



بررسی تجربی اثر فرکانس کاهش یافته بر توزیع فشار سطح پایین ایرفویل فوق بحرانی در حرکت توقف ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت

زهرا اسلامی حقیقت^۱، علی رضا داوری^{۲*}، محمدرضا سلطانی^۲

^۱ دانشکده مهندسی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

^۲ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷/۰۳/۳۰
بازنگری: ۱۳۹۷/۰۹/۱۶
پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۰۶
ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۱۰/۰۹

کلمات کلیدی:

فرکانس کاهش یافته
ایرفویل فوق بحرانی
واماندگی استاتیکی
واماندگی دینامیکی
گردابه‌های گرتلر

خلاصه: در این تحقیق، تأثیرات فرکانس کاهش یافته، مدت زمان توقف و زاویه توقف بر توزیع فشار سطح زیر بال یا مقطع ایرفویل فوق بحرانی نازک، در حرکت توقف ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت بررسی می‌شود. این آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت، در زاویه حمله متوسط و دامنه حرکت ثابت و با محدوده فرکانس کاهش یافته ۰/۱ تا ۰/۱۲ انجام می‌شود. زوایای توقف مورد نظر در حالت بالارونده و در ۳ محدوده زیر، نزدیک و بالای واماندگی استاتیکی انتخاب می‌شوند. توزیع فشار انتهای سطح پایین ایرفویل در همه زوایای حمله زیر واماندگی استاتیکی، از یک چهارم انتهای وتر به بعد، کاملاً یکسان بوده اما در زوایای حمله بالاتر از واماندگی استاتیکی، توزیع فشار ناحیه ابتدایی زیر ایرفویل از لبه حمله تا $x/c = 0/15$ ، یکسان می‌باشد. نتایج دینامیکی نشان می‌دهند رفتار توزیع فشار موقعیت‌های زیر ایرفویل در هر سه زاویه توقف و در همه فرکانس‌های کاهش یافته و همچنین مدت زمان توقف متفاوت، تا موقعیت $x/c = 0/70$ کاملاً یکسان بوده و بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیکی است اما رفتار متفاوت گردابه‌های گرتلر زمان مند در زوایای توقف مختلف، باعث ایجاد رفتارهای کاملاً غیر مشابه در توزیع فشار ۳۰ درصد انتهای سطح پایین زیر ایرفویل می‌باشد، این نتایج به صورت کیفی ارائه شده است. در زاویه توقف بالای واماندگی استاتیکی و در پایین‌ترین فرکانس کاهش یافته، پدیده واماندگی دینامیکی مشاهده می‌شود.

کاربرد در ریزپرنده‌ها^۲ معرفی شد [۱ و ۲].

هربرتز^۳ [۳] در سال ۱۹۸۰ برای اولین بار، حرکت توقف ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت به حالت ابتدایی را معرفی کرد. مشخصات دینامیکی این حرکت، افزایش سریع زاویه حمله با حرکت پیچشی به زاویه ۹۰ درجه، سپس ۲ تا ۳ ثانیه توقف و در ادامه برگشت سریع به پرواز عادی است. اکثر تحقیقات حرکت پیچشی، مربوط به ایرفویل‌های ناکا ۰۰۱۳^۵، ناکا ۰۰۱۵ و صفحه تخت می‌باشد. والکر^۶ و همکاران [۴] حرکت پیچشی ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ را با دو نرخ پیچشی ثابت در تونل باد مادون صوت بررسی کردند. نتایج آزمایش با نرخ پیچشی پایین‌تر، نشان می‌دهد ابتدا حباب جدایش بعد از چند درجه از شروع حرکت، بوجود آمده و سپس گردابه لبه حمله تشکیل و شروع به رشد می‌کند. مشاهده نشان می‌دهد که بیشترین نیروی بالابر مربوط به زمانی است که گردابه به بیشترین رشد خود رسیده اما همچنان به سطح

۱- مقدمه

در چند دهه اخیر، تمایل به تحقیق در زمینه ایرفویل‌های نوسانی با پیشرفت سریع هواپیماهای جنگنده امروزی، و مانورپذیری بالای آنها، به طور مستمر رو به افزایش است. به دلیل پیچیدگی ذاتی و تغییرات سریع جریان زمان مند، تحقیقات تئوری و آزمایشگاهی وسیعی جهت فهم صحیح مکانیزم جریان صورت گرفته است. بیشتر این تحقیقات بر حرکت‌های نوسانی پیچشی و نوسان عمودی، متمرکز شده است و اطلاعات محدودی از سایر انواع حرکت‌ها مانند توقف ناگهانی حین نوسان پیچشی و سپس برگشت، گزارش شده است. این حرکت در مطالعه آیرودینامیک مانورهایی که افزایش سریع در زاویه حمله و تولید نیروی بالابر و پسای زیاد را تجربه می‌کنند، کاربرد فراوان دارد. این حرکت توسط کمیته علمی دینامیک سیالات^۱ در گروه علمی رینولدز پایین^۲ به عنوان یک حرکت متعارف و استاندارد، جهت

3 Micro Air Vehicle (MAV)

4 Herbst

5 NACA0012

6 Walker

1 Fluid Dynamics Technical Committee (FDTC)

2 Low Reynolds Number Discussion Group (LRDG)

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ardavari@srbiau.ac.ir



کاهش نیروی بالابر همراه باشد.

تی‌یو^۳ و همکاران [۸ و ۹] حرکت استاندارد معرفی شده روی یک صفحه تخت در تونل آب و با عدد رینولدز ۵۰۰۰ را بررسی کردند. زوایای توقف ۳۳، ۴۵ و ۷۵ درجه در نظر گرفته شده است. نتایج نشان می‌دهد که در ابتدای توقف، اگر گردابه‌ها به بیشترین رشد خود نرسیده باشند، نیروی برآ روند افزایشی خود را ادامه می‌دهد و در غیر این صورت کاهش می‌یابد. با توجه به این مشاهدات در ابتدای توقف در زاویه توقف ۳۳ درجه، نیروی برآ با افزایش همراه است اما در ابتدای توقف زوایای توقف ۴۵ و ۷۵ درجه، نیروی برآ کاهش می‌یابد.

بیشتر تحقیقات انجام شده تاکنون روی صفحه تخت و ایرفویل‌های سری چهار رقمی ناکا بوده است. این در حالی است که مانورهای ماندن نوسان پیچشی و مخصوصاً نوسان پیچشی به همراه توقف ناگهانی، در هواپیماهای جنگنده کاربرد دارند و مقطع بال این هواپیماها نیز عمدتاً ایرفویل‌های فوق بحرانی است. بر این اساس، فقدان بررسی رفتار این نوع ایرفویل‌ها با توجه به شکل و ویژگی‌های هندسی متمایز کننده آنها در مقایسه با سایر انواع ایرفویل‌ها در حین انجام انواع مانورهای نوسانی، از مهم‌ترین خلأهای موجود در دانش علمی بدست آمده، تاکنون می‌باشد [۱۰-۱۲].

در تحقیق حاضر، رفتار آیرودینامیکی یک ایرفویل فوق‌بحرانی نازک، در حال حرکت بالارونده پیچشی که ناگهان برای لحظاتی متوقف می‌شود و سپس حرکت پایین‌رونده را ادامه می‌دهد، بررسی شده است. در این تحقیق اثر پارامترهای ناپایای مؤثر بر ایرفویل نوسانی، شامل فرکانس کاهش‌یافته، زاویه توقف و مدت زمان توقف بر نمودار برآ و همچنین توزیع فشار بر حسب زمان موقعیت‌های سطح زیر بال، در حرکت دینامیکی و مقایسه با فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک هر موقعیت، مورد بررسی قرار گرفته است. تاکنون هیچ نتیجه‌ای از بررسی رفتار توزیع فشار در ناحیه مقعر سطح زیر ایرفویل‌های فوق‌بحرانی در این حرکت دینامیکی خاص، گزارش نشده است و به این موضوع برای اولین بار در مقاله حاضر پرداخته می‌شود.

۲- تجهیزات و نحوه آزمایش

این آزمایش‌ها در تونل باد مادون‌صوت مرکز تحقیقات فضایی شیراز انجام می‌شود. این تونل باد به صورت مدار بسته بوده و انرژی جریان هوای داخل تونل توسط یک فن و موتور الکتریکی با توان مصرفی ۱۵۰ کیلو وات تأمین می‌گردد. ابعاد محفظه آزمایش این تونل $۸۰ \times ۸۰ \times ۲۰۰$

چسبیده باشد. وضعیت گردابه‌ها در نرخ پیچشی بالاتر، کاملاً متفاوت بوده و دو گردابه مجزا روی سطح مشاهده می‌شود.

ویزبال^۱ و همکاران [۵] حرکت پیچشی ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ از زاویه حمله ۰ تا ۶۰ درجه با نرخ پیچشی ثابت را مدل‌سازی کردند. در زاویه حمله صفر و در لبه فرار، منطقه جدایش کوچکی مشاهده می‌شود. با شروع حرکت پیچشی، جریان زیر سطح کاملاً چسبیده است، در حالی که نقطه جدایش روی سطح بطرف لبه حمله حرکت می‌کند. گردابه‌های پادساعتگرد به طور پیوسته از لایه مرزی سطح پایین در دنباله منتشر و براساس آن گردش ساعتگرد حول بال افزایش یافته و در نتیجه نیروی بالابر افزایش می‌یابد. با افزایش پیوسته زاویه حمله، جدایش روی سطح بال سرانجام به منطقه لبه حمله رسیده و لایه برشی روی سطح به دو ساختار جداگانه چرخشی، تبدیل می‌شود. همچنین اندازه گردابه لبه حمله رشد و مرکز آن به سمت پایین دست جریان حرکت می‌کند، این رفتار از روی تغییر موقعیت قله ضریب فشار به سمت لبه فرار با افزایش زاویه حمله مشاهده شده و در زمانی که موقعیت مرکز گردابه لبه حمله به نیمه‌های وتر رسید، از سطح جدا می‌شود.

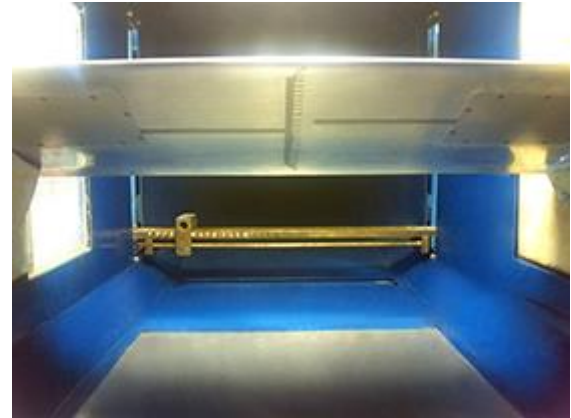
اکبری و همکاران [۶] در تحقیقی دیگر، واماندگی دینامیکی حرکت پیچشی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را مدل‌سازی کردند. در بخشی از مقاله اثر فرکانس کاهش‌یافته حرکت پیچشی با معادله $\alpha = 15 + 10 \cos(\omega t)$ بررسی شده و در نتیجه مهمی نشان داده شده که با افزایش فرکانس کاهش‌یافته از $k = 0/12$ به $k = 0/25$ واماندگی دینامیکی، در زاویه بالاتری اتفاق می‌افتد و نیروی بالابر افزایش می‌یابد اما با افزایش فرکانس کاهش‌یافته به $k = 0/5$ واماندگی دینامیکی اتفاق نمی‌افتد و نیروی بالابر نسبت به دو حالت قبل، کاهش می‌یابد که نشان‌دهنده اثر کاملاً غیر خطی فرکانس کاهش‌یافته بر جریان می‌باشد.

رامش^۲ و همکاران [۷]، حرکت استاندارد معرفی شده روی یک صفحه تخت در تونل آب و عدد رینولدز پایین با روش‌های تئوری، عددی و تجربی بررسی کردند. مشاهده می‌شود که شروع تشکیل گردابه لبه حمله در ناحیه بالارونده است، اما مکان نقطه جدایش، بستگی به موقعیت محور دوران و زاویه توقف، از ناحیه بالارونده تا ناحیه پایین‌رونده متغیر است. به همراه جدایش گردابه، جریان معکوس روی سطح ایرفویل مشاهده شده و این پدیده باعث می‌شود نواحی توقف و پایین‌رونده با واماندگی عمیق و در نتیجه

1 Visbal
2 Ramesh

۳۰ درصد انتهای سطح پایین آن جهت جبران نیروی برای از دست رفته به دلیل مسطح بودن سطح بالای ایرفویل، دارای خمیدگی است. موقعیت سوراخ‌های فشار بر روی سطوح بالا و پایین ایرفویل فوق‌بحرانی SC-۰۴۱۰، در شکل ۲ نشان داده شده است. تعداد ۳۵ سوراخ فشار بر روی سطح بالا و ۵۰ سوراخ بر روی سطح پایین با دقت دریل کاری شده‌اند. به دلیل تیز بودن ناحیه لبه فرار و مشکل ساخت، روی بال از $x/c = 0/90$ و زیر بال از $x/c = 0/95$ به بعد، سوراخ فشاری تعبیه نشده است.

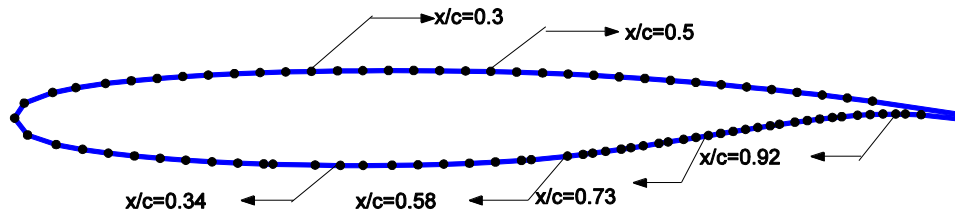
همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، ناحیه میانی سطح بالای ایرفویل، جهت کاهش شتاب‌دهی به سیال در جریان گذر صوت و در نتیجه عقب‌راندن و تضعیف موج ضربه تولیدی، از شیب بسیار پایینی برخوردار است و از موقعیت $x/c = 0/3$ تا $x/c = 0/5$ ، ناحیه تقریباً افقی روی بال است. در ناحیه زیر بال چندین نقطه خاص وجود دارد که به صورت زیر معرفی می‌شوند: در موقعیت $x/c = 0/34$ ، شیب از منفی به مثبت تغییر کرده و نقطه عطف داریم. موقعیت $x/c = 0/58$ ، بیشترین تغییرات را در شیب دارا می‌باشد. همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، در عملیات ساخت از این نقطه به بعد سوراخ‌های فشاری کاملاً بصورت فشرده تعبیه شده‌اند. موقعیت تا $x/c = 0/73$ ، بیشترین شیب را داراست و انحناى زیر بال از این موقعیت تا انتهای بال، شدیداً افزایش می‌یابد. در انتهای بال، بین موقعیت‌های $x/c = 0/91$ و $x/c = 0/92$ نقطه عطف دیگری وجود دارد و شیب از مثبت به منفی تغییر می‌کند. برای تعیین نمودار توزیع ضریب فشار روی بال و زیر بال، از سنسورهای اندازه‌گیری فشار، استفاده می‌شود. لوله‌های پلاستیکی متصل به سوراخ‌های مدل به سنسورهای فشار سنج داده برداری مدل $PC0.5D143$ ، ساخت شرکت هانی‌ول^۱، منتقل می‌شود. عملکرد فشار سنج‌های الکتریکی به صورت تفاضلی و با محدوده فشاری ± 1 ، ± 5 و ± 15 پی‌اس‌آی^۲



شکل ۱: مدل تمام فلزی ساخته شده جهت آزمایش‌ها

Fig. 1. The full metal model manufactured for experiment

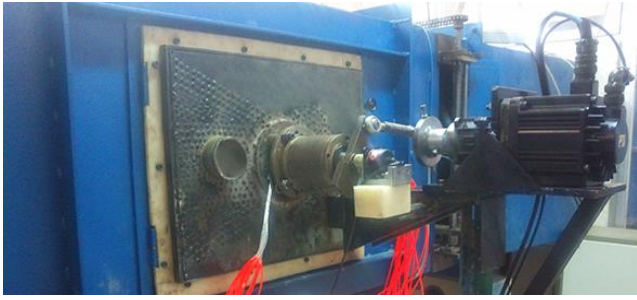
سانتیمتر می‌باشد. محدوده سرعت جریان تونل باد، از ۱۰ تا ۱۰۰ متر بر ثانیه می‌باشد. سرعت جریان هوا در کلیه آزمایش‌ها این تحقیق m/s $Re = 0/45 \times 10^6$ و ۳۰ می‌باشد. مدل مورد آزمایش، بال با مقطع ایرفویل فوق‌بحرانی SC-۰۴۱۰ با طول وتر ۳۰ و دهانه بال ۸۰ سانتیمتر، در شکل ۱ نشان داده شده است. سطح بالایی این نوع ایرفویل‌ها جهت به تأخیر انداختن عدد ماخ بحرانی و تشکیل موج ضربه عمودی، نسبتاً صاف است و



شکل ۲: چند موقعیت خاص سوراخ فشاری ایرفویل SC-0410

Fig. 2. Some especial positions of pressure tap on SC-0410

1 Honeywell
2 Psi



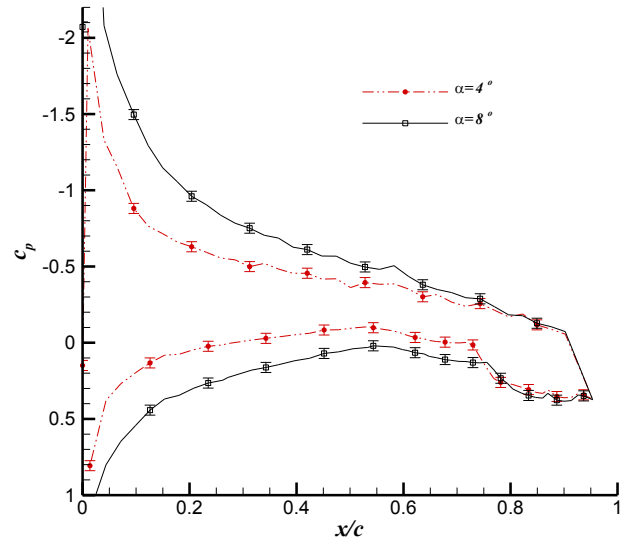
شکل ۴: موتور و تجهیزات ایجاد حرکت نوسانی

Fig. 4. The motor and oscillation mechanism

نشان می‌دهد.

حرکت نوسانی پیچشی، توسط دستگاه نوسان‌ساز سینوسی، حول محور ربع وتر بال، در محدوده فرکانس کاهش یافته ۰/۱ تا ۰/۱۲ بر طبق معادله $\alpha = 7/05 + 15/65 \sin(2\pi ft)$ تولید شده که در آن زاویه حمله متوسط، ۱۵/۶۵ دامنه حرکت نوسانی و f فرکانس حرکت می‌باشد. شکل ۴ موتور و تجهیزات ایجاد حرکت نوسانی را نشان می‌دهد.

مراحل توقف، برای موتور به گونه‌ای برنامه‌ریزی شده که زوایای توقف مورد نظر، در حالت بالارونده انتخاب شوند. زاویه حمله متوسط و دامنه نوسان به گونه‌ای لحاظ می‌شوند که زوایای توقف، نواحی قبل، نزدیک و بعد از واماندگی استاتیکی را پوشش دهد. زوایای توقف ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه تنظیم شده در حالیکه زاویه واماندگی استاتیکی این ایرفویل حدود ۱۰ درجه می‌باشد [۱۳]. در تمام آزمایش‌ها، ابتدا بال حدود ۱ ثانیه در زاویه حمله صفر درجه قرار داشته و داده برداری آغاز می‌شود. سپس در حرکت بالا رونده بر طبق معادله سینوسی و با فرکانس معین، زاویه حمله بال افزایش یافته تا به یک زاویه توقف از پیش تعیین شده برسد. سپس طبق برنامه آزمایش‌ها، مدت زمان مشخصی را توقف کرده، در ادامه با حرکت پایین رونده، بر طبق همان معادله سینوسی، زاویه حمله بال، کاهش یافته تا به صفر درجه برسد. بال به مدت حدود ۲ ثانیه در زاویه حمله صفر درجه، قرار گرفته و سپس داده‌برداری پایان می‌یابد. مدت زمان‌های توقف، ۰/۵، ۰/۳، ۰/۲، ۰/۱ و ۰/۰۱ ثانیه، در نظر گرفته شده است. در شکل ۵، به عنوان نمونه، طرح تغییر زاویه حمله بال که به مدت ۰/۵ ثانیه در زاویه حمله ۱۵ درجه توقف می‌کند، نمایش داده شده است.

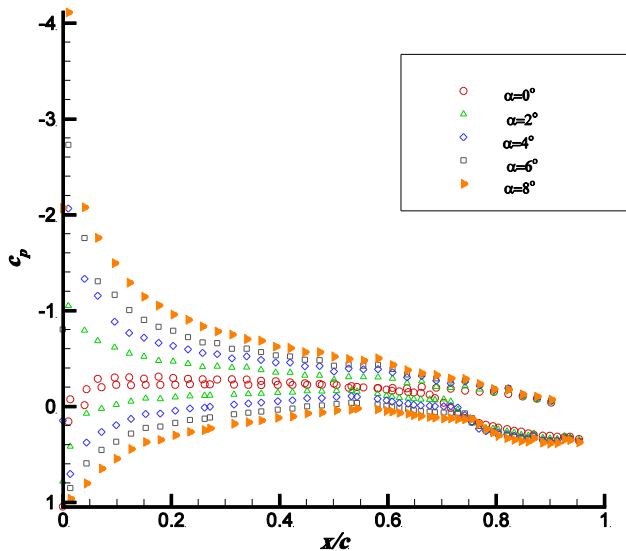


شکل ۳: عدم قطعیت در اندازه گیری فشار سطح ایرفویل در دو زاویه حمله ۴ و ۸ درجه

Fig. 3. Uncertainty of surface pressure measurement at 4 and 8 degrees angle of attack

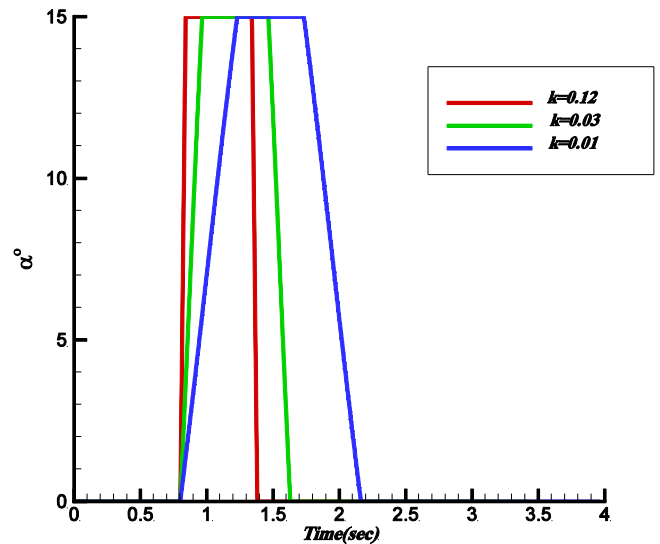
بوده و زمان پاسخگویی ۱ میلی ثانیه می‌باشد. جهت سیستم ذخیره اطلاعات در هر آزمایش از دو برد مبدل آنالوگ به دیجیتال مدل PCI-1747U ، ساخت شرکت ادونتک^۱، یکی با قابلیت دریافت ۶۴ ورودی آنالوگ و دیگری با قابلیت دریافت ۴۸ ورودی آنالوگ، استفاده شده است. داده‌برداری، با فرکانس ۵۰۰ هرتز انجام می‌شود. بعد از انتقال داده‌های خام از طریق بردها به کامپیوتر و با استفاده از فیلتر پایین گذر، سیگنال پاک ثبت می‌شود. عدم قطعیت نتایج، شاخصی برای بررسی تکرارپذیری آزمایش‌ها می‌باشد. برخی از تست‌های استاتیک در پنج نوبت و برخی تست‌های دینامیکی نیز در سه نوبت تکرار شده‌اند. عدم قطعیت نتایج، طبق تعریف، حاصلضرب انحراف معیار در مقداری موسوم به پارامتر پخش تی^۲ است که بسته به تعداد مشاهدات و بازه اطمینان در نظر گرفته شده، در قالب یک جدول بیان می‌شود. با محاسبه میانگین و انحراف معیار مقادیر فشار در یک نقطه معین روی ایرفویل در زوایای حمله مختلف و با در نظر گرفتن بازه اعتماد ۹۵ درصد، میزان عدم قطعیت در نتایج استاتیکی و دینامیکی به ترتیب حداکثر ۳/۳ ± و ۵/۷ ± درصد محاسبه شده است. به بیان دیگر چنانچه آزمایش‌ها در شرایط یکسان تکرار شوند به احتمال ۹۵ درصد نتایج آزمایش‌های استاتیک ۳/۳ ± درصد و نتایج دینامیک حداکثر ۵/۷ ± با نتایج ارائه شده در مقاله متفاوت خواهند بود. شکل ۳ عدم قطعیت در اندازه گیری فشار سطح ایرفویل را به عنوان نمونه در دو زاویه حمله ۴ و ۸ درجه

1 Advantech
2 T-Distribution



شکل ۶: توزیع فشار ایرفویل در زوایای حمله زیر واماندگی استاتیکی -
 $Re = 0.45 \times 10^6$

Fig. 6. Surface pressure distribution on the airfoil at below static stall angle of attack $Re = 0.45 \times 10^6$



شکل ۵: نمودار حرکت بال در زاویه توقف ۱۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه -
 $Re = 0.45 \times 10^6$

Fig. 5. A typical scenario at stop angle = 15° - pause duration = 0.5 sec. - $Re = 0.45 \times 10^6$

ناپایداری لایه مرزی روی دیوار مقعر با اختلالاتی به فرم گردابه در راستای جریان، برای اولین بار توسط گرتلر^۱ مورد بحث قرار گرفت و نشان داد که یک نوع ناپایداری مشابه بر اثر نآرامی‌های سه بعدی در جریان بر روی دیوارهای مقعر وجود دارد در حالی که در جریان بر روی دیوارهای محدب دیده نمی‌شود، این ناپایداری به گردابه‌های گرتلر معروف‌اند [۱۴] و ۱۵].

با توجه به شکل فوق مشاهده می‌شود موقعیت قله فشار در تمام زوایای حمله، ثابت و در نزدیکی لبه حمله در موقعیت $x/c = 0.1$ می‌باشد. شکل ۷، توزیع فشار در زوایای حمله بالا را نشان می‌دهد. در زاویه حمله ۱۰ درجه، قله فشار، ناگهان از بین می‌رود و به همین دلیل در این زاویه حمله، کاهش ناگهانی در نیروی برآ مشاهده و واماندگی استاتیکی اتفاق می‌افتد.

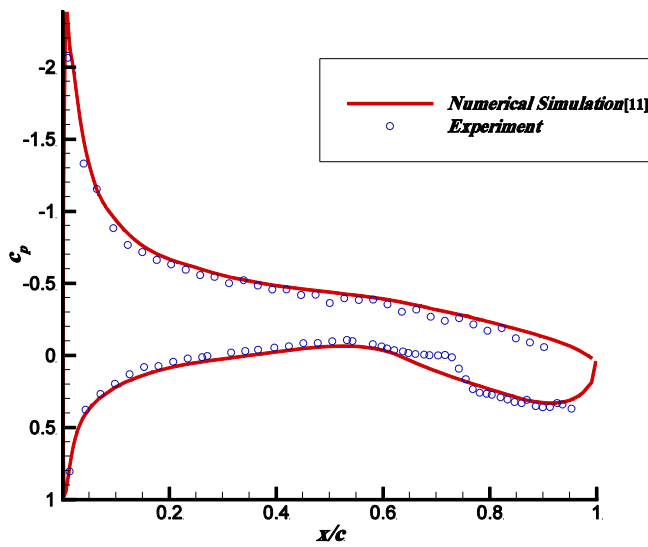
همانطور که در شکل فوق مشاهده می‌شود توزیع فشار ناحیه ابتدایی زیر ایرفویل، از لبه حمله تا $x/c = 0.15$ یکسان است. در این محدوده زوایای حمله، گرادیان فشار معکوس به طور هماهنگ از موقعیت $x/c = 0.55$ زیر ایرفویل شروع شده و از موقعیت $x/c = 0.8$ به بعد، گرادیان فشار معکوس کاملاً تشدید شده، سپس در ناحیه انتهایی ایرفویل که علامت شیب سطح تغییر می‌کند، فشار شدیداً کاهش می‌یابد. جهت راستی آزمایشی، نتایج تجربی در تحقیق حاضر با نتایج عددی گلستانی و همکاران [۱۱]، مقایسه شده است. لازم به ذکر است نتایج عددی مذکور، مربوط به جریان تراکم‌پذیر است

۳- نتایج

۳-۱- استاتیکی

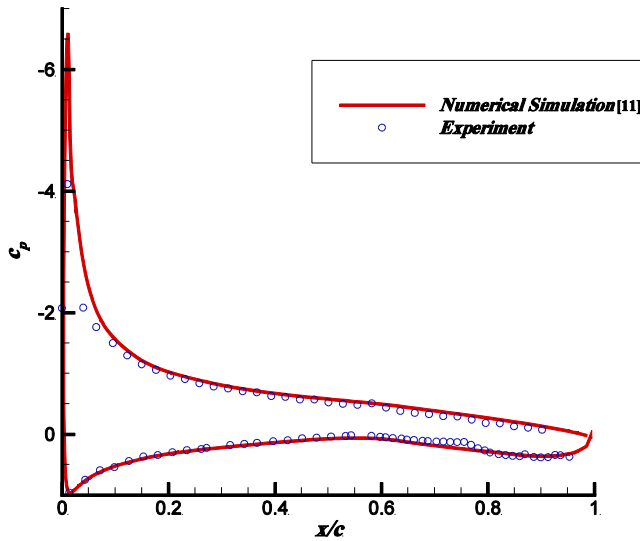
در شکل ۶ توزیع فشار ایرفویل در حالت استاتیکی و در محدوده زوایای حمله زیر واماندگی استاتیکی نمایش داده شده است. بر اساس این تحقیق، زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل SC_{410} حدود ۱۰ درجه می‌باشد. در زاویه حمله صفر درجه، از موقعیت $x/c = 0.50$ زیر ایرفویل، توزیع گرادیان فشار معکوس مشاهده می‌شود و این توزیع گرادیان فشار معکوس از موقعیت $x/c = 0.68$ به بعد کاملاً تشدید می‌شود. با افزایش زاویه حمله، موقعیت شروع گرادیان فشار معکوس و همچنین تشدید گرادیان فشار معکوس زیر ایرفویل به x/c کاملاً بالاتری پیشروی می‌کند، تا اینکه در نهایت در زاویه حمله ۸ درجه، توزیع گرادیان فشار معکوس از موقعیت $x/c = 0.58$ شروع شده و در موقعیت $x/c = 0.75$ کاملاً تشدید می‌شود. محدوده همگرایی موقعیت گرادیان فشار معکوس شدید در محدوده زاویه حمله ۰ تا ۸ درجه، 0.66 وتر می‌باشد و گرادیان فشار معکوس شدید از موقعیت $x/c = 0.76$ به بعد برقرار است. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، توزیع فشار انتهایی سطح پایین ایرفویل در همه زوایای حمله نمایش داده شده، از یک چهارم انتهایی وتر به بعد، کاملاً یکسان می‌باشد. این همان ناحیه با انحنا زیاد زیر ایرفویل بوده که یک خصوصیت برای ایرفویل‌های فوق‌بحرانی محسوب می‌شود. این پدیده را می‌توان به حاکم بودن گردابه‌های گرتلر در ناحیه مقعر زیر بال نسبت داد.

1 Gortler



شکل ۸: مقایسه نتایج عددی [۱۱] با تجربی در زاویه حمله ۴ درجه - $Re = 0.45 \times 10^6$

Fig. 8. A comparison between the numerical [11] and experimental results at $\alpha = 4^\circ - Re = 0.45 \times 10^6$



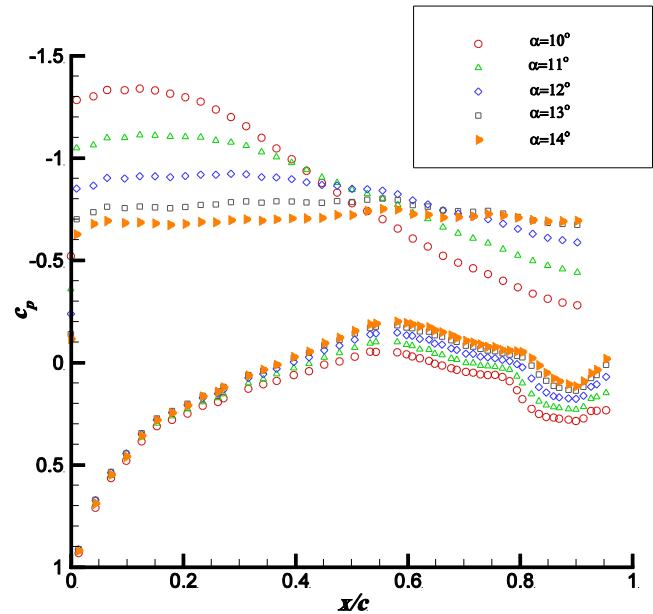
شکل ۹: مقایسه نتایج عددی [۱۱] با تجربی در زاویه حمله ۸ درجه - $Re = 0.45 \times 10^6$

Fig. 9. A comparison between the numerical [11] and experimental results at $\alpha = 8^\circ - Re = 0.45 \times 10^6$

۳-۲- دینامیکی

نتایج توزیع فشار موقعیت‌های فشاری زیر ایرفویل در حرکت توقف

ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت در سه زاویه توقف ارائه می‌شود.



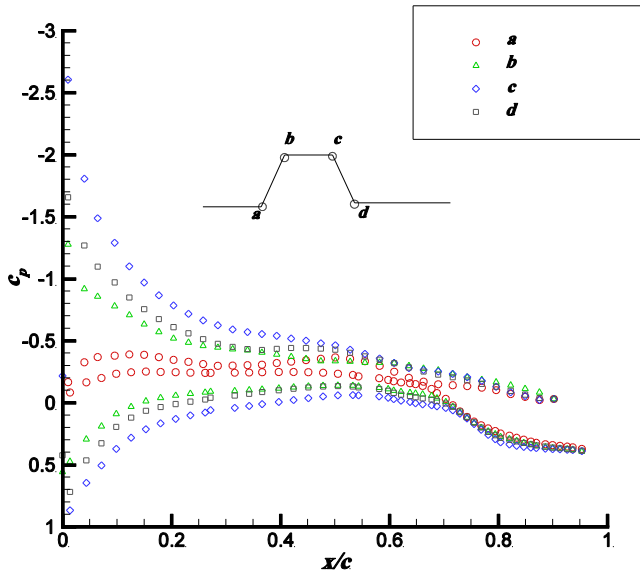
شکل ۷: توزیع فشار ایرفویل در زوایای حمله بالاتر از واماندگی استاتیکی - $Re = 0.45 \times 10^6$

Fig. 7. Surface pressure distribution on the airfoil at beyond static stall angle of attack $Re = 0.45 \times 10^6$

و در این مقاله با استفاده از تصحیح پرنتل گلارت^۱، توزیع فشار مربوط به جریان تراکم‌ناپذیر بدست آمده است. در دو شکل ۸ و ۹ توزیع فشار حاصل از مدل‌سازی عددی در فلونت در دو زاویه حمله ۴ و ۸ درجه، با نتایج بدست آمده از این آزمایش‌ها مقایسه شده است. در تحلیل عددی مذکور با توجه به رژیم جریان، از روش چگالی مبنای استفاده شده و همانطور که ذکر شد نتایج حاصله با استفاده از تصحیح تراکم‌پذیری، برای شرایط آزمایش کنونی مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین مدل توربولانسی در این تحلیل، کی‌اومگا^۲ و متد اس‌اس‌تی^۴ بوده است. در مورد استقلال شبکه نیز معیار γ^+ مد نظر قرار داده شده است [۱۱].

نتایج تحلیل عددی، رفتار توزیع فشار انتهای بال را که بدلیل محدودیت‌های ساختی، اندازه‌گیری فشار آنجا میسر نبود را به وضوح نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که فشار انتهای زیر بال، با تغییر علامت شیب سطح، کاهش می‌یابد. نتایج حاصل، در بررسی کلی، با داده‌های اندازه‌گیری شده در تونل باد مطابقت دارد.

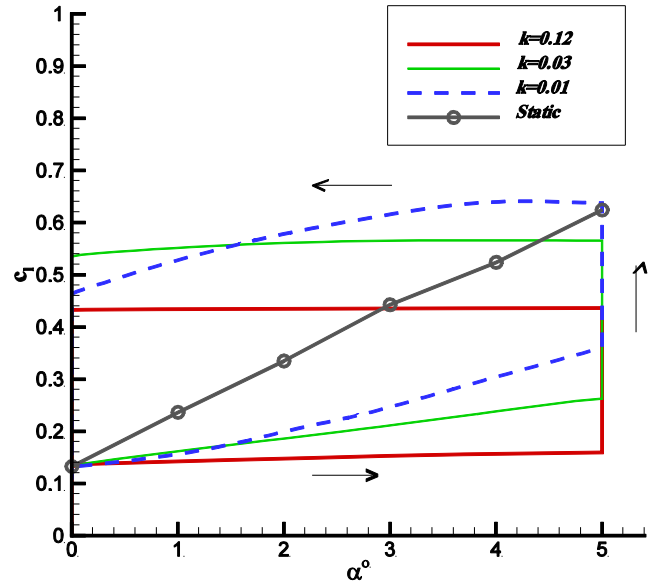
- 1 Prandtl Glauert
- 2 density Base
- 3 k- ω
- 4 SST



شکل ۱۱: توزیع فشار ۴ موقعیت خاص - زاویه توقف ۵ درجه - مدت زمان توقف $Re=0.45 \times 10^6$ - $k=0.01$ - $\tau=0.5$ ثانیه

Fig. 11. Pressure distribution at the four phases of motion, stop angle=5, pause duration=0.5 sec, $k=0.01$ and $Re=0.45 \times 10^6$

افزایش می‌یابد و با افزایش فرکانس کاهش یافته، شیب افزایش نیروی بالابر، کاهش می‌یابد زیرا گردابه‌هایی که تولید و روی بال جریان می‌یابند، فرصت اثرگذاری کمتری روی بال می‌یابند. در حرکت بالارونده، جریان به صورت کاملاً چسبیده به سطح می‌باشد و با افزایش زاویه حمله در حرکت پیچشی، لایه مرزی سطح پایین بال به صورت پیوسته، گردابه‌های کوچک پادساعتگرد تولید می‌کند و با تجمع، به صورت گردابه آغازین وارد دنباله می‌شود. بدنبال آن بر اساس قضیه کلون-هلمهولتز، گردابه‌های کوچک در شکل لایه برشی تشکیل شده و ادامه حرکت را ممکن می‌سازد و با افزایش گردش حول بال، نیروی بالابر افزایش می‌یابد و این روند تا رسیدن به زاویه توقف ادامه می‌یابد. با شروع ناحیه توقف، جریان همچنان چسبیده به سطح است و در حین توقف گردابه‌ها همچنان در حال رشد بوده و از سطح جدا نمی‌شوند، در این حال ضریب نیروی برآ در مدت توقف همان روند افزایشی البته با سرعت بیشتر را ادامه می‌دهد. هر چه زمان توقف بیشتر باشد، ضریب نیروی برآ نیز به همان نسبت افزایش می‌یابد. بعد از سپری شدن مدت توقف و با شروع حرکت پایین‌رونده و کاهش زاویه حمله، گردش حول بال کاهش یافته و در نتیجه ضریب نیروی برآ شروع به کاهش می‌کند [۵ و ۶ و ۱۶]. در هر لحظه از این حرکت، گردابه‌های گرتر زمان‌مند در ناحیه



شکل ۱۰: تأثیر فرکانس کاهش یافته بر حلقه هیستریسیس - زاویه توقف ۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه - $Re=0.45 \times 10^6$ [۱۳]

Fig. 10. The effect of reduced frequency on hysteresis loop stop angle = 5° - pause duration = 0.5 sec. - $Re = 0.45 \times 10^6$ [13]

۳-۲-۱ - زاویه توقف ۵ درجه
به دلیل تفاوت فاز و زمان تأخیر بین میدان جریان و حرکت دینامیکی، رفتار سیال در حرکت بالارونده با حرکت پایین‌رونده کاملاً متفاوت بوده و نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله در این حالت، حلقه هیستریسیسی^۱ به صورت شکل ۱۰ تشکیل می‌دهد.
ضریب نیروی عمودی و محوری از انتگرال‌گیری فشار به دست آمده بر روی سطوح بالا و پایین بال بر اساس روابط زیر بدست می‌آید:

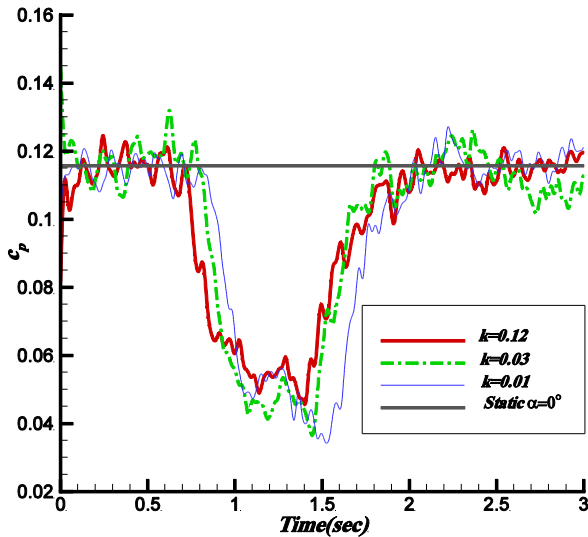
$$c_a = \frac{1}{c} \int_0^c \left(c_{p_u} \frac{dy_u}{dx} - c_{p_l} \frac{dy_l}{dx} \right) dx \quad (1)$$

$$c_n = \frac{1}{c} \int_0^c (c_{p_l} - c_{p_u}) dx \quad (2)$$

سپس ضریب نیروی برآ به صورت زیر محاسبه می‌شود.

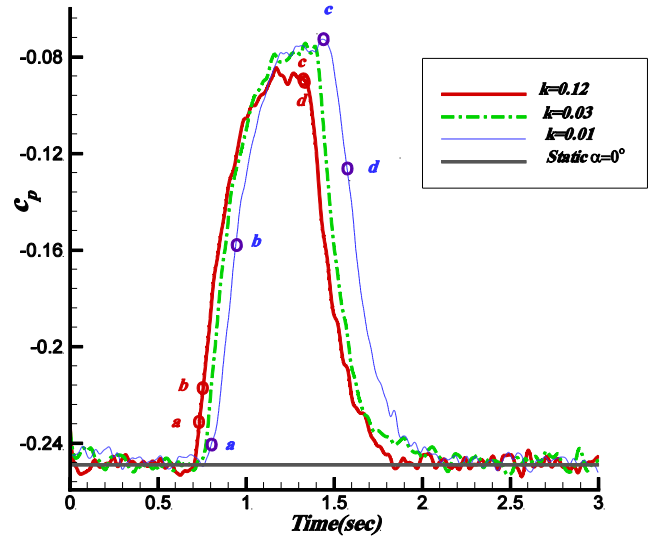
$$c_l = c_n \cos \alpha - c_a \sin \alpha \quad (3)$$

همانطور که مشاهده می‌شود، ضریب نیروی برآ در حین حرکت بالارونده



شکل ۱۳: توزیع فشار موقعت $x/c=0.73$ زیر ایرفویل - زاویه توقف ۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه - $Re=0.45 \times 10^6$

Fig. 13. Lower surface pressure distribution at $x/c=0.73$, stop angle=5, pause duration=0.5 sec and $Re=0.45 \times 10^6$



شکل ۱۲: توزیع فشار در موقعت $x/c=0.53$ زیر ایرفویل - زاویه توقف ۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه - $Re=0.45 \times 10^6$

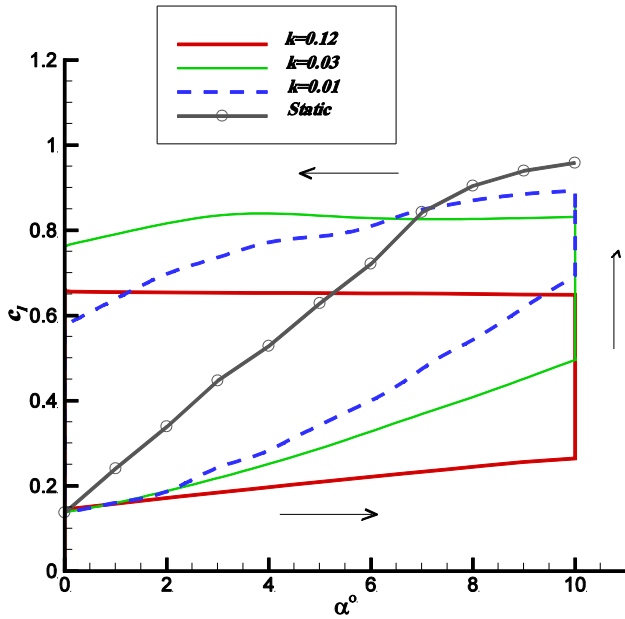
Fig. 12. Lower surface pressure distribution at $x/c=0.53$, stop angle=5, pause duration=0.5 sec and $Re=0.45 \times 10^6$

دو فرکانس کاهش یافته تفاوت دارند. به عنوان مثال، موقعت پایان حرکت، نقطه (d) در دو فرکانس کاهش یافته بسیار متفاوت اند.

سپس در سه موقعت $x/c=0.71$ ، $x/c=0.73$ و $x/c=0.74$ توزیع فشار بر حسب زمان، پایین تر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک در موقعت متناظر می باشد. در شکل ۱۳ به عنوان نمونه توزیع فشار موقعت $x/c=0.73$ مشاهده می شود، به عبارت دیگر حرکت دینامیکی، باعث کاهش فشار نسبت به فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک، در این ۳ موقعت می شود.

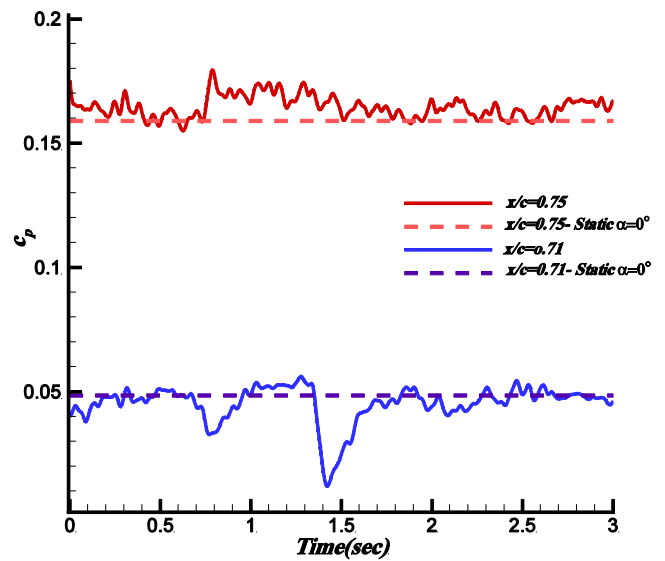
توزیع فشار بر حسب زمان از موقعت $x/c=0.75$ به بعد تا آخرین موقعت فشاری زیر ایرفویل، دوباره بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک هر موقعت می شود. همانطور که در دو شکل ۱۲ و ۱۳ مشاهده می شود، با تغییر فرکانس کاهش یافته تفاوتی در رفتار توزیع فشار نسبت به فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک مشاهده نمی شود. به عبارت دیگر اگر در یک فرکانس کاهش یافته، توزیع فشار نسبت به توزیع فشار در زاویه حمله صفر درجه، بالاتر یا پایین تر باشد در فرکانس های کاهش یافته دیگر نیز، دقیقاً همان رفتار را دارد. همانطور که در شکل ۱۴ مشاهده می شود، حرکت دینامیکی باعث کمترین تغییرات در ضریب فشار نسبت به فشار استاتیک در موقعت های $x/c=0.71$ و $x/c=0.75$ زیر ایرفویل می شود. این دو، موقعت هایی هستند که در مجاورت آنها جهت منحنی توزیع فشار

مقعر زیر بال با حرکت دینامیکی بال به طور پیوسته بوجود می آید. ضریب نیروی برای استاتیکی بر ضریب نیروی برای حرکت بالارونده در تمامی فرکانس های کاهش یافته تقدم و در حرکت پایین رونده، تأخر دارد. همانطور که در شکل ۱۱ مشاهده می شود، موقعت توزیع فشار یکسان زیر ایرفویل در ۴ موقعت خاص، به ترتیب ابتدای حرکت بالارونده، ابتدای توقف، انتهای توقف و انتهای حرکت پایین رونده، از موقعت $x/c=0.75$ حالت استاتیکی به موقعت $x/c=0.71$ پیشروی می کند. نکته قابل توجه این که، موقعت ذکر شده در تمام فرکانس کاهش یافته و مدت زمان های توقف، یکسان است. در حالت کلی گرادیان فشار معکوس از موقعت $x/c=0.53$ به بعد در تمام فرکانس کاهش یافته و مدت زمان های توقف حاکم بوده و از موقعت $x/c=0.71$ به بعد، تشدید می شود. رفتار توزیع فشار بر حسب زمان، از لبه حمله تا موقعت $x/c=0.70$ زیر ایرفویل، بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک هر موقعت است، در شکل ۱۲، به عنوان نمونه توزیع فشار موقعت $x/c=0.53$ زیر ایرفویل مشاهده می شود. به عبارت دیگر در این محدوده، حرکت دینامیکی باعث افزایش فشار، نسبت به فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک، می شود. در این شکل، توزیع فشار ۴ موقعت خاص، در بالاترین و پایین ترین فرکانس کاهش یافته، نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود رفتار توزیع فشار در فرکانس های کاهش یافته مختلف، یکسان بوده اما موقعت نقاط متناظر در



شکل ۱۵: تأثیر فرکانس کاهش یافته بر حلقه هیستریسیس - زاویه توقف ۱۰ درجه - مدت زمان توقف ۰/۳ ثانیه - $Re=0.45 \times 10^6$

Fig. 15. The effect of reduced frequency on hysteresis loop stop angle = 10° - pause duration = 0.3 sec. - $Re = 0.45 \times 10^6$ [13]



شکل ۱۴: مقایسه توزیع فشار موقعیت‌های $x/c = 0.75$ و $x/c = 0.71$ زیر ایرفویل - زاویه توقف ۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه - $k=0.12$ - $Re=0.45 \times 10^6$

Fig. 14. Comparison of Lower pressure distributions at $x/c = 0.71$ and $x/c = 0.75$ stop angle = 5° - pause duration = 0.5 sec. - $k = 0.12$ - $Re = 0.45 \times 10^6$

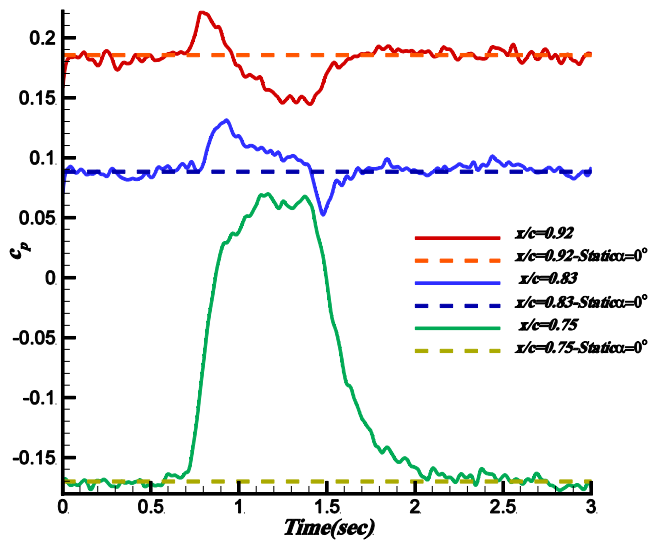
۴ موقعیت خاص ذکر شده، از موقعیت $x/c = 0.75$ در حالت استاتیکی همانند حالت قبل یعنی زاویه توقف ۵ درجه، به موقعیت $x/c = 0.71$ پیشروی می‌کند، نکته قابل توجه اینکه، موقعیت ذکر شده در تمام فرکانس کاهش یافته و مدت زمان‌های توقف حاکم می‌باشد. بدلیل تداخل با اثرات واماندگی استاتیکی، خصوصاً در توزیع فشار روی بال، در شکل فوق رفتاری نوسانی مشاهده شده که نسبت به حالت قبل بسیار متفاوت بوده که با مقایسه شکل‌های ۱۱ و ۱۶ مشخص می‌شود. همانطور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، گرادیان فشار معکوس از موقعیت $x/c = 0.60$ به بعد حاکم بوده و مانند حالت قبل، از موقعیت $x/c = 0.71$ به بعد تشدید می‌شود. رفتار توزیع فشار موقعیت‌های مختلف زیر ایرفویل بر حسب زمان از لبه حمله تا موقعیت $x/c = 0.70$ ، مانند حالت قبل، بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک هر موقعیت است. اما در توزیع فشار موقعیت‌های $x/c = 0.71$ تا آخر، ترکیبی از انواع حالات: توزیع فشار کاملاً نوسانی حول فشار استاتیک، توزیع فشار بالاتر از فشار استاتیک و توزیع فشار پایین‌تر از فشار استاتیک در زاویه حمله صفر درجه، مشاهده می‌شود. به عبارت دیگر رفتار توزیع فشار این ناحیه، در هر موقعیت

نسبت به فشار استاتیک در زاویه حمله صفر درجه تغییر می‌کند. این شکل همچنین نشان‌دهنده گرادیان فشار معکوس شدید در این ناحیه نیز می‌باشد. رفتار توزیع فشار در دو فرکانس کاهش یافته دیگر نیز مشابه می‌باشد. نکته قابل توجه این است که تمام رفتارهای توزیع فشار موقعیت‌های ذکر شده، در تمام مدت زمان‌های توقف، یکسان می‌باشد.

۳-۲-۲ زاویه توقف ۱۰ درجه

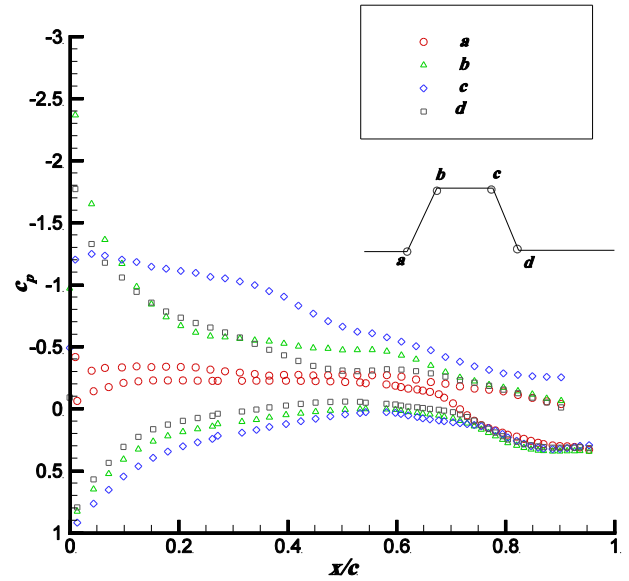
زاویه توقف در این حالت، نزدیک به زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل می‌باشد و به دلیل تداخل با اثرات واماندگی استاتیکی، بعضی از رفتارهای توزیع فشار با حالت قبل، متفاوت می‌باشند. نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله در این حالت نیز حلقه هیستریسیس به صورت شکل ۱۵ تشکیل می‌دهد، همچنین در این شکل تأثیر فرکانس کاهش یافته بر حلقه نیز مشاهده می‌شود [۱۳].

در این حالت نیز همانند زاویه توقف ۵ درجه، هرچه مدت زمان توقف بیشتر باشد، ضریب نیروی برآ نیز به همان نسبت، افزایش می‌یابد. همانطور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، موقعیت توزیع فشار یکسان زیر ایرفویل در



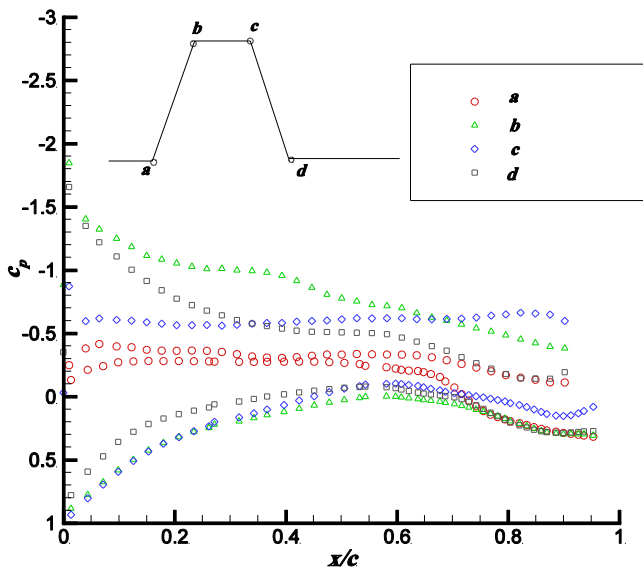
شکل ۱۷: مقایسه توزیع فشار ۳ موقعیت زیر ایرفویل - زاویه توقف ۱۰ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه - $k=0.12$ - $Re=0.45 \times 10^6$

Fig. 17. Comparison of Lower pressure distributions at 3 positions stop angle=10° - pause duration=0.5 sec. - $k = 0.12$ - $Re = 0.45 \times 10^6$



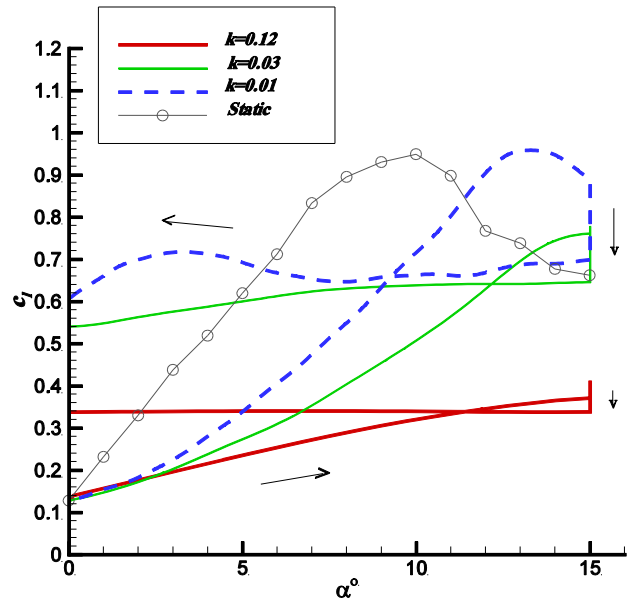
شکل ۱۶: توزیع فشار ۴ موقعیت خاص - زاویه توقف ۱۰ درجه - مدت زمان توقف ۰/۳ ثانیه - $k=0.01$ - $Re=0.45 \times 10^6$

Fig. 16. Pressure distribution at 4 phases of the motion, stop angle=10°, pause duration=0.3 sec, $k=0.01$ and $Re=0.45 \times 10^6$



شکل ۱۹: توزیع فشار ۴ موقعیت خاص - زاویه توقف ۱۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه - $k=0.01$ - $Re=0.45 \times 10^6$

Fig. 19. Pressure distribution at 4 phases of the motion, stop angle=15°, pause duration=0.5 sec, $k=0.01$ and $Re=0.45 \times 10^6$

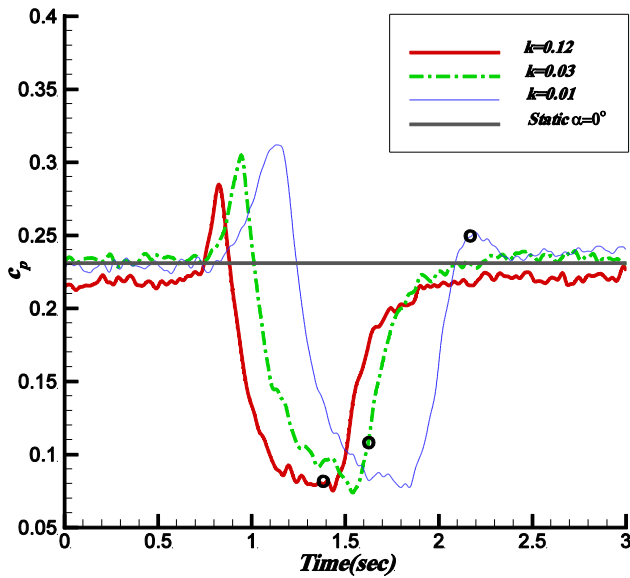


شکل ۱۸: تأثیر فرکانس کاهش یافته بر حلقه هیسترسیس - زاویه توقف ۱۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۲ ثانیه - $Re=0.45 \times 10^6$ [۱۳]

Fig. 18. The effect of reduced frequency on hysteresis loop stop angle=15° - pause duration=0.2 sec. - $Re = 0.45 \times 10^6$ [13]

این ناحیه نمایش داده شده است، حالت‌های متفاوت ذکر شده و همچنین گرادین معکوس فشاری شدید را می‌توان مشاهده نمود. رفتار توزیع فشار در دو فرکانس کاهش یافته دیگر نیز مشابه می‌باشد.

نسبت به موقعیت مجاور، نسبت به حالت استاتیکی متفاوت است، که به دلیل تداخل اثرات حرکت دینامیکی در این زاویه توقف خاص، با اثرات واماندگی استاتیکی می‌باشد. به عنوان نمونه در شکل ۱۷ توزیع فشار سه موقعیت در

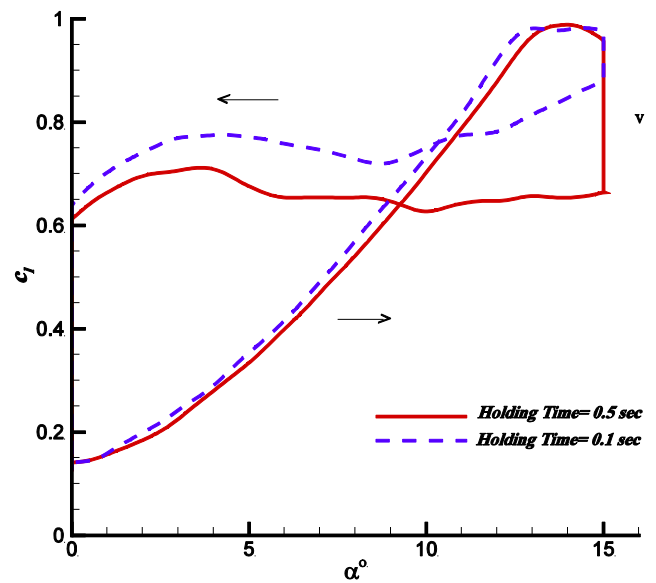


شکل ۲۱: توزیع فشار موقعیت $x/c = 0.83$ زیر ایرفویل - زاویه توقف ۱۵ درجه - مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه - $Re = 0.45 \times 10^6$

Fig. 21. Lower pressure distribution at $x/c = 0.83$
stop angle = 15° - pause duration = 0.5 sec. - $Re = 0.45 \times 10^6$

همچنان چسبیده باقی می ماند. اما با ضخیم شدن لایه مرزی در نواحی لبه حمله، گردابه شروع به تشکیل شدن می کند و در نواحی پایین ایرفویل، لایه برشی تشکیل می شود. با افزایش زاویه حمله، گردابه لبه حمله همزمان با رشد، به سمت پایین دست جریان حرکت می کند [۱۷ و ۱۸]. بیشترین نیروی برآ، زمانی حاصل می شود که گردابه به بیشترین رشد خود رسیده و در نزدیکی سطح قرار داشته باشد. با افزایش زاویه حمله، گردابه در زاویه حمله خاصی از سطح جدا می شود، در این حال واماندگی دینامیکی اتفاق افتاده و همراه با آن نیروی بالابر کاهش می یابد [۱۷ و ۱۹]. بعد از این پدیده، نیروی برآ مسیر کاهشی را تا رسیدن به ناحیه توقف ادامه می دهد. در ناحیه توقف گردابه لبه حمله از سطح جدا می شود، در همین زمان گردابه لبه فرار شکل می گیرد، سپس رشد کرده و جدا می شود، همزمان یک گردابه لبه حمله جدید شکل می گیرد و این مکانیزم در ناحیه توقف ادامه می یابد و با شروع حرکت پایین رونده قطع می شود. کاهش نیروی بالابر در نواحی توقف و پایین رونده نشان دهنده این است که جریان جدا شده، هنوز در نواحی از سطح وجود دارد. [۶ و ۷ و ۹].

همانطور که در شکل ۱۹ مشاهده می شود، گردایان فشار معکوس از موقعیت $x/c = 0.60$ زیر ایرفویل به بعد، حاکم است. همچنین توزیع فشار نقطه C ، در انتهای زیر ایرفویل کاملاً از بقیه جدا شده و به سمت کاهش



شکل ۲۰: اثر مدت زمان توقف بر حلقه هیسترسیس در حالت وقوع واماندگی دینامیکی - زاویه توقف ۱۵ درجه - $Re = 0.45 \times 10^6$ - $k = 0.01$ [۱۳]

Fig. 20. The effect of pause duration on hysteresis loop at dynamic stall
stop angle = 15° - $k = 0.01$ - $Re = 0.45 \times 10^6$ [13]

۳-۲-۳ زاویه توقف ۱۵ درجه

در این زاویه توقف، منحنی ضریب نیروی برآ بر حسب α در حرکت بالارونده و در حرکت پایین رونده با هم برخورد کرده و همانطور که در شکل ۱۸ مشاهده می شود حلقه هیسترسیس تشکیل شده در این حالت، شکل هشت ماندگی را تشکیل می دهد.

همانطور که در شکل ۱۸ مشاهده می شود، فقط در پایین ترین فرکانس کاهش یافته $k = 0.01$ ، پدیده واماندگی دینامیکی اتفاق می افتد و نواحی توقف و پایین رونده را کاملاً تحت تأثیر قرار می دهد [۱۶]. ضریب نیروی برآ در حین حرکت بالارونده افزایش می یابد و بیشترین مقدار ضریب نیروی برآی دینامیکی حدود ۲/۲۳ درصد از مقدار متناظر استاتیکی آن بیشتر می شود [۱۷]. همانطور که قبلاً ذکر شد، زاویه واماندگی استاتیکی بر اساس این تحقیق حدود ۱۰ درجه است و زاویه واماندگی دینامیکی در زاویه ای کاملاً بالاتر، در حدود ۱۴/۰۷ درجه رخ می دهد [۱۷ و ۱۸]. مکانیزم ایجاد پدیده واماندگی دینامیکی که بسیار پیچیده تر از واماندگی استاتیکی بوده به این صورت است که با افزایش زاویه حمله در حوالی واماندگی استاتیکی، نشانه هایی از برگشت جریان در نزدیکی لبه فرار به وجود می آید که با افزایش زاویه حمله این جریان برگشتی به سمت ناحیه لبه حمله حرکت می کند. تا زمان ضخیم شدن لایه مرزی در قسمت انتهایی ایرفویل، جریان

منحنی بسته بوده و نیروی برآ، حین توقف در همه فرکانس‌های کاهش یافته، افزایش می‌یابد، اما حلقه هیسترسیس در بالاترین زاویه توقف، شکل هشت مانند تشکیل داده و نیروی برآ، حین توقف در همه فرکانس‌های کاهش یافته، کاهش می‌یابد، همچنین در این زاویه توقف، واماندگی دینامیکی در پایین‌ترین فرکانس کاهش یافته اتفاق می‌افتد و بیشترین تأثیر پدیده واماندگی دینامیکی بر مقدار فشار موقعیت‌های زیر بال از موقعیت $x/c = 0.77$ به بعد، مشاهده می‌شود.

۵- فهرست علائم

علائم/انگلیسی

c	وتر، m
f	فرکانس، Hz
α	زاویه حمله، $Degree$
u_∞	سرعت جریان، m/s
c_l	ضریب نیروی بالابر: $l/(1/2\rho u_\infty^2 c)$
c_p	ضریب فشار: $(p-p_\infty)/(1/2\rho u_\infty^2)$
Re	عدد رینولدز: cu_∞/ν
k	فرکانس کاهش یافته: $\pi fc/u_\infty$
c_a	ضریب نیروی محوری
c_n	ضریب نیروی عمودی

منابع

- [1] J. D. Eldredge, C. J. Wang, M. V. Ol, A Computational Study of a Canonical Pitch-up, Pitch-down Wing Maneuver, 39th AIAA Fluid Dynamic conference, San Antonio, Texas, (2009) 3687.

گردایان فشار پیش می‌رود و توزیع فشار روی ایرفویل در نقطه c نیز، به سمت افقی شدن پیش می‌رود که نتیجه این دو رفتار، کاهش نیروی برآ حین توقف می‌باشد. در اینجا نقش مهم انحنای انتهای زیر ایرفویل، در نیروی برآ مشخص می‌شود. با کاهش مدت زمان توقف، توزیع فشار موقعیت c در انتهای زیر ایرفویل، کمتر جدا شده، در نتیجه همانطور که در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود، نیروی برآ حین توقف، کمتر کاهش می‌یابد.

رفتار توزیع فشار موقعیت‌های مختلف زیر ایرفویل بر حسب زمان، از لبه حمله تا موقعیت $x/c = 0.70$ ، مانند دو حالت قبل، بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر حالت استاتیک بوده و توزیع فشار موقعیت‌های $x/c = 0.71$ تا آخرین موقعیت فشاری، پایین‌تر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک می‌باشد. همانطور که در شکل ۲۱ مشاهده می‌شود مقدار فشار در پایان حرکت (دایره‌های توپر)، در حالت وقوع واماندگی دینامیکی، یعنی در کمترین فرکانس کاهش یافته، در مقایسه با دو فرکانس کاهش یافته بالاتر، تفاوت قابل توجهی را نشان داده و تقریباً به مقدار فشار استاتیک می‌رسد. این رفتار از $x/c = 0.77$ تا آخرین سوراخ فشاری برقرار است.

۴- نتیجه گیری

این تحقیق در محدوده مادون صوت و با سرعت m/s ۳۰ و $Re = 0.45 \times 10^6$ و در دو حالت استاتیک و دینامیکی روی بال با مقطع ایرفویل فوق بحرانی $SC-0410$ انجام شده است. بر اساس نتایج به دست آمده از این تحقیق، زاویه واماندگی استاتیک ایرفویل فوق بحرانی $SC-0410$ ، ۱۰ درجه بوده که با نتایج ذکر شده در منابع مطابقت می‌کند. نتایج استاتیک نشان می‌دهد توزیع فشار انتهای سطح پایین ایرفویل در همه زوایای حمله زیر واماندگی استاتیک از یک چهارم انتهای وتر به بعد، کاملاً یکسان می‌باشد اما در زوایای حمله بالاتر از واماندگی استاتیک، توزیع فشار ناحیه ابتدایی زیر بال از لبه حمله تا $x/c = 0.15$ ، یکسان است. همچنین نتایج دینامیکی نشان می‌دهند رفتار توزیع فشار موقعیت‌های زیر بال در هر سه زاویه توقف و در همه فرکانس‌های کاهش یافته و همچنین مدت زمان توقف متفاوت، تا موقعیت $x/c = 0.70$ کاملاً یکسان بوده و بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک است اما زاویه توقف در این حرکت دینامیکی، تأثیر مستقیم و شدیدی بر رفتار توزیع فشار در ۳۰ درصد انتهای سطح پایین زیر بال دارد که نشان‌دهنده تأثیر زاویه توقف بر ایجاد پیوسته گردابه‌های گرتر زمان‌مند در ناحیه مقعر، با حرکت دینامیکی بال می‌باشد. حلقه هیسترسیس در دو زاویه توقف پایین‌تر، به صورت یک

- [11] A. Golestani, M. B. Ehghaghi Bonab, M. R. Soltani, An Experimental Study of Buffet Detection on Supercritical Airfoil in Transonic Regime, *Journal of Aerospace Engineering*, 229(2) (2015) 312-322.
- [12] A. A. Haghiri, M. Mani, N. Fallahpour, Unsteady Boundary Layer Measurement on an Oscillating (Pitching) Supercritical Airfoil in Compressible Flow Using Multiple Hot-Film Sensors, *Journal of Aerospace Engineering*, 229(10) (2015) 1771-1784.
- [13] Z. Eslami Haghigat, Ali R. Davari, M. R. Soltani, Impact of Reduced Frequency on the Time Lag in the Pressure Distribution over a Supercritical Airfoil in a Pitch-Pause-Return Motion, *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(2) (2019) 243-252.
- [14] J. M. Floryan, W. S. Saric, Stability of Gortler Vortices in Boundary Layers, *AIAA Journal*, 20(3) (1979) 316-324.
- [15] W. S. Saric, Gortler Vortices, *Annual Reviews, Fluid Mechanics*, 26 (1994) 379-409.
- [16] K. Granlund, M. V. Ol, Experiment on Pitching Plates, Force and Flowfield Measurement at Low Reynolds Number, 49th AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando, Florida, (2011) 872.
- [17] W. J. McCroskey, L. W. Carr, K. W. McAlister, Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils, *AIAA Journal*, 14(1) (1976) 57-68.
- [18] W. Geissler, G. Dietz, H. Mai, Dynamic Stall on Supercritical Airfoil, *Aerospace Science and Technology*, 9(5) (2005) 390-399.
- [19] C. Shih, L. Lourenco, L. V. Dommelen, A. KrotHapalli, Unsteady Flow Past an Airfoil Pitching at a Constant Rate, *AIAA Journal*, 30(5) (1992) 1153-1161.
- [2] M. V. Ol, A. Altman, J. D. Eldredge, D. J. Garmann, Y. Lian, Resume of the AIAA FDTC Low Reynolds Number Discussion Groups Canonical Cases, 48th AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando, Florida, (2010) 1085.
- [3] W. B. Herbst, Future Fighter Technologies, *Journal of Aircraft*, 17(8) (1980) 561-566.
- [4] J. M. Walker, H. E. Helin, J. H. Strickland, An Experimental Investigation of an Airfoil Undergoing Large-Amplitude Pitching Motions, *AIAA Journal*, 23(8) (1985) 1141-1142.
- [5] M. R. Visbal, J. S. Shang, Investigation of the Flow Structure around a Rapidly Pitching Airfoil, *AIAA Journal*, 28 (1989) 1044-1051.
- [6] M. Akbari, S. Price, Simulation of dynamic stall for a Naca 0012 airfoil using a vortex method, *Journal of Fluids and Structures*, 17 (2003) 855-874.
- [7] K. Ramesh, A. Gopalarathnam, J. R. Edwards, M. V. Ol, K. Granlund, Theoretical, Computational and Experimental Studies of a Flat Plate Undergoing High-Amplitude Pitching Motion, 43th AIAA Fluid Dynamic conference, San Diego, 2013.
- [8] H. Te Yu, L. P. Bernal, C. Morrison, Experimental Investigation of Pitch Ramp-Hold-Return Motion of Flat Plates at Low Reynolds Number, 50th AIAA Aerospace Science Meeting, Nashville, Tennessee, (2012) 51.
- [9] H. Te Yu, Unsteady Aerodynamics of Pitching Flat Plate Wings [dissertation], Central Michigan University, 2014.
- [10] C. D. Harris, NASA Supercritical Airfoil, A Matrix of Family-Related Airfoils, NASA Technical Paper, (1990) 2969.

