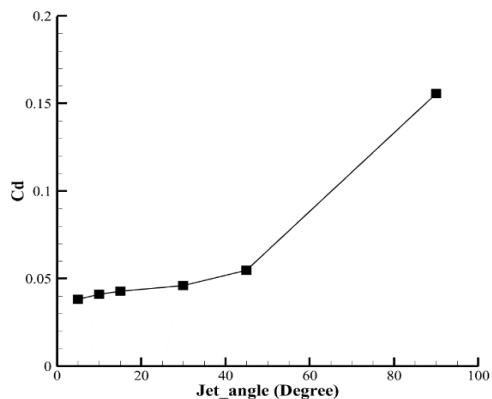
شکل ۱۷. بردارهای سرعت و خطوط جریان سه‌بعدی برای حالت الف- بدون دمش ب- دمش در زاویه حمله ۱۵ و ۱۶ بردارهای سرعت و خطوط

زیرین ایرفویل مثبت‌تر شده است که این به معنای افزایش لیفت تولیدی می‌باشد.

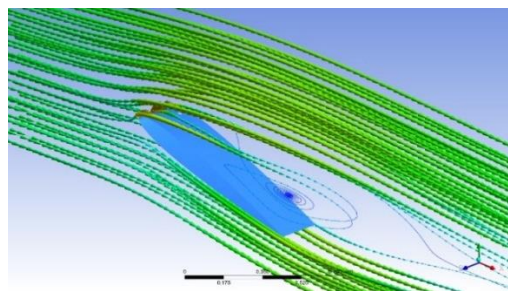


شکل ۱۷. تأثیر زاویه دممش بر Cl در حالت با دممش ۲ برابر سرعت جریان آزاد

با توجه به شکل ۱۸، درگ با افزایش زاویه جت دمشی تا زاویه ۴۵ درجه، درگ اندکی تغییر و افزایش می‌یابد اما در ادامه با افزایش بیشتر زاویه از این مقدار (۴۵ درجه) تا زاویه ۹۰ درجه، این ضریب با شیب تندتری افزایش پیدا می‌کند. وقتی سیال به صورت مماسی از شکاف دممش خارج می‌شود تنها درون لایه مرزی و در نزدیکی ایرفویل جریان می‌یابد اما با افزایش زاویه دممش محدوده بیشتری از سیال اطراف ایرفویل تحت تأثیر مومنوم جت خروجی قرار می‌گیرد و اختلاف سرعت و در نتیجه آن لایه‌های برشی در سطح بیشتری از میدان ایجاد می‌شود که باعث افزایش درگ روی ایرفویل می‌شود.



شکل ۱۸. تأثیر زاویه دممش بر Cd در حالت با دممش ۲ برابر سرعت جریان آزاد



(ب) دممش در $R=2, L=10\%C$

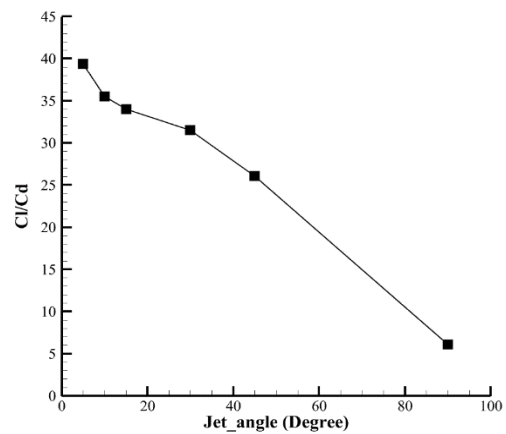
شکل ۱۶. بردارهای سرعت و خطوط جریان سه‌بعدی برای حالت الف- بدون دممش ب- دممش در زاویه حمله ۲۰ درجه

در این قسمت تأثیر زاویه جت دمشی نسبت به راستای وتر ایرفویل در کنترل جریان بررسی شده است. به منظور ارزیابی تأثیر زاویه جت دمشی از تأثیر آن بر ضرایب لیفت، درگ و همچنین نسبت ضریب لیفت به درگ استفاده شده است. نتایج حاصل از این بررسی در شکل-های ۱۸ تا ۲۰ ارائه شده است. در این حالت زوایای جت ۵، ۱۰، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۹۰ درجه در موقعیت مکانی ۱۰٪ طول وتر و نسبت سرعت جت به سرعت جریان آزاد برابر ۲ در زاویه حمله ۱۶ درجه بررسی شده‌اند.

شکل ۱۷ نشان می‌دهد که با افزایش زاویه جت دممش، ضریب لیفت کاهش پیدا می‌کند و همچنین مشاهده می‌شود که تا رسیدن به یک زاویه خاص (زاویه ۴۵ درجه) با افزایش زاویه دممش تغییرات ضریب لیفت اندک است، اما با افزایش زاویه از ۴۵ درجه تا ۹۰ درجه کاهش ضریب لیفت با شیب تندتری صورت می‌پذیرد. دلیل تغییرات ایجاد شده در ضریب لیفت به واسطه افزایش زاویه دممش را می‌توان در تغییر الگوی میدان فشار اطراف ایرفویل دانست. برای زوایای دممش کمتر، مومنوم جت تزریقی باعث غلبه بهتری بر گرادیان فشار نامطلوب می‌شود و فشار در سطح بالای ایرفویل منفی‌تر و در سطح



با توجه به شکل ۱۹ روند عملکرد آیرودینامیکی Cl/Cd همانند ضریب لیفت در زوایای مختلف عمل کرده است و افزایش زاویه باعث کاهش این کمیت می‌شود و بهترین زاویه از بین زوایای مورد بررسی برای بهبود این پارامتر زاویه ۵ درجه است. در این حالت با افزایش زاویه جت، چون Cl کاهش و Cd افزایش می‌یابد، نسبت Cl/Cd کاهش می‌یابد. نکته مهم دیگر این است که تغییر Cl/Cd از زاویه ۳۰ درجه به بعد به صورت خطی و شیب تقریباً ثابتی کم می‌شود.



شکل ۱۹. تأثیر زاویه دمشی بر Cl/Cd در حالت با دمشی ۲ برابر سرعت جریان آزاد

جدول ۱. مقایسه تغییرات Cl ، Cd و نسبت Cl/Cd حالت با دمشی نسبت به حالت بدون دمشی با تغییر زاویه جت دمشی

زاویه دمشی	5	10	15	30	45	90
Cl با دمشی	1.500	1.462	1.453	1.446	1.425	0.949
Cl بدون دمشی	1.36120					
درصد افزایش Cl	10.2	7.4	6.7	6.2	4.7	-30.2
Cd با دمشی	0.038	0.041	0.042	0.045	0.054	0.155
Cd بدون دمشی	0.05226					
درصد کاهش Cd	27.1	21.1	18.1	12.1	-4.5	-197
Cl/Cd با دمشی	39.3	35.4	33.9	31.5	26.0	6.1
Cl/Cd بدون دمشی	26.04669					
درصد افزایش Cl/Cd	51.2	36.2	30.4	20.9	0.1	-76.5

برای مشاهده تأثیر زاویه دمشی جت، مقادیر عملکرد آیرودینامیکی حاصل از حالت با دمشی در زوایای جت مختلف نسبت به مقادیر به دست آمده از حالت بدون دمشی در جدول (۱) آورده شده و با هم مقایسه شده است.

با توجه به مقادیر جدول، با افزایش زاویه جت عملکرد آیرودینامیکی تنزل پیدا می‌کند. همچنین مشاهده می‌شود جت با زاویه ۹۰ درجه بدترین عملکرد را دارد به گونه‌ای که از حالت بدون دمشی نیز عملکرد آیرودینامیکی کمتری دارد. با توجه به نتایج، در زاویه دمشی ۴۵ درجه عملکرد آیرودینامیکی به صورت تقریبی با حالت بدون دمشی برابر است.

دلیل تغییرات ایجاد شده در ضریب لیفت به واسطه افزایش زاویه دمشی را می‌توان در تغییر CP الگوی میدان فشار اطراف ایرفویل دانست، که در این حالت برای زوایای دمشی بالاتر، فشار در سطح بالای ایرفویل منفی‌تر و در سطح زیرین ایرفویل مثبت‌تر شده است که این به معنای افزایش لیفت تولیدی می‌باشد. همچنین با افزایش زاویه دمشی محدوده بیشتری از سیال اطراف ایرفویل تحت تأثیر مومنوم جت خروجی قرار می‌گیرد و اختلاف سرعت و در نتیجه آن لایه‌های برشی در سطح بیشتری از میدان ایجاد می‌شود که باعث افزایش درگ روی ایرفویل می‌شود.

نیروی لیفت ایجاد شده در اثر عبور جریان از روی بال، ارتباط مستقیم با توزیع فشار در سطح بالا (سطح مکش) و سطح پایین (سطح فشار) دارد. به طوری که هرچه فشار در سطح مکش کاهش یافته و در سطح فشار افزایش یابد و به عبارتی اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین افزایش یابد، نیروی لیفت نیز متناسب با آن

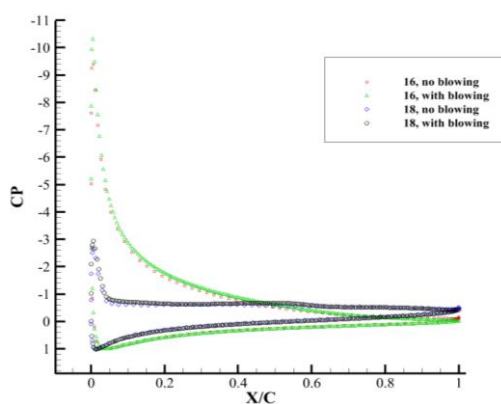




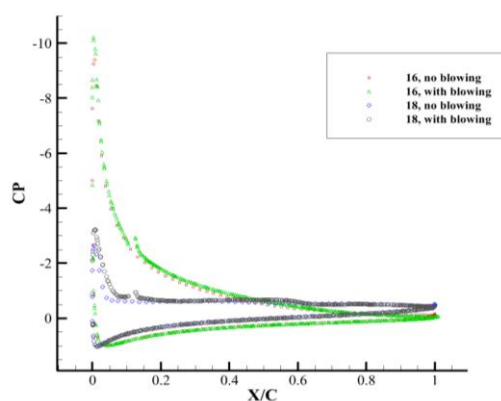
افزایش می یابد. جدایش جریان زمانی اتفاق می افتد که جریان تحت گرادیان فشار مثبت واقع می شود. این گرادیان فشار معکوس باعث حرکت کندتر سیال در پایین دست می شود که می تواند منجر به صفر شدن تنش برشی روی سطح شود و در نتیجه در ناحیه جدایش گردابه هایی تشکیل می شود که موجب به هم خوردن عملکرد آبرودینامیکی بال می شود. بنابراین اختلاف فشار مورد انتظار در سطوح ایرفویل شکل نمی گیرد و نیروی لیفت کاهش می یابد. بخش زیادی از نیروی لیفت ایجاد شده در قسمت جلویی ایرفویل ایجاد می شود که میدان سرعت در اثر نیروهای لزج هنوز ضعیف نشده است و به عبارتی قابلیت زیادی در ایجاد اختلاف فشار با سطح مقابل را دارد و به همین علت قسمت های ابتدایی نمودارهای ضریب فشار معمولاً ضخیم تر هستند و اختلاف فشار زیادی را نشان می دهند.

نمودار ضرایب فشار بر سطح بال در مقطع وسط بال (بین دو جت دمزش) و در موقعیت جت دمزش برای حالت های مختلف بدون دمزش و با دمزش در زاویه جت ۱۵ درجه، نسبت جت به جریان آزاد برابر ۲ و در زوایای حمله مختلف در شکل های ۲۰ و ۲۱ بررسی شده است. همچنین ضریب فشار در زوایای جت مختلف ۵، ۱۵ و ۴۵ درجه در زاویه حمله ۱۶ در شکل ۲۲ نشان داده شده است. همان طور که از روی شکل ۲۰ نیز مشخص است، در زاویه حمله ۱۶ درجه نسبت به زاویه حمله ۱۸ و ۲۰ درجه ضریب فشار در سطح بالای بال افزایش یافته است و در نتیجه اختلاف فشار بین سطوح نیز زیاد شده است که افزایش ضریب لیفت متناسب با این تغییر قابل مشاهده است. در مقایسه ضرایب فشار در زوایای جت مختلف نیز مشاهده می شود که در زوایای جت

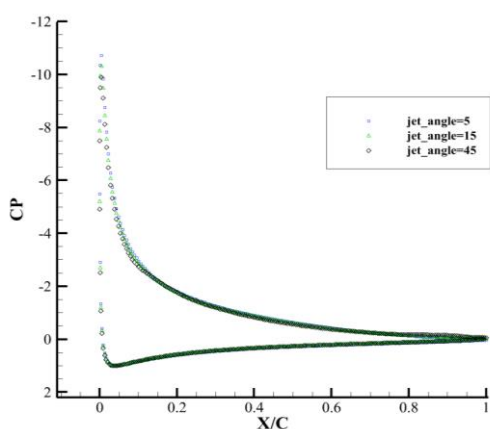
کمتر اختلاف بین خطوط بالا و پایین ضریب فشار، بیشتر است که نشان دهنده افزایش ضریب لیفت در این حالت است.



شکل ۲۰. مقایسه ضریب فشار در زوایای حمله مختلف برای حالت های با دمزش و بدون دمزش در موقعیت وسط بال



شکل ۲۱- مقایسه ضریب فشار در زوایای حمله مختلف برای حالت های با دمزش و بدون دمزش در موقعیت جت دمزش



شکل ۲۲. مقایسه ضریب فشار در زوایای جت مختلف برای حالت دمزش در زاویه حمله ۱۶ درجه در موقعیت وسط بال

۶. نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر اثر دمش پایای سه‌بعدی بر یک ایرفویل NACA0012 به صورت عددی بررسی شد. در این مطالعه از حلگر مبتنی بر حجم محدود و شبیه‌سازی سه‌بعدی استفاده شده است. مطالعه محاسباتی حاضر، جت دمشی را بر روی جریان جدا شده بر روی یک ایرفویل NACA0012 در موقعیت جت دمشی ۱۰ درصد طول وتر، زاویه جت نسبت به سطح ۱۵ درجه و نسبت سرعت جت به سرعت جریان آزاد برابر با ۲ در زوایای حمله مختلف بررسی کرده است.

شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که سرعت جت اثر تقویت‌کننده‌ای بر مکانیزم تولید لیفت دارد. دمش تأثیر قابل‌توجهی در به تأخیر انداختن جدایش در سمت مکش ایرفویل دارد. نتایج نشان داد که برای زوایای حمله کوچک، کنترل جدایش جریان با استفاده از دمش تأثیر کمی در بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی دارد. در این حالت دمش در زوایای حمله کمتر از ۱۴ درجه تأثیر ناچیزی بر ضرایب لیفت و درگ دارد. بیشترین افزایش در ضریب لیفت و بیشترین کاهش در ضریب درگ در زاویه حمله ۱۶ درجه اتفاق می‌افتد که زاویه واماندگی می‌باشد. نتایج نشان داد که با تزریق جت دمشی، گستره نواحی جدایش کاهش می‌یابد که این حالت به‌خصوص در زوایای حمله بالاتر از واماندگی مشهود می‌باشد. همچنین تأثیر زاویه جت دمشی نسبت به راستای وتر ایرفویل در کنترل جریان بررسی شد. در این حالت زوایای جت ۵، ۱۰، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۹۰ درجه در زاویه حمله ۱۶ درجه بررسی شدند. نتایج نشان داد که با افزایش زاویه جت دمشی، ضریب لیفت و نسبت لیفت به درگ

کاهش و ضریب درگ افزایش پیدا می‌کند. همچنین مشاهده شد که تا رسیدن به یک زاویه خاص (زاویه ۴۵ درجه) با افزایش زاویه دمش تغییرات ضرایب لیفت و درگ اندک است و حساسیت این ضرایب به تغییر زاویه دمش پایین است، اما با افزایش زاویه از ۴۵ درجه تا ۹۰ درجه تغییرات با شیب تندتری صورت می‌پذیرد. همچنین مشاهده شد که جت با زاویه ۹۰ درجه بدترین عملکرد را دارد، به گونه‌ای که نسبت به حالت بدون جت نیز عملکرد آیرودینامیکی کمتری دارد و در زاویه ۴۵ درجه عملکرد آیرودینامیکی به‌صورت تقریبی با حالت بدون دمش برابر است.

۷. قدردانی

نویسندگان این مقاله بر خود لازم می‌دانند که از زحمات شرکت تام ایران‌خودرو که با در اختیار گذاشتن کامپیوتر محاسباتی پرسرعت، ما را در انجام و ارتقای کیفی این پژوهش حمایت و یاری کرده‌اند، تقدیر و تشکر نمایند.

۸. مآخذ

- [1] Ahangar, S. B., Bellur, K., Medici, E., Tajiri, K., Allen, J. S., Choi, C. K., "Optical properties and swelling of thin film perfluorinated sulfonic-acid ionomer", ECS Transactions, 92(8): 197-212, (2019).
- [2] Siala, F. F., Kamrani Fard, K., Liburdy, J. A., "Experimental study of inertia-based passive flexibility of a heaving and pitching airfoil operating in the energy harvesting regime", Physics of Fluids, 32(1): 017101, (2020).
- [3] Bayaniahangar, R., Ahangar, S. B., Zhang, Z., Lee, B. P., Pearce, J. M., "3-D printed soft magnetic helical coil actuators of iron oxide embedded polydimethylsiloxane", Sensors and Actuators B: Chemical, 326: 128781, (2021).



- Science, Vol. 41 No. 10, Pages 3079-3085, 2013.
- [15] Shams Taleghani A, Shadaram A, Mirzaei M, Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of the pressure distribution over NLF0414 airfoil, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 1, pages 106-114, 2012. (in Persian فارسی)
- [16] Salmasi A, Shadaram A, Mirzaei A, Shams Taleghani A, Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils' efficiency after the stall, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 6, Pages 104-116, 2013. (in Persian فارسی)
- [17] Shams Taleghani A, Shadaram A, Mirzaei M, Experimental Investigation of Active Flow Control for Changing Stall Angle of a NACA0012 Airfoil Using Plasma-Actuator, *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, Vol. 1, Pages 89-97, 2012. (in Persian فارسی)
- [18] Mohammadi M, Taleghani A, Active Flow Control by Dielectric Barrier Discharge to Increase Stall Angle of a NACA0012 Airfoil, *Arab J Sci Eng*, Vol. 39, Pages 2363-2370, 2014.
- [19] Mirzaei M, Taleghani A, Shadaram A, Experimental study of vortex shedding control using plasma actuator, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 186, Pages 75-86, 2012.
- [20] Shams Taleghani A, Shadaram A, Mirzaei M, Abdollahipour S, Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control, *J Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.*, Vol. 40, No. 4, pp.1-13, 2018.
- [21] Taleghani A, Shadaram A, Mirzaei M, Experimental investigation of geometric and electrical characteristics by measurements of the induced flow, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 5, pp. 132- 145, 2012. (in Persian فارسی)
- [22] Najafi E, Abdollahipour S, Shams Taleghani A, Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil, *journal of aeronautical engineering*, Volume 24, Issue2, Pages83-96, march 2022.
- [23] Najafi E, Abdollahipour S, Shams Taleghani A, Numerical Study of the Effects of Excitation Frequency of Synthetic Jet Actuator on Aerodynamic Performance of a Supercritical Airfoil, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 11, No. 1, 2022. (in Persian فارسی)
- [4] Monir, H. E., Tadjfar, M., Bakhtian, A., "Tangential synthetic jets for separation control", *Journal of fluids and structures*, 45: 50-65, (2014).
- [5] Wei, B., Wu, Y., Liang, H., Su, Z., Li, Y., "Flow control on a high-lift wing with microsecond pulsed surface dielectric barrier discharge actuator", *Aerospace Science and Technology*, 96: 1-20, (2020).
- [6] Lei, J., Zhang, J., Niu, J., "Effect of active oscillation of local surface on the performance of low Reynolds number airfoil", *Aerospace Science and Technology*, 99: 25-40, (2020).
- [7] Abdollahipour S, Mani M, Shams Taleghani A, Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator, *Flow Turbulence Combustion*, 109, 65-100, 2022.
- [8] Abdollahipour S, Mani M, Shams Taleghani A, Enhancing the high-lift properties of a supercritical wing by means of a modulated pulse jet actuator, *Tech. Phys. Lett. (Berlin: Springer)* in press, 2022.
- [9] Abdollahipour S, Mani M, Shams Taleghani A, Experimental Investigation of Flow Control on a High-Lift Wing Using Modulated Pulse Jet Vortex Generator, *Journal of Aerospace Engineering, (ASCE)* Vol. 35, Issue 5, 2022.
- [10] Abdollahipour S, Mani M, Shams Taleghani A, Parametric study of a frequency-modulated pulse jet by measurements of flow characteristics. *Physica Scripta*, Vol. 96, No. 12, 2021.
- [11] Abdollahipour S, Mardani A, Shams Taleghani A, Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 5, No. 1, Pages 55-65, 2016. (in Persian فارسی)
- [12] Shams Taleghani a, Numerical and Parametric investigation of Suction over a Cylinder for Reduction of Flow Unsteadiness and vortex, *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 49, Number 3, Pages 183-192, 2019. (in Persian فارسی)
- [13] Shams Taleghani A, Shadaram A, Mirzaei M, Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of pressure distribution above a NLF0414 airfoil, *IEEE Transactions on Plasma Science*; Vol. 40, No. 5, Pages 1434-1440, 2012.
- [14] Salmasi A, Shadaram A, Shams Taleghani A, Effect of plasma actuator placement on the airfoil efficiency at post stall angles of attack, *IEEE Transactions on Plasma*



Aeronautical and Space Sciences, 22(4), pp.802-812, 2021.

- [34] Yadegari M, Shams Taleghani A, Porous Media Applications in Shock Attenuation on Suction side of an Airfoil, Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 3, No. 1, Pages 61-71, 2014. (in Persian فارسی)
- [35] Yadegari M, Shams Taleghani A, A Parametric Study for Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction of an Airfoil with Porous Media in a Transonic Flow, Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal, Vol. 3, Number 4, Pages 73-86, 2015. (in Persian فارسی)
- [36] Yadegari M, Shams Taleghani A, Numerical Study of Shock-Boundary Layer Interaction on an Airfoil with Cavity and Porous Surface: Parametric Investigation in a Transonic Flow, Journal of Solid and Fluid Mechanics, Vol. 6, No. 2, Pages 271-284, 2016. (in Persian فارسی)
- [37] James, S .E., Suryan A, Sebastian J. J., Mohan, A. and Kim, H. D., "Comparative study of boundary layer control around an ordinary airfoil and a high lift airfoil with secondary blowing", Comput. Fluids. 164: 50-63, (2018).
- [38] Boualem, K., Yahiaoui, T., and Azzi, A., "Numerical investigation of improved aerodynamic performance of a NACA 0015 airfoil using synthetic jet", Int. J. Mech. Aerosp. Ind. Mechatron. Manuf. Eng. 11: 487-491, (2017).
- [39] Tadjfar, M., and Asgari, E., "Active flow control of dynamic stall by means of continuous jet flow at Reynolds number of 1×10^6 ", J. Fluid Eng. 140: 1-22, (2018).
- [40] Chapin, V. and Bénard, E., "Active Control of a Stalled Airfoil through Steady or Unsteady Actuation Jets", Journal of Fluids Engineering, Vol. 137, No. 9, (2015).
- [41] Müller-Vahl, H. F., Strangfeld, C., Nayeri, C. N., Paschereit, C. O. and Greenblatt, D., "Control of Thick Airfoil, Deep Dynamic Stall Using Steady Blowing", AIAA Journal, Vol. 53, No. 2, Pp. 277-295, (2015).
- [42] Müller-Vahl, H. F., Nayeri, C. N., Paschereit, C. O. and Greenblatt, D., "Dynamic Stall Control Via Adaptive Blowing", Renewable Energy, Vol. 97, Pp. 47-64, (2016).
- [43] Puri, K., Laufer, M., Müller-Vahl, H., Greenblatt, D. and Frankel S. H., "Computations of Active Flow Control Via Steady Blowing over a NACA-0018 Airfoil: Implicit LES and RANS Validated against Experimental Data", in: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Pp. 0792, (2018).
- [24] Taeibi Rahni M, Shams Taleghani A, Sheikholeslam M, Ahmadi G, Computational simulation of water removal from a flat plate, using surface acoustic waves, Wave Motion, Volume 111, No. 12, 2022.
- [25] Sheikholeslam Noori M, Taeibi Rahni M, Shams Taleghani A, Numerical analysis of droplet motion over a flat plate due to surface acoustic waves, Microgravity Science and Technology, Vol. 32, No. 4, Pages 647-660, 2020.
- [26] Sheikholeslam Noori M, Shams Taleghani A, Taeibi Rahni M, Surface acoustic waves as control actuator for drop removal from solid surface, Fluid Dynamics Research, Vol. 53, No. 4, 2021 .
- [27] Sheikholeslam Noori M, Shams Taleghani A, Taeibi Rahni M, Phenomenological Investigation of Drop Manipulation Using Surface Acoustic Waves, Microgravity Science and Technology, Vol. 32, No. 6, Pages 1147-1158, 2020.
- [28] Sheikholeslam Noori M, Taeibi Rahni M, Taleghani A, Effects of contact angle hysteresis on drop manipulation using surface acoustic waves, Theoretical and Computational Fluid Dynamics, Vol. 34, No. 1, Pages 145-162, 2020.
- [29] Ghanbari Motlagh A, Abdolahipour S, Shams taleghani A, Flow control by magnetohydrodynamic field method at the supersonic air intake, Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 9, No. 1, Pages 157-170, 2020. (in Persian فارسی)
- [30] Shams taleghani A, Ghanbari Motlagh A, Abdolahipour S, Numerical Study of the Effects of Magneto hydrodynamic Field on Shock-Induced Flow Separation, Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal, Vol. 9, No. 2, Pages 17-28, 2021. (in Persian فارسی)
- [31] Izadi M, Khaki R, Shams Taleghani A, A study of the effects of smart flap on model airfoil of fighter, journal of aeronautical engineering, Volume22, Issue 2, Pages 80-97, april 2020. (in Persian فارسی)
- [32] Abdolahipour S, Mani M, Shams Taleghani A, Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Supercritical Two-Element High-Lift Airfoil, Aerospace Knowledge and Technology Journal, 10, 1, 2021. (in Persian فارسی)
- [33] Chen H., Chen B., Aerodynamic Performance Enhancement of Tiltrotor Aircraft Wings Using Double-Row Vortex Generators, International Journal of



105 and 106 Reynolds numbers", Journal of Fluids and Structures Vol. 24, No. 8, pp. 1294–1303, (2008).

۹. فهرست علائم و اختصارات

- ρ = چگالی سیال
 μ = ویسکوزیته دینامیکی
 γ = نسبت گرمای ویژه
 Re = عدد رینولدز
 M = عدد ماخ
 f = نیروهای حجمی
 f = فرکانس تحریک عملگر
 ω = فرکانس زاویه‌ای تحریک
 C_{μ} = ضریب تکانه یا مومنتوم
 c = طول وتر ایرفویل
 V_j = متوسط سرعت لحظه‌ای روی دیافراگم
 d = عرض روزنه خروجی جت
 D = عرض دیافراگم
 St = عدد اشتروهاال
 V_m = سرعت ماکزیمم جت خروجی از نازل عملگر
 V_a = دامنه سرعت تحریک دیافراگم
 α = زاویه حمله بر حسب درجه

۱۰. پی نوشت ها

1. Pressure Outlet
2. Velocity Inlet

- [44] Prakash, B., Elstein, F. M. and Granyó J. M. B., "Parametric Analysis of Active Flow Control Using Steady Suction and Steady Blowing", in: Proceedings of the 17th International Conference on Computational and Mathematical Methods in Science and Engineering, Spain, July 4-8, Pp. 1712-1721, (2017).
- [45] Bounecer, A., & Bahl, L., "Numerical Study of an Incompressible Laminar Flow Around a NACA Airfoil With a Blowing Control", Sciences & Technology. Vol. 3, No. 2, pp 27-35, (2018).
- [46] Akbarzadeh, P., Lehdarbonei, A. A., & Derazgisoo, S. M., "Low Reynolds unsteady flow simulation around NACA0012 airfoil with active flow control", Meccanica. Vol. 53, No.14, pp. 3457-3476, (2018).
- [47] Kim, J., Park, Y. M., Lee, J., Kim, T., Kim, M., Lim, J., & Jee, S., "Numerical investigation of jet angle effect on airfoil stall control", Applied Sciences, Vol. 9, No.15, pp. 2960, (2019).
- [48] Eto, K., Kondo, Y., Fukagata, K., & Tokugawa, N., "Assessments of friction drag reduction on a Clark-Y airfoil by uniform blowing", AIAA journal, Vol. 57, No. 7, pp. 2774- 2782, (2019).
- [49] Abramova, K. A., & Soudakov, V. G., "Numerical optimization of flow control by tangential jet blowing on transonic airfoil", 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Belo Horizonte, Brazil, (2018).
- [50] Farhadi, A., Ghoshtasbi, Rad, E., & Emdad, H., "Aerodynamic Multi-Parameter Optimization of NACA0012 Airfoil Using Suction/Blowing Jet Technique", Arabian Journal for Science and Engineering, Vol. 42, No. 5, pp. 1727-1735, (2017).
- [51] S. Abdolahipour, M. Mani, and P. M. Render, Numerical Investigation into the Aerodynamic Characteristics of Wings with Triangular Shape Damage in Different Span Positions. 15th Annual Conference of the CFD Society of Canada, CFD, pp. 27-31, 2007.
- [52] S. Abdolahipour, M. Mani, and G. M. Ahmadi Dehaghi, Numerical and Experimental Study of the Influence of Damage on the Aerodynamic Characteristics of a Finite Wing. Fluids Engineering Division Summer Meeting, vol. 44403, pp. 1441-1447, 2011.
- [53] https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html.
- [54] Martinat, G., Braza, M., Hoarau, Y., and Harran, G., "Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at

۲۳۸

سال ۱۲ - شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



مطالعه عدی سه بعدی تأثیر زاویه دمش بر مشخصه‌های
 آبرودینامیکی یک مقطع بال با ایرفویل NACA 0012