

مطالعه تأثیر فرکانس عملگر جت مصنوعی در بهبود عملکرد آیرودینامیکی یک ایرفویل فوق بحرانی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۴/۱۸

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۱۴

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

۱- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران

۲- عضو هیئت علمی پژوهشکده علوم و فناوری هوایی پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران

۳- عضو هیئت علمی پژوهشکده علوم و فناوری هوایی پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، taleghani@ari.ac.ir

چکیده

هدف از این تحقیق استفاده از عملگر جت مصنوعی برای کنترل لایه مرزی با رویکرد بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل فوق بحرانی (NASA GAW-(2) در ناحیه پسا-واماندگی است. در تحقیق حاضر، حل معادله‌های ناویر-استوکس ناپایا در شرایط جریان آشفته و تراکم ناپذیر با استفاده از نرم افزار فلونت صورت گرفته است. در این پژوهش، عامل فرکانس تحریک به عنوان پارامتر اثرگذار بر کنترل جریان به وسیله عملگر جت مصنوعی مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج برای سه فرکانس بی بعد ۱، ۳ و ۵ ارائه شده است. نتایج نشان داد که تحت تأثیر فرکانس بی بعد ۵ بیشترین افزایش در ضریب برآ مربوط به زاویه حمله ۱۸ درجه حاصل می شود که ۱۰٪ نسبت به بیشینه برآی حالت غیرکنترلی افزایش یافته است. بیشترین کاهش در ضریب پسا نیز مربوط به فرکانس بی بعد ۵ و زاویه حمله ۲۰ درجه است که در این فرکانس، ضریب پسا ۳۷٪ نسبت به حالت غیرکنترلی کاهش یافته است. در بهترین حالت کنترلی نقطه جدایش به اندازه ۲۵/۸٪ طول وتر به تعویق افتاده است.

واژه‌های کلیدی: کنترل جریان، جدایش، ایرفویل فوق بحرانی، عملگر جت مصنوعی، فرکانس بی بعد

Numerical study of the effects of excitation frequency of synthetic jet actuator on aerodynamic performance of a supercritical airfoil

Ehsan Najafi¹, Soheila Abdolahipour², Arash Shams Taleghani^{3*}

1 Graduated Student, Aerospace Research Institute, Tehran

2 Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Tehran

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

Abstract

The purpose of this research is to use the synthetic jet actuator to control the boundary layer with the approach of improving the aerodynamic performance of NASA GAW-2 supercritical airfoil in the post-stall region. In this research, unsteady Navier-Stokes equations were solved in turbulent and incompressible flow conditions using Fluent software. In this research, the excitation frequency effect has been studied as a parameter influencing the flow control by the synthetic jet actuator. The results are presented for three dimensionless frequencies 1, 3 and 5. Under the effect of dimensionless frequency 5, the highest increase in the lift coefficient was obtained for the angle of attack of 18 degrees, which has increased by 10% compared to the maximum for the uncontrolled state. The biggest decrease in the drag coefficient is related to the dimensionless frequency of 5 and the angle of attack of 20 degrees, in which the drag coefficient has decreased by 37% compared to the uncontrolled state. In the best control mode, the separation point is delayed by 25.8% of the chord length.

Keywords: Flow Control, Separation, Supercritical Airfoil, Synthetic Jet, Dimensionless Frequency

۱۶۱

سال ۱۱- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

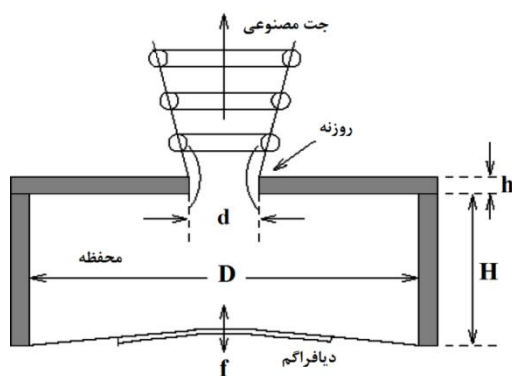
نشریه علمی دانش و

فناوری هوا فضا



۱. مقدمه

عملگر جت مصنوعی توسط اینگارد در سال ۱۹۵۳ ارائه شد [۲۹]. با این حال در سال‌های اخیر پیشرفت‌های قابل توجهی در توسعه عملگرهای جت مصنوعی صورت گرفته است که به طور گسترده برای انواع برنامه‌های کاربردی کنترل جریان استفاده می‌شود. این عملگرها علاوه بر وزن، هزینه کم و مصرف انرژی پایین، دارای اندازه کوچکی نیز هستند. عملگرهای جت مصنوعی را می‌توان به راحتی در صورت نیاز روی سطح جسم، به عنوان مثال بال هواپیما، مونتاژ کرد. عملگر جت مصنوعی متداول شامل محفظه‌ای است که در قسمت بالای آن روزنه کوچکی وجود دارد و سیال از راه روزنه آزادانه جریان دارد. جریان داخل محفظه توسط پیستون نوسانی یا دیافراگم ارتعاشی هدایت می‌شود. نوسان تناوبی دیافراگم باعث ایجاد نوسان‌های میدان فشار در محفظه و روزنه خروجی می‌شود. از ارتعاش دیافراگم، جت مصنوعی شکل می‌گیرد که منشأ آن روزنه خروجی عملگر است [۳۰]. در شکل ۱ شماتیک عملگر جت مصنوعی و نحوه تولید جت نشان داده شده است.



شکل ۱. نحوه تولید جت مصنوعی و پارامترهای مؤثر بر آن

زمان و همکارانش [۳۱] اثر تحریک صوتی بر جدایش جریان روی ایرفویلدر زاویه‌های حمله بالا

استفاده از تکنیک‌های کنترل جریان در سطوح آیرودینامیکی یک هواپیمای مسافربری علاوه بر افزایش برآ و کاهش پسا می‌تواند باعث کاهش مصرف سوخت و گازهای گلخانه‌ای تحت تأثیر کوچک‌تر و سبک‌تر شدن موتور شود. این کار اغلب با کنترل جریان لایه مرزی به منظور حذف جدایش یا با استفاده از به تعویق انداختن ناحیه جدا شده به دست می‌آید. جریان‌های همراه با جدایش در بسیاری از کاربردهای مهندسی رخ می‌دهند و به طور کلی تأثیر منفی بر عملکرد وسایل نقلیه دارند. از مهم‌ترین روش‌های کنترل جریان می‌توان به روش‌های کنترل فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [۷-۱]، مکش [۸]، دمش پالسی [۹-۱۲]، امواج آکوستیک سطحی [۱۳-۱۷]، روش‌های مغناطیسی هیدرودینامیکی [۱۸-۱۹]، عملگر جت مصنوعی [۲۰] و روش‌های کنترل غیرفعال سطوح متخلخل [۲۱-۲۳] اشاره کرد. توسعه علم کنترل جریان به ظهور عملگرهای کنترلی و بررسی مطالعات پارامتری روی آن‌ها منجر شده است [۲۴-۲۶]. کنترل جریان علاوه بر استفاده متداول در بهبود عملکرد آیرودینامیکی در ایرفویل‌ها و بال‌ها، می‌تواند به عنوان یک سیستم پشتیبان در بال‌های صدمه‌دیده [۲۷-۲۸] نیز مورد توجه قرار گیرد.

کنترل جدایش جریان با استفاده از جت‌های مصنوعی در دهه‌های اخیر مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است. جت‌های مصنوعی با مکش و دمش در لایه مرزی سروکار دارند. به کارگیری جت‌های مصنوعی در مجاورت لایه مرزی باعث افزودن انرژی به جریان و در نتیجه غلبه بر گرادیان فشار نامطلوب می‌شود که با این کار جدایش جریان به تأخیر می‌افتد. اولین توصیف از

را مورد مطالعه قرار دادند. طبق تحقیقات آن‌ها به دلیل تحریک‌های صوتی، بهبود قابل توجهی در برای محدوده‌ای که دچار واماندگی شده بود به دست آمد. آزمایش‌های چانگ و همکارانش [۳۲] تأثیر فرکانس روی کنترل جدایش در زاویه‌های حمله پسا- واماندگی را بررسی نمود. داده‌های آن‌ها نشان داد که فرکانس تحریک مؤثر، جدایش را در محدوده وسیعی از زاویه‌های حمله کاهش می‌دهد. سیفرت و همکارانش [۳۳] ترکیبی از دمش ثابت و نوسانی را روی سطح ایرفویل NACA 0015 در جهت مماسی اعمال نمودند. آن‌ها ثابت کردند که در صورت استفاده از جت دمشی نوسانی به جای جت ثابت می‌توان به وسیله دستگاهی که قدرت تحریک کمتری دارد، افزایش بیشتری در برآ به دست آورد. طبق تحقیق آن‌ها ثابت شد که ترکیبی از دمش نوسانی با مقداری دمش ثابت کارآمدترین روش برای کنترل جدایش جریان است. سیفرت و همکارانش [۳۴] در تحقیقات بعدی خود نقش پارامترهای متعددی از جمله محل روزنه دمش، ضرایب ثابت و نوسانی تکانه جت، فرکانس اعمالی و شکل ایرفویلدر کاهش ناحیه جدایش را بررسی کردند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که مؤثرترین مکان برای تحریک، نزدیک‌ترین مکان به محل جدایش است. اسمیت و همکارانش [۳۵] از عملگرهای جت مصنوعی به عنوان روشی برای کنترل جریان استفاده کردند. آن‌ها آزمایش‌های خود را در فرکانس‌های بالاتر روی ایرفویل با ضخامت ۲۴ درصد آزمایش کردند که در آن اتصال مجدد جریان تا زاویه‌های حمله ۱۸ درجه به دست آمد. نتایج آن‌ها نشان داد که آستانه‌ای در تکانه جت وجود دارد که تحریک کمتر از آن، تأثیر ناچیزی بر میدان جریان دارد و تکانه جت با نزدیک شدن

محل تحریک به نقطه جدایش کاهش می‌یابد. مزیت جت‌های مصنوعی در مقایسه با سایر عملگرها این است که برای ایجاد اثرات معادل به تکانه کمتری با یک یا دو مرتبه بزرگی نیاز دارند [۳۴]. جت‌های مصنوعی همچنین به سیستم لوله‌کشی پیچیده‌ای نیاز ندارند، زیرا خروج تکانه فقط به دلیل حرکت تناوبی دیافراگم یا پیستون در دیواره محفظه است. در بین تمام پارامترهای مؤثر بر جت مصنوعی از قبیل فرکانس، دامنه، موقعیت، زاویه تزریق و... فرکانس تحریک یکی از حساس‌ترین پارامترهاست. فرکانس تحریک به جریان بستگی دارد و اگر به خوبی انتخاب نشود می‌تواند تأثیری نداشته باشد یا برعکس تأثیر مخربی بر جریان جدا شده داشته باشد [۳۶].

تزریق جرم ناپایا توسط جت مصنوعی، اتصال مجدد جریان‌هایی که به صورت طبیعی جدا شده‌اند را افزایش می‌دهد و می‌تواند در زاویه‌های حمله بالا باعث افزایش برآ و کاهش پسا در ایرفویل‌ها شود [۳۷]. در آزمایش‌های ایرفویل آمیتای و گلزر [۳۸] و گلزر و همکارانش [۳۹] مشخص شد که تحریک با فرکانس بالا در بهبود عملکرد آیرودینامیکی مؤثرتر از تحریک در فرکانس‌های پایین‌تر است. شبیه‌سازی‌های انجام‌شده توسط ویزبال [۴۰] و ویزبال و همکارانش [۴۱] نشان داد که تحریک مبتنی بر پلاسما در فرکانس‌های بی‌بعد در محدوده ۴ تا ۸ در پیشرفت انتقال جریان از آرام به آشفته و حذف جدایش مؤثر است. باین‌حال نتایج شبیه‌سازی‌های ویزبال و همکارانش نشان داد هنگامی که فرکانس تحریک به لایه مرزی کاملاً آشفته اعمال می‌شود، به منظور دستیابی به کاهش اندازه حباب جدایش باید توان قابل‌ملاحظه‌ای برای تأمین فرکانس تحریک





مصرف شود. نتایج مشابهی در آزمایش‌های عددی توسط دندویس و همکارانش [۴۲] روی یک سطح شیب‌دار مشاهده می‌شود که در آن طول حباب جدایش توسط تحریک با فرکانس‌های بالا افزایش می‌یابد. چاداری و همکارانش [۴۳] با استفاده از آزمایش‌های تجربی، تأثیر فرکانس تحریک بر شدت آشفتگی جریان جت مصنوعی را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها نتایج را برای محفظه‌هایی با عمق‌های متفاوت و روزنه‌هایی که قطرهای مختلف داشتند ارائه کردند. آزمایش‌ها برای طیف‌های مختلف فرکانس نشان داد که شدت آشفتگی مستقل از عمق محفظه و فرکانس تحریک است؛ اما به قطر روزنه خروجی جت وابسته است و با تغییر قطر روزنه، شدت آشفتگی جریان تغییر می‌کند. پامارت و همکارانش [۴۴] به مطالعه شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES)، تأثیرات فرکانس و دامنه جت مصنوعی بر جریان جدا شده از سطح شیب‌دار گرد پرداختند. شبیه‌سازی‌های آن‌ها نشان داد که رابطه بین دامنه و ضریب تکانه جت مصنوعی در نمونه مورد مطالعه آن‌ها به صورت خطی است و تأثیر دامنه عملگر جت مصنوعی مستقل از فرکانس تحریک است. گودفلوو و همکارانش [۴۵] تأثیر فرکانس تحریک عملگر جت مصنوعی بر جدایش لایه مرزی و اتصال مجدد جریان بر ایرفویل NACA 0025 را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها نشان دادند که ضریب تکانه پارامتر اصلی کنترل جریان است و اعمال فرکانس تحریک بالاتر از یک ضریب تکانه مشخص، باعث کاهش ۵۰ درصدی ضریب پسا می‌شود. ین و احمد [۴۶] نقش فرکانس و جهت‌گیری روزنه خروجی جت مصنوعی در ایجاد گردابه‌های ناشی از واماندگی بر ایرفویل NACA 0012 را مورد پژوهش قرار

دادند. پژوهش‌های آن‌ها ثابت کرد که تأثیر جهت روزنه جت مصنوعی در تغییر میزان گردابه‌های به وجود آمده در جریان بیشتر از فرکانس تحریک است. نقش فرکانس تحریک و مدولاسیون در عملگر جت مصنوعی نیز از سوی برخی از محققان [۴۷-۴۸] مورد توجه قرار گرفته است. باتملی و پاکوود [۴۹] به صورت تجربی با استفاده از طیف‌های فرکانسی مختلف، کنترل جریان روی نمونه با ایرفویل NACA 0015 را مورد آزمایش قرار دادند. تحقیقات آن‌ها نشان داد که آرایش دایروی از روزنه‌های عملگر جت مصنوعی باعث بهبود ضرایب آیرودینامیکی می‌شود.

در ادامه پژوهش نجفی و همکارانش [۲۰] و دورانی و هایدن [۵۰] روی ایرفویل NASA GAW-(2) انجام گرفت، در این مقاله تأثیر فرکانس تحریک به عنوان دیگر عامل تأثیرگذار بر جت مصنوعی مورد بررسی قرار می‌گیرد. تأثیر فرکانس تحریک در این تحقیقات بررسی نشده است. مطالعه عددی بر روی ناحیه پسا-واماندگی و در چند زاویه حمله حوالی زاویه واماندگی انجام شده است. هدف از پژوهش حاضر به کارگیری عملگر جت مصنوعی برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی به ویژه بیشینه کردن ضریب برآ است.

۲. معادله‌های حاکم و روش‌های محاسباتی

در مسئله پیش‌رو از نرم‌افزار فلونتت برای حل عددی و گسسته‌سازی معادله‌ها استفاده شده است. نرم‌افزار فلونتت از روش حجم محدود (FVM) برای حل معادله‌های ناویر استوکس حاکم بر جریان استفاده می‌کند. معادله جریان بعد از گسسته‌سازی به روش حجم محدود، همه

ویژگی‌های فیزیکی و خواص جریان را دارد. با توجه به اینکه خصوصیات جریان در مسئله حاضر با زمان تغییر می‌کند، معادله‌های جریان ناپایا و تراکم‌ناپذیر است. شبیه‌سازی‌ها تحت ماخ ۰/۱۵ و رینولدز $2/1 \times 10^6$ انجام می‌شود. در همه شبیه‌سازی‌ها گسسته‌سازی معادله‌ها از مرتبه دو لحاظ شده است و برای حل دقیق‌تر در نرم‌افزار فلوئنت از حل‌کننده با دقت دو برابر بهره گرفته شده است.

اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود، اصل بقا جرم است. این اصل بیان می‌دارد که جرم نه تولید می‌شود و نه از بین می‌رود و با رابطه ۱ که معادله پیوستگی نام دارد، بیان می‌شود:

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

قانون دوم نیوتون بیان می‌کند، برابری نیروهایی که بر یک جسم اثر می‌کند برابر تغییرات خالص مومنتوم است. با در نظر گرفتن جریان غیرقابل تراکم و ثابت فرض کردن ضریب ویسکوزیته، شکل معادله ناویر استوکس به صورت زیر است:

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

که در آن V بردار سرعت، P فشار، f نیروهای حجمی و μ ویسکوزیته است.

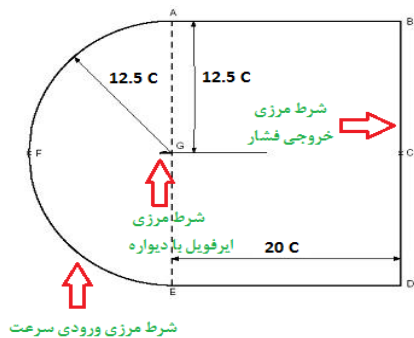
به منظور مدل‌سازی جریان آشفته از مدل اسپالارات-آلماراس استفاده شده است. مزیت مدل اسپالارات-آلماراس در مقایسه با سایر مدل‌های آشفته‌گی تک معادله‌ای بودن آن است که باعث می‌شود، پیچیدگی مسئله و زمان کلی شبیه‌سازی کاهش پیدا کند [۵۱]. همچنین تحقیق‌های سایر پژوهشگران نشان داده است که مدل اسپالارات-آلماراس برای جریان‌های خارجی

و لایه‌های مرزی که دچار گرادیان فشار معکوس هستند، نتایج خوبی ارائه کرده است.

۳. دامنه محاسباتی، شبکه‌بندی و هندسه ایرفویل

اولین قدم به منظور حل عددی مسائل با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی ایجاد هندسه مناسبی از مسئله برای شبیه‌سازی است. در مطالعه حاضر برای تولید دامنه محاسباتی و شبکه‌بندی از نرم‌افزار گمپیت استفاده شده است. نمونه ایرفویل مورد مطالعه، ایرفویل فوق بحرانی (2)-NASA GAW از نوع نامتقارن است. با توجه به موج ضربه‌ای ضعیف‌تر ایجاد شده در ایرفویل‌های فوق بحرانی، سرعت‌های پروازی بالاتر برای هواپیماهای دارای بال با ایرفویل‌های فوق بحرانی قابل‌دستیابی است [۵۲]. از نمونه مطالعات تجربی انجام‌شده در خصوص عملکرد ایرودینامیکی بال فوق بحرانی در داخل کشور می‌توان به مرجع [۵۳] اشاره کرد.

دامنه محاسباتی در شکل ۲ ارائه شده است. در شکل ۲ علاوه بر دامنه محاسباتی شرایط مرزی نیز نمایش داده شده است. طبق شکل، شرایط مرزی استفاده‌شده در دامنه محاسباتی شامل سرعت ورودی، خروجی فشار و دیواره بدون لغزش است.

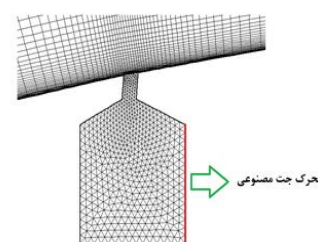
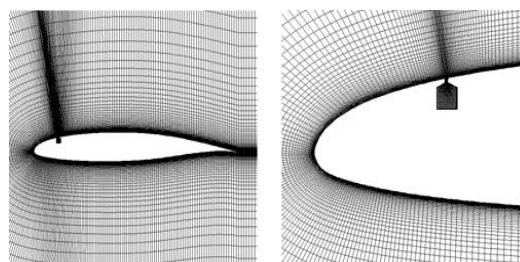


شکل ۲. دامنه محاسباتی و شرایط مرزی





با توجه به ماهیت مسئله حاضر، شکل‌گیری لایه مرزی در نزدیک دیواره اهمیت زیادی دارد. بنابراین شبکه چهارضلعی با سازمان سازگاری بیشتری با نوع مسئله دارد. از طرفی در صورت استفاده از شبکه بی‌سازمان مثلثی تعداد سلول‌ها افزایش یافته و به تبع آن حجم محاسبات نیز افزایش پیدا خواهد کرد. در این پژوهش از شبکه با سازمان چهارضلعی به منظور شبکه‌بندی دامنه محاسباتی استفاده شده است؛ ولی با توجه به عدم تقارن محفظه عملگر جت مصنوعی، شبکه‌بندی این قسمت به صورت مثلثی بی‌سازمان انجام شده است. شکل ۳ شبکه‌بندی دامنه محاسباتی و داخل عملگر جت مصنوعی را نشان می‌دهد. استقلال از شبکه محاسباتی در شبیه‌سازی حاضر، قبلاً در مرجع [۲۰] ارائه شده است و این شبکه مورد تأیید قرار گرفته است.

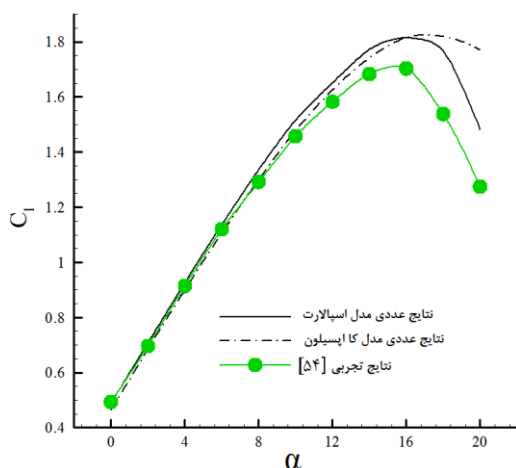


شکل ۳. شبکه‌بندی دامنه محاسباتی و داخل عملگر جت مصنوعی

معیاری که میزان کارایی شبکه‌بندی برای لایه مرزی را می‌تواند محک بزند، مقدار ارتفاع اولین سلول از سطح یا همان Y^+ است. مقدار Y^+ برای مدل آشفتگی انتخاب شده اسپالارت-

آلماراس با نرم‌افزار فلونت، در مطالعه عددی حاضر حدود ۱ لحاظ شده است. برای توضیحات بیشتر و بررسی نمودارهای استقلال از شبکه و Y^+ به مرجع [۲۰] مراجعه شود.

اعتبارسنجی کار حاضر برای ضرایب برآ و پسا در زوایای حمله مختلف در حالت کنترل شده و غیرکنترلی قبلاً در مرجع [۲۰] انجام شده است. اختلاف بین ضرایب آبرودینامیکی در حالت اعمال جت مصنوعی در کار حاضر و نتایج مرجع [۵۰] در موقعیت بی‌بعد تحریک ۱۲٪ نسبت به لبه حمله کمتر از ۳٪ بود. در کار حاضر به منظور بررسی ضرایب آبرودینامیکی در حالت بدون کنترل جریان و قابلیت مقایسه دو مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس و کا-اِپسیلون، همچنین مشاهده ناحیه واماندگی ایرفویل، ضرایب برآ و پسا برحسب زاویه حمله در شکل‌های ۴ و ۵ ارائه شده است. مقدار Y^+ برای مدل کا-اِپسیلون به منظور شبیه‌سازی هرچه بهتر لایه مرزی به صورت میانگین ۳۰ در نظر گرفته شده است.



شکل ۴. اعتبارسنجی ضریب برآ برای ایرفویل بدون کنترل جریان [۲۰]

با توجه به شکل ۴، واماندگی در زاویه حمله ۱۶ درجه رخ می‌دهد. با توجه به این شکل‌ها،

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

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

در رابطه ۳، v بردار سرعت عمودی، H ارتفاع محفظه عملگر، D و d مقادیر عرض دیافراگم داخل محفظه و روزنه خروجی جت هستند. با استفاده از قضیه مقدار میانگین و فرض اینکه عملگر به صورت سینوسی نوسان می‌کند، رابطه ۳ به شکل رابطه ۴ در خواهد آمد [۵۴]:

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

V_j متوسط سرعت لحظه‌ای جت روی دیافراگم عملگر و ω فرکانس زاویه‌ای عملگر است ($\omega = 2\pi f$). فرکانس تحریک f برحسب عدد اشتروهل بی‌بعدسازی می‌شود. عدد اشتروهل به شکل رابطه ۵ تعریف می‌شود.

$$St = \frac{f \times c}{U_\infty} \quad (5)$$

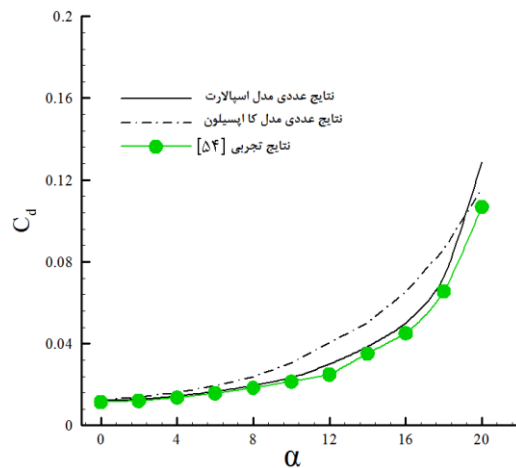
که U_∞ سرعت جریان آزاد و c طول وتر ایرفویل و برابر $0.601m$ است. با نوشتن رابطه پیوستگی بین روزنه خروجی جت و دیافراگم، دامنه از رابطه ۶ به دست می‌آید:

$$v_m = \frac{D}{d} v_a \quad (6)$$

که v_m سرعت بیشینه جت خروجی از نازل عملگر است و مقادیر آن مطابق با مرجع [۵۰] است. یادآوری می‌کنیم که، v_a در رابطه ۶ همان دامنه تحریک جت مصنوعی است که کرال در مدل‌سازی جت مصنوعی استفاده کرد. به‌منظور استفاده از روابط ارائه‌شده توسط کرال، باید سرعت محرک یا سرعت خروجی جت از روزنه خروجی موجود باشد. رابطه ضریب تکانه یا مومنتوم جت مصنوعی به این شکل اصلاح شد [۳۰]:

$$C_\mu = \frac{d(\rho v_m^2)}{c(\rho U_\infty^2)} \quad (7)$$

مدل اسپالارات-آلماراس دقت بیشتری در تخمین ضرایب آیرودینامیکی به‌ویژه در زوایای بعد از واماندگی از خود نشان می‌دهد. با توجه به پیچیدگی جریان در محدوده واماندگی، مقدار خطا در این ناحیه قابل چشم‌پوشی است. نمودارها تفاوت محسوس نتایج عددی مدل آشفتگی کا-اپسیلون با نتایج تجربی را برای زاویه‌های حمله پسا-واماندگی نمایش می‌دهند.



شکل ۵. اعتبارسنجی ضریب پسا برای ایرفویل بدون کنترل جریان [۲۰]

۴. مدل‌سازی و معادله‌های حاکم بر عملگر جت مصنوعی

دو مشخصه مهم عملگر جت مصنوعی فرکانس و دامنه تحریک است. کرال در سال ۱۹۹۷ مطالعه در زمینه عملگر جت مصنوعی با استفاده از حل معادله‌های جریان تراکم‌ناپذیر را انجام داد. کرال در شبیه‌سازی‌های خود جت مصنوعی را به صورت عمودی بر جریان لایه مرزی اعمال کرد. در این تحقیق از محاسبات کرال برای شبیه‌سازی جت استفاده می‌شود. با استفاده از شرط تراکم‌ناپذیری جریان، قانون بقای جرم برای محفظه و سرعت جت به صورت رابطه ۳ به دست می‌آید [۵۱]:





با استفاده از رابطه ۷ و نتایج موجود برای ضریب تکانه در مطالعات دورانی و هایدرا برای ایرفویل 2- NASA GA(W) می‌توان سرعت نوسان یا دامنه تحریک عملگر را برای زاویه‌های حمله پس از واماندگی به دست آورد [۵۰]. جدول ۱ ضرایب تکانه برای زاویه‌های حمله بعد از واماندگی و مقادیر دامنه سرعت در معادله ۴ را نشان می‌دهد (V_j شرط مرزی سرعت روی صفحه دیافراگم است که به صورت شرط مرزی سرعت ورودی اعمال شده است). در این محاسبات $d=1/5$ و $D=10/\lambda \text{ mm}$ در نظر گرفته شده است.

برای تعریف شرط مرزی عملگر جت مصنوعی از کد نویسی UDF در محیط نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. گام زمانی در نظر گرفته شده برای حل عددی معادله‌های $\frac{1}{200f}$ در نظر گرفته شده است. برای ارائه ضرایب آبرودینامیکی متوسط از متوسط زمانی طوری استفاده شده که با افزایش زمان متوسط‌گیری، تغییری در مقدار متوسط ضرایب تا ۲ رقم اعشار ایجاد نشود.

جدول ۱. دامنه سرعت اعمالی بر دیافراگم و سرعت پیشینه روزنه خروجی جت

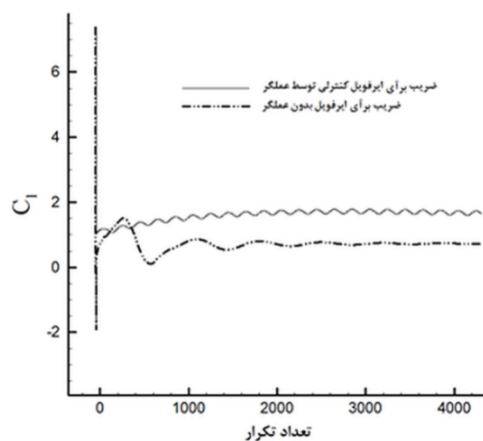
| زاویه حمله (درجه) | v_m (m/s) | $C_{\mu} \times 10^{-3}$ | v_a (m/s) |
|-------------------|-------------|--------------------------|-------------|
| ۱۶ | ۹۲/۶۴۴۸ | ۸/۲۵ | ۱۲/۸۶۷ |
| ۱۸ | ۹۲/۶۸۶۱ | ۸/۲۵ | ۱۲/۸۷۳ |
| ۲۰ | ۹۲/۸۵۰۴ | ۸/۲۸ | ۱۲/۸۹۵ |

۵. تأثیر فرکانس عملگر جت مصنوعی

در این بخش نحوه تأثیر فرکانس تحریک جت مصنوعی روی کنترل واماندگی ایرفویل به صورت عددی شبیه‌سازی شده و نتایج بررسی می‌شود. در پژوهش پیشین انجام شده [۲۰] به منظور شناسایی مکان بهینه برای قرارگیری جت، سه

موقعیت ۱۲، ۲۰ و ۳۰ درصد طول وتر ایرفویل مورد بررسی عددی قرار گرفت و نشان داده شد که مکان ۳۰ درصد بهترین مکان برای قرارگیری عملگر جت مصنوعی است. در این تحقیق از نتایج پژوهش قبلی یعنی مکان ۳۰ درصد برای قرار دادن عملگر جت مصنوعی استفاده شده است، همچنین فرکانس‌های بی‌بعد ۱، ۳ و ۵ به منظور شبیه‌سازی به کار گرفته می‌شوند تا تأثیر افزایش فرکانس روی کنترل واماندگی ایرفویل مشخص شود.

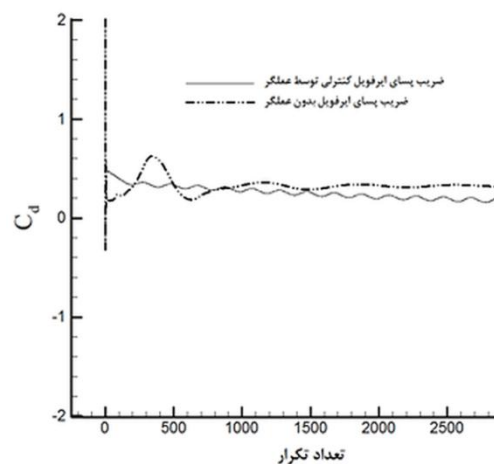
به دلیل خاصیت ضربانی عملگر جت مصنوعی، مقادیر ضرایب برآ و پسا در یک دوره زمانی نوسان می‌کنند که باید از اعداد به دست آمده در شبیه‌سازی میانگین گرفته شود. شکل‌های ۶ و ۷ مقایسه نحوه نوسان مقادیر ضرایب آبرودینامیکی در حضور عملگر جت مصنوعی و حالت‌های غیرکنترلی را نمایش می‌دهند. این نتایج در شرایط فرکانس بی‌بعد $2/56$ و زاویه حمله ۲۰ درجه ارائه شده است.



شکل ۶. مقایسه نمودار ضریب برآ برای حالت کنترلی و غیرکنترلی (فرکانس بی‌بعد $2/56$ و زاویه حمله ۲۰)

شکل‌های ۸ تا ۱۰ ضرایب آبرودینامیکی به دست آمده برای زاویه‌های حمله مختلف، در

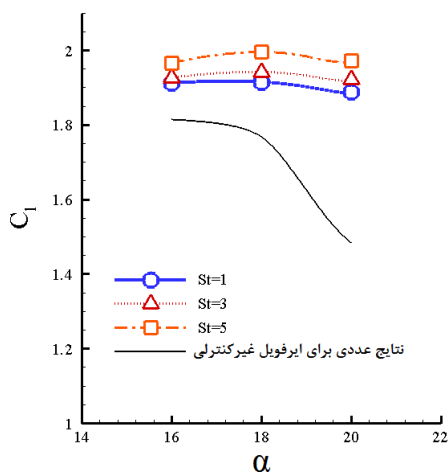
فرکانس‌های بی‌بعد ۱، ۳ و ۵ را برای ایرفویل حاضر نمایش می‌دهند.



شکل ۷. مقایسه نمودار ضریب پسا برای حالت کنترلی و غیرکنترلی (فرکانس بی‌بعد ۲/۵۶ و زاویه حمله ۲۰)

به‌منظور درک بهتر از چگونگی بهبود ضرایب آیرودینامیکی تحت تأثیر عملگر جت مصنوعی، نتایج شبیه‌سازی عددی برای ایرفویل غیرکنترلی نیز آورده شده است. مطابق شکل‌های ۸ تا ۱۰، افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا در هر سه فرکانس بی‌بعد ۱، ۳ و ۵ کاملاً واضح است. با افزایش فرکانس بی‌بعد، عمل دم‌ش و مکش عملگر جت مصنوعی در مدت زمان کمتری اتفاق می‌افتد، به عبارتی دوره زمانی که کار دم‌ش و مکش نوسانی را انجام می‌دهد، برای عملگر کاهش پیدا می‌کند. کاهش دوره زمانی نوسان عملگر، در ابتدا مانع از رشد جریان جدا شده روی ایرفویل می‌شود و در مرحله دوم باعث به عقب راندن ناحیه جدا شده روی ایرفویل می‌شود. طبیعی است که با افزایش فرکانس، جت مصنوعی در به تأخیر انداختن جدایش و اثرات مضر آن کارایی بیشتری خواهد داشت، ولی در عمل تأمین عملگری که فرکانس‌های بالا تولید کند، مشکل

بوده و هزینه زیادی دارد. مطابق شکل ۸ برای فرکانس بی‌بعد ۵ و زاویه حمله ۱۸ درجه، میزان افزایش در ضریب برآ بیشتر از سایر زاویه‌های حمله است. در زاویه حمله ۱۸ درجه ضریب برآ ۱۰٪ نسبت به ضریب برآی پیشینه حالت غیرکنترلی که در زاویه ۱۶ درجه اتفاق می‌افتد، افزایش پیدا کرده است. برای درک بهتر میزان بهبود عملکرد آیرودینامیکی، در شکل ۱۰ نسبت ضریب برآ به ضریب پسا ارائه شده است. طبق شکل ۱۰، عملکرد آیرودینامیکی (نسبت ضریب برآ به ضریب پسا) در زاویه حمله ۱۶ درجه برای کلیه فرکانس‌ها بیشترین افزایش را داشته است. در این زاویه برای فرکانس بی‌بعد ۵، عملکرد آیرودینامیکی ۲۵٪ نسبت به حالت غیرکنترلی افزایش پیدا کرده است.

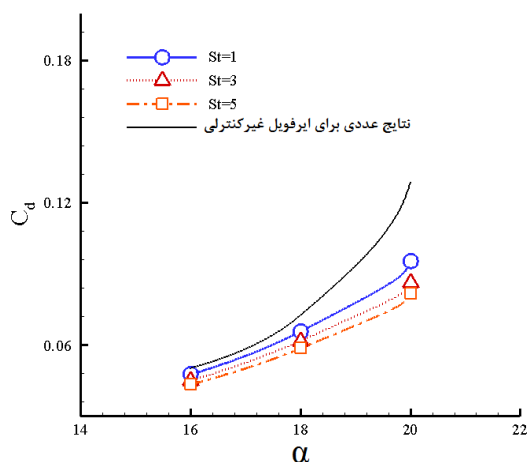


شکل ۸. تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله برای سه فرکانس بی‌بعد

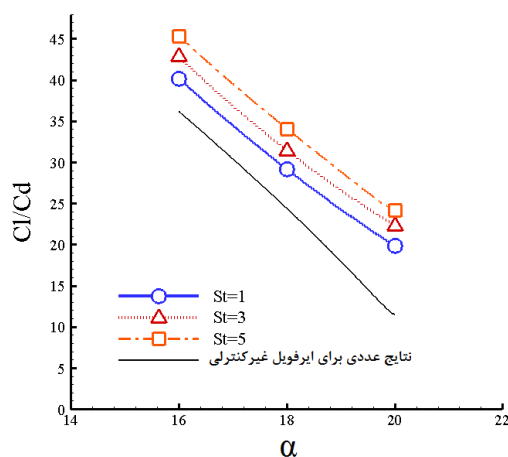
نتایج عددی جدول ۲ برای مشخص شدن دقیق‌تر تأثیر تغییر فرکانس در بهبود ضرایب آیرودینامیکی آورده شده است. طبق جدول ۲ فرکانس‌های بی‌بعد ۱ و ۳ در زاویه حمله ۱۸ درجه به ترتیب باعث افزایش ۶٪ و ۷٪ ضریب برآ نسبت به پیشینه حالت غیرکنترلی شده است.



همچنین در فرکانس بی بعد ۳، زاویه های حمله ۱۶ و ۲۰ درجه نیز ۶٪ افزایش در ضریب برآ نسبت به بیشینه حالت غیرکنترلی را نشان می دهد. همان طور که در بخش ضرایب آبرودینامیکی توضیح داده شد، در فرکانس بی بعد ۵، بیشترین افزایش در ضریب برآ مربوط به زاویه حمله ۱۸ درجه است که ۱۰٪ نسبت به بیشینه حالت غیرکنترلی افزایش داشته است.



شکل ۹. تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله برای سه فرکانس بی بعد



شکل ۱۰. تغییرات نسبت ضریب برآ به ضریب پسا برحسب زاویه حمله برای سه فرکانس بی بعد

بهبود نتایج تنها معطوف به ضریب برآ نیست و شامل ضریب پسا نیز می شود. در فرکانس

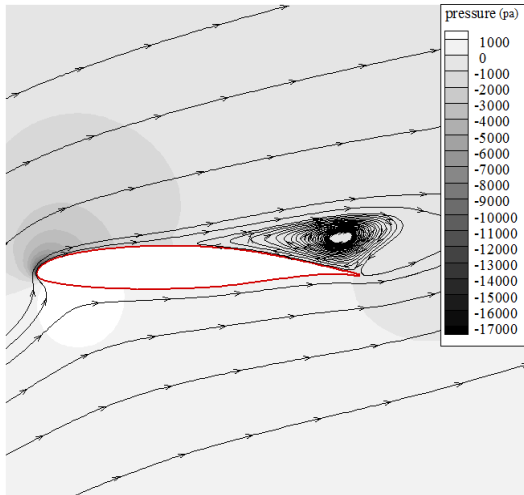
بی بعد ۳ همان طور که از شکل ۹ و جدول ۲ مشخص است ضریب پسا در زاویه حمله ۲۰ درجه ۳۳٪ نسبت به حالت غیرکنترلی کاهش یافته است. زاویه های حمله ۱۶ و ۱۸ درجه نیز در فرکانس بی بعد ۳ به ترتیب ۱۰٪ و ۱۵٪ نسبت به حالت غیرکنترلی کاهش داشته اند. با توجه به جدول ۲ مشخص می شود که ضریب پسا در زاویه حمله ۲۰ درجه و فرکانس ۵ بیشترین کاهش را دارد. در این فرکانس ضریب پسا ۳۷٪ نسبت به حالت غیرکنترلی کاهش پیدا کرده است که بسیار مطلوب است.

جدول ۲. نتایج ضریب آبرودینامیکی برای سه فرکانس بی بعد

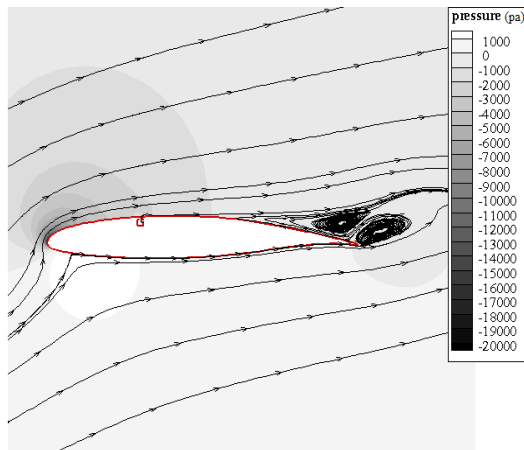
| فرکانس بی بعد | زاویه حمله | Cl | Cd |
|-------------------|------------|--------|---------|
| ایرفویل غیرکنترلی | ۱۶ | ۱/۸۱۳۷ | ۰/۰۵۰۱ |
| | ۱۸ | ۱/۷۶۷۶ | ۰/۰۷۲۵ |
| | ۲۰ | ۱/۴۸۲۹ | ۰/۱۲۸۸ |
| St=1 | ۱۶ | ۱/۹۱۱۱ | ۰/۰۴۷۵ |
| | ۱۸ | ۱/۹۱۴۲ | ۰/۰۶۵۷ |
| | ۲۰ | ۱/۸۸۸۶ | ۰/۰۹۵۲ |
| St=3 | ۱۶ | ۱/۹۲۶۶ | ۰/۰۴۴۹۷ |
| | ۱۸ | ۱/۹۴۲۰ | ۰/۰۶۱۷۷ |
| | ۲۰ | ۱/۹۲۲۲ | ۰/۰۸۶۱۴ |
| St=5 | ۱۶ | ۱/۹۶۶۱ | ۰/۰۴۳۳۷ |
| | ۱۸ | ۱/۹۹۵۶ | ۰/۰۵۸۵۴ |
| | ۲۰ | ۱/۹۷۲۰ | ۰/۰۸۱۶۵ |

شکل های ۱۱ تا ۱۴ کانتور فشار اطراف ایرفویل را در زاویه حمله ۲۰ درجه برای حالت غیرکنترلی و سه فرکانس بی بعد ۱، ۳ و ۵ را نشان می دهد. مطابق کانتورهای ارائه شده، تأثیر

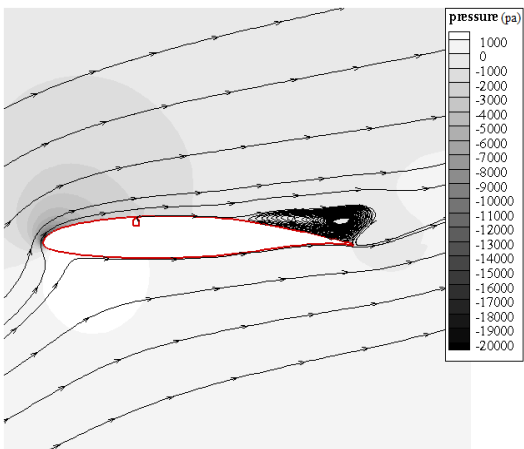
تغییر فرکانس در جریان اطراف ایرفویل به خوبی مشهود است. هر سه فرکانس جدایش جریان را به پایین دست ایرفویل جابه‌جا کرده‌اند. با افزایش فرکانس بی‌بعد از مقدار ۱ به ۵، طول گردابه‌های جریان جدا شده روی ایرفویل به میزان قابل توجهی کاهش یافته است. هنگام استفاده از فرکانس بی‌بعد ۱ با وجود به تعویق انداختن جدایش، مشاهده می‌شود که گردابه‌های بزرگ تا انتهای ایرفویل ادامه دارند. با افزایش فرکانس بی‌بعد به مقدار ۳ مشاهده می‌شود که طول گردابه‌های به وجود آمده روی ایرفویل کاهش می‌یابد. در فرکانس تحریک ۵، کاهش طول گردابه تولید شده و به تعویق افتادن جدایش بسیار ملموس است. این امر نشان می‌دهد زمانی که فرکانس تحریک به اندازه کافی بالا باشد، به تأخیر انداختن واماندگی و کاهش طول ناحیه جدا شده روی سطح ایرفویل را به همراه خواهد داشت. گرادیان فشار نامطلوب باعث جدایش و واماندگی در اطراف ایرفویل می‌شود. با کاهش اثرات نامطلوب جدایش و گردابه‌ها به وسیله عملگر جت مصنوعی، توزیع فشار مطلوب نیز برقرار خواهد شد. در بخش قبل بیان شد که افزایش فرکانس تحریک چگونه باعث بهبود ضرایب آیرودینامیکی شده است و در این بخش به صورت فیزیکی اثرات عملگر جت مصنوعی در حضور تغییر فرکانس تحریک نمایش داده شده است. موقعیت نقطه جدایش در زوایای حمله مختلف و میزان به تعویق انداختن نقطه جدایش تحت تأثیر کنترل جریان در فرکانس‌های تحریک مختلف، در جدول ۳ ارائه شده است. نقطه جدایش بر اساس موقعیت صفر شدن گرادیان سرعت در راستای عمودی روی دیواره ایرفویل در نرم‌افزار تعیین شده است.



شکل ۱۱. کانتور فشار برای حالت غیرکنترلی در زاویه حمله ۲۰ درجه



شکل ۱۲. کانتور فشار برای $St = 1$ در زاویه حمله ۲۰ درجه در لحظه سرعت پیشینه جت خروجی

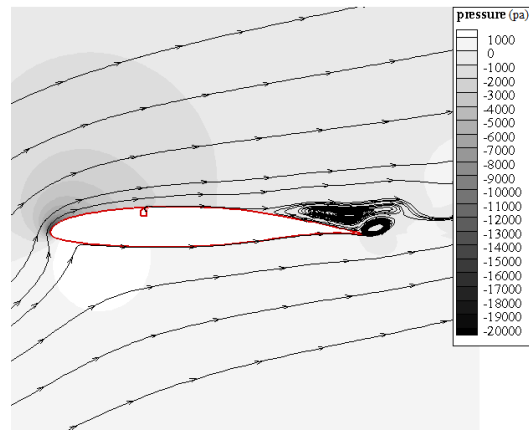


شکل ۱۳. کانتور فشار برای $St = 3$ در زاویه حمله ۲۰ درجه در لحظه سرعت پیشینه جت خروجی

عملکرد جت مصنوعی در این تحقیق به فرکانس تحریک جت در محدوده مقادیر فرکانس‌های بالای عملگرهای جت مصنوعی صنعتی پرداخته شد. نتایج برای سه فرکانس بی‌بعد ۱، ۳ و ۵ نشان داد که با افزایش فرکانس، عملگر جت مصنوعی چگونه باعث به عقب راندن ناحیه جدا شده و کاهش طول ناحیه جدایش به وجود آمده روی ایرفویل می‌شود. تحت تأثیر فرکانس بی‌بعد ۵ بیشترین افزایش در ضریب برآ مربوط به زاویه حمله ۱۸ درجه اتفاق افتاد که ۱۰٪ نسبت به بیشینه حالت غیرکنترلی افزایش داشت و زاویه‌های حمله ۱۶ و ۲۰ درجه نیز به ترتیب ۸٪ و ۹٪ افزایش یافتند. بیشترین کاهش در ضریب پسا نیز مربوط به فرکانس بی‌بعد ۵ و زاویه حمله ۲۰ درجه بود که در این فرکانس، ضریب پسا ۳۷٪ نسبت به حالت غیرکنترلی کاهش پیدا کرد. نتایج این پژوهش نشان داد که افزایش فرکانس تحریک جت مصنوعی چگونه باعث بهبود ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل می‌شود؛ ولی تأمین فرکانس‌های بالا برای عملگر جت مصنوعی کار هزینه‌بر و گرانی است. به همین منظور پیشنهاد می‌شود برای کاهش هزینه‌ها، سایر عوامل تأثیرگذار بر عملگر جت مصنوعی مانند زاویه جت و شکل محفظه را مورد مطالعه قرار داده یا از ترکیب چند روش کنترلی به صورت هم‌زمان بهره گرفته شود.

۷. 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 2012;40(5): 1434-1440.
- [2] A. Salmasi, A. Shadaram, A. Shams Taleghani, Effect of plasma actuator



شکل ۱۴. کانتور فشار برای $St = 5$ در زاویه حمله ۲۰ درجه در لحظه سرعت بیشینه جت خروجی

جدول ۳. میزان به تعویق انداختن جدایش برای سه فرکانس بی‌بعد

| فرکانس بی‌بعد | زاویه حمله (درجه) | X_{sep} (بی‌بعد نسبت به وتر ایرفویل) | درصد به تعویق افتادن جدایش |
|-------------------|-------------------|--|----------------------------|
| ایرفویل غیرکنترلی | ۱۶ | ۷۶/۹٪ | - |
| | ۱۸ | ۶۱/۶٪ | - |
| | ۲۰ | ۳۹/۹٪ | - |
| $St=1$ | ۱۶ | ۸۳/۲٪ | ۶/۳٪ |
| | ۱۸ | ۶۸/۴٪ | ۶/۱۸٪ |
| | ۲۰ | ۵۵/۷٪ | ۱۵/۱۸٪ |
| $St=3$ | ۱۶ | ۸۴/۱٪ | ۷/۲٪ |
| | ۱۸ | ۶۹/۹٪ | ۸/۳٪ |
| | ۲۰ | ۶۱/۲٪ | ۲۱/۳٪ |
| $St=5$ | ۱۶ | ۸۶/۳٪ | ۹/۴٪ |
| | ۱۸ | ۷۴/۲٪ | ۱۲/۶٪ |
| | ۲۰ | ۶۵/۷٪ | ۲۵/۱۸٪ |

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله توانایی تأثیر فرکانس تحریک عملگر جت مصنوعی در به تأخیر انداختن جدایش جریان و واماندگی شبیه‌سازی و مورد پژوهش قرار گرفت. از بین عوامل مؤثر بر

Generator. Flow Turbulence Combustion, 109, 65–100, 2022. <https://doi.org/10.1007/s10494-022-00327-9>

- [10] S. Abdolahipour, M. Mani, 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>
- [11] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, 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, DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001463
- [12] Soheila Abdolahi Poor; Abbas Mardani; Seyed Arash Seyed Shams Taleghani. Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow, Aerospace Knowledge and Technology Journal, 5, 1, 2016, 55-65. (in Persian فارسی)
- [13] M. Taeibi Rahni, A. Shams Taleghani, M. Sheikholeslam, G. Ahmadi, Computational simulation of water removal from a flat plate, using surface acoustic waves, Wave Motion, Volume 111, 2022, 102867, <https://doi.org/10.1016/j.wavemoti.2021.102867>.
- [14] SM Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, and SA 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.
- [15] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni, Surface acoustic waves as control actuator for drop removal from solid surface, Fluid Dynamics Research, Vol. 53, no. 4, placement on the airfoil efficiency at poststall angles of attack. IEEE Transactions on Plasma Science 2013; 41(10): 3079-3085.
- [3] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, 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 فارسی)
- [4] A. Salmasi, A. Shadaram, M. Mirzaei, A. Shams Taleghani, Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils' efficiency after the stall, Modares Mechanical Engineering, Vol. 12, No. 6, pp. 104-116, 2013. (in Persian فارسی)
- [5] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, 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 فارسی)
- [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 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, Number 3 (88); pp.183-192, 2019. (in Persian فارسی)
- [9] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex



- 4, pp.73-86, 2015. (in Persian فارسی)
- [23] 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 فارسی)
- [24] A. S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, S. Abdolahipour, Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control, *J Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.*, Vol. 40, No. 4, pp.1-13, 2018.
- [25] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, Parametric study of a frequency-modulated pulse jet by measurements of flow characteristics. *Physica Scripta*, Vol. 96, No. 12, 2021.
- [26] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, 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 Persian فارسی)
- [27] S. Abdolahipour, M. Mani, and P. M. Render, Numerical Investigation into the Aerodynamic Characteristics of Wings with Triangular Shape Damage in Different Span Positions. 15th Annual Conference of the CFD Society of Canada, CFD, pp. 27-31, 2007.
- [28] S. Abdolahipour, M. Mani, and G. M. Ahmadi Dehaghi, Numerical and Experimental Study of the Influence of Damage on the Aerodynamic Characteristics of a Finite Wing. *Fluids Engineering Division Summer Meeting*, vol. 44403, pp. 1441-1447, 2011.
- [29] Gad-el-Hak, M., *Flow Control: Passive, Active and Reactive Flow Management*. Cambridge University Press, 2000.
- [30] Auerbach, D., "Experiments on the 2021: 045503.
- [16] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni, Phenomenological Investigation of Drop Manipulation Using Surface Acoustic Waves, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 32, no. 6, pp.1147-1158, 2020.
- [17] M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, 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.
- [18] A. ghanbari motlagh, S. abdolahipour, A. Shams taleghani, Flow control by magnetohydrodynamic field method at the supersonic air intake. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 9(1), 2020, 157-170. (in Persian فارسی)
- [19] 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*, 9(2), pp. 17-28, 2021. (in Persian فارسی)
- [20] Ehsan Najafi; Arash Shams Taleghani; Soheila Abdolahipour. "Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil". *Journal of Aeronautical Engineering*, 24, 1, 2022, 83-96. doi: 10.22034/joae.2022.313705.1067 (in Persian فارسی)
- [21] M. Yadegari; A. Seyed Shams Taleghani, Porous Media Applications in Shock Attenuation on Suction side of an Airfoil, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 3, 1, 2014, 61-71. (in Persian فارسی)
- [22] M. Yadegari, 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, Number



- Flow Control,” AIAA Journal, Vol. 43, No. 7, July 2005, pp. 1501–1511.
- [40] Visbal, M. R., “Strategies for Control of Transitional and Turbulent Flows Using Plasma-Based Actuators,” International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 24, No. 7, Aug. 2010, pp. 237–258.
- [41] Visbal, M., Gaitonde, D., and Roy, S., “Control of Transitional and Turbulent Flows Using Plasma-Based Actuators,” 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Francisco, AIAA Paper 2006-3230, June 2006.
- [42] Dandois, J., Garnier, E., and Sagaut, P., “Numerical Simulation of Active Separation Control by a Synthetic Jet,” Journal of Fluid Mechanics, Vol. 574, Mar 2007, pp. 25–58.
- [43] Chaudhari M, Verma G, Puranik B, Agrawal A. Frequency response of a synthetic jet cavity. Experimental thermal and fluid science. 2009 Mar 1;33(3):439-48.
- [44] Pamart PY, Dandois J, Garnier E, Sagaut P. Large Eddy Simulation study of synthetic jet frequency and amplitude effects on a rounded step separated flow. In 5th Flow Control Conference 2010 Jun 28 (p. 5086).
- [45] Goodfellow SD, Yarusevych S, Sullivan PE. Momentum coefficient as a parameter for aerodynamic flow control with synthetic jets. AIAA journal. 2013 Mar;51(3):623-31.
- [46] Yen J, Ahmed N. Role of synthetic jet frequency & orientation in dynamic stall vorticity creation. In 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference 2013 (p. 3165).
- [47] Kim M, Essel EE, Sullivan PE. Effect of varying frequency of a synthetic jet on flow separation over an airfoil. Physics of Fluids. 2022 Jan 19;34(1):015122.
- [48] Zhiyong LI, Zhenbing LU, Qiang LI, Yan ZH. Modulation of driving signals in flow control over an airfoil with synthetic jet. Chinese Journal of Trajectory and Circulation of the Starting Vortex”. J. Fluid MECH Vol. 183, pp. 185-198, 1987.
- [31] Zaman, K., et al., “Effect of Acoustic Excitation on the Flow Over a Low Re Airfoil”, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 182, pp. 127-148, 1987.
- [32] Chang, R., Hsiao, F. and Shyu, R. “Forcing Level Effects of Internal Acoustic Excitation on the Improvement of Airfoil Performance”, Journal of Aircraft, Vol. 20, No. 5, pp. 823-829, 1992.
- [33] Seifert, A. Bachar, T. Wygnanski, I., Koss, D. Shephelovich, M., "Oscillatory Blowing, a Tool To Delay Boundary Layer Separation", AIAA Paper 93-0440 - presented at the 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting, January 1993.
- [34] Seifert, A., Darabi, A. and Wygnanski, I., "Delay of Airfoil Stall by Periodic Excitation", Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 4, pp. 691-698, 1996.
- [35] Smith, D.R., et al., "Modification of Lifting Body Aerodynamics Using Synthetic Jet Actuators", AIAA 1998-0209 - presented at the 36' Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 12-15, 1998.
- [36] Amitay, M., and Glezer, A., “Role of actuation frequency in controlled flow reattachment over stalled airfoil”, AIAA Journal, Vol. 40, No. 2, 2002, pp. 209,216.
- [37] Colonius, T., and Williams, D. R., “Control of Vortex Shedding on Two and Three-Dimensional Airfoils,” Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical, and Engineering Sciences, Vol. 369, 2011, pp. 1349–1351.
- [38] Amitay, M., and Glezer, A., “Role of Actuation Frequency in Controlled Flow Reattachment over Stalled Airfoil,” AIAA Journal, Vol. 40, No. 2, 2002, pp. 209–216.
- [39] Glezer, A., Amitay, M., and Honohan, A., “Aspects of Low- and High-Frequency Actuation for Aerodynamic



C_{μ} = ضریب تکانه یا مومنتوم
 c = طول وتر ایرفویل
 V_j = متوسط سرعت لحظه‌ای روی دیافراگم
 d = عرض روزنه خروجی جت
 D = عرض دیافراگم
 St = عدد اشتروهل
 V_m = سرعت بیشینه جت خروجی از نازل عملگر
 V_a = دامنه سرعت تحریک دیافراگم
 α = زاویه حمله بر حسب درجه
 X_{sep} = موقعیت طولی نقطه جدایش از لبه حمله
 (بی بعد شده نسبت به طول وتر ایرفویل)
 V = بردار سرعت
 C_l = ضریب برآی ایرفویل
 C_d = ضریب پسای ایرفویل

- Aeronautics. 2020 Dec 1;33(12):3138-48.
- [49] Bottomley M, Packwood A. Experimental Investigation of High-Frequency-Actuation Synthetic Jet Flow Control. In 52nd Aerospace Sciences Meeting 2014 (p. 0400).
- [50] 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 New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011, p. 943.
- [51] K. Mohseni and R. Mittal, Synthetic Jets: Fundamentals and Applications: CRC Press, 2014.
- [52] F. Bauer, P. Garabedian, D. Korn and A. Jameson, supercritical wing sections II: a handbook vol. 108, Springer Science & Business Media, 2012.
- [53] S. Abdolahi-pour, M. Mani and A. Shams Taleghani, "Experimental investigation of aerodynamic characteristics of a supercritical two-element high-lift airfoil," Aerospace Knowledge and Technology Journal, vol. 10, no. 1, 2021. (in Persian فارسی)
- [54] 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.



فهرست علائم و اختصارات

ρ = چگالی سیال
 μ = ویسکوزیته دینامیکی
 γ = نسبت گرمای ویژه
 Re = عدد رینولدز
 M = عدد ماخ
 f = نیروهای حجمی
 f = فرکانس تحریک عملگر
 ω = فرکانس زاویه‌ای تحریک