

بررسی آزمایشگاهی توقف ناگهانی ایرفویل فوق بحرانی SC-0410 حین حرکت نوسانی

زهرا اسلامی حقیقت*

۱- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد فسا، فسا، ایران
(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۷/۰۳ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۸/۲۳)

چکیده

در تحقیق حاضر رفتار آیرودینامیکی و زمان تأخیر ایرفویل فوق بحرانی SC-0410 در یک مانور کلاسیک مورد بررسی قرار گرفته است. این حرکت شامل نوسان پیچشی سپس توقف ناگهانی و در ادامه حرکت پایین رونده می باشد. در این تحقیق اثرات فرکانس کاهش یافته و مدت زمان توقف بررسی شد. این آزمایشات در تونل باد مدار بسته زیر صوت با مقطع 0.8×0.8 متر مربع انجام گرفت. حرکت نوسانی پیچشی حول محور ربع وتر توسط دستگاه نوسان ساز سینوسی در محدوده فرکانس کاهش یافته 0.10 تا 0.12 تولید شده و زاویه حمله متوسط و دامنه نوسان، ثابت در نظر گرفته شده است. توقف در محدوده بالارونده ایرفویل صورت گرفته و زاویه توقف 5° درجه انتخاب شده است. این زاویه توقف، کمتر از زاویه اماندگی استاتیکی ایرفویل است. بعد از حرکت بالارونده، ایست ناگهانی و حرکت پایین رونده، میدان جریان بلافاصله به وضعیت استاتیکی نخواهد رسید و زمانی طول خواهد کشید تا تغییرات ایجاد شده در سه مرحله، بر میدان جریان حول ایرفویل به طور کامل گذشته و بال به شرایط پایدار اولیه دست یابد. نتایج نشان داد، فرکانس کاهش یافته بر زمان تأخیر، بسیار تأثیر گذار است. اما مدت زمان توقف تأثیر محسوسی بر زمان تأخیر اندازه گیری شده، ندارد. بدلیل افزایش استهلاک انرژی در فرکانس های بالا، با افزایش فرکانس کاهش یافته، زمان تأخیر کمتر می شود. قابل ذکر است نمودار ضرائب آیرودینامیکی بر حسب زاویه حمله در جریان ناپایا، حلقه هیسترسیس تشکیل می دهند. اثر هیسترسیس ایجاد شده در نتیجه اختلاف فاز بین حرکت بال و میدان جریان است.

واژه های کلیدی: فرکانس کاهش یافته، حلقه هیسترسیس، ضریب برآ، ایرفویل فوق بحرانی

Experimental Investigation of Suddenly Stop of Supercritical Airfoil SC-0410 between Pitching Motion

Zahra Eslami Haghighat*

Abstract

In this research, the aerodynamic behavior and the time lag of supercritical airfoil SC-0410 undergoing a classic maneuver were investigated. This maneuver consists of pitch-up motion, pause and then pitch-down motion. In this research, the effect of reduced frequency and stop duration were investigated. The experiments were conducted in a subsonic close return wind tunnel with test section dimensions of $0.8 \text{ m} \times 0.8 \text{ m}$. A pitching motion was produced by oscillation system about the quarter cord axis at reduced frequency of 0.01 to 0.12. In this study, both the mean angle of attack and oscillation domain were constant. The stop occurs between the upstroke motions. The stop angle of 5° , was smaller than the static stall angle. Immediately after upstroke motion, suddenly stop and down stroke motion, the flow field is not achieved the static condition and the time lasts that the changes of 3 stages pass the flow field about airfoil and gain to initial steady state condition. The results show that reduced frequency was major parameter on the time lag. While the measured time lag was not sensitive to the pause duration. By increasing the reduced frequency, the time lag decreases because of large amount of energy dissipation at high frequencies. It was worth to point that the aerodynamic coefficient diagram verses angle of attack forms the hysteresis loop at unsteady stream. The hysteresis loop is the result of phase difference between the motion and the flow field.

Key words: Reduced frequency, Hysteresis loop, Lift coefficient, Supercritical airfoil

مقدمه

در این تحقیق به بررسی اثرات فرکانس کاهش یافته بر توزیع فشار، ضریب برآ و زمان تأخیر بال با مقطع فوق بحرانی پرداخته شده است. بال در حال نوسان سینوسی در موقعیت بالارونده ناگهان متوقف شده و سپس به حالت اول باز می‌گردد. این حرکت در تغییر جهت ناگهانی پرواز مشاهده می‌شود و پایداری و کنترل هواپیما در این حالت بسیار حائز اهمیت می‌باشد.

بدلیل ذات پیچیده و تغییرات سریع زمانی جریان ناپایا، بسیاری از تحقیقات تئوری و تجربی دهه‌های اخیر، به بررسی مکانیزم میدان جریان ناپایا اختصاص داده شده است. هرچند روش‌های مختلف عددی و تحلیلی تاکنون توانسته‌اند تا حدودی عملکرد وسایل پرنده را در جریان‌های ناپایا مورد بررسی قرار دهند، ولی باید توجه داشت که این روش‌ها در حالت کلی قادر به تخمین ضرائب آیرودینامیکی در حالت ناپایا نبوده و نمی‌توانند جریان ناپایا روی وسایل پرنده را بطور کامل و دقیق مدل‌سازی نمایند.

در جریان ناپایا بدلیل متغیر بودن میدان جریان با زمان، پدیده‌های ایجاد شده روی جسم بسیار پیچیده‌تر از حالت دائم می‌شوند، جریان با حرکت نوسانی جسم، هم فاز نبوده و با یک اختلاف فاز نسبت به حرکت نوسانی اتفاق می‌افتد. مطالعات بر روی جریان ناپایا حول ایرفویل، به منظور تلاش برای برطرف کردن یا کاهش دادن اثرات نامطلوبی مانند فلاتر، بافرینگ، واماندگی دینامیکی که سبب القای اثرات منفی بر بارگذاری آیرودینامیکی می‌گردند، صورت گرفته است. در این قسمت مهمترین نتایج بدست آمده توسط محققین در زمینه اثرات پارامترهای مختلف بر میدان جریان ناپایا بررسی شده است. اساسی‌ترین تحقیقات برای فرمول‌بندی جریان تراکم ناپذیر ناپایا در دامنه فرکانسی و دامنه زمانی توسط تئودرسان [۱] و وانکارمن-سیرز [۲] انجام گردید. علاوه بر کارهای تئوری، آزمایش‌های تجربی فراوانی نیز در جریان غیردائم حول ایرفویل انجام شده است که اکثر تحقیقات حرکت پیچشی، مربوط به ایرفویل‌های NACA0012، NACA0015 و صفحه تخت می‌باشد.

از جمله کارهای تجربی بر ایرفویل نوسانی توسط مک کروسکی و همکارانش بر روی ایرفویل NACA0012 صورت گرفت [۳]، آزمایش بر روی ایرفویل در حال نوسان

پیچشی حول ربع وتر و در شرایط عدد رینولدز ۲/۵ میلیون و عدد ماخ ۰/۰۹ در فرکانس‌ها و دامنه‌های مختلف صورت گرفت. جهت داده برداری از سیم داغ و ترانسدیوسرهای فشاری بر روی سطح ایرفویل استفاده کردند.

آزمایش‌هایی برای مقایسه رفتار جریان در دو نوع حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی توسط کارتا صورت گرفت [۴]. پیچش ایرفویل حول نقطه ربع وتر و متغیرهای اعمالی آزمایش، زاویه حمله متوسط، دامنه حرکت، سرعت جریان آزاد و فرکانس نوسان بود. فشار آیرودینامیکی غیردائم با استفاده از ترانسدیوسرهای فشاری در طول وتر اندازه‌گیری شد و برای محاسبه نیروی برآ و گشتاورهای پیچشی، انتگرال‌گیری عددی از توزیع فشار صورت گرفت. با انجام آزمایش‌ها در محدوده‌های مختلف متغیرهای اعمالی، اختلاف زیادی بین پاسخ‌های آیرودینامیکی دو نوع حرکت مشاهده شد. دلیل تفاوت در توزیع فشار جریان حول ایرفویل در دو نوع حرکت، اختلاف در شیوه بهم ریختگی جریان می‌باشد. در شرایط یکسان و در یک زاویه حمله نیروی عمودی حرکت انتقالی بیشتر از نیروی معادل آن در حرکت پیچشی است. همچنین حلقه‌های هیستریسیس مربوط به تغییرات نیروی عمودی نسبت به زاویه حمله در حرکت انتقالی شیب تندتری نسبت به حالت پیچش معادل دارد.

هربتز [۵] 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 پیچ به زاویه ۹۰ درجه، سپس ۲ تا ۳ ثانیه توقف و در ادامه، برگشت سریع به پرواز عادی است.

اریکسون و ردینگ از دیگر افرادی بودند که به بررسی اثرات مختلف جریان ناپایا حول ایرفویل پرداختند [۶]، در این تحقیق نشان داده شد که در نوسان ایرفویل در محدوده فرکانس و دامنه‌های متوسط، تغییر گرادیان فشار خارج از لایه مرزی ایرفویل با زمان بر افزایش ضریب برآی ماکزیمم مؤثر است. جریان حرکت پیچشی و انتقالی رفتاری متفاوت از هم دارند. و همچنین مقدار ضریب نیروی برآی ماکزیمم به تغییرات فرکانس کاهش یافته وابسته است و مقدار ضریب برآی ماکزیمم با افزایش فرکانس کاهش یافته، افزایش می‌یابد.

پاراچی ویی و پاروفه تحقیقات خود را به صورت تئوری و تجربی بر روی یک ایرفویل در حال نوسان انجام دادند [۷].

پیچشی با سه فرکانس 0.06 ، 0.12 ، 0.18 هرتز و در زوایای حمله متوسط $13/7$ و 19 درجه و با دامنه نوسانی $5/5$ و 10 درجه، با بکار گیری زبری و بدون آن انجام گردید. نتایج نشان می‌دهد در حرکت‌های غیردائم مقادیر حداکثر ضریب برآ در حالت کلی از مقادیر متناظر در حالت دائم بیشتر است و افزایش دامنه نوسان باعث افزایش بیشتر ضریب برآی حداکثر می‌شود. حلقه‌های هیسترسیس در همه آزمایش‌های نوسانی مشاهده می‌شود، نتایج بررسی نشان می‌دهد حلقه‌های هیسترسیس در فرکانس‌های کاهش‌یافته و دامنه نوسان بالاتر، بزرگ‌تر می‌باشند.

بررسی پارامترهای ناپایا در حرکت نوسانی پیچشی با تحقیق سارکار و ونکاتارمان گسترده‌تر شد. در این تحقیق اثر زاویه حمله پیچش بر روی ضرائب آیرودینامیکی ایرفویل متقارن بررسی شد [۱۱]. این اثر در فرکانس کاهش‌یافته متوسط و بالا در زاویه حمله بین 25 تا 45 درجه تحقیق شد. نتایج نشان می‌دهند الگوی جفت گردابه نوسانی در فرکانس‌های بالاتر تشکیل می‌شود.

ادرج و همکاران [۱۲] و [۱۳] مانور توقف ناگهانی حین نوسان پیچشی و سپس برگشت را بررسی کردند و این حرکت توسط کمیته علمی دینامیک سیالات در گروه علمی رینولدز پایین، به عنوان یک حرکت متعارف و استاندارد معرفی شد.

سوتھی فونگ نیروهای غیردائم وارد بر ایرفویل SD7003، در حال نوسان پیچشی که ناگهان می‌ایستد و سپس دوباره به حرکت ادامه می‌دهد را بدست آوردند [۱۴]. نرخ پیچش بی بعد از 0.2 تا $2/8$ متغیر است. در این تحقیق، میزان تأثیرپذیری ضریب نیروی برآ از سرعت جریان آزاد، سرعت حرکت پیچشی و مدت زمان توقف مشخص شده است، همچنین تأثیر تشکیل و جدایش گردابه‌های لبه حمله و واماندگی دینامیکی بر رفتار دائم بررسی شده است.

در تحقیقی برنتون و رولی نیروهای آیرودینامیکی صفحه تخت را تحت حرکت‌های غیردائم کلاسیک، در مانورهای سریع و تند باد بررسی کردند [۱۵]. نتایج این تحقیق در دامنه فرکانسی ارائه شده و با نتایج تئوری واگنر و تئودرسان مقایسه شده است. در این تحلیل زاویه حمله از 0 تا 25 درجه متغیر است و از روش مرز غوطه‌ور استفاده شده است.

تیو در تحقیق تجربی، میدان جریان حول صفحه تخت در حرکت نوسانی پیچشی، هنگام بالارونده سپس ایست ناگهانی،

ابتدا ایرفویل را با توزیع دابلت و دنباله آن را با توزیع گردابه مدل کردند و به محاسبه ضرائب آیرودینامیکی پرداختند. نتایج مدل تجربی و روش تئوری، تطابق خوبی را نشان می‌دهد. محور پیچش ایرفویل در یک چهارم وتر واقع شده و محدوده تغییرات فرکانس کاهش‌یافته بین 0.07 تا 1 می‌باشد. در نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله در یک سیکل نوسان، نشان داده می‌شود که با افزایش فرکانس کاهش‌یافته از 0.14 به 0.8 نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله تغییر جهت داده و متمایل شده و نمودار در فرکانس کاهش‌یافته بیشتر از 0.35 از پاد ساعتگرد به ساعتگرد تغییر جهت می‌دهد. موقعیت محور چرخش پارامتر مهم دیگری که در حرکت نوسانی پیچش بر روی ضرائب ناپایا مؤثر است. این پارامتر در نوسان بالا و پایین وجود ندارد. پاراچی ویی و پاروفه نشان دادند که مقادیر لحظه‌ای ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله با جابجایی موقعیت محور دوران تغییر می‌کند، هر چه محور پیچش به لبه حمله نزدیک‌تر باشد، میزان نیروی آیرودینامیکی برآ افزایش می‌یابد، حداکثر ضریب نیروی برآ زمانی است که محور دوران، در لبه حمله قرار بگیرد.

والکر و همکارانش آزمایش‌هایی بر روی ایرفویل NACA0015 برای بررسی اثرات نرخ پیچش بر ساختار جریان ترتیب دادند [۸]. آزمایش‌ها در عدد رینولدز 45000 و برای حرکت پیچشی ایرفویل با دامنه بالا، حول نقطه ربع وتر و برای دو مقدار مختلف نرخ پیچش بدون بعد برابر با 0.2 و 0.6 انجام شد. مشاهده شد ساختار جریان حول ایرفویل در دو نرخ پیچش با یکدیگر متفاوت است. دلیل تفاوت در این دو ساختار، مربوط به شروع متفاوت جدایش جریان می‌باشد.

کیم و پارک به مرئی سازی جریان یک ایرفویل با نوسان پیچش با دامنه $7/4$ پرداختند [۹]. جدایش لایه مرزی از طریق جدایش گردابه در جریان بازگشتی، در زاویه حمله خاصی تخمین زده شد و اثرات فرکانس کاهش‌یافته در جدایش لایه مرزی را بررسی کردند، اما در نهایت نتوانستند محل جدایش آرام روی سطح ایرفویل را مشخص کنند.

جانیس وسکا و همکاران به بررسی اثرات زبری لبه حمله در نوسان پیچشی ایرفویل پرداختند [۱۰]. اثر زبری در پایداری جریان و گذرش جریان از آرام به مغشوش حائز اهمیت است. آزمایش بر روی ایرفویل L303 در سه عدد رینولدز و در زاویه حمله 20 تا 40 درجه در حالت استاتیکی و در حالت نوسان

در ادامه حرکت پایین رونده را بررسی کرد [۱۶]. نتایج، با اندازه گیری نیرویی مستقیم و روش PIV بدست آمده است. در این آزمایشات عدد رینولدز ۵۰۰ و فرکانس کاهش یافته ۰/۲ می باشد. در این بررسی ماکزیمم زاویه پیچ و زمان توقف حرکت، متغیر بوده و اثر آن بر میدان جریان و نیروهای وارد بر صفحه تخت بررسی می شود. همان طور که پیش بینی می شد، نیرو و میدان جریان در حرکت بالارونده به توقف ناگهانی و حرکت برگشتی وابسته نیست. پارامترهای آیرودینامیکی حین توقف، به ماکزیمم زاویه پیچ وابسته بود. اما از مدت زمان توقف مستقل است. نتایج نشان می دهد نیروها و میدان جریان، حین حرکت پیچ به سمت پایین، به مدت زمان توقف و ماکزیمم زاویه پیچ وابسته است. در این آزمایشات با استفاده از روش PIV، سیر حرکت گردابه های لبه حمله و فرار، ثبت می شود.

بررسی عددی و تجربی دنباله، با ساختار گردابه های نامتقارن حول ایرفویل نوسانی توسط هو و همکاران انجام شد [۱۷]. آزمایشات تجربی با روش PIV و بررسی عددی با روش عددی طیفی انجام شد. رفتار دنباله به دو صورت متقارن و نامتقارن مشاهده می شود و دامنه حرکت نوسانی پیچ در این تحقیق، ۵ درجه می باشد.

گیسلر، واماندگی دینامیکی را روی ایرفویل فوق بحرانی A1510 بررسی کرد. این ایرفویل دارای حرکت پیچشی نوسانی حول نقطه یک چهارم طول وتر بود. ایرفویل های فوق بحرانی علی رغم اینکه در شرایط گذر صوت از خواص خوبی برخوردارند، تحت شرایط واماندگی دینامیکی وضعیت مطلوبی را ندارند، او جهت بهبود شرایط این ایرفویل تحت واماندگی دینامیکی، ۱۰ درصد از قسمت جلویی لبه حمله را تا میزان بیشینه ۱۰ درجه به سمت پایین منحرف کرد و با ارائه منحنی های مربوط به ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل، واماندگی استاتیکی و دینامیکی را پیش بینی کرد [۱۸].

کیم و همکاران اثر فرکانس کاهش یافته بر ایرفویل پیچشی NACA0012 را بررسی کردند این ایرفویل حول محور ربع وتر در یک رینولدز متوسط، نوسان سینوسی پیچشی می کند. در این آزمایشات با استفاده از دود جریان مشاهده شده و توزیع فشار روی سطح و نیروی غیردائم اندازه گیری می شود [۱۹].

رضوی دهکردی و همکاران حرکت پیچ و پلانچ و حرکت ترکیبی پیچ-پلانچ ایرفویل SC-0410 را بررسی کردند. این تحقیق بر اثرات فرکانس کاهش یافته و زاویه حمله متوسط بر

روی توزیع فشار روی سطح و نیروی برآ متتمرکز شده است. این آزمایشات در رینولدز ثابت صورت گرفته و زاویه حمله، نواحی زیر، نزدیک و بالاتر از واماندگی استاتیکی را پوشش می دهد. نتایج نشان می دهد حرکت نوسان پیچ در حرکت ترکیبی پیچ-پلانچ، حرکت مؤثر بوده و نیروی برآ در این حرکت ترکیبی بسیار بیشتر از حرکت نوسانی پیچشی خالص می باشد [۲۰].

تاکور و همکاران ایرفویل SD-7003 را در حال نوسان پیچشی در فرکانس کاهش یافته بالا و عدد رینولدز پایین، بررسی کردند. در این بررسی اثرات پارامترهای غیر دائم مانند دامنه، فرکانس کاهش یافته و عدد رینولدز مورد توجه قرار گرفته و تئوری جریان غیر لزج جهت محاسبه ضریب برآ در حرکت سینوسی جریان لزج بکار گرفته شد. در این تحقیق مقایسه ای بین نتایج تئوری با مدل سازی عددی صورت گرفته است [۲۱].

گلستانی و همکاران اطلاعات استاتیکی و حرکت پیچ ایرفویل Sc-0410 در جریان مادون صوت را بدست آوردند [۲۲]، همچنین با روش Buffet Onset این ایرفویل را در شرایط رژیم گذر صوت پایا برای انواع ماخ و زوایای حمله مورد بررسی قرار دادند.

حقیری و همکاران [۲۳] لایه مرزی ایرفویل Sc-0410 را در حالت پیچشی و در جریان تراکم پذیر با انواع سنسورها اندازه گیری کردند. در این تحقیق پارامترهای لایه مرزی شامل گذار، جدایش، تداخل شاک در لایه مرزی و پدیده های واماندگی با تجهیزاتی شامل سیم داغ، فیلم داغ و سنسورهای فشاری بررسی شده است.

ایرفویل دو منبع اخیر، همان ایرفویل فوق بحرانی مورد آزمایش این تحقیق است. با توجه به یکسان بودن ایرفویل ها، می توان با انتخاب فرکانس کاهش یافته و زاویه حمله یکسان، به مقایسه نتایج البته با توجه به نوع رژیم جریان، تراکم پذیر و تراکم ناپذیر پرداخت.

اکثر تحقیقات ناپایا بر روی صفحه تخت یا ایرفویل متقارن صورت گرفته است اما در بررسی های صورت گرفته جریان ناپایا، بررسی ایرفویل های فوق بحرانی با وجودی که در بسیاری از هواپیماهای مسافربری و جنگنده بکار گرفته می شوند، بسیار اندک می باشد. با توجه به ویژگی های منحصر بفردی که ایرفویل فوق بحرانی در جریان گذر صوت و فوق صوت دارا هستند و با توجه به اینکه حرکت در جریان

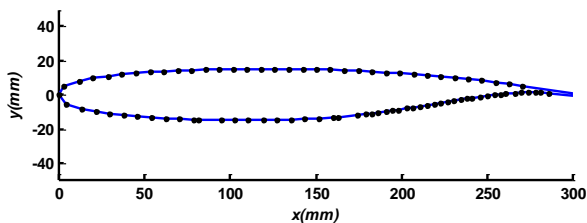


شکل ۱- محفظه تست تونل باد، تنظیم شده در نوسان پیچشی



شکل ۲- مدل بال ایرفویل فوق بحرانی

مدل تمام فلزی بال با مقطع ایرفویل فوق بحرانی در شکل ۲ مشاهده می‌شود. ۳۵ سوراخ فشاری در قسمت روی بال و ۵۰ سوراخ فشاری در ناحیه زیر بال، در راستای نوار سفید تعبیه شده است. در شکل ۳ مقطع بال به همراه موقعیت سوراخ‌های متصل به سنسورهای فشارسنج مشاهده می‌شود.



شکل ۳- مقطع بال به همراه موقعیت سوراخ‌های متصل به سنسورهای فشارسنج

همچنین برد کنار تونل باد جهت راه اندازی و تنظیم سرعت جریان تونل استفاده می‌شود. خصوصیات جریان آزاد

مادون صوت، فاز نشست و برخاست و انجام مانور، همواره یکی از قسمت‌های اصلی و مهم حرکت محسوب می‌شود لذا بررسی این ایرفویل در جریان مادون صوت با توجه به کمبود اطلاعات و تست‌های تجربی از این نمونه، از اهمیت خاصی برخوردار است. همچنین با توجه به کاربرد وسیع این نوع ایرفویل در طرح‌های آینده صنعت هوایی کشور، بررسی همه جانبه رفتار آن، می‌تواند کمک شایانی به این صنعت داشته باشد. همچنین در تحقیقات گذشته به جنبه‌های مختلفی از حرکت غیردائم نوسان پیچشی و نوسان انتقالی پرداخته شده و اطلاعات ارزشمندی ارائه شده است اما به حرکت توقف ناگهانی حین نوسان پیچشی و برگشت، بسیار کمتر به پرداخته شده است.

بدلیل اهمیت بررسی این حرکت ناپایا، ایرفویل فوق بحرانی Sc-0410 در این پژوهش مورد بررسی قرار می‌گیرد. حرکت استاندارد معرفی شده برای ایرفویل فوق بحرانی شامل ۳ ناحیه مجزا است. حرکت پیچشی از زاویه حمله صفر تا زاویه حمله معین، توقف کامل در زاویه معین و حرکت پیچشی از زاویه حمله معین تا زاویه صفر درجه می‌باشد. آزمایشات در ۳ فرکانس کاهش یافته و در ۵ مدت زمان توقف متفاوت انجام می‌شود. در این تحقیق با استفاده از ترانسدیسورهای فشاری، توزیع فشار بدست آمده و سپس ضریب برآ محاسبه و بررسی خواهد شد. بدیهی است که بعد از ایست ناگهانی، میدان جریان بلافاصله به وضعیت استاتیکی نخواهد رسید و زمانی طول خواهد کشید تا توقف ناگهانی، اثر خود را بر جریان حول بال بگذرد. تعیین زمان تأخیر و بررسی اثر ایست ناگهانی بر توزیع فشار از اهداف دیگر این تحقیق می‌باشد که در نتایج تحقیقات گذشته مشاهده نشده است. لازم به ذکر است، این تحقیق برای اولین بار در ایران انجام گرفته و تجهیزات و سیستم‌های مورد نیاز برای توقف کنترل شده در این آزمایش دینامیکی، تهیه و راه اندازی می‌شود.

تجهیزات و نحوه آزمایش

این آزمایشات در تونل باد مادون صوت مرکز تحقیقات فضایی شیراز انجام شده است. سرعت جریان هوا در کلیه آزمایشات این تحقیق 30 m/s و عدد رینولدز $4/5 \times 10^5$ می‌باشد، شکل ۱.

شامل دما، فشار استاتیکی، و سرعت جریان هوا در تونل، در هر لحظه توسط نمایشگر برد نشان داده می شود شکل ۴.



شکل ۴- پنل کنترل تونل باد

دیجیتال با ۶۴ و ۴۸ ورودی، وارد و سپس به کامپیوتر منتقل می شوند. مبدل های فشاری مدل PCI-1747U، ساخت شرکت Advantech می باشند. هر کدام از این بردها به یک کامپیوتر وصل بوده و به طور همزمان قادر به ثبت اطلاعات به صورت یک مقدار عددی، برابر با ولتاژ خروجی هر سنسور فشارسنج می باشد. در هر بار داده گیری اطلاعات با فرکانس ۱۰۰ هرتز در مدت زمان ۵ ثانیه یعنی به صورت ۵۰۰ داده برای هر سنسور در فواصل زمانی ۰/۰۱ ثانیه به همراه یک فایل دیگر شامل مقادیر میانگین، ثبت می گردد. داده های ثبت شده با استفاده از یک برنامه کامپیوتری دیگر و با به کارگیری شیب خطوط حاصل از کالیبراسیون هر سنسور فشارسنج، سرعت و چگالی جریان تونل، رابطه برنولی و سایر روابط آیرودینامیکی و مشخصات هندسی مدل پردازش شده و نتایج به صورت نمودار برای توزیع فشار روی بال، بدست می آید.



شکل ۵- جعبه سنسورها

برای تعیین نمودار توزیع ضریب فشار روی بال، از سنسورهای اندازه گیری فشار، تعبیه شده در بال استفاده می شود. لوله های پلاستیکی متصل به سوراخ های مدل به سنسورهای فشار سنج داده برداری، شکل ۵ منتقل می شود. جعبه شامل ۸۸ فشار سنج الکتریکی به صورت ۴۶ فشارسنج با محدوده فشار $1 \pm \text{psi}$ و ۳۰ فشارسنج با محدوده فشار $5 \pm \text{psi}$ و ۱۲ فشارسنج با محدوده فشار $15 \pm \text{psi}$ وجود دارد. این فشارسنج های داده برداری مدل PC05D1۴۳، ساخت شرکت Honeywell، می باشد. عملکرد این سنسورها به صورت تفاضلی می باشد، بدین معنی که ولتاژ خروجی سنسور به طور خطی متناسب با اختلاف فشار دو ورودی سنسور خواهد بود. تمامی اتصالات به گونه ای است که کاملاً آب بندی بوده و در حین آزمایش هیچ گونه نشتی نداشته باشند. همچنین یک منبع تغذیه الکتریکی به همراه یک رگولاتور برای تثبیت ولتاژ ورودی ۶ ولت به سنسورها و یک فیلتر برای کاهش نویزهای الکترومغناطیسی و القایی به سیستم در جعبه تعبیه شده است. علاوه بر این یک سیم زمین، متصل به بدنه جعبه و سیستم های الکتریکی داخلی آن برای کاهش هر چه بیشتر نویز در نظر گرفته شده است. زمان پاسخگویی سنسورها به تغییرات فشاری، ۱ میلی ثانیه می باشد. همچنین خروجی آنها به صورت یک ولتاژ آنالوگ بوده و بین ۱ تا ۶ ولت تغییر می نماید. این ولتاژ متناسب با اختلاف فشار دو ورودی سنسور به صورت خطی تغییر می نماید و شیب این خطوط با کالیبراسیون آنها به دست می آید. داده های فشاری از طریق مبدل های فشاری به دو برد خروجی آنالوگ به

حرکت نوسانی پیچ توسط دستگاه نوسان ساز سینوسی، حول محور ربع وتر بال در محدوده فرکانس کاهش یافته ۰/۰۱ تا ۰/۱۲ بر طبق معادله $\alpha = 7.05 + 15.65 \sin(2\pi ft)$ تولید می شود. که در آن $7/05$ زاویه حمله متوسط، $15/65$ دامنه حرکت نوسانی و f فرکانس حرکت است. در آزمایشات دینامیکی فرکانس کاهش یافته به صورت $k = \frac{\pi fc}{u_\infty}$ تعریف می شود. f فرکانس حرکت، c وتر ایرفویل و u_∞ سرعت جریان آزاد می باشد. در تمام آزمایشات، جهت کاهش اثرات فرایند شروع جریان، حدود یک ثانیه قبل از آغاز حرکت، جریان برقرار شده و میدان جریان در ابتدای حرکت، میدان جریان پایدار در زاویه حمله صفر درجه خواهد بود و از ابتدای آن داده برداری آغاز می شود. سپس در حرکت بالارونده با معادله

امکان، اقدامات لازم جهت حذف آن عوامل را انجام داد. برخی از عوامل ایجاد خطا اساساً قابل حذف یا کاهش نیستند، بنابراین باید میزان خطاهای غیر قابل حذف را اندازه‌گیری و در صورت نیاز، اصلاحات لازم را بر روی داده‌های بدست آمده اعمال نمود. بطور کلی خطاهای یک آزمایش تجربی از دو بخش خطاهای روش‌های اندازه‌گیری و خطاهای دستگاه‌های مورد استفاده در اندازه‌گیری‌ها ناشی می‌شوند.

به طور کلی تمام سنسورهای اندازه‌گیری خطای سیستمی وجود دارد، علاوه بر آن نویز ناشی از اتصالات، برد انتقال داده‌ها، سیم‌های رابط و... باعث ایجاد خطا در محاسبات می‌شود، به همین جهت برای کاهش این نویزها با استفاده از فیلتر پایین‌گذر، بر اطلاعات خام ورودی دارای نویز، سیگنال تمیز بدست می‌آید. دقت اندازه‌گیری هر یک از متغیرها و نامعینی آن‌ها محاسبه شده و سپس در مقدار ضریب فشار اعمال می‌شود. برای تعیین عدم قطعیت، ابتدا می‌بایست میانگین داده‌ها را در هر آزمایش محاسبه نمود. n تعداد تکرار در هر آزمایش می‌باشد.

$$\bar{X} = \sum X_i / n \quad (1)$$

سپس بایستی میزان پراکندگی داده (انحراف استاندارد) را مشخص نمود.

$$\sigma = \left[\frac{1}{(n-1)} \sum (X_i - \bar{X})^2 \right]^{1/2} \quad (2)$$

انحراف استاندارد بیان می‌کند که بطور متوسط داده‌ها چه میزان از مقدار میانگین فاصله دارند.

بر اساس جدول ۲ آماری با فرض توزیع نرمال گوسین، (student's t distribution) $t_{v,p}$ را بر اساس تعداد تکرار در هر آزمایش انتخاب می‌شود.

$$v = n - 1 \quad (3)$$

$$p = 95 \quad (4)$$

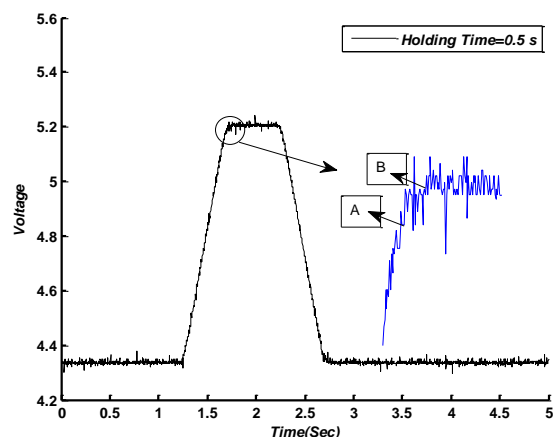
معمولاً عدد ۹۵ در محاسبات استفاده می‌شود و به این معنی است که فرض می‌شود ۹۵ درصد داده‌برداری در محدوده توزیع نرمال گوسین قرار دارد.

سینوسی ذکر شده، با فرکانس معین، زاویه حمله بال افزایش می‌یابد تا به یک زاویه توقف از پیش تعیین شده برسد، سپس مدت زمان مشخص، بر طبق برنامه آزمایشات را توقف کرده و در ادامه با حرکت پایین رونده بر طبق همان معادله سینوسی زاویه حمله بال، کاهش یافته تا به صفر درجه برسد و به مدت حدود ۲ ثانیه در زاویه حمله صفر درجه قرار گرفته و سپس داده برداری پایان می‌یابد. برنامه آزمایشات در جدول ۱ نشان داده شده است. زوایای توقف ابتدایی و انتهایی بال در تمام آزمایشات، صفر درجه می‌باشد.

جدول ۱- برنامه آزمایشات

زوایای توقف	فرکانس کاهش یافته
۵ درجه	۰/۰۱، ۰/۰۳، ۰/۱۲

مدت زمان‌های توقف، ۰/۵، ۰/۳، ۰/۲، ۰/۱ و ۰/۰۱ ثانیه، در نظر گرفته می‌شود. در این آزمایشات، توقف به صورت ناگهانی تعریف می‌شود، ولی در عمل، به دلیل عملکرد تجهیزات مکانیکی، توقف با شتاب کاهنده صورت می‌گیرد. سیگنال انکودر، زاویه حمله بال را به صورت ولتاژ بر حسب زمان نشان می‌دهد. در شکل ۶، شیب کاهنده سیگنال، منتهی به توقف، مشاهده می‌شود.



شکل ۶- نمودار سیگنال انکودر، فرکانس کاهش یافته ۰/۰۱

محاسبه خطا و عدم قطعیت

یکی از مهمترین عوامل مؤثر بر تحلیل نتایج آزمایشات تجربی، اطلاع کافی از میزان دقت آزمایشات و خطای وارد شده به آزمایشات می‌باشد. برای بررسی بهتر، ابتدا باید تمامی منابع ایجاد خطا در آزمایش را بطور کلی شناسایی نمود و در صورت

جدول ۲- student's t distribution [۲۴]

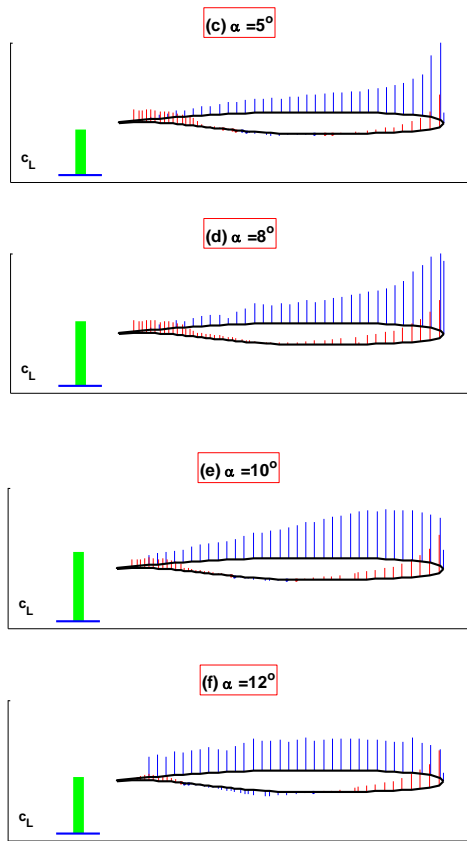
ν	t_{50}	t_{90}	t_{95}
1	1.000	6.314	12.706
2	0.816	2.920	4.303
3	0.765	2.353	3.182
4	0.741	2.132	2.770
5	0.727	2.015	2.571

$$\sigma_{\bar{x}} = \frac{\sigma}{\sqrt{n}} \quad (5)$$

در نهایت عدم قطعیت به صورت $\pm t_{\nu,p} \sigma_{\bar{x}}$ محاسبه می‌شود. ماکزیمم عدم قطعیت محاسبه شده برای ضریب فشار در آزمایشات استاتیکی و همچنین دینامیکی حدود $\pm 3\%$ درصد می‌باشد.

نتایج استاتیکی

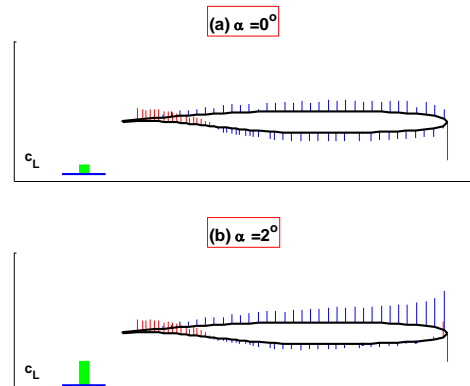
در شکل ۷، تصویر لحظه‌ای توزیع فشار ایرفویل و نمودار میله‌ای مقدار C_l مشاهده می‌شود. خطوط روی ایرفویل، نشان‌دهنده فشار منفی و خطوط زیر ایرفویل، نشان‌دهنده فشار مثبت بر سطح می‌باشد. با توجه به نمودار میله‌ای C_l در تصاویر لحظه‌ای، بیشترین مقدار ضریب برآ در زاویه حمله ۱۰ درجه رخ داده است، بنابراین این زاویه، زاویه واماندگی استاتیکی می‌باشد، در منابع نیز زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل SC-0410، حدود ۱۰ درجه گزارش شده است.



شکل ۷- تصویر لحظه‌ای توزیع فشار ایرفویل و نمودار میله‌ای مقدار C_l در حالت استاتیکی

نمودار تغییرات ضریب برآی حالت‌های استاتیکی و همچنین دینامیکی، با انتگرال‌گیری از توزیع ضریب فشار روی سطح و پایین سطح بال با مجموعاً ۸۵ کانال فشار، بدست می‌آید.

جهت راستی آزمایشی این آزمایش‌ها، مقایسه با یک تحلیل عددی [۲۲] در چندین زاویه حمله مختلف و در ناحیه زیر واماندگی استاتیکی انجام گردید. در دو شکل ۸ و ۹ ضریب فشار حاصل از مدل‌سازی Fluent در دو زاویه حمله $\alpha = 4^\circ$ و $\alpha = 8^\circ$ با نتایج بدست آمده از آزمایشات مقایسه شده است.



$$C_{n=1/c} \int (C_{pl} - C_{pu}) dx \quad (6)$$

$$C_a = 1/c \int \left(C_{pu} \frac{dy_n}{dx} - C_{pl} \frac{dy_l}{dx} \right) dx \quad (7)$$

سپس ضریب نیروی برآ، نیروی پسا، ضریب ممان حول لبه حمله و ضریب ممان حول ربع وتر بر طبق روابط (۸) تا (۱۱) بدست می‌آیند.

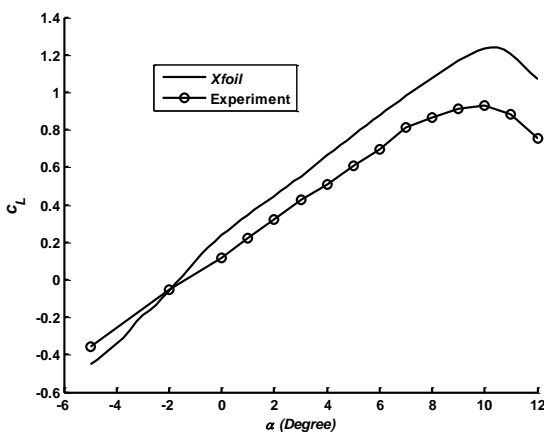
$$C_l = C_n \cos \alpha - C_a \sin \alpha \quad (8)$$

$$C_d = C_n \sin \alpha + C_a \cos \alpha \quad (9)$$

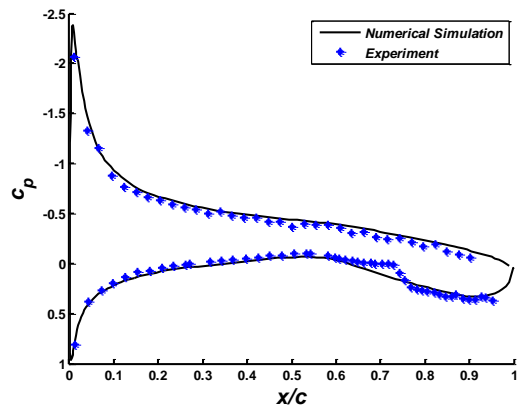
$$C_{mLE} = 1/c^2 \left[\int (C_{pu} - C_{pl}) x dx + \int (C_{pu} \frac{dy_n}{dx}) y_n dx + \int (-C_{pl} \frac{dy_l}{dx}) y_l dx \right] \quad (10)$$

$$C_{m\%4} = C_{mLE} + c/4 \text{ lift} \quad (11)$$

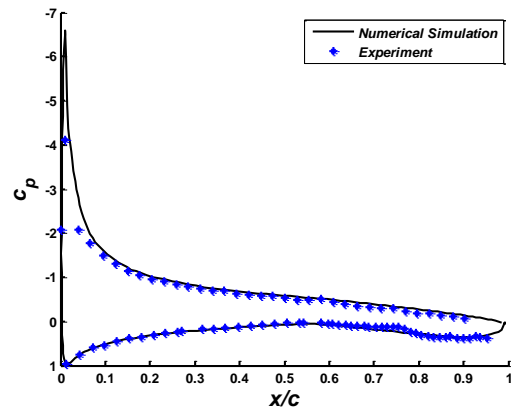
علاوه بر نرم‌افزار Fluent، صحت سنجی به کمک نرم‌افزار Xfoil نیز صورت گرفت و نتایج حاصله در شکل‌های ۱۰، ۱۱ و ۱۲ نشان داده شده است. البته نزدیکترین نتایج موجود در سایت نرم‌افزار مربوط به رینولدز 5×10^5 بوده در حالی که آزمایشات این تحقیق در رینولدز $4/5 \times 10^5$ می‌باشد و این مقایسه صرفاً برای بررسی روند یکسان نمودارها می‌باشد.



شکل ۱۰- مقایسه نتایج تجربی ضریب برآی استاتیکی با نرم‌افزار Xfoil



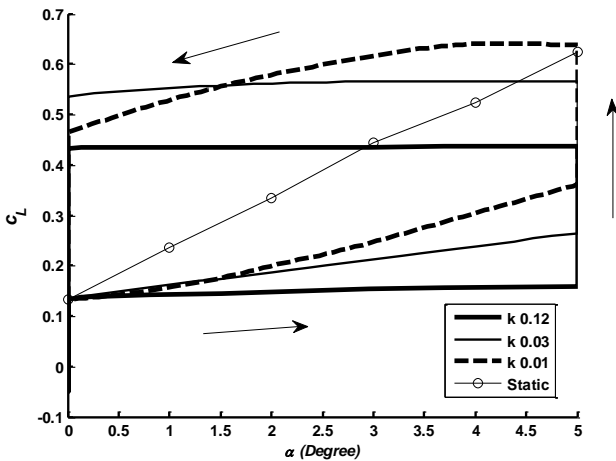
شکل ۸- مقایسه نتایج عددی با تجربی در زاویه حمله ۴ درجه



شکل ۹- مقایسه نتایج عددی با تجربی در زاویه حمله ۸ درجه

در انتهای بال بدلیل موانع ساخت، پورت فشاری تعبیه نشده است، همانطور که در دو شکل ۸ و ۹ مشاهده می‌شود نتایج فلونت، روند توزیع ضریب فشار در آن ناحیه را بخوبی نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد فشار انتهای زیر بال، با تغییر علامت شیب سطح، روند کاهشی طی می‌کند. با مشاهده مقایسه نتایج عددی و تجربی، تطابق قابل قبولی در ضریب فشارهای روی بال و زیر بال به غیر از دو ناحیه مشاهده می‌شود. اول، ناحیه قله فشار در ابتدای روی بال دوم، ناحیه گرادیان فشار شدیداً معکوس انتهای زیر بال، در این ناحیه گردابه‌های گرتلر حاکم است و با روش عددی مدل‌سازی نشده است. مدل توربولانسی اعمال شده و ساختار مش در داخل لایه مرزی، در ایجاد اختلاف این نواحی بسیار تأثیرگذار می‌باشند. با انتگرال‌گیری عددی از فشار روی بال و پایین بال بر طبق روابط (۶) و (۷)، ضریب نیروی عمودی و افقی محاسبه می‌شود.

۰/۰۳ و ۰/۱۲ انجام می‌شود. در حالت دینامیکی نمودار ضریب برآ C_L بر حسب α ، حلقه هیستریسیس تشکیل می‌دهد. حلقه هیستریسیس در فرکانس کاهش یافته ۰/۰۱، حلقه خط‌چین در شکل ۱۳ می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش فرکانس کاهش یافته، شیب حلقه هیستریسیس کاهش می‌یابد.

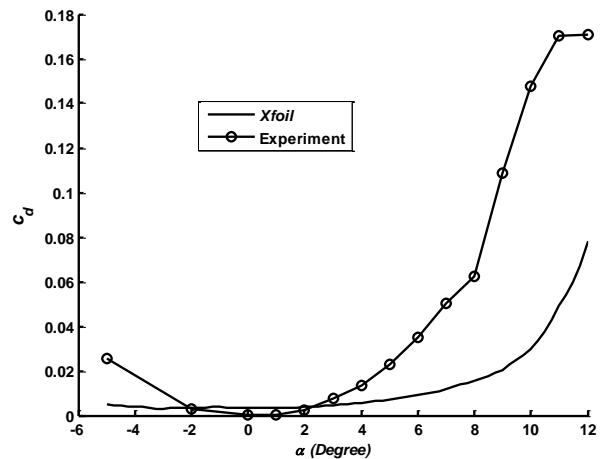


شکل ۱۳- تأثیر فرکانس کاهش یافته بر حلقه هیستریسیس در زاویه توقف ۵ درجه، مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه

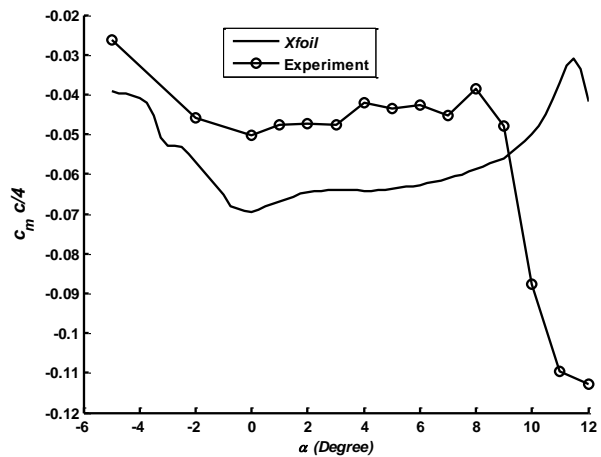
شکل ۱۳ افزایش ضریب نیروی برآ C_L ، در حین حرکت بالارونده را نشان می‌دهد همچنین در این شکل کاهش شیب C_L در صورت افزایش فرکانس کاهش یافته نشان داده شده است. عبارت دیگر با افزایش فرکانس کاهش یافته، مقادیر ماکزیمم نیروی برآ در زوایای حمله بالاتری اتفاق می‌افتد [۲۵]. همچنین C_L استاتیکی بر C_L حرکت بالارونده در تمامی فرکانس‌های کاهش یافته، تقدم دارد.

البته اثر فرکانس کاهش یافته بر جریان، مکانیزم پیچیده و کاملاً غیر خطی دارد [۲۶]. یعنی با افزایش فرکانس کاهش یافته به یک مقدار معین، نیروی برآ افزایش می‌یابد. اما با افزایش مجدد فرکانس کاهش یافته، نیروی برآ کاهش می‌یابد. اثرات محدوده‌های فرکانس کاهش یافته بر ایرفویل‌های مختلف نیز، یکسان نخواهد بود. به دلیل کمبود اطلاعات نمی‌توان مقایسه‌ای هر چند ساده بیان کرد.

در آغاز حرکت، جریان به صورت کاملاً چسبیده به سطح می‌باشد. بدلیل هندسه خاص ایرفویل فوق‌بحرانی، در تمامی سطح بالا و پایین، بجز ناحیه انتهایی بال که دارای انحنای زیاد است و همچنین ناحیه ابتدایی زیر بال، فشار منفی است. با افزایش زاویه حمله در حرکت پیچشی، لایه مرزی سطح پایین



شکل ۱۱- مقایسه نتایج تجربی ضریب پسای استاتیکی با نرم‌افزار Xfoil



شکل ۱۲- مقایسه نتایج تجربی ضریب ممان استاتیکی با نرم‌افزار Xfoil

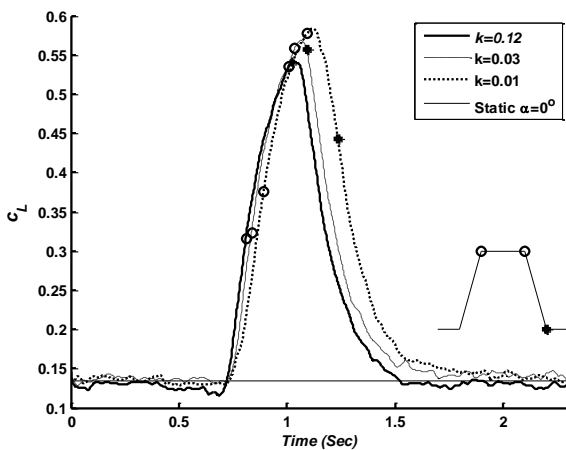
در حالت کلی مقایسه نمودارها در محدوده پایین‌تر از زاویه واماندگی استاتیکی، روند صحیحی را نشان می‌دهند. یکی از عوامل عدم تطابق کامل، نبود شرایط یکسان عدد رینولدز در دو حالت می‌باشد. همچنین در آزمایش، تنش برشی یا اصطکاک، اندازه‌گیری نشده است. به همین دلیل نمودار ضریب پسای آزمایشگاهی در شکل ۱۱ دقیق نمی‌باشد.

نتایج دینامیکی

مانوری که برای بال تعریف شده بصورت توقف ناگهانی پس از نوسان پیچشی بوده که در ادامه با حرکت پایین‌رونده به حالت اول باز می‌گردد. بال در زاویه ۵ درجه توقف می‌کند و حرکت بالارونده و پایین‌رونده با فرکانس‌های کاهش یافته ۰/۰۱،

C_L در ناحیه پایین‌رونده در اکثر نواحی، بر C_L استاتیکی تقدم دارد و با افزایش فرکانس کاهش یافته، این ناحیه کاهش می‌یابد. در انتهای حرکت پایین‌رونده، زاویه حمله بال به صفر می‌رسد. داده برداری تا حدود دو ثانیه بعد از حرکت پایین‌رونده ادامه می‌یابد. در مدت زمانی که طول می‌کشد تا بال به حالت پایدار در زاویه حمله صفر، دست یابد، C_L با سرعت، شروع به کاهش می‌کند تا در نهایت به مقدار C_L پایدار در زاویه حمله صفر درجه برسد.

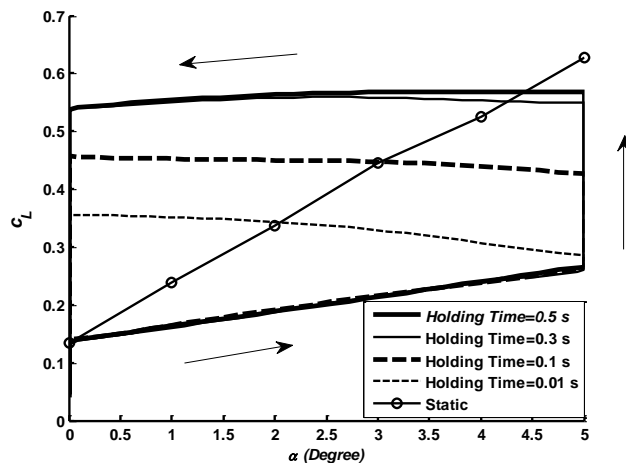
نمودار ضریب برآ بر حسب زمان در شکل ۱۵، مقایسه ضریب C_L در سه فرکانس را نشان می‌دهد. مقادیر C_L در فرکانس‌های کاهش یافته کمتر، بالاتر است. در این شکل، فاصله بین دو دایره توخالی، ناحیه توقف است، و دایره توپر، پایان حرکت پایین‌رونده را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود افزایش C_L در ناحیه توقف، مونوتونیک و کاملاً صعودی است.



شکل ۱۵- تأثیر فرکانس کاهش یافته بر نمودار C_L بر حسب زمان در زاویه توقف ۵ درجه، مدت زمان توقف ۰/۲ ثانیه

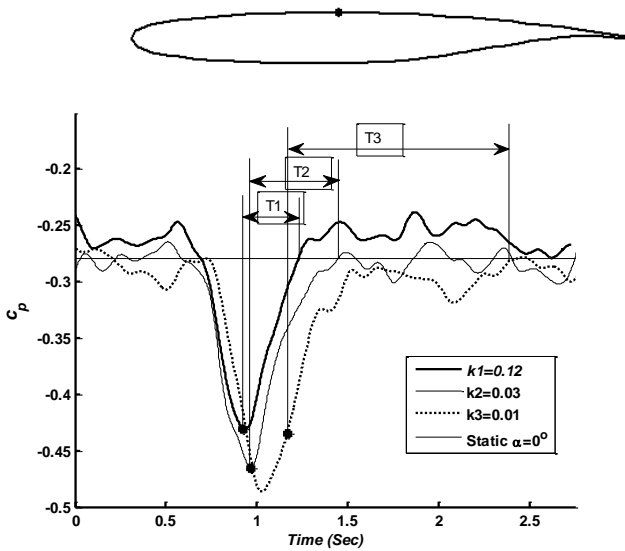
شکل ۱۶ نمودار زمان تأخیر در سه فرکانس کاهش یافته را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، مشاهده می‌شود منحنی‌ها در هر فرکانس کاهش یافته، با رفتارهای متفاوتی روند کاهشی را می‌پیمایند و در زمان‌های متفاوتی به حالت افقی می‌رسند. نتایج نشان می‌دهد هر چه فرکانس کاهش یافته بیشتر باشد، زمان تأخیر کمتر می‌شود. دلیل این رفتار، افزایش استهلاک انرژی در فرکانس‌های بالا می‌باشد.

بال به صورت پیوسته، گردابه‌های کوچک پادساعتگرد تولید می‌کند و با تجمع، به صورت گردابه آغازین وارد دنباله می‌شود [۲۷]. دنباله آن بر اساس قضیه کلین-هلمهولتز، گردابه‌های کوچک در شکل لایه برشی تشکیل و ادامه حرکت را ممکن می‌سازد و با افزایش گردش حول بال، نیروی برآ افزایش یافته و این روند تا رسیدن به زاویه توقف ادامه می‌یابد [۳۰-۲۸]. عبارت دیگر تا رسیدن به زاویه ماکزیمم یا همان زاویه توقف، جریان همچنان چسبیده به سطح باقی می‌ماند و با افزایش زاویه حمله، مانند قبل گردابه پادساعتگرد از طرف پایین سطح به دنباله منتشر می‌شود و نیروی برآ نیز پیوسته افزایش می‌یابد [۲۶]. در ناحیه توقف و همچنین ناحیه پایین‌رونده، همانند ناحیه بالارونده، جریان همچنان به سطح چسبیده است. در ابتدای ناحیه توقف یک گردابه پادساعتگرد از پایین سطح بسمت دنباله منتشر می‌شود و ایست ناگهانی، توقفی در روند افزایشی نیروی برآ ایجاد نمی‌کند و تا پایان ناحیه توقف، C_L همان روند افزایشی البته با سرعت بیشتر را ادامه می‌دهد. با توجه به شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که هر چه زمان توقف بیشتر باشد، C_L نیز به همان نسبت افزایش می‌یابد.



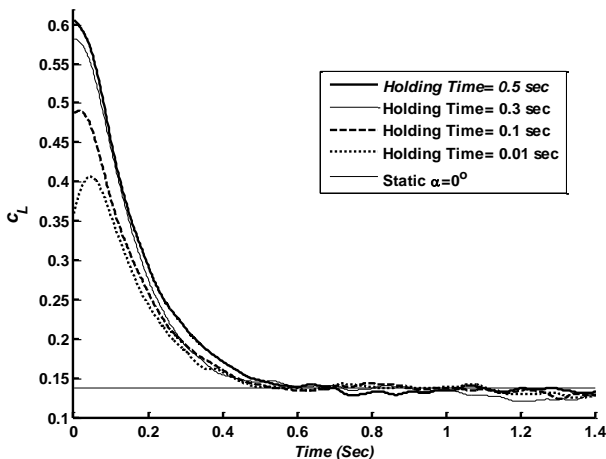
شکل ۱۴- تأثیر مدت زمان توقف بر حلقه هیستریسیس در $k=0/03$ - زاویه توقف ۵ درجه

بعد از سپری شدن مدت توقف، در ناحیه پایین‌رونده با کاهش زاویه حمله، گردابه‌های کوچک که بطور پیوسته مانند حالت بالارونده درون دنباله منتشر می‌شوند این بار باعث کاهش گردش حول بال و در نتیجه کاهش تدریجی نیروی برآ می‌شوند.



شکل ۱۷- تأثیر فرکانس کاهش یافته بر توزیع فشار کانال ۱۷ روی بال

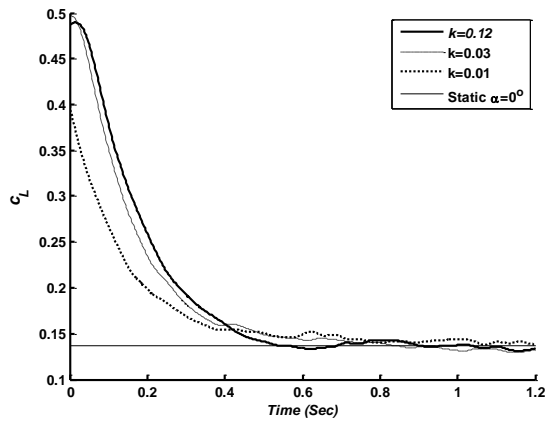
نمودار شکل ۱۸ زمان تأخیر در مدت زمان توقف مختلف را نشان می‌دهد. تمام منحنی‌ها تقریباً با هم به حالت افقی می‌رسند، بعبارت دیگر زمان تأخیر به مدت زمان توقف، وابسته نیست. دلیل این رفتار با مشاهده جریان و رفتار لایه مرزی مشخص می‌شود اما متأسفانه امکانات اندازه‌گیری لایه مرزی و مشاهده جریان در این آزمایشات وجود نداشت.



شکل ۱۸- اثر مدت زمان توقف بر زمان تأخیر، $k=0.12$

نتیجه‌گیری

در این تحقیق اثرات فرکانس کاهش یافته و مدت زمان توقف بر ضریب برآ و زمان تأخیر بال با مقطع فوق‌بحرانی-SC



شکل ۱۶- تأثیر فرکانس کاهش یافته بر زمان تأخیر در زاویه توقف ۵ درجه، مدت زمان توقف ۰/۱ ثانیه

در شکل ۱۷ تأثیر فرکانس کاهش یافته بر توزیع فشار بر حسب زمان کانال ۱۷ روی بال در موقعیت ۰/۴۲ وتر، مشاهده می‌شود. مقدار فشار استاتیکی این کانال در زاویه حمله صفر درجه با خط افقی نشان داده شده است، زمانی که طول می‌کشد تا فشار این کانال به مقدار استاتیکی برسد، زمان تأخیر این کانال می‌باشد. زمان تأخیر، فاصله زمانی بین اتمام حرکت پایین رونده، دایره توپر تا محل برخورد منحنی فشار با خط افقی، در شکل ۱۷ نشان داده شده است.

رفتار زمان تأخیر این کانال با رفتار زمان تأخیر نیروی برآ یکسان است یعنی با افزایش فرکانس کاهش یافته، زمان تأخیر کاهش می‌یابد. اما در حالت کلی رفتار زمان تأخیر نیروی برآ لزوماً با رفتار زمان تأخیر سایر کانال‌ها یکسان نمی‌باشد.

در نتایج قبل نشان داده شد که با افزایش زاویه حمله در حرکت بالارونده، نیروی برآ شروع به افزایش می‌کند، این امر مستلزم کاهش فشار روی سطح است و این موضوع با توزیع ضریب فشار این کانال تصدیق می‌شود. البته لازم به ذکر است که رفتار توزیع فشار کانال‌ها و همچنین زمان تأخیر آنها کاملاً با هم متفاوت بوده و تأثیر برآیند فشار تمامی پورت‌ها به صورت نیروی برآ ظاهر می‌شود. در این تحقیق فقط به عنوان یک نمونه، کانال ۱۷ بررسی شد و بررسی رفتار توزیع فشار و زمان تأخیر کلیه کانال‌ها و یافتن قواعد حاکم بر آنها در این حرکت، مستلزم یک تحقیق جامع می‌باشد.

- [5] Herbst, W. B., "Future fighter technologies", Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 8, pp. 561-566, 1980.
- [6] Ericsson, L. E., & Reding, J. P., "Shock-induced dynamic stall", Journal of Aircraft, Vol. 21, pp. 316-321, 1984.
- [7] Paraschivoiu, L., & Parrouffe, J. M., "Unsteady potential flow for oscillating airfoil", Canadian Aeronautical and Space Journal, Vol. 31, No. 2, pp. 142-158, 1985.
- [8] Walker, J. M., Helin, H. E., & Strickland, J. H., "An experimental investigation of an airfoil undergoing large amplitude pitching motions", AIAA Journal. Vol. 23, No. 8, 1985.
- [9] Kim, J. S. و Park, S. O., "Smoke wire visualization of unsteady separation over an oscillating airfoil", AIAA J. Vol. 26, pp. 1408-1410, 1988.
- [10] Janiszewska, J. M., Reuss Ramsey, R., Lee, J. D., & Gregorek, G. M., "Effect of grit roughness and pitch oscillations on the l303 airfoil", 1999.
- [11] Sarkar, S., & Venkatraman, K., "Influence of pitching angle of incidence on the dynamic stall behavior of a symmetric airfoil", European J. of Mech. Vol. 27, pp. 219-238, 2008.
- [12] Eldredge, J. D., Wang, C. J., & Ol, M. V., "A computational study of a canonical pitch-up, pitch-down wing maneuver", AIAA paper 3687, 2009.
- [13] Ol, M. V., Altman, A., Eldredge, J. D., Garmann, D. J., & Lian, Y., "Resume of the AIAA FDTC low reynolds number discussion groups canonical cases", AIAA paper 1085, 2010.
- [14] Sutthiphong, S., "Unsteady force measurement of SD7003 Foil under Pitch-Up, Hold and Pitch-Down Motion at $R = 1 \times 10^4$ ", AIAA, 1086, 2010.
- [15] Brunton, S., & Rowley, C., "Low-dimensional state-space representations for classical unsteady aerodynamic models", 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 4-7 January 2011.
- [16] Teyu, H., "Experimental investigation of pitch ramp-hold-return Motion of Flat Plates at Low Reynolds Number", 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.

0410 بررسی شده است. حرکت بال شامل توقف ناگهانی پس از نوسان پیچشی بوده که در ادامه با حرکت پایین‌رونده به حالت اول باز می‌گشت. نتایج این تحقیق در دو حالت استاتیکی و دینامیکی ارائه شد. جهت اعتبارسنجی آزمایشات از مقایسه ضرائب آیرودینامیکی استاتیکی با نتایج عددی در نرم‌افزار Fluent و همچنین نرم‌افزار Xfoil استفاده شد. بررسی نتایج تأیید کننده صحت اطلاعات بدست آمده از تونل باد بوده و مقایسه‌ها تطابق قابل قبولی را نشان داد. همچنین نتایج آزمایشگاهی زاویه واماندگی استاتیکی را حدود ۱۰ درجه نشان داد و در منابع نیز، زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل SC-0410 حدود ۱۰ درجه گزارش شده است.

نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله در این حرکت، حلقه هیسترسیس تشکیل داد. اثر هیسترسیس نتیجه اختلاف فاز بین حرکت بال و میدان جریان است. ضریب برآ در حرکت بالارونده و حین توقف، افزایش در حالی که در حرکت پایین‌رونده، کاهش یافت. افزایش فرکانس کاهش یافته در این ایرفویل، موجب کاهش نیروی برآ شده است، بعبارت دیگر با افزایش فرکانس کاهش یافته، مقادیر ماکزیمم نیروی برآ در زوایای حمله بالاتری اتفاق افتاد. همچنین نتایج نشان داد، فرکانس کاهش یافته بر زمان تأخیر بسیار تأثیر گذار است. بدلیل افزایش استهلاک انرژی در فرکانس بالا، با افزایش فرکانس کاهش یافته، زمان تأخیر کاهش یافت. همچنین در نتایج نشان داده شد که زمان تأخیر به مدت زمان توقف وابسته نیست.

منابع و مراجع

- [1] Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter", NASA Rep. 498, 1935.
- [2] Von Karman, T., and Sears W. R., "Airfoil Theory for Non uniform Motion", Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 5, pp. 79-90, 1938.
- [3] McAlister, K.W., Carr, L.W., and McCroskey, W. J., "Dynamic stall experiment on the naca0012 airfoil", NASA TP-1100, January 1978.
- [4] Carta, F., "A comparison of the pitching and plunging response of an oscillating airfoil", NASA CR-3172, 1979.

- Journal of Fluids and Structures, 17, pp. 855-874, 2003.
- [27] Masdari, M., Ghorbani, M., & Tabrizian, A., "Experimental study of wake steadiness of an airfoil in pitch-hold-return motion", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 92 No. 7, pp. 1019-1025, 2020.
- [28] Visbal, M. R., & Shang, J. S., "Investigation of the flow structure around a rapidly pitching airfoil", AIAA Journal, Vol. 27, pp. 1044-1051, 1989.
- [29] Shih, C., Lourenco, L., Dommelen, L. V., & KrotHapalli, A., "Unsteady flow past an airfoil pitching at a constant rate", AIAA Journal, Vol. 30, NO. 5, pp. 1153-1161, 1992.
- [30] Te Yu, H., Bernal, L. P., & Morrison, C., "Experimental investigation of pitch ramp-hold-return motion of flat plates at low reynolds number", AIAA 51, 2012.
- [17] Hu, H., Yu, M. L., & Wang, Z. J., "Experimental and numerical investigation on the asymmetric wake vortex structures around an oscillating airfoil", AIAA 0299, 2012.
- [18] Geisler, W., "Dynamic stall on a supercritical airfoil", German Aerospace Center (DLR), 2005.
- [19] Kim, D. H., Chang, J. W., & Sohn, M. H., "Unsteady aerodynamic characteristics depending on reduced frequency for a pitching NACA0012 Airfoil", Int. Journal of Aeronautical & Space Sci., Vol. 18, pp. 8-16, 2017.
- [20] Razavi Dehkordi, M. H., Soltani, M. R., & Davari, A. R., "Statistical analysis on the effect of reduced frequency on the aerodynamic behavior of an airfoil in dynamic physical motion", Statistical Mechanics and its Applications, Vol. 535, 122450, 2019.
- [21] Thakor, M., Kumar, G., Das, D., & De, A., "Investigation of Asymmetrically Pitching Airfoil at High Reduced Frequency", Physics of Fluid 32, 053607, 2020.
- [22] Golestani, A., Ehghaghi Bonab, M. B., & Soltani, M. R., "An experimental study of buffet detection on supercritical airfoil in transonic regime", Journal of Aerospace Engineering, Vol. 229, 2015.
- [23] Haghiri, A. A., Mani, M., & Fallahpour, N., "Unsteady boundary layer measurement on an oscillating (pitching) supercritical airfoil in compressible flow using multiple hot-film sensors", Journal of Aerospace Engineering, 229, pp. 1771-1784, 2015.
- [24] Yanev, G. p., & Ahsanullah, M., "characterizations of student's t-distribution via regressions of order statistics", Journal of Theoretical and Applied Statistics, Volume 46, pp. 429-435, 2012.
- [25] Granlund, K., & Ol, M., "Experiment on pitching plates: force and flowfield measurement at low Reynolds number", AIAA 87, 2011.
- [26] Akbari, M., & Price, S., "Simulation of dynamic stall for a NACA 0012 airfoil using a vortex method",