

(یادداشت مهندسی)

بررسی عددی اثر جریان جت-جفت بر واماندگی دینامیکی یک**ایرفویل ضخیم**

عرفان سلیمی پور^۳
دانشکده مهندسی
دانشگاه صنعتی قوچان

شیما یزدانی^۲
دانشکده فنی مهندسی
دانشگاه حکیم سبزواری

عبدالامیر بک خوشنویس^۱
دانشکده فنی مهندسی
دانشگاه حکیم سبزواری

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۳/۰۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۶/۱۶)

چکیده

واماندگی دینامیکی پدیده‌ای است که به واسطه ریزش گردابه‌ها بر روی سطح مقطع بال نوسان کننده در زوایای حمله زیاد پدیدار می‌گردد. وقوع واماندگی دینامیکی باعث افت شدید در نیروی برآ و افزایش چشمگیر در نیروی پسا می‌شود. یکی از روش‌های کنترل جریان فعال برای مقابله با این پدیده، جریان جت-جفت می‌باشد. در این مقاله اثر کنترل جریان جت-جفت بر روی ایرفویل نوسانی ناکا ۰۰۲۵ در اعداد رینولدز مختلف بررسی شده است. برای حل عددی جریان سیال، معادلات ناویر-استوکس میانگین رینولدز، به صورت دو بعدی، تراکم ناپذیر، ناپایا و با مدل آشفتگی اس اس تی-کی امگا به کمک یک برنامه کامپیوتری خانگی حل گردیده است. برنامه کامپیوتری نوشته شده برای این مسئله با نتایج آزمایشگاهی موجود اعتبارسنجی و مطابقت خوبی مشاهده شده است. به منظور بررسی اثرات کنترل جریان جت-جفت، سه ضریب ممنتوم مختلف ۰/۰۵، ۰/۰۷ و ۰/۰۸ روی ایرفویل مذکور و پنج عدد رینولدز 5×10^4 ، 7.5×10^4 ، 10^5 ، 1.5×10^5 و 3×10^5 بررسی گردیده است. مشاهده می‌گردد که در موارد بررسی شده، ایرفویل پایه در اعداد رینولدز کمتر از 10^5 رفتار متفاوتی نسبت به اعداد رینولدز بالاتر دارد؛ به طوری که به منظور حذف واماندگی آن نیاز به ممنتوم بیشتر جت یعنی مقدار ۰/۰۸ است در صورتی که در اعداد رینولدز بالاتر بررسی شده با اعمال ممنتوم ۰/۰۷ واماندگی به طور کامل حذف گردیده است.

واژه‌های کلیدی: واماندگی دینامیکی، کنترل جریان جت-جفت، حل عددی، عدد رینولدز، ضریب ممنتوم

Numerical Investigation of Co-flow Jet Effects on Dynamic Stall of a Thick Airfoil

A. Bak Khoshnevis
Mechanical Engineering Department
Hakim Sabzevari University

Sh. Yazdani
Mechanical Engineering
Department
Hakim Sabzevari University

E. Salimipour
Mechanical Engineering Department
Quchan University of Technology

(Received: 23/May/2019 ; Accepted: 06/September/2020)

ABSTRACT

Dynamic stall is a phenomenon which appears due to the vortex shedding on the oscillating wing section at high angles of attack. Occurrence of the dynamic stall causes a severe decrease in the lift force and huge increase in the drag force. The Co-Flow Jet (CFJ) is one of the active flow controls to prevent this phenomenon. In this paper, the effect of this active flow control on the NACA 0025 airfoil for different Reynolds numbers is investigated. For numerical solution of the fluid flow, the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations in two-dimensional, incompressible, and unsteady form with the SST-k- ω turbulence model is solved using an in-house computer code. The developed code is validated with the previous experiment data, and a fairly good agreement is observed. In order to investigate the effects of the CFJ, three different momentum coefficients of 0.05, 0.07 and 0.08 and five Reynolds numbers of 5×10^4 , 7.5×10^4 , 10^5 , 1.5×10^5 , and 3×10^5 are studied. It is found in the examined cases that the baseline airfoil in the Reynolds numbers of 10^5 and lower has different behavior compared to the higher Reynolds numbers; while in order to eliminate the dynamic stall, it requires more jet momentum of 0.08, while for the higher investigated Reynolds numbers, by applying the jet momentum of 0.07, the dynamic stall is completely eliminated.

Keywords: Dynamic stall, Co-flow jet, Numerical investigation, Reynolds number, Momentum coefficient

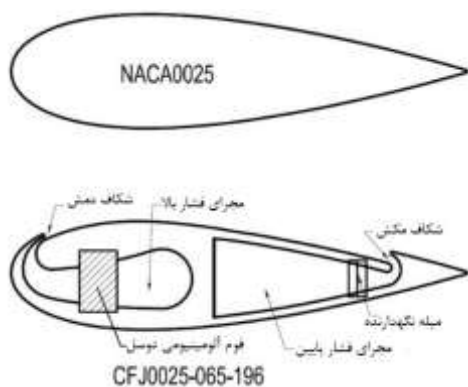
۱- دانشیار (نویسنده پاسخگو): khoshnevis@hsu.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری: shima.yazdaani@gmail.com

۳- استادیار: esalimipour@qiet.ac.ir

روش‌های مختلفی برای کنترل جریان ارائه و بررسی شده است. بسیاری از این تحقیقات را می‌توان در مراجع [۴-۸] یافت. واماندگی دینامیکی پدیده نامطلوبی است اما روش‌های مختلف کنترل جریان نشان دادند که می‌توان این پدیده را حذف و یا تضعیف نمود.

جریان جت-جفت^۱ یکی از روش‌های نسبتاً نوین در کنترل فعال جریان می‌باشد که اولین بار توسط ژا و همکارانش ارائه شده است [۹-۱۳]. شکل ۱ نحوه قرارگیری شکاف دمش و مکش این روش را نشان می‌دهد. در این روش دو شکاف دمش و مکش به ترتیب یکی در نزدیکی لبه حمله و یکی در نزدیکی لبه فرار ایجاد می‌گردد.



شکل (۱): شماتیک روش جریان جت-جفت.

استفاده از مکش و دمش در ایرفویل جریان جت-جفت با مقاومت در برابر شیب فشار معکوس باعث چسبیده ماندن جریان اصلی به ویژه در زوایای حمله بالا می‌شود، شکاف مکش برای دستیابی به نرخ جریان جرمی جت خالص صفر کمک می‌کند. سازوکار آن به این صورت است که فشار دبی جرمی مکیده شده توسط شکاف مکش با استفاده از سیستم پمپاژ بالا رفته و از طریق شکاف دمش موازی با سطح ایرفویل به جریان اصلی تزریق می‌گردد. ژا و گائو [۱۰] به صورت آزمایشگاهی اثرات جریان جت جفت را بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۵ در رینولدز $10^5 \times 3/8$ مطالعه نمودند. آن‌ها در این مقاله از یک سیم نازک در جلوی ایرفویل برای ایجاد آشفتگی در جریان استفاده نموده و چند ضریب مومنتم (نسبت فشار) مختلف را بررسی کردند. نتایج آن‌ها

فهرست علائم

AoA	زاویه حمله
CFJ	جریان جت-جفت
C_μ	ضریب ممنتوم جت
Re	عدد رینولدز
C_l	ضریب برآ
C_d	ضریب پسا
C_l/C_d	نسبت ضریب برآ ضریب پسا
$\eta(C_l)$	درصد اختلاف ضریب برآ بین ایرفویل با جریان جت-جفت و ایرفویل پایه
$\eta(C_d)$	درصد اختلاف ضریب پسا بین ایرفویل با جریان جت-جفت و ایرفویل پایه
$\eta(C_l/C_d)$	درصد اختلاف نسبت ضریب برآ به ضریب پسا بین ایرفویل با جریان جت-جفت و ایرفویل پایه

۱- مقدمه

بررسی عملکرد ایرفویل‌ها به خصوص در رینولدزهای پایین به دلیل کاربرد آن‌ها در وسایل میکروپرنده و هواپیماهای سرعت پایین، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. مطالعات گذشته حاکی از آن است که برای رینولدزهای کمتر از 10^5 بر اساس طول وتر ایرفویل، جریان سیال رفتار مشخصی ندارد و نیاز به بررسی می‌باشد [۱-۳]. با افزایش زاویه حمله، اختلاف بین فشار سطوح بالا و پایین ایرفویل زیاد می‌گردد که نتیجه آن افزایش مقدار ضریب برآ می‌باشد. به هر حال، بعد از یک زاویه حمله خاص که به زاویه واماندگی شناخته شده است، جریان دیگر قادر به تحمل گرادیان فشار مخالف ایجاد شده روی سطح مکشی ایرفویل را ندارد و موجب می‌شود جدایش لایه مرزی اتفاق افتد. پدیده واماندگی نه تنها باعث افت نیروی برآ و افزایش نیروی پسا در وسایل پرنده و توربین‌ها می‌شود بلکه ایجاد نوسانات شدید بر روی بال‌ها گاهی آن‌ها را تا مرز شکستن نیز پیش می‌برد. اگر لرزش به صورت تناوبی بر جسم اعمال شود، نوسانات به صورت تقریباً پیوسته باقی می‌ماند که این پدیده واماندگی دینامیکی نامیده می‌شود.

در سال‌های اخیر، مکانیک سیالات عددی نقش مهمی را در موضوع کنترل جریان در مسائل آیرودینامیکی با عدد رینولدز پایین، مانند پهپادها، ایفا کرده است. تاکنون

همکارانش [۱۵] به صورت عددی به بررسی اثر تغییر مکان دمش و مکش در جریان جت-جفت برای سه ضریب ممنتوم مختلف پرداختند. دانو و همکارانش [۱۶] به صورت تجربی به بررسی عملکرد جریان جت-جفت برای ایرفویل ساخته شده در دانشگاه میامی در سه ضریب ممنتوم مختلف پرداخته و علت افزایش برآ، کاهش پسا و افزایش زاویه واماندگی را تشریح کردند. لوفر و ژا [۱۷، ۱۸] به روش عددی به بررسی چندین پارامتر مربوط به جریان جت-جفت از جمله اندازه شکاف دمش و مکش، محل قرارگیری آن‌ها و مصرف سوخت را بر روی ۲۳۱۲۱ بررسی نموده‌اند. بدین منظور شبیه‌سازی جریان به صورت دوبعدی در عدد رینولدز $10^6 \times 6/4$ و عدد ماخ برابر با ۰/۱۵ صورت گرفته است. نتایج آن‌ها نشان داد که هر چه شکاف مکش به لبه فرار نزدیک‌تر باشد، ضریب برآ و پسا بهبود یافته و هنگامی که شکاف مکش در بالادست قرار گیرد، گشتاور پیچشی و مصرف انرژی کاهش می‌یابد. زو و همکارانش [۱۹] به روش عددی به بررسی اثرات جریان جت-جفت بر روی ایرفویل S۸۰۹ در سه ضریب ممنتوم مختلف جت پرداختند. نتایج آنها داد که جریان جت-جفت به طور قابل توجهی ضریب پسا را کاهش می‌دهد و در افزایش ضریب برآ و به تأخیر انداختن زاویه واماندگی تأثیر مثبتی دارد. بررسی عددی اثرات جریان جت-جفت توسط تیراج [۲۰] در زاویه حمله 12° مقدار ۳۰-۲۵ درصد کاهش را برای ضریب پسا و ۲۰-۱۰ درصد افزایش را برای ضریب برآ نشان داد. یک مطالعه تجربی برای بررسی اثرات جریان جت-جفت بر روی لایه مرزی و گرادیان فشار معکوس ناکا ۰۰۲۵ توسط میرحسینی و خوشنویس [۲۱] صورت گرفته است. نتایج آن‌ها نشان داد که این کنترل جریان در زوایای حمله بیش‌تر از 12° می‌تواند بر گرادیان فشار معکوس غلبه کند. همچنین مطالعات دیگری به منظور بررسی اثرات جریان جت-جفت بر روی سیلندر، بال و ایرفویل [۲۲-۲۸] انجام شده است. نکته قابل ذکر دیگر شرایطی است عدم نیاز به کنترل جریان مطرح باشد. نتایج محققین [۱۴] نشان می‌دهند که جریان جت-جفت در حالت خاموش (بدون جریان جت) عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل را کاهش نمی‌دهد.

نشان داد که ایرفویل با جریان جت-جفت دارای برآی بیشینه تا ۲۲۰٪ نسبت به ایرفویل پایه می‌باشد. آن‌ها نتایج تجربی خود را به روش عددی نیز انجام دادند و تطابق خوبی بین داده‌های مربوط به ضریب برآ مشاهده شد؛ البته زاویه حمله واماندگی در نتایج عددی 3° بیشتر پیش‌بینی گردید. ولز و همکاران [۱۴] به طور تجربی اثرات اندازه شکاف دمش بر روی ضریب برآ، ضریب پسا و زاویه وقوع واماندگی را بررسی کردند. بدین منظور، برای دو شکاف متفاوت به اندازه‌های ٪ ۰/۶۵ طول وتر ایرفویل و دیگری دو برابر این مقدار بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۵ آزمایش انجام دادند. نتایج آن‌ها برای زاویه حمله یکسان نشان داد که ایرفویل با شکاف دمش کوچک‌تر کارایی بیشتری در افزایش زاویه واماندگی و برآی بیشینه دارد، در حالی که ایرفویل با شکاف بزرگ‌تر کارایی بیشتری در کاهش پسا دارد. بنابراین، برای دستیابی به برآی یکسان، ایرفویل با اندازه شکاف دمش کوچک‌تر مصرف انرژی کمتری از ایرفویل با شکاف دمش بزرگ‌تر دارد. ژا و همکاران [۹] به طور تجربی به بررسی انرژی مصرفی جریان جت-جفت پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که سیستم پیش‌رانش انرژی حدود ۱/۸٪ بیشتر برای پمپاژ و بازگردانی جریان جت-جفت مصرف می‌شود؛ با این حال باعث کاهش ۹٪ مصرف سوخت می‌گردد. برد عملیاتی و دامنه نیز به ترتیب تا ۳۸٪ و ۴۱٪ افزایش، سرعت واماندگی و مسافت بلند شدن و نشست تا ۴۴٪ و ۶۸٪ کاهش می‌یابد. ژا و همکاران [۱۲] برای بررسی تأثیر مکش بر روی کارایی ایرفویل جریان جت-جفت، یک شبیه‌سازی عددی بر روی دو ایرفویل با اندازه شکاف دمش یکسان ٪ ۰/۶۵ طول وتر باله و شکاف مکش یکی برابر با ٪ ۱/۹۶ طول وتر باله و دیگری بدون شکاف مکش بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۵ در عدد رینولدز $10^5 \times 3/8$ انجام دادند. این مطالعه نشان داد که شکاف مکش بر روی سطح مکش ایرفویل با جریان جت-جفت نسبت به حالت دمش تنها که مکش از ورودی موتور تأمین شود، عملکرد بهتری دارد. نتایج عددی آن‌ها نشان داد که برای هر دو ایرفویل با شکاف مکش و بدون شکاف مکش، ضریب برآ افزایش یافته و زاویه حمله واماندگی بیشتر شده است، به طوری که ایرفویل بدون شکاف مکش در زاویه 39° وامانده شده است و ایرفویل دیگر تا زاویه حمله 43° دچار واماندگی نشده است. آبینو و

$$V \equiv \vec{v} \cdot \vec{n} = n_x u + n_y v \quad (۳)$$

\vec{W} و \vec{J} به صورت روابط زیر نوشته می‌شوند:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho v \end{bmatrix} \quad (۴)$$

$$\vec{J} = \begin{bmatrix} \rho u V + n_x p - (\mu + \mu_t) \left(n_x \frac{\partial u}{\partial x} + n_y \frac{\partial u}{\partial y} \right) \\ \rho v V + n_y p - (\mu + \mu_t) \left(n_x \frac{\partial v}{\partial x} + n_y \frac{\partial v}{\partial y} \right) \end{bmatrix} \quad (۵)$$

که μ لزجت دینامیکی و μ_t لزجت آشفتگی است. به منظور مدل‌سازی جریان آشفتنه، از مدل اس اس تی-کی امگا استفاده شده است. معادلات (۱) و (۲) با استفاده از روش آر-کی سیمپلر ارائه شده توسط راجاگوپالان و لستاری [۳۱] حل گردیده‌اند. معادله انتگرالی ممنتوم با استفاده از الگوریتم چهارمرحله‌ای رانگ-کوتا با دقت زمانی و مکانی مرتبه دو و به صورت صریح حل شده است. معادله فشار به صورت ضمنی و با استفاده از روش اس آی پی ارائه شده توسط استون [۳۲] حل شده است. با حل شدن معادلات جریان و به دست آوردن مقادیر سرعت و فشار، ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا محاسبه می‌گردند.

۳- تولید شبکه و شرایط مرزی

جریان جت-جفت بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۵ با ارتفاع شکاف دمش ۰/۶۵٪ وتر و ارتفاع شکاف مکش ۱/۹۶٪ وتر در نظر گرفته شده، به طوری که شکاف‌های دمش و مکش به ترتیب در ۷/۱۱٪ و ۸۳/۱۸٪ طول وتر از لبه حمله قرار گرفته‌اند. صفحه شکاف‌ها عمود بر سطح مکش هستند تا یک جت مماس بر جریان اصلی ایجاد کنند. بر حسب هندسه مسأله، می‌توان از شبکه‌بندی‌های گوناگونی استفاده کرد [۳۰]. در مقاله حاضر جهت حل جریان، از یک شبکه سی و به روش بیضوی استفاده شده است. دامنه محاسبات استفاده شده در این مطالعه در شکل ۲ نشان داده شده است. شکل ۳ شبکه استفاده شده برای حل جریان را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که نقاط این شبکه از تعامد خوبی نسبت به یکدیگر برخوردارند. برای بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های مختلف

همان‌طور که گفته شد، بررسی‌های بسیاری در زمینه فناوری جریان جت-جفت در حال انجام است. نتایج گذشته نشان داده که استفاده از این روش علاوه بر کاهش مصرف سوخت‌های فسیلی، نیروی لیفت را به میزان قابل توجهی افزایش می‌دهد که این مزیت باعث می‌شود که وسایل پرنده بتوانند وزن بیشتری را حمل نمایند. آزمایش‌های بسیاری برای استفاده از جریان جت-جفت برای کاربردهای مختلف در حال انجام است.

در این مطالعه به بررسی اثرات جریان جت-جفت بر روی ایرفویل نوسانی ناکا ۰۰۲۵ به صورت عددی پرداخته شده است. بررسی جریان جت-جفت برای ایرفویل مذکور در پنج عدد رینولدز 5×10^4 ، 7.5×10^4 ، 10^5 ، 1.5×10^5 و 3×10^5 و برای سه ضریب ممنتوم ۰/۰۵، ۰/۰۷ و ۰/۰۸ و در محدوده زاویه حمله بین ۰-۲۰ درجه صورت گرفته است. هدف پژوهش، مقایسه عملکرد جریان جت-جفت با تغییر مقدار عدد رینولدز، تغییر مقدار ضریب ممنتوم جت و همچنین مقایسه تمام حالت‌ها با ایرفویل پایه می‌باشد. شبیه‌سازی عددی برای یک جریان دوبعدی، تراکم ناپذیر و آشفتنه با تدوین یک برنامه کامپیوتری به زبان فرترن انجام شده است. روش عددی استفاده شده بر مبنای کوپل سرعت-فشار، حجم محدود، با دقت زمانی و مکانی مرتبه دوم می‌باشد. برای مدل‌سازی جریان آشفتنه از مدل اس اس تی-کی امگا استفاده شده است.

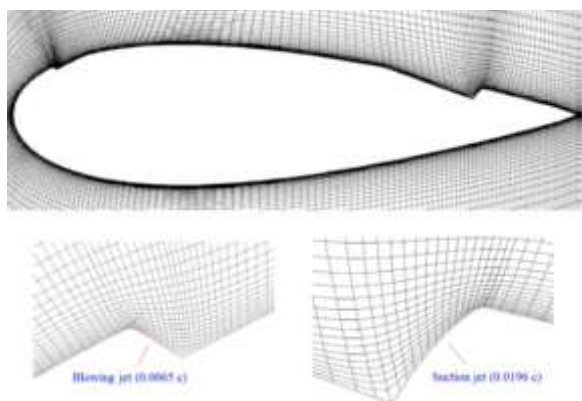
۲- معادلات حاکم بر جریان

فرم انتگرالی معادلات حاکم بر جریان سیال شامل پیوستگی و ممنتوم به صورت روابط (۱) و (۲) نوشته می‌شوند [۲۹].

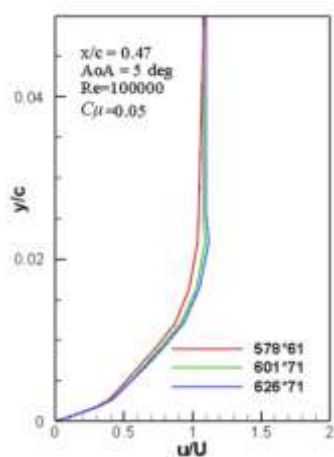
$$\oint_{\partial\Omega} \rho V dS = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \vec{J} ds = 0 \quad (۲)$$

که Ω حجم کنترل، $\partial\Omega$ سطح کنترل، dS المان سطح، V سرعت جریان عمود بر سطح، \vec{W} بردار متغیرهای بقایی و \vec{J} برابر مجموع شارهای جابه‌جایی و پخش است. سرعت عمودی مذکور به صورت حاصل ضرب نقطه‌ای بردار سرعت در بردار یکه عمود بر سطح مطابق رابطه (۳) تعریف می‌شود.



شکل (۳): شبکه مورد استفاده در محاسبات جریان و موقعیت شکاف دمش و مکش بر روی ایرفویل.



شکل (۴): مقایسه پروفیل سرعت شبکه‌بندی‌های مختلف.

۴- اعتبارسنجی

به‌منظور اعتبارسنجی و تعیین صحت برنامه کامپیوتری نوشته‌شده برای ایرفویل ساکن، مقایسه‌ای بین نتایج مربوط به ضرایب برآ و پسا برای ایرفویل ناکا ۰۰۲۵ و در عدد رینولدز $10^5 \times 3/8$ حل عددی حاضر با داده‌های آزمایشگاهی که توسط ژا و همکارانش [۹] انجام شده، صورت گرفته است. شکل ۵ نتایج این مقایسه را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود تطابق نسبتاً خوبی بین نتایج برقرار است. بیشترین مقدار خطا بین نتایج حاضر و تجربی در زاویه حمله 20° و به مقدار ۱۶٪ می‌باشد.

بررسی و نتایج آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است. شکل ۴ مقایسه بین نتایج با شبکه‌های 578×61 ، 601×71 و 626×71 نقطه را برای پروفیل سرعت ایرفویل جت-جفت با ضریب ممنتوم 0.05 برای زاویه حمله 5° در رینولدز 10^5 در فاصله $0.47c$ طول وتر از لبه حمله، نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که نتایج شبکه‌های 601×71 و 626×71 نقطه به یکدیگر بسیار نزدیک می‌باشند و بنابراین، جهت اطمینان از شبکه با تعداد نقاط بیشتر استفاده شده است. ضریب ممنتوم برای جریان جت-جفت به‌صورت رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$C_\mu = \frac{\dot{m}U_j}{1/2 \rho_\infty U_\infty^2 c} \quad (6)$$

که \dot{m} نرخ جریان جرمی جت، U_j سرعت جت، ρ_∞ چگالی جریان آزاد، c طول وتر ایرفویل و U_∞ سرعت جریان آزاد می‌باشد.

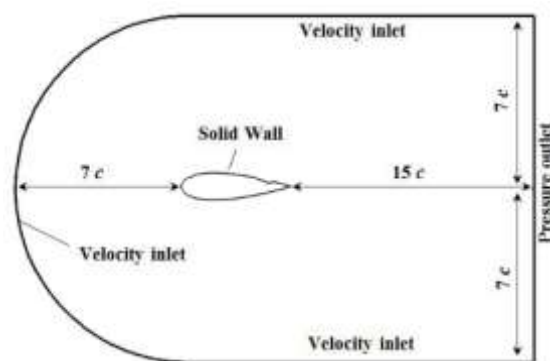
معادله حرکت نوسانی ایرفویل مطابق رابطه زیر در نظر گرفته شده است:

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(kt) \quad (7)$$

که α_0 مقدار متوسط زاویه حمله، α_1 دامنه نوسانات، t زمان و k فرکانس تبدیلی است و مطابق با رابطه بی‌بعد زیر تعریف می‌شود:

$$k = \left(\frac{\omega_\alpha c}{2U_\infty} \right) \quad (8)$$

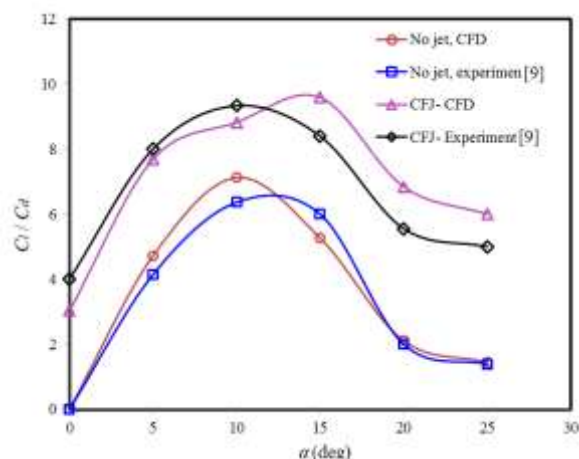
که ω_α فرکانس زاویه‌ای است.



شکل (۵): دامنه حل محاسبات و شرایط مرزی اطراف ایرفویل ناکا ۰۰۲۵.

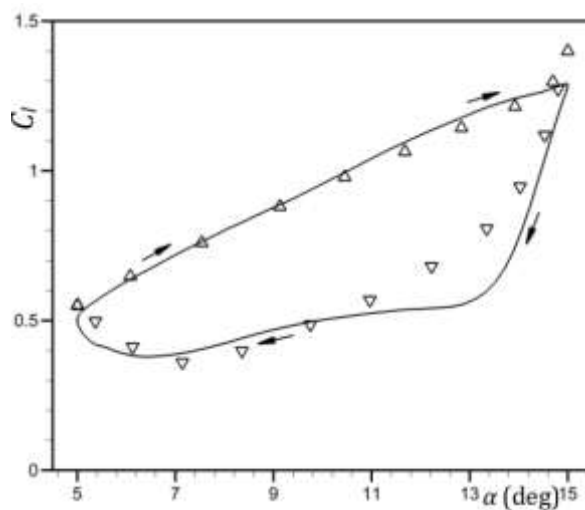
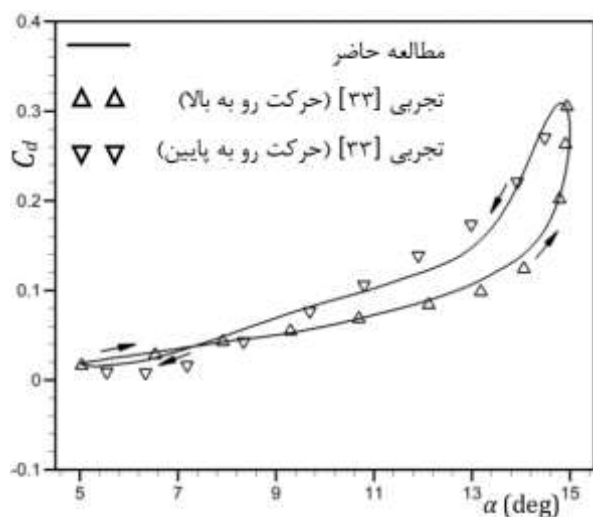
همچنین برای نشان دادن توانایی حلگر حاضر در به دست آوردن نتایج واماندگی دینامیکی، منحنی‌های ضرایب برآ و پسا نسبت به زاویه حمله به همراه نتایج تجربی مرجع [۳۳] برای ایرفویل نوسانی ناکا ۰۰۱۲ تحت زاویه حمله متوسط 5° ، دامنه نوسانات 10° درجه و فرکانس تبدیلی 0.1 با عدد رینولدز $1.0^5 \times 1/35$ بررسی و در شکل ۶ نشان داده شده‌اند.

با مقایسه نتایج حاضر و داده‌های تجربی می‌توان گفت که حلگر حاضر پدیده واماندگی دینامیکی را به خوبی پیش‌بینی کرده است و برای بررسی‌های بعدی، قابل اطمینان می‌باشد.



شکل (۵): مقایسه ضریب برآ به پسا بر حسب زاویه حمله

بین داده‌های عددی حاضر و نتایج تجربی [۹] در $Re = 3.8 \times 10^5$



شکل (۶): مقایسه نتایج عددی و تجربی پدیده واماندگی دینامیکی روی بالواره ناکا ۰۰۱۲ ($\alpha_m = 10^\circ$, $\alpha_0 = 5^\circ$, $k = 0.1$).

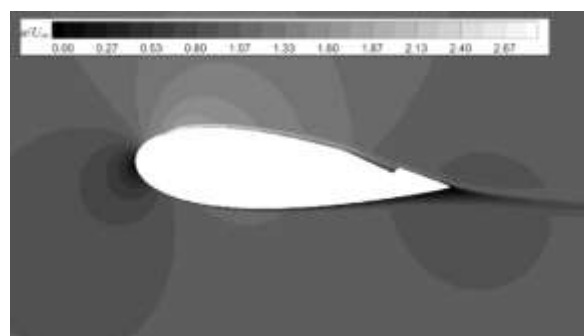
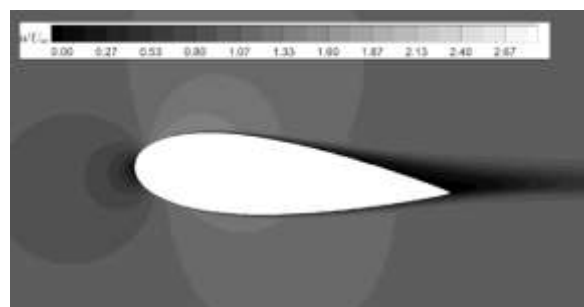
۵- نتایج

پیش از بررسی نتایج واماندگی دینامیکی، تأثیر جریان جت-جفت بر میدان جریان مورد بررسی قرار می‌گیرد. شکل‌های ۷ و ۸ کانتورهای سرعت بی‌بعد را برای دو حالت ایرفویل پایه و جت-جفت با ضریب ممنتوم 0.09 به ترتیب در زوایای حمله 5° و 15° در عدد رینولدز $1.0^5 \times 5$ نشان می‌دهند.

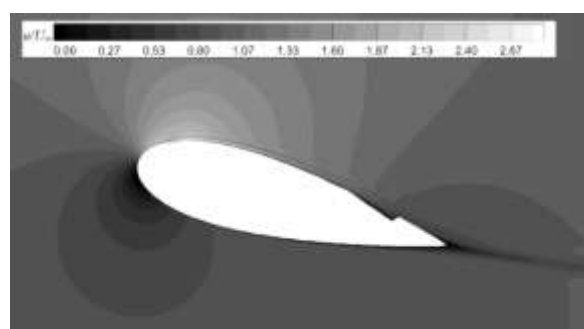
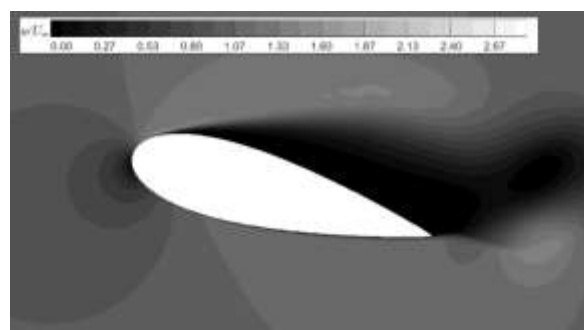
با اعمال جریان جت-جفت بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۵ عملکرد این روش کنترل جریان فعال بر روی ضرایب آیرودینامیکی برای پنج عدد رینولدز 5×10^4 ، $7/5 \times 10^4$ ، 1.0^5 ، $1/5 \times 10^5$ و 3×10^5 و برای سه ضریب ممنتوم 0.05 ، 0.07 و 0.08 ارزیابی شده است. در مطالعه حاضر مقادیر α_1 ، α_0 و k مربوط به روابط (۷) و (۸) به ترتیب برابر با 10° ، 10° و 0.15 در نظر گرفته شده است.

شکل‌های ۹ تا ۱۸ ضرایب برآ و پسا را برای موارد ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت در سه ضریب ممنوم و پنج عدد رینولدز مختلف را نشان می‌دهد. شکل‌های ضریب برآ برای ایرفویل پایه در اعداد رینولدز مختلف تقریباً رفتار مشابهی را نشان داده و تفاوت آن در ناحیه واماندگی می‌باشد؛ با توجه به نتایج مشاهده می‌گردد که در عدد رینولدز 10^5 و کمتر از آن نسبت به اعداد رینولدز بیشتر، ضریب برآ افت بیشتری در ناحیه واماندگی دارد. در ایرفویل پایه با افزایش عدد رینولدز، مقدار ماکزیمم ضریب پسا کاهش می‌یابد، به طوری که در عدد رینولدز 5×10^4 مقدار ماکزیمم آن برابر با $0/64$ و در عدد رینولدز 3×10^5 مقدار آن به $0/4$ می‌رسد.

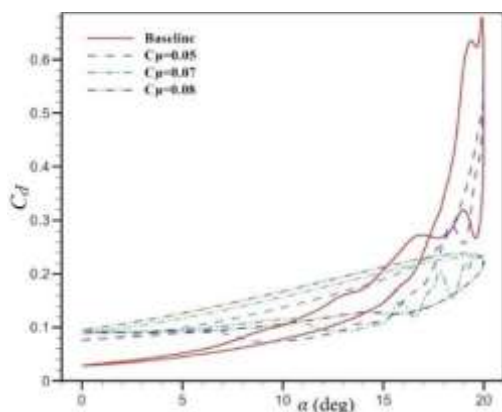
با توجه به شکل ۹ که مقایسه ضریب برآ در عدد رینولدز 5×10^4 بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت در ضرایب ممنوم مختلف را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با ضریب ممنوم $0/05$ ، بهبود قابل توجهی در کنترل واماندگی ایجاد نشده است؛ این مقدار ضریب ممنوم کم می‌باشد و با افزایش آن اثرگذاری آن بر کنترل واماندگی بیشتر می‌شود. با افزایش ضریب ممنوم جت میزان بهبود ضریب برآ بیشتر می‌گردد، به طوری که با اعمال کنترل جریان با ممنوم کافی، مقدار ماکزیمم ضریب برآ به میزان قابل توجهی افزایش یافته و همچنین زاویه واماندگی تا حدودی به تأخیر افتاده است. عمق نمودار هیستریزس در ابتدا با اعمال جت با ضریب ممنوم $0/05$ نسبت به ایرفویل پایه بیشتر شده اما با اعمال ضریب ممنوم بیشتر عمق آن کم شده تا جایی که در ایرفویل با ضریب ممنوم $0/08$ عمق نمودار هیستریزس به خصوص در زوایای حمله پایین بسیار کم شده و اختلاف ضریب برآ در رفت و برگشت حرکت نوسانی کاهش یافته است. شکل ۱۰ مقایسه ضرایب پسا را برای این کیس نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در ایرفویل پایه مقدار ماکزیمم ضریب پسا در زوایای حمله بالا بسیار زیاد می‌باشد، اما مشاهده می‌شود که در زوایای حمله پایین ضریب پسا در ایرفویل پایه مقداری کمتر نسبت به موارد دیگر دارد. بنابراین، عملکرد این روش کنترل جریان به منظور کاهش



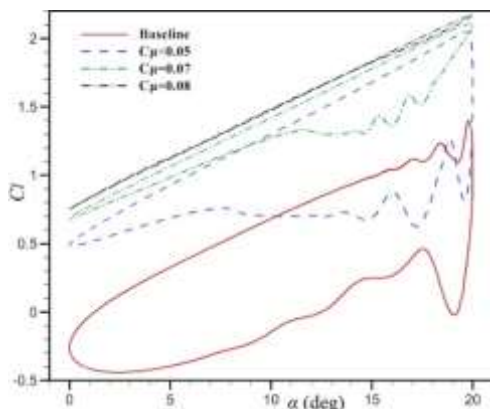
شکل (۷): کانتورهای سرعت بی‌بعد برای دو حالت ایرفویل پایه و جت-جفت با ضریب ممنوم $0/08$ در زاویه حمله 5° و $Re=5 \times 10^4$



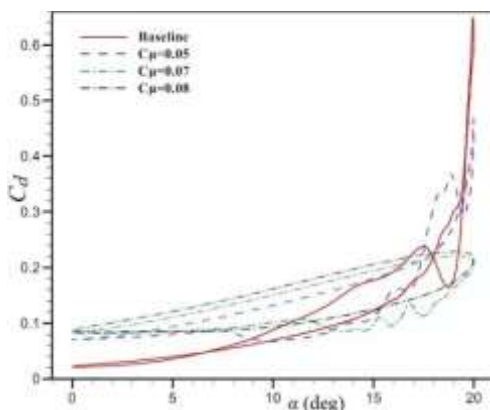
شکل (۸): کانتورهای سرعت بی‌بعد برای دو حالت ایرفویل پایه و جت-جفت با ضریب ممنوم $0/08$ در زاویه حمله 15° و $Re=5 \times 10^4$



شکل (۱۰): مقایسه ضرایب پسا بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=5 \times 10^4$.

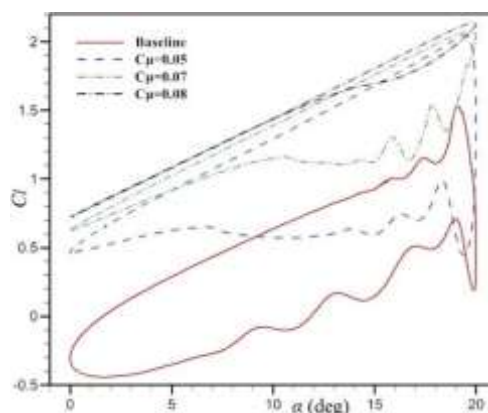


شکل (۱۱): مقایسه ضرایب برآ بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=7.5 \times 10^4$.

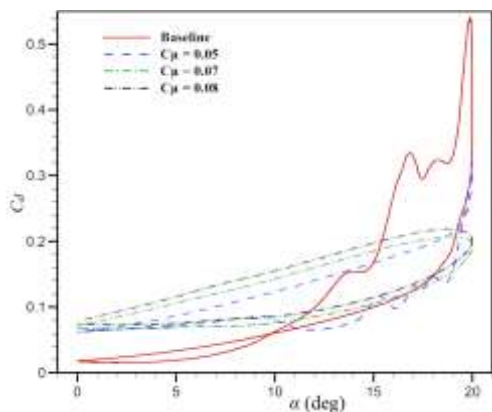


شکل (۱۲): مقایسه ضرایب پسا بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=7.5 \times 10^4$.

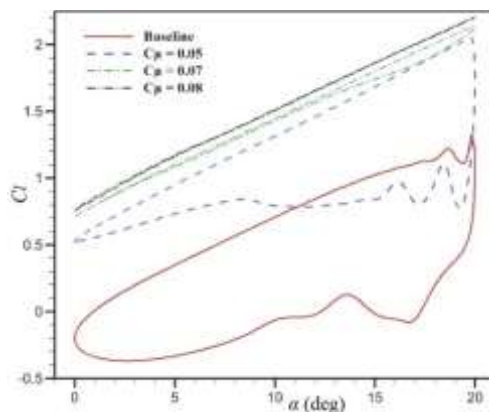
ضریب پسا برای زوایای حمله بالا بسیار مناسب بوده اما در زوایای حمله پایین مقدار آن نسبت به ایرفویل پایه کمی افزایش یافته است. شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ مربوط به ضرایب برآ و پسا در اعداد رینولدز $7/5 \times 10^4$ و 10^5 می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌گردد نتایج شباهت زیادی به ضرایب برآ و پسا در عدد رینولدز 5×10^4 داشته و در این دو مورد نیز ضریب ممنتوم بهینه به منظور حذف واماندگی، مقدار $0/08$ می‌باشد. شکل‌های ۱۵ تا ۱۸ ضرایب برآ و پسا برای اعداد رینولدز $1/5 \times 10^5$ و 3×10^5 را نشان می‌دهد. در این اعداد رینولدز مقدار ضریب ممنتوم بهینه جت برابر با $0/07$ می‌باشد و با این میزان ممنتوم، واماندگی به‌طور کامل حذف شده و نیاز به ممنتوم بیشتر و بنابراین، انرژی بیشتر نمی‌باشد. در تحقیقات گذشته یاروسویچ و همکارانش [۳۳] با استفاده از داده‌های جریان‌سنج سیم داغ به بررسی اثر عدد رینولدز بر روی جدایش و یافتن عدد رینولدزی که برای بکارگیری کنترل جریان بر روی ایرفویل ناکا 0025 دارای اهمیت است، پرداخته‌اند. در این تحقیق اثبات شد که عدد رینولدزی که جریان مجدد نمی‌چسبد و دنباله بزرگی (پسای بیشتر) ایجاد می‌کند عدد رینولدز 10^5 می‌باشد. در نتایج مقاله حاضر نیز مشاهده گردید که در این عدد رینولدز استفاده از کنترل جریان با توجه به افت شدید ضریب برآ در ناحیه واماندگی ایرفویل پایه و عمق و سطح زیاد نمودار هیستریزس آن، از اهمیت بیشتری نسبت به بقیه کیس‌های بررسی شده دارد.



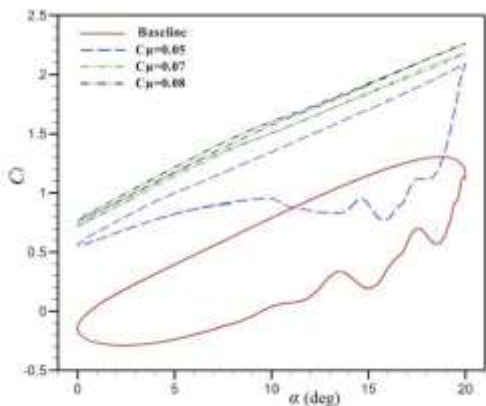
شکل (۹): مقایسه ضرایب برآ بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=5 \times 10^4$.



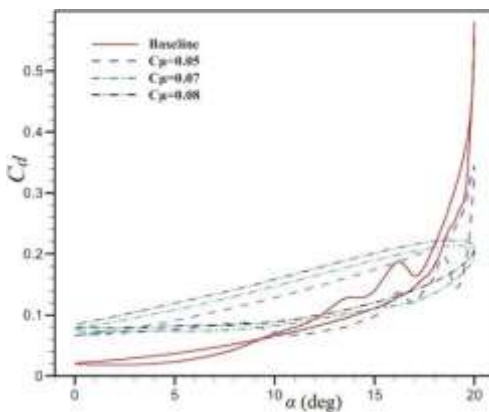
شکل (۱۶): مقایسه ضرایب پسا بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=1.5 \times 10^5$



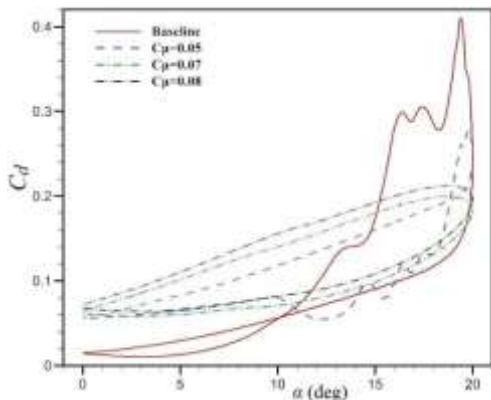
شکل (۱۳): مقایسه ضرایب برآ بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=10^5$



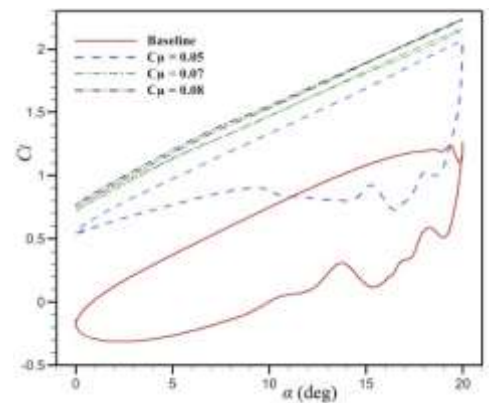
شکل (۱۷): مقایسه ضرایب برآ بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=3 \times 10^5$



شکل (۱۴): مقایسه ضرایب پسا بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=10^5$



شکل (۱۸): مقایسه ضرایب پسا بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=3 \times 10^5$



شکل (۱۵): مقایسه ضرایب برآ بین ایرفویل پایه و ایرفویل با کنترل جریان جت-جفت با ضرایب ممنتوم مختلف در $Re=1.5 \times 10^5$

۶- جمع‌بندی

در این مقاله اثرات یک روش کنترل جریان فعال مدرن بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۵ بررسی شده است. این روش با عنوان جریان جت-جفت که توسط ژا [۷] ارائه شده است، شامل دو شکاف دمش و مکش بر روی سطح مکش ایرفویل می‌باشد. عملکرد این کنترل جریان در اعداد رینولدز مختلف و برای چند ضریب ممنتوم در محدوده زوایای حمله بین ۲۰-۰ درجه به روش عددی بررسی شده است. بدین منظور معادلات ناویراستوکس میانگین رینولدز، با تدوین یک برنامه کامپیوتری خانگی به زبان فرترن به صورت دوبعدی، تراکم ناپذیر، ناپایا و با مدل آشفتگی اس اس تی-کی امگا حل گردیده است.

برای ایرفویل پایه افت ضریب برآ برای اعداد رینولدز بالاتر کمتر بوده و با اعمال جتی با ممنتوم ۰/۰۷ واماندگی به‌طور کامل حذف شده و کاهشی در منحنی برگشت نسبت به رفت مشاهده نمی‌شود؛ اما برای عدد رینولدز 10^5 و کمتر از آن با اعمال این ضریب ممنتوم، واماندگی به‌طور کامل حذف نشده و با افزایش مقدار آن تا ۰/۰۸ نتیجه مطلوب حاصل شده است؛ بنابراین، در اعداد رینولدز 10^5 و کمتر از آن جریان نیاز به اعمال ممنتوم بیشتری دارد.

در ایرفویل پایه، واماندگی در زوایای حمله کم اتفاق می‌افتد در صورتی که در موارد با کنترل جریان جت-جفت زاویه واماندگی عقب افتاده و با رخ دادن واماندگی در زاویه حمله بالاتر یا حتی در برخی موارد با حذف و کنترل واماندگی، ضریب برآ همچنان افزایش می‌یابد و بهبود آن نسبت به ایرفویل پایه زیاد می‌شود.

با اعمال این روش کنترل جریان، ضریب پسا در زوایای حمله پایین مقدار آن نسبت به ایرفویل پایه کمی افزایش یافته است اما در زوایای حمله بالا مقدار آن کمتر از ایرفویل پایه شده است. همچنین مقدار ماکزیمم ضریب پسا در ناحیه واماندگی، بسیار کمتر شده است.

بنابراین، برای کاربردهایی که نیروی بالابردگی نسبت به نیروی پیشرانش و مصرف انرژی از اهمیت بیشتری برخوردار باشد، این روش کنترل جریان بسیار کارآمد می‌باشد.

۷- مراجع

1. Batill, S. and Mueller, T. "Experimental Studies of the Laminar Separation Bubble on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers", *J. Fluid. Eng.*, Vol. 130, pp. 05110, 1980.
2. Mueller, T. J. and Batil, S. M. "Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers", *AIAA Journal*, Vol. 20, pp. 457-463, 1982.
3. Srinath D. N. and Mittal, S. "Optimal Airfoil Shapes for Low Reynolds Number Flows", *Int J Numer Methods Fluids*, Vol. 61, pp. 355-381, 2009.
4. Rice, T. T. Taylor, K., and Amitay, M. "Quantification of the S817 Airfoil Aerodynamic Properties and their Control Using Synthetic Jet Actuators", *Wind Energy*, Vol. 21, No. 10, pp. 823-836, 2018.
5. Yen, J. and Ahmed, N. A. "Enhancing Vertical Axis Wind Turbine by Dynamic Stall Control Using Synthetic Jets", *J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn*, Vol. 114, pp. 12-17, 2013.
6. Salimipour, S. E. and Yazdani, Sh. "Dynamic Stall Control of a Low Reynolds Number Airfoil with a Separation Bubble Control Blade", *Modares Mech. Eng*, Vol. 15, No. 6, pp. 393-401, 2015. (in Persian).
7. Salimipour, E., Saeimoghaddam, M., and Yazdani, Sh. "Stall Flutter Control of a Wing Section by Leading Edge Modifications", *J. Mech. Eng. Tech.*, Vol. 8, No. 1, pp. 1-17, 2016.
8. Salimipour, E. and Yazdani, S. "Improvement of aerodynamic performance of an offshore wind turbine blade by moving surface mechanism", *Ocean Eng*, Vol. 195, No. 1, pp. 106710, 2020.
9. Zha, G., Paxton, C., Conley, C. A., Wells, A., and Carroll, B. F. "Effect of Injection Slot Size on the Performance of Coflow Jet Airfoil", *J. Aircraft*, Vol. 43, pp. 987-995, 2006.
10. Zha, G. and Gao, W. "Analysis of Jet Effects on Co-Flow Jet Airfoil Performance with Integrated Propulsion System", 44th AIAA Aero. Sci. Meet, Reno, NV, United States, 2006.
11. Zha, G., Gao, W., and Paxton, C. D. "Numerical Simulation of Co-Flow Jet Airfoil Flows," 44th AIAA Aero. Sci. Meet, Reno, Nevada, 2006.
12. Zha, G., Gao, W., and Paxton, C. D. "Jet Effects on Coflow Jet Airfoil Performance", *AIAA Journal*, Vol. 45, pp. 1222-1231, 2007.
13. Zha, G. C., Carroll, B. F., Paxton, C. D., Conley, C. A., and Wells, A. "High-Performance Airfoil Using Coflow Jet Flow Control", *AIAA Journal*, Vol. 45, pp. 2087-2090, 2007.

25. Li, K., Song, W. Xu, J. H., and Han, Z. h. "A Numerical Simulation Method of Co-Flow Jet Airfoil with Energy System inside the Duct", Flow Control Conference, 25-29 June 2018, Atlanta, Georgia.
26. Ren Y., and Zha, G. "Simulation of 3D Co-Flow Jet Airfoil with Embedded Micro-Compressor Actuator", Flow Control I: Applications I, 8-12 January 2018, Kissimmee, Florida.
27. Yang Y. and Zha, G. "Improved Delayed Detached Eddy Simulation of Super-Lift Coefficient of Subsonic Co-Flow Jet Flow Control Airfoil", AIAA Aerospace Sciences Meeting, 8-12 January 2018, Kissimmee, Florida.
28. hnevis, A. B., Yazdani, S., and Salimipour, E. "Analysis of Co-flow Jet Effects on Airfoil at Moderate Reynolds Numbers", J. Theor. Appl. Mech., Vol. 58, No. 3, pp. 685-695, 2020.
29. Salimipour, E. "A Modification of the k-kL- ω Turbulence Model for Simulation of Short and Long Separation Bubbles", Comput. Fluids, Vol. 181, pp. 67-76, 2019.
30. Salimipour, S.E. and Teymourtash, A.R. "A Numerical Simulation and Operation Comparison of Two Sizes of Air Gun Pellets with 4.5 and 5.5 mm Calibers", Fluid Mech. and Aerodynamics, Vol. 3, No. 3, pp. 67-76, 2019.
31. Rajagopalan R. G. and Lestari, A. D. "RK-SIMPLER: Explicit Time-Accurate Algorithm for Incompressible Flows," AIAA Journal, Vol. 54, pp. 616-624, 2016.
32. Stone, H. L. "Iterative Solution of Implicit Approximations of Multidimensional Partial Differential Equations," SIAM J. Numer. Analys, Vol. 5, pp. 530-558, 1968.
33. Yarusevych, S., Sullivan, P. E., and Kawall, J. G. "Coherent Structures in an Airfoil Boundary Layer and Wake at Low Reynolds Numbers," Phys. Fluids, Vol. 18, pp. 044101, 2006.
14. Wells, A., Conely, C., Carroll, B., Paxton, C., and Zha, G. C. "Velocity Field for an Airfoil with Co-Flow Jet Flow Control" 44th AIAA Aero. Sci. Meet, Reno, Nevada, 2006.
15. Abinav, R., Nair, N. R., Sravan, P., Kumar, P., and Nagaraja, S. R. "CFD Analysis of Co Flow Jet Airfoil", Ind. J. Sci. Tech., Vol. 9, No. 45, pp. 1-5, 2016.
16. Dano, B., Kirk, D., and Zha, G. "Experimental Investigation of Jet Mixing Mechanism of Co-Flow Jet Airfoil", 5th Flow Control Conf, 28 June-1 July 2010, Chicago, Illinois.
17. Lefebvre A. and Zha, G. C. "Co-Flow Jet Airfoil Trade Study Part I: Energy Consumption and Aerodynamic Efficiency", 32nd AIAA Appl. Aero. Conf, 16-20 June 2014, Atlanta, GA.
18. Lefebvre A. and Zha, G. C. "Cow-Flow Jet Airfoil Trade Study Part II : Moment and Drag", 32nd AIAA Appl. Aero. Conf, 16-20 June 2014, Atlanta, GA, 2014.
19. Xu, H. Y., Xing, S. L., and Ye, Z. Y. "Numerical Study of the S809 Airfoil Aerodynamic Performance Using a Co-Flow Jet Active Control Concept", J. Rene. Sustaible Energy, Vol. 7, pp. 023131, 2015.
20. Ethiraj, S. "Aerodynamic Performance Analysis of a Co-Flow Jet Aerfoil Using CFD," Int. Res. J. Eng. Tech., Vol. 4, No. 7, pp. 987-993, 2017.
21. Mirhosseini, M. and Khoshnevis, A. B. "Effect of Adverse Pressure Gradient on a Fluctuating Velocity over the Co-Flow Jet Airfoil," Int. J. Mech. Mechatronics Eng, Vol. 10, pp. 1-5, 2016.
22. Siddanathi, S. L. "Application of Co-Flow Jet Concept to Aircraft Lift Increase," Int'l Journal of Advances in Mechanical & Automobile Engg, Vol. 3, pp. 24-27, 2016.
23. Satyajit D. and Rathakrishnan, E. "Experimental Study of Supersonic Co-Flowing Jet," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aero. Eng, Vol. 233, No. 4, pp. 1237-1249, 2018.
24. Zha, G., Yang, Y., Ren, Y., and McBreen, B. "Super-Lift and Thrusting Airfoil of Coflow Jet Actuated by Micro-Compressors", Flow Control Conference, 25-29 June 2018, Atlanta, Georgia.