

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوا فضا-آیرودینامیک

بررسی آزمایشگاهی اثر موجی کردن ایرفویل روی مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویلی معین

نگارنده

فرهاد جوان

استاد راهنما

دکتر علی خالقی

استاد مشاور

دکتر محمد محسن شاه مردان

بهمن ۱۳۹۶

شماره: ۳۹۲، ۱۷۳
تاریخ: ۹۲/۱۱/۲۵

باسم تعالی



مدیریت تحصیلات تکمیلی

فرم شماره (۳) صورتجلسه نهایی دفاع از پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

با نام و یاد خداوند متعال، ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد آقای فرهاد جوان با شماره دانشجویی ۹۳۰۵۶۰۴ رشته هوافضا گرایش آیرودینامیک تحت عنوان بررسی آزمایشگاهی اثر موجی کردن ایرفویل روی مشخصه های آیرودینامیکی ایرفویلی معین که در تاریخ ۱۳۹۶/۱۱/۰۹ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می گردد:

☐ مردود ☒ قبول (با امتیاز ۱۸،۷۸ درجه بسیار خوب)			
☒ عملی ☐ نظری: نوع تحقیق:			
عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استانداره نمای اول	دکتر علی خالقی	استادیار	
۲- استانداره نمای دوم			
۳- استاد مشاور	دکتر محمد محسن شاهمردان	دانشیار	
۴- نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر محمد ضامن	استادیار	
۵- استاد ممتحن اول	دکتر پوریا اکبرزاده	دانشیار	
۶- استاد ممتحن دوم	دکتر علی جباری مقدم	دانشیار	

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده: دکتر محمد محسن شاهمردان

تاریخ و امضاء و مهر دانشکده:



تبصره: در صورتی که کسی مردود شود حداکثر یکبار دیگر (در مدت مجاز تحصیل) می تواند از پایان نامه خود دفاع نماید (دفاع

مجدد نباید زودتر از ۴ ماه برگزار شود).

حضرت مهدی (عج)

ظهور تو زیباتر از ظهور همه زیبایی‌هاست؛ چشم به راه زیباترین بها طلوع نزدیک است اگر بخواهیم
خدایا انتظار حق‌دیر می‌گذرد با صد نگاه خسته، صدای زنجیر تو را بیاید همه منظر آمدنش شویم

و

تمام کسانی که برای سربلندی و امنیت ایران عزیزمان جان خود را فدا کردند

برترین علم آن است که در اعمال و رفتار عیان شود

حضرت علی (ع)

شکر و قدردانی:

منت خدای را غزو جل که طاعتش موجب قربت است و به شکر اندرش فرید نعمت، هر نفسی که فرو می رود مدحیاست و چون بر می آید مفرح ذات پس در هر نفسی دو نعمت موجود است و بر هر نعمتی شکری واجب.

بر خود وظیفه میدانم از زحمات بی دریغ اساتید ارجمند جناب آقای دکتر علی خالقی و جناب آقای دکتر محمد محسن شاه مردان که در تمام مراحل انجام این پایان نامه از راهنمایی های بی چشم داشت و ارزنده شان بنده را بهره مند کردند، صمیمانه قدردانی کنم. حاصل آموخته هایم را تقدیم می کنم به آنان که مهر آسمانی شان آرام بخش آلام زمینی ام است.

به استوارترین تکیه گاهم، دستان پر مهر پدرم، به سبزترین نگاه زندگی ام، مادرم

و برادران و خواهر عزیزم که همواره در طول تحصیل متحمل زحماتم بوده و تکیه گاه من در مواجهه با مشکلات و وجودشان مایه دلگرمی من می باشد.

که هر چه آموختم در کتب عشق شما بوده و هر چه بگو شتم قطره ای از دریای بی کران مهربانی تان را پاس نتوانم بگویم.

فرهاد جوان

تعهدنامه

این جانب **فرهاد جوان** دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته **مهندسی هوافضا** گرایش **آیرودینامیک** دانشکده **مهندسی مکانیک** دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه **بررسی آزمایشگاهی اثر موجی کردن ایرفویل روی مشخصه های آیرودینامیکی ایرفویلی معین** تحت راهنمایی **دکتر علی خالقی** متعهد می شوم.

- تحقیقات در این پایان نامه توسط این جانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه شاهرود هست و مقالات مستخرج با نام "دانشگاه صنعتی شاهرود" و یا "Shahrood University of Technology" به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (بافت های آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزارها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

چکیده

اخیراً یک روش غیرفعال برای کنترل جدایش جریان که به برآمدگی لبه حمله معروف است، توجه زیادی را به خود جلب کرده است. ایده این روش بر اساس شکل‌شناسی باله‌های نهنگ غول‌پیکر کوهان‌دار است که توسط زیست‌شناسان بررسی شد، مورد مطالعه قرار گرفت. به دلیل اهمیت واماندگی و ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل، در این پژوهش به مطالعه تأثیر موج‌دار کردن ایرفویل S809 بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی آن به صورت آزمایشگاهی پرداخته شده است. در مطالعه حاضر برای اعتبار سنجی ابتدا ایرفویل S809 استاندارد ساخته شد و نتایج آن ثبت گردید، سپس ایرفویل S809 موج‌دار که لبه حمله، لبه فرار، سطح بالا و سطح پایین آن را موج‌دار کرده، ساخته شد. نتایج به دست آمده با ایرفویل استاندارد در محدوده اعداد رینولدز 2×10^5 تا $6/5 \times 10^5$ مقایسه گردید. توزیع فشار سطح و ساختار جریان روی ایرفویل موج‌دار نسبت به مدل استاندارد به طور قابل توجهی متفاوت به دست آمده است. برای زوایای حمله کمتر از زاویه واماندگی، در ایرفویل S809 استاندارد نسبت به ایرفویل موج‌دار، ضریب برآ کمتر و ضریب پسای بیشتری مشاهده شده است، در حالی که در زاویه حمله بیشتر از زاویه واماندگی، ایرفویل موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد، ضریب برآ بیشتر و ضریب پسای کمتری را دارد، در نتیجه کارایی در ایرفویل موج‌دار بعد از زاویه واماندگی به طور قابل توجهی افزایش یافته است.

واژگان کلیدی: ایرفویل موج‌دار، تونل باد، توزیع فشار، واماندگی، کنترل جریان

فهرست عناوین

فهرست نشانه‌ها.....ض

فصل ۱ مقدمه۱

۱-۱- آیرودینامیک۲

۲-۱- تعریف ایرفویل۳

۳-۱- کاربرد ایرفویل۴

۴-۱- اصطلاحات ایرفویل۴

۱-۴-۱- لبه حمله۵

۲-۴-۱- لبه فرار۵

۳-۴-۱- خط وتر۵

۴-۴-۱- خط خمیدگی۵

۵-۴-۱- زاویه حمله۵

۶-۴-۱- مرکز فشار۶

۷-۴-۱- مرکز آیرودینامیکی۶

۵-۱- واماندگی۷

۶-۱- نیروهای وارد بر هواپیما۸

۱-۶-۱- نیروی برآ۹

۲-۶-۱- نیروی وزن۱۰

۳-۶-۱- نیروی پیشران۱۰

۴-۶-۱- نیروی پسا۱۰

۷-۱- ضرایب آیرودینامیکی۱۱

۱-۷-۱- ضریب فشار۱۱

۲-۷-۱- ضرایب نیروی قائم و محوری۱۱

۳-۷-۱- ضرایب برآ و پسا۱۱

۴-۷-۱- پسای اصطکاکی پوسته‌ای۱۲

۵-۷-۱- پسای فشاری۱۲

۸-۱- عدد رینولدز۱۳

۹-۱- کنترل جریان فعال و غیرفعال۱۳

۱۰-۱- اهداف پایان‌نامه۱۶

۱۱-۱- مروری بر فصل‌های پایان‌نامه۱۶

فصل ۲ پیشینه تحقیق ۱۷

۱-۲- مطالعات گذشته ۱۸

۲-۲- معرفی مطالعه حاضر و تشریح نوآوری‌ها ۲۶

فصل ۳ تجهیزات و ستاپ آزمایش ۲۹

۱-۳- تجهیزات آزمایشگاهی ۳۱

۱-۱-۳- دستگاه تونل باد ۳۱

۲-۱-۳- دستگاه فشارسنج سی کاناله ۳۲

۳-۱-۳- دستگاه جریان سنج سیم داغ ۳۳

۴-۱-۳- پرآب سیم داغ ۳۴

۵-۱-۳- پرآب یک بعدی ۳۵

۶-۱-۳- دستگاه جوش سنسور ۳۶

۷-۱-۳- ذره بین ۳۶

۸-۱-۳- دریافت داده‌ها و تحلیل توسط نرم افزار ۳۷

۹-۱-۳- مکانیزم انتقال دهنده پرآب ۳۸

۱۰-۱-۳- لوله پیتوت ۳۹

۲-۳- ستاپ آزمایشگاهی ۴۰

۱-۲-۳- مدل استاندارد ایرفویل S809 ۴۰

۳-۳- مدل موج دار ایرفویل S809 ۴۵

۴-۳- سنباده زنی ۴۷

۵-۳- ساخت مکانیزم زاویه دهی ۴۷

۶-۳- تنظیم زاویه صفر درجه ایرفویل ۴۸

۷-۳- کالیبره کردن تونل باد ۴۹

۸-۳- کالیبره کردن سنسور جریان سنج سیم داغ ۴۹

فصل ۴ تحلیل نتایج ۵۳

۱-۴- مقدمه ۵۴

۲-۴- اعتبار سنجی ۵۴

۳-۴- تکرارپذیری ۵۸

۴-۴- نتایج ایرفویل S809 استاندارد ۵۹

۵-۴- نتایج ایرفویل موج دار ۶۳

۶-۴- نتایج سرعت ۷۴

فصل ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادات.....	۸۳
۵-۱- مقدمه.....	۸۴
۵-۲- نتیجه‌گیری.....	۸۴
۵-۳- پیشنهادات.....	۸۵
مراجع.....	۸۶

- شکل ۱-۱: کاربرد آیرودینامیک [۱]..... ۲
- شکل ۱-۱: کاربرد ایرفویل [۲]..... ۴
- شکل ۳-۱: معرفی اصطلاحات ایرفویل [۴]..... ۶
- شکل ۴-۱: مرکز فشار ایرفویل [۴]..... ۶
- شکل ۵-۱: مرکز آیرودینامیکی ایرفویل [۴]..... ۷
- شکل ۶-۱: نمودار واماندگی [۶]..... ۸
- شکل ۷-۱: نیروهای آیرودینامیکی [۷]..... ۹
- شکل ۸-۱: مقایسه پسای اصطکاکی و فشاری [۶]..... ۱۲
- شکل ۹-۱: مکش و دمش روی ایرفویل [۹]..... ۱۴
- شکل ۹-۱: اصلاح لبه حمله ایرفویل [۱۱]..... ۱۴
- شکل ۱۱-۱: گردابه ساز بر روی بال هواپیما [۱۲]..... ۱۶
- شکل ۱-۲: باله‌های نهنگ کوهان‌دار [۲۵]..... ۲۷
- شکل ۱-۳: شماتیک دستگاه تونل باد دانشگاه صنعتی شاهرود..... ۳۲
- شکل ۲-۳: دستگاه تونل باد مدارباز دانشگاه صنعتی شاهرود..... ۳۲
- شکل ۳-۳: دستگاه فشارسنج سی‌کاناله..... ۳۳
- شکل ۴-۳: دستگاه جریان‌سنج سیم داغ..... ۳۴
- شکل ۵-۳: پرآب مورد استفاده در آزمایشگاه..... ۳۵
- شکل ۶-۳: پرآب یک‌بعدی مایل..... ۳۵
- شکل ۷-۳: پرآب یک‌بعدی مستقیم..... ۳۵
- شکل ۸-۳: دستگاه جوش سنسور..... ۳۶
- شکل ۹-۳: ذره‌بین..... ۳۷
- شکل ۱۰-۳: دستگاه DAQ..... ۳۷
- شکل ۱۱-۳: مکانیزم انتقال‌دهنده پرآب..... ۳۸

- شکل ۳-۱۲: لوله پیتوت..... ۳۹
- شکل ۳-۱۳: مقطع دوبعدی ایرفویل استاندارد S809..... ۴۲
- شکل ۳-۱۴: دستگاه پرینتر سه بعدی..... ۴۲
- شکل ۳-۱۵: ایرفویل طراحی شده به صورت دوتکه..... ۴۳
- شکل ۳-۱۶: طرح نهایی ایرفویل S809 استاندارد..... ۴۳
- شکل ۳-۱۷: شکل نهایی ساخته شده مدل ایرفویل S809 با پرینتر سه بعدی..... ۴۴
- شکل ۳-۱۸: شفت فلزی و مقطع ایرفویل S809..... ۴۴
- شکل ۳-۱۹: ایرفویل موج دار S809 طراحی شده به صورت دوتکه..... ۴۶
- شکل ۳-۲۰: طرح نهایی ایرفویل موج دار S809..... ۴۶
- شکل ۳-۲۱: شکل نهایی ساخته شده ایرفویل موج دار S809 با پرینتر سه بعدی..... ۴۷
- شکل ۳-۲۲: قطعه فلزی ساخته شده برای زاویه دهی..... ۴۸
- شکل ۳-۲۳: صفحه فلزی مندرج شده با گام یک درجه..... ۴۸
- شکل ۳-۲۴: سیستم زاویه دهی و تنظیم زاویه صفر درجه..... ۴۸
- شکل ۳-۲۵: نمودار تغییرات سرعت در راستای طولی تونل باد..... ۴۹
- شکل ۳-۲۶: کالیبراسیون سنسور جریان سنج سیم داغ..... ۵۱
- شکل ۴-۱: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۰ درجه..... ۵۴
- شکل ۴-۲: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۸ درجه..... ۵۵
- شکل ۴-۳: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۱۸ درجه..... ۵۵
- شکل ۴-۴: نمودار ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد..... ۵۶
- شکل ۴-۵: نمودار ضریب پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد..... ۵۶
- شکل ۴-۶: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۱۲ درجه..... ۵۷
- شکل ۴-۷: نمودار ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد در عدد رینولدز 5×10^5 ۵۸
- شکل ۴-۸: نمودار ضریب پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد در عدد رینولدز 5×10^5 ۵۸

- شکل ۹-۴: نمودار تکرارپذیری ضریب فشار در زاویه حمله ۱۰ درجه در عدد رینولدز 3×10^5 ۵۹
- شکل ۱۰-۴: نمودار مقایسه توزیع ضریب فشار در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه در عدد رینولدز 3×10^5 ۶۰
- شکل ۱۱-۴: نمودار ضریب برآ ایرفویل استاندارد در اعداد رینولدز مختلف ۶۰
- شکل ۱۲-۴: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل استاندارد در اعداد رینولدز متفاوت ۶۰
- شکل ۱۳-۴: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد در اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه ۶۰
- شکل ۱۴-۴: نمودار مقایسه کارایی در اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۷ تا ۲۰ ۶۲
- شکل ۱۵-۴: نمودار توزیع ضریب فشار ایرفویل موجدار S809 در زاویه ۱۴ درجه در عدد رینولدز 3×10^5 ۶۳
- شکل ۱۶-۴: نمودار توزیع ضریب فشار ایرفویل موجدار S809 در زاویه ۱۸ درجه در عدد رینولدز 3×10^5 ۶۳
- شکل ۱۷-۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موجدار S809 در اعداد رینولدز متفاوت ۶۴
- شکل ۱۸-۴: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار S809 در اعداد رینولدز متفاوت ۶۵
- شکل ۱۹-۴: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل موجدار S809 در اعداد رینولدز متفاوت ۶۵
- شکل ۲۰-۴: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل موجدار S809 در اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۷ تا ۲۰ درجه ۶۶
- شکل ۲۱-۴: نمودار مقایسه توزیع ضریب فشار ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در زاویه ۱۴ درجه ۶۷
- شکل ۲۲-۴: نمودار مقایسه توزیع ضریب فشار ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در زاویه ۱۴ درجه ۶۷
- شکل ۲۳-۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 2×10^5 ۶۸
- شکل ۲۴-۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 3×10^5 ۶۹
- شکل ۲۵-۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 5×10^5 ۶۹
- شکل ۲۶-۴: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 2×10^5 ۷۰
- شکل ۲۷-۴: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 3×10^5 ۷۰
- شکل ۲۸-۴: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 5×10^5 ۷۱
- شکل ۲۹-۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$ ۷۲
- شکل ۳۰-۴: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$ ۷۲
- شکل ۳۱-۴: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد و موجدار S809 در عدد رینولدز 3×10^5 ۷۳

- شکل ۴-۳۲: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد و موج‌دار S809 در عدد رینولدز 5×10^5 ۷۳
- شکل ۴-۳۳: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد و موج‌دار S809 در زاویه حمله ۱۷ تا ۲۰ درجه ۷۴
- شکل ۴-۳۴: نمودار سرعت ایرفویل S809 استاندارد در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 3×10^5 ۷۵
- شکل ۴-۳۵: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۰ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت ۷۶
- شکل ۴-۳۶: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۵ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت ۷۶
- شکل ۴-۳۷: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۱۰ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت ۷۷
- شکل ۴-۳۸: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۱۷ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت ۷۷
- شکل ۴-۳۹: نمودار سرعت در مقطع کوچک ایرفویل S809 موج‌دار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 3×10^5 ۷۸
- شکل ۴-۴۰: نمودار سرعت در مقطع بزرگ ایرفویل S809 موج‌دار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 3×10^5 ۷۸
- شکل ۴-۴۱: نمودار سرعت در مقطع کوچک ایرفویل S809 موج‌دار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 5×10^5 ۷۹
- شکل ۴-۴۲: نمودار سرعت در مقطع بزرگ ایرفویل S809 موج‌دار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 5×10^5 ۷۹
- شکل ۴-۴۳: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۰ درجه در دو عدد رینولدز ۸۰
- شکل ۴-۴۴: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۵ درجه در دو عدد رینولدز ۸۰
- شکل ۴-۴۵: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۱۰ درجه در دو عدد رینولدز ۸۱
- شکل ۴-۴۶: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۱۷ درجه در دو عدد رینولدز ۸۱

فهرست نشانه‌ها

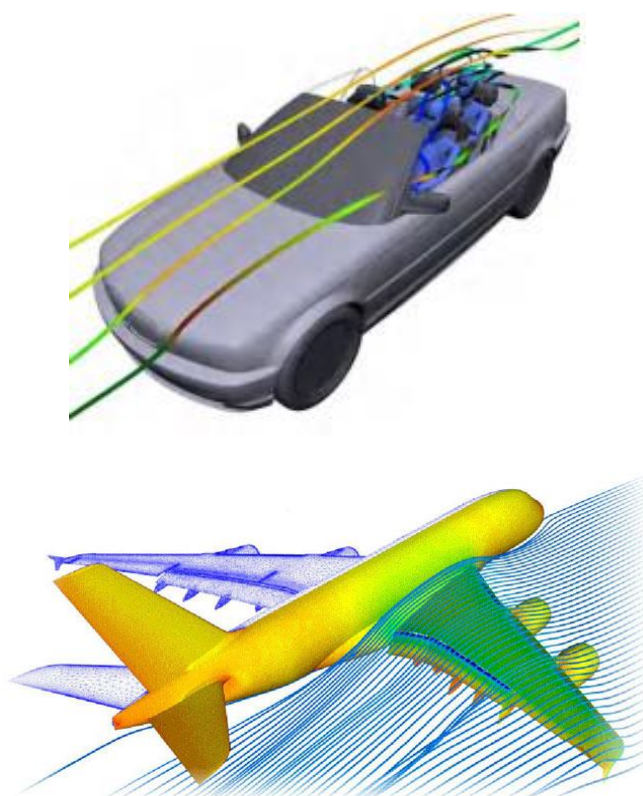
$P(\text{pa})$	فشار
$\mu \left(\frac{\text{kg}}{\text{m.s}} \right)$	لزجت
$\rho \text{ (kg/m}^3\text{)}$	چگالی سیال
C_p	ضریب فشار
C_d	ضریب پسا
C_l	ضریب برآ
C_f	ضریب اصطکاکی
$C \text{ (m)}$	وتر ایرفویل
Re	عدد رینولدز
$U \text{ (m/s)}$	سرعت سیال
$p_\infty \text{ (pa)}$	فشار جریان آزاد
C_n	ضریب نیروی قائم
C_a	ضریب نیروی محوری
$C_{p,l}$	ضریب فشار سطح پایین ایرفویل
$C_{p,u}$	ضریب فشار سطح بالای ایرفویل
$C_{f,l}$	ضریب اصطکاک سطح پایین ایرفویل
$C_{f,u}$	ضریب اصطکاک سطح بالای ایرفویل

فصل ۱ مقدمه

۱-۱- آیرودینامیک^۱

آیرودینامیک شاخه‌ای از دینامیک گازها و در حالت کلی‌تر دینامیک سیالات است که به بررسی رفتار جریان هوا و اثر آن بر اجسام متحرک می‌پردازد.

مهم‌ترین کاربرد آیرودینامیک در مهندسی هوافضا است. البته آیرودینامیک کاربردهای زیاد دیگری هم دارد. در مهندسی خودرو، از آیرودینامیک برای طراحی بدنه خودرو استفاده می‌شود تا نیروی پسای^۲ خودرو کم شود. مهندسان سازه از آیرودینامیک برای تحلیل جریان باد بر سازه‌هایی مثل آسمان‌خراش‌ها یا پل‌ها یا برج‌ها استفاده می‌کنند. طراحی پره‌های توربین‌های گازی و بادی از دیگر کاربردهای مهم آیرودینامیک در صنعت محسوب می‌شود. در شکل (۱-۱) کاربردی از علم آیرودینامیک دیده می‌شود.



شکل ۱-۱: کاربرد آیرودینامیک [۱]

^۱ Aerodynamic

^۲ Drag Force

۱-۲- تعریف ایرفویل^۱

به مقطع خاصی که با عبور جریان هوا از اطراف آن ایجاد اختلاف فشار در بالا و پایین مقطع می‌نماید، ایرفویل گفته می‌شود که به شکل ماهی یا دوک است که جلوی آن گرد و عقب آن با زاویه کمی شکل مخروط می‌یابد. در هواپیماهای اولیه برای تأمین استحکام لازم، از ستون‌ها و کابل‌هایی که از خارج به بدنه متصل می‌شد، استفاده می‌کردند. از این‌رو ضخامت بدنه هواپیما زیاد حائز اهمیت نبود، اما با پیشرفت طراحی سازه‌ای، مشخص شد که تأمین استحکام داخلی بال‌ها توسط تیرک‌ها^۲ نیروی پسا را تا حدود زیادی کاهش می‌دهد، برای آن که ضخامت این تیرها به اندازه کافی باشد لازم بود که ضخامت جسم افزایش یابد. افزایش ضخامت جسم، تولید نیروی برآ^۳ را در آن افزایش می‌دهد که امروزه این نوع جسم را ایرفویل می‌نامند.

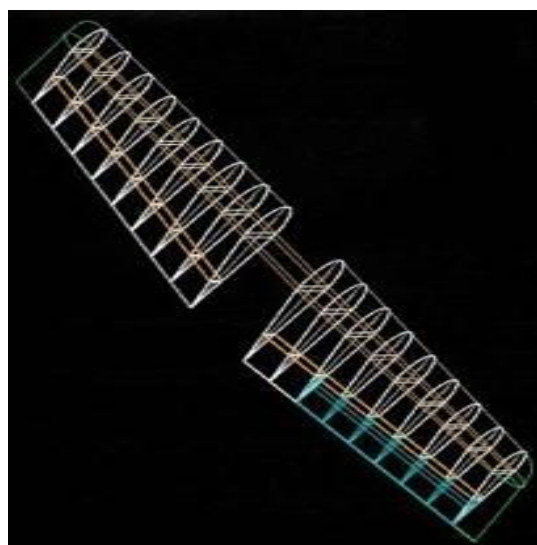
تا همین چند سال اخیر طراحی ایرفویل هیچ‌گونه اساس علمی نداشت. این امر یک فرآیند تکاملی محسوب می‌شد که کلاً بر اساس آزمون‌های مداوم در تونل باد استوار بود. هیچ سیستم منظمی برای تشخیص و انتخاب ایرفویل وجود نداشت و معمولاً اجسامی که به نظر می‌رسید در عمل موفقیت‌آمیز باشند جهت ساخت انتخاب می‌شدند. با آغاز قرن بیستم، روش‌های کلاسیک هیدرودینامیک^۴ با موفقیت در مورد ایرفویل‌ها بکار گرفته شد و پیش‌بینی مشخصات نیروی برآ شکل‌های بخصوصی از ایرفویل به صورت ریاضی ممکن گشت. این شکل‌های بخصوصی که مدیون بررسی دقیق ریاضی است، عملکرد بیشینه ایرفویل را ارائه نداد و اشخاصی که در این زمینه کار می‌کردند به روش‌های تجربی هدایت شده توسط تئوری، برای تعیین مشخصات ایرفویل‌ها با شکل‌های اختیاری، متوسل شدند. در سال ۱۹۲۹، کمیته مشاور ملی در امور دانش هواپیمایی (ناکا)^۵ مطالعه مشخصات یکسری منظم از ایرفویل‌ها را

^۱ Airfoil^۲ Spar^۳ Lift Force^۴ Hydrodynamic^۵ National Advisory Committee for Aeronautics

شروع کرد، با این تلاش که مناسب‌ترین ایرفویل‌ها را برای اهداف بخصوصی پیدا کند. خانواده‌هایی از ایرفویل‌ها ساخته شد و مطابق برنامه بخصوصی آزمایش و مشخصات آن‌ها ثبت شد [۲].

۳-۱- کاربرد ایرفویل

خصوصیات ایرفویل گذشته از بال هواپیماها، اهمیت به‌سزایی در کاربردهای مهندسی و علمی در هواپیماها و کشتی‌ها، بالگردها، کمپرسورها، توربین‌ها، فن‌ها، پمپ‌ها، تونل‌های باد، کانال‌های هیدرولیکی و آسیاب‌ها و صنایع و وسایل دیگر دارد. بیشتر مسائلی که در مورد ایرفویل بحث می‌شود، مربوط به بال هواپیما می‌شود. شکل (۲-۱) یک کاربرد مهم و اساسی ایرفویل‌ها در پره توربین بادی و بال هواپیما را نشان می‌دهد.



شکل ۲-۱: کاربرد ایرفویل [۳]

۴-۱- اصطلاحات ایرفویل

در ابتدا برخی از اصطلاحات مربوط به ایرفویل تعریف شده که در شکل (۳-۱) مشاهده می‌شود.

۱-۴-۱ لبه حمله^۱

قسمت جلویی ایرفویل که اولین محل تماس با هوا می‌باشد، را لبه حمله می‌نامند و از نظر طراحی ظرافت و حساسیت بالایی دارد.

۲-۴-۱ لبه فرار^۲

قسمت انتهایی ایرفویل، مانند یک لبه تیز است که در انتهای این محل هوای قسمت بالایی و قسمت پایینی به یکدیگر می‌رسند را لبه فرار می‌نامند.

۳-۴-۱ خط وتر^۳

خطی که لبه حمله یا لبه جلویی جسم را به لبه فرار یا لبه عقبی آن وصل می‌کند، خط وتر می‌نامند.

۴-۴-۱ خط خمیدگی^۴

خطی است که هر نقطه از آن به یک اندازه از مرزهای سطوح زیرین و رویی ایرفویل فاصله دارد و این فاصله‌ها عمود بر خط مرکزی اندازه‌گیری می‌شود. به بیان ساده‌تر خط میانی خطی است که شکل ایرفویل را به دو قسمت مساوی در جهت طول ایرفویل تقسیم می‌کند.

۵-۴-۱ زاویه حمله^۵

زاویه بین جریان هوا و وتر، زاویه حمله نامیده می‌شود.

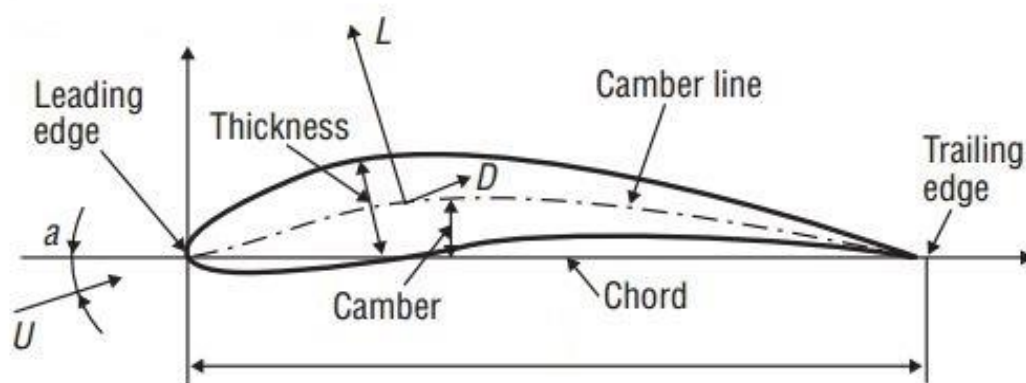
^۱ Leading edge

^۲ Trailing edge

^۳ Chord line

^۴ Camber line

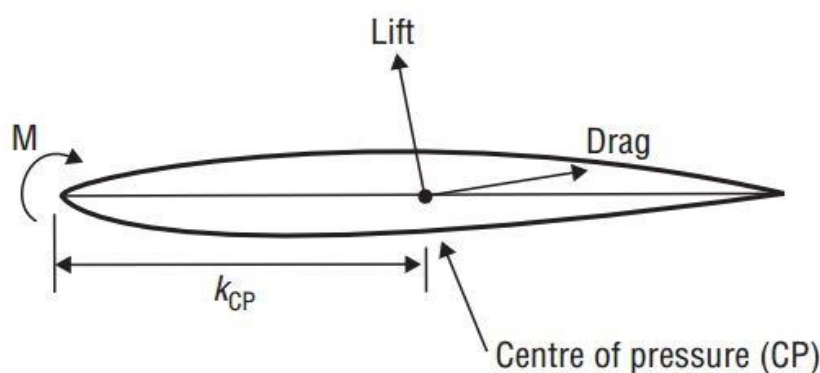
^۵ Angle of attack



شکل ۱-۳: معرفی اصطلاحات ایرفویل [۴]

۱-۴-۶ مرکز فشار^۱

همان طور که در شکل (۱-۴) مشاهده می شود، مرکز فشار نقطه ای در ایرفویل می باشد که برآیند تمامی بارهای گسترده آیرودینامیکی در آن نقطه وارد می گردد.



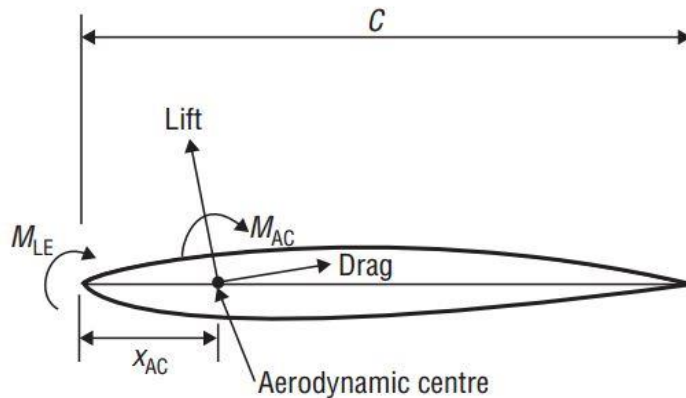
شکل ۱-۴: مرکز فشار ایرفویل [۴]

۱-۴-۷ مرکز آیرودینامیکی^۲

نقطه ایست که گشتاور حاصل از نیروهای آیرودینامیکی مستقل از تغییرات زاویه حمله ایرفویل می باشد. این نقطه از این جهت اهمیت زیادی دارد. در شکل (۱-۵) دیده می شود که برآیند نیروهای گسترده آیرودینامیکی به این نقطه منتقل می شود.

^۱ Center of Pressure

^۲ Aerodynamic Center



شکل ۵-۱: مرکز آیرودینامیکی ایرفویل [۴]

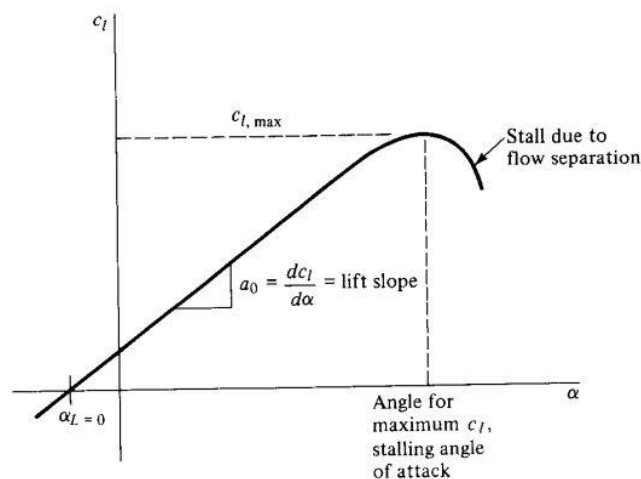
۵-۱- واماندگی^۱

همان‌طور که در شکل (۶-۱) مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله، نیروی برآ افزایش می‌یابد، اما مسلماً زاویه حمله به میزان مجاز می‌تواند افزایش یابد و نمی‌تواند تا بی‌نهایت ادامه یابد. حد نهایی این مقدار را نقطه واماندگی می‌نامند. عوامل مختلفی در واماندگی جسم تأثیر دارد. اول اینکه، هرچه زاویه حمله افزایش می‌یابد نقطه جدایش در لبه حمله جسم پایین‌تر می‌آید در نتیجه مساحت مفید قسمت بالایی جسم افزایش می‌یابد. جریان هوایی که از سطح بالایی عبور می‌کند بایستی مسافت بیشتری را طی کند. هنگامی که جریان هوا از سطحی عبور می‌کند مقداری اصطکاک بین سطح و جریان تولید می‌شود. هر چه این مسافت طولانی‌تر باشد نیروی اصطکاک حاصله بیشتر می‌شود. علاوه بر این اثر دیگری نیز هست که از پدیده‌ای به نام گرادیان فشار ناشی می‌شود، در این حالت هر چه از لبه حمله جسم به سمت انتهای آن پیش برود، از مقدار فشار کاسته می‌شود، این کاهش فشار باعث می‌شود جریان هوا در طول سطح جسم به حرکت درآید. از این‌رو این نوع کاهش فشار را گرادیان فشار^۲ مطلوب می‌نامند. چرا که این کاهش فشار، جریان هوا را در جهت مطلوب هدایت می‌کند، پس از آن که این فشار

^۱ Stall

^۲ Pressure Gradient

منفی به بیشترین مقدار خود می‌رسد دقیقاً عکس این امر روی می‌دهد از این نقطه به بعد فشار رو به افزایش می‌نهد و یا به عبارت دیگر کمتر منفی می‌شود. چنین شرایطی جریان هوا را در سطح جسم کندتر می‌کند و به همین علت آن را گرادیان فشار نامطلوب می‌نامند. هرچه زاویه حمله افزایش می‌یابد، مرکز فشار به سمت جلو حرکت کرده و گرادیان فشار نامطلوب بزرگ‌تر و اثر آن بیشتر می‌شود. در نهایت اثری که از گرادیان فشار نامطلوب و نیروی اصطکاک به وجود می‌آید این است که از میزان انرژی موجود در جریان کاسته می‌شود. این امر باعث می‌شود تا جریان هوا از سطح جسم کنده شود. اگر هیچ جریانی از سطح بالایی جسم عبور نکند عاملی برای کاهش فشار وجود نخواهد داشت و در نتیجه نیروی برآ به شدت کاهش می‌یابد. سپس جریان‌هایی پرتلاطم و درهم در این نقطه ایجاد خواهد شد که عملاً هیچ تأثیری در نیروی برآ نخواهد داشت که چنین پدیده‌ای واماندگی می‌نامند [۵].

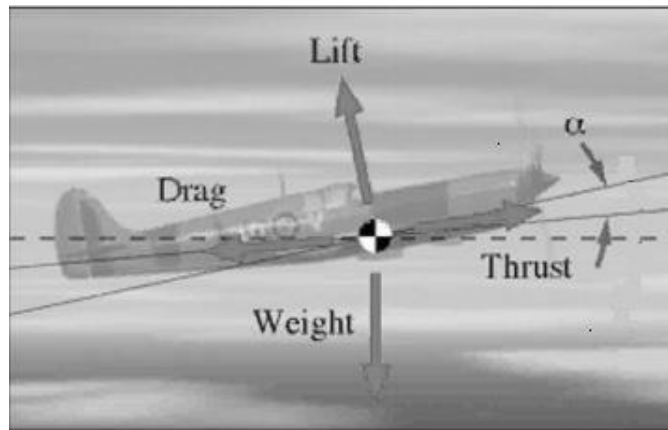


شکل ۶-۱: نمودار واماندگی [۶]

۶-۱- نیروهای وارد بر هواپیما

نیروهای وارد بر جسم پرنده در اثر وزش باد بر روی یک جسم تولید می‌شود. این جسم می‌تواند یک آسمان‌خراش، پل، هواپیما و کابل برق فشارقوی باشد. نیروهای آیرودینامیکی شامل چهار نیرو می‌شود

که این نیروها عبارت‌اند از: نیروی برآ، نیروی وزن^۱، نیروی پیشران^۲ و نیروی پسا می‌باشد که در شکل (۷-۱) دیده می‌شود.



شکل ۷-۱: نیروهای وارد بر هواپیما [۷]

۱-۶-۱ نیروی برآ

نیروی برآ، نیرویی است که باعث بالا رفتن هواپیما یا بالگرد و اجسام پرنده ایجاد می‌شود. برای اینکه این نیرو ایجاد شود باید جسم موردنظر شکل خاصی داشته باشد، مطلوب‌ترین شکل می‌تواند به صورت یک جسم که یک طرفش نیم‌دایره و طرف مقابل آن زاویه تند داشته باشد. اگر این جسم به گوشه‌ای در جریان هوا قرار گیرد که باد از سمت جسم که حالت نیم‌دایره دارد بوزد و از طرف مقابل که زاویه تندی دارد جسم را ترک کند، نیروی برآ ایجاد خواهد شد. وقتی که مولکول‌های هوا با لبه جلوی بال برخورد می‌کند، تعدادی به سمت بالا و تعدادی به سمت پایین بال متمایل می‌شوند. هر دو گروه مولکول‌ها می‌بایستی در انتهای بال هم‌زمان به یکدیگر برسند. چون بالای بال هواپیما انحنای بیشتری دارد و مسافت آن نسبت به زیر بال بیشتر است. در نتیجه مولکول‌هایی که از سطح بالایی عبور می‌کنند، می‌بایستی با سرعت بیشتری حرکت کنند تا با مولکول‌های سطح پایین هم‌زمان به انتهای بال هواپیما برسند. این عمل باعث کاهش فشار هوا در سطح بالا نسبت به سطح پایین بال خواهد شد.

^۱ Weight Force

^۲ Thrust Force

۱-۶-۲ نیروی وزن

وزن ما باعث قرار گرفتن روی زمین و نیز جاذبه‌ای که بر ما وارد می‌شود با وزن ما برابر خواهد بود. طبق قانون نیوتن، نیروی جاذبه‌ای که بر جسم ما وارد می‌شود برابر با یک خواهد بود.

۱-۶-۳ نیروی پیشران

وقتی جسمی از زمین بلند شده و در فضا قرار می‌گیرد، باید نیروی پیشران کافی داشته باشد، به عبارت دیگر نیروی پیشران باعث می‌شود تا هواپیما به طرف جلو حرکت کرده و جریان لازم را ایجاد کند. جریان ایجادشده تولید نیروی برآ این کار را خواهد کرد. در هواپیما نیروی پیشران به وسیله موتور فراهم می‌شود.

۱-۶-۴ نیروی پسا

طبق قانون نیوتن هر عملی یک عکس‌العمل در جهت مخالف خواهد داشت به دلیل اینکه نیروی پیشران باعث جلو رفتن هواپیما می‌شود. افزایش این نیرو باعث افزایش نیروی پسا خواهد شد. وجود نیروی پسا یک امر اجتناب‌ناپذیر است ولی کارشناسان، طراحان و سازندگان هواپیما سعی می‌کنند در حین پرواز از مقدار نیروی پسا کاسته شود. شکل هواپیما، هرچقدر بال‌ها نازک‌تر یا محل اتصال اجزا خارجی با بدنه زاویه‌هایی تند نداشته باشد، بخشی از نیروی پسا کاهش می‌یابد. بستگی به شکل خاص اجزایی که در تولید نیروی برآ نقش دارند، مانند بال‌ها و بخشی از بدنه. برای اینکه هواپیما بتواند سرعت‌های کم به اندازه کافی نیروی برآ و در سرعت‌های زیاد از تولید نیروی پسا کاسته شود بال‌های آن را به گونه‌ای مناسب طراحی می‌کنند. پسا نیرویی است که باعث کندی حرکت اجسام می‌شود و جابه‌جایی را برای آن‌ها مشکل می‌سازد. درست مانند راه رفتن در آب که به مراتب از راه رفتن در خشکی سخت‌تر است و به این دلیل است که آب نسبت به هوا، نیروی پسا بیشتری را باعث می‌شود. شکل اشیا نیز در به وجود آمدن نیروی پسا تأثیر بسزایی دارند. بیشتر اجسام کروی نسبت به اجسام با سطح مقطع صاف، نیروی مقاومت بیشتری دارند و معمولاً اجسام کم‌عرض از نمونه‌های عریض‌تر پسا کمتری را تولید

می‌کنند. به بیانی دیگر هرچقدر که جریان هوا با سطح مقطع یک جسم تماس بیش‌تری داشته باشد، پسا بیش‌تری تولید می‌کند.

۷-۱- ضرایب آیرودینامیکی

۷-۱-۱ ضریب فشار

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{1/2 \rho U^2} \quad (۱-۱)$$

که p نشانگر فشار استاتیکی، p_∞ فشار محیط، ρ چگالی هوا و U سرعت سیال می‌باشد.

۷-۱-۲ ضرایب نیروی قائم و محوری

$$C_n = \frac{1}{C} \left[\int_0^c (C_{p.l} - C_{p.u}) dx + \int_0^c (C_{f.u} \frac{dy_u}{dx} + C_{f.l} \frac{dy_l}{dx}) dx \right] \quad (۲-۱)$$

$$C_a = \frac{1}{C} \left[\int_0^c (C_{p.u} \frac{dy_u}{dx} - C_{p.l} \frac{dy_l}{dx}) dx + \int_0^c (C_{f.u} + C_{f.l}) dx \right] \quad (۳-۱)$$

در معادلات (۲-۱) و (۳-۱)، $C_{p.l}$ ضریب فشار سطح پایین ایرفویل، $C_{p.u}$ ضریب فشار سطح بالای ایرفویل، $C_{f.l}$ ضریب اصطکاک سطح پایین ایرفویل، $C_{f.u}$ ضریب اصطکاک سطح بالای ایرفویل، C_n ضریب نیروی قائم، C_a ضریب نیروی محوری و C وتر ایرفویل می‌باشد.

۷-۱-۳ ضرایب برآ و پسا

با استفاده از معادلات (۲-۱) و (۳-۱) ضرایب برآ و پسا از معادله‌های زیر محاسبه می‌شوند.

$$C_l = C_n \cos(\alpha) - C_a \sin(\alpha) \quad (۴-۱)$$

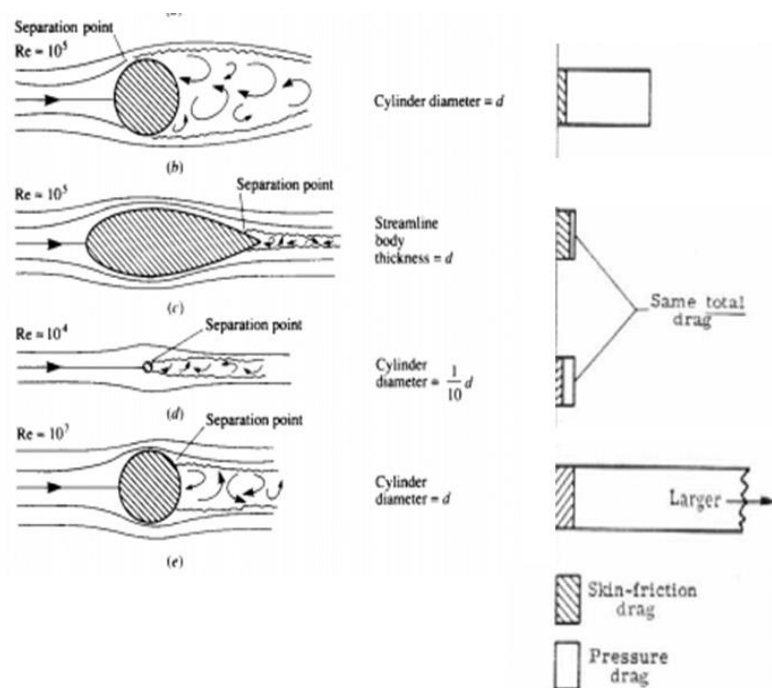
$$C_d = C_a \cos(\alpha) + C_n \sin(\alpha) \quad (۵-۱)$$

۴-۷-۱ پسای اصطکاکی پوسته‌ای^۱

این پسا در اثر اصطکاک سیال با سطح ایجاد می‌شود و هرچقدر میزان مساحت و زبری بیشتر باشد، طبعاً مقدار این پسا بیشتر خواهد شد.

۵-۷-۱ پسای فشاری^۲

این پسا در اثر اختلاف فشار عقب و جلوی جسم ایجاد می‌شود، توضیح بیشتر این که در پشت هر جسمی به تناسب شکل آن جسم، گردابه‌هایی پشت جسم ایجاد می‌شود که دارای یک خلأ فشاری هستند، یعنی فشار آن‌ها از فشار جریان سیال کمتر است، بنابراین پشت هر جسمی که این گردابه‌ها وجود دارد، یک کمبود فشار و در عوض جلوی جسم فشار زیاد هست این اختلاف فشار نیرویی برخلاف حرکت جسم ایجاد می‌کند که این نیرو یکی از انواع پسا است که آن را، پسای فشاری می‌نامند. شکل (۸-۱) تفاوت ضرایب پسای فشاری و اصطکاکی در دو جسم مختلف را نشان می‌دهد.



شکل ۸-۱: مقایسه پسای اصطکاکی و فشاری [۸]

^۱ Skin Friction Drag

^۲ Pressure Drag

۸-۱- عدد رینولدز^۱

عدد بی بعدی که معیاری برای تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان است.

$$Re = \frac{U_{\infty} C}{\nu} \quad (۶-۱)$$

که در این رابطه U_{∞} سرعت جریان آزاد، C وتر ایرفویل و ν ویسکوزیته سینماتیکی است. که در این معادله $\nu = 1/47 \times 10^{-5}$ می باشد.

۹-۱- کنترل جریان فعال و غیرفعال

با توسعه تئوری لایه مرزی^۲ توسط پرانتل^۳ در سال ۱۹۰۴ استفاده از کنترل جریان روی جسم برای بهبود عملکرد آن به امری متداول در تحقیقات علمی مرتبط با بهبود عملکرد در علوم آیرودینامیکی مبدل گردید. مطالعات بی شماری برای افزایش ضریب برآ بال و بهبود خصوصیات واماندگی بال با روش های کنترل جریان متنوع اجرا گردیده است که عملکرد آن ها برای رژیم های جریان و ایرفویل های مختلف می تواند متفاوت باشد. کنترل غیرفعال جریان با تغییر در هندسه ایرفویل و یا ایجاد ناهمواری روی آن صورت می گیرد. روش های غیرفعال نیز انواع گوناگون تکنیک ها از قبیل ژنراتور گردابه ساز، حصار بال، اصلاح لبه حمله، فلپ^۴ لبه فرار و شیار^۵ لبه حمله است که این روش ها نیازمند هیچ گونه نیروی کمکی نبوده و دائمی است. از معایب این روش می توان به عدم اختیار در غیرفعال سازی کنترل جریان اشاره کرد. از مزایای این روش اعمال آسان آن روی ایرفویل می باشد. از جمله روش های فعال می توان به روش های تزریق سیال^۶، روش مغناطیسی، مکش^۷ و دمش^۸ روی ایرفویل است که در شکل (۹-۱)

^۱ Reynolds Number

^۲ Boundary Layer

^۳ Prandtl

^۴ Flap

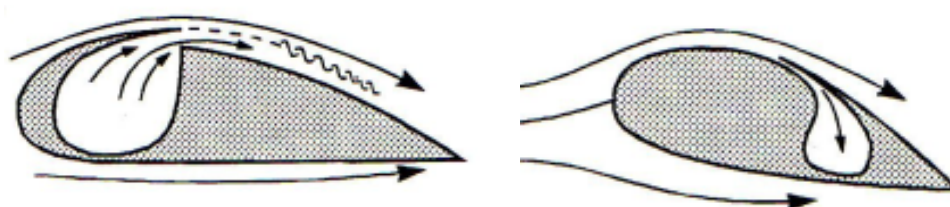
^۵ Slot

^۶ Fluid Injection

^۷ Suction

^۸ Blowing

مشاهده می‌شود، اشاره کرد. از مزایای این روش می‌توان اختیار در فعال‌سازی و غیر فعال‌سازی کنترل جریان اشاره کرد. از معایب این روش می‌توان به هزینه‌بر بودن و نیازمند مصرف انرژی اشاره کرد.



شکل ۱-۹: مکش و دمش روی ایرفویل [۹]

لبه حمله موج‌دار که در شکل (۱-۱۰) مشاهده می‌شود به‌عنوان یک دستگاه کنترل جریان بر اساس اصول مصرف انرژی به‌عنوان یک استراتژی برای تأیید رفتار دینامیک سیالات در سرتاسر جریان روی یک سطح می‌باشد. به‌منظور کاربردی بودن تحقیق لبه حمله موج‌دار به‌عنوان مکانیزم کنترل جریان، دستگاه‌های کنترل جریان بر اساس مکانیزم مصرف انرژی دسته‌بندی خواهند گردید. یک مکانیزم کنترل جریان غیرفعال نیاز به هزینه کمکی ندارد. از طرف دیگر، دستگاه‌های کنترل جریان فعال به انرژی مضاعف برای تغییر خصوصیات جریان نیاز دارند. مکانیزم کنترل جریان فعال، مزایای بسیاری در مقایسه با مکانیزم‌های غیرفعال ارائه می‌دهد. عموماً، دستگاه‌های کنترل جریان می‌توانند در شرایط جریان متفاوت با دقت عمل کنند و در نتیجه به عملکرد بهینه برای هواپیما در پرواز دست یابند. علاوه بر این، همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، آن‌ها قابلیت کنترل جریان در سطح پایدار هیدرودینامیکی را دارند. اگرچه مکانیزم کنترل جریان فعال عملکرد بالایی را ارائه می‌دهد، پیچیدگی دستگاه‌ها هم‌چنان چالش‌های تکنولوژیکی را در پی دارد. مکانیزم‌های کنترل جریان غیرفعال، خصوصیات جریان را برای دستیابی به مزایای عملکرد آیرودینامیکی تغییر هندسه ایرفویل یا افزودن عناصر ثابت به سطح ایرفویل، به‌ویژه عناصر مربوط به اصول توسعه انرژی، اداره می‌کنند، بنابراین سادگی تکنولوژیکی در مکانیزم فیزیکی، قابلیت اطمینان و هزینه پایین برای تکمیل دستگاه‌های غیرفعال به‌عنوان یک طراحی موفق را به ارمغان می‌آورد. به دلیل این خصوصیات، در تحقیقات کنترل جریان مدرن، بسیاری از محققین

پژوهش‌های خود را را به مکانیزم کنترل جریان غیرفعال اختصاص داده‌اند. بعد از آن که خصوصیات هیدرودینامیکی باله نهنگ کوهان‌دار، مکانیزم کنترل جریان برآمدگی مشاهده‌شده در باله‌های نهنگ را به‌منظور توجیه کردن اینکه لبه حمله موج‌دار دارای مزایای بالقوه در سیستم مهندسی به‌عنوان دستگاه کنترل جریان می‌باشد را به‌طور مشخص تشریح می‌کند [۱۰].

به‌طور مثال، در این روش با استفاده از صفحات کوچک مستطیلی شکل می‌توان گردابه‌هایی کوچک در سطح جسم به وجود آورد که نتیجه آن افزایش انرژی جریان است که باعث می‌شود جدایش جریان به تأخیر بیفتد و در نتیجه شاهد افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا روی بال می‌شود. در شکل (۱-۱۱) می‌توان کاربرد این روش بر روی بال هواپیما را دید. همان‌طور که دیده می‌شود تعدادی مستطیل با زوایای مشخص در یک خط بر روی بال قرار گرفته‌اند که باعث چرخش جریان بر روی بال می‌شود، درواقع جهت جریان به‌وسیله این روش تغییر می‌کند و حاصل برهم‌کنش همه این صفحات یک چرخش را در سطح بال ایجاد می‌کند.



شکل ۱-۱۰: اصلاح لبه حمله ایرفویل [۱۱]



شکل ۱-۱۱: گردابه‌ساز روی بال هواپیما [۱۲]

۱۰-۱- اهداف پایان‌نامه

هدف از مطالعه حاضر افزایش عملکرد آیرودینامیکی، با کنترل غیرفعال جریان روی ایرفویل می‌باشد. بررسی امکان استفاده از ایرفویل موج‌دار به‌جای ایرفویل استاندارد S809 در به تأخیر انداختن واماندگی و بررسی تغییرات ضرایب آیرودینامیکی از جمله ضرایب برآ و پسا و توزیع فشار بر روی ایرفویل و دورتر کردن نقطه جدایش جریان و به حداقل رساندن تأثیرات مکانیزیم جریان مرتبط با آن است.

۱۱-۱- مروری بر فصل‌های پایان‌نامه

این پایان‌نامه از یک فصل به‌عنوان مقدمه و چهار فصل اصلی و یک بخش جهت معرفی مراجع مورد استفاده تشکیل شده‌است. در فصل دوم پیشینه تحقیق، معرفی می‌گردد. در فصل سوم به معرفی تجهیزات آزمایشگاهی و ستاپ ساخته‌شده پرداخته می‌شود. فصل چهارم به معرفی نتایج آزمایش‌ها و در فصل پنجم نتیجه‌گیری و ارائه پیشنهادات و توصیه‌هایی برای ارتقای سطح کیفی تحقیق حاضر و انجام مطالعه جامع‌تر در راستای موضوع این پایان‌نامه، می‌پردازد.

فصل ۲ پیشینه تحقیق

زمینه آیرودینامیک یکی از دستاوردهای مهم قرن اخیر است که با پیشرفت و بهبود قابل ملاحظه‌ای در دهه‌های اخیر، به‌عنوان یکی دیگر از رشته‌های فیزیک یا مهندسی که در دینامیک سیالات نقش اساسی ایفا کرده‌است. با پیشرفت روزافزون علم آیرودینامیک راه‌های مختلفی را برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها به کار می‌گیرند. ازجمله راه‌های افزایش عملکرد آیرودینامیکی و یا افزایش مانوردهی، کنترل جریان روی ایرفویل می‌باشد. مطالعات گذشته روی کنترل غیرفعال جریان روی ایرفویل نشان‌دهنده توانایی بالای این روش در کنترل جریان و در نتیجه افزایش عملکرد آیرودینامیکی می‌باشد. ازجمله این تحقیقات می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

۲-۱- مطالعات گذشته

فیش و باتل [۱۳] در سال ۱۹۹۵ مطالعه دقیقی برای درک بهتر شکل شناسی باله‌های نهنگ کوهان‌دار را بر عهده داشتند. آن‌ها اولین کسانی بودند که بر روی اثرات هیدرودینامیکی برآمدگی‌ها که می‌تواند در طول لبه حمله باله‌ها مشاهده شود، کار کردند. پیشنهاد شد که برآمدگی باله‌ها ممکن است به‌عنوان ابزار کنترل جریان غیرفعال عمل کرده و باعث تأخیر در زاویه واماندگی شوند. ایده ایجاد برآمدگی در لبه حمله برای تأخیر واماندگی با تحقیقات میکلسوسویچ [۱۴] در سال ۲۰۰۴ مطرح گردید. آن‌ها آزمایش‌هایی برای طول بال کامل و طول نصف بال با پروفیل ناکا ۰۰۱۲ در اشکال با موج و بدون موج در لبه حمله را ارائه دادند. برای مدل نصف بال با قوسی مشابه بال نهنگ، بال اصلاح‌شده منجر به افزایش زاویه واماندگی شد. اگرچه برای بال کامل نتایج آن‌ها نشان داد که ایجاد برآمدگی منجر به واماندگی زودرس می‌شود و در رژیم جریان بعد از واماندگی مفید می‌باشد. اگرچه تحقیقات اولیه در مورد تأثیر برآمدگی تفاوت بسیاری بین رفتار مدل‌های بال کامل و نصف بال را نشان داد، تحقیقات اخیر نشان می‌دهد که عامل اصلی تأثیر در نتایج، عدد رینولدز می‌باشد. استنوی [۱۵] در سال ۲۰۰۸ تحقیق مشابهی روی مدل نصف بال میکلسوسویچ انجام داد، اما در این تحقیق مقادیر متفاوتی از عدد رینولدز در نظر گرفته شد. وی نشان داد که تنها برای مقادیر رینولدز بیشتر موج روی ایرفویل باعث

افزایش در ماکزیمم ضریب برآ می‌شود، بنابراین عدد رینولدز تعیین خواهد نمود که موج در لبه حمله تأثیر مثبت روی بهبود عملکرد ایرفویل خواهد داشت یا خیر. جوهری و همکاران [۱۶] در سال ۲۰۰۷ یک مطالعه تجربی بر روی بال بی‌نهایت که در آن نوک بال با نوسان سینوسی و با پوشش طیف وسیعی از دامنه و طول موج‌ها انجام دادند. نویسندگان کاهش اندکی در عملکرد آیرودینامیکی مشاهده کردند، اما اشاره داشتند که نیروی برآ تا میزان ۵۰٪ نسبت به مواقعی که بدون نوسان بود، افزایش یافت. میکوسوویچ و همکاران [۱۷] در سال ۲۰۰۷ در یک تحقیق تجربی اثر موج‌دار کردن را در شکل‌گیری نوک بال، با مقایسه یک پیکربندی دوبعدی در مقابل یک مدل کامل سه‌بعدی بررسی کردند. این مطالعه طبق این فرضیه بود که نوسان ممکن است باعث افزایش کارایی به وسیله افزایش دهانه مؤثر بال، محدود شود. در نتیجه زیان‌های مرتبط با گردابه نوک بال کاهش می‌یابد. در یافته‌های اولیه نویسندگان، کاهش عملکرد قابل مقایسه‌ای را در مدل دوبعدی نسبت به سه‌بعدی مشاهده کردند که منجر به این پیشنهاد شد که نوک بال است که اثر قابل توجهی دارد. لازم به ذکر است که با این حال که عامل عدد رینولدز برای مدل بی‌نهایت کمتر از مدل نصف بال محدود بود. فرضیه‌ای که نوسانات ممکن است در مسیری مشابه گردابه‌ساز عمل کند توسط میکوسوویچ [۱۴]، فیش و لودر و همکاران [۱۸]، فیش و همکاران [۱۹] و ژانگ و همکاران [۲۰] توسعه یافت. با این حال ون نیروپ [۲۱] نشان داد که چون طول موج و دامنه نوسانات به‌طور قابل توجهی بیشتر از ضخامت لایه مرزی است، عملکرد باید از آنچه که گردابه‌سازهای متداول همان‌طور که در مثال [۲۲] تعریف شد، متفاوت باشد. ون نیروپ [۲۱] یک مدل تحلیلی بال موج‌دار و یک مکانیزمی پیشنهاد کردند که به‌موجب آن جدایش پشت قله وتر به دلیل فروزش^۱ غیریکنواخت به تأخیر می‌افتد که باعث کاهش زاویه حمله مؤثر در پشت قله می‌شود. علاوه بر این نویسندگان مشاهده کردند، طول وتر در پشت دره‌ها در مقایسه با قله‌ها کمتر است، گرادیان فشار در جهت جریان باید آن‌جا بزرگ‌تر باشد، بنابراین جدایش در ناحیه پشت دره‌ها آغاز شده‌است و جریان در ناحیه پشت قله‌ها برای فواصل طولانی‌تر به‌صورت متصل‌شده، باقی می‌ماند. مطالعه عددی ثانویه‌ای

^۱ Downwash

همان طور که گزارش شده است توسط فیش و همکاران [۱۸] با پترسون و همکاران [۲۳] در سال ۲۰۰۳ ادامه یافت که یک شبیه سازی ناپایدار معادلات مومنوم حاکم بر جریان آشفته^۱ (RANS) بر روی برآمدگی ایرفویل ناکا ۶۳-۰۲۱ اصلاح نشده اجرا گردید. عدد رینولدز بر اساس طول وتر بود. در زاویه حمله ۱۰ درجه، نتایج تغییری در کانتورهای فشار بر روی مدل موج دار در طول گردابه پستی در دره را نشان داد. جدایش جریان مشاهده شده برای قله های پشت لبه فرار را به تأخیر انداخت و از شروع واماندگی جلوگیری کرد. رستم زاده و همکاران [۲۴] در سال ۲۰۱۲ از روش خط برآزای پرانتل برای نشان دادن مزایای هیدرودینامیکی و آیرودینامیکی برآمدگی هایی که می توانند از طریق اصلاح لبه حمله موج دار جدید با به کارگیری مکانیزم جریان مشابه به دست آیند، مورد استفاده قرار می گیرد. اندازه گیری نیروی تونل باد تأیید می کند که بال های موج دار با نوسان کامل واماندگی تدریجی را در مقایسه با بالی با لبه حمله صاف ارائه می دهند. در سال ۲۰۰۹ کاربرد برآمدگی های بال مثلثی^۲ توسط گورونی و راکول [۲۵] نیز مورد مطالعه قرار گرفت آن ها دریافتند که در عدد رینولدز $10^5 \times 1/5$ و زاویه حمله ۲۵ درجه، برآمدگی ها اثر قابل ملاحظه ای بر روی سطح توپولوژی جریان دارند. آن ها توضیح دادند که قابل توجه ترین تغییر در سطح توپولوژی برای نسبت های دامنه به طول موج برآمدگی های کوچک را مشاهده کرده اند. ژانگ و وو [۲۶] در سال ۲۰۱۲ روتور فاز چهار آزمایشگاه ملی انرژی تجدید پذیر^۳ (NREL) با لبه حمله سینوسی و بدون لبه حمله سینوسی را محاسبه کردند. در تطابق مناسب با مطالعات پیشین بر روی هندسه پره موج دار به نظر می رسد آن ها بعضی بهبودها بعد از واماندگی را مشاهده کردند، اما کاهش عملکرد برای سرعت های باد پایین تر، جایی که توربین برای عملکرد با کارایی بیشتر مناسب است را یافتند. به هر حال، برخلاف یافته های پیشین گزارش کردند که خصوصیات آیرودینامیکی را پس از واماندگی با افزایش دامنه و طول موج، افزایش می دهد. در سال ۲۰۱۴ شبیه سازی عددی گردابه های

^۱ Reynolds Averaged Navier–Stokes Equations

^۲ Wing Delta

^۳ National Renewable Energy Laboratory

بزرگ^۱ از جریان روی بال مستطیلی ناکا ۰۰۲۱ با نوسانات لبه حمله در زاویه حمله ۲۰ درجه توسط اسکیلن و همکاران [۱۱] در عدد رینولدز $1/2 \times 10^5$ ایجاد گردید. نوسان لبه حمله سینوسی دارای دامنه $A/c = 0/15$ و طول موج $\lambda/c = 0/11$ بود. زاویه حمله بزرگ برای اطمینان از شرایط پس از واماندگی انتخاب شده بود و ۵۸٪ افزایش در ضریب برآ و ۵۹٪ درصد کاهش در ضریب پسا در مقایسه با بال استاندارد گزارش شده بود. این با کاهش ناحیه جدایش جریان برای بال موجدار مقایسه شده با بال صاف به دست آمده بود. کورسینی و همکاران [۲۷] در سال ۲۰۱۳ خمیدگی ایرفویل با لبه حمله موجدار را در مقابل نمونه عددی متقارن تشریح کردند و ویژگی‌های منحنی‌های برآ بازیابی شده زود هنگام در بعد از واماندگی برای پروفیل متقارن با دستیابی اضافی در برآ، برای خمیدگی ایرفویل بخصوص به منظور کاربرد در فن‌ها و توربومشین را نتیجه گرفتند. مجید اصلی و همکاران [۲۸] در سال ۲۰۱۴ با بررسی رفتار جریان بر روی پره‌های توربین بادی و پدیده‌های مرتبط مانند واماندگی می‌تواند با بعضی اصلاحات بهبود یابد. در مقاله کنونی، مدل برآمدگی لبه حمله باله‌های نهنگ کوهان‌دار به عنوان روش کنترل غیرفعال جریان برای واماندگی در ایرفویل ضخیم S809 بررسی گردید. ایرفویل با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی در عدد رینولدز $1/2 \times 10^5$ تحلیل گردید و ضرایب آیرودینامیکی در زاویه حمله سکون با داده‌های تجربی گزارش شده توسط سامرز [۲۹] در سال ۱۹۹۷ اعتبارسنجی گردید. بنابراین، نتایج محاسباتی برای ایرفویل اصلاح شده با لبه حمله موجدار سینوسی ارائه گردیده است. نتایج نشان می‌دهد که در زوایای حمله کوچک قبل از منطقه واماندگی، ضریب برآ به شکل صافی نسبت به مدل استاندارد کاهش می‌یابد. به هر حال، ایرفویل اصلاح شده روند واماندگی صافی دارد در حالی که ضریب برآ ایرفویل استاندارد به دلیل جدایشی که در مقطع مکش رخ می‌دهد به تندی کاهش می‌یابد. بر اساس ساختار جریان بر روی ایرفویل‌ها، برآمدگی لبه حمله مانند گردابه ساز عمل می‌کند که گردابه‌های سطح بالای جریان باقی مانده به سطح ایرفویل در زاویه حمله بالا متصل شده و از ایجاد واماندگی عمیق جلوگیری می‌کند. کانگ و پارک [۳۰] در سال ۲۰۱۳ کنترل واماندگی فعال روش

^۱ Large Eddy

ایرفویل توربین بادی را با استفاده از جت پیوسته برای بهبود خصوصیات آیرودینامیکی مورد بررسی قرار دادند. نتایج محاسبه شده تأثیر کنترل جریان وسیع را زمانی که موقعیت شروع جدایش جریان مشابه موقعیت شیار است را نشان داد. همه مکانیزم‌های کنترل واماندگی تلاش می‌کنند لایه مرزی متصل به سطح ایرفویل را برای جلوگیری از جدایش که باعث کاهش عملکرد آیرودینامیکی می‌شود را حفظ کنند. شان و همکاران [۳۱] در سال ۲۰۰۸ تحلیل‌های عددی را در رابطه با کنترل جریان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در سه حالت مختلف انجام دادند. آن‌ها در حالت اول ایرفویل را بدون هیچ گونه کنترل کننده جریان تحلیل نمودند در حالت دوم جدایش جریان را با مولد گردابه‌های غیرفعال و در حالت سوم کنترل جریان با مولد گردابه‌های فعال انجام گرفت. نتایج آن‌ها نشان دهنده آن است که در حالت استفاده از مولد گردابه‌ای غیرفعال جدایش به صورت مقطعی حذف شده است اما جریان کمی پایین تر از سطح، جدا شده و دوباره تشکیل حباب جدایش می‌دهد. اما استفاده از مولد گردابه‌ای فعال، کارآمدتر عمل کرده و ناحیه جدایش را به طور کامل حذف نمود. لئو [۳۲] نیز در سال ۲۰۰۹ به منظور افزایش راندمان آیرودینامیکی در توربین‌های فشار پایین از طریق تحلیل‌های عددی به کنترل حباب‌های جدایی به وسیله ایجاد شیار بر روی ایرفویل پرداخت. بوشنل و مور [۳۳] در سال ۱۹۹۱ مشاهده کردند که کوسه‌ماهی^۱ می‌توانند جریان اطراف یک سطح را با اصلاح لبه حمله کنترل کند. چنین ساختارهایی ممکن است لایه مرزی را تحریک کرده و از آشفستگی و جدایش جریان جلوگیری کنند. به هر حال، مکانیزم تولید نیروی کنترل و ساختار جریان هنوز به خوبی تشریح و پیش‌بینی نشده‌اند. ژانگ و همکاران [۳۴] در سال ۲۰۰۹ به بررسی تجربی کنترل آیرودینامیک ایرفویل در عدد رینولدز کوچک 5×10^5 در گستره وسیعی از زاویه حمله با استفاده از روش برآمدگی لبه حمله پرداختند. ماهیت روش دست‌کاری جریان پیرامون ایرفویل با لبه حمله صاف ایرفویل استاندارد با یک ایرفویل موج‌دار سینوسی است. درحالی‌که نیروهای پسا و برآ و نسبت برآ به پسای ایرفویل استاندارد با استفاده از تعادل نیرویی سه مؤلفه‌ای

^۱ Sharks

اندازه‌گیری شده است، جریان به‌طور مستقیم با استفاده از سرعت‌سنجی تصویر ذرات^۱ اندازه‌گیری شده است. به‌طور قابل‌توجهی عملکرد آیرودینامیک ایرفویل در محدوده زاویه حمله پس از واماندگی بهبود یافته‌است، برای مثال زاویه حمله $16 < \alpha < 70$ لبه حمله منجر به افزایش ۲۵٪ ضریب برآ و ۳۹/۲٪ نسبت برآ به پسا می‌شود، به همین ترتیب، حداکثر ۲۰٪ ضریب پسا کاهش می‌یابد. هائری و همکاران [۳۵] در سال ۲۰۱۴ دندان‌های لبه حمله موج‌دار برای کاهش نویز عکس‌العمل آشفستگی ایرفویل را به‌صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. یک ایرفویل با سطح صاف مورد توجه قرار گرفته و روشی پیشرفته برای تولید ترکیب برآمدگی جریان در مقابل شرایط مرزی جریان که به‌طور خاص برای شبیه‌سازی آیرواکوستیک^۲ سه‌بعدی مناسب است، پیشنهاد گردیده است. پرستی و همکاران [۳۶] در سال ۲۰۱۶ برآمدگی‌های سینوسی برای بهبود عملکرد ایرفویل در ناحیه پس از واماندگی هنگامی که برای یک لبه حمله ایرفویل بکار رفته، نشان داده شده‌است. به‌منظور افزودن داده‌های آیرودینامیکی موجود در این منطقه، بررسی‌های تجربی سیستماتیکی برای نشان دادن اثرات عدد رینولدز بر روی گردابه‌های لبه حمله واقع در ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ انجام شد. سه ایرفویل با طول موج و دامنه برآمدگی متنوع در یک تونل باد در اعداد رینولدز $7/5 \times 10^4$ ، $1/5 \times 10^5$ و 3×10^5 واقع گردیده‌اند. توزیع فشار بر روی این ایرفویل‌ها در زوایای حمله متنوع به‌طور تجربی اندازه‌گیری شد و با داده‌های ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ مقایسه گردید. تأثیر آشفستگی بر توزیع فشار سطح مکش مشاهده گردید. ضریب برآ، وابستگی به عدد رینولدز و هندسه برآمدگی دندان‌ها را نشان داد. عملکرد پس از واماندگی ایرفویل‌های موج‌دار، زمانی که با ایرفویل استاندارد مقایسه گردیدند، بهبود یافتند. اگرچه توضیحات مختصری از بعضی رفتارهای جریان مشاهده‌شده، داده شده‌است، نیاز به بررسی‌های بیشتر، شده‌است. هانسن و همکاران [۳۷] در سال ۲۰۱۱ یک بررسی تجربی برای تعیین تأثیر برآمدگی‌های لبه حمله سینوسی بر عملکرد دو ایرفویل ناکا با خصوصیات آیرودینامیکی متفاوت تقبل گردیده است. اندازه‌گیری‌های نیرو با ایرفویل با گستره

^۱ Particle Image Velocimetry^۲ Aeroacoustic

کامل با ترکیبات متنوع طول موج و دامنه برآمدگی‌ها نشان می‌دهد که زمانی که با ایرفویل اصلاح‌نشده مقایسه می‌شوند، برآمدگی‌ها برای ایرفویل ناکا ۰۲۱-۶۵ مختصرتر از ایرفویل ناکا ۰۰۲۱ هستند. همچنین برای دو ایرفویل یافت شد که کاهش دامنه برآمدگی به یک ضریب برآ بیشینه بالاتر و زاویه واماندگی بیشتر هدایت می‌کند. در رژیم پس از واماندگی، به هر حال، عملکرد با دامنه گسترده برآمدگی بسیار محبوب‌تر است. کاهش طول موج به بهبود همه جنبه‌های عملکرد برآ، شامل ضریب برآ بیشینه، زاویه واماندگی و خصوصیات پس از واماندگی می‌انجامد. بعلاوه، نکته‌ای قاطع وجود دارد که کاهش بیشتر در طول موج تأثیر منفی بر عملکرد دارد. نتایج همچنین پیشنهاد می‌کنند که آشفتگی در یک رفتار مشابه با ژنراتور گردابه‌ساز قرار دارد، انجام گیرد. یک مطالعه ثانویه که توسط مورای و همکارانش [۳۸] انجام شده از ایرفویل‌های مشابه با مطالعه میلکوسویچ و همکاران [۱۴] استفاده کرد که قرارگیری در زاویه‌های متنوع را تأیید کرده است. در رینولدز 5×10^5 مشاهده شد که عملکرد آیرودینامیکی مدل ایده‌آل شده باله نهنگ با برآمدگی، عملکرد قوی‌تر در مقایسه با مدل مشابه با لبه حمله ساده برای همه زوایای تحت بررسی را نشان داد. فاویر و همکاران [۳۹] در سال ۲۰۱۲ شبیه‌سازی‌های عددی مستقیمی از یک هندسه موج‌دار در عدد رینولدز پایین را اجرا کردند. یک مطالعه بر روی پارامترهای هندسه موج‌دار انجام شد که محدوده‌ای از طول موج‌ها و نوسانات می‌باشد. درحالی که نویسندگان حداکثر کاهش پسا را ۳۵٪ مشاهده کردند، برآ نیز نسبت به مدل استاندارد بدون نوسان برای همه پیکربندی‌های مشابه کاهش یافت. زورکف و همکاران [۴۰] در سال ۲۰۱۳ گذار از جریان آرام به آشفته را روی ایرفویل استاندارد و موج‌دار را در عدد رینولدز پایین به صورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق گذار از جریان آرام به آشفته در شیار که ماکزیمم نوسان در پشت حباب جدایش صورت گرفته، آغاز می‌شود. نتایج آزمایش‌ها نشان داد که، تغییر حداقل ضخامت ایرفویل به میزان ۱۰ درصد وتر، منجر به تغییر مکان ۲۰٪ گذار از جریان آرام به آشفته به جریان پایین‌دست می‌شود. نتایج همچنین نشان داد که، در طول گستره بال گذار از جریان آرام به آشفته در بال موج‌دار ۱۰ تا ۱۵ درصد زودتر از مدل استاندارد اتفاق می‌افتد. پائولا و همکارانش [۴۱] در سال ۲۰۱۶ تأثیر ضخامت روی لبه حمله ایرفویل

را به صورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. آزمایش‌ها نشان داد که افزایش ضخامت ایرفویل باعث بدتر شدن عملکرد آیرودینامیکی در رژیم جریان پیش از واماندگی خواهد شد. آن گونه که در مراجع قبلی نیز اشاره شد این تحقیق عملکرد ایرفویل موج دار را وابسته به عدد رینولدز دانسته، به گونه‌ای که در برخی موارد در اعداد رینولدز پایین ایرفویل با لبه حمله موج دار، دارای ماکزیمم برآ بیشتری نسبت به ایرفویل استاندارد را دارا می‌باشد. یک روش کنترل جریان توسط بیرمن و اون در سال ۱۹۹۸ [۴۲] و همچنین شروین و دارکار در سال ۲۰۱۱ [۴۳] بررسی گردیده است. آن‌ها بررسی‌های تجربی برای مطالعه اثر حالت موج دار روی خطوط جدایش بر جریان اطراف مربع یا چهارضلعی پیرامون جسم انجام دادند، اثرات سطوح موج دار بر کاهش نیروی پسا نیز روی داده است. همه نتایج قبلی نویسندگان را برای گسترش ایده جریان اطراف ایرفویل‌های موج دار متفاوت ترغیب می‌کند. سرسون [۴۴] در سال ۲۰۱۵ استفاده از لبه حمله موج دار به عنوان یک راه ممکن برای تأخیر واماندگی، جهت اینکه به بال اجازه دهد عملکرد آیرودینامیکی بهتری در زاویه حمله بالاتر داشته باشد مطرح کرد. نتایج شبیه‌سازی عددی مستقیم از جریان پیرامون بال‌های موج دار نامتناهی با پروفیل ناکا ۰۰۱۲ در عدد رینولدز ۱۰۰۰ ارائه شد. این شبیه‌سازی‌ها با استفاده از روش آبشار طیفی، با هماهنگ ساختن یک سیستم انتقال که برای رفتار بال موج دار به کار گرفته شده، ادامه یافت. ترکیبات متعددی از طول موج و دامنه مورد توجه قرار گرفته است که نشان می‌دهد این مقدار عدد رینولدز از لبه حمله موج دار منجر به کاهش نرخ برآ به پسا می‌شود. و با توقف ضریب برآ همراه شد. همچنین تصویر جریان نشان می‌دهد جریان متصل شده در پشت قله‌های لبه حمله باقی می‌ماند در حالی که نواحی مجزای جدایش جریان در پشت دره‌ها وجود دارد. کارتیکیان [۴۵] تأثیر لبه حمله موج دار، در رفتار دیده شده در نهنگ کوهان دار، به عنوان یک برآمدگی برای لبه حمله ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ به صورت تجربی در عدد رینولدز پایین $10^5 \times 1/2$ بررسی گردیده است. مقایسات در مقابل ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ استاندارد که از طریق تصویرسازی جریان سطح، فشار سطح و اندازه‌گیری‌های سرعت سنجی تصویر ذره دوبعدی انجام شدند، ادامه یافت. آزمایش‌ها در زاویه حمله ۶ و ۱۸ درجه مطابق با شرایط پیش از واماندگی و پس از واماندگی ایرفویل استاندارد با

سرعت جریان آزاد ۷/۵ متر بر ثانیه ادامه یافت. مطالعات مرئی سازی جریان روغن خصوصیات جریان پیچیده جالبی را با تکرار در هر برآمدگی در دو زاویه حمله آشکار ساخت. در زاویه حمله کوچکتر، توسعه حباب جدایش که خصوصیات متمایزی بر ایرفویل استاندارد است، به طور قابل توجهی با فشار برآمدگی ها دگرگون گردید که در شکل دهی حباب های جدایش کوچکتر در طول گستره بال به جای یک حباب مجزا نتیجه داده است. نتایج تصویرسازی روغن، در زاویه حمله ۱۸ درجه نشان می دهد که برآمدگی در پشت شرایط واماندگی ایرفویل استاندارد بسیار مؤثرتر است. آن ها جریان متصل شده را تا ۵۰ درصد وتر حداقل در منطقه پشت برآمدگی به جای تکمیل جدایش در لبه حمله به مقدار توجهی در ایرفویل استاندارد حفظ کردند. همه این فاکتورها در عملکرد افزایشی برآمدگی در مقایسه با ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ استاندارد مشارکت دارند. به هر حال، به نظر می رسد پس از واماندگی استفاده از برآمدگی ها برای نفوذ بر نقطه جدایش با تنوع زیاد و در نتیجه عرض دنباله ها بر روی ایرفویل، تأثیر چیزی که هنوز به صورت مفصل شرح داده نشده است، می باشد.

۲-۲- معرفی مطالعه حاضر و تشریح نوآوری ها

کنترل جدایش جریان روی ایرفویل از هر دو نظر بنیادی و صنعتی به دلیل تحولات اخیر توربین های بادی و وسایل نقلیه هوایی کوچک مانند پهبادها اهمیت پیدا کرد. بدون داشتن روش کنترلی مؤثر، تمام ساختارهای مهندسی منجر به ویژگی های آیرودینامیکی ضعیف ناشی از جدایش جریان شده است، بنابراین بسیاری از محققان، تحقیقات خود را بر روی این موضوع بردند. اخیراً یک روش غیرفعال برای کنترل جدایش جریان که به برآمدگی لبه حمله معروف است، توجه زیادی را به خود جلب کرده است. با توجه به شکل (۱-۲) ایده این روش بر اساس شکل شناسی باله های نهنگ غول پیکر کوهان دار است که توسط زیست شناسان بررسی شده بود، مورد مطالعه قرار گرفت. دستگاه کنترل جریان غیرفعال به طور گسترده در سال های گذشته مورد مطالعه قرار گرفتند. افزایش در عملکرد هیدرودینامیکی و آیرودینامیکی برای طراحی های مهندسی از قبیل، بال هواپیما، توربین های بادی،

فن‌ها و ملخ‌های هواپیما انجام شد. اخیراً ایرفویل‌هایی با لبه حمله موج‌دار، از باله‌های نهنگ کوهان‌دار الهام گرفتند. به‌منظور مکانیزم کنترل جریان برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی بررسی شده است. باله‌های نهنگ غول‌پیکر ویژگی‌های منحصربه‌فردی از جمله قدرت مانور بالا برای شکار طعمه دارد که به دلیل برآمدگی‌های موجود روی باله‌های آنها است.



شکل ۲-۱: باله‌های نهنگ کوهان‌دار [۲۸]

با بررسی مطالعاتی که تاکنون روی این پدیده انجام شده، می‌توان دریافت که بیشتر محققان تأثیر موج‌دار کردن لبه حمله بر روی ضرایب آیرودینامیکی را بررسی کردند. به‌منظور کاربردی‌تر شدن نتایج، در مطالعه حاضر علاوه بر لبه حمله، لبه فرار، سطح بالا و سطح پایین ایرفویل را موج‌دار کرده و به‌صورت آزمایشگاهی انجام شد و تغییر در ضرایب آیرودینامیکی و زاویه واماندگی را بررسی کرده که در فصل بعد به تشریح ستاپ ساخته شده پرداخته می‌شود.

فصل ۳ تجهیزات و ستاپ آزمایش

در این فصل ابتدا به معرفی تجهیزات آزمایشگاهی مورد استفاده پرداخته می‌شود، سپس اجزای مختلف ستاپ ساخته شده تشریح خواهد شد.

جریان سیال نقش مهمی در صنایع پیرامون ما هم‌چون توربوماشین‌ها، سیستم‌های هیدرودینامیکی، صنایع هوافضا، صنایع نفت و گاز و بسیاری موارد دیگر را ایفا می‌کند. از آن‌جا که در اکثر صنایع و سیستم‌ها، رژیم جریان به صورت آشفته است، بنابراین این نوع جریان از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردار می‌باشد. دلیل اهمیت آن این است که جریان آشفته نقش مهمی در انتقال اندازه حرکت، انتقال حرارت و جرم، تلفات انرژی و اصطکاک در سیستم‌های سیالات دارد، بنابراین به منظور طراحی بهینه و مطلوب سیستم‌های سیالات در صنایع مختلف، نیاز است تا جریان‌های آشفته را شناخته و کمیت‌های آن را مشخص نمود. تعیین این کمیت‌ها توسط روش‌های عددی و تجربی انجام می‌پذیرد. در روش‌های عددی با استفاده از شبیه‌سازی و حل معادله‌های حاکم بر جریان سیال نظیر معادله‌های پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی، کمیت‌های جریان را در شرایط مختلف به دست آورده و با توجه به نتایج به دست آمده، سیستم‌های مورد نظر طراحی و یا بهینه می‌شوند. در روش‌های تجربی با استفاده از تجهیزاتی نظیر تونل باد، تونل آب و ... مدل را در شرایط آزمایش قرار داده و با استفاده از دستگاه‌های اندازه‌گیری، کمیت‌های مختلف جریان سیال اندازه‌گیری شده در نتیجه می‌توان پدیده‌های فیزیکی را درک و سیستم‌های سیالاتی را طراحی و بهینه نمود. دو روش فوق دارای مزایا و معایب مربوط به خود می‌باشند که پژوهشگران و طراحان باید از مزایای این دو روش به نحو مطلوبی استفاده نمایند. در روش‌های تجربی نیاز به مدل، تجهیزات آزمایش و دستگاه‌های اندازه‌گیری است و معمولاً پرهزینه‌تر از روش‌های عددی است.

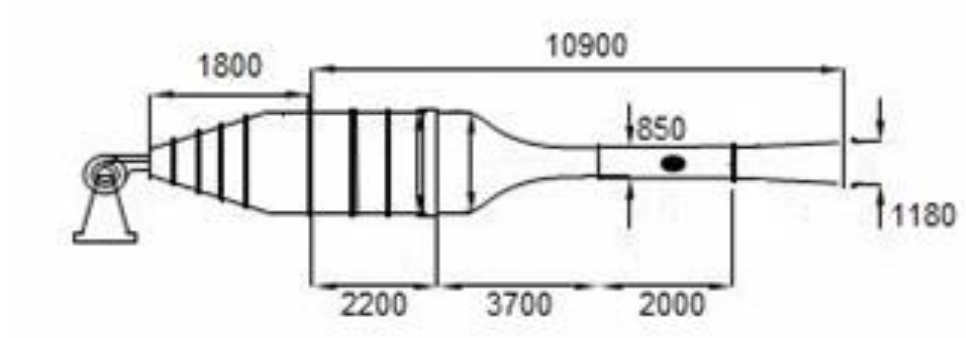
۳-۱- تجهیزات آزمایشگاهی

۳-۱-۱ دستگاه تونل باد

در این تحقیق به منظور بررسی رفتار جریان، از تونل باد موجود در دانشگاه صنعتی شاهرود استفاده شده است. اندازه گیری مشخصات جریان هوا شامل اندازه گیری سرعت، فشارهای استاتیکی و جریان هوا می باشد و با استفاده از نرم افزارهای مربوطه، داده های حاصل از این اندازه گیری ها مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته شده است. در این فصل نحوه عملکرد دستگاه های بکار رفته در انجام آزمایش و نرم افزارهای مورد استفاده به شرح داده شده است.

کلیه آزمایش ها با استفاده از تونل باد مدارباز، در دانشگاه صنعتی شاهرود انجام گرفت، شکل (۳-۱) و (۳-۲) تصویر تونل باد مورد استفاده می باشد. این تونل باد دارای اتاق آزمونی به ابعاد (۸۵۰×۸۵۰×۲۰۰) میلی متر می باشد. تونل باد با سرعت کم از لحاظ مسیر جریان هوا به دو گروه تونل باد مدارباز و مدار بسته تقسیم بندی می شود. در تونل باد مدارباز، هوا از محیط مکیده شده و پس از عبور از قسمت های مختلف تونل باد و اتاق آزمایش دوباره به محیط برمی گردد. در این نوع تونل باد جریان ورودی و خروجی باهم ارتباطی نداشته و بر هم تأثیری نمی گذارند. شکل زیر نوع ساده ای از تونل باد مدارباز را نشان می دهد که جریان هوا توسط فن از محیط به داخل آن دمیده می شود. اتاق آزمایش مکانی است که در آن جریان به صورت دلخواه بوده و می توان مدل ها را در آن مورد آزمایش قرارداد. به منظور کنترل سرعت جریان هوای اتاق آزمایش از یک مبدل^۱ برای کنترل دور فن استفاده شده است. بازه سرعت تونل باد از ۳ تا ۳۷ متر بر ثانیه می باشد. به منظور کاهش اغتشاشات جریان هوای تونل باد و وظیفه یکنواخت کردن جریان، در تونل باد توری هایی قرار گرفته است.

^۱ Inverter



شکل ۳-۱: شماتیک دستگاه تونل باد دانشگاه صنعتی شاهرود

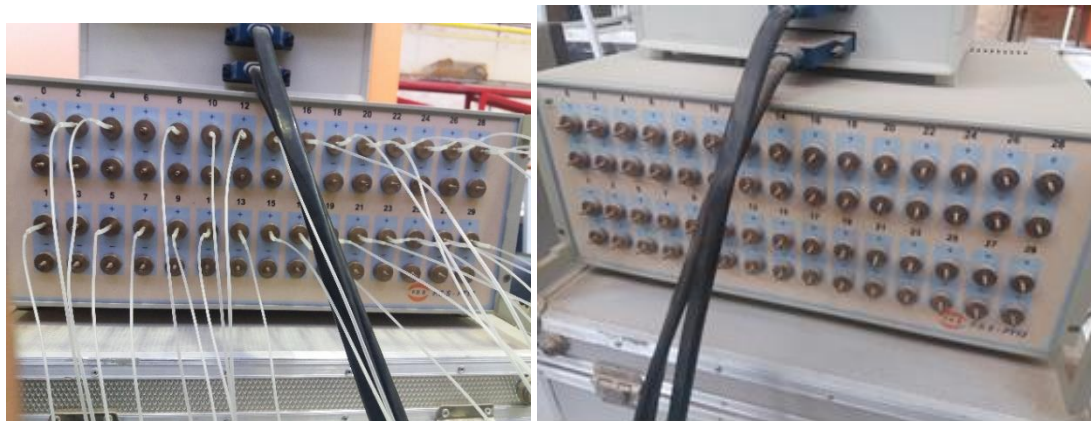


شکل ۳-۲: دستگاه تونل باد مدارباز دانشگاه صنعتی شاهرود

۳-۱-۲ دستگاه فشارسنج سی کاناله

همان طور که در شکل (۳-۳) دیده می شود، این نوع فشارسنج ها به منظور اندازه گیری و بررسی توزیع فشار بر روی مدل ها، اجسام آیرودینامیکی و غیره به همراه نرم افزار بکار می رود. اختلاف فشار روی سطح ایرفویل اندازه گیری و ثبت می شود. محدوده فشار قابل اندازه گیری از ۱۲۵۰- تا ۱۲۵۰+ پاسکال می باشد، دقت سنسورها ۰/۱ درصد و سنسورها ساخت شرکت هانیول^۱ آمریکا است.

^۱Honeywell



شکل ۳-۳: دستگاه فشارسنج سی کاناله

۳-۱-۳ دستگاه جریان سنج سیم داغ

شکل (۳-۴) دستگاه جریان سنج سیم داغ^۱ را نشان می‌دهد که به وسیله آن می‌توان سرعت لحظه‌ای جریان سیال را با فرکانس بسیار بالا اندازه‌گیری نموده و با استفاده از سرعت لحظه‌ای اندازه‌گیری شده، سرعت متوسط، اغتشاش‌های جریان سیال، تنش‌های رینولدز، زاویه جریان (در صورت استفاده از سیم داغ دو و یا سه بعدی) دمای جریان، جهت حرکت جریان (به خصوص در جریان‌های معکوس)، کمیت‌های جریان دوفازی و را اندازه‌گیری نمود. اساس کار دستگاه جریان سنج سیم داغ، انتقال حرارت از یک سیم گرم با قطر بسیار پایین (در حدود چند میکرون) از جنس تنگستن، پلاتین و یا آلیاژهای پلاتین است. این سیم داغ بر روی دوپایه نصب شده و در مسیر جریان سیال قرار می‌گیرد. هر تغییری که در شرایط جریان سیال ایجاد شود و بر روی نرخ انتقال حرارت از سیم اثر بگذارد، به وسیله دستگاه جریان سنج سیم داغ مشخص می‌شود. به منظور اندازه‌گیری رفتار جریان هوا از دستگاه جریان سنج سیم داغ ساخت شرکت فرا سنجش صبا استفاده شده است. پرآب استفاده شده از نوع یک بعدی بوده و سنسور آن از جنس تنگستن با قطر ۵ میکرون می‌باشد. با توجه به بالا بودن شدت اغتشاشات جریان آشفته، فیلتر پایین گذر ۳۰ کیلوهرتز انتخاب شده است. همچنین فرکانس قطع دستگاه جریان سنج سیم داغ به همراه پرآب ۱۶ کیلوهرتز است. داده‌های اندازه‌گیری شده توسط جریان سنج سیم داغ از طریق کارت

^۱Hot-Wire

آنالوگ به دیجیتال به رایانه ارسال و توسط نرم افزار Ware Flow تجزیه و تحلیل می شود. برای جابجایی پرآب از مکانیزم انتقال دهنده استفاده شده که دقت این مکانیزم 0.01 میلی متر در سه جهت است. حرکت مکانیزم انتقال دهنده توسط رایانه و نرم افزار کنترل می شود.



شکل ۴-۳: دستگاه جریان سنج سیم داغ

۴-۱-۳ پرآب سیم داغ

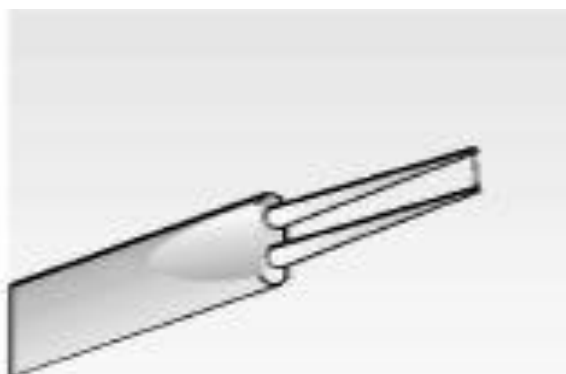
یکی از اجزای دستگاه جریان سنج سیم داغ پرآب است که در شکل (۳-۵) دیده می شود که شامل سنسور، پایه ها، بدنه، کابل و اتصالات است. پرآب جریان سنج سیم داغ بر مبنای نوع سنسور به کار رفته و یا تعداد سنسور آن یک، دو و سه بعدی تقسیم بندی می شود. سنسور پرآب دستگاه جریان سنج، از نوع سیم داغ و یا فیلم داغ می باشد. قطر سنسور سیم داغ بسیار کم و دارای پاسخ فرکانسی بالا بوده ولی شکننده است. بدنه پایه های پرآب از جنس سرامیک بوده که سوزن ها در آن قرار می گیرند. سرامیک، عایق بسیار مناسبی است که اثر خازنی آن ناچیز می باشد. این سرامیک به بدنه پرآب که از لوله فولادی است، متصل می شود. سنسور از طریق پایه، کابل و اتصالات به مدارهای الکترونیکی دستگاه جریان سنج سیم داغ متصل می شود.



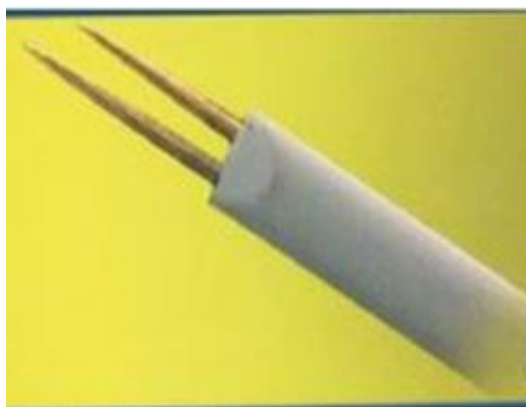
شکل ۳-۵: پرآب مورد استفاده در آزمایشگاه

۳-۱-۵ پرآب یک بعدی

پرآب یک بعدی دارای یک سنسور بوده و قادر به اندازه گیری سرعت در جهت جریان سیال است. پرآب یک بعدی را می توان مطابق شکل های (۳-۶) و (۳-۷) به پرآب مستقیم^۱ و به پرآب مایل^۲ تقسیم بندی نمود. در پرآب مستقیم پایه ها موازی و هم اندازه بوده به طوری که سنسور عمود بر جریان سیالی که موازی ساقه است، قرار می گیرد. در پرآب مایل پایه ها موازی بوده ولی اندازه آن ها با یکدیگر متفاوت است و سنسور با جریان سیالی موازی بوده ولی اندازه آن ها با یکدیگر متفاوت است.



شکل ۳-۷: پرآب یک بعدی مستقیم



شکل ۳-۶: پرآب یک بعدی مایل

^۱Single Normal

^۲Single Yaw

۳-۱-۶ دستگاه جوش سنسور

سنسور با جوش القایی و یا لحیم کاری به دوپایه که معمولاً از جنس فولاد ضدزنگ و یا نیکل است، متصل می‌شود. برای آنکه آثار تداخلی پایه در جریان به حداقل رسانده شود، معمولاً پایه پرآب به شکل سوزن ساخته می‌شود که قطر نوک آن 0.1 میلی‌متر است. در شکل (۳-۸) دستگاه جوش سنسور دیده می‌شود.



شکل ۳-۸: دستگاه جوش سنسور

۳-۱-۷ ذره بین

برای جوش کاری سنسور جریان سنج سیم داغ به پرآب، به دلیل قطر بسیار کم سنسور (۵ میکرون)، مشاهده سیم با چشم بسیار مشکل است، به همین دلیل برای سهولت و سرعت جوش دادن سنسور، از ذره بین استفاده می‌شود که در شکل (۳-۹) مشاهده می‌شود.



شکل ۳-۹: ذره‌بین

۳-۱-۸ دریافت داده‌ها و تحلیل توسط نرم‌افزار

شکل (۳-۱۰) کارت DAQ را که وظیفه انتقال داده‌ها از دستگاه‌های اندازه‌گیر به رایانه را بر عهده دارند نشان می‌دهد. خروجی اکثر دستگاه‌های اندازه‌گیر نظیر مبدل الکترونیکی فشار، دستگاه جریان‌سنج سیم داغ به صورت ولتاژ و سیگنال آنالوگ است. سیگنال آنالوگ وارد کارت DAQ شده و به داده‌های دیجیتال تبدیل می‌شود. بعد از آن، این داده‌های خام به رایانه ارسال شده و در آنجا توسط نرم‌افزار مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرند تا نتایج مورد نیاز حاصل شود.



شکل ۳-۱۰: دستگاه DAQ

۳-۱-۹ مکانیزم انتقال دهنده پرآب

دستگاه جریان سنج سیم داغ، سرعت لحظه‌ای جریان سیال را در مکانی که پرآب در آن قرار دارد، اندازه‌گیری می‌کند. برای آنکه بتوان توزیع سرعت یا تغییرات سرعت جریان سیال را نسبت به مکان اندازه‌گیری نمود، نیاز به مکانیزم انتقال دهنده پرآب است. بنابراین مکانیزم انتقال دهنده پرآب از تجهیزات اصلی تونل باد است. شکل (۳-۱۱) مکانیزم انتقال دهنده پرآب را نشان می‌دهد. در صورتی که قسمت‌های مکانیکی مکانیزم انتقال دهنده به‌طور مناسبی ساخته شده باشند، مکانیزم انتقال دهنده پرآب می‌تواند پرآب را در فضای موردنظر با دقت بسیار بالا جابه‌جا کند. در صورتی که تونل باد از نوع مدار بسته و یا مدار باز دمنده باشد، مشکل نصب مکانیزم انتقال دهنده وجود ندارد ولی در حالتی که تونل باد از نوع مدار باز مکنده باشد با توجه به فشار منفی در اتاق آزمون، نصب مکانیزم انتقال دهنده مشکل است. معمولاً نرم‌افزارهای دستگاه جریان سنج سیم داغ دارای گزینه‌هایی برای کنترل و به حرکت در آوردن موتورهای پله‌ای و در نتیجه کنترل موقعیت پرآب می‌باشند.



شکل ۳-۱۱: مکانیزم انتقال دهنده پرآب

۳-۱-۱۰ لوله پیتوت

یکی از وسایل رایج برای اندازه‌گیری سرعت متوسط جریان سیال، لوله استاتیکی پیتوت است. لوله پیتوت وسیله‌ای است که با استفاده از آن فشار استاتیکی و فشار سکون جریان سیال اندازه‌گیری می‌شود. اگر فشارهای استاتیکی و سکون اندازه‌گیری شده به دو طرف مانومتر و یا مبدل الکترونیکی فشار متصل شوند، فشار دینامیکی و درنهایت سرعت جریان سیال اندازه‌گیری می‌شود. شکل (۳-۱۲) لوله استاتیکی پیتوت را نشان می‌دهد که شامل سوراخ‌های حس‌کننده فشارهای سکون و استاتیکی است. سوراخ حس‌کننده فشار سکون در قسمت جلویی لوله استاتیکی پیتوت قرار گرفته و سطح مقطع آن عمود بر جهت جریان سیال است. اندازه‌گیری فشار سکون ساده و خطای اندازه‌گیری آن ناچیز است، مطابق شکل اندازه‌گیری فشار استاتیکی توسط سوراخ‌های جانبی انجام می‌شود. برای اندازه‌گیری فشار استاتیکی نیاز است سوراخ‌های حس‌کننده فشار استاتیکی، موازی با جهت جریان سیال باشند. با توجه به آثار نوک و ساقه لوله استاتیکی پیتوت، خطوط جریان موازی سوراخ‌های جانبی نبوده و این امر سبب خطای ذاتی لوله استاتیکی پیتوت می‌شود که فاصله سوراخ‌های حس‌کننده فشار استاتیکی از نوک و ساقه، مقدار این خطا را مشخص می‌کند.



شکل ۳-۱۲: لوله پیتوت

۳-۲- ستاپ^۱ آزمایشگاهی

تا این جا به معرفی و کاربرد اجزای آزمایشگاه تونل باد پرداخته شد، اکنون به سراغ نحوه ساخت ستاپ‌های آزمایشگاهی و چگونگی انجام آزمایش پرداخته می‌شود.

۳-۲-۱ مدل استاندارد ایرفویل S809

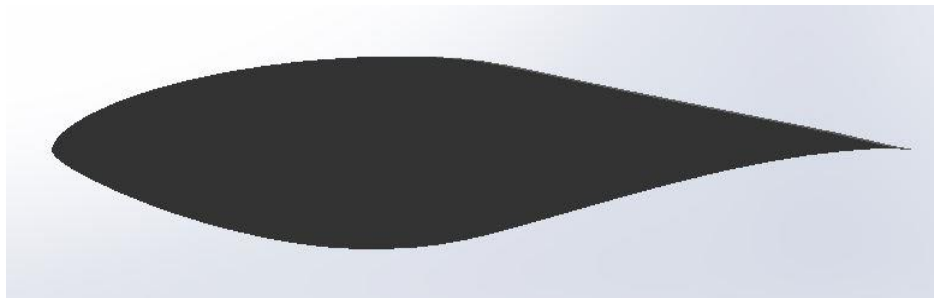
ابتدا برای طراحی ایرفویل استاندارد S809، نقاط مورد نظر برای رسم ایرفویل S809 که از سایت شرکت NREL گرفته شده، در جدول ۱ آورده شده است.

^۱ setup

جدول ۱: مختصات نقاط ایرفویل S809 استاندارد

x/c	y/c	x/c	y/c
۱	۰	۰/۰۰۰۲۱۳	-۰/۰۰۱۷۹۴
۰/۹۶۲۰۳	۰/۰۰۰۴۸۷	۰/۰۰۱۰۴۵	-۰/۰۰۳۴۷۷
۰/۹۸۵۱۹	۰/۰۰۲۳۷۳	۰/۰۰۱۲۰۸	-۰/۰۰۳۷۲۴
۰/۹۶۷۸۴۴	۰/۰۰۵۹۶	۰/۰۰۲۳۹۸	-۰/۰۰۵۲۶۶
۰/۹۴۵۰۷۳	۰/۰۱۱۰۲۴	۰/۰۰۹۳۱۳	-۰/۰۱۱۴۹۹
۰/۹۱۷۴۸۸	۰/۰۱۷۰۳۳	۰/۰۰۲۳۲۳	-۰/۰۰۲۰۳۹۹
۰/۸۸۵۲۹۳	۰/۰۰۲۳۴۵۸	۰/۰۰۴۲۳۲	-۰/۰۰۳۰۲۶۹
۰/۸۴۸۴۵۵	۰/۰۰۳۰۲۸	۰/۰۰۶۵۸۷۷	-۰/۰۰۴۰۸۲۱
۰/۸۰۷۴۷	۰/۰۰۳۷۷۶۶	۰/۰۰۹۳۴۲۶	-۰/۰۰۵۱۹۲۳
۰/۷۶۳۰۴۲	۰/۰۰۴۵۹۷۴	۰/۰۱۲۴۱۱۱	-۰/۰۰۶۳۰۸۲
۰/۷۱۵۹۵۲	۰/۰۰۵۴۸۷۲	۰/۰۱۵۷۶۵۳	-۰/۰۰۷۳۷۳۰
۰/۶۶۷۰۶۴	۰/۰۰۶۴۳۵۳	۰/۰۱۹۳۷۳۸	-۰/۰۰۸۳۵۶۷
۰/۶۱۷۳۳۱	۰/۰۰۷۴۲۱۴	۰/۰۲۳۱۹۱۴	-۰/۰۰۹۲۴۴۲
۰/۵۶۷۸۳	۰/۰۰۸۴۰۹۵	۰/۰۲۷۱۴۳۸	-۰/۰۰۹۹۹۰۵
۰/۵۱۹۸۳۲	۰/۰۰۹۳۲۶۸	۰/۰۳۱۱۹۶۸	-۰/۰۱۰۵۲۸۱
۰/۴۷۴۲۴۳	۰/۰۰۹۹۳۹۲	۰/۰۳۵۳۳۷	-۰/۰۱۰۸۱۸۱
۰/۴۲۸۴۶۱	۰/۰۱۰۱۷۶	۰/۰۳۹۵۳۲۹	-۰/۰۱۰۸۰۱۱
۰/۳۸۲۶۱۲	۰/۰۱۰۱۸۴	۰/۰۴۳۸۲۷۳	-۰/۰۱۰۴۵۵۲
۰/۳۳۷۲۶	۰/۰۱۰۰۰۷	۰/۰۴۸۱۹۲	-۰/۰۰۹۷۳۴۷
۰/۲۹۲۹۷	۰/۰۰۹۶۷۰۳	۰/۰۵۲۷۹۲۸	-۰/۰۰۸۶۵۷۱
۰/۲۵۰۲۴۷	۰/۰۰۹۱۹۰۸	۰/۰۵۷۶۲۱۱	-۰/۰۰۷۳۹۷۹
۰/۲۰۹۵۷۶	۰/۰۰۸۵۸۵۱	۰/۰۶۲۶۰۹۲	-۰/۰۰۶۰۶۴۴
۰/۱۷۱۴۰۹	۰/۰۰۷۸۶۸۷	۰/۰۶۷۶۷۴۴	-۰/۰۰۴۷۴۴۱
۰/۱۳۶۱۷۴	۰/۰۰۷۰۵۸	۰/۰۷۲۷۲۱۱	-۰/۰۰۳۵۱
۰/۱۰۴۲۶۳	۰/۰۰۶۱۶۹۷	۰/۰۷۷۶۴۳۲	-۰/۰۰۲۴۲۰۴
۰/۰۷۶۰۳۵	۰/۰۰۵۲۲۲۴	۰/۰۸۲۳۲۸۵	-۰/۰۰۱۵۱۶۳
۰/۰۵۱۸۲۳	۰/۰۰۴۲۳۵۲	۰/۰۸۶۶۶۳	-۰/۰۰۰۸۲۰۴
۰/۰۳۱۹۱	۰/۰۰۳۲۲۹۹	۰/۰۹۰۵۳۶۵	-۰/۰۰۰۳۳۶۳
۰/۰۱۶۵۹	۰/۰۰۲۲۲۹	۰/۰۹۳۸۴۷۴	-۰/۰۰۰۰۴۸۷
۰/۰۰۶۰۲۶	۰/۰۰۱۲۶۱۵	۰/۰۹۶۵۰۸۶	۰/۰۰۰۰۷۴۳
۰/۰۰۰۶۵۸	۰/۰۰۰۳۷۲۳	۰/۰۹۸۴۴۷۸	۰/۰۰۰۰۷۷۵
۰/۰۰۰۲۰۴	۰/۰۰۰۱۹۴۲	۰/۰۹۹۶۱۴۱	۰/۰۰۰۰۲۹
۰	-۰/۰۰۰۰۰۲	۱	۰

نقاط موجود در جدول بالا را به صورت یک فایل اکسل وارد نرم افزار سالید ورک کرده و در آنجا ایرفویل طراحی خواهد شد. شکل (۳-۱۳) مقطع دوبعدی ایرفویل S809 استاندارد می باشد، همان طور که در شکل دیده می شود ایرفویل S809 ایرفویلی نامتقارن است.



شکل ۳-۱۳: مقطع دوبعدی ایرفویل استاندارد S809

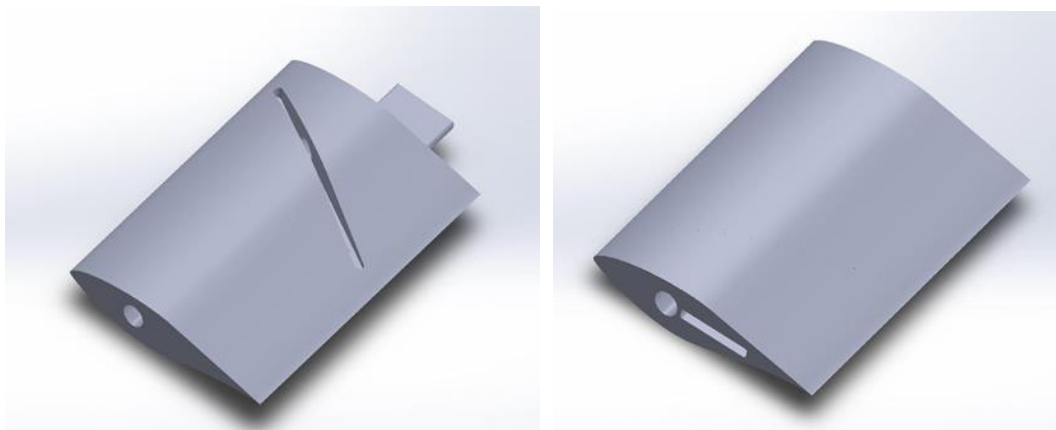
مدل بعد از طراحی توسط دستگاه پرینتر سه بعدی ساخته شد. به دلیل طول زیاد ایرفویل دستگاه پرینتر سه بعدی توانایی ساخت یک تکه ای مدل را ندارد، به همین دلیل مدل مورد نظر به صورت دوتکه ساخته شد. که در شکل (۳-۱۵) دیده می شود. شکل (۳-۱۴) دستگاه پرینتر سه بعدی مورد استفاده در کار حاضر دارای ابعاد، ۲۳×۳۰×۴۰ میلی متر می باشد که نازل آن ۰/۴ میلی متر، سرعت پرینت آن ۱۵۰ میلی متر بر ثانیه و دقت آن ۱۰۰ میکرون و ساخت شرکت جنروس^۱ می باشد.



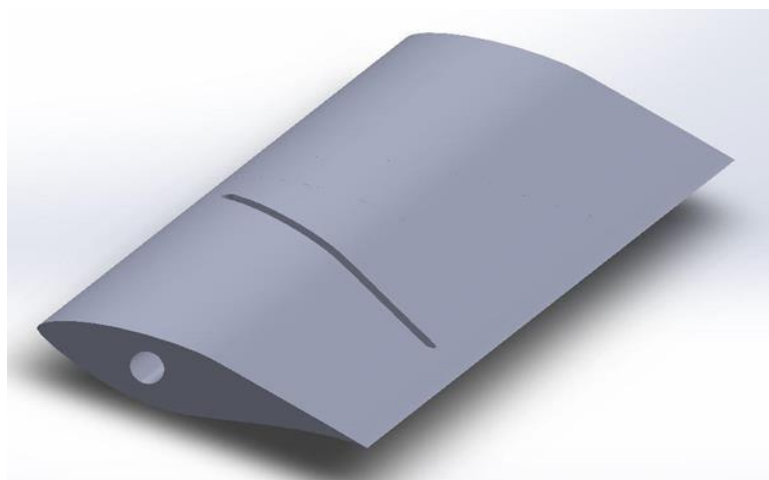
شکل ۳-۱۴: دستگاه پرینتر سه بعدی

^۱ Generous

وتر ایرفویل استاندارد ۲۰۰ میلی‌متر و طول گستره آن ۶۰۰ میلی‌متر است. بر روی سطح بالا و پایین ایرفویل تعداد ۳۶ سوراخ برای اندازه‌گیری توزیع فشار روی سطح ایرفویل ایجاد شد، قطر سوراخ‌ها ۰/۷ میلی‌متر می‌باشد. برای اندازه‌گیری توزیع فشار، ابتدا در هر سوراخ لوله استیل به طول ۱۰۰ میلی‌متر و قطر ۰/۷ میلی‌متر برای جلوگیری از مسدود شدن سوراخ‌ها قرار گرفت، سپس شلنگ‌هایی به قطر ۰/۸ میلی‌متر از طریق شیارهایی که بر روی سطح بالا و پایین ایرفویل ایجاد شده، به لوله‌های استیل متصل و با چسب محکم گردید. شکل (۳-۱۶) طرح نهایی و شکل (۳-۱۷) مدل ساخته شده ایرفویل S809 استاندارد می‌باشد.



شکل ۳-۱۵: ایرفویل طراحی شده به صورت دوتکه



شکل ۳-۱۶: طرح نهایی ایرفویل S809 استاندارد



شکل ۳-۱۷: شکل نهایی ساخته شده مدل ایرفوایل استاندارد S809 با پرینتر سه بعدی

در شکل (۳-۱۸) شفت سرتاسری فلزی به طول ۹۵۰ میلی متر و قطر ۱۹ میلی متر مشاهده می شود که در راستای طولی ایرفوایل به منظور نگه داشتن ایرفوایل در تونل باد و خارج کردن شلنگ های متصل شده به سوراخ ها در داخل ایرفوایل قرار داده شد. بعد از اتصال تمامی شلنگ ها به سوراخ ها شیارهای سطح بالا و پایین با چسب مخصوص پر شده و برای صافی سطح چسب خورده سمباده زنی انجام شد. بعد از قرارگیری مدل در داخل تونل باد شلنگ های سطح بالا از یک سمت و سمت پایین از سمت دیگر اتاقک آزمون به سنسورهای فشارسنج سی کاناله وصل شدند.



شکل ۳-۱۸: شفت فلزی و مقطع ایرفوایل استاندارد S809

۳-۳- مدل موج‌دار ایرفویل S809

برای طراحی مدل موج‌دار ایرفویل با استفاده از فرمول‌های زیر و کد متلب نوشته‌شده و نقاط موجود که در جدول ۱ آورده شده، شکل موج‌دار ایرفویل ترسیم شد [۴۶].

$$x_z = x \left[1 + \frac{2b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right)}{c} \right] - b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right)$$

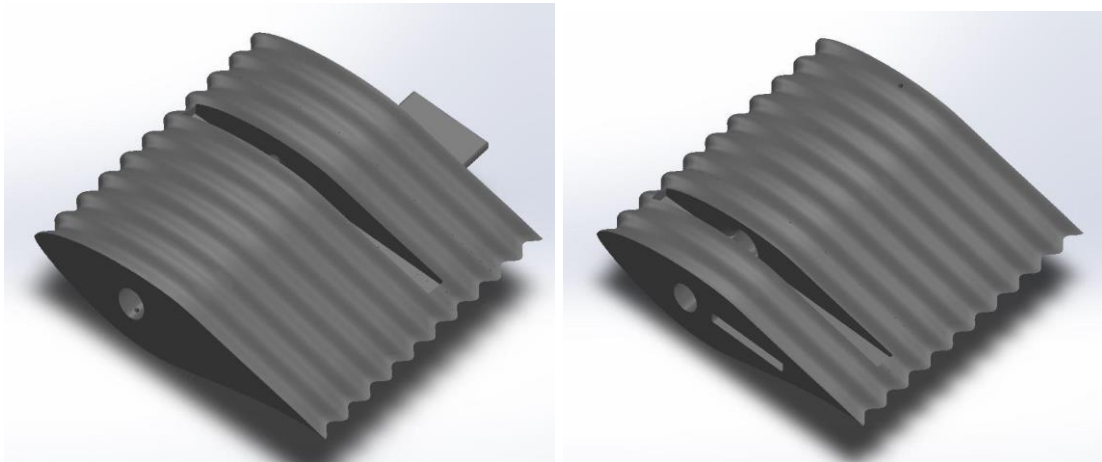
$$y_z = y \left[1 + \frac{2b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right)}{c} \right]$$

که در فرمول‌های بالا، b دامنه ایرفویل، c وتر ایرفویل، λ طول موج، x مختصات نقاط طولی ایرفویل، y مختصات نقاط عرضی ایرفویل، z مختصات نقاط گستره بال^۱، x_z مختصات نقاط طولی ایرفویل در راستای گستره بال و y_z مختصات نقاط عرضی ایرفویل در راستای گستره بال می‌باشد.

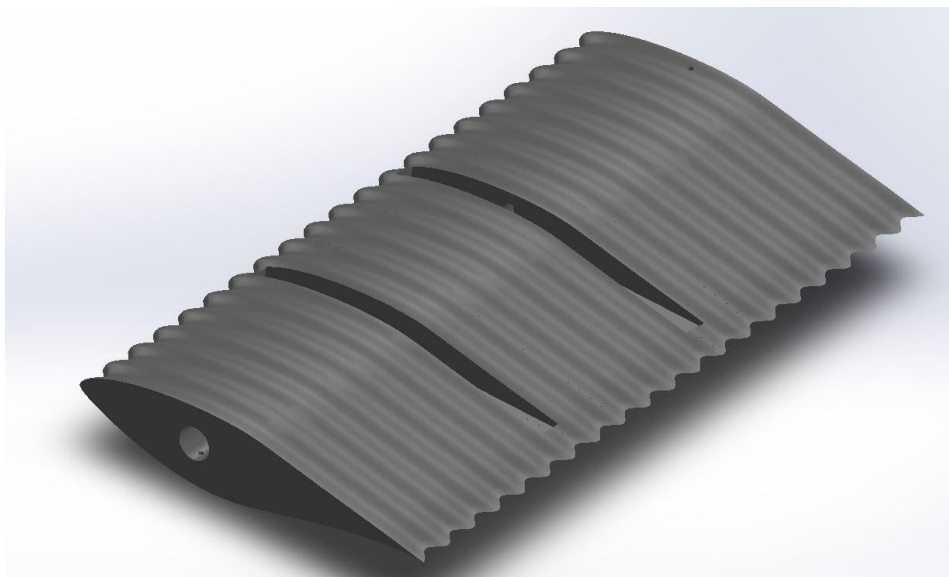
با استفاده از نرم‌افزار سالید ورک طراحی ایرفویل موج‌دار دارای ابعاد، وتر ۳۰۰ میلی‌متر، طول گستره ایرفویل ۶۰۰ میلی‌متر، طول موج ۰/۱ وتر و دامنه موج ۰/۱۵ وتر، کامل گردید. در شکل (۳-۱۹) مشاهده می‌شود که ایرفویل موج‌دار مانند مدل استاندارد ایرفویل با استفاده از دستگاه پرینتر سه‌بعدی با همان ابعاد و سرعت دستگاه به صورت دوتکه ساخته شد. چیدمان سوراخ‌ها در مدل موج‌دار کمی متفاوت است، بدین صورت که در یک سمت ایرفویل یک ردیف سوراخ در قله در سطح بالا و یک ردیف هم در دره در سطح پایین ایرفویل تعبیه شد و در سمت دیگر ایرفویل عکس این چیدمان لحاظ شد، بدین صورت که یک ردیف سوراخ در سطح بالا در دره و یک ردیف سوراخ در سطح پایین در قله زده شد. تعداد سوراخ‌ها در سطح بالا و پایین ایرفویل هرکدام ۲۸ عدد می‌باشد که تعداد سوراخ قله ۱۵ عدد و دره ۱۳ عدد است که مجموع سوراخ‌های تعبیه‌شده در کل سطح ایرفویل ۵۶ عدد می‌باشد. مدل

^۱ Wing Span

موج‌دار مانند ایرفویل استاندارد نحوه شلنگ گذاری و پر کردن شیارها و نصب مدل در تونل باد می‌باشد، با این تفاوت که چون تعداد سوراخ‌ها و در نتیجه تعداد شلنگ‌ها بیشتر است، قطر شفت مورد استفاده برای عبور دادن شلنگ‌ها به ۲۵ میلی‌متر افزایش داده شد، اما طول شفت همان ۹۵۰ میلی‌متر باقی ماند. شکل (۳-۲۰) طرح نهایی و شکل (۳-۲۱) مدل ساخته شده ایرفویل موج‌دار S809 می‌باشد.



شکل ۳-۱۹: ایرفویل موج‌دار S809 طراحی شده به صورت دوتکه



شکل ۳-۲۰: طرح نهایی ایرفویل موج‌دار S809



شکل ۳-۲۱: شکل نهایی ساخته شده ایرفویل موج دار S809 با پرینتر سه بعدی

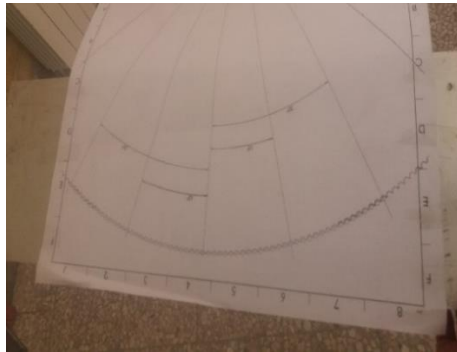
۳-۴- سنبلاده زنی

برای دستیابی به صافی سطح مناسب و کم کردن زبری سطح از سنبلاده استفاده شد، زبری مدل استاندارد و موج دار در ابتدا ۱۰۰ میکرون اندازه گیری شد سپس سنبلاده زنی برای کاهش زبری سطح انجام شد که برای این کار چهار شماره سنبلاده استفاده شد، زبری مدل استاندارد پس از سنبلاده زنی به ۲۴ میکرون رسید و در ایرفویل موج دار به دلیل موج های سطح ایرفویل زبری به مقدار کمتری نسبت به مدل استاندارد کاهش یافت که با اندازه گیری مقدار آن، ۴۰ میکرون را نشان داد.

۳-۵- ساخت مکانیزم زاویه دهی

همان طور که در شکل های (۳-۲۲) و (۳-۲۳) دیده می شود، برای زاویه دادن به ایرفویل ابتدا نقشه کمانی از دایره به شعاع ۳۶۸ میلی متر با گام زاویه یک میلی متر طراحی شد، سپس بر روی یک ورق فلزی نقشه را چسبانده و با مته یک میلی متری چهل سوراخ زده شد. بعد از سوراخ کاری ورق فلزی به بدنه خارجی تونل باد و در محل مورد نظر متصل می شود. برای زاویه دهی به ایرفویل یک قطعه فلزی که بر روی آن قطر شفت، دو عدد سوراخ برای پیچ کردن و جلوگیری از چرخش قطعه بر روی شفت و یک سوراخ برای متصل کردن پایه فلزی به طول ۳۶۸ میلی متر ساخته شد که در انتهای میله سوراخ هایی

تعبیه شد، برای اینکه بتوان زاویه را به طور دقیق تغییر دهیم یک پین درون آن قرار داده شود. قطعه را از قسمتی که شفت از اتاقک آزمون بیرون زده شده، عبور داده و به بدنه خارجی تونل باد مماس می شود.



شکل ۳-۲۳: صفحه فلزی مندرج شده با گام یک درجه



شکل ۳-۲۲: قطعه فلزی ساخته شده برای زاویه دهی

۳-۶- تنظیم زاویه صفر درجه ایرفویل

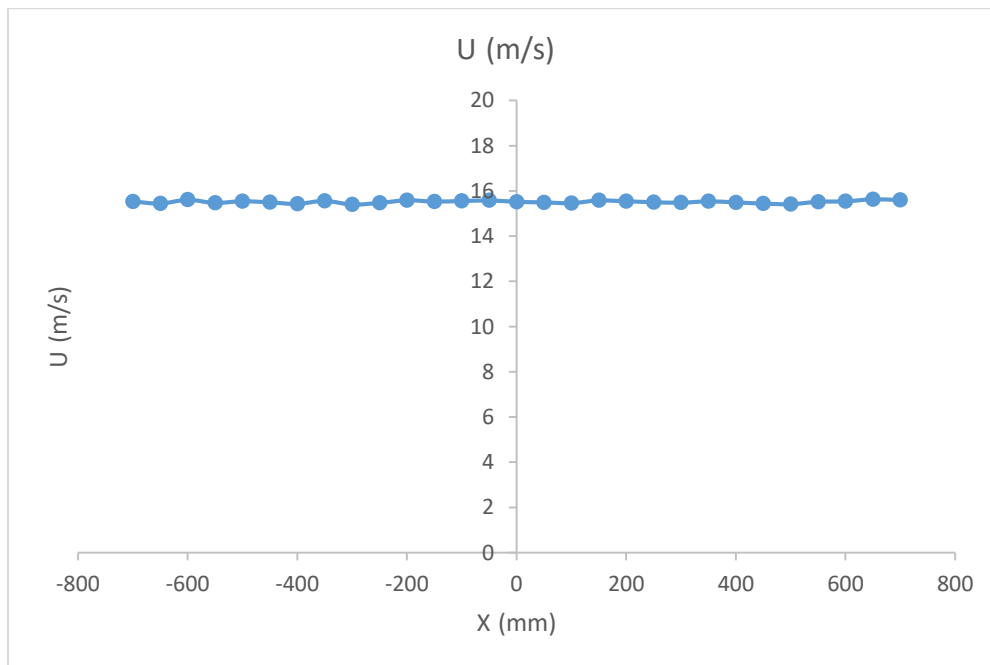
مطابق شکل (۳-۲۴)، برای تنظیم زاویه صفر درجه، ابتدا نمای دوبعدی ایرفویل را که خط وتر در آن رسم شده به مقطع ایرفویل چسبانده و توسط گونیا و تراز زاویه صفر مشخص خواهد شد، بعد از تنظیم زاویه صفر درجه ایرفویل پیچ ها رو محکم کرده تا از چرخش قطعه جلوگیری شود، سپس پایه فلزی را که برای تغییر دادن زاویه ساخته شد، به آن متصل کرده و با توجه به صفحه مندرج نصب شده بر روی بدنه تونل باد و پایه فلزی می توان زاویه دلخواه را به آن داد.



شکل ۳-۲۴: سیستم زاویه دهی و تنظیم زاویه صفر درجه

۳-۷- کالیبره کردن تونل باد

هنگامی که تونل باد خالی از مدل می باشد، برای کالیبره کردن تونل از سنسور جریان سنج سیم داغ استفاده می شود. اساس کار به این صورت است که سنسور را به اندازه ۳۰۰ میلی متر از دهانه ورودی اتاقک آزمون و از کف تونل باد به اندازه ۴۲۰ میلی متر تنظیم کرده و تونل باد در سرعت ۱۵/۵۰ متر بر ثانیه روشن می شود. و سنسور را هر ۵۰ میلی متر در راستای طولی تونل باد به اندازه ۱۴۰۰ میلی متر حرکت داده و سرعت توسط سیستم ثبت می کنیم. نتیجه تغییرات سرعت در بازه موردنظر و بیشترین اختلاف سرعت با سرعت مرجع در شکل (۳-۲۵) آورده شد.



۳-۲۵: نمودار تغییرات سرعت در راستای طولی تونل باد

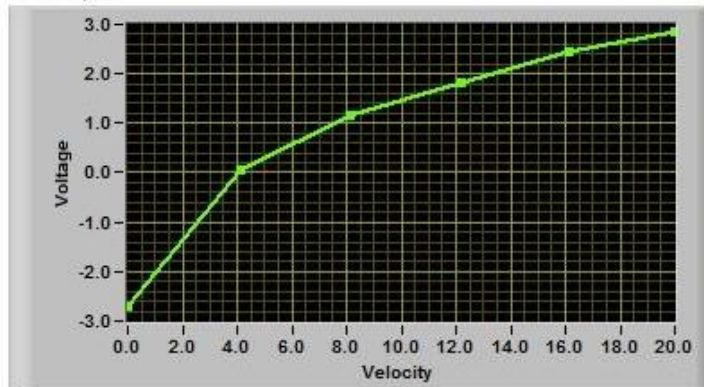
۳-۸- کالیبره کردن سنسور جریان سنج سیم داغ

با توجه به اینکه دستگاه جریان سنج سیم داغ دارای دقت بالایی بوده و کوچکترین تغییری در شرایط جریان، نحوه قرارگیری پرآب، آلودگی جریان سیال و غیره می تواند بر روی مقدار ولتاژ خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ تأثیر گذارد، بنابراین قبل از انجام هر آزمایش، کالیبره نمودن آن ضروری است. هدف از انجام فرایند کالیبراسیون در دستگاه جریان سنج سیم داغ، تعیین رابطه بین سرعت و ولتاژ

خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ به صورت $E=f(U)$ و $U=f^{-1}(E)$ می باشد. برای کالیبره نمودن دستگاه جریان سنج سیم داغ، نیاز به سرعت های معلوم است تا ولتاژهای خروجی متناظر با این سرعت ها اندازه گیری شوند. این سرعت های معلوم و معین را سرعت مرجع (U_R) می نامند، شدت اغتشاش های این سرعت های مرجع باید کمتر از $\pm 5\%$ باشد. برای ایجاد سرعت های مشخص و کالیبره نمودن دستگاه جریان سنج سیم داغ در جریان هوا نیاز به دستگاه کالیبراتور است که معمولاً از تونل باد با ابعاد مختلف و یا مخزن هوای فشرده به همراه نازل استفاده می شود. علاوه بر دستگاه کالیبراتور نیاز به وسیله اندازه گیری سرعت جریان سیال می باشد که معمولاً از لوله استاتیکی پیتوت استفاده می شود. پس از مشخص نمودن سرعت های مرجع و ولتاژهای خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ، لازم است تا رابطه مشخص شود که می توان از روابط مختلف استفاده نمود. برای کالیبره نمودن دستگاه جریان سنج سیم داغ ابتدا باید بازه سرعت آزمایش را مشخص نموده و آن را حداقل به ۶ قسمت تقسیم نمود، سپس دستگاه جریان سنج سیم داغ را در آن نقاط کالیبره کرد. شکل زیر نمونه ای از منحنی کالیبراسیون دستگاه جریان سنج سیم داغ را نشان می دهد. امروزه به دلیل افزایش قدرت پردازش رایانه ها استفاده از روش های درونیایی ای مانند اسپلاین^۱ به دلیل خطای کمتر پر کاربردتر می باشد. در شکل (۳-۲۶) نمودار کالیبراسیون سنسور جریان سنج سیم داغ در بازه سرعت ۰ تا ۲۰ متر بر ثانیه مشاهده می شود.

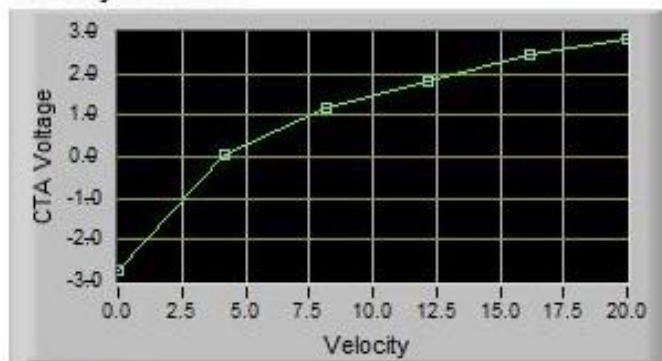
^۱ Spline

E-U Graph

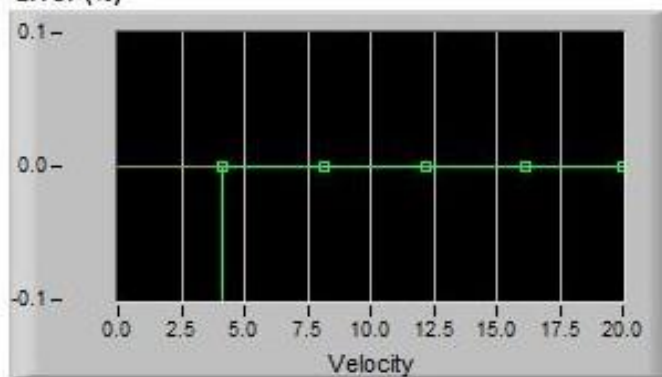


No.	Exp. Velocity	Real Velocity	Voltage	Temperature
4.00	12.000000	12.195447	1.82103	27.600000
5.00	16.000000	16.141823	2.44689	27.600000
6.00	20.000000	19.995429	2.86052	27.600000

Velocity calibration



Error (%)



شکل ۳-۲۶: کالیبراسیون سنسور جریان سنج سیم داغ

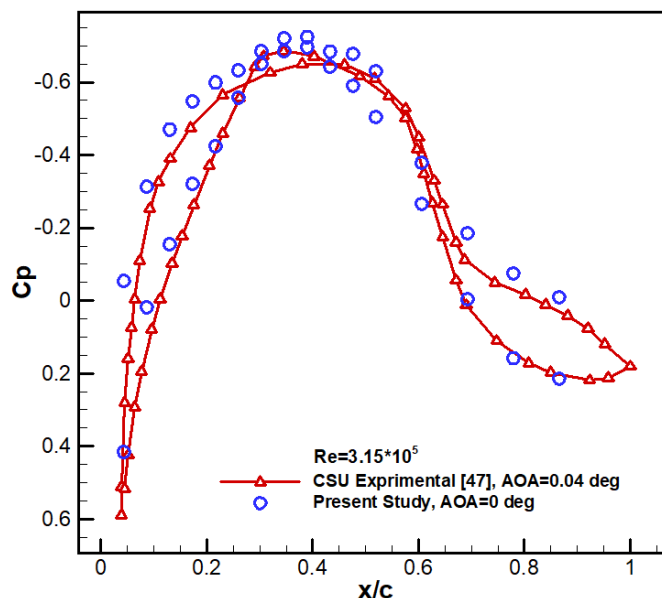
فصل ۴ تحلیل نتایج

۴-۱- مقدمه

در این فصل به بررسی و تحلیل نتایج حاصل از آزمایش‌ها پرداخته خواهد شد. ابتدا به اعتبار سنجی نتایج ایرفویل استاندارد S809 پرداخته شده است، سپس به تحلیل نتایج تست‌های فشاری و تست‌های سرعت با استفاده از سرعت‌سنج سیم داغ، ایرفویل‌های استاندارد و موج‌دار S809 انجام شد و به تحلیل نتایج ضرایب فشار، برآ و پسا پرداخته می‌شود.

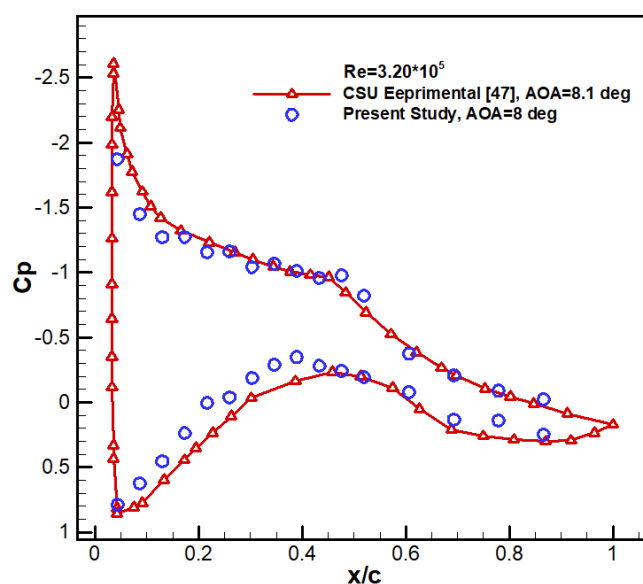
۴-۲- اعتبار سنجی

در ابتدا برای اعتبار سنجی آزمایش‌ها حاضر، توزیع ضریب فشار روی ایرفویل در سرعت‌های ۲۳/۵ و ۲۴ متر بر ثانیه در اعداد رینولدز 3.15×10^5 و 3.15×10^5 در زوایای حمله ۰، ۸ و ۱۸ درجه با مطالعات آزمایشگاهی تونل باد دانشگاه کالیفرنیا (CSU)^۱ [۴۷] مقایسه گردید. در شکل‌های (۴-۱)، (۴-۲) و (۴-۳) دقت قابل قبولی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی ارائه شده، دیده می‌شود.

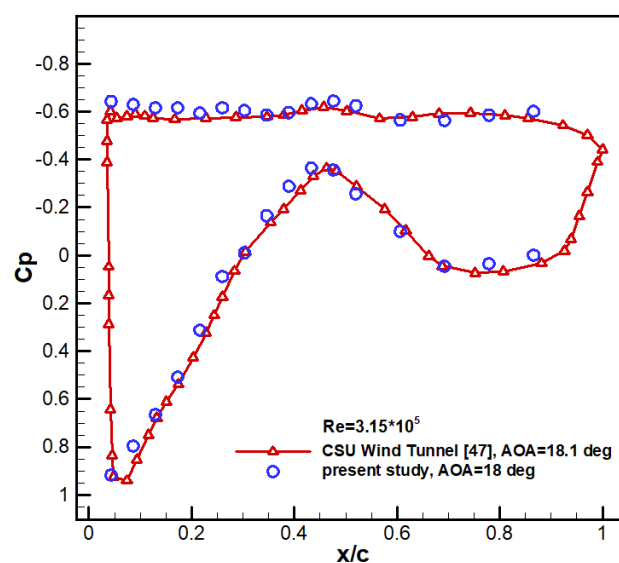


شکل ۴-۱: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۰ درجه

^۱ Colorado State University



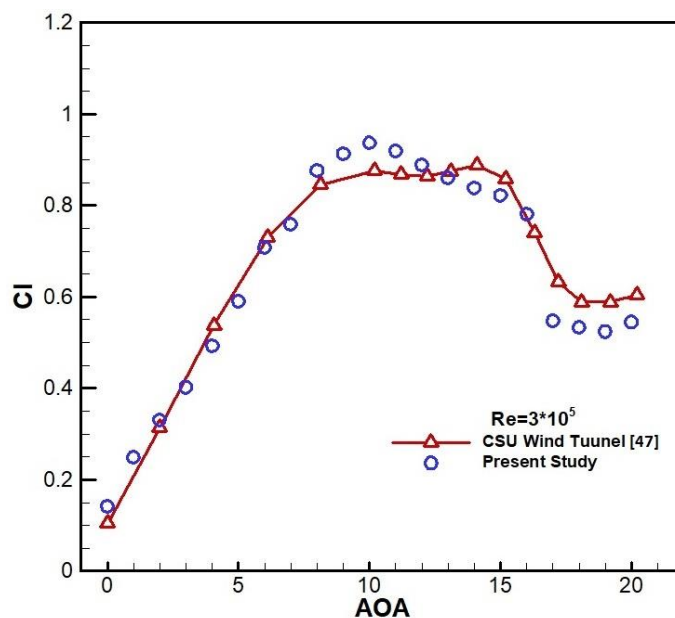
شکل ۴-۲: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۸ درجه



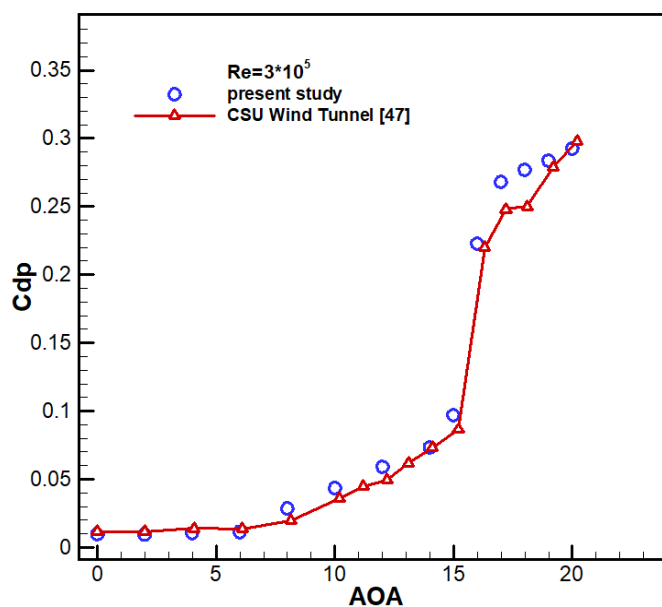
شکل ۴-۳: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۱۸ درجه

برای نشان دادن صحت آزمایش‌ها حاضر، ضرایب برآ و ضریب پسای فشاری در عدد رینولدز 3×10^5 با مطالعات آزمایشگاهی [۴۷] از زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه مقایسه گردیده است. چنان‌که در شکل‌های (۴-۴) و (۵-۴) نشان داده‌شده، نتایج آزمایشگاهی انجام شده در مقایسه با نتایج ارائه شده دقت قابل

قبولی دارد. بیشترین مقدار خطا ضریب برآ در زاویه حمله ۱۷ درجه برابر ۱۴/۲٪ و در ضریب پسای فشاری در زاویه حمله ۱۸ درجه برابر ۱۱/۳٪ می باشد.

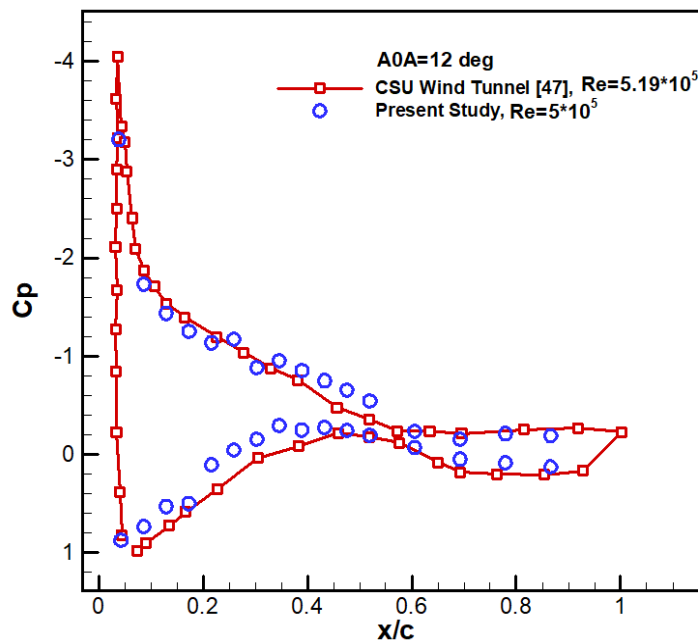


شکل ۴-۴: نمودار ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد



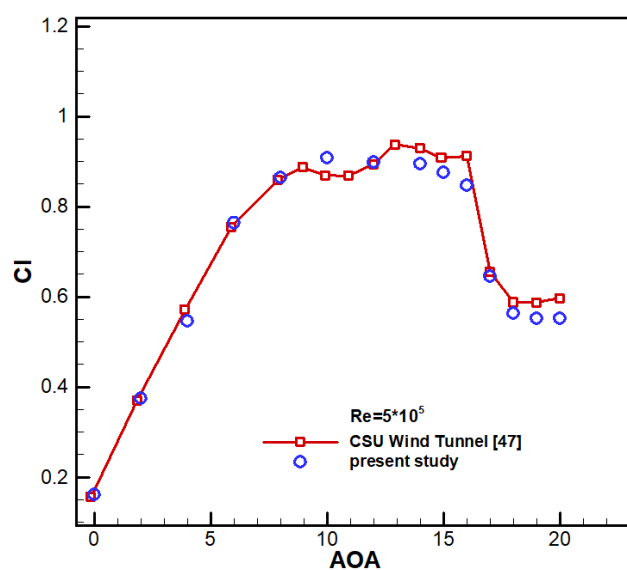
شکل ۴-۵: نمودار ضریب پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد

برای دقت بیشتر آزمایش‌های حاضر، توزیع ضریب فشار روی ایرفویل در سرعت ۳۷ متر بر ثانیه در عدد رینولدز 5×10^5 و در زاویه حمله ۱۲ درجه با مطالعات آزمایشگاهی [۴۷] مقایسه گردید. در شکل (۴-۶) دقت قابل قبولی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی ارائه شده، دیده می‌شود.

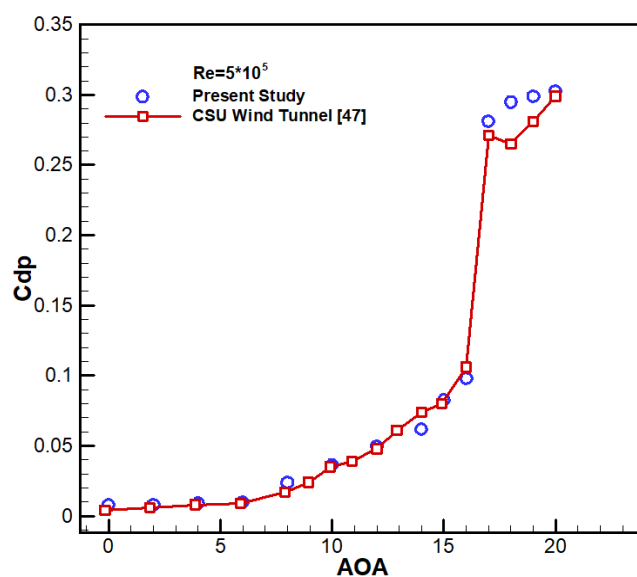


شکل ۴-۶: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در زاویه ۱۲ درجه

برای نشان دادن صحت آزمایش‌های حاضر، ضرایب برآ و ضریب پسای فشاری در عدد رینولدز 5×10^5 با مطالعات آزمایشگاهی [۴۷] از زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه مقایسه گردیده است. چنان‌که در شکل‌های (۴-۷) و (۴-۸) نشان داده شده، نتایج آزمایشگاهی انجام شده در مقایسه با نتایج ارائه شده دقت قابل قبولی دارد. بیشترین خطا برای ضریب برآ در زاویه حمله ۱۶ درجه ۷/۹٪ و برای ضریب پسای فشاری در زاویه حمله ۱۸ درجه ۹/۸٪ می‌باشد.



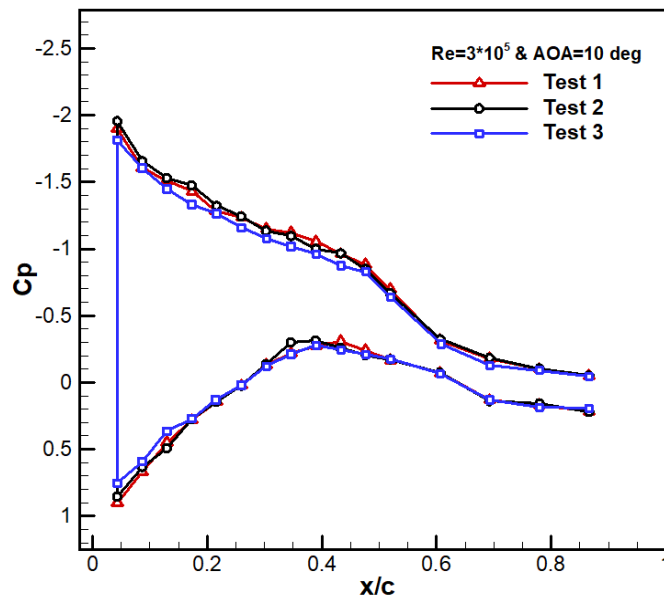
شکل ۴-۷: نمودار ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد در عدد رینولدز 5×10^5



شکل ۴-۸: نمودار ضریب پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد در عدد رینولدز 5×10^5

۴-۳- تکرارپذیری

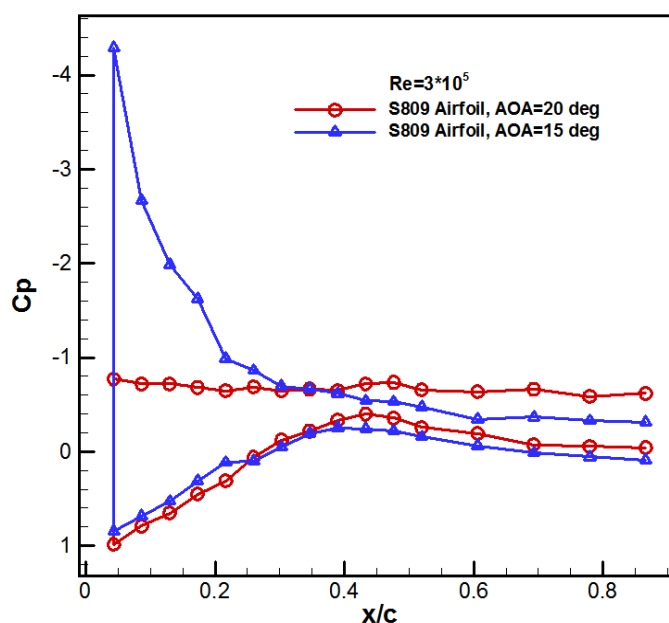
منظور از تکرارپذیری، دقت به دست آمده تحت شرایط یکسان، با روش‌ها و تجهیزات یکسان است. برای اثبات درستی و دقت نتایج آزمایش‌ها، در شکل (۴-۹) توزیع فشار در زاویه حمله ۱۰ درجه در سه آزمایش انجام شد و نتایج با دقت قابل قبولی به دست آمد.



شکل ۴-۹: نمودار تکرارپذیری ضریب فشار در زاویه حمله ۱۰ درجه در عدد رینولدز 3×10^5

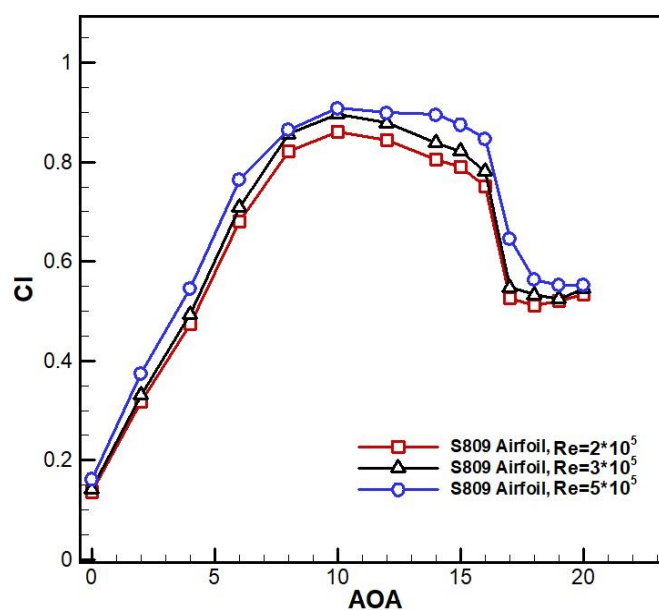
۴-۴- نتایج ایرفویل S809 استاندارد

در شکل (۴-۱۰) مقایسه توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 استاندارد در عدد رینولدز 3×10^5 در زاویه حمله ۱۵ درجه قبل از واماندگی و در زاویه حمله ۲۰ درجه پس از واماندگی را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در زاویه حمله ۱۵ درجه یک گرادیان فشار مطلوب دیده می‌شود که این گرادیان فشار باعث افزایش سرعت و متصل ماندن جریان تا این نقطه بر روی سطح بالای ایرفویل می‌شود. بعد از این نقطه به دلیل عدم وجود گرادیان فشار مطلوب گردابه ایجاد می‌شود و این گردابه‌ها دلیل جدا شدن جریان از این نقطه به بعد است، اما در زاویه حمله ۲۰ درجه فشار بر روی سطح بالای ایرفویل تقریباً ثابت است که به این دلیل گرادیان فشار مطلوب روی سطح بالای ایرفویل وجود ندارد و در نتیجه به دلیل تشکیل گردابه، جریان از همان ابتدا از روی سطح ایرفویل جدا شده است و با افت شدیدی در ضریب برآ روبه‌رو می‌شود.



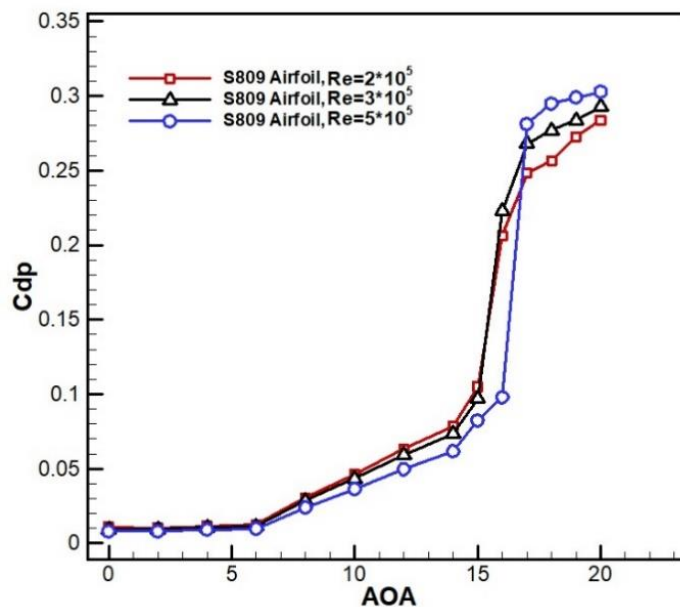
شکل ۴-۱۰: نمودار مقایسه ضریب فشار ایرفویل استاندارد در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه در عدد رینولدز 3×10^5

در شکل (۴-۱۱) و (۴-۱۲) مقایسه ضرایب برآ و پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد در محدوده زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه در اعداد رینولدز 2×10^5 ، 3×10^5 و 5×10^5 مشاهده می‌شود. در شکل (۴-۱۱) همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش عدد رینولدز ضریب برآ زیاد شده است.



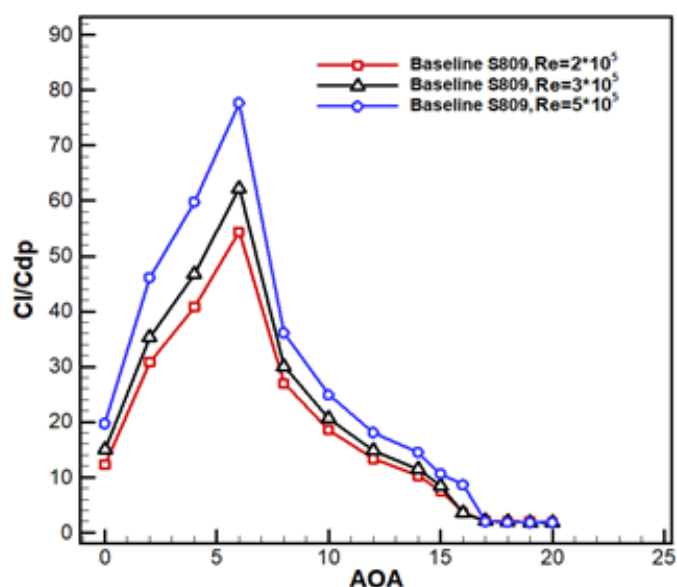
شکل ۴-۱۱: نمودار ضریب برآ ایرفویل استاندارد در اعداد رینولدز مختلف

در شکل (۴-۱۲) نمودار ضریب پسای فشاری ملاحظه می‌شود که تا زاویه حمله ۶ درجه، اختلاف بسیار ناچیز بین هر سه نمودار وجود دارد که دلیل این اتفاق سهم بسیار زیاد پسای اصطکاکی در زوایای کمتر از ۶ درجه نسبت به پسای فشاری است، اما در زوایای بعد از واماندگی با افزایش عدد رینولدز مقدار پسای فشاری بیشتر می‌شود، دلیل این اتفاق این است که چون جریان از روی ایرفویل جدا شده، با افزایش عدد رینولدز گردابه‌های قوی‌تری روی ایرفویل ایجاد شده که در نتیجه پسای فشاری بیشتری را نشان می‌دهد.



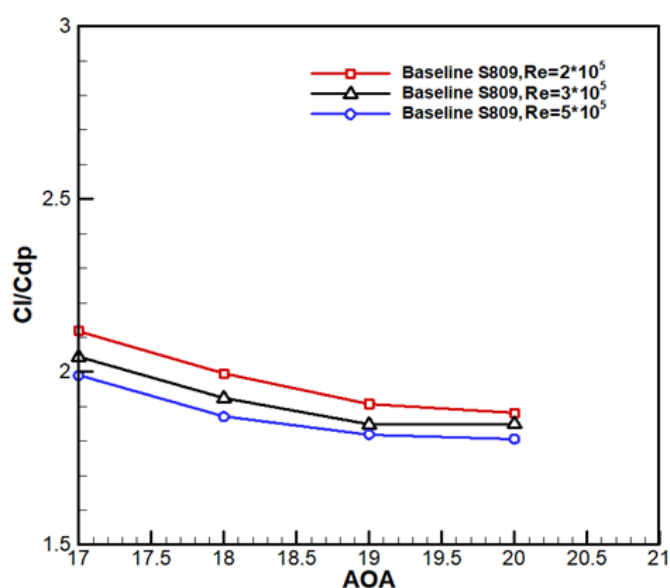
شکل ۴-۱۲: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل استاندارد در اعداد رینولدز متفاوت

در شکل‌های (۴-۱۳) و (۴-۱۴) نمودار کارایی ایرفویل S809 استاندارد در زوایای حمله ۰ تا ۲۰ درجه در اعداد رینولدز 2×10^5 ، 3×10^5 و 5×10^5 مشاهده می‌شود. همان‌طور که دیده می‌شود در زوایای حمله بین ۰ تا ۱۶ درجه، به دلیل این که با افزایش عدد رینولدز مقدار ضریب برآ افزایش و مقدار ضریب پسای فشاری کاهش یافته در نتیجه کارایی ایرفویل بیشتر می‌شود.



شکل ۴-۱۳: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد در اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه

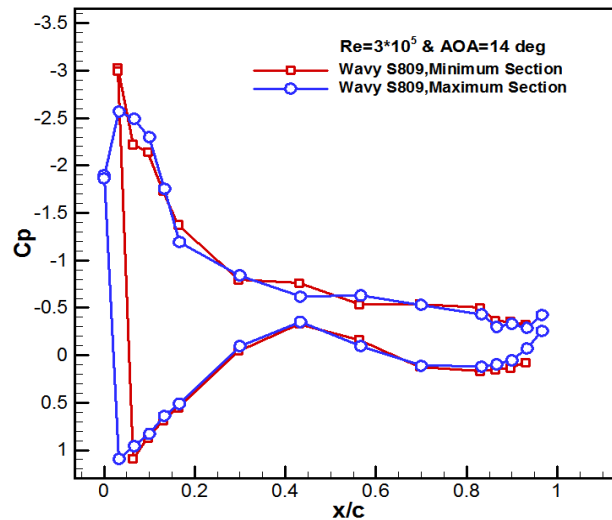
در شکل (۴-۱۴) کارایی ایرفویل استاندارد بعد از واماندگی در زوایای حمله ۱۷ تا ۲۰ درجه نشان داده شده است. به دلیل این که در زوایای بعد از واماندگی با افزایش عدد رینولدز مقدار ضریب پسای فشاری نسبت به ضریب برآ، افزایش بیشتری یافته است، در نتیجه با افزایش عدد رینولدز کارایی ایرفویل کاهش می یابد.



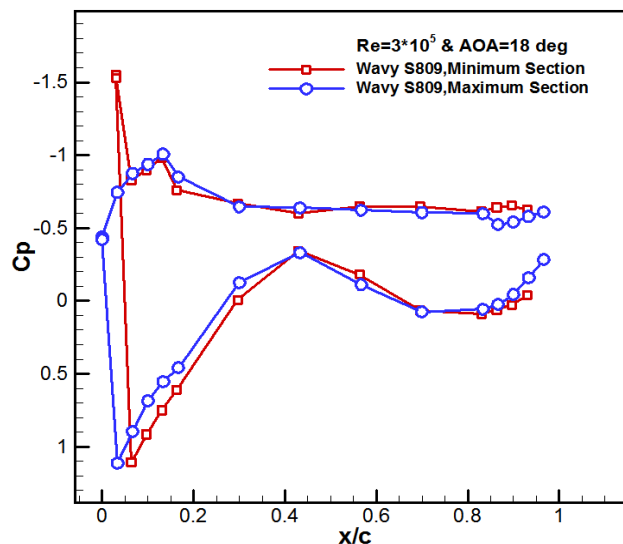
شکل ۴-۱۴: نمودار مقایسه کارایی در اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۷ تا ۲۰

۴-۵- نتایج ایرفویل موج‌دار

در شکل‌های (۴-۱۵) و (۴-۱۶) ضریب فشار روی ایرفویل S809 موج‌دار در عدد رینولدز 3×10^5 را قبل و بعد از واماندگی در زاویه حمله ۱۴ و ۱۸ درجه نشان می‌دهد. توزیع فشار سطح زیرین قله و دره ایرفویل تقریباً برابر هستند، اما توزیع فشار قله و دره در سطح بالای ایرفویل باهم متفاوت هستند. به علت کم بودن فشار در نوک دره نسبت به قله، گرادیان فشار مطلوب بیشتری در نوک دره وجود دارد.

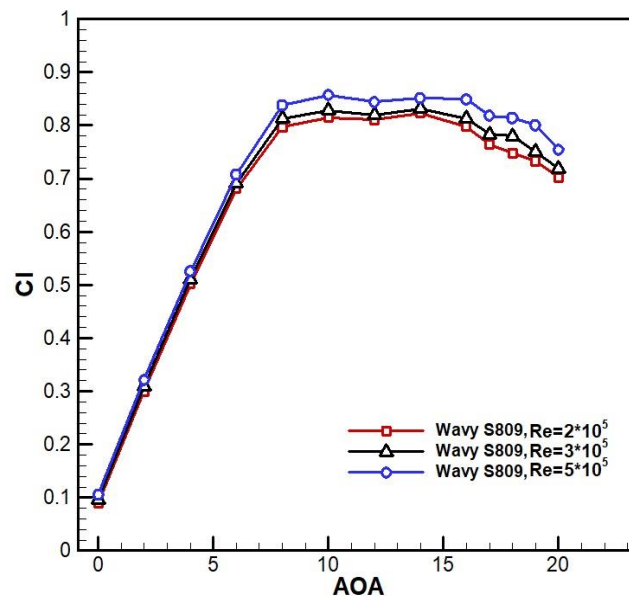


شکل ۴-۱۵: نمودار توزیع ضریب فشار ایرفویل موج‌دار S809 در زاویه حمله ۱۴ درجه در عدد رینولدز 3×10^5



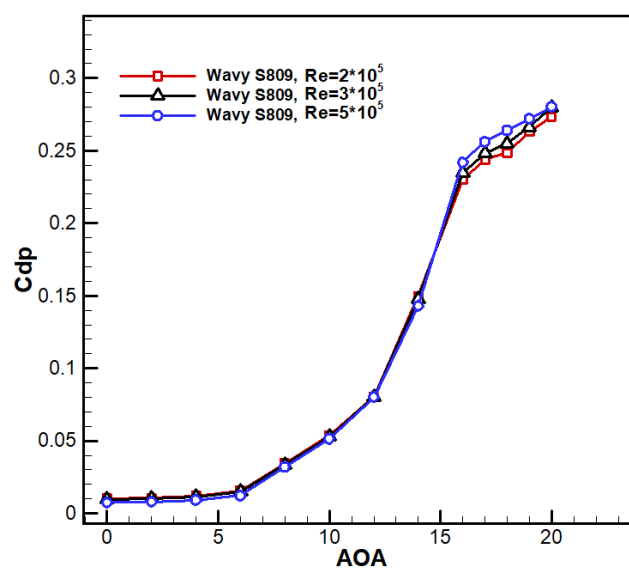
شکل ۴-۱۶: نمودار توزیع ضریب فشار ایرفویل موج‌دار S809 در زاویه حمله ۱۸ درجه در عدد رینولدز 3×10^5

شکل‌های (۴-۱۷) و (۴-۱۸) نمودار ضرایب برآ و پسای فشاری ایرفویل S809 موج‌دار در زوایای حمله ۰ تا ۲۰ درجه در اعداد رینولدز 2×10^5 ، 3×10^5 و 5×10^5 را نشان می‌دهد، در شکل (۴-۱۷) همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش عدد رینولدز ضریب برآ زیاد شده است.



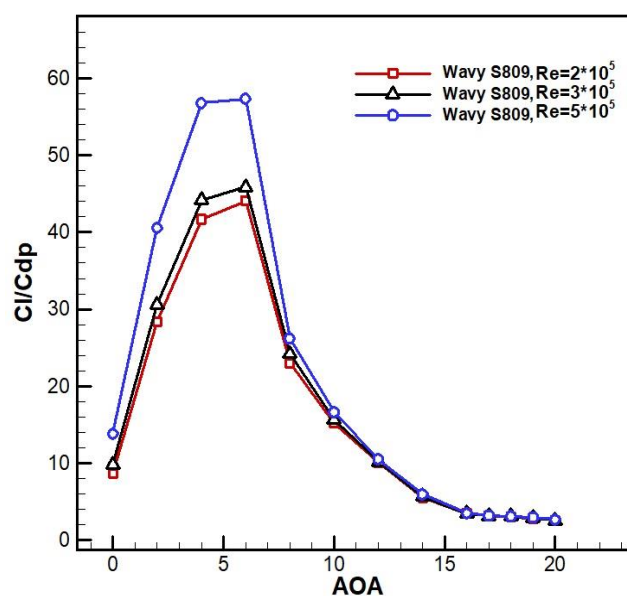
شکل ۴-۱۷: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موج‌دار S809 در اعداد رینولدز متفاوت

در شکل (۴-۱۸) نمودار ضریب پسای فشاری ملاحظه می‌شود تا زاویه حمله ۱۶ درجه با افزایش عدد رینولدز مقدار پسای فشاری کمتر می‌شود، اما در زوایای بعد از واماندگی با افزایش عدد رینولدز مقدار پسای فشاری بیشتر می‌شود، دلیل این اتفاق این است که چون جریان از روی ایرفویل جدا شده، با افزایش عدد رینولدز گردابه‌های قوی‌تری روی ایرفویل ایجاد شده که در نتیجه پسای فشاری بیشتری را نشان می‌دهد.



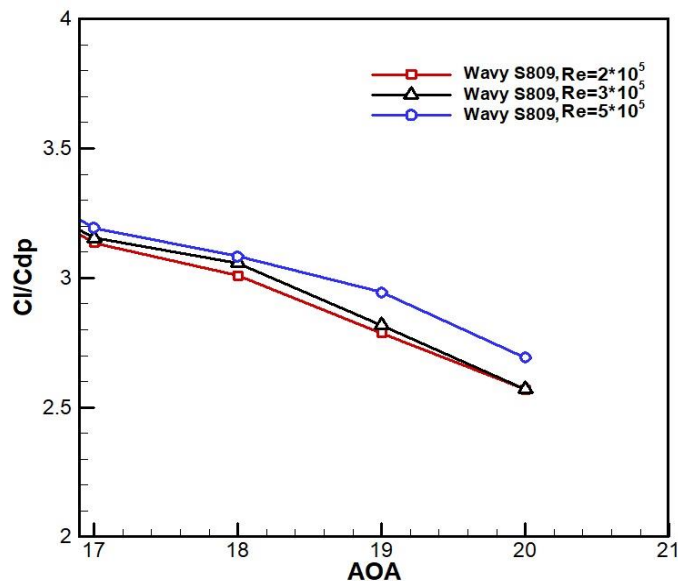
شکل ۴-۱۸: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار S809 در اعداد رینولدز متفاوت

در شکل (۴-۱۹) نمودار کارایی ایرفویل S809 موجدار در زوایای حمله ۰ تا ۲۰ درجه در اعداد رینولدز 2×10^5 ، 3×10^5 و 5×10^5 مشاهده می‌شود. همان‌طور که دیده می‌شود در زوایای حمله بین ۰ تا ۱۶ درجه، به دلیل این‌که با افزایش عدد رینولدز مقدار ضریب برآ افزایش و مقدار ضریب پسای فشاری کاهش یافته در نتیجه کارایی ایرفویل بیشتر می‌شود.



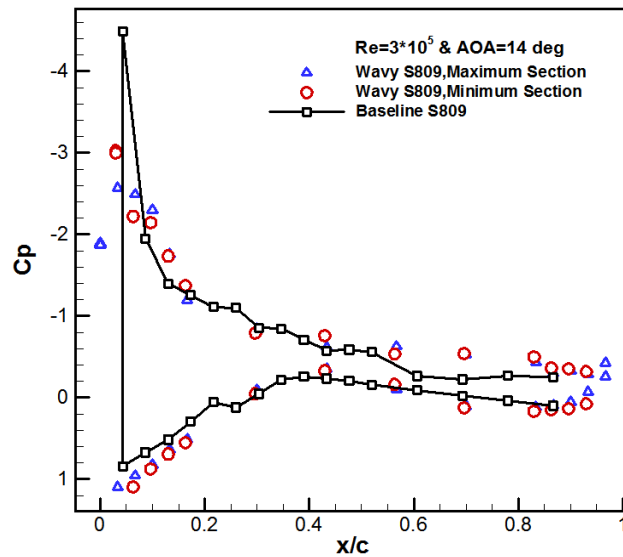
شکل ۴-۱۹: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل موجدار S809 در اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه

در شکل (۴-۲۰) کارایی ایرفویل موج‌دار بعد از واماندگی در زوایای حمله ۱۷ تا ۲۰ درجه نشان داده شده است. به دلیل این که در زوایای بعد از واماندگی با افزایش عدد رینولدز مقدار ضریب برآ نسبت به ضریب پسای فشاری افزایش بیشتری یافته است، در نتیجه با افزایش عدد رینولدز کارایی ایرفویل در بعد از زاویه واماندگی افزایش می‌یابد.



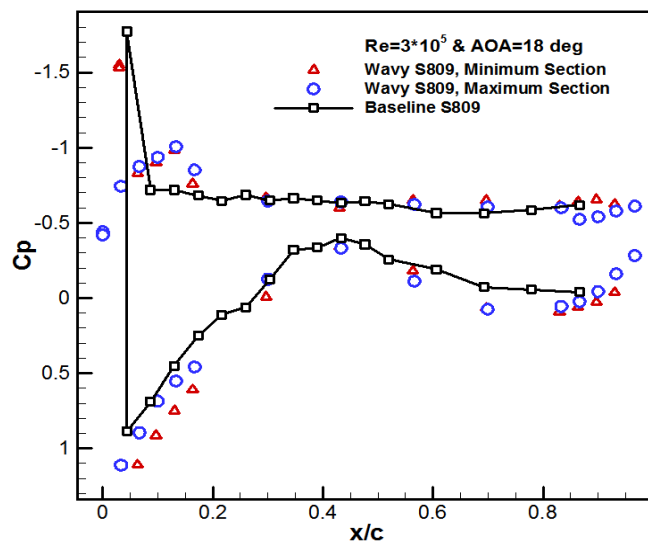
شکل ۴-۲۰: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل موج‌دار S809 در اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۷ تا ۲۰ درجه

در شکل (۴-۲۱)، توزیع فشار روی ایرفویل S809 استاندارد و ایرفویل S809 موج‌دار را در زاویه حمله ۱۴ درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، توزیع فشار سطح زیرین هر دو ایرفویل استاندارد و موج‌دار مشابه هستند، ولی توزیع فشار در سطح بالای دو ایرفویل متفاوت است، دلیل این اتفاق، گرادیان فشار روی سطح بالای ایرفویل استاندارد است که مقدار ضریب برآ اندکی بیشتر از ایرفویل موج‌دار می‌باشد.



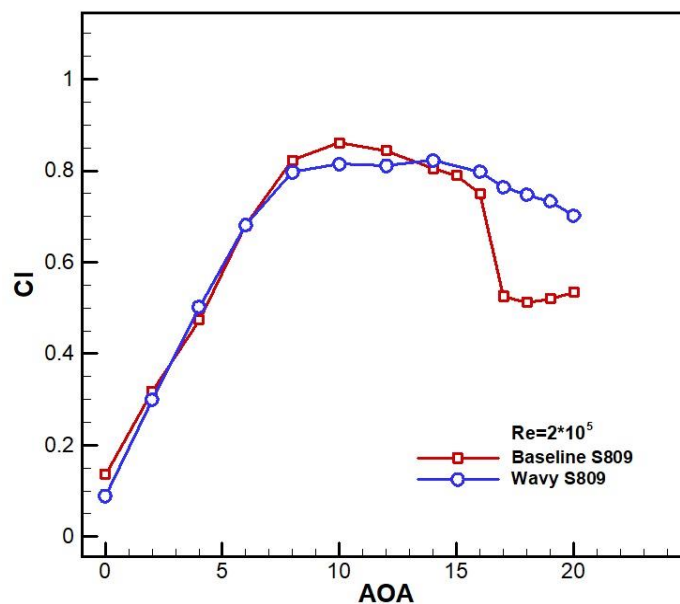
شکل ۴-۲۱: نمودار مقایسه ضریب فشار ایرفویل موج‌دار و استاندارد S809 در زاویه ۱۴ درجه

در شکل (۴-۲۲)، توزیع فشار روی ایرفویل S809 استاندارد و ایرفویل S809 موج‌دار در زاویه حمله ۱۸ درجه مشاهده می‌شود. توزیع فشار سطح زیرین هر دو ایرفویل استاندارد و موج‌دار مشابه هستند، اما توزیع فشار در سطح بالای دو ایرفویل باهم متفاوت هستند. گرادین فشار روی سطح بالای ایرفویل موج‌دار از لبه حمله تا $x/c = 0.17$ دارای مقدار بیشتری نسبت به ایرفویل استاندارد است که نشان‌دهنده مقدار برآ بیشتر نسبت به ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۱۸ درجه است.

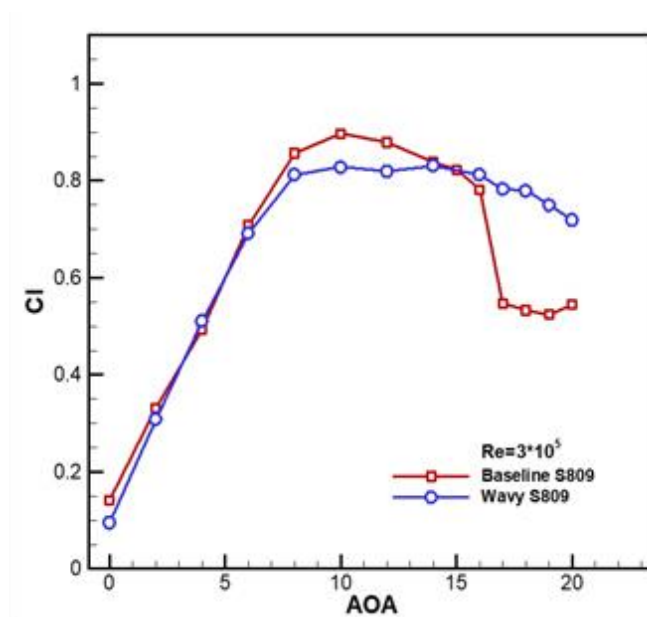


شکل ۴-۲۲: نمودار مقایسه توزیع ضریب فشار ایرفویل موج‌دار و استاندارد S809 در زاویه ۱۴ درجه

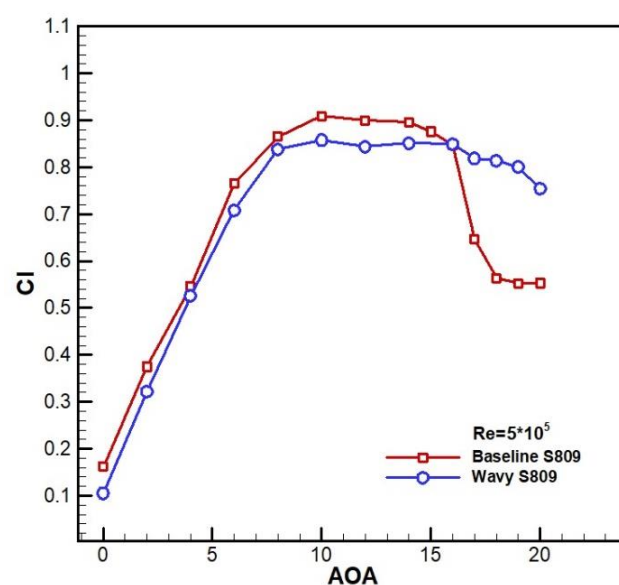
شکل‌های (۴-۲۳) تا (۴-۲۵) مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار را نشان می‌دهد، برای هر سه نمودار ضریب برآ همان‌طور که مشاهده می‌شود، ایرفویل موج‌دار کاهش اندک ضریب برآ تا قبل از زاویه ۱۶ درجه را دارد، اما بعد از زاویه ۱۶ درجه در ایرفویل استاندارد با افت شدید ضریب برآ مواجهه می‌شود و واماندگی اتفاق می‌افتد، در ایرفویل موج‌دار افزایش ضریب برآ نسبت به ایرفویل استاندارد را دارند و ضریب برآ با شیب ملایم کاهش یافته و واماندگی در آن‌ها به تأخیر افتاده است. همان‌طور که نتایج نشان می‌دهد، بیشترین ضریب برآ در ایرفویل موج‌دار بعد از زاویه واماندگی در عدد رینولدز 2×10^5 ، در زاویه حمله ۱۸ درجه ۴۶/۲٪، در عدد رینولدز 3×10^5 ، در زاویه حمله ۱۸ درجه ۴۵/۸٪ و در عدد رینولدز 5×10^5 ، در زاویه حمله ۱۹ درجه ۴۴/۹٪ بیشتر از ایرفویل استاندارد است.



شکل ۴-۲۳: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موج‌دار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 2×10^5



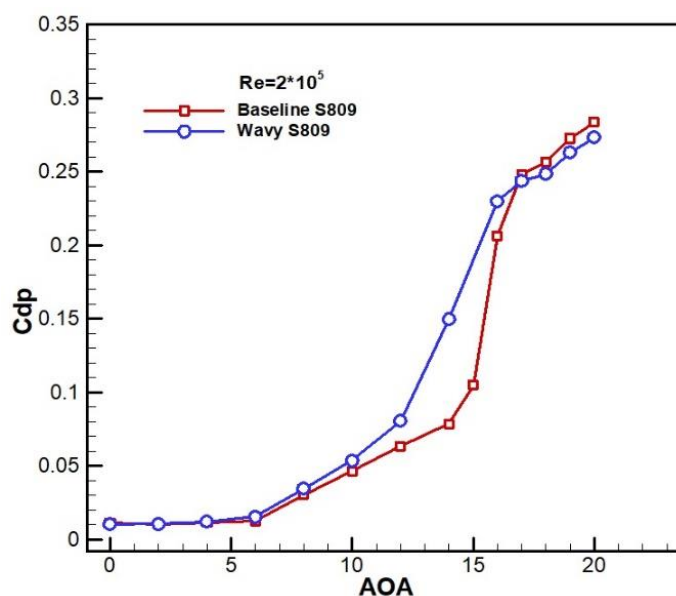
شکل ۴-۲۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موج‌دار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 3×10^5



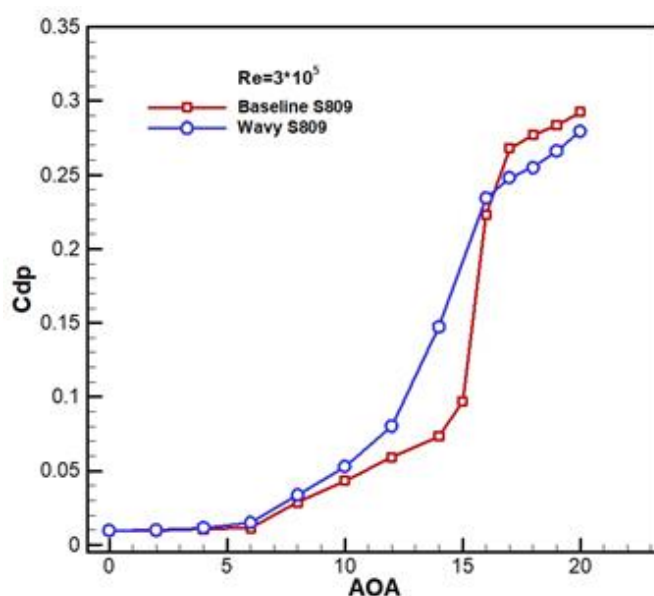
شکل ۴-۲۵: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موج‌دار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 5×10^5

شکل‌های (۴-۲۶) تا (۴-۲۸) مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، ایرفویل موج‌دار افزایش ضریب پسای فشاری نسبت به ایرفویل استاندارد در زوایای قبل از واماندگی را دارند، اما در ایرفویل موج‌دار بعد از زاویه

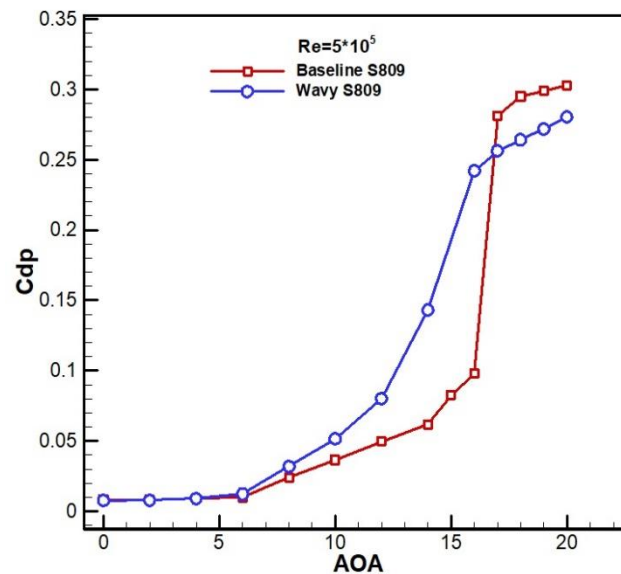
واماندگی کاهش ضریب پسای فشاری رخ داده است که بیشترین کاهش ضریب پسا در عدد رینولدز 2×10^5 در زاویه حمله ۱۹ درجه، ۳/۵٪، در عدد رینولدز 3×10^5 در زاویه حمله ۱۸ درجه، ۷/۹٪ و در عدد رینولدز 5×10^5 در زاویه حمله ۱۸ درجه، ۱۰/۵٪ مشاهده شد.



شکل ۴-۲۶: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 2×10^5



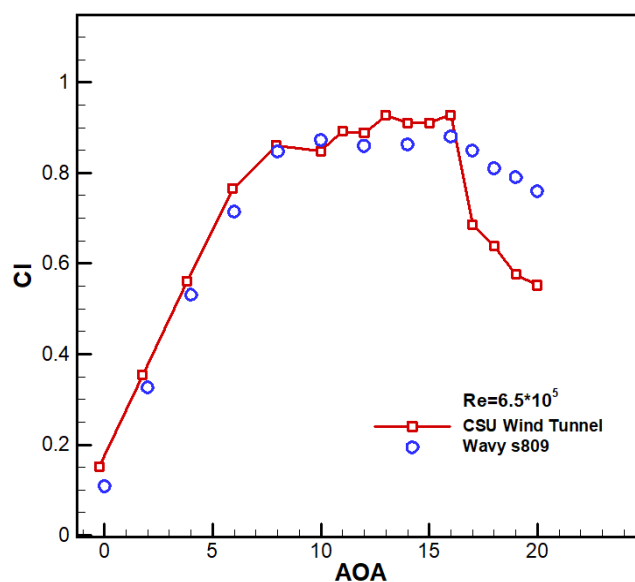
شکل ۴-۲۷: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 3×10^5



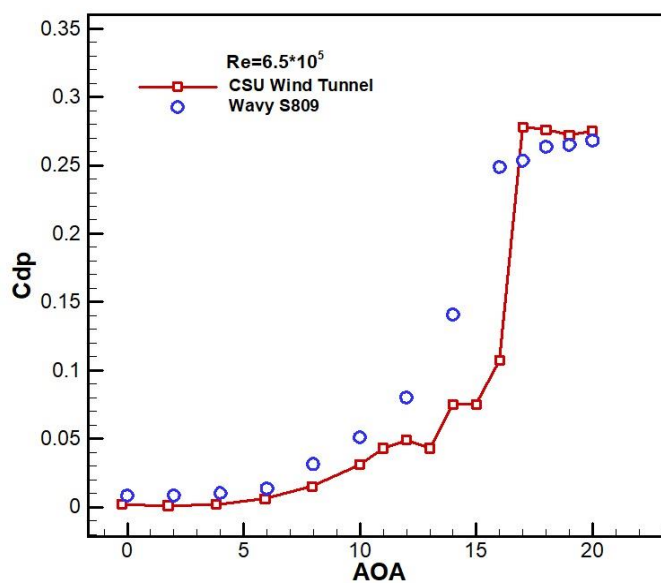
شکل ۴-۲۸: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موجدار و استاندارد S809 در عدد رینولدز 5×10^5

شکل‌های (۴-۲۹) و (۴-۳۰)، مقایسه نمودار ضریب برآ و پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد و ایرفویل موجدار در عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$ نشان داده می‌شود. در مدل ایرفویل استاندارد دستیابی به عدد رینولدز اشاره شده، به دلیل محدودیت بازه سرعت تونل باد امکان‌پذیر نیست، به همین دلیل برای مقایسه نتایج ایرفویل موجدار با ایرفویل استاندارد در این عدد رینولدز از مطالعات آزمایشگاهی [۴۷] استفاده شد. در شکل (۴-۲۹)، ضریب برآ، ایرفویل موجدار کاهش اندکی تا قبل از زاویه ۱۶ درجه را دارد، اما بعد از آن، ایرفویل استاندارد با افت شدید ضریب برآ مواجهه می‌شود و واماندگی رخ می‌دهد، ایرفویل موجدار افزایش ضریب برآ نسبت به ایرفویل استاندارد را دارد و ضریب برآ با شیب اندکی کاهش یافته و واماندگی در آن‌ها به تأخیر افتاده است. با توجه به نمودار، بیشترین ضریب برآ در ایرفویل موجدار بعد از زاویه واماندگی در زاویه حمله ۱۹ درجه، $37/2\%$ است. شکل (۴-۳۰) مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موجدار را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، ایرفویل موجدار افزایش ضریب پسای فشاری را نسبت به ایرفویل استاندارد در زوایای قبل از واماندگی را دارند، اما در ایرفویل موجدار بعد از زاویه واماندگی، کاهش ضریب پسای فشاری رخ داده

است که بیشترین کاهش ضریب پسای فشاری نسبت به ایرفویل استاندارد در عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$ در زاویه حمله ۱۷ درجه، ۸/۹٪ است.

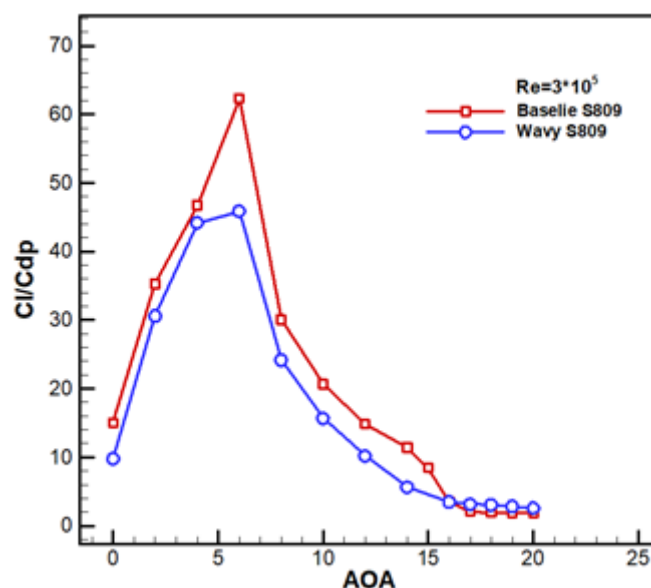


شکل ۴-۲۹: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل موج‌دار و استاندارد S809 در عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$

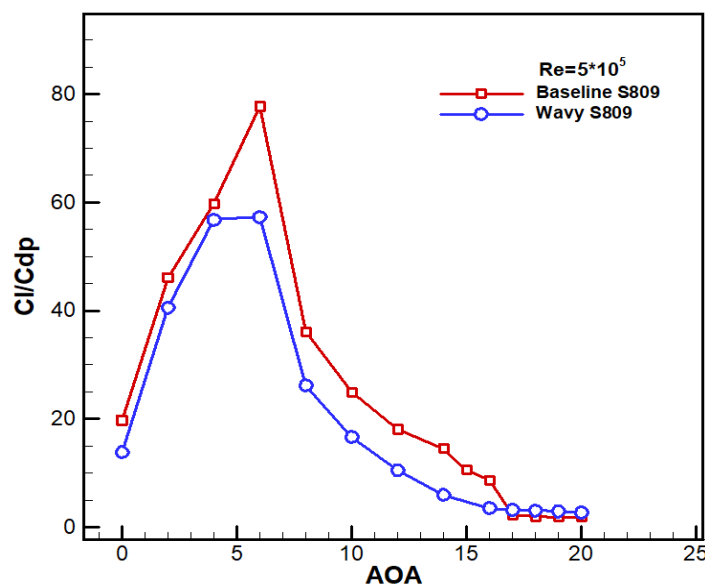


شکل ۴-۳۰: نمودار مقایسه ضریب پسای فشاری ایرفویل موج‌دار و استاندارد S809 در عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$

همان‌طور که در شکل‌های (۳۱-۴) تا (۳۳-۴) مشاهده می‌شود، کارایی در ایرفویل موج‌دار تا قبل از زاویه واماندگی نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته است که در عدد رینولدز 3×10^5 بیشترین مقدار آن در زاویه حمله ۱۴ درجه $50/53\%$ و در عدد رینولدز 5×10^5 در زاویه حمله ۱۴ درجه $59/9\%$ است،

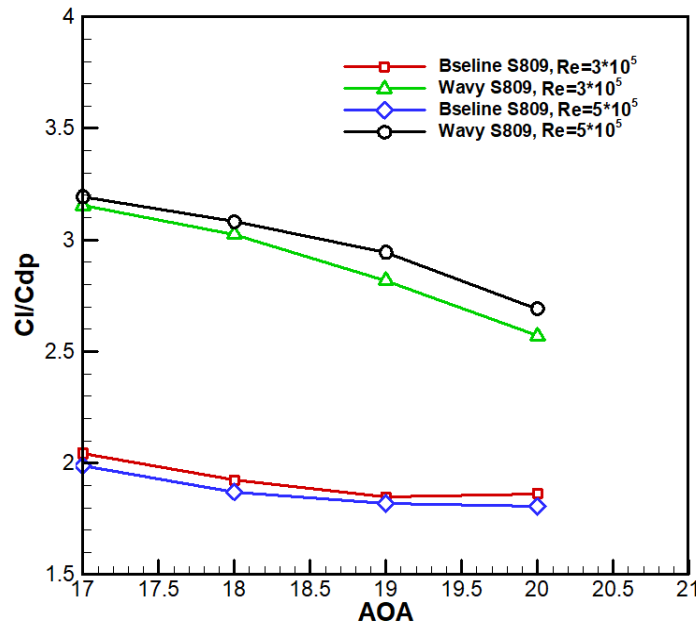


شکل ۳۱-۴: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد و موج‌دار S809 در عدد رینولدز 3×10^5



شکل ۳۲-۴: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد و موج‌دار S809 در عدد رینولدز 5×10^5

بعد از زاویه واماندگی کارایی ایرفویل موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد افزایش یافته است که بیشترین مقدار آن در عدد رینولدز 3×10^5 در زاویه حمله ۱۸ درجه $58/8\%$ و در عدد رینولدز 5×10^5 در زاویه حمله ۱۸ درجه $61/2\%$ است.

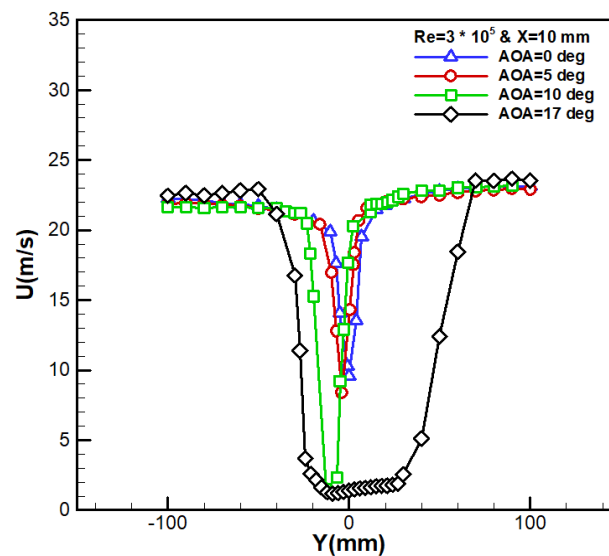


شکل ۴-۳۳: نمودار مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد و موج‌دار S809 در زاویه حمله ۱۷ تا ۲۰ درجه

۴-۶- نتایج سرعت

در این بخش، به بررسی نتایج حاصله از آزمایش‌های سنسور سرعت‌سنج سیم داغ برای ایرفویل S809 استاندارد و موج‌دار در اعداد رینولدز و زوایای حمله متفاوت پرداخته شد. آزمایش‌ها در سرعت‌های $22/5$ و 37 متر بر ثانیه در دو عدد رینولدز 3×10^5 و 5×10^5 و در زوایای حمله 0° ، 5° ، 10° و 17° درجه انجام شد. سنسور در دو موقعیت، پشت لبه فرار ایرفویل با فواصل $X=10$ میلی‌متر و $X=20$ میلی‌متر قرار گرفت. بعد از قرارگیری سنسور سرعت‌سنج سیم داغ در فاصله 10 و 20 میلی‌متری از لبه فرار، به مقدار 100 میلی‌متر پایین‌تر از لبه فرار و 100 میلی‌متر بالاتر از آن، در راستای Y حرکت داده شد. زمانی که سنسور به نزدیکی ایرفویل می‌رسد، گام مکانی ریزتر شده تا بتوان تغییرات سرعت پشت ایرفویل را دقیق‌تر اندازه‌گیری کرد.

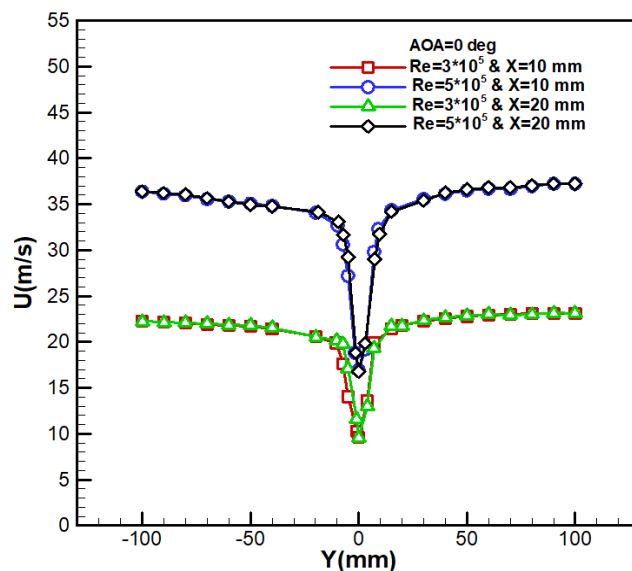
شکل (۴-۳۴) نمودار سرعت ایرفویل S809 استاندارد در فاصله $X=10$ میلی‌متری در عدد رینولدز 3×10^5 در زوایای حمله ۰، ۵، ۱۰ و ۱۷ درجه را نشان می‌دهد. هنگامی که سنسور در موقعیت زیر ایرفویل $Y=-100$ میلی‌متر قرار دارد، سرعت جریان آزاد را نشان می‌دهد. زمانی که سنسور به پشت ایرفویل می‌رسد، سرعت در پشت جسم کاهش یافته و به حداقل مقدار خود می‌رسد. با افزایش زاویه حمله سنسور زودتر به پشت جسم رسیده و در بازه مکانی بزرگ‌تری در پشت جسم قرار می‌گیرد. در زاویه حمله ۱۷ درجه گردابه‌های بزرگی در پشت ایرفویل وجود دارد که جریان برگشتی را نشان می‌دهد با توجه به پراب‌های موجود در آزمایشگاه امکان اندازه‌گیری جریان برگشتی وجود ندارد، لذا مقادیر داده‌های اندازه‌گیری شده سرعت در زوایای بعد از واماندگی قابل استناد نمی‌باشد، اما گردابه‌های تشکیل شده در پشت ایرفویل به‌وضوح قابل مشاهده می‌باشد.



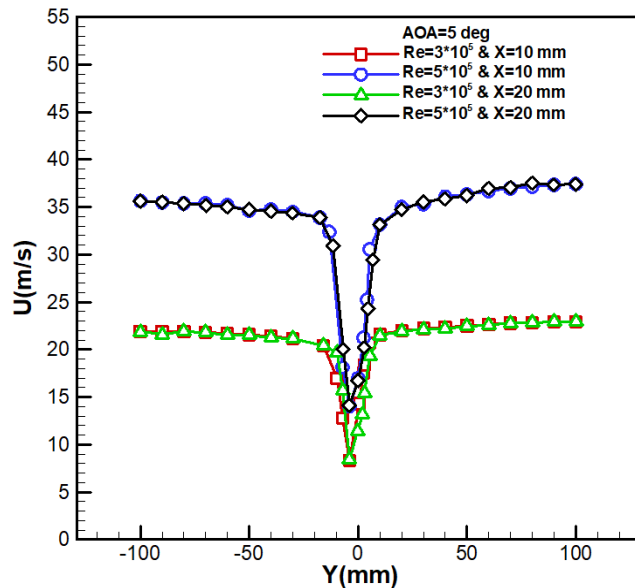
شکل ۴-۳۴: نمودار سرعت ایرفویل S809 استاندارد در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 3×10^5

شکل‌های (۴-۳۵) تا (۴-۳۸) نمودار مقایسه سرعت ایرفویل S809 استاندارد در فاصله $X=10$ و $X=20$ میلی‌متری در دو عدد رینولدز 3×10^5 و 5×10^5 در زوایای حمله ۰، ۵، ۱۰ و ۱۷ درجه را نشان می‌دهد. با افزایش عدد رینولدز گرابه‌های پشت جسم کوچک‌تر شده و سنسور در بازه مکانی کمتری نسبت به

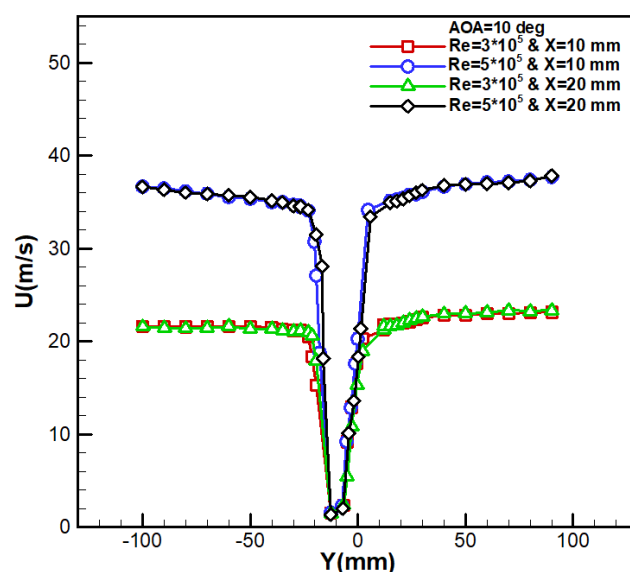
عدد رینولدز کوچک‌تر در پشت گردابه‌ها قرار دارد. با دورتر شدن سنسور از لبه فرار ایرفویل سنسور در بازه مکانی بالاتری به سرعت جریان آزاد می‌رسد.



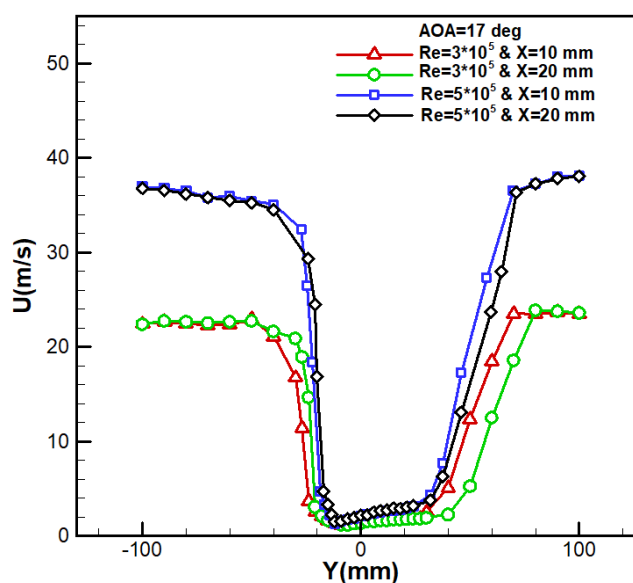
شکل ۴-۳۵: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۰ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت



شکل ۴-۳۶: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۵ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت



شکل ۳۷-۴: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۱۰ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت



شکل ۳۸-۴: نمودار سرعت ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۱۷ درجه در دو عدد رینولدز متفاوت

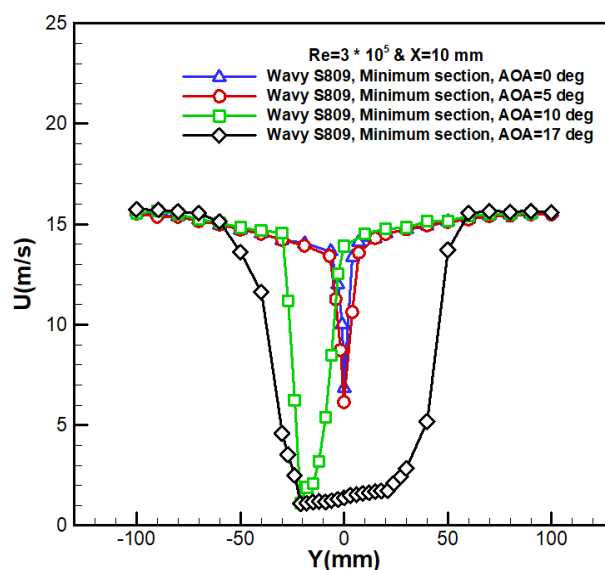
شکل‌های (۳۹-۴) تا (۴۲-۴) نمودار مقایسه سرعت ایرفویل S809 موج‌دار در فاصله $X=10$ میلی‌متری

در سرعت‌های ۱۵ و ۳۰ متر بر ثانیه در دو عدد رینولدز 3×10^5 و 5×10^5 در زوایای حمله ۰، ۵، ۱۰

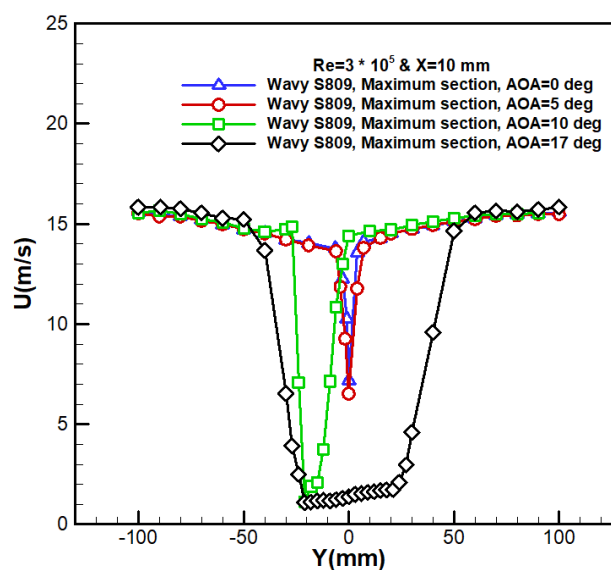
و ۱۷ درجه را نشان می‌دهد. با افزایش عدد رینولدز گردابه‌های پشت جسم کوچک‌تر شده و سنسور در

بازه مکانی کمتری نسبت به عدد رینولدز کوچک‌تر در پشت گردابه قرار دارد و جریان بیشتر بر روی

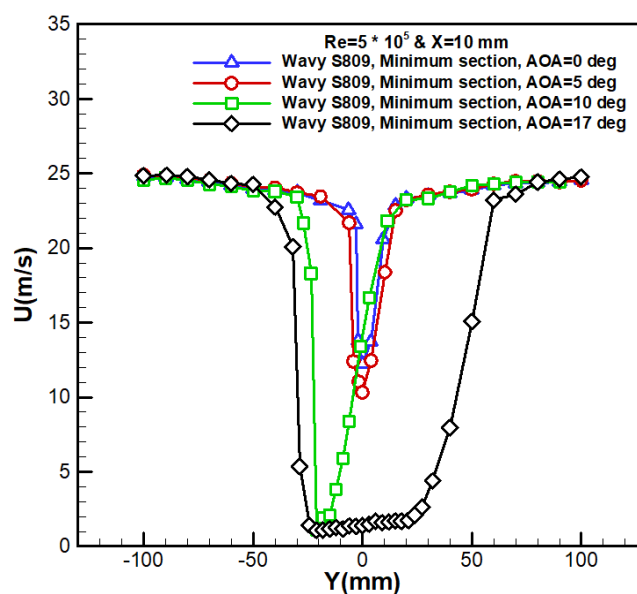
ایرفویل چسبیده و سرعت در بازه مکانی کمتری کاهش می‌یابد. در مقطع کوچک ایرفویل سنسور در بازه مکانی بزرگ‌تری حداقل سرعت را نسبت به مقطع بزرگ ایرفویل نشان می‌دهد که نشان‌دهنده این است که در مقطع کوچک ایرفویل گردابه‌های بزرگ‌تری نسبت به مقطع بزرگ در پشت ایرفویل تشکیل شده است.



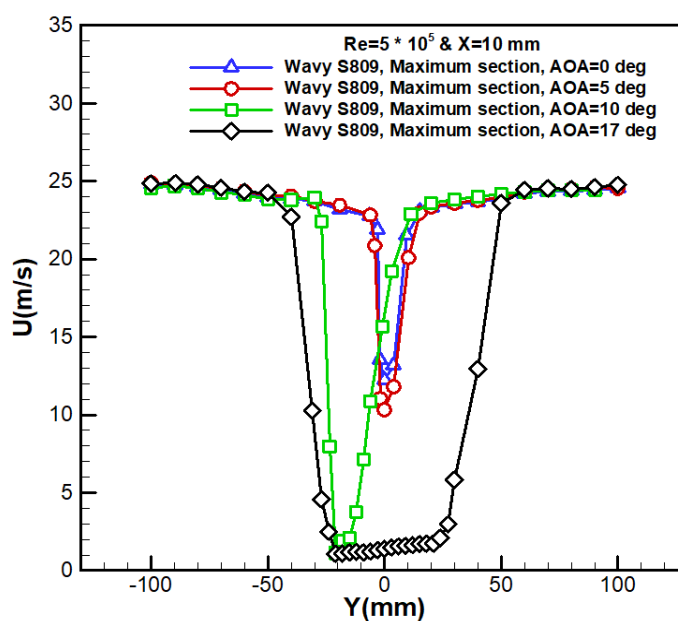
شکل ۳۹-۴: نمودار سرعت در مقطع کوچک ایرفویل S809 موج‌دار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 3×10^5



شکل ۴۰-۴: نمودار سرعت در مقطع بزرگ ایرفویل S809 موج‌دار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 3×10^5



شکل ۴-۴۱: نمودار سرعت در مقطع کوچک ایرفویل S809 موجدار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 5×10^5

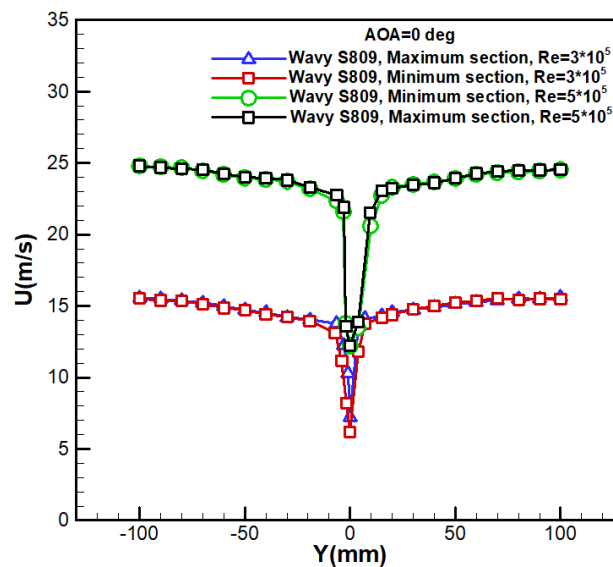


شکل ۴-۴۲: نمودار سرعت در مقطع بزرگ ایرفویل S809 موجدار در زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز 5×10^5

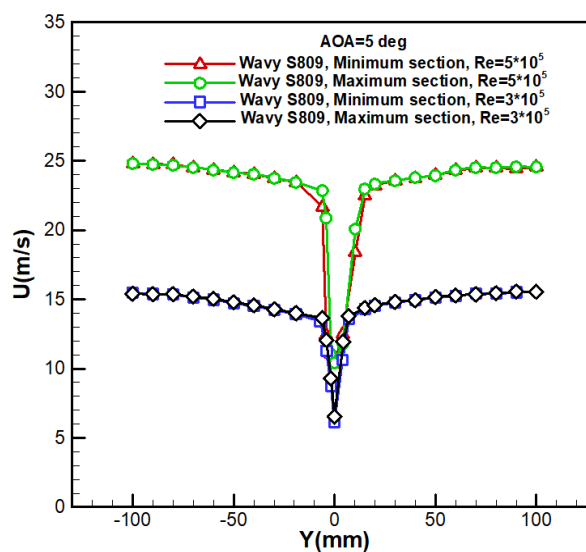
شکل‌های (۴-۴۳) تا (۴-۴۶) نمودار مقایسه سرعت ایرفویل S809 موجدار در فاصله $X=10$ میلی‌متری

در سرعت‌های ۱۵ و ۳۰ متر بر ثانیه در دو عدد رینولدز 3×10^5 و 5×10^5 در زوایای حمله ۰، ۵، ۱۰

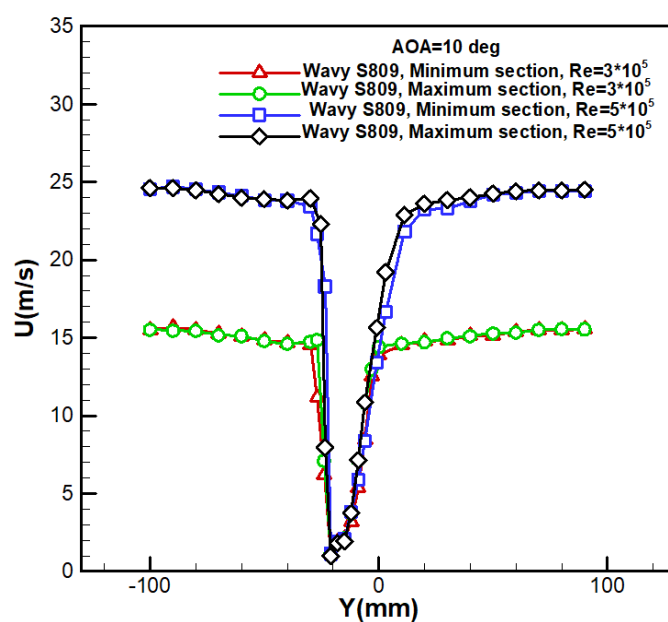
و ۱۷ درجه و در مقطع بزرگ و کوچک ایرفویل را نشان می‌دهد. در مقطع بزرگ ایرفویل سنسور در بازه مکانی کوچک‌تری حداقل سرعت را نسبت به مقطع کوچک ایرفویل نشان می‌دهد که نشان‌دهنده این است که در مقطع بزرگ ایرفویل گردابه‌های کوچک‌تری نسبت به مقطع کوچک در پشت ایرفویل تشکیل شده است و همچنین با افزایش عدد رینولدز سنسور در پشت جسم در بازه مکانی کمتری قرار دارد.



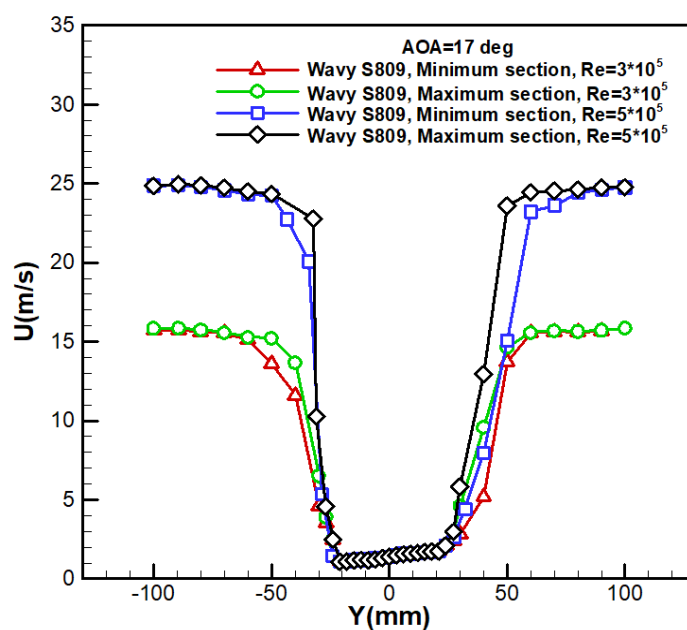
شکل ۴-۴۳: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۰ درجه در دو عدد رینولدز



شکل ۴-۴۴: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۵ درجه در دو عدد رینولدز



شکل ۴-۴۵: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۱۰ درجه در دو عدد رینولدز



شکل ۴-۴۶: نمودار سرعت ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و کوچک در زاویه حمله ۱۷ درجه در دو عدد رینولدز

فصل ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادات

۵-۱- مقدمه

در این مطالعه تلاش شد تا با انجام آزمایش‌هایی، با استفاده از ایرفویل S809 استاندارد و موج‌دار، ضرایب آیرودینامیکی بررسی شود. به‌منظور کاربردی‌تر شدن نتایج، در کنار استفاده از ایرفویل استاندارد، از ایرفویل موج‌دار S809 استفاده شد. در این آزمایش‌ها به بررسی تأثیر موج‌دار کردن ایرفویل در اعداد رینولدز مختلف و در محدوده زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه، بر روی ضریب فشار، ضرایب برآ و پسا، واماندگی و کارایی ایرفویل پرداخته شد. در ادامه جمع‌بندی نتایج آزمایش‌ها ارائه شده‌است.

۵-۲- نتیجه‌گیری

در ایرفویل S809 استاندارد در زوایای بعد از واماندگی به علت رشد گردابه‌ها و رسیدن به لبه حمله باعث ایجاد گرادیان فشار نامطلوب شده و جریان از روی لبه حمله ایرفویل جدا شده که در نتیجه با کاهش شدید ضریب برآ و افزایش شدید ضریب پسای فشاری و واماندگی شده است، اما در ایرفویل S809 موج‌دار به دلیل ریزش جریان از قله به سمت دره ایرفویل، باعث تولید گردابه‌های کوچک‌تر، آشفته‌تر شدن و انرژی گرفتن جریان شده که باعث ایجاد گرادیان فشار مطلوب روی سطح ایرفویل می‌شود و جریان بر روی سطح ایرفویل متصل باقی‌مانده که باعث به تأخیر افتادن جدایش و واماندگی می‌شود که ضریب برآ با شیب ملایمی کاهش می‌یابد. با توجه به نمودارهای ضریب فشار در زوایای بعد از واماندگی، نقطه جدایش جریان در ایرفویل موج‌دار پایین‌تر از ایرفویل استاندارد است.

با افزایش عدد رینولدز در ایرفویل S809 استاندارد ضریب برآ افزایش و ضریب پسای فشاری تا زاویه قبل از واماندگی کاهش یافته، اما پس از زاویه واماندگی به علت پسای فشاری بیشتر، ضریب پسا افزایش می‌یابد که در نهایت با افزایش عدد رینولدز کارایی در زوایای قبل از واماندگی افزایش و در زوایای بعد از واماندگی کاهش یافته است. در ایرفویل موج‌دار با افزایش عدد رینولدز در قبل و بعد از زاویه واماندگی، ضریب برآ افزایش یافته و ضریب پسای فشاری قبل از زاویه واماندگی کاهش و بعد از واماندگی افزایش داشته است. در نتیجه کارایی ایرفویل با افزایش عدد رینولدز، بیشتر می‌شود.

با توجه به کاربرد ایرفویل S809 در صنعت، در زوایای قبل از واماندگی، کارایی ایرفویل استاندارد نسبت به ایرفویل موج‌دار بیشتر است، در نتیجه برای اجسامی که در زوایای قبل از واماندگی استفاده می‌شود، ایرفویل استاندارد بهتر است، اما در زوایای بعد از واماندگی، به دلیل این که کارایی بیشتر از ایرفویل استاندارد است، واماندگی در آن‌ها به تأخیر افتاده است. در وسایل نقلیه هوایی که پدیده واماندگی در آن‌ها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، ایرفویل موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد برتری دارد.

۵-۳- پیشنهادات

در این بخش برای بهبود پژوهش حاضر، پیشنهاداتی در راستای تکمیل جنبه‌های ناشناخته این مطالعه ارائه گردیده است:

۱. بررسی موج‌های متفاوت و تأثیر آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی

۲. بررسی ایرفویل موج‌دار S809 در اعداد رینولدز بسیار بالا

۳. بررسی تأثیر ضرایب آیرودینامیکی بر روی موج‌دار کردن اجسام مختلف

۴. بررسی پدیده آیرواکوستیک بر روی ایرفویل‌های موج‌دار

۵. بررسی تأثیر موج‌دار کردن بر روی ایرفویل‌های متقارن

۶. بررسی یخ‌زدگی بر روی ایرفویل‌های موج‌دار

۷. بررسی هم‌زمان مکش و دمش و موج‌دار کردن بر روی ایرفویل

مراجع

- [1] م. ص. نژاد، مبانی جریان‌های آشفته و مدل‌سازی آنها: دانش نگار، ۱۳۸۸.
- [2] ج. د. اندرسون، آیرودینامیک: مرکز نشر دانشگاهی، ۱۳۷۹.
- [3] X. Chen, *Optimization of Wind Turbine Airfoils/Blades and Wind Farm Layouts*: Washington University in St. Louis, 2014.
- [4] C. Matthews, *Aeronautical Engineer's Data Book*, 1 ed.: Butterworth-Heinemann, 2001.
- [5] ه. اسمیت، مبانی پرواز و آیرودینامیک به زبان ساده، عبدالعلی حقیری، علیرضا ربیعی ed.: دانشگاه امام حسین(ع)، ۱۳۸۴.
- [6] J. Anderson, "Introduction to Flight, 1989," ed: McGraw-Hill, New York, NY.
- [7] D. Newman, *Interactive Aerospace Engineering and Design*: Mcgraw-Hill (Tx); Book & CD edition (May 2001), 2001.
- [8] T. A. Talay, *Introduction to the Aerodynamics of Flight* vol. 367: Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, 1975.
- [9] K. Yousefi, R. Saleh, and P. Zahedi, "Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 28, pp. 1297-1310, 2014.
- [10] A. A. d. Paula, "The airfoil thickness effects on wavy leading edge phenomena at low Reynolds number regime," Universidade de São Paulo.
- [11] A. Skillen, A. Revell, A. Pinelli, U. Piomelli, and J. Favier, "Flow over a wing with leading-edge undulations," *Aiaa Journal*, vol. 53, pp. 464-472, 2014.

- [12] F. Von Stillfried, "Computational studies of passive vortex generators for flow control," KTH, 2009.
- [13] F. E. Fish and J. M. Battle, "Hydrodynamic design of the humpback whale flipper," *Journal of Morphology*, vol. 225, pp. 51-60, 1995.
- [14] D. Miklosovic, M. Murray, L. Howle, and F. Fish, "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers," *Physics of fluids*, vol. 16, pp. L39-L42, 2004.
- [15] M. J. Stanway, "Hydrodynamic effects of leading-edge tubercles on control surfaces and in flapping foil propulsion," Massachusetts Institute of Technology, 2008.
- [16] H. Johari, C. W. Henocho, D. Custodio, and A. Levshin, "Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance," *AIAA journal*, vol. 45, pp. 2634-2642, 2007.
- [17] D. S. Miklosovic, M. M. Murray, and L. E. Howle, "Experimental evaluation of sinusoidal leading edges," *Journal of aircraft*, vol. 44, p. 1404, 2007.
- [18] F. Fish and G. Lauder, "Passive and active flow control by swimming fishes and mammals," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 38, pp. 193-224, 2006.
- [19] F. E. Fish, P. W. Weber, M. M. Murray, and L. E. Howle, "The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology," ed: Oxford University Press, 2011.
- [20] M. Zhang, G. Wang, and J. Xu, "Aerodynamic control of low-Reynolds-number airfoil with leading-edge protuberances," *AIAA journal*, 2013.
- [21] E. A. Van Nierop, S. Alben, and M. P. Brenner, "How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model," *Physical review letters*, vol. 100, p. 054502, 2008.

- [22] B. THWAITES, "Incompressible Aerodynamics—An Account of the Theory and Observation of the Steady Flow of Incompressible Fluid Past Aerofoils," *Wings and Other Bodies*, DOVER PUBLICATIONS, INC, 1960.
- [23] E. G. Paterson, R. V. Wilson, and F. Stern, "General-purpose parallel unsteady RANS ship hydrodynamics code: CFDShip-Iowa," IOWA INST OF HYDRAULIC RESEARCH IOWA CITY 2003.
- [24] N. Rostamzadeh, R. Kelso, B. Dally, and K. Hansen, "The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics," *Physics of Fluids*, vol. 25, p. 117101, 2013.
- [25] T. Goruney and D. Rockwell, "Flow past a delta wing with a sinusoidal leading edge: near-surface topology and flow structure," *Experiments in fluids*, vol. 47, pp. 321-331, 2009.
- [26] R. K. Zhang and V. D. J. Z. Wu, "Aerodynamic characteristics of wind turbine blades with a sinusoidal leading edge," *Wind Energy*, vol. 15, pp. 407-424, 2012.
- [27] A. Corsini, G. Delibra, and A. G. Sheard, "On the role of leading-edge bumps in the control of stall onset in axial fan blades," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 135, p. 081104, 2013.
- [28] M. Asli, B. Mashhadi Gholamali, and A. Mesgarpour Tousi, "Numerical analysis of wind turbine airfoil aerodynamic performance with leading edge bump," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2015, 2015.
- [29] D. M. Somers, "Design and experimental results for the S809 airfoil," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States) 1997.
- [30] T.-J. Kang and W.-G. Park, "Numerical investigation of active control for an S809 wind turbine airfoil," *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, vol. 14, pp. 1037-1041, 2013.

- [31] H. Shan, L. Jiang, C. Liu, M. Love, and B. Maines, "Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil," *Computers & fluids*, vol. 37, pp. 975-992, 2008.
- [32] H. Luo, W. Qiao, and K. Xu, "Passive control of laminar separation bubble with spanwise groove on a low-speed highly loaded low-pressure turbine blade," *Journal of Thermal Science*, vol. 18, pp. 193-201, 2009.
- [33] D. M. Bushnell and K. Moore, "Drag reduction in nature," *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 23, pp. 65-79, 1991.
- [34] P. Zhang, A. Liu, and J. Wang, "Aerodynamic modification of a NACA 0012 airfoil by trailing-edge plasma Gurney flap," *AIAA Journal*, vol. 47, p. 2467, 2009.
- [35] S. Haeri, J. W. Kim, S. Narayanan, and P. Joseph, "3D calculations of aerofoil-turbulence interaction noise and the effect of wavy leading edges," in *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Atlanta*, 2014, p. 15.
- [36] L. H. Peristy, R. E. Perez, A. Asghar, and W. D. Allan, "Reynolds Number Effect of Leading Edge Tubercles on Airfoil Aerodynamics," in *34th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2016, p. 3260.
- [37] K. L. Hansen, R. M. Kelso, and B. B. Dally, "Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles," *AIAA journal*, vol. 49, p. 185, 2011.
- [38] M. Murray, D. Miklosovic, F. Fish, and L. Howle, "Effects of leading edge tubercles on a representative whale flipper model at various sweep angles," in *Durham, NH: Conference Proceedings of the 14th International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology*, 2005.

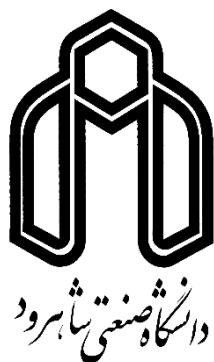
- [39] J. Favier, A. Pinelli, and U. Piomelli, "Control of the separated flow around an airfoil using a wavy leading edge inspired by humpback whale flippers," *Comptes Rendus Mecanique*, vol. 340, pp. 107-114, 2012.
- [40] I. Zverkov, V. Kozlov, A. Kryukov, A. V. Boiko, and S. Hein, "Laminar-turbulent transition structure on classic and wavy wing at low Reynolds number," 2013.
- [41] B. D. Mattos, J. Meneghini, B. R. Padilha, and A. A. de Paula, "The Airfoil Thickness Effect on Wavy Leading Edge Performance," in *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016, p. 1306.
- [42] P. W. Bearman and J. C. OWen, "Reduction of bluff-body drag and suppression of vortex shedding by the introduction of wavy separation lines," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 12, pp. 123-130, 1998.
- [43] R. M. Darekar and S. J. Sherwin, "Flow past a square-section cylinder with a wavy stagnation face," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 426, pp. 263-295, 2001.
- [44] D. Serson and J. Meneghini, "Numerical Study of Wings With Wavy Leading and Trailing Edges," *Procedia IUTAM*, vol. 14, pp. 563-569, 2015.
- [45] N. Karthikeyan, S. Sudhakar, and P. Suriyanarayanan, "Experimental studies on the effect of leading edge tubercles on laminar separation bubble," *databases*, vol. 7, p. 9, 2014.
- [46] Y. Lin, K. Lam, L. Zou, and Y. Liu, "Numerical study of flows past airfoils with wavy surfaces," *Journal of fluids and structures*, vol. 36, pp. 136-148, 2013.
- [47] C. Butterfield, W. Musial, and D. Simms, "Combined Experiment Phase 1. Final report," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States)1992.

Abstract

Recently, a passive method has gained more attention to control the flow separation which is known as swelling of the angle of attack. The idea behind this method was based on the studies of huge humped flipper humpback that was considered by biologists.

In the mentioned study they investigated the effects of making airfoil wavy on the aerodynamic characteristics in the lab. In the current study, for validity first, the Standard airfoil S809 was made and its results were recorded Then wavy airfoil S809 was made and its result is compared with Standard airfoil at domain Reynolds Numbers of $(2 \times 10^5 - 6/5 \times 10^5)$. The surface pressure distribution and the flow structure over wavy airfoil with regard to standard airfoil has a considerably different. For angles below the stall angle, for standard airfoil in comparison with wavy airfoil less lift coefficient and more drag coefficient is observed. On the other hand, at angle higher than stall angle for wavy airfoil in comparison with standard airfoil, airfoil more lift coefficient and less drag coefficient is observed. As a conclusion, in the case of wavy airfoils for after stall angle, the airfoil's performance is noticeably improved.

Keywords: wavy airfoil, wind tunnel, pressure distribution, stall, flow control



Faculty of Mechanical and Mechatronics Engineering
M.Sc. Thesis in Aerospace - Aerodynamic Engineering

**Experimental Analysis of the Effect of Wavy Airfoil on
the Aerodynamic Characteristics of Specific Airfoil**

By
Farhad Javan

Supervisor
Dr. Ali Khaleghi

Adviser
Dr. Mohammad Mohsen Shahmardan

January 2018