

مطالعه تأثیر موقعیت عملگر جت مصنوعی در به تأخیر انداختن واماندگی ایرفویل مافوق بحرانی

احسان نجفی^۱، سید آرش سید شمس طالقانی^{۲*}، سهیلا عبدالهی پور^۳

۱- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

۲- دکتری مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

۳- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۸/۱۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۹)

چکیده

هدف از مطالعه حاضر به تعویق انداختن واماندگی و افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل مافوق بحرانی (NASA GAW-2) با استفاده از عملگر جت مصنوعی است. در این پژوهش، حرکت دیافراگم و جریان خروجی حاصل از عملگر جت مصنوعی به صورت عددی و با استفاده از نرم افزار فلونت شبیه سازی شده است. شبیه سازی جریان به وسیله حل معادلات ناویر-استوکس در شرایط جریان آشفتگی و ناپایا در محدوده جریان زیرصوت انجام شد. قبل از شبیه سازی عملگر جت مصنوعی، ابتدا جریان در اطراف ایرفویل غیرکنترلی به صورت عددی شبیه سازی شده و خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل با نتایج تجربی موجود مقایسه و اعتبارسنجی شده است. در گام بعد تأثیر عملگر جت مصنوعی در به تأخیر انداختن جدایش ناحیه واماندگی و افزایش عملکرد آیرودینامیکی به صورت عددی شبیه سازی شد. از بین پارامترهای مؤثر در کارایی عملگر، محل قرارگیری عملگر روی ایرفویل مورد مطالعه عددی قرار گرفته است. در این پژوهش، شبیه سازی جت مصنوعی در سه موقعیت ۱۲، ۲۰ و ۳۰ درصد طول وتر ایرفویل برای شناسایی مکان بهینه روی ایرفویل انجام شد. از بین سه موقعیت مورد مطالعه مکان ۳۰٪ در همه زوایای حمله توانست ضریب برآی بیشتری نسبت به بیشینه ضریب برآ در حالت غیرکنترلی به دست دهد. بیشترین مقدار ضریب برآ با استفاده از کنترل جریان در زاویه حمله ۱۸ درجه با ۶٪ افزایش ضریب برآ نسبت به بیشینه حالت غیرکنترلی دیده می شود. همچنین ضریب پسا در موقعیت ۳۰٪ طول وتر و زاویه حمله ۲۰ درجه، ۲۶٪ نسبت به حالت غیرکنترلی کاهش یافت.

واژه های کلیدی: عملگر جت مصنوعی، کنترل جریان، ایرفویل مافوق بحرانی، عملکرد آیرودینامیکی، جدایش

Investigation of Synthetic Jet Actuator Position in Delaying Separation of a Supercritical Airfoil

Ehsan Najafi, Seyed Arash Seyed Shams Taleghani, * and Soheila Abdolahipour

Abstract

The aim of present study is to delay stall and increase the aerodynamic performance of NASA GAW- (2) supercritical airfoil by using a synthetic jet actuator. In this research, the diaphragm movement and the generated jet flow of the actuator are numerically simulated using Fluent Software. The flow simulation was performed by solving the Navier-Stokes equations under turbulent and unsteady flow conditions in the subsonic flow. Before simulating the actuator, the flow around the based airfoil is first numerically simulated and aerodynamic properties of the airfoil are compared and validated with the existing experimental results. In the next step, the effect of the synthetic jet actuator in delaying separation in stall region and increasing aerodynamic performance is numerically simulated. The location of the actuator on the airfoil has been studied. In this study, synthetic jet simulations were performed in three locations of 12, 20 and 30% of the airfoil chord length to identify the optimal location for actuation. The location of 30% of airfoil chord length at all angles of attack was able to provide a higher C_L than the maximum C_L in the based airfoil. The highest value of the lift can be seen by using the flow control at an angle of attack of 18 degrees with a 6% lift increment compared to the based airfoil. Moreover, the drag coefficient in the position of 30% of the chord length and the angle of attack of 20 degrees decreased by 26% compared to the based airfoil.

Key words: Synthetic Jet Actuator, Flow control, Supercritical airfoil, Aerodynamic performance, Separation

* نویسنده پاسخگو: سید آرش سید شمس طالقانی، پست الکترونیک: arash.taleghani@gmail.com

این مقاله تحت لایسنس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لایسنس از آدرس <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.



مقدمه

روش‌های کنترل فعال و غیرفعال جریان بر روی ایرفویل و سطوح آیرودینامیکی بیش از چند دهه است که مورد توجه متخصصان آیرودینامیک قرار گرفته است. از مهمترین این روش‌ها می‌توان به روش‌های کنترل فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [۷-۱]، مکش [۸]، دمش پالسی [۹-۱۰]، امواج آکوستیک سطحی [۱۴-۱۱]، روش‌های مغناطیسی هیدرودینامیکی [۱۶-۱۵] و روش‌های کنترل غیرفعال سطوح متخلخل [۱۹-۱۷] اشاره نمود. توسعه علم کنترل جریان منجر به ظهور عملگرهای کنترلی و بررسی مطالعات پارامتری بر روی آن‌ها شده است [۲۲-۲۰]. مرور جامعی از بیشتر این عملگرها توسط کاتافستا و شپلک [۲۳] انجام شده است.

در هواپیماهای مدرن امروز از ترکیب ایرفویل‌های متفاوت با عملگردهای بالا برای طراحی بال استفاده می‌شود. تاثیرات ایرفویل شامل مسافت نشست و برخاست هواپیما، سرعت واماندگی، کنترل پرواز در حین واماندگی و به‌طور کلی بازده آیرودینامیکی طی مراحل پرواز می‌شود. اغلب، عملکرد ایرفویل در ناحیه واماندگی (نقطه جدایش جریان) با خطر مواجه می‌شود. روش‌های کنترل جریان فعال و غیرفعال به‌منظور جلوگیری از جدایش جریان مفید هستند و از عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل محافظت می‌کنند. کنترل غیرفعال جریان نیازی به انرژی برای حرکت عملگر ندارد، درحالی‌که کنترل فعال جریان به انرژی ورودی نیازمند است. کنترل غیرفعال جریان، به‌طور کلی شامل تغییرات در هندسه جسم برای رسیدن به هدفی خاص است [۲۴]. ابزار تولیدکننده گردابه [۲۵]، ریلته‌ها [۲۶]، سطوح جاذب [۲۷] و... از جمله روش‌های جالب کنترل جریان غیرفعال هستند. در مقابل، روش‌های کنترلی فعال (دمش، مکش، جت با سرعت متغیر، جت با سرعت ضربانی و...) می‌توانند در شرایط یکسان، بهینه‌تر از روش‌های غیرفعال عمل کنند. به تبع آن، روش‌های کنترل جریان فعال در کاربردهای وسیعی مثل کنترل آشفتگی در مقیاس کوچک، کنترل جت، افزایش اختلاط و کنترل جدایش و لایه مرزی کاربرد دارند [۲۸].

در این مطالعه، به شبیه‌سازی اثرات عملگر جت مصنوعی که از روش‌های کنترل جریان به روش فعال است، پرداخته می‌شود. اولین بار این‌گارد و لابییت حین انجام آزمایش مشاهده کردند که جت‌هایی با شار جرمی خالص صفر به وجود

می‌آید [۲۹]. بعدها مدینکوو و همکارانش گزارش‌هایی مبنی بر جت با شار جرمی خالص صفر تا سرعت ۱۷ متر بر ثانیه ارائه کردند [۲۹]. عملگر جت مصنوعی وسیله‌ای با شار جرمی صفر است که به صورت متناوب براساس فرکانس ورودی، عمل مکش و دمش جریان از یک دهانه کوچک را انجام می‌دهد. دمش و مکش جت توسط پیستون نوسانی که درون محفظه کار گذاشته شده اعمال می‌شود. عملکرد و بازده جت تولید شده به پارامترهای مختلفی از قبیل فرکانس، دامنه و مکان تحریک بستگی دارد. عملگر جت مصنوعی برای کاربردهای آیرودینامیکی از قبیل به تأخیر انداختن واماندگی، افزایش برای بال‌هایی با ابعاد کوچک، تغییر برای وسایل پرنده و... کاربرد دارند. شبیه‌سازی موفق عملگر به فاکتورهای مهمی مانند مدل آشفتگی و شرایط مرزی بستگی دارد. به‌طور کلی عملگرهای جت مصنوعی شامل اجزایی از قبیل دیافراگم، محفظه و روزنه به‌منظور ورود و خروج جریان سیال هستند. روزنه جت مصنوعی می‌تواند به شکل دایروی، بیضی و یا مستطیلی باشد که بسته به نوع شرایط کنترل جریان انتخاب می‌شود. یکی از پارامترهای انتخاب نوع روزنه، حجم حباب‌های به وجود آمده از جدایش می‌باشد. جت مصنوعی از راه روزنه و با استفاده از حرکت نوسانی دیافراگم شکل می‌گیرد. روش‌های مختلفی به منظور ایجاد حرکت پالسی دیافراگم در عملگرهای جت مصنوعی استفاده می‌شود. امواج صوتی، عملگرهای پیزوالکتریکی و یا سیستم سیلندر پیستون می‌توانند به‌عنوان محرک جت مصنوعی استفاده شوند. از امواج صوتی اولین بار این‌گارد و لابییت به‌عنوان محرک جت مصنوعی استفاده کردند. شکل ۱ طرح کلی عملگر جت مصنوعی و پارامترهای لازم برای طراحی آن را نمایش می‌دهد [۲۹].

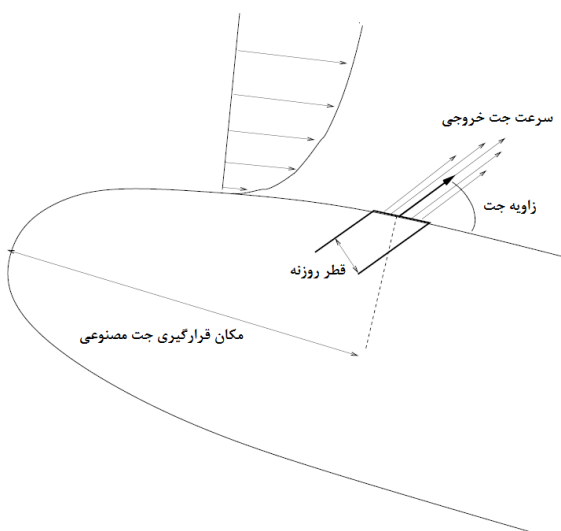
اولین استفاده از جت‌های مصنوعی به‌عنوان روشی برای کنترل جریان توسط اسمیت و همکارانش [۳۰] مطرح شد. مطالعات وسیع اسمیت و همکارانش ادامه یافت تا اینکه آزمایش‌ها نشان داد عملگر جت مصنوعی می‌تواند به‌عنوان ابزاری مؤثر برای کنترل جریان استفاده شود. پژوهش‌های اولیه کنترل جریان با استفاده از عملگر جت مصنوعی بر روی برآمدگی سطح انجام گرفت [۳۱]. پژوهشگران از نمونه‌های مختلفی در کارهای تحقیقاتی خود برای مطالعه اثربخشی جت مصنوعی در کنترل جریان استفاده کردند. به‌عنوان مثال نیکلاس راسی و همکارانش [۳۲] کنترل جدایش روی دم

نتایج نشان داد که موقعیت ۱۲٪ در زاویه حمله ۲۲ درجه، ضرایب آیرودینامیکی مطلوب‌تری نسبت به سایر موقعیت‌های قرارگیری عملگر را دارا است. اما ضریب برآی بیشینه در این تحقیق با استفاده از کنترل جریان تغییری نداشته است.

اساس پژوهش‌های پیشین عمدتاً بر روی بهبود ضرایب آیرودینامیکی استوار شده است. در تحقیق حاضر افزایش ضریب برآ نسبت به تحقیقات مشابه پیشین با جابجایی موقعیت عملگر تا فاصله ۳۰٪ طول وتر مد نظر قرار دارد تا علاوه بر بهبود برآ و کاهش پسا، قابلیت عملیاتی شدن قرارگیری محفظه جت مصنوعی در نزدیک لبه حمله نیز با اطمینان بیشتری بررسی شود. همچنین هدف مهم دیگر در تحقیق حاضر افزایش ضریب برآی بیشینه ایرفویل تحت تحریک با عملگر جت مصنوعی در موقعیتهای مختلف عملگر است.

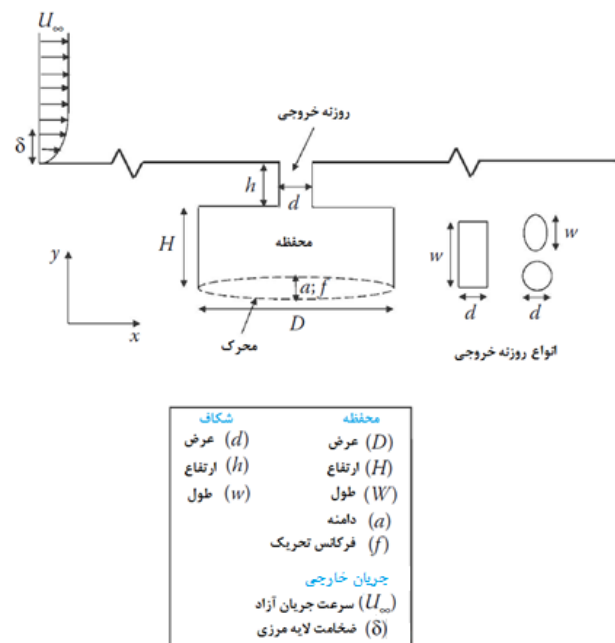
پارامترهای تأثیرگذار بر عملکرد کنترل جریان به روش جت مصنوعی

پارامترهای تأثیرگذار بر عملکرد جت مصنوعی عبارتند از محل قرارگیری عملگر، فرکانس تحریک عملگر، قطر روزنه جت خروجی و زاویه تزریق جت که برای کنترل جریان به‌ویژه کنترل جدایش، بسیار مهم هستند. شکل ۲ برخی از عوامل تأثیرگذار بر عملکرد جت مصنوعی را نمایش می‌دهد.



شکل ۲- عوامل موثر بر عملکرد جت مصنوعی

عمودی هواپیما و ویرتز و هواماکرز [۳۳] کنترل جدایش بر روی فلپ و اسلات را با استفاده از جت مصنوعی تحقیق نمودند. برخی دیگر از محققان نیز پارامترهای هندسی مختص به عملگر را اساس مطالعات خود قرار دادند. پژوهشگرانی همچون لیندسترم و آمیتای [۳۴] تأثیر هندسه روزنه عملگر، میو و همکارانش [۳۵] اثرات تغییر هندسه محفظه عملگر، ایشیباشی و میاجی [۳۶] تغییر زاویه جت خروجی را بر روی عملکرد جت مصنوعی بررسی و مطالعه کردند. زمان و کالی [۳۷] تأثیر فرکانس تحریک عملگر در به تعویق انداختن جدایش، ین و احمد [۳۸] نقش تأثیر فرکانس و جهت‌گیری عملگر در ایجاد گردابه‌های دینامیکی و باتملی و پاکوود [۳۹] نیز اثرات استفاده از فرکانس‌های تحریک بالا به منظور کنترل جریان را مورد پژوهش قرار دادند. پژوهشگران دیگری نیز به استفاده ترکیبی از عملگر جت مصنوعی و دیگر روش‌های کنترل جریان پرداختند. اونو و همکارانش [۴۰] از تولیدکننده‌های گردابه و تانگ و آگراوال [۴۱] از دمش به همراه عملگر جت مصنوعی به منظور کنترل جریان استفاده کردند.



شکل ۱- طرح کلی عملگر جت مصنوعی

دورانی و هایدرا [۴۲] نشان دادند استفاده از عملگر جت مصنوعی در موقعیت ۱۲٪ طول وتر ایرفویل در زاویه‌های حمله بعد از واماندگی می‌تواند ضریب برآ را بهبود ببخشد. همچنین

با در نظر گرفتن جریان تراکم‌ناپذیر و ثابت فرض کردن ضریب ویسکوزیته، شکل معادله ناویراستوکس به صورت رابطه ۲ خواهد بود [۴۵]:

$$\rho \frac{DV}{Dt} = \rho f - \nabla P + \mu \nabla^2 V \quad (2)$$

از مدل آشفتگی اسپالارات-آلماراس برای کلیه شبیه‌سازی‌های ارائه شده در این تحقیق، بهره گرفته شده است. مدل اسپالارات-آلماراس یک مدل تک معادله‌ای است که برای کاربردهای هوافضایی ارائه شده است. مدل اسپالارات برای لایه‌های مرزی که در معرض گرادبان فشار معکوس قرار دارند، کاربردهای توربو ماشینی، جریان‌های شبه دوبعدی با پیچیدگی کم و... نتایج خوبی از خود نشان داده است. همچنین لبه حمله ایرفویل به عنوان مرجع محاسبات در نظر گرفته شده و فشار نسبی در این نقطه صفر می‌باشد.

مدل‌سازی عملگر جت مصنوعی

عملگر جت مصنوعی الزاما دارای فرکانس و دامنه تحریک است. اولین مطالعه در زمینه شبیه‌سازی و اعتبارسنجی جت مصنوعی با استفاده از حل جریان تراکم‌ناپذیر معادلات ناویراستوکس به‌وسیله کرال در سال ۱۹۹۷ انجام گرفت [۲۹]. در مطالعه کرال، سرعت خروجی از روزنه عملگر به صورت عمود بر جریان خارجی شبیه‌سازی شد. در مطالعه عددی پیش‌رو از محاسبات کرال برای شبیه‌سازی جت استفاده می‌شود. در جریان‌های تراکم‌ناپذیر و با استفاده از قانون بقای جرم رابطه ساده شده ۳ برای محفظه و سرعت جت به دست می‌آید [۲۹]:

$$\int_{-d/2}^{d/2} v(x, 0, t) dx = \int_{-D/2}^{D/2} v(x, -H, t) dx \quad (3)$$

که v بردار سرعت عمودی، H ارتفاع محفظه عملگر، D و d مقادیر طول محفظه و روزنه خروجی جت هستند. با استفاده از قضیه مقدار میانگین و فرض این که عملگر به صورت سینوسی نوسان می‌کند، رابطه ۳ به شکل رابطه ۴ در خواهد آمد [۲۹]:

$$V_j(t) = v_a \sin(\omega t) \quad (4)$$

نمونه مورد مطالعه در پژوهش حاضر ایرفویل NASA GAW-(2)، یکی از انواع ایرفویل‌های مافوق بحرانی است. خاصیت ایرفویل‌های مافوق بحرانی این است که موج ضربه‌ای ضعیف‌تری نسبت به ایرفویل‌های معمولی ایجاد می‌کنند و هواپیماهایی که این ایرفویل‌ها در آن‌ها به کار رفته است می‌توانند در سرعت‌های بالاتری پرواز کنند [۴۳]. از نمونه تحقیقات انجام شده در زمینه ایرفویل‌های مافوق بحرانی در داخل کشور می‌توان به تحقیق عبدالهی پور و همکارانش [۴۴] اشاره نمود. در مطالعه حاضر از میان پارامترهای موثر بر عملکرد جت مصنوعی، تغییر مکان عملگر مورد مطالعه و شبیه‌سازی قرار گرفته است. به منظور دستیابی به کنترل یا کاهش جدایش جریان به‌وسیله تحریک، بایستی عملگر را در بالادست جریان؛ یعنی محدوده‌ای که جدایش جریان رخ نداده است، قرار داد تا بتواند مومنتوم لازم را در ناحیه جدا شده از سطح ایرفویل تزریق نموده و جدایش را به پایین دست جریان انتقال دهد.

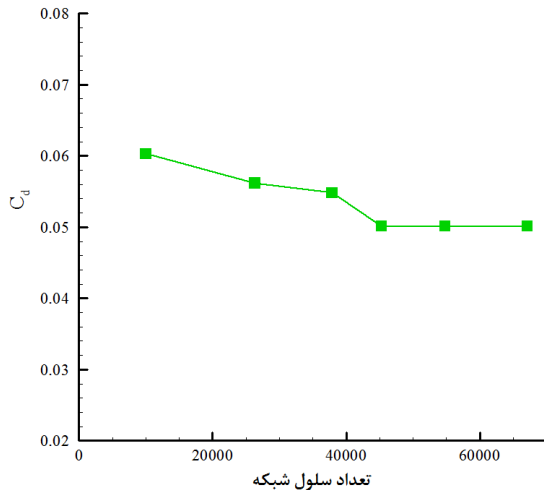
روش محاسباتی و معادلات حاکم

در مطالعه حاضر برای شبیه‌سازی مسئله از نرم‌افزار فلونت استفاده شده است. با استفاده از این نرم‌افزار دامنه حل به تعداد محدودی حجم کنترلی تقسیم می‌شود که با بهره‌گیری از فرم انتگرالی معادلات بقا، معادله جبری مناسبی برای رفتار جریان تقریب زده می‌شود که از حل آن‌ها تصویر کاملی از رفتار جریان به دست می‌آید [۴۵].

در پژوهش حاضر از دامنه محاسباتی نوع C استفاده شده است و شرایط مرزی در دامنه محاسباتی شامل سرعت ورودی، فشار خروجی و دیواره بدون لغزش می‌شود. با توجه به تغییر سرعت عملگر جت مصنوعی با زمان، معادلات حاکم بر جریان از نوع ناپایا و تراکم‌ناپذیر، گسسته‌سازی همه معادلات از مرتبه دو و حل معادلات بر پایه فشار می‌باشد. همچنین در کوپلینگ میدان سرعت و فشار از الگوریتم سیمپل استفاده شده است. برای کلیه شبیه‌سازی‌ها عدد ماخ جریان آزاد ۰/۱۵ و عدد رینولدز بر حسب وتر ایرفویل $2/1 \times 10^6$ می‌باشد.

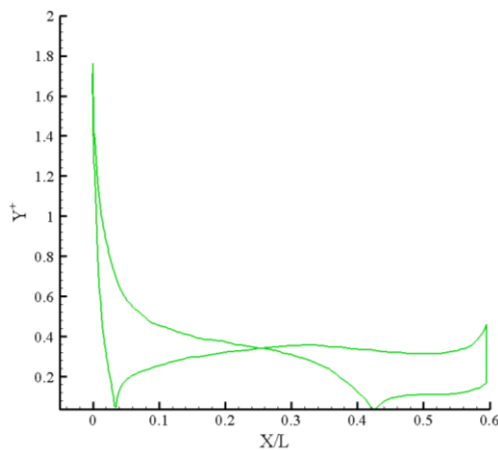
معادله پیوستگی برای جریان تراکم‌ناپذیر به صورت رابطه ۱ بیان می‌گردد [۴۵]:

$$(\vec{\nabla} \cdot \vec{V}) = 0 \quad (1)$$



شکل ۳- بررسی استقلال از شبکه برای ضریب پسا

ملاحظه می‌شود که از تعداد سلول ۴۸۰۰۰ به بعد، با افزایش سلول، ضریب پسا تقریباً مقدار ثابتی دارد و جواب عددی از تعداد سلول‌های شبکه مستقل می‌باشد. با توجه به ماهیت مسئله در پژوهش حاضر، باید لایه مرزی را بتوان به نحو خوبی شبیه‌سازی کرد. معیاری که میزان کارایی شبکه-بندی برای لایه مرزی را می‌تواند محک بزند، مقدار ارتفاع اولین سلول از سطح یا همان Y^+ است. مقدار توصیه شده Y^+ برای مدل آشفتگی اسپالارات-آلماراس توسط نرم‌افزار فلونت برابر ۱ است ولی در مطالعه عددی حاضر برای دقت بیشتر، این مقدار کمتر از ۱ لحاظ شده است. شکل ۴ تغییرات Y^+ را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴ ناحیه کوچکی نزدیک لبه حمله ایرفویل Y^+ بزرگتر از ۱ دارد که می‌توان از آن صرف‌نظر کرد.

شکل ۴- تغییرات Y^+ روی سطح ایرفویل

در رابطه ۴، V_j متوسط سرعت جت خروجی از روزنه و v_a دامنه تحریک جت مصنوعی است. با نوشتن رابطه پیوستگی بین روزنه جت و دیافراگم، دامنه از رابطه ۵ به دست می‌آید.

$$v_a = \left(\frac{D}{d}\right)^p v_m \quad (5)$$

در رابطه ۵، v_m سرعت محرک و p با توجه به نوع شکل روزنه دایروی یا شیری، مقدار ۲ یا ۱ را اختیار می‌کند که در پژوهش حاضر روزنه خروجی جت به صورت شیری در نظر گرفته شده است.

در رابطه ۴، فرکانس تحریک ω بر حسب عدد اشتروهال بی‌بعدسازی می‌شود. عدد اشتروهال به شکل رابطه ۶ تعریف می‌شود.

$$St = \frac{f \times c}{U_\infty} \quad (6)$$

که f فرکانس تحریک، U_∞ سرعت جریان آزاد و c طول وتر ایرفویل است. برای تعریف شرط مرزی عملگر جت مصنوعی از کد نویسی UDF در محیط نرم‌افزار فلونت استفاده شده است.

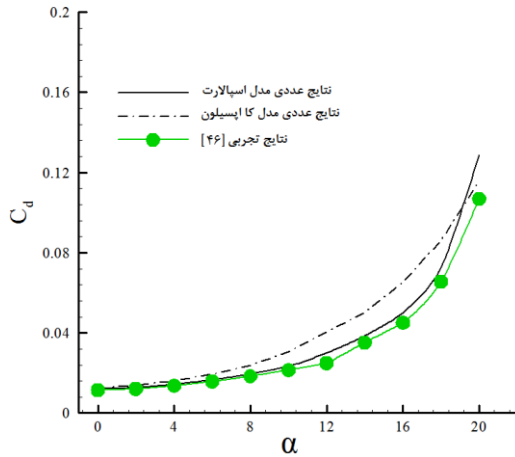
بررسی استقلال از شبکه

به منظور اطمینان از نتایج عددی باید استقلال حل عددی از تعداد سلول‌های شبکه برای حالت غیرکنترلی مورد بررسی قرار گیرد. شکل ۳ استقلال حل عددی از شبکه برای ضریب پسا در زاویه حمله ۱۶ درجه را نشان می‌دهد.

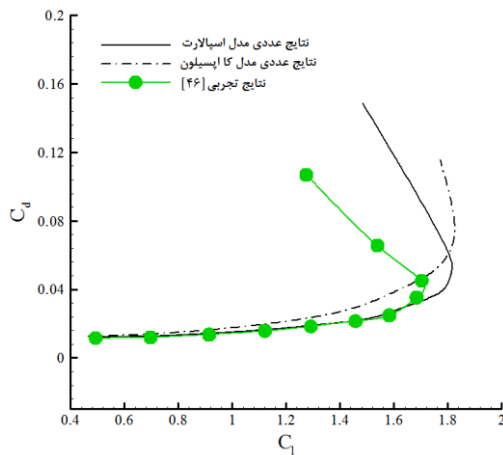
اعتبارسنجی ایرفویل غیرکنترلی

شکل های ۵ تا ۷ اعتبارسنجی ضرایب آیرودینامیکی با نتایج تجربی برای زوایای حمله ۰ تا ۲۰ درجه را نشان می دهند. به منظور اثبات کارآمد بودن مدل اسپالارات-آلماراس برای شبیه سازی لایه مرزی، مدل آشفنگی کا اسیلون با تنظیمات استاندارد نیز جهت شبیه سازی به کار گرفته شده و نتایج آن گزارش شده است. مقدار Y^+ مدل کا اسیلون به منظور شبیه سازی هرچه بهتر لایه مرزی به صورت میانگین ۳۰ در نظر گرفته شده است.

نمودارهای نتایج تجربی و عددی برای ضریب برآ نشان می دهد که واماندگی در زاویه حمله ۱۶ درجه اتفاق می افتد. شکل ۵ نشان می دهد برای زوایای قبل از واماندگی میزان خطای ناشی از حل عددی مدل های کا اسیلون و اسپالارات قابل قبول است. با این وجود، مطابق شکل ۶ برای ضریب پسا این مدل اسپالارات است که مطابقت بهتری نسبت به نتایج تجربی دارد. در زوایای بعد از واماندگی اختلاف بین مقادیر عددی و تجربی بیشتر شده است. با توجه به پیچیدگی جریان در محدوده واماندگی، مقدار خطا در این ناحیه قابل چشم پوشی است. نمودارها تفاوت محسوس نتایج عددی مدل آشفنگی کا اسیلون با نتایج تجربی را برای زوایای حمله پس از واماندگی نمایش می دهند.

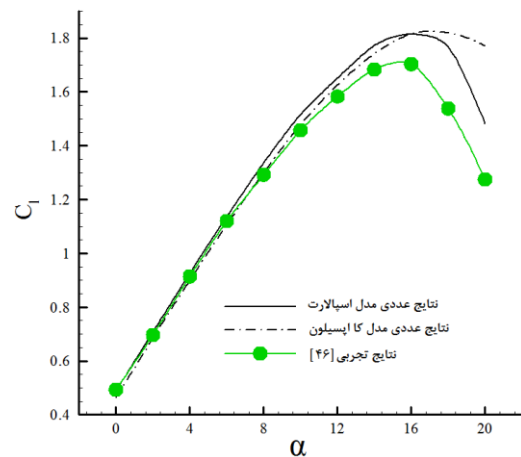


شکل ۶- اعتبارسنجی نتایج تجربی و عددی ضریب پسا در برابر زاویه حمله برای ایرفویل غیرکنترلی



شکل ۷- اعتبارسنجی نتایج تجربی و عددی ضریب برآ در برابر ضریب پسا برای ایرفویل غیرکنترلی

برای اطمینان از نقطه شروع واماندگی، کانتور سرعت حل عددی برای زاویه حمله ۱۶ درجه در شکل ۸ نشان داده شده است. نقطه شروع جدایش برای زاویه حمله ۱۶ درجه که در ۷۷٪ وتر ایرفویل اتفاق می افتد با نتایج مرجع [۴۲] مطابقت دارد.



شکل ۸- اعتبارسنجی نتایج تجربی و عددی ضریب برآ در برابر زاویه حمله برای ایرفویل غیرکنترلی

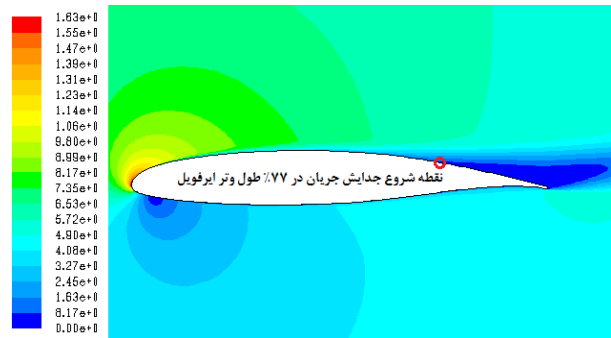
جدول ۱- نتایج عددی برای ایرفویل کنترلی و غیرکنترلی

زاویه حمله (درجه)	نتایج عددی حاضر برای ایرفویل غیرکنترلی		نتایج عددی دورانی و هایدرو-کنترل جریان توسط عملگر جت مصنوعی [۴۲]		نتایج عددی حاضر-کنترل جریان توسط عملگر جت مصنوعی	
	C_l	C_d	C_l	C_d	C_l	C_d
	۱۶	۱/۸۱۴	۰/۰۵۰	۱/۷۷۲	۰/۰۶۱	۱/۸۱۰
۱۸	۱/۷۶۸	۰/۰۷۳	۱/۷۸۵	۰/۰۸۸	۱/۸۱۸	۰/۰۷۲
۲۰	۱/۴۸۳	۰/۱۲۹	۱/۶۵۳	۰/۱۳۴	۱/۶۷۶	۰/۱۲۲

جدول ۱ مقایسه نتایج عددی حاضر با نتایج مرجع [۴۲]

برای زاویه‌های پس از واماندگی را نشان می‌دهد. در این جدول برای درک بهتر تأثیر عملگر جت مصنوعی در بهبود ضرایب آیرودینامیکی، نتایج ایرفویل غیرکنترلی نیز آورده شده است. مقایسه نتایج پژوهش حاضر با مقادیر عددی دورانی، صحت نتایج شبیه‌سازی حاضر را نمایان می‌کند. میزان اختلاف نتایج عددی حاضر برای حالت کنترل جریان با نتایج عددی دورانی و هایدرو برای ضریب برآ کمتر از ۳٪ است که اختلاف ناچیزی است. نتایج نشان می‌دهند که بیشترین بهبود در ضرایب آیرودینامیکی مربوط به زاویه حمله ۲۰ درجه است. در این نقطه ضریب برآ ۱۳٪ و ضریب پسا ۶٪ بهبود نسبت به حالت غیرکنترلی داشته است.

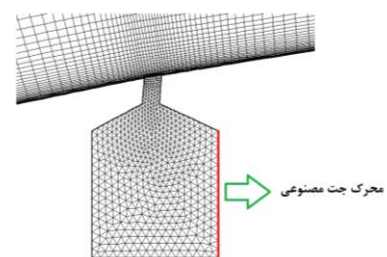
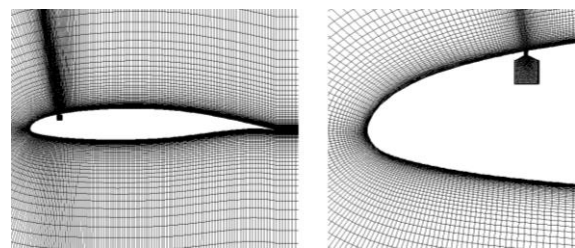
شکل ۱۰ نقطه آغاز جدایش برای زاویه حمله ۲۰ درجه در حالت کنترلی و غیرکنترلی و هم‌چنین فاصله به تعویق افتاده توسط عملگر را نشان می‌دهد. حجم حباب ناشی از جدایش و واماندگی در حالت غیرکنترلی بسیار بزرگ هستند که این امر باعث افت عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل می‌شود. با اعمال جت ملاحظه می‌شود که جدایش به تأخیر می‌افتد و نقطه شروع جدایش به پایین دست جریان انتقال می‌یابد. هم‌چنین تحت تأثیر عملگر جت، حجم حباب ناشی از جدایش کم می‌شود. مطابق شکل ۱۰ نقطه شروع جدایش در حالت غیرکنترلی در ۴۲٪ وتر ایرفویل واقع است که تحت تأثیر عملگر جت مصنوعی ۲۵٪ به تعویق افتاده است. در این حالت جدایش جریان از ۶۷٪ وتر ایرفویل شروع می‌شود.



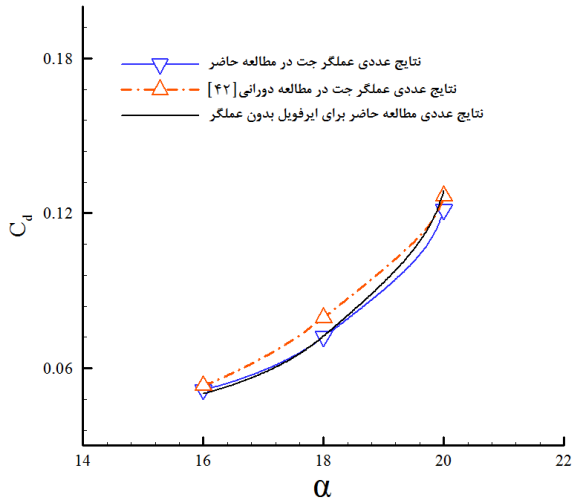
شکل ۸- کانتور سرعت بر حسب متر بر ثانیه (زاویه حمله ۱۶)

صحت‌سنجی ایرفویل کنترلی

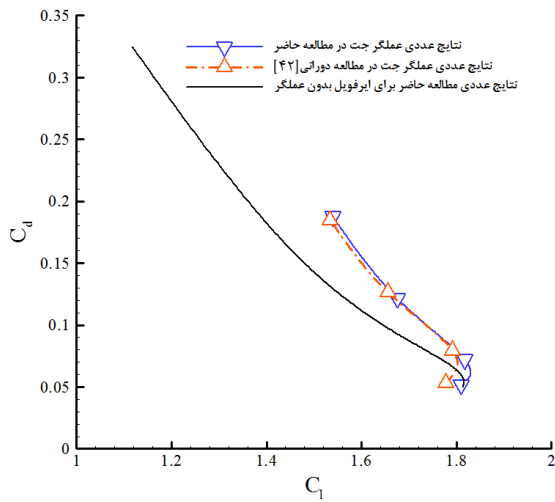
شکل ۹ شبکه‌بندی حول ایرفویل و داخل عملگر جت مصنوعی را نشان می‌دهد. مطابق شکل، نوع شبکه‌بندی دامنه محاسباتی، با سازمان می‌باشد. هم‌چنین در داخل عملگر جت از شبکه‌بندی بی‌سازمان استفاده شده است. فرکانس تحریک عملگر بر حسب عدد اشتروهال بی‌بعد سازی شده است و مقدار آن ۲/۵۶ می‌باشد. به منظور صحت‌سنجی نتایج حاضر با داده‌های مرجع [۴۲]، عملگر جت در مکان ۱۲٪ وتر ایرفویل قرار داده شده است.



شکل ۹- شبکه‌بندی حول ایرفویل و داخل عملگر جت مصنوعی



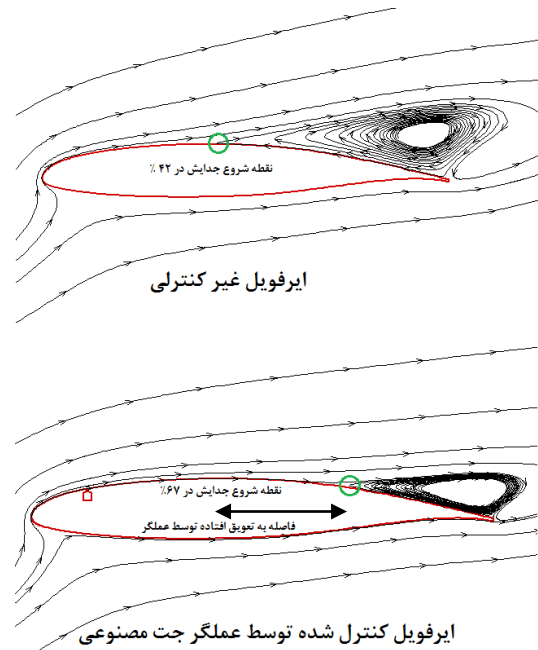
شکل ۱۲- صحت سنجی نتایج ضریب پسا در برابر زاویه حمله برای ایرفویل کنترلی و غیر کنترلی



شکل ۱۳- صحت سنجی نتایج ضریب پسا در برابر ضریب برآ برای ایرفویل کنترلی و غیر کنترلی

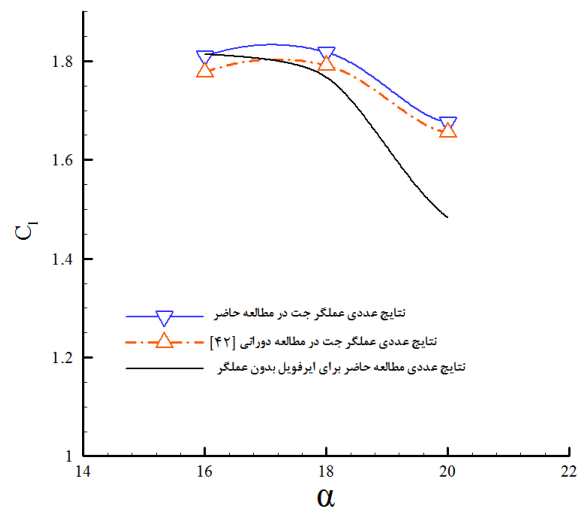
تأثیر موقعیت عملگر جت مصنوعی

در این بخش عملگر جت مصنوعی در ۳ مکان ۱۲٪، ۲۰٪ و ۳۰٪ طول وتر ایرفویل برای شناسایی بهترین موقعیت به لحاظ قرارگیری جت انجام شده است. فرکانس بی بعد برای هر سه موقعیت مکانی ۱ در نظر گرفته شده است. شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ تغییرات ضرایب آیرودینامیکی زاویه‌های حمله مختلف برای مکان‌های متفاوت جت روی ایرفویل را نشان می‌دهند. نتایج

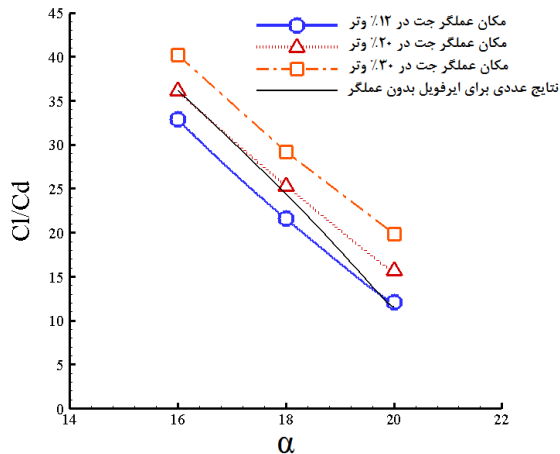


شکل ۱۰- نقطه شروع جدایش در حالت کنترلی و غیر کنترلی، فاصله به تعویق افتاده توسط عملگر

شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ صحت سنجی ضرایب آیرودینامیکی حاصل از شبیه‌سازی را برای حالت کنترلی و غیر کنترلی در زاویه‌های بعد از واماندگی نشان می‌دهند. این نتایج نشان می‌دهند که نتایج عددی حاضر مطابقت خوبی با نتایج [۴۲] دارند.



شکل ۱۱- صحت سنجی نتایج ضریب برآ در برابر زاویه حمله برای ایرفویل کنترلی و غیر کنترلی

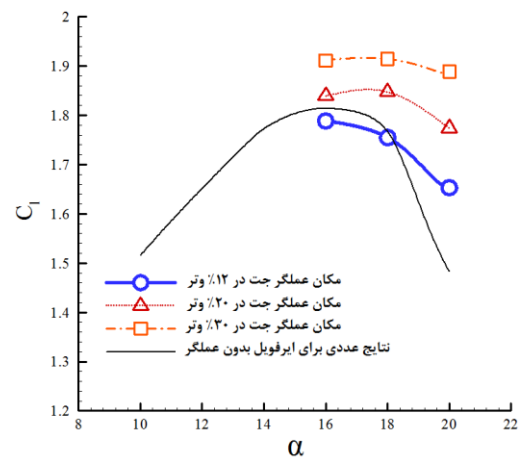


شکل ۱۶- نتایج ضریب برآ نسبت به ضریب پسا در برابر زاویه حمله برای مکان‌های مختلف جت روی ایرفویل

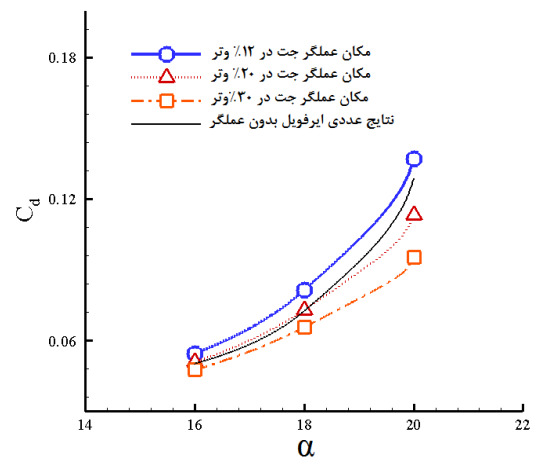
مطابق نمودارهای نشان داده شده، در محدوده واماندگی عملکرد مکان ۳۰٪ بهتر از سایر نقاط است و این به خاطر نزدیک بودن نقطه شروع جدایش در این زاویه‌ها به محل قرارگیری عملگر جت است. وقتی که زاویه حمله ایرفویل افزایش می‌یابد نقطه شروع جدایش به سمت لبه حمله ایرفویل حرکت می‌کند. همان‌طور که قبلاً بحث شد در زاویه حمله ۲۰ درجه، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل به واسطه پیشروی جدایش تا میانه ایرفویل و رخ دادن واماندگی به شدت افت می‌کند. این امر باعث کاهش ضریب برآ و رشد ضریب پسا در این زاویه می‌شود. با پیشروی جدایش، ناحیه جدایش نیز وسیع‌تر شده و حباب قوی‌تری تولید می‌کند، از این رو سرعت جت خروجی نیز باید به حد کافی بزرگ باشد تا عملکرد بازده مناسبی نشان دهد.

مطابق شکل ۱۴ در موقعیت ۳۰٪ برای کلیه زاویه‌های حمله، ضریب برآی به دست آمده، بیشتر از بیشینه ضریب برآ در حالت غیرکنترلی است که بسیار مطلوب است. برای موقعیت ۲۰٪ در زاویه‌های حمله ۱۶ و ۱۸ درجه، ضریب برآ نسبت به بیشینه حالت غیرکنترلی افزایش یافته ولی در زاویه حمله ۲۰ درجه با وجود بهبود نتوانسته ضریب برآی بیشتری در مقایسه با بیشینه حالت غیرکنترلی به دست دهد. هم‌چنین ضریب برآ به دست آمده در موقعیت ۱۲٪ با وجود بهبود در زاویه حمله ۲۰ درجه در زاویه‌های حمله ۱۶ و ۱۸ درجه کمتر از حالت غیرکنترلی است. این کاهش ضریب برآ در موقعیت ۱۲٪ به دلیل ماهیت عملگر جت مصنوعی است. دمش و مکش متناوب

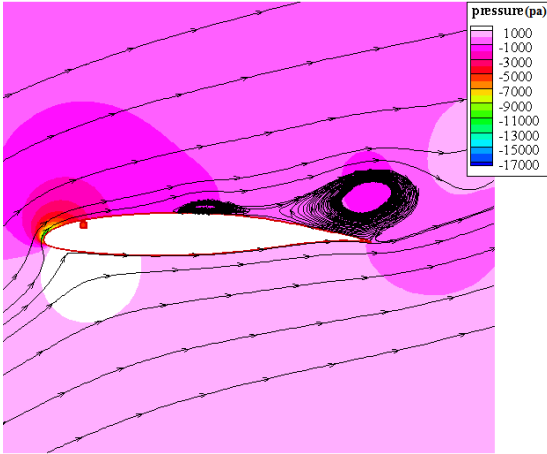
عددی ایرفویل غیرکنترلی برای مقایسه میزان بهبود ضرایب آیرودینامیکی در نمودارها گنجانده شده است.



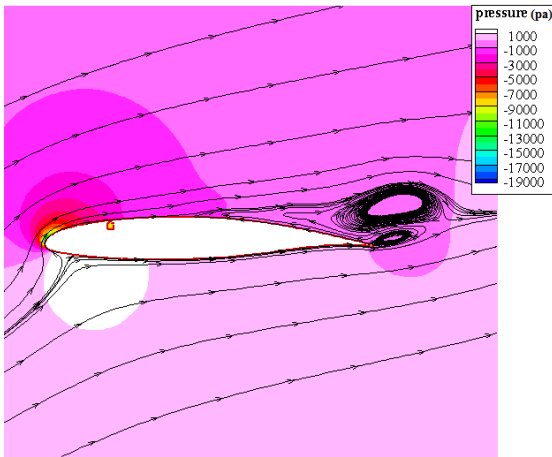
شکل ۱۴- نتایج ضریب برآ در برابر زاویه حمله برای مکان‌های مختلف جت روی ایرفویل



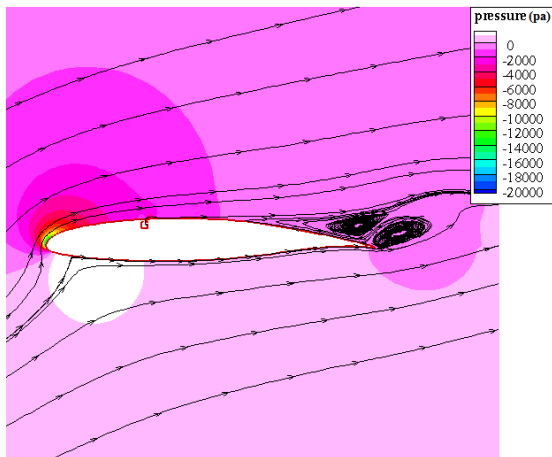
شکل ۱۵- نتایج ضریب پسا در برابر زاویه حمله برای مکان‌های مختلف جت روی ایرفویل



شکل ۱۷- مکان عملگر در ۱۲٪ طول وتر ایرفویل



شکل ۱۸- مکان عملگر در ۲۰٪ طول وتر ایرفویل



شکل ۱۹- مکان عملگر در ۳۰٪ طول وتر ایرفویل

عملگر جت، باعث تزریق جریان آشفته به جریان اطراف ایرفویل می‌شود که در صورت مناسب نبودن موقعیت قرارگیری عملگر جت روی ایرفویل، جریان آشفته ایجاد شده توسط عملگر باعث افزایش اختلاط و آشفته‌گی جریان می‌شود. در زاویه‌های حمله بالاتر از ۲۰ درجه، پیشروی نقطه شروع جدایش بیشتر خواهد شد و موقعیت ۱۲٪ به علت نزدیک بودن به این نقطه، می‌تواند کارایی بهتری برای به تأخیر انداختن جدایش نسبت به سایر مکان‌ها داشته باشد.

شکل ۱۵ نیز نشان می‌دهد که مقدار ضریب پسا در موقعیت ۳۰٪ برای همه زاویه‌های حمله بهبود یافته است. برای موقعیت ۲۰٪، در زاویه حمله ۲۰ درجه ضریب پسا کاهش قابل قبولی دارد ولی همان‌طور که برای موقعیت ۱۲٪ بحث شد، به علت نامناسب بودن محل قرارگیری عملگر در این موقعیت ضریب پسا رشد کرده است.

به منظور درک بهتر چگونگی کارکرد عملگر جت مصنوعی در به تأخیر انداختن واماندگی، کانتورهای فشار برای سه موقعیت مختلف عملگر در زاویه حمله ۲۰ درجه در قالب شکل‌های ۱۷، ۱۸ و ۱۹ آورده شده است. طبق شکل ۱۷، مکان ۱۲٪ برای عملگر جت توانسته جریان جدا شده از سطح ایرفویل را تا حد مطلوبی به تعویق اندازد. با قرار دادن عملگر جت در نقاط ۲۰٪ و ۳۰٪ مشاهده می‌شود که حباب‌های به وجود آمده به پایین دست جریان منتقل می‌شوند. مطابق شکل‌های ۱۸ و ۱۹ ملاحظه می‌شود که عملگر جت مصنوعی چگونه حجم حباب بزرگی که در انتهای ایرفویل قرار دارد را کاهش می‌دهد. در مکان ۳۰٪ برای عملگر جت، کاهش حجم حباب و به تعویق افتادن جدایش بسیار محسوس است. جدایش و واماندگی باعث اعمال گرادیان فشار نامطلوب در اطراف ایرفویل می‌شود. با کاهش اثرات نامطلوب جدایش و حباب‌ها توسط عملگر جت مصنوعی، توزیع فشار مطلوب نیز برقرار می‌شود.

جدول ۲- تأثیر مکان عملگر روی نقطه شروع جدایش زاویه‌های حمله و اماندگی

مکان قرارگیری عملگر	زاویه حمله	X_{sep} (وتر ایرفویل)	میزان به تعویق افتادن جدایش
ایرفویل غیرکنترلی	۱۶	٪۷۶/۹	-
	۱۸	٪۶۱/۶	-
	۲۰	٪۳۹/۹	-
مکان عملگر در ۱۲٪ وتر	۱۶	٪۷۵/۹	٪-۱
	۱۸	٪۶۰/۱	٪-۱۵
	۲۰	٪۳۸/۳	٪-۱۶
مکان عملگر در ۲۰٪ وتر	۱۶	٪۷۷/۸	٪۰/۹
	۱۸	٪۶۴/۹	٪۳/۳
	۲۰	٪۴۳/۳	٪۳/۴
مکان عملگر در ۳۰٪ وتر	۱۶	٪۸۳/۲	٪۶/۳
	۱۸	٪۶۸/۴	٪۶/۸
	۲۰	٪۵۵/۷	٪۱۵/۸

افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل می‌شود. پارامترهای مؤثر بر افزایش عملکرد جت مصنوعی معرفی و تشریح شدند و از بین عوامل معرفی شده مکان عملگر جت بر روی ایرفویل به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج نشان داد که مکان جت تأثیر بسیار مهمی در عملکرد بهینه جت و افزایش عملکرد ایرفویل دارد. از بین سه موقعیت مورد مطالعه، مکان ۳۰٪ در همه زاویه‌های حمله توانست ضریب برآی بیشتری نسبت به بیشینه ضریب برآ در حالت غیرکنترلی به دست دهد. در بین زاویه‌های حمله، زاویه حمله ۱۸ درجه با ۶٪ افزایش ضریب برآ نسبت به بیشینه حالت غیرکنترلی، بیشترین افزایش را داشت. زاویه‌های ۱۶ و ۲۰ درجه به ترتیب ۵٪ و ۴٪ افزایش یافتند. هم‌چنین ضریب پسا در موقعیت ۳۰٪ و زاویه حمله ۲۰ درجه، ۲۶٪ نسبت به حالت غیرکنترلی کاهش یافت. کانتورهای فشار برای سه موقعیت مختلف عملگر در زاویه حمله ۲۰ درجه نشان داد که چگونه حجم حباب ناشی از واماندگی در انتهای ایرفویل توسط عملگر جت مصنوعی کاهش یافت. تحت تأثیر عملگر از تأثیرات نامطلوب جدایش و اندازه حباب به میزان قابل توجهی کاسته شد و توزیع فشار مطلوب نیز برقرار گردید.

منابع و مراجع

- [1]. A. S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, "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, 1434-1440, 2012.
- [2]. A. Salmasi, A. Shadaram and A. Shams Taleghani, "Effect of plasma actuator placement on the airfoil efficiency at poststall angles of attack," *IEEE Transactions on Plasma Science*; vol. 41, no. 10, pp. 3079-3085.
- [3]. A. Shams Taleghani, A. Shadaram and M. Mirzaei, "Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of the pressure distribution over NLF0414 airfoil," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 1, pp. 106-114, 2012. (in Persian)
- [4]. A. Salmasi, A. Shadaram, M. Mirzaei and A. Shams Taleghani, "Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils

در جدول ۲ موقعیت جدایش به شکل بی‌بعد برحسب طول وتر ایرفویل در شرایط مختلف آمده است. X_{sep} فاصله لبه حمله ایرفویل تا نقطه شروع جدایش است. نتایج جدول ۲ نشان می‌دهد که هرچه میزان به تعویق افتادن جدایش و واماندگی بیشتر باشد، ضرایب آیرودینامیکی بهبود بیشتری خواهند یافت. نکته مهم در جدول ۲ نتایج برای مکان ۱۲٪ عملگر جت مصنوعی است. در این مکان، عملگر جت در تمامی زوایای حمله باعث شروع زود هنگام جدایش شده است. نکته‌ای که از قبل در شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ به آن پرداخته شد و دلیل آن، نامطلوب بودن مکان قرارگیری عملگر جت و افزایش آشفته‌گی جریان عنوان گردید. هم‌چنین مطابق جدول ۲ میزان به تعویق افتادن جدایش در موقعیت ۳۰٪ عملگر جت مصنوعی بیشتر از سایر موقعیت‌ها است. این امر در نمودارها و کانتورهای فشار به تفصیل بحث شد و نشان داده شد که مکان ۳۰٪ بهترین بهبود ضرایب آیرودینامیکی را داشته است.

نتیجه‌گیری

در این پژوهش شبیه‌سازی عملگر جت مصنوعی در به تعویق انداختن واماندگی و جدایش جریان پرداخته شد. نتایج نشان داد که عملگر جت مصنوعی چگونه با مکانیزم دمش و مکش نوسانی باعث به تأخیر انداختن واماندگی و هم‌چنین

- removal from solid surface," *Fluid Dynamics Research*, vol. 53, no. 4, 045503, 2021.
- [13]. M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani and M. Taeibi Rahni, "Phenomenological investigation of drop manipulation using surface acoustic waves," *Microgravity Science and Technology*, vol. 32, no. 6, pp.1147-1158, 2020.
- [14]. M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni and A. Shams Taleghani, "Effects of contact angle hysteresis on drop manipulation using surface acoustic waves," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 34, no. 1 pp.145-162, 2020.
- [15]. A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, A. Shams Taleghani, "Flow control by magnetohydrodynamic field method at the supersonic air intake," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 9, no. 1, pp. 157-170, 2020. (in Persia)
- [16]. A. Shams taleghani, A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, "Numerical study of the effects of magnetohydrodynamic field on shock-induced flow separation," *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, vol. 9, no. 2, pp. 17-28, 2021. (in Persian)
- [17]. M. Yadegari and A. Seyed Shams Taleghani, "Porous media applications in shock attenuation on suction side of an airfoil," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 3, no. 1, 2014, 61-71, 2014. (in Persian)
- [18]. M. Yadegari and A. Shams Taleghani, "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, No. 4, pp.73-86, 2015. (in Persian)
- [19]. M. Yadegari, A. Shams Taleghani, "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, pp. 271-284, 2016. (in Persian)
- [20]. A. S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei and S. Abdolahipour, "Parametric study of a plasma actuator at unsteady efficiency after the stall," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 6, pp. 104-116, 2013. (in Persian فارسی)
- [5]. A. Shams Taleghani, A. Shadaram and M. Mirzaei, "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)
- [6]. M. Mohammadi, A. S. Taleghani, "Active flow control by dielectric barrier discharge to increase stall angle of a NACA0012 airfoil," *Arab J Sci Eng*, Vol. 39, pp. 2363-2370, 2014.
- [7]. M. Mirzaei, A. S. Taleghani and A. Shadaram, "Experimental study of vortex shedding control using plasma actuator," *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 186, pp. 75-86, 2012. Trans Tech Publications Ltd.
- [8]. A. Shams Taleghani, "Numerical and Parametric investigation of suction over a cylinder for reduction of flow unsteadiness and vortex," *Journal Of Mechanical Engineering*, Vol. 49, No. 3 (88), pp.183-192, 2019. (in Persian)
- [9]. S. Abdolahipour, M. Mani and A. Shams Taleghani, "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.
(<https://doi.org/10.21883/PJTF.2022.01.51869.18999>)
- [10]. S. Abdolahi Poor, A. Mardani, S. A. S. Sh. Taleghani, "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, pp. 55-65, 2016 (in Persian)
- [11]. S. M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni and S. A. Shams Taleghani, "Numerical analysis of droplet motion over a flat plate due to surface acoustic waves," *Microgravity Science and Technology*," Vol. 32, no. 4, pp.647-660, 2020.
- [12]. M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani and M. Taeibi Rahni, "Surface acoustic waves as control actuator for drop

- performance enhancement of a vertical tail using synthetic jet actuators, "AIAA Paper, 2797, 2013.
- [33]. H. W. Hoeijmakers and D. J. Wirtz, "Experimental study of flow field airfoil with synthetic jets for flow separation control" In *2018 Flow Control Conference* (p. 3686), 2018.
- [34]. Lindstrom, A., & Amitay, M. (2019). "Effect of orifice geometry on synthetic jet evolution. *AIAA Journal*, vol. 57, no. 7, pp. 2783-2794.
- [35]. H. Mu, Q. Yan, W. Wei and P. E. Sullivan, "Synthetic jet performance for different axisymmetric cavities analyzed with three-dimensional lattice-boltzmann method," *AIAA Journal*, vol. 56, no. 6, pp. 2499-2505, 2018.
- [36]. Y. Ishibashi, and K. Miyaji, "Detached eddy simulations of a synthetic jet for a high-angle-of-attack airfoil-influence of the jet angle. In *52nd Aerospace Sciences Meeting*, p. 0768, 2014.
- [37]. K. Zaman and D. Culley, "A study of stall control over an airfoil using synthetic jets," In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 98, 2006.
- [38]. J. Yen and N. Ahmed. "Role of synthetic jet frequency & orientation in dynamic stall vorticity creation," In *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference* (p. 3165), 2013.
- [39]. M. Bottomley and A. Packwood. "Experimental investigation of high-frequency-actuation synthetic jet flow control," In *52nd Aerospace Sciences Meeting* (p. 0400), 2014.
- [40]. Y. Ono, Y. Kameya, M. Motosuke and Honami, S. (2015). "A combined type of a flow control actuator composed of the synthetic jet and vortex generator". In *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting* (p. 0806).
- [41]. Tang, G. and Agarwal, R. K. (2018). "Numerical simulation of flow control over nasa hump with uniform blowing jet and synthetic jet," In *2018 Flow Control Conference* (p. 4017).
- [42]. N. Durrani and B. A. Haider, "Study of stall delay over a generic airfoil using synthetic jet actuator," in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the* 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]. S. Abdolahipour, M. Mani and A. Shams Taleghani, "Parametric study of a frequency-modulated pulse jet by measurements of flow characteristics," *Physica Scripta*, vol. 96, no. 12, 2021.
- [22]. A. Shams Taleghani, A. Shadaram and M. Mirzaei, "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 Persia)
- [23]. L. N. Cattafesta and M. Sheplak, "Actuators for active flow control, annu," *Rev. Fluid Mech.*, vol. 43, pp. 247-72, 2011.
- [24]. M. Gad-el-Hak, "Flow control: passive, active, and reactive flow management", Cambridge University Press, 2007.
- [25]. J. C. Lin, "Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 38, pp. 389-420, 2002.
- [26]. M. J. Walsh, "Riblets as a viscous drag reduction technique," *AIAA journal*, vol. 21, pp. 485-486, 1983.
- [27]. A. Rasheed, H. Hornung, A. Fedorov, and N. Malmuth, "Experiments on passive hypervelocity boundary-layer control using an ultrasonically absorptive surface," *AIAA Journal*, vol. 40, pp. 481-489, 2002.
- [28]. R. D. Joslin, D. N. Miller and F. K. Lu, "Fundamentals and applications of modern flow control," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2000.
- [29]. K. Mohseni and R. Mittal, *Synthetic Jets: Fundamentals and Applications*: CRC Press, 2014.
- [30]. B. Smith, M. Trautman and A. Glezer, 1999. "Controlled interactions of adjacent synthetic jets," In *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (p. 669).
- [31]. N. Qin, Y. Zhu, P. Ashill and S. Shaw. "Active control of transonic aerodynamics using suction, blowing, bumps and synthetic jets." In *18th Applied Aerodynamics Conference*, p. 4329. 2000.
- [32]. N. Rathay, M. Amitay, & E. Whalen, "Flow physics associated with the

- Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 10, no. 1, 2021. (in Persian)
- [45]. F. Fluent, "6.3 user's guide," Fluent Inc, 2006.
- [46]. R. J. McGhee, W. D. Beasley and D. M. Somers, "Low-speed aerodynamic characteristics of a 13-percent-thick airfoil section designed for general aviation applications," 1975.
- New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 943, 2011.
- [43]. F. Bauer, P. Garabedian, D. Korn and A. Jameson, supercritical wing sections II: a handbook vol. 108, *Springer Science & Business Media*, 2012.
- [44]. S. Abdolahipour, M. Mani and A. Shams Taleghani, "Experimental investigation of aerodynamic characteristics of a supercritical two-element high-lift airfoil,"