

بررسی پارامترهای جت مکشی در کنترل جریان وامانده دینامیکی*

مقاله پژوهشی

سیروس کسمانی^(۱) مهران تاجفر^(۲) سامان کسمانی^(۳)

چکیده در این پژوهش تأثیر پارامترهای مرتبط با جت مکشی در کنترل جریان وامانده دینامیکی بالواره ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز 1×10^5 بررسی شده است. بدین منظور، از کمیت‌های ضرایب و عملکرد آیرودینامیکی میانگین برای مقایسه تأثیر جت‌های مختلف استفاده شده است. سرعت جت، زاویه مکش، اندازه دهانه خروجی و مکان جت به‌عنوان پارامترهای مؤثر در جت مکشی در نظر گرفته شده‌اند. بالواره حول یک چهارم وتر به صورت سینوسی نوسان می‌کند و زاویه حمله آن در اثر این حرکت از -5 درجه به 25 درجه می‌رسد. زوایای 30 ، 60 و 90 درجه و مکان‌های 1 ، 4 ، 6 ، 10 و 20 درصد طول وتر برای بررسی تأثیر زاویه و مکان جت مکشی انتخاب شدند. برای اندازه دهانه مقادیر $0/01$ و $0/05$ طول وتر انتخاب شد. مقادیر $0/04$ ، $0/08$ و $0/14$ برای ضریب ممتوم جت با اندازه دهانه ثابت در نظر گرفته شد. نتایج نشان دادند که مکان 4 درصد طول وتر نسبت به بقیه مکان‌ها برای قرارگیری جت مکشی مناسب‌تر است و با افزایش زاویه مکش و نزدیک شدن به زاویه 90 درجه، جت تأثیر بهتری در کنترل جریان از خود نشان می‌دهد. تأثیر سرعت جت و اندازه دهانه نیز به‌گونه‌ای است که با افزایش آن‌ها عملکرد جت بهبود می‌یابد.

واژه‌های کلیدی واماندگی دینامیکی، جت مکشی، کنترل جریان فعال، بالواره نوسانی، عملکرد آیرودینامیکی

مقدمه

دینامیکی بیشتر از واماندگی استاتیکی است. مک کروسکی [2] واماندگی دینامیکی بالواره ناکا ۰۰۱۲ را مطالعه کرد و متوجه شد که ترکیدن حباب‌های لبه حمله پدیده‌ای تصادفی نیست، بلکه گردابه‌های جدا شده برای حفظ حالت گردابی اولیه خود از جدایش لایه مرزی آشفتنه ظاهر می‌شود. مک آلیستر و همکاران [3] داده‌های آیرودینامیکی بالواره‌های مختلفی از جمله ناکا ۰۰۱۲ را در جریان‌های زیرصوت به صورت تجربی استخراج کردند. لوبر و کارتا [4] نشان دادند که در رینولدزهای بالا در بالواره‌ها با نرخ پیچش پلکانی ثابت، گردابه‌های لبه حمله نقش تعیین‌کننده‌ای در پاسخ ناپایدار آیرودینامیکی نزدیک واماندگی دارد و همچنین با افزایش زاویه

تغییرات سریع در زاویه حمله موجب ایجاد و حرکت گردابه‌هایی از لبه حمله به سمت عقب بال می‌شود که در بالواره‌ها با عبور از لبه فرار باعث کاهش چشمگیر برآ، افزایش شدید پسا و واماندگی می‌شود. واماندگی دینامیکی و موضوعات مرتبط با آن همواره در صنعت هوافضا مورد توجه بوده است و محققان تلاش‌های زیادی برای درک بهتر آن انجام داده‌اند. هام و گارلیک [1] متوجه شدند که نیروهای آیرودینامیکی در یک بال دوبعدی دارای نوسان حول یک چهارم وتر متأثر از گردابه‌های جدا شده از لبه حمله است. آن‌ها همچنین به این نتیجه رسیدند که زاویه حمله شروع واماندگی

* تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۰/۴/۲۶ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۰/۷/۲۴ می‌باشد.

(۱) نویسنده مسئول، دانشجوی دکتری، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، Email: siroos.kasmaiee@aut.ac.ir

(۲) دانشیار، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

(۳) دانشجوی دکتری، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

پیچش، لایه مرزی گذار به سمت جلو بالواره حرکت می‌کند. آن‌ها همچنین نشان دادند که نتایج نوسان‌های سینوسی شبیه نتایج حرکت پلکانی است. پراکسی و همکاران [5] بالواره ناکا ۰۰۱۲ را در رینولدز ۱۰^۶ به صورت تجربی مطالعه کردند و از ترکیب گردابه به جای وجود یک گردابه تکین سخن گفتند و متوجه شدند که جریان در لبه حمله در حرکت به سمت بالا در زاویه‌هایی بیشتر از زاویه واماندگی استاتیکی چسبیده باقی می‌ماند، درحالی‌که در حرکت به سمت پایین در زاویه‌هایی کمتر از زاویه واماندگی استاتیکی جریان جدا شده است.

لی و همکاران [6] بالواره دارای نوسان ناکا ۰۰۱۲ را در رینولدز ۳۵ × ۱۰^۶ مطالعه و نیروهای آیرودینامیکی و ممان پیچشی را تعیین کردند. آن‌ها همچنین لایه مرزی گذار و جدایش و چسبیدن دوباره جریان و آرام شدن آن را در فرکانس‌ها و دامنه‌های مختلف در هر ۲ حالت قبل و بعد از واماندگی بررسی کردند و متوجه شدند که کاهش فرکانس حرکت نوسانی تأثیر چشمگیری در شروع پدیده‌های لایه مرزی و بیشینه برا و پسا دارد. آن‌ها نشان دادند که جدایش آرام، گذرا و جدایش لبه فرار برای بالواره ثابت در زاویه حمله بیشتر از ۱۰ درجه با شیب خطی منحنی برا رشد می‌کند و انفجار حباب‌های لبه حمله مکانیزم واماندگی استاتیکی را تعیین می‌کند. آن‌ها بیان کردند که در واماندگی عمیق شرایط لایه مرزی قبل از واماندگی در اثر حرکت روبه‌بالا خطی است، اما با ایجاد و گسترش گردابه لبه حمله ضریب برا و پسا و ممنتوم افزایش می‌یابد. بنابراین، گردابه لبه حمله و گردابه دوم همیشه در سرعت ۰/۴۵ و ۰/۳ سرعت مرجع گسترش می‌یابند و چسبیدن دوباره جریان و متعاقباً بازگشت لایه مرزی به حالت آرام از جمله اتفاقات بعد از واماندگی است. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که واماندگی برا وقتی رخ می‌دهد که گردابه لبه حمله به طول وتر می‌رسد، درحالی‌که واماندگی ممنتوم در انتهای گسترش جریان برگشتی لبه فرار در حرکت به سمت بالا رخ می‌دهد و در واماندگی سبک با پافشاری

جریان برگشتی تفکیک آشفتگی در ۰/۳ وتر رخ می‌دهد. درحالی‌که بالواره هنوز به سمت بالا حرکت می‌کند که باعث ایجاد گردابه‌هایی می‌شود که زمان کافی برای رشد ندارند و به وسیله حرکت روبه‌پایین بالواره جارو می‌شوند. بنابراین، واماندگی سریع لبه فرار باعث واماندگی برا می‌شود و در نمونه نوسان‌دار جریان چسبیده، گذار لایه مرزی و برگشت آن به جریان آرام به صورت غیرخطی است و نسبت به حالت استاتیکی زمان برخورد تغییر می‌کند؛ ولی ضرایب آیرودینامیکی و ممان پیچشی روند کلی حالت استاتیک را حفظ می‌کند و فقط بهبود اندکی در ضریب برا و شیب آن رخ می‌دهد. ویزبل و شانگ [7] با بررسی عددی بالواره ناکا ۰۰۱۵ که دارای نرخ پیچش ثابت بود، متوجه شدند که عامل انتشار جدایش به سمت بالادست، گردابه‌های ریخته‌شده در دنباله، تشکیل گردابه لبه حمله و گردابه لایه برشی، ساختار جریان ناپایدار را تعیین می‌کنند که برهم‌کنش آن‌ها بسیار پیچیده است. تونر [8] با بررسی عددی بالواره‌ها با دامنه نوسانی زیاد در جریان‌های مغشوش اثر گردابه لبه حمله را در واماندگی دینامیکی نشان داد و تأثیر افزایش فرکانس کاهنده در شکل‌گیری گردابه‌های لبه حمله را بررسی کرد. اکاتریناریس و همکاران [9] با بحث درباره روش‌های عددی استفاده‌شده، به اثر سه‌بعدی بودن، ناتوانی در پیش‌بینی چسبیدن جریان جداشده به علت عدم کفایت مدل‌های اغتشاشی اشاره کردند. مارتات و همکاران [10, 11] با بررسی واماندگی دینامیکی بالواره ناکا ۰۰۱۲ به این نتیجه رسیدند که در رینولدزهای کمتر از ۱۰^۶ به یک مدل عددی دیگر احتیاج است. آن‌ها با مقایسه پاسخ‌هایشان با نتایج تجربی در رینولدز ۱۰^۶ و شبیه‌سازی دوبعدی و سه‌بعدی متوجه شدند که مدل آشفتگی SST $k-\omega$ ، زاویه واماندگی، ضریب برا و پسا در حرکت روبه‌بالا را به خوبی پیش‌بینی می‌کند. آن‌ها برای درک بهتر پدیده‌ها در حرکت روبه‌پایین از مدل ترکیبی معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ استفاده کردند و به این نتیجه رسیدند که شبیه‌سازی دوبعدی به روش میانگین‌گیری رینولدز

نمونه‌هایی از مکانیزم‌های غیرفعال هستند. مکش یا دمش ثابت و پیوسته، مکش یا دمش ناگهانی و استفاده از جت مصنوعی نمونه‌هایی از تکنیک‌های فعال هستند. کراجنویک [15] با اضافه کردن استوانه‌ای به بدنه، جدایش را به تأخیر انداخت. خلیقی و همکاران [16] از هردو مکانیزم کنترل جریان فعال و غیرفعال استفاده کردند و نیروی پسا را کاهش دادند و به این نتیجه رسیدند که مکانیزم فعال در کاهش پسا مؤثرتر است. ساسون و همکاران [17] جریان روی یک توربین باد عمودمحور را با استفاده از جت دمشی کنترل کردند و نشان دادند که افزایش سرعت دمش باعث افزایش برا و کاهش پسا می‌شود. مولر و همکاران [18] جریان وامانده روی بالواره ضخیم و متقارنی را با استفاده از جت پایای دمشی کنترل کردند و برای این کار ۲ مکان ۵ درصد و ۵۰ درصد طول وتر را به‌عنوان مکان جت دمشی انتخاب کردند و به این نتیجه رسیدند که در زاویه‌های حمله بالاتر از زاویه حمله واماندگی مکان ۵ درصد باعث جدایش دیرتر جریان از لبه حمله می‌شود. آن‌ها با بررسی نسبت سرعت جت نشان دادند که وقتی سرعت جت از مقدار سرعت جریان در لبه لایه مرزی کمتر باشد، دمش باعث تسریع جدایش در لبه حمله می‌شود. مولر و همکاران [19] از مکانیزم دمشی قابل تطبیق برای کنترل جریان استفاده کردند. چن و همکاران [20] با مطالعه پارامترهایی مانند عرض شکاف، مکان و جهت آن و جرم و تکانه جت دمشی، اثر دمش پیوسته در کنترل جریان بالواره بیضوی ضخیم با بیشینه ضخامت ۳۰ درصد وتر را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که برای تکانه کم در نظر گرفته شده است شکاف تا حد امکان باید باریک و مکانش دقیقاً بالادست خط جدایش باشد. چن و همکاران [21] با مطالعه اثرات مکش پیوسته بر بالواره ضخیم و مقایسه آن با مطالعات قبلی‌شان درباره مکش از اهمیت مکان مکش سخن گفتند و مکان‌هایی زیردست خط جدایش طبیعی را مناسب دانستند. وانگ و گرسول [22] با بررسی مکان و نرخ جریان مکش روی یک صفحه مسطح در رینولدز ۶۷۰۰۰ متوجه شدند که

بخش چشمگیری از جریان دینامیکی بدون جدایش را پیش‌بینی می‌کند. وانگ و همکاران [12] از مدل‌های $k-\omega$ استاندارد و $k-\omega$ SST برای شبیه‌سازی دوبعدی بالواره ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز ۱۰ استفاده کردند و به این نتیجه رسیدند که دومی با دقت قابل‌قبولی با نتایج تجربی هم‌خوانی دارد. وانگ و همکاران [13] بالواره ناکا ۰۰۱۲ را به صورت دوبعدی و سه‌بعدی شبیه‌سازی و از مدل‌های آشفتگی، $k-\omega$ استاندارد، $k-\omega$ SST و شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ استفاده کردند و به این نتیجه رسیدند که $k-\omega$ SST در حرکت روبه‌بالا با دقت مناسبی با داده‌های تجربی هم‌خوانی دارد و در حرکت روبه‌پایین به صورت کیفی برا را به خوبی پیش‌بینی می‌کند، ولی در نقطه واماندگی اتلاف برا را بیش از حد پیش‌بینی می‌کند. شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ، واماندگی دینامیکی با دقت بالا حتی در رینولدزهای کم، هزینه محاسباتی سنگینی را به همراه دارد. اندازه شبکه، مدل‌سازی مقیاس زیرشبکه و شرایط آشفتگی جریان ورودی در نتایج شبیه‌سازی گردابه بزرگ بسیار تأثیر دارد. عسگری و تاج‌فر [14] با استفاده از شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ غروش بهبود شرایط جریان ورودی جدایش در پشت برآمدگی ساده را بررسی کردند و متوجه شدند اندازه و محل جدایش حباب به شدت تحت تأثیر شرایط ورودی قرار داد. شبیه‌سازی عددی مستقیم و مطالعات شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ در جریان‌های وامانده دینامیکی محدود به رینولدزهای پایین است. درحالی‌که در رینولدزهای بالا معادلات ناپایا ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز استفاده می‌شود.

در واماندگی دینامیکی نیروی پسا در نزدیکی زاویه واماندگی به شدت افزایش می‌یابد که موجب صرف بیشتر توان برای غلبه بر مقاومت جریان می‌شود و همچنین برا کاهش چشمگیری می‌کند. مکانیزم‌های مختلفی برای تأخیر در جدایش و کنترل جریان وجود دارد که به دسته کلی فعال و غیرفعال تقسیم می‌شود. اجزای غیرمتحرک مانند مولد گرداب، شکل دادن به هندسه و قراردادن شیارهای طولی در سطح هواپیما

مکش در یک چهارم وتر بیشترین تأثیر را در برا دارد و با نزدیک شدن آن به لبه حمله به علت کوچک تر شدن حباب‌های جدایش، تأثیر کمی در برا دارد. کیم و کیم [23] جدایش جریان بالواره ناکا ۲۳۰۱۲ را در رینولدز $10 \times 1/2$ با جت مصنوعی کنترل کردند. آن‌ها از مدل آشفتگی $k-\omega$ SST در شبیه‌سازی‌شان استفاده کردند. کاتالان و همکاران [24] جدایش بالواره اس دی ۷۰۰۳ را در رینولدز $610 \times$ بررسی کردند. آن‌ها از چندین مدل آشفتگی معادلات ناپایای ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ استفاده کردند و به این نتیجه رسیدند که $k - SST-LR$ نزدیک‌ترین نتایج را به شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ و داده‌های تجربی دارد. تاج‌فر و عسگری [25] جدایش جریان بالواره دارای نوسان ناکا ۰۰۱۲ را با جت دمشی پیوسته کنترل و تأثیر مکان شکاف و سرعت جت را بررسی کردند. وانگ لانگ ژانگ و همکاران [26] برای کنترل جدایش استاتیکی جریان بالواره ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز ۱۰ از مکانیزم مکش استفاده کردند. آن‌ها در زاویه‌های حمله ۲، ۴، ۶ و ۸ این کار را انجام دادند و اثر پارامترهای ضریب مکش، موقعیت، زاویه و عرض سوراخ و تخلخل را بررسی کردند. آن‌ها شبیه‌سازی‌شان را به صورت دوبعدی و با مدل آشفتگی شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ و برای جریان تراکم‌پذیر انجام دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که نسبت نیروی برا به پسا با افزایش ضریب مکش تا ۰/۰۱ به علت عقب‌رفتن نقطه جدایش افزایش و پس از ۰/۰۱ به علت سرکوب گردابه‌ها کاهش می‌یابد و این نسبت با افزایش زاویه مکش افزایش می‌یابد و حداکثر آن بین ۶۰ تا ۹۰ درجه رخ می‌دهد. آن‌ها متوجه شدند که بهترین مکان برای شکاف دقیقاً در پشت نقطه جدایش است و با تخلخل ثابت، عرض حفره تأثیر کمی در نسبت نیروی برا به پسا دارد. تاج‌فر و عسگری [27] در ادامه کار قبلی‌شان برای کنترل جدایش جریان بالواره متحرک ناکا ۰۰۱۲ از جت مصنوعی استفاده کردند و تأثیر حالت‌های مختلف نوسان بالواره و فرکانس جت را بررسی کردند. بختیاری و همکاران [28] به بررسی تأثیر شرط مرزی سرعت

لغزشی بر بالواره دارای واماندگی دینامیکی پرداختند. نتایج آن‌ها حاکی از آن بود که شرط مرزی سرعت لغزشی مقدار ضریب برا ماکزیمم را ۱۶ درصد کاهش و رژیم‌های واماندگی دینامیکی را به طور کلی تغییر می‌دهد. ربیع نتاج درزی و ودودی مفید [29] جریان روی یک بالواره کلارک-وای را در حالت استاتیک با استفاده از دمش و مکش توأم کنترل کردند. آن‌ها در شبیه‌سازی‌شان جریان را به ۲ صورت تراکم‌پذیر و تراکم‌ناپذیر در نظر گرفتند و نشان دادند که درصد بهبود عملکرد در جریان تراکم‌پذیر کمتر از جریان تراکم‌ناپذیر است. بختیاری [30] به بررسی اثر پارامترهای نوسانی در بالواره دینامیکی در حضور سرعت لغزشی پرداخت. نتایج حاکی از آن بود که با افزایش طول لغزش تشکیل گردابه واماندگی دینامیکی و در نتیجه زاویه واماندگی به تأخیر می‌افتد. پره‌های نوسانی در توربین‌های بادی، بالگردها، کمپرسورها و توربین‌ها کاربرد دارند. با مکش جریان در این نوع پره‌ها می‌توان واماندگی دینامیکی در آن‌ها را به تأخیر انداخت یا از وقوع آن به طور کامل جلوگیری کرد و باعث بهبود عملکرد و افزایش راندمان در آن‌ها شد. همان‌طور که ذکر شد، پژوهش‌های زیادی در زمینه جریان وامانده دینامیکی و کنترل آن انجام شده است، اما پژوهشی که تأثیر پارامترهای مختلف جت مکشی پیوسته را مطالعه کند، محدود است و اغلب بررسی‌ها مربوط به جریان وامانده استاتیکی با جت مکشی هستند و در زمینه بررسی اثر همه پارامترهای قابل تغییر جت مکشی پیوسته در بالواره دارای حرکت دینامیکی، پژوهشی وجود ندارد. بنابراین، در این پژوهش تأثیر همه پارامترهای قابل تغییر جت مکشی پیوسته در واماندگی دینامیکی بررسی شده است. مکان قرارگیری جت، زاویه مکش، سرعت جت خروجی و اندازه دهانه جت به عنوان پارامترها قابل تغییر در نظر گرفته شدند و به منظور مقایسه عملکرد جت‌ها، میزان تأثیر آن‌ها در بهبود میانگین ضرایب و عملکرد آیرودینامیکی در یک دوره نوسان بالواره بررسی شد.

مکش در یک چهارم وتر بیشترین تأثیر را در برا دارد و با نزدیک شدن آن به لبه حمله به علت کوچک تر شدن حباب‌های جدایش، تأثیر کمی در برا دارد. کیم و کیم [23] جدایش جریان بالواره ناکا ۲۳۰۱۲ را در رینولدز $10 \times 1/2$ با جت مصنوعی کنترل کردند. آن‌ها از مدل آشفتگی $k-\omega$ SST در شبیه‌سازی‌شان استفاده کردند. کاتالان و همکاران [24] جدایش بالواره اس دی ۷۰۰۳ را در رینولدز $610 \times$ بررسی کردند. آن‌ها از چندین مدل آشفتگی معادلات ناپایای ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ استفاده کردند و به این نتیجه رسیدند که $k - SST-LR$ نزدیک‌ترین نتایج را به شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ و داده‌های تجربی دارد. تاج‌فر و عسگری [25] جدایش جریان بالواره دارای نوسان ناکا ۰۰۱۲ را با جت دمشی پیوسته کنترل و تأثیر مکان شکاف و سرعت جت را بررسی کردند. وانگ لانگ ژانگ و همکاران [26] برای کنترل جدایش استاتیکی جریان بالواره ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز ۱۰ از مکانیزم مکش استفاده کردند. آن‌ها در زاویه‌های حمله ۲، ۴، ۶ و ۸ این کار را انجام دادند و اثر پارامترهای ضریب مکش، موقعیت، زاویه و عرض سوراخ و تخلخل را بررسی کردند. آن‌ها شبیه‌سازی‌شان را به صورت دوبعدی و با مدل آشفتگی شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ و برای جریان تراکم‌پذیر انجام دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که نسبت نیروی برا به پسا با افزایش ضریب مکش تا ۰/۰۱ به علت عقب‌رفتن نقطه جدایش افزایش و پس از ۰/۰۱ به علت سرکوب گردابه‌ها کاهش می‌یابد و این نسبت با افزایش زاویه مکش افزایش می‌یابد و حداکثر آن بین ۶۰ تا ۹۰ درجه رخ می‌دهد. آن‌ها متوجه شدند که بهترین مکان برای شکاف دقیقاً در پشت نقطه جدایش است و با تخلخل ثابت، عرض حفره تأثیر کمی در نسبت نیروی برا به پسا دارد. تاج‌فر و عسگری [27] در ادامه کار قبلی‌شان برای کنترل جدایش جریان بالواره متحرک ناکا ۰۰۱۲ از جت مصنوعی استفاده کردند و تأثیر حالت‌های مختلف نوسان بالواره و فرکانس جت را بررسی کردند. بختیاری و همکاران [28] به بررسی تأثیر شرط مرزی سرعت

مدل‌سازی و صحت‌سنجی

در این بخش ابتدا نحوه مدل‌سازی مسئله شامل حلگرهای استفاده‌شده در شبیه‌سازی، شرایط مرزی، توصیف حرکت بالواره و ناحیه محاسباتی بیان شده است. در ادامه به بررسی تأثیر گام زمانی و اندازه شبکه در ضرایب آیرودینامیکی پرداخته شده است. سپس برای بررسی درستی شبیه‌سازی، نتایج با نتایج تجربی مقایسه شده است.

روش حل مسئله. در این پژوهش از معادلات ناویر-استوکس تراکم‌ناپذیر به روش میانگین‌گیری رینولدز استفاده شده است. بالواره مدنظر به صورت دوبعدی شبیه‌سازی شده است و از روش فشار مینا به عنوان حلگر و الگوریتم نیمه‌ضمنی معادلات کوپل فشار در جداسازی کوپلینگ سرعت و فشار استفاده شده است. مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ SST به دلیل موفقیتش در پیش‌بینی دقیق جداسازی جریان و سازگاری در مطالعات قبلی جریان‌های مشابه، برای مدل‌سازی خواص آشفته جریان استفاده شد. از روش مرتبه دوم بالادست در گسسته‌سازی فضایی معادلات فشار، تکانه خطی و معادلات انتقال آشفتگی استفاده شد و گسسته‌سازی زمانی نیز به صورت ضمنی و با دقت مرتبه دو صورت گرفت.

شرایط مرزی و حرکت بالواره. در این مطالعه بالواره ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز 1×10^5 بررسی شده است. در شبیه‌سازی از شبکه 5 گونه استفاده شده است. در نمونه بدون جت بالواره ناکا ۰۰۱۲، دیوارها بدون لغزش و سرعت جریان آزاد به عنوان شرط مرزی در نظر گرفته شد. در نمونه با جت با توجه به مشخصات جت در نظر گرفته‌شده، بخش مربوط به جت از سایر بخش‌های بالواره جدا و شرط مرزی سرعت ورودی برای آن اعمال شده است. طول وتر برابر $0/15$ متر است و سرعت جریان آزاد $13/146$ متر بر ثانیه در نظر گرفته شد. بالواره دارای حرکت پیچشی حول یک‌چهارم طول

وتر است که این حرکت سینوسی باعث تغییر زاویه حمله بین $5-$ تا 25 درجه می‌شود. رابطه مربوط به حرکت بالواره در معادله (۱) بیان شده است:

$$\alpha = \alpha_0 + A \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

در این پژوهش α_0 و A به ترتیب 10 و 15 درجه در نظر گرفته شده‌اند. فرکانس کاهنده نیز $k = \frac{\pi fc}{U_\infty} = 0/1$ انتخاب شد. این پارامترها با توجه به مطالعه تجربی لی و همکاران [6] و برای ایجاد واماندگی دینامیکی عمیق در بالواره بدین صورت انتخاب شد.

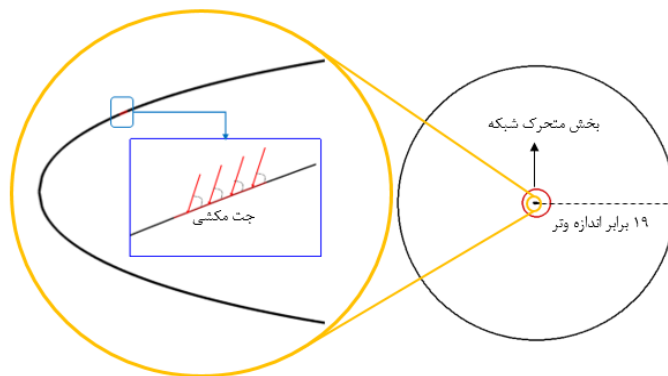
ناحیه محاسباتی. به منظور حذف تأثیرگذاری شرایط ورودی در ضرایب آیرودینامیکی از هر طرف بالواره 19 برابر طول وتر برای اعمال شرایط ورودی فاصله گرفته‌ایم. تاج‌فر و عسگری [25] در مطالعه‌شان روی همین بالواره با رینولدز بالاتر فاصله از هر طرف بالواره را در همین حدود در نظر گرفتند. شبکه تولیدی از نوع باسازمان با سلول‌های چهارگوش است. در نمونه‌های با جت به گونه‌ای عمل شده است که در قسمت دهانه جت به دلیل وجود گرادیان، شبکه ریزتر شود. برای حفظ کیفیت شبکه، قسمتی از شبکه همراه بالواره حرکت نوسانی انجام می‌دهد. دامنه محاسباتی، بخش دینامیکی شبکه و نحوه مکش جریان در شکل (۱) و تراکم شبکه در مجاورت لبه حمله و فرار در شکل (۲) نشان داده شده است. برای ساخت شبکه از نرم‌افزار تجاری Pointwise استفاده شد و شبیه‌سازی و حل مسئله به وسیله نرم‌افزار تجاری Ansys Fluent 18 صورت گرفت. از قسمت UDF Ansys Fluent جهت توسعه کد به منظور ایجاد حرکت سینوسی در بالواره و شبکه دینامیکی و مکش در زوایا و سرعت‌های مختلف استفاده شد.

استقلال از شبکه و گام زمانی

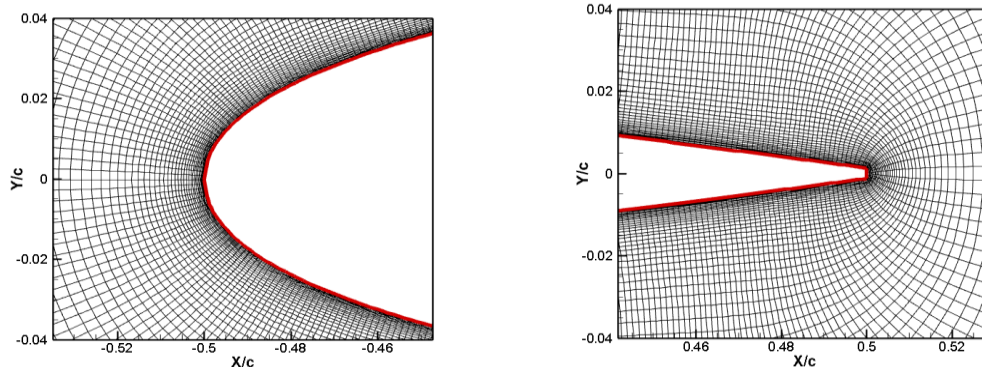
برای انتخاب گام زمانی، 2 مقیاس زمانی جداگانه در نظر گرفته شد: یکی $t^* = \frac{c}{U_\infty}$ که زمان لازم برای عبور

گام زمانی شبیه سازی را با $\Delta t = \frac{t^*}{33}$ نیز تکرار کردیم، اما تفاوت قابل توجهی در نتایج به وجود نیامد. نتایج این مقایسه روی ضرایب آیرودینامیکی در شکل های (۳) نشان داده شده است. تمام نتایج ارائه شده حداقل پس از ۲ چرخه زمانی از شروع و با رسیدن به الگویی تکراری در زمان برای ضرایب آیرودینامیکی به دست آمده است.

گردابه جدا شده از پشت بالواره است و دیگری $t_p^* = \frac{1}{f}$ که دوره تناوب حرکت سینوسی است. کوچک ترین زمان از ۲ زمان ذکر شده بالا به عنوان $t^* = \min(t_p^*, t_p^*)$ تعریف شده است. پس از انجام آزمایشات بسیار، اندازه گام زمانی $\Delta t = \frac{t^*}{110}$ در نظر گرفته شد که برای تولید نتایج شبیه سازی گذرا در شبیه سازی ما کافی بود. برای اطمینان، استقلال ضرایب آیرودینامیکی از

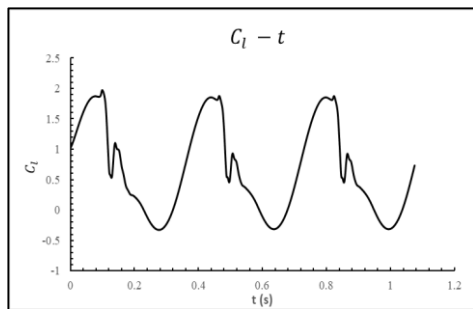


شکل ۱ ناحیه محاسباتی و نحوه مکش جریان

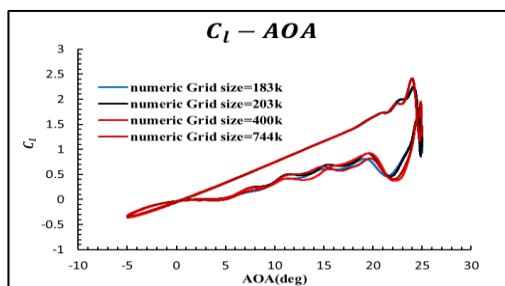


شکل ۲ شبکه محاسباتی در اطراف لبه حمله و فرار بالواره در نمونه دارای جت در ۰/۰۴ طول وتر

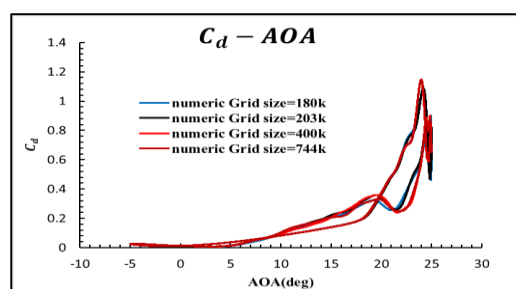
حداکثر مقدار Δx^+ در بالواره ۴۰ است. در شکل (۶) تغییرات Δy^+ برحسب تغییرات محور x در بالواره دارای زاویه حمله ۱۰ درجه رویه بالا نمایش داده شده است.



شکل ۴ نمودار ضریب برا برحسب زمان جهت نشان دادن رسیدن نتایج به حالت پریودیک

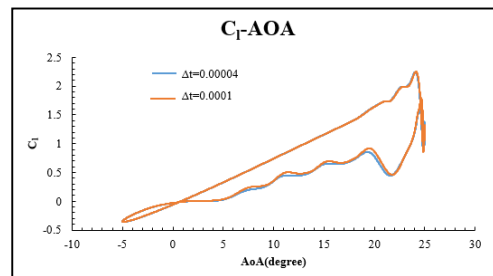


الف

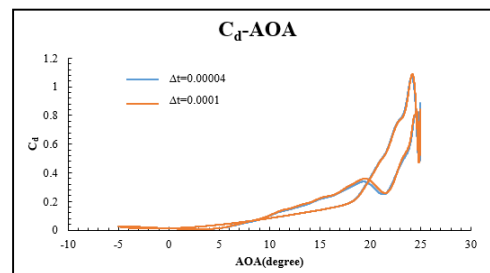


ب

شکل ۵ الف) نمودار تأثیر اندازه شبکه در ضریب برا با گام زمانی ۰/۰۰۰۱ و ب) نمودار تأثیر اندازه شبکه در ضریب پسا با گام زمانی ۰/۰۰۰۱



الف



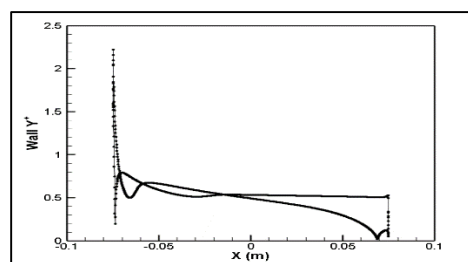
ب

شکل ۳ - الف) نمودار تأثیر گام زمانی در ضریب برا برای شبکه با ۲۰۳ هزار سلول و ب) نمودار تأثیر گام زمانی در ضریب پسا برای شبکه با ۲۰۳ هزار سلول

برای بررسی اینکه تا چه زمانی شبیه‌سازی انجام شود، نمودار ضریب برا برحسب زمان در شکل (۴) رسم شده است. همان‌طور که قابل مشاهده است، در دوره دوم و سوم نتایج مشابه هم شده است. بنابراین، برای بقیه نمونه‌ها تا دوره دوم شبیه‌سازی انجام شده است.

برای بررسی کفایت شبکه نهایی و عدم وابستگی ضرایب آیرودینامیکی به شبکه، مطالعه استقلال از شبکه انجام شد و شبکه با ۲۰۳ هزار سلول به‌عنوان شبکه استفاده شده برای مطالعات بعدی انتخاب شد. تأثیر دقت شبکه در ضرایب آیرودینامیکی در جریان مدنظر در شکل‌های (۵) ارائه شده است. تعداد سلول‌های شبکه نهایی هم‌مرتبه و در نزدیکی کارهای مشابه است. عسگری و تاج‌فر [25] برای نمونه بدون جت از شبکه‌ای با ۱۰۰ هزار و برای نمونه با جت از شبکه‌ای با ۱۵۰ هزار سلول استفاده کردند و تعداد سلول‌های شبکه نهایی ما از هردو بیشتر است. در بیشتر مناطق سطح بالواره مقدار Δy^+ زیر ۱ بوده است و به حداکثر ۳ محدود می‌شود و

نظریات مشابهی را می‌توان برای منحنی ضریب پسا جریان وامانده دینامیکی (شکل ۸) ارائه داد. باتوجه به مطالب ذکر شده، شبیه‌سازی عددی ما با نتایج تجربی تطبیق قابل قبولی دارد. در واماندگی دینامیکی به علت مشکلات مطرح شده در شبیه‌سازی عددی، اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی غالباً به صورت کیفی انجام می‌شود و سایر پژوهش‌های عددی ذکر شده نیز بدین صورت عمل کرده‌اند. به منظور مقایسه کمی، میانگین ضرایب برا و پسا در یک دوره تناوب برای شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی محاسبه شد. میانگین ضرایب برا و پسا در یک دوره تناوب شبیه‌سازی عددی به ترتیب ۰/۵۶۵ و ۰/۲۱۵ و مقادیر تجربی مانند آن‌ها ۰/۶۴۱ و ۰/۱۸۵ به دست آمد. بنابراین، مقدار خطای نسبی برای این ضرایب به ترتیب ۱۲ درصد و ۱۶ درصد است. مقدار میانگین ضریب پسا در شبیه‌سازی عددی از مقدار تجربی آن بیشتر است و مقدار میانگین ضریب برا حاصل از شبیه‌سازی از مقدار تجربی آن کمتر است. بخش عمده این اختلافات مربوط به حرکت بالواره به سمت پایین است که شبیه‌سازی عددی مقدار برا و پسا را به‌ویژه در ابتدای حرکت به سمت پایین به خوبی پیش‌بینی نمی‌کند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در جریان پایین‌دست زمانی که زاویه حمله از ۲۵ روبه پایین برمی‌گردد تا حدود زاویه ۱۵ درجه با نتایج تجربی تطابق ندارد. این تفاوت به علت جدایش و عملاً تشکیل گردابه‌های پیچیده و ریز در جریان است که شبیه‌سازی میانگین رینولدز قادر به پیش‌بینی دقیق آن نیست. اما تقریباً از ۱۵ درجه که جریان چسبیده شده است، باز شاهد تطابق نتایج تجربی و عددی باهم هستیم. همان‌طور که مشاهده می‌شود، جواب عددی پژوهش حاضر نسبت به کار عددی قبلی تطابق بیشتری دارد و فقط مقداری در جریان روبه پایین اختلاف دارد که به دلیل عدم کفایت روش رینولدز میانگین است که در کارهای قبلی نیز بیان شده است.



شکل ۶ تغییرات Δy^+ برحسب تغییرات محور x در بالواره دارای زاویه حمله ۱۰ درجه روبه بالا

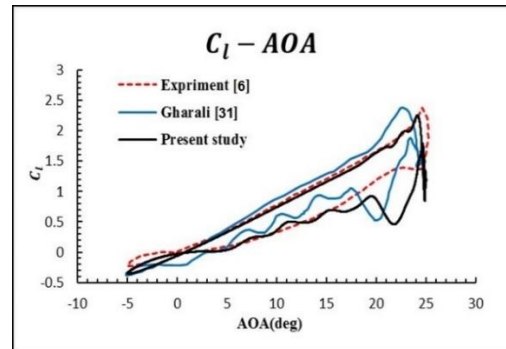
اعتبارسنجی. برای بررسی صحت شبیه‌سازی، نتایج شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی لی و همکاران [6] مقایسه شده است که در شکل‌های (۷ و ۸) قابل مشاهده است. شکل (۷) نشان می‌دهد که شبیه‌سازی عددی در قسمت حرکت به سمت بالای بالواره تا ۲۴ درجه انطباق خوبی با نتایج تجربی دارد، ولی واماندگی را زودتر پیش‌بینی کرده است و همچنین در قسمت حرکت به سمت پایین روند کلی حفظ شده است، اما دارای نوساناتی در این قسمت‌ها هستیم که در داده‌های تجربی مشاهده نمی‌شود. بعد از جدایش گردابه واماندگی دینامیکی و ریختن گردابه‌ها به دنباله جریان شاهد جریان بسیار پیچیده‌ای در حرکت به سمت پایین هستیم. باید در نظر داشته باشیم که جریان شامل انفجار حباب‌های جدایشی، گذار جریان، گردابه‌های ریخته شده متعدد و چسبیدن مجدد جریان است که شبیه‌سازی بسیار دقیق را دشوار کرده است. اختلاف و تفاوت نتایج عددی ما با نتایج تجربی، با کارهای عددی قبلی که درباره بررسی واماندگی دینامیکی گزارش شده است، در سطح کیفی و کمی مطابقت دارد. به عنوان مثال، شکل‌های (۲ و ۴) از شبیه‌سازی دوبعدی مارتات و همکاران [10] را ببینید یا شکل (۵) از شبیه‌سازی دوبعدی با مدل آشفتگی DES مارتات و همکاران [11] را مشاهده کنید یا به پژوهش وانگ و همکاران [13] مراجعه کنید. مارتات و همکاران [11] این اختلافات بین نتایج عددی و داده‌های تجربی را ناشی از اضافه کردن محدودکننده SST می‌دانند که موجب کاهش ناگهانی ویسکوزیته گردابی می‌شود.

$$\varphi_{ave} = \frac{\sum_{i=1}^{T/\Delta t} \varphi_i}{T/\Delta t} \quad (2)$$

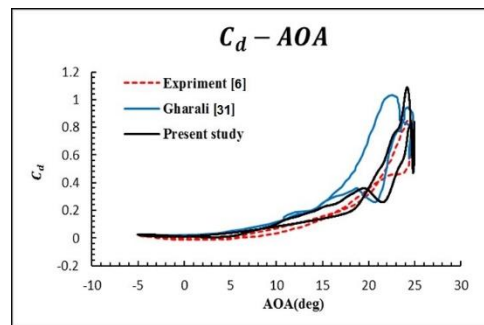
ضریب ممتوم جت خروجی نیز از رابطه (۳) محاسبه می‌شود:

$$C_{\mu} = 2 \times \frac{A_{jet}}{A} \times \frac{U_{jet}^2}{U_{\infty}^2} \quad (3)$$

تأثیر موقعیت و زاویه خروجی جت مکشی در پارامترهای آیرودینامیکی. به منظور بررسی تأثیر موقعیت مکانی، ضریب ممتوم و مساحت دهانه جت ثابت و به ترتیب برابر ۰/۱۴ و ۰/۰۰۵ طول وتر در نظر گرفته شده‌اند و جت در مکان‌های ۱، ۴، ۶، ۱۰ و ۲۰ درصد طول وتر قرار داده شده است. نتایج این بررسی در شکل‌های (۹-۱۱) دیده می‌شود. شکل (۹) نشان می‌دهد که با افزایش زاویه جت مکشی در هر مکانی ضریب برا میانگین افزایش می‌یابد و در نتیجه مؤثرترین زاویه برای مکش جهت افزایش ضریب برا زاویه ۹۰ درجه است. به طور کلی به جز مکان ۰/۱ طول وتر در هر ۳ زاویه افزایش ضریب برا نسبت به حالت کنترل نشده مشاهده می‌شود و در ۰/۲ طول وتر بیشترین ضریب برا حاصل شده است. با توجه به شکل (۱۰) با افزایش زاویه مکش در هر مکان ضریب پسا میانگین کاهش می‌یابد و در نتیجه مؤثرترین زاویه برای مکش جهت کاهش ضریب پسا زاویه ۹۰ درجه است و بهترین مکان نیز برای کاهش ضریب پسا در هر ۳ زاویه برابر با ۰/۴ طول وتر است و به طور کلی ضریب پسا تا مکان ۰/۴ طول وتر روبه کاهش است و با فاصله از این مکان، پسا میانگین افزایش می‌یابد. در شکل (۱۱) تأثیر زاویه و موقعیت جت در عملکرد آیرودینامیکی میانگین نشان داده شده است. در این شکل با افزایش زاویه جت مکشی در هر مکان نسبت ضریب برا میانگین به ضریب پسا میانگین افزایش می‌یابد و در نتیجه مؤثرترین زاویه برای مکش جهت افزایش این پارامتر زاویه ۹۰ درجه است و بهترین مکان نیز برای بهبود و افزایش این پارامتر در هر ۳ زاویه برابر با ۰/۴ طول وتر است. ضریب برا میانگین در این



شکل ۷ مقایسه نمودار ضریب برا به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی



شکل ۸ مقایسه نمودار ضریب پسا به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی

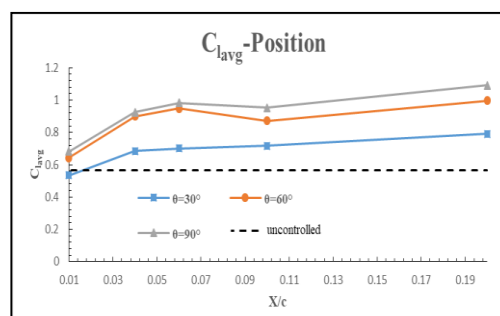
بحث و نتایج

در این بخش تأثیر ۴ پارامتر مکان قرارگیری جت، زاویه مکش نسبت به راستای وتر بالواره، ضریب ممتوم جت در اندازه دهانه ثابت (سرعت جت) و مساحت دهانه خروجی در کنترل جریان بررسی شده است و اثر آن‌ها در میانگین ضریب برا و پسا و همچنین نسبت میانگین ضریب برا به میانگین ضریب پسا (عملکرد آیرودینامیکی) گزارش شده است.

در این پژوهش به علت ناپایا بودن مسئله برای مقایسه تأثیر جت‌ها از مقادیر میانگین استفاده شده است. مقدار میانگین کمیتی مانند φ در یک دوره تناوب حرکت، از رابطه (۲) به دست می‌آید که در آن، T دوره تناوب Δt گام زمانی است.

تأثیر اندازه دهانل جت مکشی در پارامترهای آیرودینامیکی. به منظور بررسی تأثیر اندازه دهانه، نمودارهای قسمت قبل در همان ضریب ممتوم ولی با مساحت دهانه 0.01 طول وتر در شکل‌های (۱۲-۱۴) رسم شده‌اند. در شکل (۱۲) نیز با افزایش زاویه، ضریب برا میانگین افزایش یافته است، ولی با توجه به اینکه ضریب ممتوم جت ثابت است و مساحت افزایش پیدا کرده است، سرعت جت کاهش یافته که با توجه به تغییر نه چندان زیاد ضریب برا نسبت به قسمت قبل، حاکی از آن است که افزایش مساحت جت خروجی تقریباً تأثیر این کاهش سرعت را جبران کرده است. در شکل (۱۳) نیز مانند حالت قبل با افزایش زاویه مکش ضریب پسا میانگین کاهش یافته است و همچنین مکان 0.04 کمترین ضریب پسا را برای 3 زاویه دارد. مقایسه 2 حالت نشان می‌دهد که با افزایش سطح مقطع جت خروجی در ضریب ممتوم ثابت، ضریب پسا کاهش می‌یابد که این کاهش با افزایش زاویه جت چشمگیرتر بوده است و همچنین این کاهش ضریب پسا در مکان‌های نزدیک‌تر به 0.04 طول وتر بیشتر به چشم می‌خورد. روند کلی نمودار 14 مانند حالت قبل است، اما نکته مهم این است که در مکان مناسب با افزایش زاویه مکش، میانگین عملکرد آیرودینامیکی به مقدار قابل توجهی افزایش می‌یابد. اما همان‌طور که مشاهده می‌شود، در شکل (۱۴) افزایش مساحت با وجود کاهش سرعت پارامتر عملکرد آیرودینامیکی میانگین را به شدت افزایش داده است که حاکی از تأثیر بیشتر مساحت دهانه نسبت به سرعت خروجی است؛ البته نباید هردو از آستانه‌ای کمتر باشند، زیرا باعث تأثیر نکردن جت در کنترل جریان می‌شود. این افزایش چشمگیر در مکان 0.04 طول وتر و در زاویه مکش 90 درجه رخ داده است که به علت کاهش شدید میانگین پسا است.

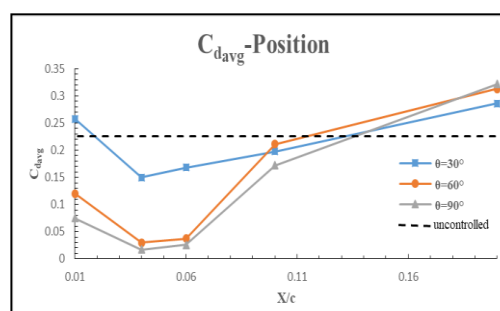
مکان بیشینه نیست، ولی کاهش ضریب پسا میانگین به قدری زیاد است که باعث بهبود کلی در این نمودار شده است. علت بهبود قابل توجه ضرایب و عملکرد آیرودینامیکی در این مکان نزدیکی به محل تشکیل گردابه لبه حمله و سرکوب کامل آن است.



شکل ۹ تأثیر موقعیت مکانی و زاویه جت مکشی در ضریب برا

$$c_{\mu} = 0.14 \frac{A_{jet}}{c} = 0.005$$

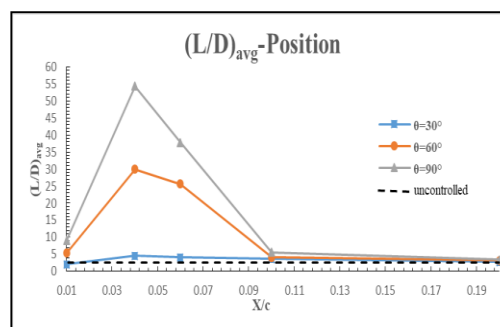
میانگین با



شکل ۱۰ تأثیر موقعیت مکانی و زاویه جت مکشی در ضریب

$$c_{\mu} = 0.14 \frac{A_{jet}}{c} = 0.005$$

پسا میانگین با



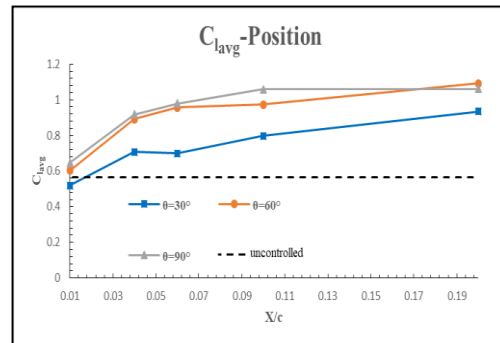
شکل ۱۱ تأثیر موقعیت مکانی و زاویه جت مکشی در عملکرد

$$c_{\mu} = 0.14 \frac{A_{jet}}{c} = 0.005$$

آیرودینامیکی میانگین با

جت، مساحت دهانه جت ثابت و برابر ۰/۰۰۵ طول وتر و موقعیت و زاویه جت مطابق بخش‌های قبلی در نظر گرفته شد. بنابراین بررسی ضریب ممتوم در واقع بررسی تأثیر سرعت جت است. ۳ ضریب ممتوم مختلف ۰/۰۴، ۰/۰۸ و ۰/۱۴ بررسی شد. نتایج این بررسی در شکل‌های (۱۵-۱۷) نشان داده شده است.

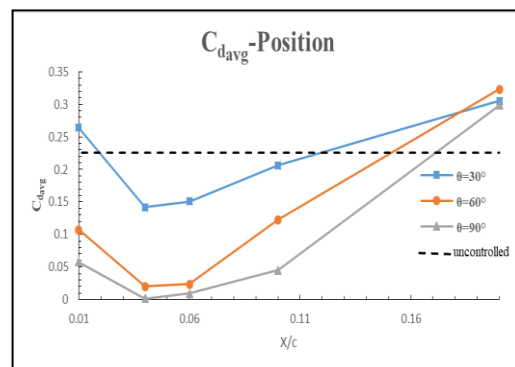
همان‌طور که در شکل (۱۵) مشاهده می‌شود، به‌طور کلی افزایش ضریب ممتوم جت باعث افزایش ضریب برا میانگین در هر زاویه و در هر مکانی شده است و همان‌طور که قبلاً بیان شد، برای هر ضریب ممتوم جتی با افزایش زاویه جت، نیز افزایش ضریب برا میانگین را شاهد هستیم. بیشترین ضریب برا موضعی نیز در ضریب ممتوم جت ۰/۱۴ رخ داده است که در زاویه ۹۰ درجه و مکان ۰/۰۴ طول وتر رخ داده است. این نقطه نقطه مهمی است و شاید ماکزیمم مطلق ضریب برا نباشد، ولی باتوجه به شکل (۱۶) دارای کمترین ضریب پسا است. بنابراین افزایش قابل توجه ضریب برا با کمترین هزینه (کمترین ضریب پسا) در این نقطه قابل حصول است. شکل (۱۶) نشان می‌دهد که با افزایش ضریب ممتوم جت شاهد کاهش ضریب پسا میانگین در حوالی و نزدیکی‌های مکان بحرانی هستیم و با فاصله گرفتن از این نقطه با افزایش پسا میانگین روبه‌رو هستیم و با افزایش زاویه در هر ضریب ممتوم جتی، ضریب پسا میانگین کاهش می‌یابد. در نمودارهای شکل (۱۷) روند کاملاً منظمی مشاهده می‌شود. به‌طور کلی هرچه ضریب ممتوم جت افزایش یابد، نسبت ضریب برا میانگین به ضریب پسا میانگین افزایش می‌یابد و این افزایش با افزایش زاویه قابل رؤیت‌تر است و همچنین هرچه مکان جت به ۰/۰۴ درصد طول وتر نزدیک‌تر می‌شود، این افزایش بیشتر می‌شود که در اثر کاهش شدید ضریب پسا میانگین است. بیشترین نسبت ضریب برا میانگین به ضریب پسا میانگین نیز مشابه کمترین ضریب پسا میانگین در ضریب ممتوم جت ۰/۱۴ و زاویه ۹۰ درجه و مکان ۰/۰۴ درصد طول وتر رخ می‌دهد.



شکل ۱۲ تأثیر موقعیت مکانی و زاویه جت مکشی در ضریب برا

$$C_{\mu} = 0.14 \frac{A_{jet}}{c} = 0.01$$

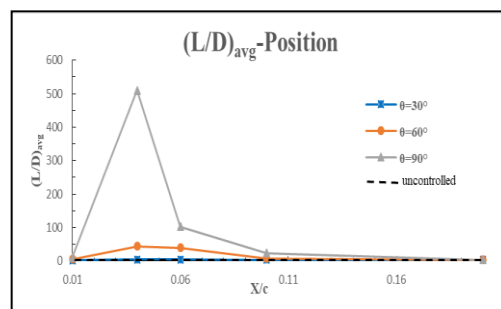
میانگین با ۰/۰۱



شکل ۱۳ تأثیر موقعیت مکانی و زاویه جت مکشی در ضریب

$$C_{\mu} = 0.14 \frac{A_{jet}}{c} = 0.01$$

پسا میانگین با ۰/۰۱

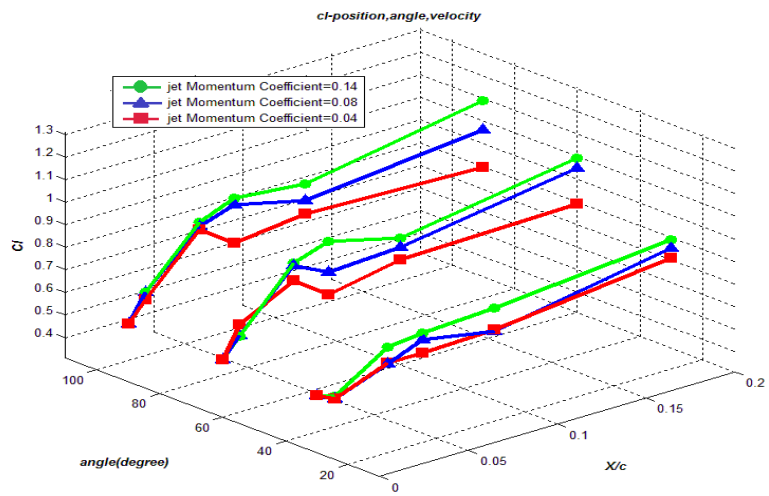


شکل ۱۴ تأثیر موقعیت مکانی و زاویه جت مکشی در عملکرد

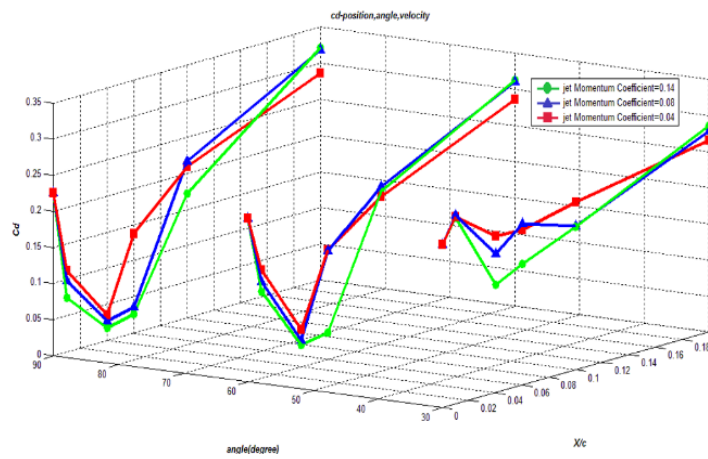
$$C_{\mu} = 0.14 \frac{A_{jet}}{c} = 0.01$$

آیرودینامیکی میانگین با ۰/۰۱

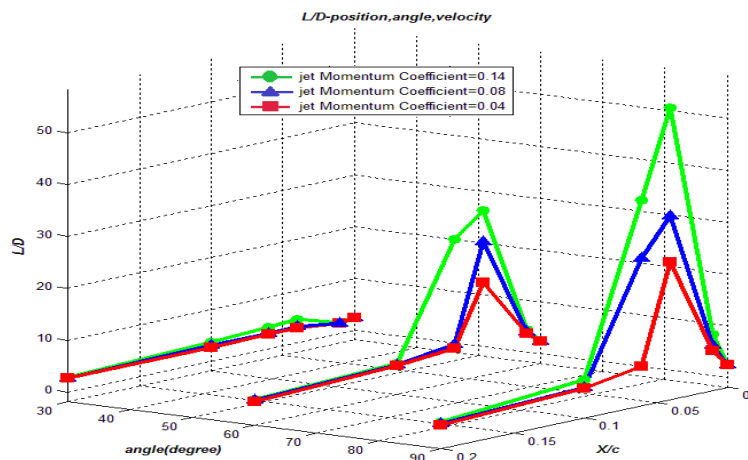
تأثیر ضریب ممتوم جت مکشی در پارامترهای آیرودینامیکی. به‌منظور بررسی تأثیر ضریب ممتوم



شکل ۱۵ تأثیر ضریب ممتوم جت مکشی در میانگین ضریب برا



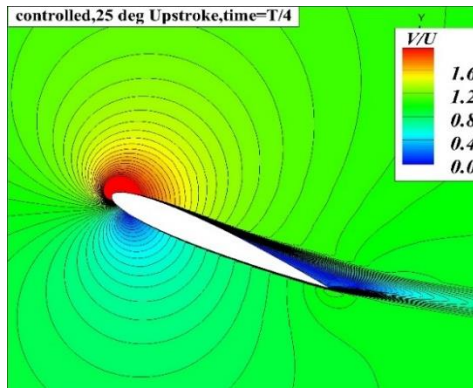
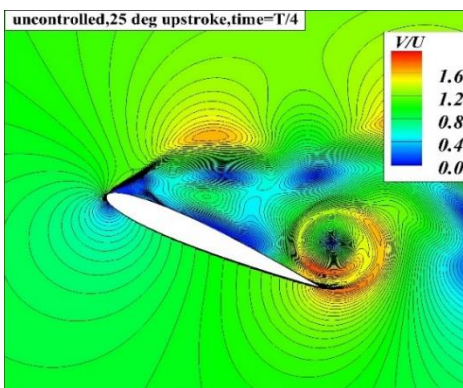
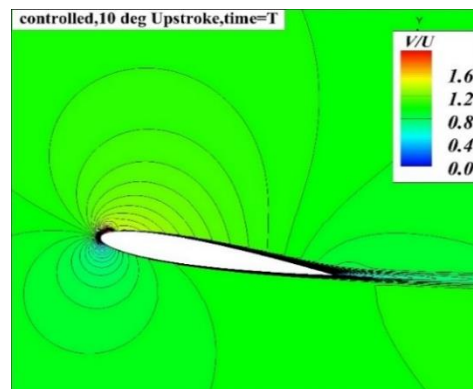
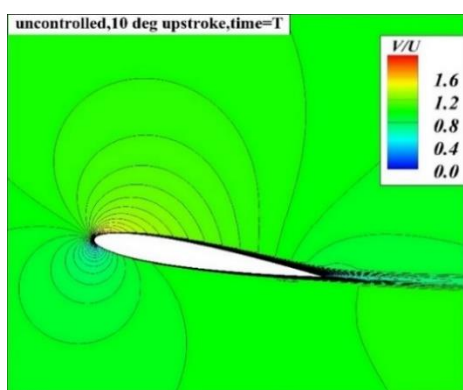
شکل ۱۶ تأثیر ضریب ممتوم جت مکشی در میانگین ضریب پسا

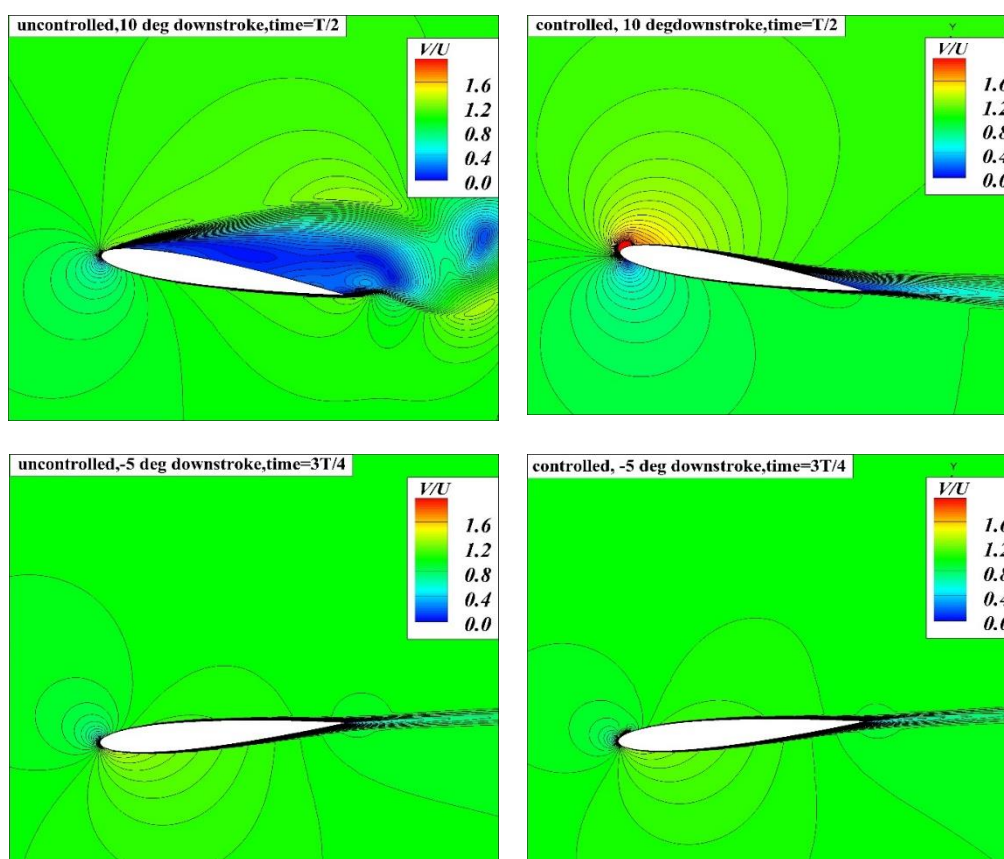


شکل ۱۷ تأثیر ضریب ممتوم جت مکشی در میانگین عملکرد آیرودینامیکی

گرفته است، درحالی‌که در کنترل‌شده، جریان به‌طور کامل به لبه حمله چسبیده و گردابه و اماندگی دینامیکی سرکوب شده است که موجب رفتاری بسیار نرمال و یکدست در ضریب برا در زوایای حمله مختلف مخصوصاً در زوایای حرکت روبه‌پایین نسبت به حالت بدون کنترل خواهد شد. در زاویه ۱۰ درجه در حرکت به‌سمت پایین در حالت کنترل‌نشده جریان از بالواره کاملاً جدا شده است و ریخته‌شدن گردابه‌ها به دنباله جریان مشاهده می‌شود؛ ولی در حالت کنترل‌شده، جت باعث چسبیده‌شدن جریان به بالواره شده است که سبب افزایش قابل توجه ضریب برا و کاهش قابل توجه ضریب پسا نسبت به حالت بدون جت می‌شود. در زاویه ۵- حرکت به‌سمت پایین نیز تفاوت چشمگیری بین حالت‌های کنترل‌شده و کنترل‌نشده وجود ندارد و جریان در ۲ حالت به بالواره چسبیده است

بررسی رفتار جریان در حالت کنترل‌شده و کنترل‌نشده. به‌منظور بررسی اثر جت مکشی در رفتار جریان، از کانتور بی‌بعدشده سرعت استفاده شد که در شکل (۱۸) قابل مشاهده است. این کانتور در یک دوره تناوب حرکت و در زمان‌های مختلف برای ۲ حالت نمونه بدون جت و دارای جت رسم شده است. در این شکل، جت با بیشترین تأثیر در کنترل جریان یعنی جتی که مکان قرارگیری آن ۴ درصد طول وتر و زاویه مکشی آن ۹۰ درجه و ضریب ممتوم آن ۰/۱۴ است، برای مقایسه با نمونه بدون جت انتخاب شده است. مشاهده می‌شود در زاویه ۱۰ درجه در حرکت به‌سمت بالا تفاوت زیادی بین حالت کنترل‌شده و کنترل‌نشده وجود ندارد، زیرا جریان به‌طور طبیعی چسبیده است. در زاویه ۲۵ درجه حرکت به‌سمت بالا در حالت کنترل‌نشده جریان به‌طور کامل از لبه حمله جدا شده و یک گردابه در جهت خلاف عقربه ساعت در نزدیکی لبه فرار شکل





شکل ۱۸ کانتور بی‌بعد شده سرعت برای حالت کنترل نشده و کنترل شده با مؤثرترین جت

مقدار چشمگیری کاهش می‌یافت و به کمینه خود می‌رسید که به علت نزدیکی به محل تشکیل گردابه لبه حمله است. به منظور بررسی اثر زاویه مکش، ۳ زاویه ۳۰، ۶۰ و ۹۰ درجه انتخاب شدند و مشاهده شد که با افزایش زاویه و نزدیک شدن به زاویه ۹۰ درجه، جت تأثیر بهتری در کنترل جریان از خود نشان می‌دهد. تأثیر ضریب ممتوم جت که در اندازه دهانه ثابت صورت گرفت، در واقع تأثیر سرعت جت مکشی را آشکار کرد و نشان داد که با افزایش ضریب ممتوم جت، عملکرد جت در کنترل جریان بهتر می‌شود. بررسی تأثیر اندازه دهانه جت در ضریب ممتوم جت ثابت نشان داد که با افزایش مساحت جت خروجی، اگرچه ضریب برا میانگین به علت کاهش سرعت جت بهبود قابل توجهی نمی‌یابد، پسا میانگین کاهش چشمگیری می‌یابد. بنابراین

نتیجه گیری

در این مطالعه به بررسی تأثیر پارامترهای جت مکشی که مکان، زاویه مکش، ضریب ممتوم و مساحت دهانه جت است، در کنترل جریان وامانده دینامیکی بالواره متقارن ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز $10^5 \times 1$ پرداخته شد. بدین منظور کمیت‌های میانگین ضرایب آیرودینامیکی و پارامتر عملکرد آیرودینامیکی ارزیابی شدند. بالواره که حرکتی سینوسی بین زوایای حمله ۵- تا ۲۵ نسبت به یک چهارم وتر داشت، به گونه‌ای نوسان می‌کرد که شرایط واماندگی دینامیکی عمیق رخ دهد. ۵ مکان ۱، ۴، ۶، ۱۰ و ۲۰ درصد طول وتر برای قرارگیری جت مکشی بررسی شدند که مشاهده شد مکان ۴ درصد طول وتر نسبت به بقیه مکان‌ها مناسب‌تر است. البته در این مکان ضریب برا میانگین بیشینه نمی‌شد، ولی ضریب پسا به

Suction jet	جت مکشی	باعث افزایش شدید پارامتر عملکرد آیرودینامیکی
Synthetic jet	جت مصنوعی	می‌شود و اگر سرعت و اندازه دهانه جت خروجی مقدار
Trailing edge	لبه فرار	کافی را برای اثرگذاری در جریان داشته باشد، تأثیر
Vortex	گردابه	اندازه دهانه در بهبود مکش با شرایط بهینه بسیار بیشتر

فهرست علائم

علائم انگلیسی

f	فرکانس، Hz
c	طول وتر، m
A	مساحت دهانه، m ²
U	سرعت، m/s
Δt	گام زمانی، s
T	دوره تناوب، s
t*	مقیاس زمانی، s
C_{μ}	ضریب ممتوم جت
C_l	ضریب برا
C_d	ضریب پسا
L/D	ضریب عملکرد آیرودینامیکی

علائم یونانی

α	زاویه حمله، درجه
θ	زاویه مکش نسبت به راستای وتر بالواره، درجه
jet	جت
∞	شرایط جریان آزاد
avg	میانگین گیری

زیر نویس

از تأثیر سرعت است. با رسم کانتور بی‌بعد شده سرعت مشخص شد که مؤثرترین جت مکشی، به علت افزایش سرعت در سطح بالایی موجب افزایش اندکی در ضریب برا در زوایای قبل از جدایش جریان می‌شود و گردابه و امانده دینامیکی را کاملاً سرکوب می‌کند که این امر باعث می‌شود در حرکت برگشت، جریان به بالواره چسبیده باقی بماند و مانند حالت کنترل نشده جریان در حرکت به سمت پایین جدا نباشد که در نتیجه باعث افزایش ضریب برا میانگین و کاهش چشمگیر ضریب پسا میانگین در بالواره می‌شود.

واژه نامه

Active flow control	کنترل فعال جریان
Aerodynamic performance	عملکرد آیرودینامیکی
Chord	وتر
Dynamic stall	واماندگی دینامیکی
LES (Large Eddy Simulation)	شبه‌سازی گردابه‌ای بزرگ
LEV(Leading Edge Vortex)	گردابه لبه حمله
Oscillating airfoil	بالواره نوسانی
RANS (Reynolds Average Navier Stocks)	روش میانگین گیری رینولدز

مراجع

1. N. D. Ham and M. S. Garelick, "Dynamic stall considerations in helicopter rotors," *Journal of the*

- American Helicopter Society*, Vol. 13, No. 2, pp. 49–55, (1968).
2. W. J. McCroskey, L. W. Carr, and K. W. McAlister, “Dynamic stall experiments on oscillating airfoils,” *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 1, pp. 57–63, (1976).
 3. K. W. McAlister, S. L. Pucci, W. J. McCroskey, and L. W. Carr, “An Experimental Study of Dynamic Stall on Advanced Airfoil Sections. Volume 2. Pressure and Force Data.” (1982).
 4. P. F. Lorber and F. O. Carta, “Airfoil dynamic stall at constant pitch rate and high Reynolds number,” *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 6, pp. 548–556, (1988).
 5. B. J. Pruski and R. D. W. Bowersox, “Leading-edge flow structure of a dynamically pitching NACA 0012 airfoil,” *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 5, pp. 1042–1053, (2013).
 6. T. Lee and P. Gerontakos, “Investigation of flow over an oscillating airfoil,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 512, pp. 313–341, (2004).
 7. M. R. Visbal and J. S. Shang, “Investigation of the flow structure around a rapidly pitching airfoil,” *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 8, pp. 1044–1051, (1989).
 8. I. H. Tuncer, J. C. Wu, and C. M. Wang, “Theoretical and numerical studies of oscillating airfoils,” *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 9, pp. 1615–1624, (1990).
 9. J. A. Ekaterinaris and M. F. Platzer, “Computational prediction of airfoil dynamic stall,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 33, No. 11–12, pp. 759–846, (1998).
 10. G. Martinat, M. Braza, Y. Hoarau, and G. Harran, “Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 105 and 106 Reynolds numbers,” *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 24, No. 8, pp. 1294–1303, (2008).
 11. G. Martinat, Y. Hoarau, M. Braza, J. Vos, and G. Harran, “Numerical simulation of the dynamic stall of a NACA 0012 airfoil using DES and advanced OES/URANS modelling,” in *Advances in Hybrid RANS-LES Modelling*, Springer, pp. 271–278, (2008).
 12. S. Wang, D. B. Ingham, L. Ma, M. Pourkashanian, and Z. Tao, “Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils,” *Computers and Fluids*, Vol. 39, No. 9, pp. 1529–1541, (2010).
 13. S. Wang, D. B. Ingham, L. Ma, M. Pourkashanian, and Z. Tao, “Turbulence modeling of deep dynamic stall at relatively low Reynolds number,” *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 33, pp. 191–209, (2012).
 14. E. Asgari and M. Tadjfar, “Assessment of four inflow conditions on large-eddy simulation of a gently curved backward-facing step,” *Journal of Turbulence*, Vol. 18, No. 1, pp. 61–86, (2017).
 15. S. Krajnović, “Large eddy simulation exploration of passive flow control around an Ahmed body,”

- Journal of Fluids Engineering, Vol. 136, No. 12, (2014).
16. B. Khalighi, K.-H. Chen, and G. Iaccarino, "Unsteady aerodynamic flow investigation around a simplified square-back road vehicle with drag reduction devices," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 134, No. 6, (2012).
 17. B. Sasson and D. Greenblatt, "Effect of leading-edge slot blowing on a vertical axis wind turbine," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 9, pp. 1932–1942, (2011).
 18. H. F. Müller-Vahl, C. Strangfeld, C. N. Nayeri, C. O. Paschereit, and D. Greenblatt, "Control of thick airfoil, deep dynamic stall using steady blowing," *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 2, pp. 277–295, (2015).
 19. H. F. Müller-Vahl, C. N. Nayeri, C. O. Paschereit, and D. Greenblatt, "Dynamic stall control via adaptive blowing," *Renewable Energy*, Vol. 97, pp. 47–64, (2016).
 20. C. Chen, R. Seele, and I. Wygnanski, "Separation and circulation control on an elliptical airfoil by steady blowing," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 10, pp. 2235–2247, (2012).
 21. C. Chen, R. Seele, and I. Wygnanski, "Flow control on a thick airfoil using suction compared to blowing," *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 6, pp. 1462–1472, (2013).
 22. Z. Wang and I. Gursul, "Lift enhancement of a flat-plate airfoil by steady suction," *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 4, pp. 1355–1372, (2017).
 23. S. H. Kim and C. Kim, "Separation control on NACA23012 using synthetic jet," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, No. 4–5, pp. 172–182, (2009).
 24. P. Catalano and R. Tognaccini, "RANS analysis of the low-Reynolds number flow around the SD7003 airfoil," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 8, pp. 615–626, (2011).
 25. M. Tadjfar and E. Asgari, "Active flow control of dynamic stall by means of continuous jet flow at Reynolds number of 1×10^6 ," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 140, No. 1, (2018).
 26. W. Zhang, Z. Zhang, Z. Chen, and Q. Tang, "Main characteristics of suction control of flow separation of an airfoil at low Reynolds numbers," *European Journal of Mechanics*, Vol. 65, pp. 88–97, (2017).
 27. M. Tadjfar and E. Asgari, "The role of frequency and phase difference between the flow and the actuation signal of a tangential synthetic jet on dynamic stall flow control," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 140, No. 11, (2018).
 28. E. Bakhtiari, S. F. Chini, and others, "A numerical study of slip velocity effects on a 2D airfoil dynamic analysis," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 8, pp. 183–192, (2018).
 29. A. Rabienataj Darzi and S. Vadudi Mofid, "Flow control via co-flow jet over Clark-Y airfoil," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 2, pp. 147–156, (2017).
 30. E. Bakhtiari, "Effects of Oscillation Parameters of a Wind Turbine Airfoil with Slip Velocities on

- Aerodynamic Loads,” *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 9, pp. 2093–2104, (2019).
31. K. Gharali and D. A. Johnson, “Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity,” *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 42, pp. 228–244, (2013).

Investigating Suction Jet Parameters in Flow Control of Dynamic Stall

Siroos Kasmaiee¹ Mehran Tadjfar²
Saman Kasmaiee³

1. Introduction

Rapid changes in the angle of attack of an airfoil cause vortices to form which move down from the leading-edge to the trailing-edge. As the dynamic stall vortex passes through the trailing-edge, the lift coefficient decreases sharply and the drag coefficient increases significantly. This phenomenon is called dynamic stall. Dynamic stall and related phenomena have always been considered in the aerospace industry and many efforts have been made by researchers to understand them better. Vortices isolated from the leading-edge of a two-dimensional oscillating wing affected the aerodynamic forces. Separated vortices appeared to be fed of their initial vortices therefore by suppressing initial vortices, separation can be controlled. Various control mechanisms have been used to delay separation and prevent stalls. Suction, blowing and synthetic jets are three major active flow controllers that are used for the dynamic stall.

The influence of suction jet parameters on dynamic stall has not been comprehensively investigated in previous researches. In this study, the effect of variable parameters of continuous suction jet on dynamic stall of a Naca0012 airfoil was perused.

2. Methodology

Numerical method

In this study, incompressible Reynolds averaging Navier-Stokes equations were used. A two-dimensional Naca0012 was simulated and pressure-base algorithm was used as the solver. SIMPLE algorithm was utilized for pressure-velocity coupling and turbulent flow properties were simulated with $k-\omega$ SST model.

Computational domain and boundary condition

Free stream velocity at far field and no-slip condition over the walls are considered as boundary conditions in the uncontrolled case. In controlled cases, velocity outlet was selected as

boundary condition at exit orifice. The airfoil had a sinusoidal motion about its quarter-chord with reduced frequency of 0.1 at Reynolds number of 135000. In this movement, the angle of attack was changing between -5 and 25 degrees.

Computational domain was extended 19 chord lengths behind and ahead of the airfoil for eliminating the effect of the inlet conditions in aerodynamic coefficients. A structured O-type grid was generated for computational domain and dynamic mesh was employed in part of the domain to improve mesh quality. Figure 1 and 2 show the computational domain and dynamic part of it and the grid clustering in the vicinity of leading-edge and trailing-edge, respectively.

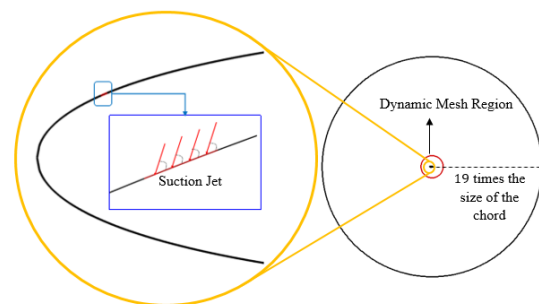


Figure 1. Computational domain and dynamic part of it

Grid independence and time step

The grid independence was investigated. The result revealed that 203000 cells were sufficient for the simulation. We investigated the time-step independence and comprehended that the time step size of 0.0001 second was small enough for the simulation.

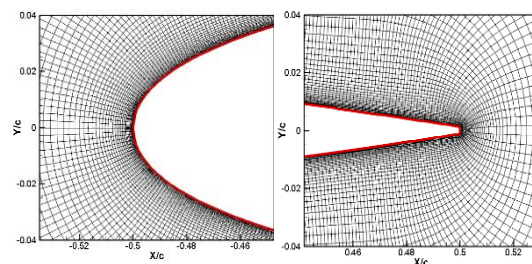


Figure 2. Grid in vicinity of leading and trailing edges

¹ Corresponding Author, PhD, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran. Email: siroos.kasmaiee@aut.ac.ir

² Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

³ PhD, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

Validation

The experimental data of Lee and Gerontakos in 2004 was used to validate our numerical results for the uncontrolled case. Figure 3 shows this validation. In the upstroke motion, our simulation has compliance with experimental data but predicts stall earlier than it. In the downstroke motion, the simulation traces the experimental results with oscillations. The accuracy of our simulation with experimental results is similar to the numerical studies of other researchers in dynamic stall.

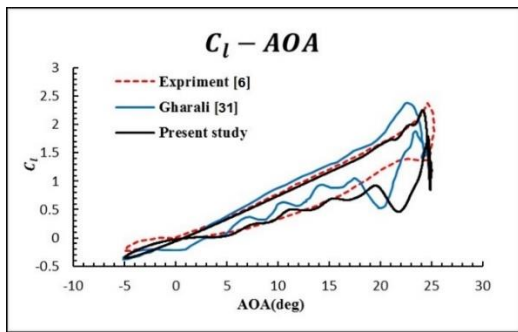


Figure 3. Hysteresis curve of lift

3. Results and Discussion

In order to investigate the effect of the jet location and the suction angle, the momentum coefficient and the aperture area of the jet were considered 0.14 and 0.005 of chord length, respectively. The results of this study can be seen in Figure 4. This Figure shows that with increasing the suction angle in each place, the average aerodynamic performance increases and the best jet location to improve it, is 0.04 of the chord length.

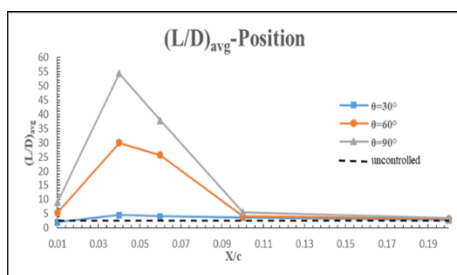


Figure 4. The effect of jet location and suction angle on the average aerodynamic performance

The effect of increasing the jet momentum coefficient on the average aerodynamic performance with the aperture area of 0.005 of chord length is shown in Figure 5. In general, with increasing jet momentum coefficient, the average aerodynamic performance improves. This improvement is more noticeable by approaching the 0.04 chord length and 90 degrees suction angle. The effect of orifice length on the average

aerodynamic performance at a constant momentum coefficient was investigated. The results showed that increasing the width significantly improves the performance although the jet velocity decreased.

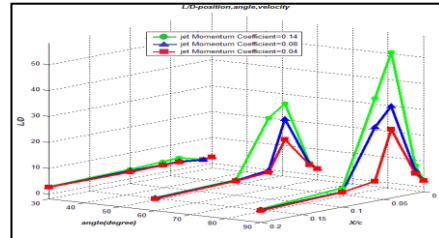


Figure 5. The effect of jet momentum coefficient on average aerodynamic performance

4. Conclusion

In this study, the effect of suction jet parameters on the control of dynamic stall of a NACA0012 was investigated at Reynolds number of 135000. The results showed that the location of 0.04 of chord length is more suitable than other locations for placing the suction jet, and by increasing the suction angle and approaching 90 degrees, the jet has a better effect on the flow control. The effect of jet velocity and orifice size is such that increasing them improves jet performance.