

مطالعه عددی اثرات کنترل جریان به وسیله جت مولد گردابه پالسی بر جریان آشفته روی یک ایرفویل

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۱۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۱۶

سهیلا عبدالهی پور

عضو هیات علمی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، sabdolahi@ari.ac.ir

چکیده

در این مقاله کنترل جدایش جریان به وسیله عملگر جت مولد گردابه پالسی روی یک ایرفویل با مقطع NASA SC(2)-0714 در جریان با رینولدز 1×10^6 ، به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. جریان جت پالسی با فرکانس ۴۰ هرتز و سیکل کاری ۵۰ درصد از یک شکاف خارج می‌شود. شبیه‌سازی در زوایای حمله ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه در حوالی زاویه واماندگی انجام شده است. برای درک بهتر از چگونگی عملکرد جت مولد گردابه پالسی، اثرات ناشی از جت هوای ناپایا روی مشخصات لحظه‌ای و متوسط‌گیری زمانی جریان استخراج شده و تغییرات فیزیکی و الگوی گردابه‌ای جریان روی سطح ایرفویل مطالعه شده است. نتایج نشان می‌دهد تحریک جریان توسط عملگر جت پالسی در زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه، جدایش جریان را با موفقیت به تأخیر انداخته است. در نتیجه راندمان آیرودینامیکی مقطع بال به ترتیب ۱۴/۸ و ۳۳/۲ درصد افزایش می‌یابد. همچنین در زاویه حمله ۱۸ درجه که در منطقه پسا واماندگی قرار دارد، تحریک کنترلی، جدایش جریان بزرگ روی ایرفویل را حذف کرده و جریان در قسمت قابل توجهی از وتر ایرفویل، به سطح ایرفویل متصل می‌شود.

واژه‌های کلیدی: کنترل جریان، جریان آشفته ناپایا، جت مولد گردابه پالسی، شبیه‌سازی عددی، راندمان آیرودینامیکی، مشخصات لحظه‌ای

۷۹

سال ۱۴ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



Numerical investigation of the flow control by a pulsed vortex generator jet on the turbulent flow of an airfoil

Soheila Abdolahipour

Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.

Abstract

In this article, the flow separation control by the vortex generator jet actuator on an airfoil with NASA SC(2)-0714 cross-section in the flow with Reynolds 1×10^6 has been numerically investigated. The pulsed jet has a frequency of 40 Hz and a duty cycle of 50%. The simulation has been done at the angles of attack of 14, 16 and 18 degrees where the flow separation on the airfoil surface starts and then comes to a stall condition. In this research, in order to better understand how the pulsed vortex generator jet works, the effects of the unsteady jet on the instantaneous and time-averaged flow characteristics are extracted and the vortices pattern of the flow on the airfoil surface has been investigated. The results indicate that the actuation effectively delays the flow separation at the angles of attack of 14 and 16 degrees. As a result, the aerodynamic efficiency of the wing section increases by 14.8% and 33.2%, respectively. At the angle of attack of 18 degrees, which is in the post-stall condition, the actuation eliminates the massive flow separation and the flow attaches to the surface in a significant part of the airfoil chord.

Keywords: Flow control, Pulsed vortex generator jet, Numerical simulation, Unsteady turbulent flow, Aerodynamic efficiency, Instantaneous and time-averaged characteristics.

۱. مقدمه

کنترل جریان، شامل به کارگیری هرگونه مکانیزم یا فرآیندی است که جریان در اثر اعمال آن، متفاوت از حالت طبیعی و در راستای اهداف طراحی شده، رفتار کند. از میان انواع مختلف کنترل جریان، کنترل جدایش جریان، که به کنترل لایه مرزی اشاره دارد، احتمالاً به لحاظ تاریخی، قدیمی‌ترین نوع کنترل است. با توجه به معرفی تئوری لایه مرزی توسط پرانتل و همچنین انجام چندین آزمایش توسط او که در آن لایه مرزی جریان، کنترل شده بود، می‌توان پرانتل را پیشگام کنترل جریان دانست. در حقیقت قدمت درک امکان اصلاح جریان با تأثیرگذاری بر لایه مرزی، به کار اولیه پرانتل مربوط می‌شود. از آن به بعد، تکنولوژی کنترل جریان لایه مرزی به طور سیستماتیک مورد تحقیق و مطالعه قرار گرفت که منجر به درک عمیق‌تر از پارامترهای تعیین‌کننده در میزان اثربخشی و کارایی کنترل جریان شد [۱]. کنترل جدایش لایه مرزی از لحاظ اقتصادی بیشترین اهمیت را دارد؛ زیرا از این طریق واماندگی سطوح برآزا به تأخیر می‌افتد [۲] و در نتیجه برآ افزایش یافته، بازیابی فشار بهبود یافته و پسای شکلی^۱ کاهش می‌یابد.

جدایش جریان بر روی سطوح برآزا عموماً با یک گرادیان فشار نامطلوب ایجاد و سپس تسریع می‌شود. گرادیان فشار نامطلوب را می‌توان با افزایش ممنتوم جریان در لایه مرزی متوقف کرد. این کار با تزریق مستقیم جریان با ممنتوم بالا در نزدیکی سطح امکان‌پذیر است. علاوه بر تزریق مستقیم جریان، افزایش نرخ اختلاط در سراسر میدان جریان نیز می‌تواند باعث افزایش ممنتوم در لایه مرزی شود. افزایش نرخ اختلاط از طریق تولید گردابه‌هایی در راستای جریان^۲، امکان‌پذیر

است. این گردابه‌ها قادر هستند با حرکت در راستای جریان و حین انتقال به پایین‌دست، انتقال ممنتوم آشفته را در جریان افزایش دهند [۳ و ۴].

برای چندین دهه است که روش تولید گردابه در راستای جریان به عنوان یک روش شناخته شده برای افزایش اختلاط لایه مرزی، مورد تحقیق و مطالعه قرار گرفته است [۵ و ۶]. گردابه‌های در راستای جریان عموماً توسط روش‌های کنترلی غیرفعال مانند مولدهای گردابه مکانیکی تولید می‌شوند [۵ و ۷]. اما استفاده از مولدهای گردابه مکانیکی روی سطوح برآزا مانند بال هواپیما، معایبی نیز به همراه دارند که از مهمترین آنها افزایش پسای کل بال در فاز کروز است. همچنین امکان شکستگی و یا تخریب سازه مولدهای گردابه مکانیکی در بال هواپیما نیز وجود دارد. از اینرو طراحان استفاده از مولدهای گردابه مکانیکی جمع‌شونده^۳ و همچنین استفاده از ابزارهای میکروالکترومکانیکی را به عنوان راه حلی مناسب برای رفع این مشکلات ارائه کردند. اما مسائلی مانند پیچیدگی مکانیکی، خطر شکستن و ایجاد اغتشاش زیاد توسط چنین سیستم‌هایی در شرایط واقعی پرواز، باعث شده است تا محققان به استفاده از روش‌های دیگر کنترل جریان فعال، روی آورند.

در میان روش‌های کنترل جریان فعال، به کنترل جریان به وسیله عملگر جت هوا، به دلیل مزایایی که دارند، توجه بیشتری شده است. در روش عملگر جت هوا تنها نیاز است تا سوراخ‌های بسیار کوچکی با هندسه دایره‌ای یا شکاف‌های مستطیلی روی بال ایجاد شود، بدون این که اغتشاش بزرگی، در حالت خاموش، در میدان جریان تولید شود [۸]. در روش‌های پیشرفته

امروزی، از جت‌های دایره‌ای زاویه‌دار و/یا اریب [۸-۱۳] و شیار یا اسلات زاویه‌دار و/یا اریب^۴ [۱۴] و [۱۵]، به عنوان عملگر کنترل جریان استفاده می‌شود. این نوع از عملگرها که گردابه‌هایی در راستای جریان تولید می‌کنند، معمولاً به عنوان «جت‌های مولد گردابه^۵» شناخته می‌شوند.

در روش عملگرهای جت هوا می‌توان از سناریوهای مختلفی برای تولید جت هوا در جریان عبوری استفاده نمود که شامل جت با جریان پایا و جت با جریان ناپایا است [۱۶]. تحقیقات نشان می‌دهد که راندمان کنترل جریان از طریق دمش هوا را می‌توان با استفاده از جت پالسی، به جای استفاده از جت پیوسته، به طور قابل توجهی افزایش داد [۷]. مزیت استفاده از جت پالسی در کنترل جدایش جریان در درجه اول، صرفه‌جویی در شار جرمی هوای مصرفی در یک دوره معین از کنترل جریان است. اما علاوه بر این، بررسی‌ها نشان داده است که جت پالسی مؤثرتر از جت پیوسته است؛ زیرا پالس باعث تحریک و القای گردابه‌های اضافی به جریان می‌شود که اختلاط آشفته‌گی جریان را افزایش می‌دهد [۲۰-۱۷]. از اینرو جریان در مقابل گرادیان فشار نامطلوب و جدایش مقاومت بیشتری از خود نشان می‌دهد. محققان در طول چندین سال نشان داده‌اند که استفاده از تحریک پریودیک محلی روی سطح آیرودینامیکی می‌تواند به اتصال مجدد جریان و افزایش عملکرد آیرودینامیکی منجر شود [۲۱ و ۲۲]. نتایج تحقیقی که توسط مرکز تحقیقات ناسا، برای مقایسه دو عملگر پایا و ناپایا انجام شده، نشان می‌دهد که برای دستیابی به مزایای آیرودینامیکی یکسان، محرک ناپایا به اندازه دو مرتبه بزرگی، کارآمدتر از محرک پایا عمل

می‌کند [۲۳]. سیفرت و همکارانش در تحقیق دیگر [۲۴] بیان نمودند که ماهیت کنترل جدایش ناپایا، به بهره‌برداری از ناپایداری‌هایی تکیه کرده است که به طور ذاتی در جریان وجود دارند و به دامنه تحریک نسبتاً کوچکی نیاز دارند. البته در این روش، ترجیحاً اغتشاشات در منطقه‌ای که انتظار وقوع جدایش وجود دارد، تقویت می‌شوند. آنها در تحقیقات خود به این نتیجه دست یافتند که تحریک پریودیک به طور قابل توجهی نسبت به تحریک پایا از نظر مزایای عملکردی برتر است و پاسخ‌های جریان غیرمنتظره را که از نقطه نظر کنترل ناخوشایند می‌باشد، از بین می‌برد و اثرات نامطلوب همراه با جدایش، مثل ریزش گردابه و سازه‌لرزی^۶، می‌تواند به طور چشم‌گیری کاهش یا کاملاً از بین برود.

برناردینی و همکارانش [۲۵] نشان دادند که عملکرد ایرفویل می‌تواند به وسیله جت‌های پالسی با بزرگنمایی ناپایداری‌های جریان طبیعی، بهبود یابد. آنها توضیح دادند که جت‌های پالسی، اغتشاشاتی را با فرکانس‌های مربوط به فوق‌هارمونیک‌های فرکانس تحریک، وارد جریان می‌کنند. به این ترتیب، هارمونیک‌های خاصی که به وسیله ناپایداری طبیعی کلین-هلمهولتز تقویت شده‌اند، وسیله‌ای برای جذب و انتقال ممنوع در جریان فراهم می‌کنند که در نهایت باعث مقاومت شدن جریان در برابر جدایش و اتصال مجدد آن به سطح می‌شود.

در ادامه این تحقیقات، مطالعاتی در خصوص تأثیر پارامترهای کنترلی مختلف روی مقاطع بال انجام گرفته است. فرکانس تحریک عملگرهای ناپایا یکی از مهم‌ترین پارامترهای کنترلی است که عموماً در محدوده فرکانس ناپایداری‌های





طبیعی جریان مورد نظر، انتخاب می‌شود [۲۶]. در مواردی که اغتشاشات مقیاس بزرگ به طور مستقیم سیال با ممنوم بالا را در لایه مرزی انتقال می‌دهد، مقادیر پایین فرکانس تحریک توصیه شده است؛ البته تا حدی که مانع از آغاز جدایش جریان، بین هر یک از پالس‌های کنترل شود [۲۶ و ۲۷].

سیکل کاری نیز از پارامترهای مؤثر در تنظیمات عملگرهای ناپایا است [۳۰-۲۸]. سیکل کاری در عملگرهای جت هوای پالسی، به نسبت زمان اعمال دمش به زمان دوره تناوب یک سیکل تحریک (مجموع زمان فعال شدن دمش و زمان خاموش بودن) گفته می‌شود. هر چه سیکل کاری بیشتر باشد، انتقال منظم ممنوم و ورتیسیت به لایه مرزی نیز بیشتر خواهد بود. اما در بسیاری از مطالعات مقدار سیکل کاری پایین‌تر از ۵۰ درصد نیز توانسته حداقل همان عملکرد در شرایط سیکل کاری ۵۰ درصد را تولید کند [۳۱]. همچنین مطالعات بسیاری در خصوص مکان و موقعیت عملگر نسبت به محل جدایش انجام شده است که نشان می‌دهد عملگرها مؤثرترین حالت را زمانی دارند که در نزدیکی منطقه ناپایداری‌های بزرگ قرار گیرند و یا به بیان دیگر، عملگرهای کنترلی در نزدیکی منطقه جدایش و یا خط جدایش، بازده خوبی از خود نشان می‌دهند [۳۲].

با مرور مطالعات گذشته می‌توان دریافت که بیشتر تحقیقات در خصوص عملگرهای کنترلی جت ناپایا، در جریان‌هایی با رینولدز پایین و مقاطع بال مناسب این محدوده جریان، انجام شده است. لذا در این تحقیق سعی شده است با توجه به نیاز شدید انواع هواپیما به افزایش برآی بال در فاز برخاستن و نشست، از یک مدل بال

فوق‌بحرانی در جریان با رینولدز 1×10^6 استفاده شود. قابل ذکر است که در بیشتر این تحقیقات نتایجی شامل بهبود ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا و یا کاهش منطقه جدایش جریان ارائه شده است. این نتایج عموماً به صورت نتایج متوسط‌گیری شده در طول زمان است که در شبیه‌سازی عددی و یا تجربی استخراج شده‌اند. اما مطالعات کمی به چگونگی تأثیر تحریک جت هوای پالسی بر تغییرات فیزیکی لایه مرزی جریان و ساختارهای گردابه‌ای جریان روی سطح ایرفویل پرداخته است. این گونه مطالعات می‌تواند دید بهتری از طراحی عملگرهای جت پالسی و انتخاب پارامترهای تحریک مناسب به محققان بدهد. لذا در این تحقیق سعی شده با استفاده از شبیه‌سازی عددی، اثرات ناشی از جت هوای پالسی روی مشخصات لحظه‌ای و متوسط‌گیری زمانی جریان لایه مرزی یک ایرفویل، مورد مطالعه و بررسی قرار گیرد. برای این منظور نتایج شبیه‌سازی شامل کانتورهای سرعت و فشار جریان، خطوط مسیر جریان و همچنین معیار Q به عنوان پارامتری از قدرت گردابه‌های جریان و در نهایت ضرایب آیرودینامیکی به صورت لحظه‌ای و متوسط‌گیری شده ارائه شده و با حالت مبنا یعنی ایرفویل بدون کنترل جریان، مقایسه شده است تا میزان اثرگذاری عملگر جت مولد گردابه بر مشخصات آیرودینامیکی مقطع بال در جریان آشفتنه مشخص گردد.

۲. روش حل مسئله

در این تحقیق اثرات عملکرد عملگر جت مولد گردابه پالسی روی سطح ایرفویل در جریان هوای آشفتنه مورد تحقیق قرار گرفته است. به این منظور هندسه یک ایرفویل فوق‌بحرانی با مقطع

NASA SC(2)-0714 در جریان آشفته با رینولدز 1×10^6 شبیه‌سازی شده است. در این شبیه‌سازی عددی، از رویکرد حل معادلات ناپایای دوبعدی ناویر استوکس مبتنی بر رینولدز متوسط‌گیری شده (URANS) استفاده شده است. معادلات حاکم بر این مسئله شامل معادله بقای جرم و معادله بقای ممنتوم می‌باشد که شکل تانسوری معادلات در روابط ۱ و ۲ ارائه شده است:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[v \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho u_i u_j) \quad (2)$$

برای حل معادلات حاکم بر مسئله از نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت با بهره‌گیری از روش حجم محدود و الگوریتم فشار مبنا برای حل معادلات گسسته استفاده شده است. معادلات و مدل‌های فیزیکی در این مسئله براساس جریان تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است. همچنین، فشار شرایط کاری معادل 101325 پاسکال و لزجت جریان نیز به صورت مقدار ثابت 1.7894×10^{-5} کیلوگرم بر متر-ثانیه به کار رفته است. جهت برقراری کوپلینگ بین فشار و سرعت از دیدگاه Coupled و جهت پیشروی زمانی از روش ضمنی مرتبه دوم بهره گرفته شده است. برای ترم‌های مربوط به آشفته‌گی و جابه‌جایی موجود در معادلات انتقال نیز از روش مرتبه دوم بالادست به منظور بالا بردن دقت حل مسأله استفاده شده است. برای شبیه‌سازی جریان مغشوش از مدل آشفته‌گی $k-\omega$

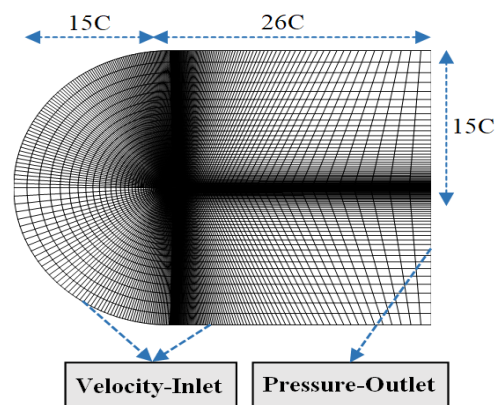
SST که دارای قابلیت‌های اثبات‌شده در مسائل مهندسی مشابه این تحقیق است، استفاده شده است. این مدل از مدل‌های دو معادله‌ای است که در جریان‌های با گرادیان فشار معکوس بالا، بسیار خوب عمل می‌کند و از مزایای هر دو مدل توربولانسی $k-\epsilon$ و $k-\omega$ در داخل و خارج لایه مرزی بهره می‌برد و قادر است با دقت قابل قبولی جدایش جریان را پیش‌بینی نماید.

در تمامی حل‌های ناپایا گام زمانی 2×10^{-5} در نظر گرفته شده است. معیار همگرایی حل عددی رسیدن باقی‌مانده‌های مؤلفه‌های سرعت و غیره به مرتبه کمتر از 10^{-5} و همچنین، برقراری بالانس جرمی بین مرزهای ورودی و خروجی است که با انتگرال‌گیری دبی جرمی روی این مرزها در هر تکرار بررسی شده است.

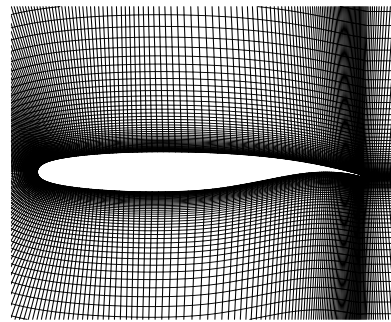
شکل‌های ۱ و ۲ به ترتیب هندسه دامنه حل عددی و کیفیت شبکه‌بندی محاسباتی حول ایرفویل را نشان می‌دهد. دامنه حل عددی به صورت باسازمان و به شکل C-Type شبکه‌بندی شده است. در این شبکه‌بندی کیفیت شبکه در نزدیکی دیواره ایرفویل به گونه‌ای است که بعد از انجام محاسبات مقدار Y^+ در محدوده یک است (شکل ۳). دامنه حل عددی نیز باید به اندازه کافی بزرگ باشد تا اثرات ناشی از شرایط مرزی اعمالی، بر جریان طبیعی روی ایرفویل تا حد امکان به حداقل برسد. شرایط مرزی شامل مرز ورودی سرعت و مرز خروجی فشار در دامنه حل عددی تنظیم شده است. مقطع بال که با شرط مرزی دیواره مشخص شده دارای طول وتر 0.3 متر می‌باشد. سرعت جریان آزاد 50 متر بر ثانیه معادل رینولدز 1×10^6 ، بر اساس طول وتر ایرفویل، تنظیم شده است.



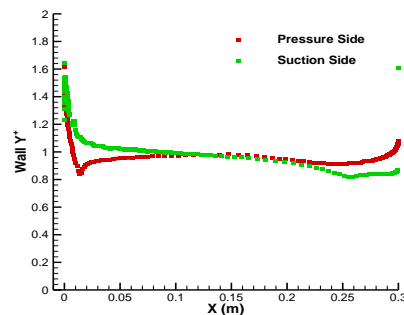
جدول ۱ نمونه‌ای از بررسی استقلال نتایج حل عددی از تعداد المان‌های شبکه محاسباتی را در زاویه حمله ۱۴ درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش تعداد شبکه در ناحیه لایه مرزی تغییر چشم‌گیری در نتایج نیروی برآ و نسبت ضریب برآ به پسا حاصل نشده است. از اینرو شبکه شماره ۳ برای انجام محاسبات مناسب شناخته شده است.



شکل ۱. شماتیک دامنه حل عددی اطراف مقطع بال



شکل ۲. نمایی از کیفیت شبکه‌بندی اطراف مقطع بال



شکل ۳. مقدار C_p^+ روی سطح مکشی (نقاط قرمز) و سطح فشاری ایرفویل (نقاط مشکی)

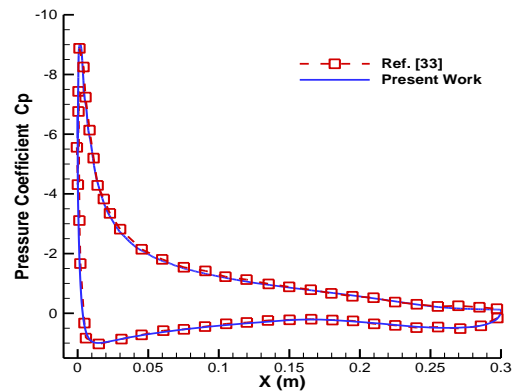
در این تحقیق به منظور اعتبارسنجی شبیه‌سازی عددی، نتایج حل عددی در حالت مبنا با مشخصات ارائه شده در گزارشات فنی ناسا [۳۳] مقایسه شده است. مشخصات آیرودینامیکی ارائه شده در گزارشات فنی ناسا [۳۳] از نتایج آزمایشات تجربی مدل در تونل باد با رینولدز 2×10^6 استخراج شده است؛ لذا، در این تحقیق برای دستیابی به دقت مناسب، حل عددی نیز در مرحله اعتبارسنجی، در سرعت جریان آزاد ۱۰۰ متر بر ثانیه معادل رینولدز 2×10^6 انجام شده است. شکل ۴، مقایسه توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل در زاویه حمله ۱۴ درجه را نشان می‌دهد. شکل ۵ نیز نتایج ضریب برآی استخراج شده از حل عددی در زوایای حمله ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه را با نتایج تونل باد از گزارشات فنی ناسا مقایسه کرده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، شبیه‌سازی عددی از دقت بسیار خوبی برخوردار است.

در این تحقیق، عملگر جت مولد گردابه نیز به صورت یک شکاف به عرض 0.002 متر روی سطح مکشی ایرفویل در موقعیت ۲۵ درصد وتر مدل‌سازی شده است، به گونه‌ای که سطح منحنی هندسه ایرفویل در این ناحیه حفظ شده است (شکل ۶). برای تولید جت، شرط مرزی ورودی سرعت، در ناحیه شکاف اعمال شده است. برای تولید سرعت پالسی نیز از قابلیت تعریف تابع توسط کاربر^۷ در مرز ورودی سرعت بهره گرفته شده است. بر اساس تجربیات قبلی [۲۷] و [۳۱]، فرکانس تحریک پالسی جت مولد گردابه ۴۰ هرتز و سیکل کاری ۵۰ درصد، سرعت جت ۱۲۰ متر بر ثانیه و زاویه دمشی آن نیز ۲۵ درجه نسبت به وتر ایرفویل تنظیم شده است.

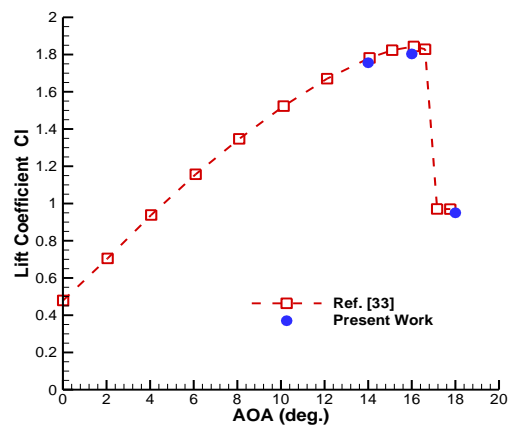
جدول ۱. بررسی استقلال نتایج حل عددی از تعداد

المان‌های شبکه محاسباتی

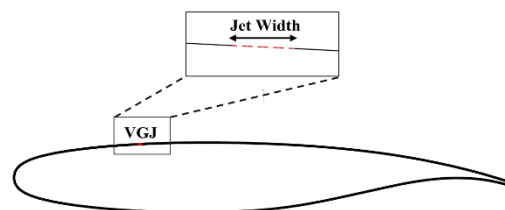
شبکه	تعداد المان‌ها	ضریب برآ	نسبت ضریب برآ به پسا
۱	۳۵۰۰۰	۱/۷۴۵۶	۳۸/۹۵۵۶
۲	۴۰۰۰۰	۱/۷۵۹۴	۴۰/۸۱۱۹
۳	۴۷۰۰۰	۱/۷۷۱۳	۴۳/۰۲۴۰
۴	۵۲۰۰۰	۱/۷۷۱۶	۴۲/۹۵۸۲
مرجع [۳۳]	---	۱/۷۷۵۴	۴۵/۶۶۹۴



شکل ۴. مقایسه توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل از نتایج حل عددی و داده‌های مرجع [۳۳] در جریان با رینولدز 2×10^6 و زاویه حمله ۱۴ درجه



شکل ۵. مقایسه ضریب برآ ایرفویل از نتایج حل عددی و داده‌های مرجع [۳۳] در جریان با رینولدز 2×10^6



شکل ۶. شماتیک محل قرارگیری جت مولد گردابه در موقعیت ۲۵ درصدی از وتر

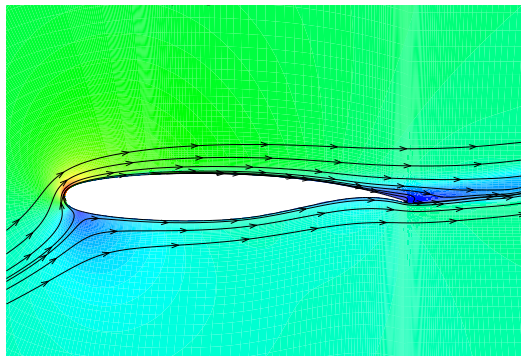
۳. ارائه نتایج و بحث

در این بخش اثر کنترل جریان توسط عملگر جت مولد گردابه پالسی بر جریان جدا شده روی سطح ایرفویل فوق‌بحرانی مورد بررسی قرار گرفته است. به این منظور مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل کنترل شده با مشخصات ایرفویل بدون کنترل (که از این پس ایرفویل مبنا خوانده می‌شود) در زوایای حمله ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه مقایسه شده است. مشخصات آیرودینامیکی ارائه شده شامل توزیع ضریب فشار روی سطح، کانتور سرعت، خطوط جریان و تغییرات ضریب برآ و پسا است. به علاوه تغییرات فیزیکی و الگوی گردابه‌ای جریان روی سطح ایرفویل به صورت لحظه‌ای مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است.

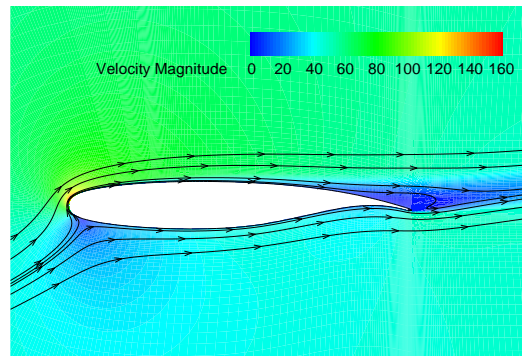
در شکل ۷ مقایسه کانتور سرعت و خطوط جریان متوسط‌گیری شده روی سطح ایرفویل برای حالت مبنا (ستون سمت راست) و حالت کنترل شده (ستون سمت چپ) در سه زاویه حمله ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه، نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل ۷-الف مشخص است، برای حالت مبنا در زاویه حمله ۱۴ درجه، جریان آشفته عبوری به دلیل وجود گردایان فشار معکوس در یک چهارم ناحیه انتهایی سطح ایرفویل دچار جدایش شده است. این جدایش جریان به صورت منطقه کم سرعت با ناحیه‌ای از جریان برگشتی مشخص شده است. با افزایش زاویه حمله به ۱۶ درجه در شکل ۷-ج، نقطه جدایش به بالادست جریان یعنی در یک سوم ناحیه انتهایی سطح ایرفویل، منتقل می‌شود. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده شد، در این محدوده عدد رینولدز، این زاویه حمله نزدیک به حداکثر زاویه حمله (α_{max}) است که در آن

بیشینه ضریب برآ (Cl_{max}) رخ می‌دهد. با افزایش زاویه حمله تا ۱۸ درجه، تغییرات بزرگ در شکل ۵-۷، اتفاق می‌افتد. زاویه حمله ۱۸ درجه، زاویه حمله پسا-واماندگی است یعنی جایی که جریان روی سطح ایرفویل به طور کامل از سطح ایرفویل جدا شده است. در این زاویه حمله، جریان روی

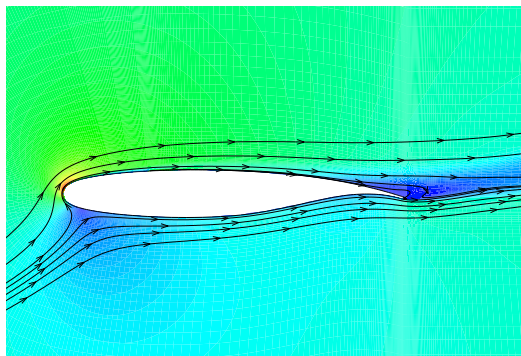
ایرفویل با یک حباب چرخشی بزرگ که کل سطح ایرفویل را اشغال می‌کند، مشخص می‌شود. در این حالت منطقه بزرگی از جدایش جریان و کاهش ممنتوم روی سطح ایرفویل اتفاق می‌افتد که نمونه‌ای از حالت واماندگی از لبه حمله جلویی را نمایش می‌دهد [۳].



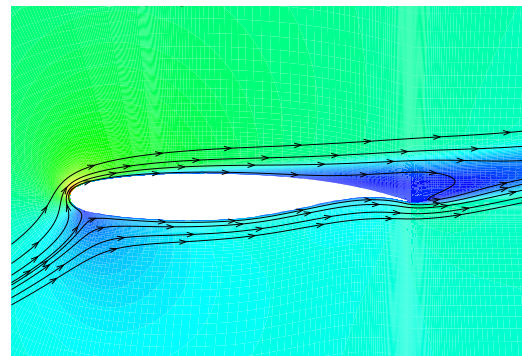
(ب)



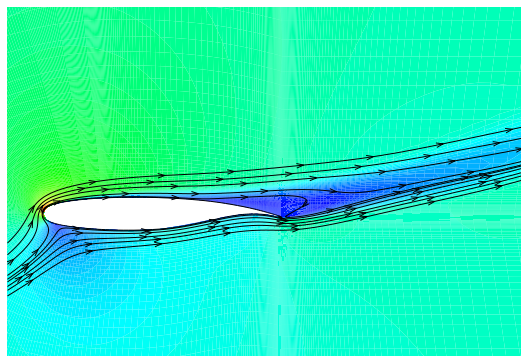
(الف)



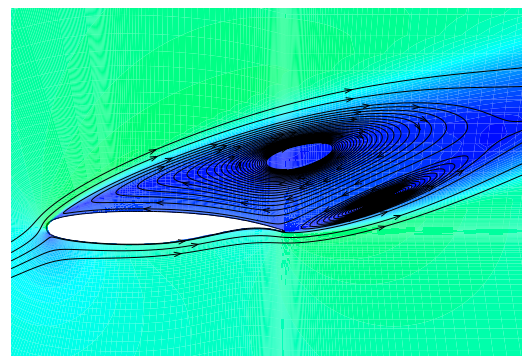
(د)



(ج)



(و)



(ه)

شکل ۷. مقایسه کانتور سرعت و خطوط جریان روی سطح ایرفویل برای حالت مینا (ستون سمت راست) و حالت کنترل شده با عملگر جت مولد گردابه پالسی (ستون سمت چپ) در زوایای حمله الف و ب (۱۴، ج و د (۱۶، ه و و) ۱۸ درجه

اما در حالت کنترل شده یعنی زمانی که جت مولد گردابه پالسی فعال شده است، بهبود قابل توجهی در جریان روی سطح ایرفویل در هر سه زاویه حمله در شکل‌های ۷-ب، ۷-د و ۷-و حاصل شده است. این بهبود شامل افزایش ممنتوم جریان و در پی آن انتقال نقطه شروع جدایش به پایین دست و کاهش منطقه جدایش جریان است که در هر دو زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه به خوبی مشاهده می‌شود. در زاویه حمله ۱۸ درجه نیز این اثرات چشم‌گیرتر بوده و تحریک جت مولد گردابه پالسی، قادر به سرکوب جدایش جریان عظیم در این زاویه حمله بوده است. با این حال، در زاویه حمله ۱۸ درجه، لایه مرزی آشفته سرانجام در نزدیکی لبه فرار ایرفویل دچار جدایش می‌شود و منطقه‌ای از جدایش جریان را مشابه زاویه حمله ۱۶ درجه در حالت مبنا، روی سطح تولید می‌کند.

شکل‌های ۸ تا ۱۰ تغییرات توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل را برای حالت کنترل شده و حالت مبنا، به ترتیب برای زوایای حمله مختلف ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه نشان می‌دهند. همان‌طور که در توزیع ضریب فشار ایرفویل مبنا در زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه مشاهده می‌شود، یک بیشینه فشار مکش در لبه حمله ایرفویل ایجاد می‌شود. مقدار بیشینه ضریب فشار مکش برای زاویه حمله ۱۴ درجه، در حدود $-۸/۴۸$ است. با افزایش زاویه حمله از ۱۴ تا ۱۶ درجه، مقدار بیشینه مکش در لبه حمله به مقدار ۹ درصد افزایش یافته و به حدود $-۹/۲۸$ می‌رسد. در ادامه، پس از ناحیه بیشینه مکش و در پایین دست، فشار مکش به دلیل وجود گرادیان فشار معکوس، به سرعت کاهش می‌یابد. سپس در ناحیه انتهای ایرفویل، منحنی فشار ناحیه مسطحی را نشان می‌دهد که

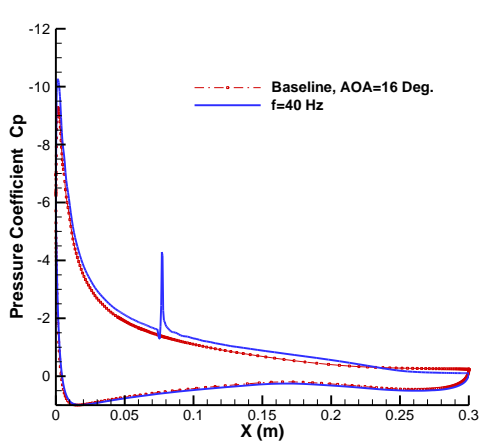
در آن ضریب فشار تقریباً ثابت و به ترتیب برای زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه، معادل $-۰/۲۰$ و $-۰/۲۷$ است. طبق نظر شلیختینگ [۳۴]، منطقه تقریباً فشار ثابت، به عنوان نقطه شروع جدایش جریان در نظر گرفته می‌شود. بنابراین، این منطقه مسطح از نمودار که ضریب فشار بدون تغییر و تقریباً ثابت مانده است، نشان‌دهنده ظهور جدایش جریان در سمت مکش ایرفویل در حالت مبنا است.

از شکل‌های ۸ و ۹ می‌توان استنباط کرد که فعال‌سازی کنترل جریان جت پالسی در مکان ۲۵ درصد وتر ایرفویل، بهبود قابل توجهی در توزیع فشار روی سطح و حتی، به میزان قابل توجه، در بالادست مکان عملگر داشته است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تحریک جت مولد گردابه یک افزایش ۶ و ۱۱ درصد را در بیشینه مکش به ترتیب برای زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه ایجاد می‌کند. این نشان می‌دهد که تحریک در بالادست جریان نیز اثر گذاشته و توانسته توزیع فشار متفاوتی را روی سطوح مکشی و فشاری ایرفویل ایجاد کند.

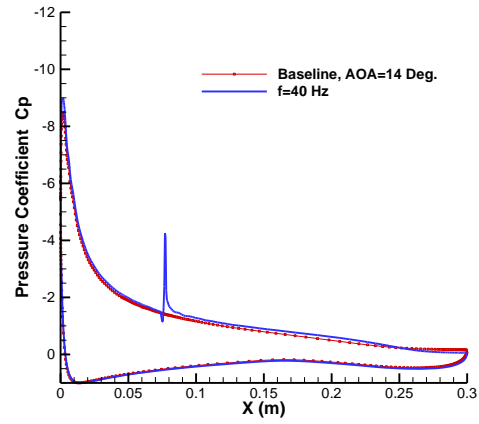
از آنجایی که تحریک جریان عبوری در بالادست نقطه جدایش اتفاق افتاده است، جریان جت پالسی با یک گرادیان فشار نامطلوب در جریان متقاطع مواجه شده و توانسته تأثیر مثبتی در گرادیان فشار ایجاد نماید. این بهبود شامل افزایش بیشینه مکش در لبه حمله ایرفویل و بازیابی بهتر فشار روی سطح ایرفویل است. تمامی این تغییرات به یک افزایش مطلوب در مساحت ناحیه بین توزیع فشار سطوح بالایی و پایینی مقطع بال، منجر می‌شود. بازیابی بهتر فشار روی سطح ایرفویل می‌تواند پسای فشاری را کاهش دهد. یکی دیگر از اثرات مهم تحریک جت پالسی،



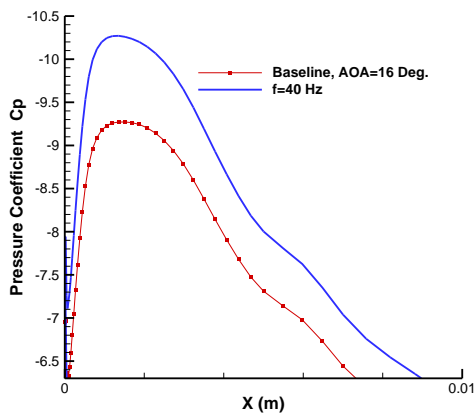
حذف و کاهش ناحیه هموار در توزیع فشار روی سطح ایرفویل مبنا است که نشان‌دهنده کاهش منطقه جدایش جریان است.



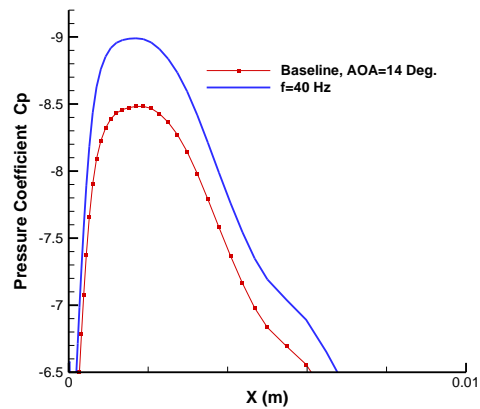
(الف)



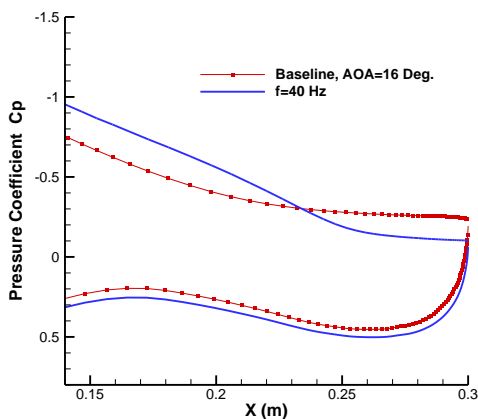
(ب)



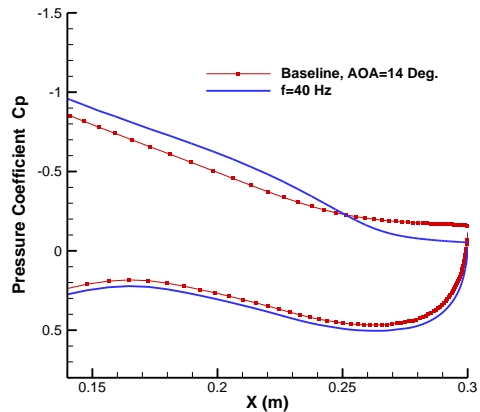
(ب)



(ب)



(ج)

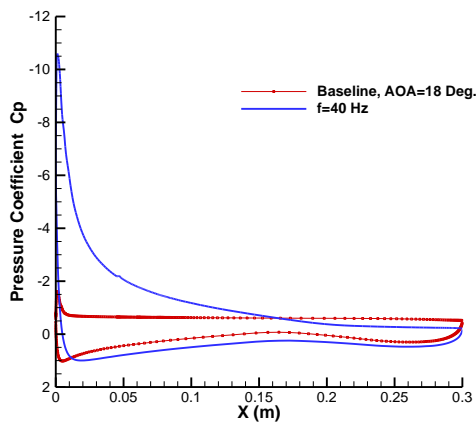


(ج)

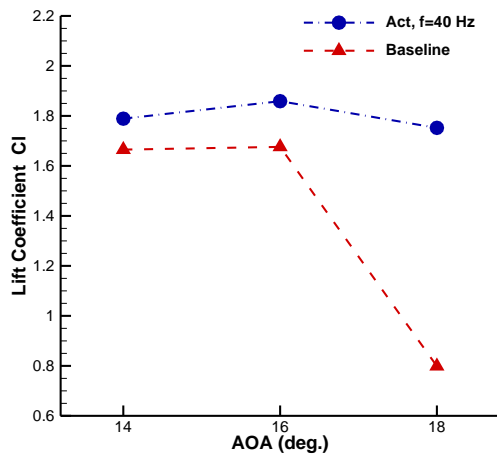
شکل ۹. مقایسه توزیع ضریب فشار برای دو حالت مبنا و کنترل‌شده در زاویه حمله ۱۶ درجه (الف) نمای کلی، (ب) بزرگنمایی لبه فرار

شکل ۸. مقایسه توزیع ضریب فشار برای دو حالت مبنا و کنترل‌شده در زاویه حمله ۱۴ درجه (الف) نمای کلی، (ب) بزرگنمایی لبه فرار

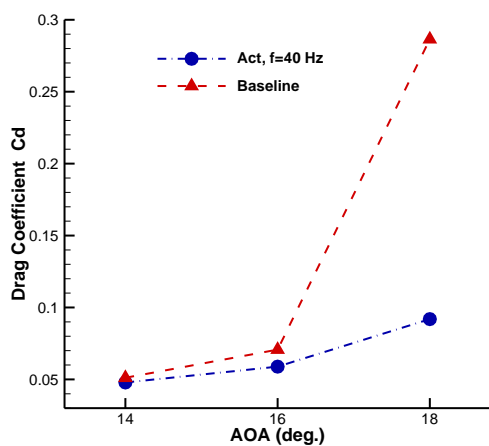
در حدود $7/4$ و $6/4$ درصد بهبود یافته است.



شکل ۱۰. مقایسه توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل برای دو حالت مینا و کنترل شده در زاویه حمله ۱۸ درجه



شکل ۱۱. مقایسه ضریب برآی ایرفویل در حالت مینا و کنترل شده در رینولدز 1×10^6



شکل ۱۲. مقایسه ضریب پسای ایرفویل در حالت مینا و کنترل شده در رینولدز 1×10^6

همان‌طور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، با افزایش زاویه حمله تا ۱۸ درجه، شدت گرادیان فشار نامطلوب به طور قابل توجهی بر روی سطح ایرفویل مینا افزایش یافته است. در نتیجه، جریان روی سطح ایرفویل مینا در سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه، کاملاً جدا شده و توزیع فشار روی سطح، شرایط پسا-واماندگی را نشان می‌دهد. با این حال، هنگامی که جت مولد گردابه پالسی فعال شده است، میدان جریان یک تغییر سراسری و یک بازیابی فشار مکش روی مدل را تجربه می‌کند. همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، تحریک موضعی روی سطح ایرفویل، توزیع فشار متفاوتی را در کل سطح ایرفویل، از نقطه سکون لبه حمله تا لبه فرار ایرفویل، القاء کرده است. بنابراین تحریک جریان نه تنها از وضعیت واماندگی در زاویه حمله ۱۸ درجه جلوگیری می‌کند، بلکه جدایش جریان روی سطح ایرفویل را نیز تا حد قابل توجهی کاهش می‌دهد. یک نگاه دقیق‌تر به پروفیل ضریب فشار شکل ۱۰ نشان می‌دهد که فشار به همان نسبت که در زوایای حمله ۱۴ و ۱۶ درجه بازیابی شد، باز نمی‌گردد و در منطقه انتهایی ایرفویل، پروفیل فشار صاف می‌شود. این موضوع نشان دهنده جدایش جریان در نزدیکی لبه فرار است که در شکل ۷-و نیز قابل مشاهده است.

در شکل ۱۱ و ۱۲ مقادیر متوسط‌گیری زمانی ضریب برآ و پسا در دو حالت مینا و کنترل شده در سه زاویه حمله ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه ارائه شده است. به علاوه مقادیر راندمان آیرودینامیکی نیز در شکل ۱۳ ارائه شده است. در زاویه حمله ۱۴ درجه، تحریک جت مولد گردابه جدایش جریان را به طور موفقیت آمیز کاهش داده است. در نتیجه ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا هر کدام به ترتیب

جدول ۲. درصد تغییرات ضرایب نیرویی و راندمان آیرودینامیکی تحت تأثیر عملکرد جت مولد گردابه

AOA (deg.)	$\Delta Cl\%$	$\Delta Cd\%$	$\Delta Cl/Cd\%$
۱۴	۷/۴	-۶/۴	۱۴/۸
۱۶	۱۰/۹	-۱۶/۷	۳۳/۲
۱۸	۱۱۹/۴	-۶۷/۹	۵۸۳/۷

۳-۱- بررسی اثر جت مولد گردابه پالسی بر جریان لحظه‌ای روی سطح ایرفویل

مقادیر پارامترهای جریان را می‌توان به مقادیر میانگین زمانی، مولفه‌های مربوط به ساختارهای منسجم و مولفه‌های مربوط به ساختارهای غیرمنسجم جریان تجزیه کرد. برای حالت ایرفویل مبنا در این تحقیق، جزء منسجم در درجه اول مربوط به ریزش گردابه‌هایی است که به طور طبیعی در نتیجه ناپایداری جریان به وجود می‌آیند و ساختارهای غیرمنسجم مربوط به نوسانات جریان آشفته است. برای حالت ایرفویل کنترل شده، تحریک ناپایای اعمال شده به وسیله عملکرد کنترلی، ساختارهای منسجم را تولید می‌کند که در شکل‌گیری گردابه‌ها و جدایش جریان نقش مهمی را ایفا می‌نمایند. برای درک بهتر از اثرات وابسته به زمان تحریک پالسی عملکرد روی سطح ایرفویل، خطوط جریان و مقادیر معیار Q برای مدل ایرفویل مبنا و مدل ایرفویل کنترل شده، در زاویه حمله ۱۶ درجه مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به تعریف، معیار Q گردابه‌های داخل جریان را به صورت مناطقی تعریف می‌کند که بزرگی ورتیسیتته از بزرگی نرخ کرنش بیشتر است. از اینرو مناطقی که با مقادیر بالای معیار Q نشان داده شده، بیانگر بالا بودن مقادیر ورتیسیتته در این نواحی است. شکل ۱۴ سیر شکل‌گیری زمانی خطوط

با افزایش زاویه حمله تا ۱۶ درجه منطقه جدایش جریان روی سطح ایرفویل نیز افزایش می‌یابد لذا عملکرد سیستم کنترل جریان می‌تواند تأثیر بیشتری نسبت به زاویه حمله ۱۴ داشته باشد. در زاویه حمله ۱۶ درجه، ضریب برآ و پسا به ترتیب در حدود ۱۰/۹ و ۱۶/۷- درصد بهبود یافته است. علت تفاوت چشم‌گیر در درصد تغییرات ضریب پسا بین دو زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه این است که در زاویه حمله ۱۴ درجه، به دلیل کوچک بودن ناحیه جدایش جریان، سهم پسای ناشی از جت در پسای کل بیشتر است و کاهش منطقه جدایش جریان سهم کمی از پسای کل را شامل می‌شود. بنابراین تغییرات کاهش منطقه جدایش در زاویه حمله ۱۶ درجه نسبت به زاویه حمله ۱۴ درجه، اثر بیشتری در تغییرات پسا داشته است.

در زاویه حمله ۱۸ درجه، مزایای عملکرد جت مولد گردابه بسیار واضح است. این روش توانسته واماندگی ایرفویل را با حذف منطقه چرخشی بزرگ و اتصال جریان به سطح ایرفویل به تعویق اندازد و در نتیجه ضریب نیروی برآ از ۰/۷۹ در حالت واماندگی به ۱/۷۵ افزایش یافته است. لذا زاویه واماندگی نیز به ۱۸ درجه افزایش یافته است. این در حالی است که ضریب پسا نیز به دلیل کاهش منطقه جدایش با جریان برگشتی، حدود ۶۷ درصد کاهش یافته است. بنابراین افزایش راندمان آیرودینامیکی ایرفویل در حالت کنترل شده در زاویه حمله ۱۸ درجه به میزان ۵۸۳ درصد ارتقاء یافته است. برای مقایسه بهتر درصد تغییرات ضریب برآ، ضریب پسا و راندمان آیرودینامیکی، نتایج در جدول ۲ ارائه شده است.

جریان و مقادیر معیار Q را برای ایرفویل مبنا و کنترل شده در فاصله زمانی مختلف در یک سیکل تحریک T نشان می‌دهد. یک سیکل تحریک پالسی جت مولد گردابه از دو فاز روشن و خاموش تشکیل شده است که عمل باز و بسته شدن جت هوا را با سیکل کاری ۵۰ درصد تنظیم می‌کند. لذا فاز روشن عملگر جت پالسی از زمان $t/T=0$ تا $t/T<0.5$ و فاز خاموش آن از زمان $t/T=0.5$ تا $t/T<1$ است. شکل ۱۴، در ابتدا حالت ایرفویل مبنا را نشان می‌دهد که در این حالت سیستم کنترل جریان جت مولد گردابه خاموش است و هنوز عملکرد خود را آغاز نکرده است. سپس با روشن شدن سیستم کنترل جریان، عملگر جت مولد گردابه شروع به تزریق هوا به جریان اصلی روی مقطع بال می‌نماید. شکل ۱۴ در زمان $t/T=0.02$ ، تزریق جریان جت را نشان می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود تزریق جت هوا باعث تشکیل توده‌ای از جریان با ورتیسیتته بالا، دقیقاً در پایین دست عملگر، می‌شود. این توده سیال با گذر زمان رشد کرده و از زمان $t/T=0.05$ تا $t/T=0.2$ ، تحت تأثیر جریان عبوری به پایین دست جریان منتقل می‌شود. توده سیالی که توسط جریان جت ایجاد شده است، در حرکت خود به پایین دست، جریان روی سطح را تحت تأثیر قرار می‌دهد و باعث افزایش ورتیسیتته جریان روی ایرفویل می‌شود. با افزایش ورتیسیتته، میزان اختلاط جریان روی سطح ایرفویل افزایش یافته، لذا جریان مقاومت بیشتری در مقابل گرادیان فشار معکوس از خود نشان می‌دهد و جدایش به تأخیر می‌افتد. قاعده کاری جت‌های هوای دمش مایل، تولید گردابه‌های طولی در لایه مرزی است. گردابه‌های طولی منجر

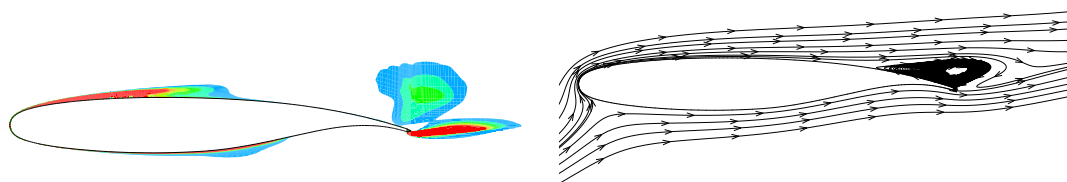
به توزیع انتقالی مجدد ممنوم در لایه مرزی و ارتقاء انتقال ممنوم آشفته می‌شود [۳۵]. در حقیقت این روش با استفاده از دمش محلی، ممنومی را در لایه مرزی باز چینی کرده که گردابه‌های طولی مطلوب در مکان‌های خاص تولید می‌کند.

از زمان $t/T=0.25$ ، ساختارهای جریان جدا شده با جریانی که از سمت فشاری ایرفویل در لبه فرار می‌آید، برخورد کرده و سبب ریزش گردابه و افزایش ورتیسیتته در پشت ایرفویل می‌شود. این مسئله ناحیه جدایش سیال را تحت تأثیر قرار می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود در زمان $t/T=0.45$ ، این ریزش گردابه‌ها در حالت تحریک عملگر به دلیل کوچکتر شدن منطقه جدایش، نسبت به حالت مبنا ضعیف تر شده است.

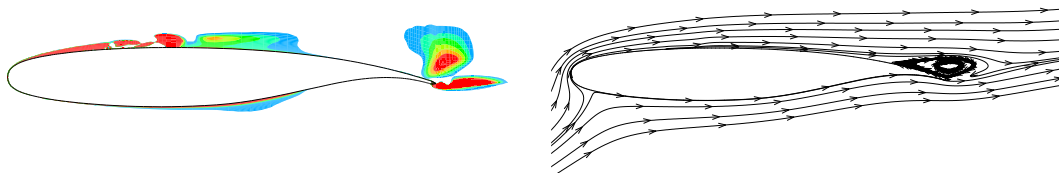
در فاز خاموش یعنی در زمان $t/T=0.55$ ، با کاهش ممنوم و ورتیسیتته، مجدداً جریان دچار تغییرات شده و با غلبه کردن گرادیان فشار معکوس، ممنوم جریان در سمت مکشی بال کاهش می‌یابد و در زمان $t/T=0.85$ ، جریان یک منطقه جدایش کوچک ایجاد می‌کند. این پدیده از اشکال مربوط به خطوط جریان لحظه‌ای در این زمان، قابل مشاهده است. نکته قابل ذکر این است که با وجود افزایش ناحیه جدایش در فاز خاموش، منطقه جدایش جریان همچنان از حالت ایرفویل مبنا کوچکتر است و نقطه شروع جدایش در حالت کنترل شده به پایین دست جریان منتقل شده است. این پدیده از مقایسه خطوط جریان در زمان $t/T=1$ با حالت مبنا، قابل مشاهده است.



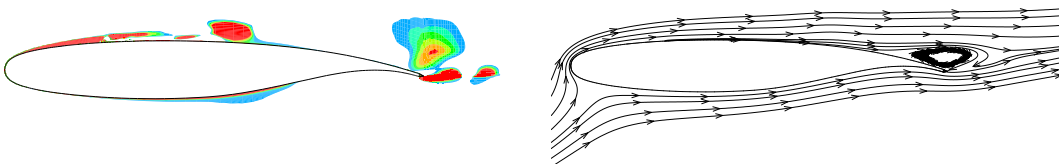
Q-Criterion 100000 200000 300000 400000 500000



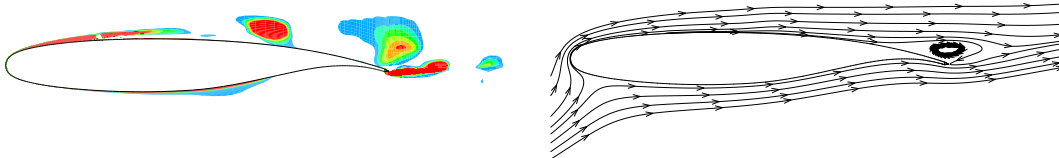
Baseline



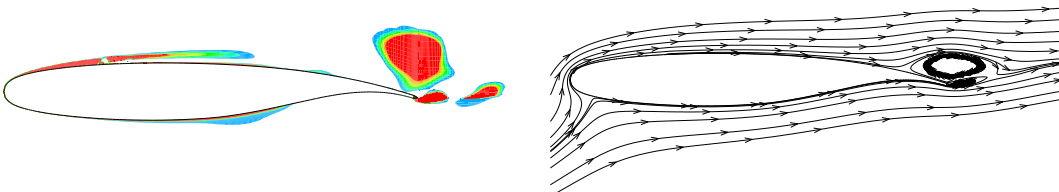
$t/T=0.02$



$t/T=0.05$



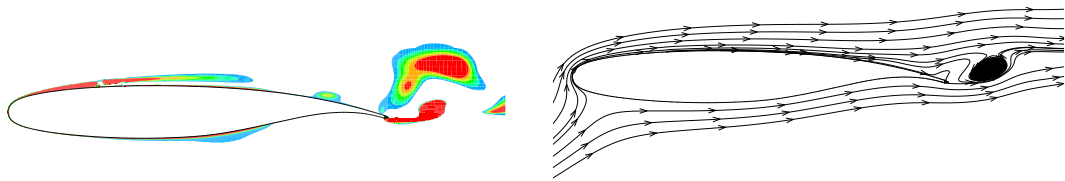
$t/T=0.1$



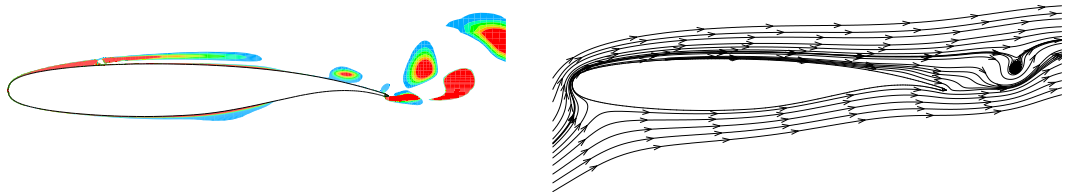
$t/T=0.2$

شکل ۱۴. سیر شکل گیری و تکامل جریان روی سطح ایرفویل در حالت کنترل شده با فرکانس تحریک 20 هرتز در زاویه حمله 16 درجه و رینولدز 1×10^6 ، نمایی از پارامتر Q-Criterion (ستون سمت چپ) و خطوط جریان (ستون سمت راست)

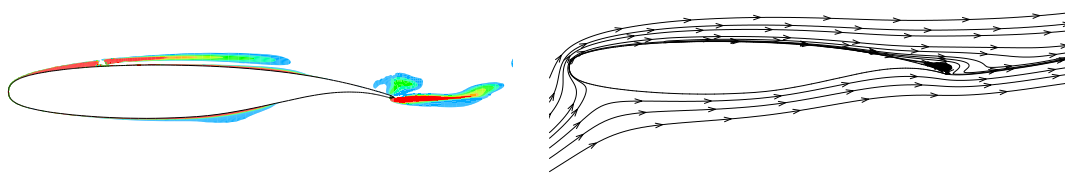
Q-Criterion 100000 200000 300000 400000 500000



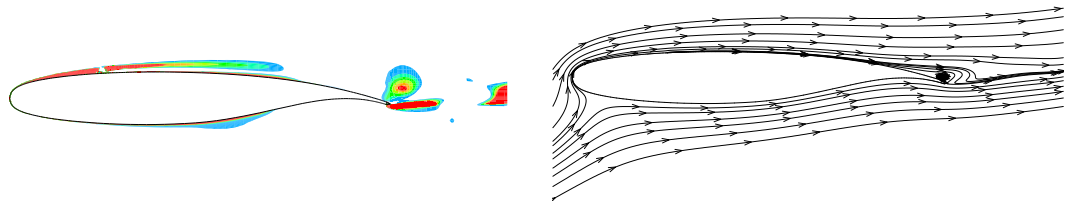
$t/T=0.25$



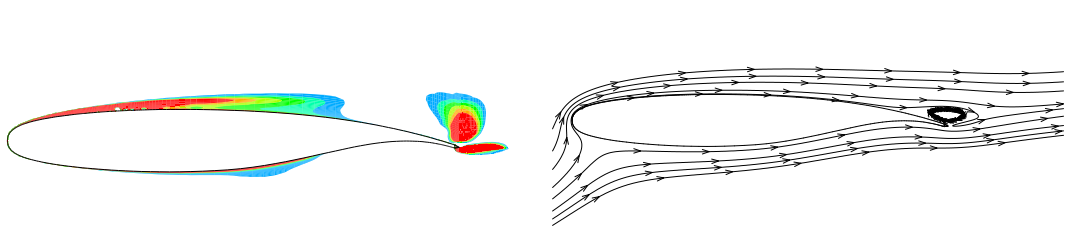
$t/T=0.3$



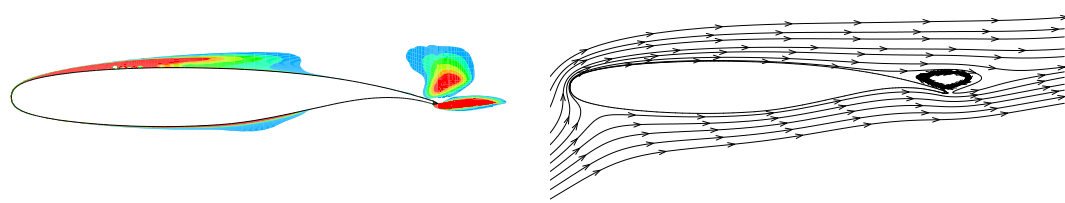
$t/T=0.45$



$t/T=0.55$



$t/T=0.85$



$t/T=1$

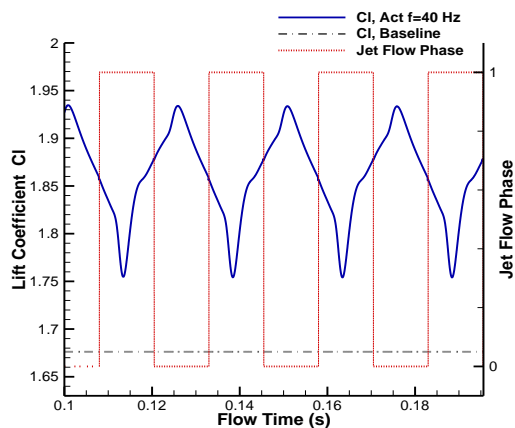
شکل ۱۴. ادامه



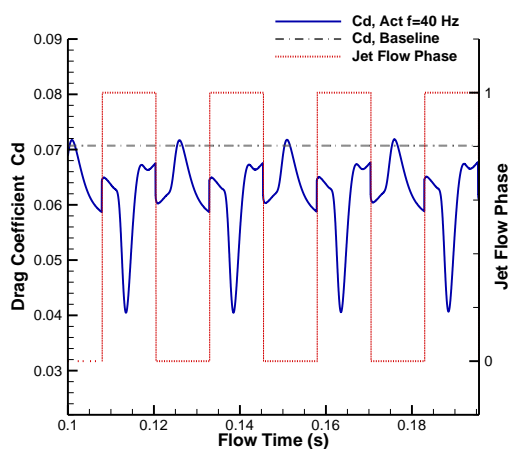


تحریک جریان روی سطح ایرفویل به وسیله جت مولد گردابه، اثر مستقیم بر توزیع فشار و در نتیجه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل دارد. شکل‌های ۱۵ و ۱۶ به ترتیب تغییرات لحظه‌ای مقادیر ضریب برآ و پسای ایرفویل در زاویه حمله ۱۶ درجه، را تحت تأثیر عملگر جت مولد گردابه، برای یک بازه زمانی مشخص نشان می‌دهند. در این دو نمودار، فاز باز و بسته بودن جریان جت مولد گردابه نیز به صورت مقادیر صفر و یک نشان داده شده است. همچنین برای مقایسه ضرایب آیرودینامیکی حالت کنترل شده با حالت مبنا، مقادیر مدل مبنا نیز به صورت خط ناپیوسته نشان داده شده است. همان‌طور که از این شکل‌ها مشخص است، اعمال تحریک پالسی توسط عملگر جت مولد گردابه، به طور کلی اثر مثبتی در افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا داشته است. با دقت بیشتر بر تغییرات لحظه‌ای مقادیر نیروی برآ و پسا در شکل ۱۵ و ۱۶ مشخص می‌شود که این نیروها حتی در فاز خاموش عملگر نیز مقادیر بهبود یافته‌تری را نتیجه داده‌اند و اثر مثبت عملگر حتی در فاز خاموش نیز ادامه دارد. این مسئله را می‌توان این گونه شرح داد که با استفاده از دمش محلی در فاز روشن عملگر، ممنوم جدیدی در لایه‌های مرزی باز چینی می‌شود که ورتیسیتته مطلوب در مکانی بلافاصله در پایین دست عملگر را تولید می‌کند. همان‌طور که در شکل ۱۴ نشان داده شد، این توده سیال با مقادیر ورتیسیتته بیشتر، شروع به حرکت انتقالی به پایین دست جریان می‌نماید. در طی زمان انتقال جریان به پایین دست، برآ کاهش می‌یابد. اما در ادامه، گردابه‌های تولید شده اختلاط جریان را افزایش داده و منجر به توزیع انتقالی مجدد ممنوم در سراسر لایه

مرزی و ارتقاء انتقال ممنوم آشفتنه می‌شوند. از اینرو روند کاهش نیروی برآ معکوس شده و شروع به افزایش مجدد می‌کند. این حالت در فاز خاموش شدن عملگر نیز مشاهده می‌شود. در واقع تأخیر فاز عکس‌العمل جریان نسبت به روشن و خاموش شدن عملگر، باعث ایجاد چنین روندی در تغییرات لحظه‌ای نیروی برآ و پسا می‌شود. نکته قابل توجه دیگر میزان اثرگذاری حضور جت هوا در مقادیر نیروی پسا است که با هر بار تغییر فاز از روشن به خاموش و برعکس، تغییرات پله‌ای و شدیدی را در مقادیر نیروی پسا ایجاد نموده است.



شکل ۱۵. ضریب نیروی برآ لحظه‌ای برای ایرفول کنترل شده و مبنا در زاویه حمله ۱۶ درجه



شکل ۱۶. ضریب نیروی پسا لحظه‌ای برای ایرفول کنترل شده و مبنا در زاویه حمله ۱۶ درجه

۴. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این تحقیق چگونگی کنترل جدایش جریان به وسیله یک عملگر جت مولد گردابه روی یک ایرفویل با مقطع NASA SC(2)-0714 به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفت تا نحوه عملکرد این عملگر مورد ارزیابی قرار گیرد. در این مطالعه، عملگر جت پالسی به صورت یک شکاف در مکان ۲۵ درصد از وتر و روی سطح ایرفویل مدل‌سازی شد. جت هوای خروجی از شکاف نیز با سرعت ۱۲۰ متر بر ثانیه و به صورت پالسی با فرکانس ۴۰ هرتز و سیکل کاری ۵۰ درصد، طراحی شد. شبیه‌سازی عددی در جریان با رینولدز 1×10^6 و در زوایای حمله ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه انجام گرفت که در این زوایای حمله، ایرفویل شرایط جدایش جریان و پسا‌واماندگی را تجربه می‌کند.

نتایج شبیه‌سازی عددی نشان داد، روش کنترلی طراحی شده توانست جدایش جریان در زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه، را با موفقیت به تأخیر اندازد و از میزان منطقه جدایش جریان روی سطح ایرفویل بکاهد. در نتیجه در زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه، ضریب برآ به ترتیب ۷/۴ و ۱۰/۹ درصد افزایش و ضریب پسا نیز به ترتیب ۶/۴ و ۱۶/۷ درصد کاهش یافت. در نتیجه حداکثر ضریب برآی مقطع بال در زاویه حمله ۱۶ درجه از حدود ۱/۶۷۶ به ۱/۸۵۸ افزایش یافت. همچنین در زاویه حمله ۱۸ درجه که در منطقه پسا‌واماندگی قرار دارد، تحریک کنترلی، جدایش جریان بزرگ روی ایرفویل را حذف کرد و جریان در محدوده قابل توجهی از وتر ایرفویل به سطح ایرفویل متصل شد. در نتیجه علاوه بر افزایش قابل توجه ضریب برآ از ۰/۷۹۸ به ۱/۷۵۲، زاویه استال ایرفویل نیز افزایش یافت. در این تحقیق

برای درک بهتر از چگونگی عملکرد جت مولد گردابه پالسی، اثرات ناشی از جت هوای ناپایا روی مشخصات لحظه‌ای و متوسط‌گیری شده جریان بررسی و تغییرات فیزیکی و الگوی گردابه‌ای جریان روی سطح ایرفویل مورد بررسی قرار گرفت.

از مباحث انجام شده در این تحقیق می‌توان نتیجه‌گیری کرد که جت مولد گردابه پالسی، جریان را با دو مکانیزم متمایز افزایش سرعت در نزدیکی سطح مقطع بال و دیگری ایجاد ساختارهای گردابه‌ای متناوب، تحت تأثیر قرار داد. این ساختارهای گردابه‌ای منظم، اختلاط آشفته بین لایه مرزی نزدیک به سطح با ممنتوم کم و قسمت‌های دورتر با ممنتوم بالا را افزایش داد. در این صورت هوا و انرژی مصرفی سیستم کنترل جریان می‌تواند به طور قابل توجهی در مقایسه با جت پایا، کاهش یابد. عملکرد مکانیزم‌های کنترلی ذکر شده، الگوی جریان را در سرتاسر مقطع بال از لبه حمله تا لبه فرار تغییر داد، به گونه‌ای که حداکثر فشار مکش در لبه حمله افزایش و بازیابی فشار روی سطح ایرفویل بهبود یافت. این تغییرات اصلاحی منجر به افزایش سرعت جریان و در نتیجه افزایش فشار مکش و در نهایت حذف جدایش جریان روی سطح بالایی مقطع بال شد. با نتایج به دست آمده می‌توان این تکنیک را به عنوان یک روش کنترلی مناسب در به تأخیر انداختن جدایش جریان و کاهش تلفات مرتبط با آن شناخت.

۵. مآخذ

[1] Gad-el-Hak, M., Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management, Cambridge University Press, New York, 2006.



- [13] Fallahian; a., Shams Taleghani; A., Esmailpour, K., Three-Dimensional Numerical Study of the Effect of Blowing Angle on the Aerodynamic Characteristics of a Wing Section with NACA 0012 Airfoil, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 12, 1, 2023. (in Persian فارسی)
- [14] Godard, G., Foucaut, J.M., & Stanislas, M., Control of a Decelerating Boundary Layer. Part 2: Optimization of Slotted Jets Vortex Generators, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 5, pp. 394-400, 2006.
- [15] Zhang, X. and M.W., Collins, Measurements of a Longitudinal Vortex Generated by a Rectangular Jet in a Turbulent Boundary Layer, *Physics of Fluids*, Vol. 9, No. 6, pp. 1665-1673, 1997.
- [16] 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.
- [17] McManus, K., Joshi, P., Legner, H. and Davis, S., Active control of aerodynamic stall using pulsed jet actuators, *The 26th AIAA Fluid Dynamics Conference*, p. AIAA 95- 2187, California, 1995.
- [18] Tilmann, C.P., Langan, K.J., Betterton, J.G. and Wilson, M.J., Characterization of Pulsed Vortex Generator Jets for Active Flow Control, *Air Force Research Laboratory AFRL-VA-WP-TP-2003- 336*, Wright-Patterson Air Force Base, 2003.
- [19] Ortmanns, J., Kähler, C.J. and Weg, B., Investigation of Pulsed Actuators for Active Flow Control Using Phase Locked Stereoscopic Particle Image Velocimetry, In *International Symposium on Applications of Laser Techniques in Fluid Mechanics*, Vol. 12, July, 2004.
- [20] Scholz, P., Ortmanns, J., Kähler, C. J. and Radespiel, R., Influencing the Mixing Process in a Turbulent Boundary Layer by Pulsed Jet Actuators, In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics*, V, Vol. 92, pp. 265-272, Berlin, 2006.
- [21] Seifert, A., Darabi, A., and Wyganski I.J., Delay of Airfoil Stall by Periodic Excitation, *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 4, pp. 691-698, 1996.
- [22] Greenblatt D, Wygnanski I.J., The Control of Flow Separation by Periodic Excitation, *Progress in aerospace Sciences*, Vol. 36, No. 7, pp. 487-545, 2000.
- [23] Sellers, W., Jones, G., and Moore, M., Flow Control Research at NASA Langley in Support of High-Lift Augmentation, *Biennial International Powered Lift*
- [2] 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, pp. 89-97, 2012. (in Persian فارسی)
- [3] Radespiel, R., Burnazzi, M., Casper, M., and Scholz, P., Active Flow Control for High Lift with Steady Blowing, *The Aeronautical Journal*, Vol. 120, No. 1223, pp. 171-200, 2016.
- [4] Mirzaei, M., Taleghani, A., Shadaram, A., Experimental study of vortex shedding control using plasma actuator, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 186, pp. 75-86, 2012.
- [5] Pauley, W. R. and Eaton, J. K., Experimental study of the development of longitudinal vortex pairs embedded in a turbulent boundary layer, *AIAA journal*, Vol. 26, No. 7, pp.816-823, 1988.
- [6] Fiedler, H.E. and Fernholz, H.H., On Management and Control of Turbulent Shear Flows, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 27, No. 4, pp.305-387, 1990.
- [7] Godard, G. and Stanislas, M., Control of a Decelerating Boundary Layer. Part 1: Optimization of Passive Vortex Generators, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 3, pp. 181-191, 2006.
- [8] Godard, G. and Stanislas, M., Control of a Decelerating Boundary Layer. Part 3: Optimization of Round Jets Vortex Generators, *Aerospace science and technology*, Vol. 10, No. 6, pp. 455-464, 2006.
- [9] Kostas, J., Foucaut, J.M. and Stanislas, M., The Effects of Pulse Frequency and Duty Cycle on the Skin Friction Downstream of Pulsed Jet Vortex Generators in an Adverse Pressure Gradient Turbulent Boundary Layer, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, No. 1, pp. 36-48, 2009.
- [10] Aley, K.S., Guha, T.K. and Kumar, R., Active Flow Control of a High-Lift Supercritical Airfoil with Microjet Actuators, *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 5, pp. 2053-2069, 2020.
- [11] Pour Razzaghi, M.J., Xu, C., Liu, Y. and Masoumi, Y., The Effects of Minute Vortex Generator Jet in a Turbulent Boundary Layer with Adverse Pressure Gradient, *Science Progress*, Vol. 104, No. 2, p.00368504211023294, 2021.
- [12] Chanzy, Q., Garnier, E. and Bur, R., Optimization of a Fluidic Vortex Generator's Control in a Transonic Channel Flow, *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 12, pp.5216-5227, 2020.



a 14-Percent-Thick NASA Phase 2 Supercritical Airfoil Designed for a Lift Coefficient of 0.7.

- [34] Schlichting, H., Boundary Layer Theory, McGraw-Hill Book Company, New York, 1987.
- [35] Radespiel, R., Burnazzi, M., Casper, M., and Scholz, P., Active Flow Control for High Lift With Steady Blowing, The Aeronautical Journal, Vol. 120, No. 1223, pp. 171–200, 2016.

۶. پی‌نوشت

1. Form Drag
2. Streamwise Vortices
3. Retractable Mechanical Vortex Generators
4. Pitched and/or Skewed Slot
5. Vortex Generator Jets (VGJ)
6. Buffet
7. User-Defined Function (UDF)

- Conference and Exhibit, p. AIAA 2002-6006, Virginia, 2002.
- [24] Seifert, A., Greenblatt, D. and Wygnanski, I.J., Active Separation Control: an Overview of Reynolds and Mach Numbers Effects, Aerospace Science and Technology, Vol. 8, No. 7, pp. 569-582, 2004.
- [25] Bernardini, C., Benton, S.I., Chen, J.P., and Bons, J.P., Pulsed Jet Laminar Separation Control Using Instability Exploitation, AIAA Journal, Vol. 52, No. 1, pp. 104–115, 2014.
- [26] Abdolahipour, S., Mani, M., Shams Taleghani, A., Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator, Flow, Turbulence and Combustion, Vol. 109, pp. 65–100, 2022.
- [27] Najafi, Ehsan, and Soheila Abdolahipour., 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.
- [28] 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, pp. 1434-1440, 2012.
- [29] 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)
- [30] 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 Journal, Vol. 12, No. 1, pp. 106-114, 2012. (in Persian فارسی)
- [31] Abdolahipour 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.
- [32] 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, pp. 83-96, 2022.
- [33] NASA Technical Memorandum 81912 Low-Speed Aerodynamic Characteristics of

