

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک
پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا - آیرودینامیک

عنوان
بررسی عددی سه بعدی اثر موج دار کردن بالی با مقطع معین روی
مشخصه های آیرودینامیکی

نگارنده
رسول حسنی

استاد راهنما
دکتر علی خالقی
مهندس احمد مددی

بهمن ۱۳۹۶

تقدیم

این پایان نامه را ضمن تشکر و سپاس بیکران و در کمال افتخار و امتنان تقدیم می نمایم به

والدینی که بود نشان تاج افتخاری است بر سرم

و نشان دلیلی است بر بودنم، چرا که این دو وجود، پس از پروردگار، مایه هستی ام بوده اند،

دستم را گرفتند و راه رفتن را در این وادی زندگی پر از فراز و نشیب آموختند، همچنین

خواهران و برادرانم که وجودشان مایه دلگرمی من است.

تشکر و قدردانی

بدون شک جایگاه و منزلت معلم، اجل از آن است که در مقام قدردانی از زحمات بی‌شائبه‌ی او، با زبان قاصر و دست ناتوان، چیزی بنگاریم. اما از آنجایی که تجلیل از معلم، سپاس از انسانی است که هدف و غایت آفرینش را تأمین می‌کند و سلامت امانت‌هایی را که به دستش سپرده‌اند، تضمین؛ برحسب وظیفه و از باب " من لم یشکر المنعم من المخلوقین لم یشکر الله عزّ و جلّ "

از اساتید با کمالات و شایسته؛ جناب آقای دکتر علی خالقی و جناب آقای مهندس احمد مددی که در کمال سعه‌صدر، با حسن خلق و فروتنی، از هیچ کمکی در این عرصه بر من دریغ ننمودند و زحمت راهنمایی این رساله را بر عهده گرفتند؛ کمال تشکر و قدردانی را دارم، باشد که این خردترین، بخشی از زحمات آنان را سپاس گوید.

رسول حسنی

بهمن ۱۳۹۶

اینجانب رسول حسنی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک گرایش آیرودینامیک دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان‌نامه بررسی عددی سه‌بعدی اثر موج‌دار کردن بالی با مقطع معین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی تحت راهنمایی دکتر علی خالقی و مهندس احمد مددی متعهد می‌شوم.

- تحقیقات در این پایان‌نامه توسط این‌جانب انجام شده‌است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش‌های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده‌است.
- مطالب مندرج در پایان‌نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده‌است.
- 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 پایان‌نامه تأثیرگذار بوده‌اند در مقالات مستخرج از پایان‌نامه رعایت می‌گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان‌نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت‌های آن‌ها) استفاده شده‌است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده‌است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان‌نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده‌است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده‌است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه‌های رایانه‌ای، نرم‌افزارها و تجهیزات ساخته شده‌است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان‌نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

چکیده

در این پژوهش برای کنترل جریان روی ایرفویل از ایده شکل‌شناسی باله‌های نهنگ گول‌پیکر کوهان‌دار استفاده شده‌است که در مطالعه حاضر به‌وسیله موج‌دار کردن ایرفویل و تأثیر آن بر روی ضرایب برآ و پسا و تأخیر در واماندگی با روش عددی مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور جریان حول ایرفویل S809 با استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس در عدد رینولدز $10^5 \times 6/5$ و زوایای حمله مختلف شبیه‌سازی شده‌است. در مطالعه حاضر سه نوع ایرفویل موج‌دار متفاوت که در ایرفویل موج‌دار نوع اول لبه حمله و فرار با دامنه‌موج ثابت $1/5$ درصد وتر و در راستای گستره ایرفویل با پنج طول‌موج متفاوت و در ایرفویل موج‌دار نوع دوم علاوه بر موج لبه حمله، لبه فرار و گستره ایرفویل، در راستای وتر با چهار تعداد موج متفاوت، موج‌دار شده‌اند و در ایرفویل موج‌دار نوع سوم که ترکیبی از موج نوع اول و دوم می‌باشد، مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به نتایج بهینه‌ترین حالت ممکن بعد از زاویه واماندگی، در ایرفویل‌های موج‌دار نوع اول، ایرفویل S10 LT15 C00 و نوع دوم، S10 LT15 C06 رخ داده است. توزیع فشار سطح و ساختار جریان روی ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به مدل استاندارد به‌طور قابل‌توجهی متفاوت به‌دست‌آمده است. برای زوایای بعد از زاویه واماندگی که در ایرفویل استاندارد جریان از روی ایرفویل جدا شده و با کاهش شدید ضریب برآ و افزایش پسا مواجه می‌شود و واماندگی رخ می‌دهد، در ایرفویل‌های S809 موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد، ضریب برآ افزایش و با یک شیب ملایمی کاهش یافته و همچنین ضریب پسا کاهش و در نتیجه کارایی بیشتر می‌شود. همان‌طور که نتایج نشان می‌دهد جریان روی لبه حمله ایرفویل‌های موج‌دار در زاویه حمله پس از واماندگی بر روی بدنه متصل باقی‌مانده و واماندگی در آن‌ها به تأخیر افتاده است.

واژگان کلیدی: ایرفویل موج‌دار، کنترل جریان، واماندگی، جدایش جریان

فهرست مطالب

فهرست نشانه‌ها.....	ن
فصل ۱ مقدمه.....	۱
۱-۱- آیرودینامیک.....	۲
۲-۱- تعریف و کاربرد ایرفویل.....	۳
۳-۱- واماندگی.....	۳
۴-۱- جریان آرام.....	۵
۵-۱- جریان آشفته.....	۵
۶-۱- لایه مرزی.....	۶
۷-۱- راه تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان.....	۷
۸-۱- شرط آشفتگی جریان.....	۸
۹-۱- ویژگی‌های جریان آشفته.....	۸
۱۰-۱- کنترل جریان.....	۹
۱-۱۰-۱ کنترل جریان فعال.....	۱۰
۲-۱۰-۱ کنترل جریان غیرفعال.....	۱۱
۱۱-۱- پیشینه تحقیق.....	۱۴
۱۲-۱- معرفی مطالعه حاضر و تشریح نوآوری‌ها.....	۲۰
۱۳-۱- اهداف پایان‌نامه.....	۲۱
۱۴-۱- مروری بر فصل‌های پایان‌نامه.....	۲۲
فصل ۲ معادلات حاکم.....	۲۳
۱-۲- مقدمه.....	۲۴
۲-۲- معادله پیوستگی.....	۲۴
۳-۲- معادله ممنتوم.....	۲۵
۴-۲- معادلات حاکم برای جریان آشفته.....	۲۵
۱-۴-۲ معادله پیوستگی.....	۲۶
۲-۴-۲ معادلات ممنتوم.....	۲۶
۵-۲- مدل‌سازی جریان آشفته و مدل‌های آشفتگی.....	۲۷
۱-۵-۲ روابط اساسی حاکم بر ویسکوزیته ادی.....	۲۷
۲-۵-۲ رابطه اساسی بوزینسک ویسکوزیته ادی.....	۲۸

۲۹ مدل های ویسکوزیته ادی	۳-۵-۲
۳۰ مدل های یک معادله ای اسپالارت آلماراس	۴-۵-۲
۳۳ نیروهای آیرودینامیکی	۶-۲
۳۵ ضرایب آیرودینامیکی	۷-۲
۳۷ فصل ۳ شبیه سازی عددی	
۳۸ ۱-۳ مقدمه	
۳۸ ۲-۳ تولید هندسه	
۳۸ ۱-۲-۳ هندسه ایرفویل S809 استاندارد	
۳۸ ۲-۲-۳ نام گذاری ایرفویل های موج دار	
۳۹ ۳-۲-۳ هندسه ایرفویل S809 موج دار نوع اول	
۴۲ ۴-۲-۳ هندسه ایرفویل S809 موج دار نوع دوم	
۴۵ ۵-۲-۳ هندسه ایرفویل S809 موج دار نوع سوم	
۴۶ ۳-۳ شبکه بندی ناحیه محاسباتی	
۴۸ ۴-۳ کنترل ضخامت المان ها در نزدیکی دیواره	
۴۸ ۵-۳ روش حل عددی	
۴۹ ۶-۳ شرایط مرزی	
۵۱ فصل ۴ شرح و تحلیل نتایج	
۵۲ ۱-۴ مقدمه	
۵۲ ۲-۴ بررسی استقلال از شبکه	
۵۳ ۳-۴ اعتبار سنجی	
۵۹ ۴-۴ نتایج	
۵۹ 4-4-1 نتایج ایرفویل S809 موج دار نوع اول	
۶۷ ۲-۴-۴ نتایج ایرفویل S809 موج دار نوع دوم	
۷۵ 4-4-3 نتایج ایرفویل S809 موج دار نوع سوم	
۸۰ 4-4-4 مقایسه نتایج ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار	
۸۵ فصل ۵ نتیجه گیری و پیشنهادها	
۸۶ ۱-۵ نتیجه گیری	
۸۸ ۲-۵ پیشنهادها	
۸۹ مراجع	

فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۱: کاربرد آیرودینامیک [۲] ۲
- شکل ۲-۱: کاربرد ایرفویل ۳
- شکل ۳-۱: نمودار واماندگی [۴] ۴
- شکل ۴-۱: جریان آشفته [۲] ۸
- شکل ۵-۱: لایه‌مرزی آشفته و چگونگی تعیین ضخامت آن [۲] ۸
- شکل ۶-۱: سرعت لحظه‌ای بر روی یک صفحه تخت [۲] ۹
- شکل ۷-۱: کنترل جریان با استفاده از روش دمش [۵] ۱۰
- شکل ۸-۱: کنترل جریان با استفاده از روش دمش [۵] ۱۱
- شکل ۹-۱: کنترل جریان روی بال با استفاده از ژنراتور گردابه‌ساز [۶] ۱۲
- شکل ۱۰-۱: کنترل جریان روی بدنه ماشین با استفاده از ژنراتور گردابه‌ساز [۷] ۱۲
- شکل ۱۱-۱: کنترل جریان با استفاده از شیار لبه حمله [۸] ۱۳
- شکل ۱۲-۱: کنترل جریان با استفاده از ناهمواری روی جسم [۹] ۱۳
- شکل ۱۳-۱: اشکال مختلف ناهمواری برای کنترل جریان [۱۰] ۱۳
- شکل ۱۴-۱: باله‌های نهنگ کوهان‌دار [۴۴] ۲۱
- شکل ۱-۲: ترسیم فشار و تنش برشی وارد بر یک ایرفویل [۱] ۳۳
- شکل ۲-۲: برآیند آیرودینامیکی نیروها و گشتاورهای یک ایرفویل [۱] ۳۴
- شکل ۳-۲: برآیند نیروهای آیرودینامیکی و مؤلفه‌های متفاوت‌شان [۱] ۳۴
- شکل ۱-۳: ایرفویل سه‌بعدی S809 ۳۸
- شکل ۲-۳: نیمه بالایی ایرفویل موج‌دار S809 در نرم‌افزار متلب ۴۰
- شکل ۳-۳: ایرفویل S809 موج‌دار S05 LT15 C00 ۴۰
- شکل ۴-۳: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C00 ۴۱
- شکل ۵-۳: ایرفویل S809 موج‌دار S15 LT15 C00 ۴۱

- شکل ۳-۶: ایرفویل S809 موج‌دار S20 LT15 C00 ۴۱
- شکل ۳-۷: ایرفویل S809 موج‌دار S25 LT15 C00 ۴۲
- شکل ۳-۸: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C02 ۴۳
- شکل ۳-۹: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C04 ۴۳
- شکل ۳-۱۰: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C06 ۴۴
- شکل ۳-۱۱: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C08 ۴۴
- شکل ۳-۱۲: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 ۴۵
- شکل ۳-۱۳: الف) نمای روبروی ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 ب) نمای جانبی ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 ۴۵
- شکل ۳-۱۴: ناحیه شبکه‌بندی محاسباتی ۴۶
- شکل ۳-۱۵: نمای نزدیک شبکه‌بندی ایرفویل S809 استاندارد ۴۷
- شکل ۳-۱۶: نمای نزدیک شبکه‌بندی ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C06 ۴۷
- شکل ۳-۱۷: نمودار γ بر روی ایرفویل ۴۸
- شکل ۳-۱۸: شرایط مرزی ۵۰
- جدول ۴-۱: بررسی استقلال از شبکه ۵۲
- شکل ۴-۱: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در $AOA=0^\circ$ و $Re=1.5 \times 10^6$ ۵۳
- شکل ۴-۲: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در $AOA=6.1^\circ$ و $Re=1.5 \times 10^6$ ۵۳
- شکل ۴-۳: نمودار ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد در $Re=6.5 \times 10^5$ ۵۴
- شکل ۴-۴: نمودار ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد در $Re=6.5 \times 10^5$ ۵۴
- شکل ۴-۵: توزیع ضریب فشار ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استاندارد در $AOA=10^\circ$ و $Re=1.6 \times 10^5$ ۵۵
- شکل ۴-۶: نمودار ضریب برآ ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استاندارد در $Re=1.6 \times 10^5$ ۵۵
- شکل ۴-۷: نمودار ضریب پسا ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استاندارد در $Re=1.6 \times 10^5$ ۵۶
- شکل ۴-۸: ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج‌دار A ۵۶

- شکل ۹-۴: ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج‌دار B..... ۵۷
- شکل ۱۰-۴: نمودار ضریب برآ ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج‌دار در $Re=1.6 \times 10^5$ ۵۷
- شکل ۱۱-۴: نمودار ضریب پسا ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج‌دار $Re=1.6 \times 10^5$ ۵۸
- شکل ۱۲-۴: الف) کانتور سرعت بر روی صفحات در یک طول موج ایرفویل موج‌دار، ب) کانتور سرعت بر روی صفحات در سه طول موج ایرفویل موج‌دار..... ۵۸
- شکل ۱۳-۴: الف) کانتور سرعت بر روی صفحه $x/c=0.25$ ب) کانتور سرعت بر روی صفحه $x/c=0.5$ ج) کانتور سرعت بر روی صفحه $x/c=0.75$ ۵۹
- شکل ۱۴-۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۶۰
- شکل ۱۵-۴: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۶۰
- شکل ۱۶-۴: نمای بالای خطوط جریان روی ایرفویل S10 LT15 C00 در $AOA=8^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$ ۶۱
- شکل ۱۷-۴: نمای روبرو خطوط جریان روی ایرفویل S10 LT15 C00 در $AOA=8^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$ ۶۱
- شکل ۱۸-۴: نمودار ضریب برآ برحسب طول موج در ایرفویل‌های موج‌دار نوع اول..... ۶۲
- شکل ۱۹-۴: نمودار ضریب پسا برحسب طول موج در ایرفویل‌های موج‌دار نوع اول..... ۶۲
- شکل ۲۰-۴: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۶۳
- شکل ۲۱-۴: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی..... ۶۴
- شکل ۲۲-۴: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C00 در $AOA=14^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$ ۶۵
- شکل ۲۳-۴: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C00 در $AOA=18^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$ ۶۵
- شکل ۲۴-۴: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=14^\circ$ ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=14^\circ$ ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=14^\circ$ ۶۶
- شکل ۲۵-۴: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=18^\circ$ ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=18^\circ$ ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=18^\circ$ ۶۷
- شکل ۲۶-۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۶۸
- شکل ۲۷-۴: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۶۹
- شکل ۲۸-۴: نمودار ضریب برآ برحسب تعداد موج در راستای وتر در ایرفویل‌های موج‌دار نوع دوم..... ۷۰

- شکل ۴-۲۹: نمودار ضریب پسا برحسب ضریب تعداد موج در راستای وتر در ایرفویل‌های موج‌دار نوع دوم..... ۷۰
- شکل ۴-۳۰: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۷۱
- شکل ۴-۳۱: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی..... ۷۲
- شکل ۴-۳۲: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C06 در $AOA=14^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$ ۷۳
- شکل ۴-۳۳: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C06 در $AOA=18^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$ ۷۳
- شکل ۴-۳۴: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=14^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=14^\circ$ ، ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=14^\circ$ ۷۴
- شکل ۴-۳۵: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=18^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=18^\circ$ ، ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=18^\circ$ ۷۵
- شکل ۴-۳۶: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار..... ۷۶
- شکل ۴-۳۷: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار..... ۷۷
- شکل ۴-۳۸: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار..... ۷۷
- شکل ۴-۳۹: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی..... ۷۸
- شکل ۴-۴۰: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار در $AOA=0^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$ ۷۹
- شکل ۴-۴۱: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=0^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در $AOA=0^\circ$ ۷۹
- شکل ۴-۴۲: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۸۰
- شکل ۴-۴۳: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۸۱
- شکل ۴-۴۴: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار..... ۸۲
- شکل ۴-۴۵: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی..... ۸۲
- جدول ۴-۲: مقایسه تغییرات کارایی ایرفویل‌های S809 موج‌دار نسبت به ایرفویل S809 استاندارد..... ۸۳

فهرست نشانه‌ها

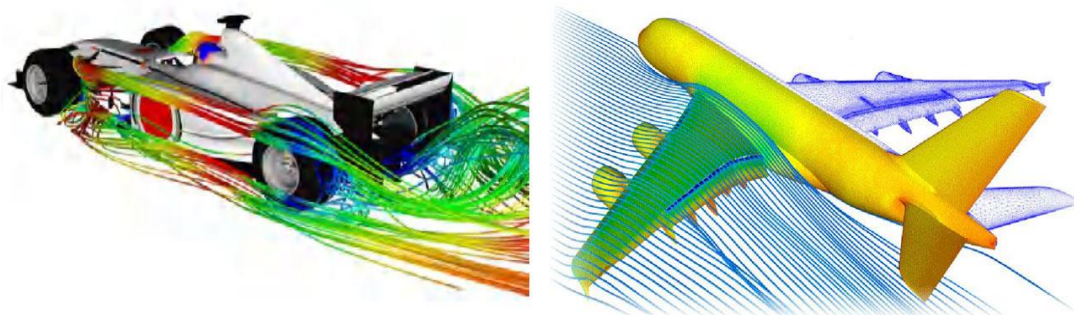
$\tau(N/m^2)$	تنش برشی سطحی	$V(\frac{m}{s})$	بردار سرعت
$R(N)$	نیروی برآیند	$P(pa)$	فشار
$A(N)$	نیروی محوری	$q_{\infty}(N/m^2)$	فشاردینامیکی
$N(N)$	نیروی قائم	$p_{\infty}(pa)$	فشار جریان آزاد
$L(N)$	نیروی برآ	$V_{\infty}(m/s)$	سرعت جریان آزاد
$D(N)$	نیروی پسا	Re	عدد رینولدز
$M(N/m)$	نیروی گشتاور	$\mu(\frac{kg}{m.s})$	لزجت
C_p	ضریب فشار	μ_t	لزجت آشفتگی
C_D	ضریب پسا	$U_1 (m/s)$	سرعت مقیاس
C_L	ضریب برآ	$\delta_1 (m)$	طول مقیاس بزرگ‌ترین گردابه
C_N	ضریب نیروی قائم	σ	عدد آشفتگی پرانتل
C_A	ضریب نیروی محوری	k	ثابت کارمن
C_f	ضریب اصطکاکی	$v(m/s)$	بردار سرعت در محیط سیال
n	ضریب تعداد موج	$f_i (N)$	نیرو وارد بر حجم سیال
$a(m)$	دامنه موج در راستای وتر	S_{ij}	تانسور نرخ کرنش متوسط
$b(m)$	دامنه موج لبه حمله و فرار	τ_{ij}	تانسور تنش رینولدز
$\lambda(m)$	طول موج	$C(m)$	وتر ایرفویل
$AOA(deg)$	زاویه حمله	$\rho (kg/m^3)$	چگالی سیال
		Ω_{ij}	تانسور چرخش
		ω	چرخش
		$d(m)$	فاصله تا دیواره

فصل ۱ مقدمه

۱-۱- آیرودینامیک^۱

آیرودینامیک شاخه‌ای از دینامیک گازها و در حالت کلی تر دینامیک سیالات است که به بررسی رفتار جریان هوا و اثر آن بر اجسام متحرک می‌پردازد. اولین الگوهای ثبت‌شده مقطع بال توسط هوراشیوف. فلیپس^۲ در سال ۱۸۸۴ طراحی شد. فلیپس فردی انگلیسی بود که نخستین آزمایش‌های جدی تونل باد را بر روی مقاطع بال انجام داد. از زمانی که اسحاق نیوتن فیزیکدان انگلیسی، نیروی جاذبه را کشف کرد، فکر پرواز و غلبه بر نیروی جاذبه در انسان شدت بیشتری یافت. برادران رایت^۳ همیشه در فکر پرواز بودند، آن‌ها بر اساس اطلاعات و مطالعات که در مورد پرواز داشتند به ساخت بال‌ها^۴ و طراحی هواپیما پرداختند. سپس یک تونل باد کوچک ساخته و اجزای آیرودینامیکی هواپیمای خود را که از طراحی کاملاً نوین و پیشرفته برخوردار بود، آزمایش کردند و اولین پرواز قابل کنترل هواپیما را انجام دادند [۱].

مهم‌ترین کاربرد آیرودینامیک در مهندسی هوافضا است. البته آیرودینامیک کاربردهای زیاد دیگری هم دارد. با توجه به شکل ۱-۱ در مهندسی خودرو، از آیرودینامیک برای طراحی بدنه خودرو استفاده می‌شود تا نیروی پسای^۵ خودرو کم شود. مهندسان سازه از آیرودینامیک برای تحلیل اثر هواکشسانی جریان باد بر سازه‌هایی مثل آسمان‌خراش‌ها، پل‌ها و برج‌ها استفاده می‌کنند. طراحی پره‌های توربین‌های گازی و بادی از دیگر کاربردهای مهم آیرودینامیک در صنعت محسوب می‌شود.



شکل ۱-۱: کاربرد آیرودینامیک [۲]

¹ Aerodynamic

² Horatio F. Phillips

³ Wright Brothers

⁴ Wings

⁵ Drag Force

۲-۱- تعریف و کاربرد ایرفویل^۱

به مقطع خاصی که با عبور هوا از اطراف آن ایجاد اختلاف فشار در بالا و پایین آن می‌نماید، ایرفویل می‌گویند. خصوصیات ایرفویل گذشته از بال هواپیماها، اهمیت به سزایی در کاربردهای مهندسی و علمی در کشتی‌ها، بالگردها، کمپرسورها، توربین‌ها، فن‌ها، پمپ‌ها، تونل‌های باد، کانال‌های هیدرولیکی و آسیاب‌ها و صنایع دیگر دارد. بیشتر مسائلی که در مورد ایرفویل با آن برخورد می‌کنیم مربوط به بال هواپیما می‌شود. یک کاربرد مهم و اساسی دیگر ایرفویل در تیغه‌ی توربین است که در شکل ۲-۱ مشاهده می‌شود.



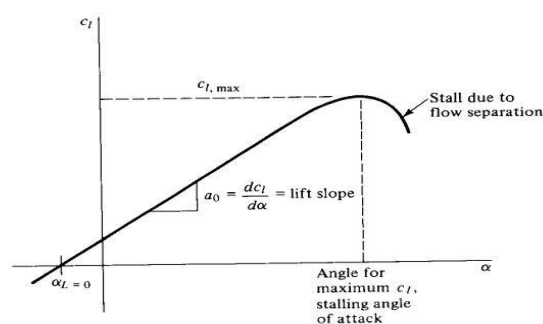
شکل ۲-۱: کاربرد ایرفویل

۳-۱- واماندگی^۲

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 که این مفهوم در شکل ۳-۱ قابل مشاهده می‌باشد [۳].

^۱ Airfoil

^۲ Stall



شکل ۱-۳: نمودار واماندگی [۴]

علاوه بر اصطکاک 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 این رو این نوع کاهش فشار را گرادیان فشار^۱ مطلوب می‌نامند. چرا که این کاهش فشار، جریان هوا را در جهت مطلوب هدایت می‌کند، پس از آن که این فشار منفی به بیشترین مقدار خود می‌رسد دقیقاً عکس این امر روی می‌دهد از این نقطه به بعد فشار رو به افزایش می‌یابد 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 جدا 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 جریاناتی پرتلاطم و درهم در این نقطه ایجاد خواهد شد که عملاً هیچ تأثیری در نیروی برآ نخواهد داشت که چنین پدیده‌ای واماندگی می‌نامند [۳].

^۱ Pressure Gradient

۱-۴- جریان آرام

جریان آرام جریانی است که در آن سیال به طریقی منظم و تحت لایه‌ها و مسیرهای مشخص حرکت می‌کند و برای توصیف آن از عبارت لایه‌ای شده، استفاده شده‌است. در یک جریان آرام، شکل لایه‌ها مشخص و با انحناهای ملایم می‌باشند. در چنین جریانی، مولکول‌های سیال با پیشروی در طول مسیر، در داخل لایه اولیه خود باقی خواهند ماند [۲].

۱-۵- جریان آشفته

همان‌طور که از نام این جریان پیدا است، این جریان رفتاری بسیار اتفاقی و بی‌سازمان دارد. در این جریان، به‌واسطه فرآیندهای اختلاطی شدید جز در نواحی بسیار نزدیک به دیواره، شکل لایه‌های جریان به راحتی قابل تشخیص نبوده و مولکول‌های سیال مسیر مشخصی را طی نمی‌کنند. به عبارت دیگر جریان آشفته نوعی از جریان سیال است که در آن سیال تحت نوسانات جریانی^۱ و فرآیندهای اختلاطی شدید قرار می‌گیرد، این رفتار برخلاف رفتار جریان آرام است که در آن جریان سیال تحت لایه‌ها و مسیرهای مشخص حرکت می‌نماید. در یک جریان آشفته، اندازه سرعت در هر نقطه دائماً تحت نوسانات و تغییرات، هم در اندازه و هم در راستای حرکتی، قرار می‌گیرد، به تدریج تشخیص موقعیت هر ذره در داخل میدان جریان و نیز در هر لحظه مشکل می‌باشد. همین وضعیت نوسانات دائمی و غیر مشخص در اندازه سرعت را می‌توان در اندازه فشار، دما و چگالی هر نقطه مشاهده نمود [۲].

جریان آشفته یک رودخانه خروشان و یا جریان‌های متلاطم باد مثالی از این دسته جریان‌ها هستند، گرچه ممکن است اندازه سرعت متوسط در این جریان‌ها پایین باشد. اغلب جریان‌هایی که در مسائل مهندسی با آن‌ها سرکار داریم، جریان‌های آشفته محسوب می‌شوند، مگر در جریان‌های با رینولدز خیلی کوچک، یا جریان‌های بسیار نزدیک به لبه حمله اجسام و یا لایه‌های بسیار نزدیک به سطوح جامد

^۱ Fluctuation

اجسام و یا سیالاتی که دارای ویسکوزیته بسیار بالا باشند. به‌طور کلی یک جریان آشفته دارای خصوصیات زیر می‌باشد:

- ۱- بی‌نظمی مکانی و زمانی
- ۲- طیف پیوسته مکانی و زمانی
- ۳- رینولدزهای بالا
- ۴- اضمحلال افزایش یافته انرژی و ممنتوم
- ۵- اختلال افزایش یافته و انتقال حرارت افزایش یافته و ضریب پسای پوسترهای افزایش یافته
- ۶- حرکات غالب چرخشی
- ۷- تناوبی بودن

۱-۶- لایه‌مرزی

لایه‌مرزی هیدرودینامیکی ناحیه‌ای از جریان است که در آن، نیروهای تنش برشی، نیروهای به وجود آمده ناشی از حضور دیواره جامد می‌باشد یا ناحیه‌ای است که جریان اطراف متأثر از حضور دیواره می‌باشند. به عبارت دیگر، لایه‌مرزی هیدرودینامیکی ناحیه‌ای از جریان است که در آن سیال، اصطکاک و پسای^۱ حاصل از حضور دیواره را حس می‌کند. در این حالت، نزدیک‌ترین مولکول‌های به دیواره به‌واسطه شرط عدم لغزش^۲، نسبت به دیوار اصلاً حرکت نمی‌کنند. با فاصله گرفتن از دیواره، رفته‌رفته اثر دیواره بر روی جریان آن‌قدر کم می‌شود که دیگر جریان حضور دیواره را حس نمی‌کند، یا به عبارت دیگر اثر دیواره بر روی لایه‌های دور جریان از بین می‌رود. به این ناحیه به‌اندازه کافی دور از دیواره و غیر متأثر از دیواره اصطلاحاً ناحیه جریان آزاد^۳ گفته می‌شود. در لایه‌مرزی تشکیل‌شده در جریان‌های آشفته، به‌واسطه حرکات آشفته جریان، شکل منظم لایه‌های جریان مجاور دیواره از بین رفته است [۲].

^۱ Drag

^۲ No Slip Condition

^۳ Free Stream

۱-۷- راه تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان

برای رسیدن به جریان آشفته بالأخص جریان بر روی سطوح جامد و در داخل کانال‌های باز و یا لوله‌ها، ابتدا جریان بایستی از حالت آرام^۱ وارد مرحله گذار^۲ از حالت آرام به آشفته و در نهایت وارد فاز جریان آشفته گردد. گاهی اوقات نیز ممکن است به واسطه عوامل مختلف خارجی، ناحیه گذار کوچک شده و یا حتی ناپدید گردد که در این صورت تبدیل مستقیم جریان آرام به آشفته^۳ در طول یک مسیر کوتاه را شاهد خواهیم بود. به عنوان مثال، در لایه مرزی تشکیل شده بر روی سطوح غیر هموار و یا بر روی سطوح دارای انتقال جرم از طریق سطوح و یا در جریان‌های اختلاطی و یا در جریانات مافوق صوتی که اندرکنش شوک و لایه مرزی را داریم می‌توان حالاتی را مشاهده کرد که در آن‌ها تبدیل جریان آرام به آشفته در طی یک فاصله بسیار کوتاه اتفاق می‌افتد [۲].

گذر از حالت جریان آرام به آشفته در طی فرآیندی رخ می‌دهد که در آن هسته‌ها و نطفه‌های محلی آشفته‌گی آن قدر بر روی هم انباشته می‌شوند که تمام میدان جریان را پر می‌کنند. به این فرآیند تدریجی شدن توده‌های آشفته‌گی روی هم فرآیند گذر از حالت جریان آرام به آشفته گفته می‌شود. معمولاً برای تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان‌ها از اعداد بدون بعد استفاده می‌شود. معمولاً عدد رینولدز معیار تشخیص جریان آرام یا آشفته می‌باشد که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} L}{\mu} \quad (1-1)$$

که در این رابطه ρ چگالی سیال، U_{∞} سرعت آزاد، L طول مقیاس هندسی و μ ویسکوزیته سیال است.

^۱ Laminar

^۲ Transition

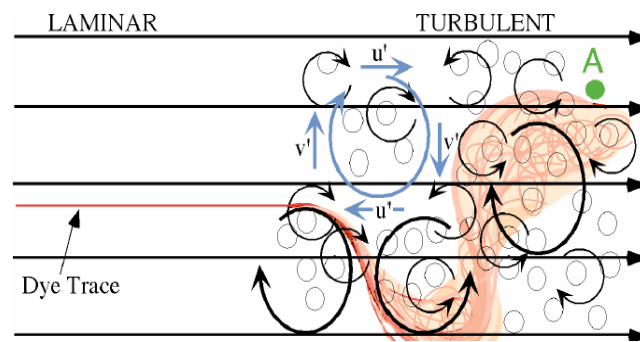
^۳ Turbulent

۸-۱- شرط آشفتگی جریان

شرط آشفتگی جریان برای جریانات خارجی در طول یک سطح $Re_x > 5 \times 10^5$ و حول یک مانع $Re_D > 2 \times 10^5$ و برای جریانات داخلی درون کانال‌ها و لوله‌ها $Re_{DH} > 2300$ است.

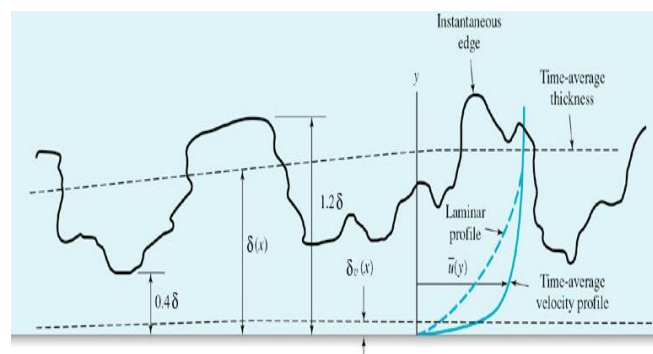
۹-۱- ویژگی‌های جریان آشفته

جریانات آشفته به واسطه حضور ادی‌ها^۱ در ساختار خود، دارای نوسانات وابسته به مکان و زمان در میدان جریان می‌باشند. یک جریان آشفته مملو از ادی می‌باشد. بدین صورت که همواره باعث اختلاط و اضمحلال کمیت‌های فیزیکی جریان خواهد شد.



شکل ۴-۱: جریان آشفته [۲]

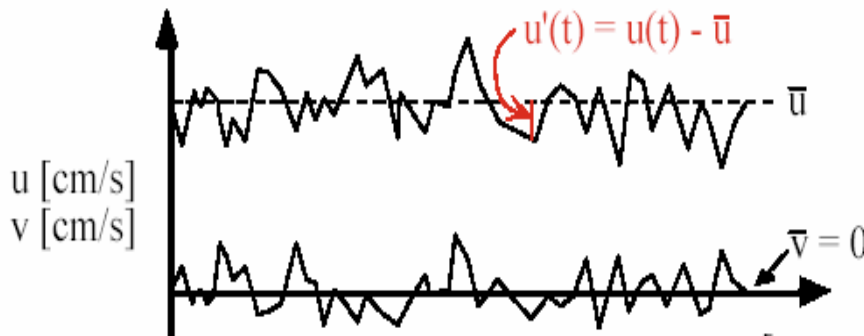
شماره‌ای از لایه مرزی در جریانات آشفته و تغییرات آن نسبت به مکان در شکل ۵-۱ نشان داده شده است.



شکل ۵-۱: لایه مرزی آشفته و چگونگی تعیین ضخامت آن [۲]

^۱ Eddies

نمونه‌ای از توزیع مؤلفه‌های میدان سرعت در یک نقطه از یک جریان آشفته بر روی یک صفحه تخت در شکل ۶-۱ نشان داده شده است:



شکل ۶-۱: سرعت لحظه‌ای بر روی یک صفحه تخت [۲]

در شکل ۶-۱، \bar{u} بیانگر متوسط زمانی مؤلفه سرعت در راستای x می‌باشد.

۱۰-۱- کنترل جریان

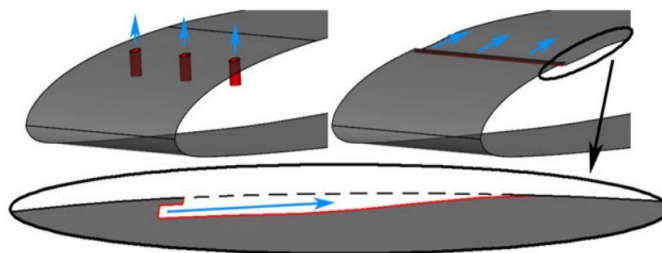
جریان در حرکت بر روی ایرفویل پس از مدتی دچار گرادیان فشار معکوس می‌شود و این گرادیان فشار به کمک اصطکاک سطح موجب جدایش می‌شود. یک ناحیه‌ی بسیار وسیع در انتهای ایرفویل دچار جدایش جریان می‌شود و در نتیجه آن فشار در انتهای جسم به شدت افت می‌کند و نمی‌تواند خود را بازیابی کند که در نتیجه آن یک افزایش پسا و کاهش برآ بسیار بزرگ از این تفاوت فشار حاصل می‌شود. در هواپیما با توجه به بزرگ بودن سطح بال و اهمیت بال در تولید برآ جدایش نقش منفی بسیار بزرگی دارد که در بعضی مواقع خطر سقوط هواپیما را نیز به دنبال دارد. در نتیجه از ابتدای تاریخ هوانوردی موضوع بررسی جریان بر روی بال و همچنین جلوگیری از جدایش جریان مورد توجه بوده است. به‌طور کلی این روش‌ها به دو صورت فعال و غیرفعال بررسی می‌شود.

۱-۱۰-۱ کنترل جریان فعال^۱

از جمله روش‌های فعال می‌توان به روش‌های مکش^۲ و دمش^۳ تزریق سیال^۴، تولیدکننده موج، سطح ارتعاشی، روش گرمایی و روش مغناطیسی روی ایرفویل اشاره کرد. از مزایای این روش می‌توان اختیار در فعال‌سازی و غیرفعال‌سازی کنترل جریان و از معایب این روش می‌توان به هزینه‌بر بودن و نیازمند مصرف انرژی اشاره کرد.

در روش مکش هوا به درون بال مکش می‌شود که در نتیجه آن هوای کم انرژی موجود در لایه مرزی مکند می‌شود و با هوای پر انرژی از جریان جایگزین می‌شود و باعث می‌شود جریان پایدار باقی بماند و از جدایش جلوگیری می‌شود.

روش دیگر کنترل جریان دمش در درون جریان است با این تفاوت که در این روش باید راهی برای ایجاد فشار بالا در درون بال ایجاد کرد. در این روش هوا با انرژی و سرعت بالا بر گرادیان فشار نامناسب غلبه می‌کند و نتیجه آن کاهش ناحیه جدایش است. در این روش باید از پمپ استفاده کرد یا یک فشار استاتیکی بالا در درون بال فراهم کرد. شرایط مکش و دمش طولانی نیازمند هزینه و امکانات بالایی است که در حال حاضر باعث سنگین شدن بال و افزایش مصرف سوخت می‌شود. در عین حال از این روش برای لحظات بحرانی و اماندگی می‌توان به خوبی استفاده کرد.



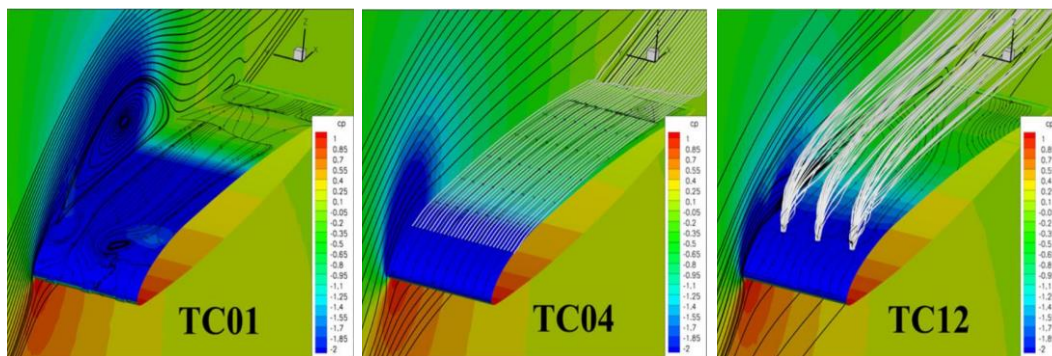
شکل ۱-۷: کنترل جریان با استفاده از روش دمش [۵]

^۱ Active Flow Control

^۲ Suction

^۳ Blowing

^۴ Fluid Injection



شکل ۱-۸: کنترل جریان با استفاده از روش دمش [۵]

۱-۱۰-۲ کنترل جریان غیرفعال^۱

کنترل غیرفعال جریان با تغییر در هندسه ایرفویل و یا ایجاد ناهمواری روی آن صورت می‌گیرد. روش - های غیرفعال نیز انواع گوناگون تکنیک‌ها از قبیل ژنراتور گردابه‌ساز^۲، حصار بال، فلپ^۳ لبه فرار، شیار^۴ لبه حمله، اصلاح لبه حمله و ناهمواری سطح جسم، این روش نیازمند هیچ‌گونه نیروی کمکی نبوده و دائمی است. از معایب این روش می‌توان به عدم اختیار در غیرفعال‌سازی کنترل جریان و از مزایای این روش اعمال آسان آن روی ایرفویل می‌باشد.

در روش ژنراتور گردابه‌ساز با استفاده از صفحات کوچک مستطیلی شکل می‌توان گردابه‌هایی کوچک در سطح جسم به وجود آورد که نتیجه‌ی آن افزایش انرژی جریان است که باعث می‌شود جدایش جریان به تأخیر بیفتد و در نتیجه شاهد افزایش برآ و کاهش پسا روی بال می‌شود. در شکل ۱-۹ می‌توان کاربرد این روش بر روی بال هواپیما دیده می‌شود. 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، در واقع

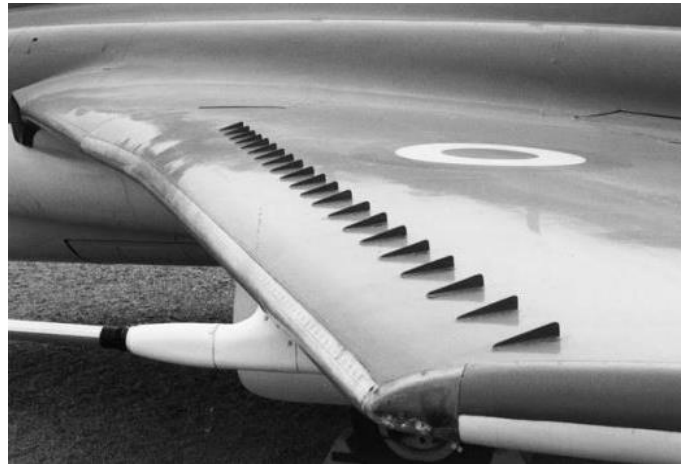
^۱ Passive Flow Control

^۲ Vortex Generators

^۳ Flap

^۴ Slot

جهت جریان به وسیله این روش تغییر می‌کند و حاصل برهمکنش همه‌ی این صفحات یک چرخش را در سطح بال ایجاد می‌کند [۶].



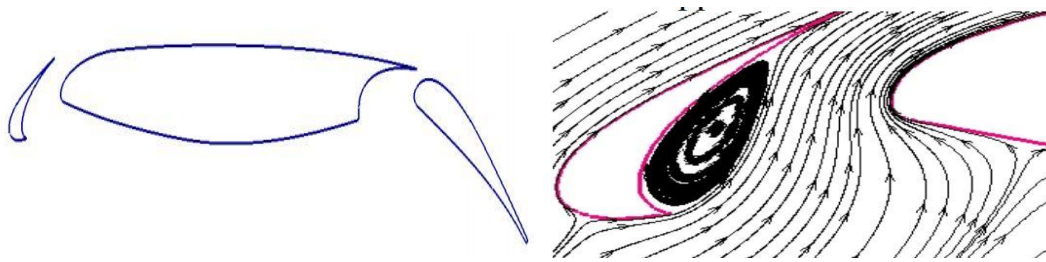
شکل ۹-۱: کنترل جریان روی بال با استفاده از ژنراتور گردابه‌ساز [۶]

در شکل ۱۰-۱ مشاهده می‌شود که برای ایجاد عملکرد بهتر جریان بر روی بدنه ماشین از صفحات کوچک مستطیلی شکل بر روی سقف استفاده می‌کنند و گردابه‌هایی کوچک در سطح جسم به وجود می‌آورد که نتیجه‌ی آن افزایش انرژی جریان است که باعث می‌شود جدایش جریان به تأخیر بیفتد و در نتیجه شاهد کاهش پسا روی بدنه ماشین می‌شود [۷].



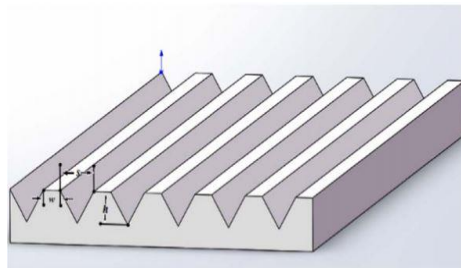
شکل ۱۰-۱: کنترل جریان روی بدنه ماشین با استفاده از ژنراتور گردابه‌ساز [۷]

در روش شیار لبه حمله با توجه به شکافی که در لبه حمله بال ایجاد می‌شود راه را برای ورود جریان پرنرژی باز می‌شود و در نتیجه آن جدایش به تأخیر می‌افتد. ویژگی مثبت این روش این است که تغییری در جهت جریان رخ نمی‌دهد و در نتیجه اغتشاشی به وجود نمی‌آید.

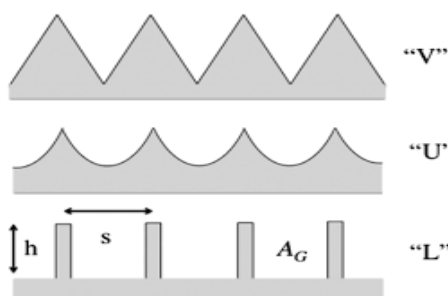


شکل ۱-۱۱: کنترل جریان با استفاده از شیار لبه حمله [۸]

در روش ناهمواری سطح جسم با توجه به یکسری ناهمواری‌ها که در طول جسم ایجاد می‌شود، باعث افزایش سرعت جریان و انرژی گرفتن آن و در نتیجه کاهش ناحیه جدایش می‌شود. در این روش از اشکال مختلفی می‌توان استفاده کرد و آن‌ها را به صورت یک روکش نازک بر روی جسم قرار داد.



شکل ۱-۱۲: کنترل جریان با استفاده از ناهمواری روی جسم [۹]



شکل ۱-۱۳: اشکال مختلف ناهمواری برای کنترل جریان [۱۰]

۱-۱۱- 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 مهندسی که در دینامیک سیالات نقش اساسی ایفا کرده است. با پیشرفت روز افزون علم آیرودینامیک راه‌های مختلفی را برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها به کار می‌گیرند. از جمله راه‌های افزایش عملکرد آیرودینامیکی و یا افزایش مانوردهی، کنترل جریان روی ایرفویل می‌باشد. مطالعات گذشته روی کنترل غیرفعال ایرفویل نشان‌دهنده توانایی بالای این روش در کنترل جریان و در نتیجه افزایش عملکرد آیرودینامیکی می‌باشد. از جمله این تحقیقات می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

فیش و باتل [۱۱] در سال ۱۹۹۵ مطالعه دقیقی برای درک بهتر شکل‌شناسی 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. بیرمن و اون [۱۲] در سال ۱۹۹۸ به‌صورت آزمایشگاهی تأثیر موج در طول گستره^۱ خطوط جدایش روی جریان اطراف یک جسم با مقطع یک مستطیل و مربع مورد بررسی قرار دادند و نشان داده شد که سطوح موج‌دار^۲ موجب کاهش نیروی پسا می‌شود. جوهری و همکاران [۱۳] در سال ۲۰۰۷ یک مطالعه تجربی بر روی بال بی‌نهایت یا شبه دوبعدی 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. میلکوسویچ و همکاران [۱۴] 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

^۱ Span

^۲ Wavy

فرضیه بود که نوسان ممکن است باعث افزایش کارایی به‌وسیله 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 اثر قابل توجهی دارد. لازم به ذکر است که عامل عدد رینولدز برای مدل بی‌نهایت کم‌تر از مدل نصف بال محدود است. فرضیه‌ای که نوسانات ممکن است در مسیری مشابه گردابه‌ساز عمل کند توسط میلکوسویچ [۱۵]، فیش و لودر و همکاران [۱۶]، فیش و همکاران [۱۷] و ژانگ و همکاران [۱۸] توسعه یافت. با این حال ون نیروپ [۱۹] نشان دادند 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 [۲۰] تعریف شد متفاوت باشد. نویسندگان [۱۹] 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 متصل شده باقی می‌ماند. فاویر و همکاران [۲۱] در سال ۲۰۱۲ شبیه‌سازی‌های عددی مستقیمی از یک هندسه موج‌دار در عدد رینولدز پایین را اجرا کردند. یک مطالعه تقریبی 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 اصلی بدون نوسان برای همه پیکربندی‌های مشابه کاهش یافت. هائری و همکاران [۲۲] در سال ۲۰۱۴ دندانه‌های لبه حمله موج‌دار برای کاهش نویز عکس‌العمل آشفستگی ایرفویل به‌صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. یک ایرفویل با سطح صاف و روشی پیشرفته برای تولید ترکیب برآمدگی مورد توجه قرار گرفته، در مقابل

^۱ Downwash

شرایط مرزی جریان که به طور خاص برای شبیه‌سازی آیرواکوستیک^۱ سه‌بعدی مناسب است، پیشنهاد گردید. شان و همکاران [۲۳] 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 هیچ‌گونه کنترل‌کننده 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 نشان‌دهنده آن است که در حالت استفاده از مولد گردابه‌ای غیرفعال جدایش به صورت مقطعی حذف شده است اما جریان کمی پایین‌تر 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. تحقیقات اخیر توسط لام و لین [۲۴] در سال ۲۰۰۹ نشان دادند که استوانه موج‌دار می‌تواند باعث کاهش پسا و حذف لرزش جسم شود. لئو [۲۵] 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. دو و همکاران [۲۶] در سال ۲۰۱۰ با اصلاح لبه فرار ایرفویل جریان آیرودینامیکی روی یک ایرفویل را کنترل نمودند. در این مطالعه نشان داده شد که لبه فرار باریک می‌تواند باعث افزایش برآ شود. فیش و واتس [۲۷] در سال ۲۰۰۱ مطالعه عددی یک حلگر جریان غیرلزج^۲ برای مقایسه عملکرد بال متناهی حلزونی بر اساس پروفیل ناکا ۰۲۱-۶۳۴ در مقابل اصلاح‌نشده در زاویه حمله ۱۰ درجه انجام دادند. نتایج نشان داد که عملکرد کلی بال حلزونی برآ را ۴/۸٪ افزایش، و پسا القایی را ۱۰/۹٪ کاهش می‌دهد. رستم زاده و همکاران [۲۸] در سال ۲۰۱۲ از روش خط برآزای، غیرخطی پرائتل برای نشان دادن مزایای هیدرودینامیک و آیرودینامیک برآمدگی‌هایی که می‌توانند از طریق اصلاح لبه حمله موج‌دار جدید با به‌کارگیری مکانیزم جریان مشابه به دست آیند، مورد استفاده قرار می‌گیرد. اندازه‌گیری نیروی تونل باد تأیید می‌کند که بال‌های موج‌دار با نوسان کامل و ماندگی تدریجی را در مقایسه با بالی با لبه حمله صاف ارائه می‌دهند. ژانگ و وو [۲۹]

^۱ Aeroacoustic

^۲ Inviscid

در سال ۲۰۱۲ روتور فاز چهار آزمایشگاه ملی انرژی تجدیدپذیر^۱ با لبه حمله سینوسی و بدون لبه حمله سینوسی را محاسبه کردند. آن‌ها بعضی بهبودها بعد از واماندگی را مشاهده کردند، اما کاهش عملکرد برای سرعت‌های باد پایین‌تر، جایی که توربین برای عملکرد با کارایی بیشتر مناسب است، را یافتند. به‌رحال، برخلاف یافته‌های پیشین گزارش کردند که خصوصیات آیرودینامیک پس از واماندگی با افزایش دامنه و طول‌موج، افزایش می‌یابد. اسکیلن و همکاران [۳۰] در سال ۲۰۱۴ شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ^۲ جریان روی بال مستطیلی ناکا ۰۰۲۱ با نوسانات لبه حمله در زاویه حمله ۲۰ درجه در عدد رینولدز $1/2 \times 10^5$ انجام دادند. نوسان لبه حمله سینوسی دارای دامنه $A/c = 0.15$ و طول‌موج $\lambda/c = 0.11$ است. زاویه حمله بزرگ برای اطمینان از شرایط پس از واماندگی انتخاب شده است و ۵۸٪ افزایش در ضریب برآ و ۵۹٪ کاهش در ضریب پسا در مقایسه با بال اصلی گزارش شد. این با کاهش ناحیه جدایش جریان برای بال موج‌دار، مقایسه شده با بال صاف به‌دست آمده است. کورسینی و همکاران [۳۱] در سال ۲۰۱۳ خمیدگی ایرفویل با لبه حمله موج‌دار را در مقابل نمونه عددی متقارن تشریح کردند و ویژگی‌های منحنی‌های برآ بازبایی شده در بعد از واماندگی برای پروفیل متقارن با افزایش در برآ برای ایرفویل موج‌دار، بخصوص کاربرد در فن‌ها و توربوماشین را نتیجه گرفتند. مدل برآمدگی دار لبه حمله باله‌های نهنگ کوهان‌دار به‌عنوان روش کنترلی واماندگی غیرفعال جدید در ایرفویل ضخیم S809 عنوان توسط مجید اصلی و همکاران [۳۲] در سال ۲۰۱۴ بررسی گردید. رفتار جریان بر روی پروفیل پره‌های توربین بادی و پدیده‌های مرتبط مانند واماندگی می‌تواند فرآیند کلیدی برای بهبود عملکرد توربین بادی در تولید الکتریسیته و تبدیل انرژی در جنبه‌های منابع انرژی تجدیدپذیر باشد. آن‌ها با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی در عدد رینولدز 1×10^6 آنالیز محاسباتی بر روی ایرفویل را انجام دادند و ضرایب آیرودینامیکی در زاویه حمله سکون با داده‌های تجربی گزارش شده توسط سامرز [۳۳] در سال ۱۹۹۷ اعتبارسنجی شد. نتایج نشان می‌دهد که در زوایای حمله کوچک قبل از منطقه

^۱ National Renewable Energy Laboratory

^۲ Large Eddy Simulation

واماندگی، ضریب برآ به شکل شیب یکسان نسبت به مدل مبنا کاهش می‌یابد. به‌هرحال، ایرفویل اصلاح‌شده روند واماندگی با شیب ملایمی دارد درحالی‌که ضریب برآ ایرفویل مبنا به دلیل جدایش به‌تندی کاهش می‌یابد. بر اساس ساختار جریان بر روی ایرفویل‌ها، برآمدگی لبه حمله مانند گردابه‌ساز عمل می‌کند که گردابه‌های سطح بالای جریان به سطح ایرفویل متصل باقی‌مانده و در زاویه حمله بالا از ایجاد واماندگی عمیق جلوگیری می‌کند. ژی و همکاران [۳۴] در سال ۲۰۱۳ رفتار آیرودینامیکی ایرفویل با شیار را نشان دادند و نتیجه گرفتند هنگامی که زاویه حمله ۱۵ درجه یا بیشتر است، شیار می‌تواند ناحیه جدایش را کاهش دهد و همچنین ضرایب پسا و برآ را کاهش و افزایش می‌دهد. بوشنل و مور [۳۵] در سال ۱۹۹۱ مشاهده کردند که کوسه‌ماهی^۱ می‌تواند جریان اطراف یک ایرفویل را با اصلاح لبه حمله کنترل کنند. چنین ساختارهایی ممکن است لایه‌مرزی را تحریک کرده، و از آشفتگی و جدایش جریان جلوگیری کنند. به‌هرحال، مکانیزم تولید نیروی کنترل و ساختار جریان هنوز به‌خوبی تشریح و پیش‌بینی نشده‌اند. کیم و همکاران [۳۶] در سال ۲۰۰۴ و پارک و همکاران [۳۷] در سال ۲۰۰۶ روش‌های کنترل فعال و غیرفعال را برای یافتن راهی کارآمد برای کنترل ریزش گردابه لبه فرار اجسام بیضی شکل به کار گرفته‌اند. پریستی و همکاران [۳۸] در سال ۲۰۱۶ به بررسی برآمدگی‌های سینوسی برای بهبود عملکرد ایرفویل در ناحیه پس از واماندگی هنگامی که برای یک لبه حمله ایرفویل بکار رفته، پرداختند. 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 ۳×10^5 و $۷/۵ \times 10^4$ بررسی گردیده‌اند. توزیع فشار بر روی این ایرفویل‌ها در زوایای حمله متنوع به‌طور تجربی اندازه‌گیری شد و با داده‌های ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ مقایسه گردید. تأثیر آشفتگی بر توزیع فشار سطح مکش مشاهده گردید. ضریب برآ، وابستگی به عدد رینولدز و هندسه برآمدگی دندان را نشان داد. عملکرد پس از واماندگی ایرفویل‌های موج‌دار، زمانی که با ایرفویل مرجع مقایسه گردیدند،

^۱ Sharks

بهبود یافتند. اگرچه توضیحات مختصری از بعضی رفتارهای جریان داده شده است، نیاز به بررسی‌های بیشتر، برجسته گردیده است. هانسن و همکاران [۳۹] در سال ۲۰۱۱ یک بررسی تجربی برای تعیین تأثیر برآمدگی‌های لبه حمله سینوسی بر عملکرد دو ایرفویل ناکا با خصوصیات آیرودینامیکی متفاوت را انجام دادند. اندازه‌گیری‌های نیرو با ایرفویل با گستره کامل و ترکیب‌های متنوع طول موج و دامنه برآمدگی‌ها با اصلاح نشده مقایسه می‌شوند، برآمدگی‌ها برای ایرفویل ناکا ۰.۲۱-۰.۶۵ مختصرتر از ایرفویل ناکا ۰.۲۱ هستند. همچنین برای دو پروفیل ایرفویل یافت شد که کاهش دامنه برآمدگی به یک ضریب برآ بیشینه بالاتر و زاویه واماندگی بالاتر هدایت می‌کند. 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 گردابی قرار دارد، انجام گیرد. استین و مورای [۴۰] در سال ۲۰۰۵ آزمایش‌هایی برای زاویه حمله ۰ تا ۱۲ درجه در عدد رینولدز $10^5 \times 2/5$ ، با استفاده از یک ایرفویل دوبعدی از نظر ظاهری با آشفتگی سینوسی که دارای دامنه و فاصله برابر با مقادیر میانگین برای نهنگ کوهان دار است، انجام دادند. نتایج آن‌ها نشان داد که ایرفویل تجربی اصلاح شده، در مقایسه با ایرفویل اصلاح نشده برآ را کاهش و پسا را افزایش داده است. یک مطالعه ثانویه که یون و همکاران [۴۱] در سال ۲۰۱۱ تأثیر لبه حمله موج‌دار روی مشخصه‌های هیدرودینامیکی بال با نسبت منظری پایین را به صورت عددی مورد بررسی قرار داد. از جمله بارزترین نتایج می‌توان به این موضوع اشاره کرد که با افزایش نسبت موج واماندگی نسبت به بال معمولی زودتر رخ می‌دهد. همچنین بال موج‌دار دارای ضریب برآ بیشتری نسبت به حالت معمولی می‌باشد. کیم و همکاران [۴۲] در سال ۲۰۱۲ مشخصه‌های هیدرودینامیکی روی بال موج‌دار با طول موج‌های مختلف را به صورت عددی بررسی نمودند. این تحقیق در دامنه وسیعی از زوایای حمله در عدد رینولدز $10^6 \times 1$ صورت گرفت. در زوایای ۰ تا ۸ درجه توزیع ضریب فشار بال موج‌دار مشابه بال معمولی بود. به عبارت دیگر نیروهای هیدرودینامیکی تأثیر زیادی از لبه حمله موج‌دار نمی‌پذیرند. اگرچه در زوایای حمله بیشتر اصلاح در الگوی رفتار جریان در صفحه

بالای ایرفویل مشاهده شد. لین و همکاران [۴۳] در سال ۲۰۱۳ جریان عبوری از ایرفویل موج‌دار را به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق نشان داده شد که با وجود کاهش عملکرد آیرودینامیکی، زاویه واماندگی به تأخیر افتاده و با شیبی ملایم‌تری کاهش می‌یابد. پائولا و همکارانش [۴۴] 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 واماندگی خواهد شد. آن‌گونه که در مراجع قبلی نیز اشاره شد این تحقیق عملکرد ایرفویل موج‌دار را وابسته به عدد رینولدز دانسته، به گونه‌ای که در برخی موارد در اعداد رینولدز پایین ایرفویل با لبه حمله موج‌دار، دارای ماکزیمم برآ بیشتری نسبت به ایرفویل معمولی را دارا می‌باشد.

۱-۱۲- معرفی مطالعه حاضر و تشریح نوآوری‌ها

با پیشرفت روزافزون علم آیرودینامیک راه‌های مختلفی را برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها به کار می‌گیرند. از جمله راه‌های افزایش عملکرد آیرودینامیکی و یا افزایش مانوردهی، کنترل جریان روی ایرفویل می‌باشد. به دلیل هزینه‌بر بودن کنترل جریان روی جسم، همواره سعی شده تا کنترل جریان روی قسمت‌هایی که بیشترین سهم در تولید نیروی برآ را دارا می‌باشند، صورت گیرد. در ایرفویل‌های ضخیم با افزایش زاویه حمله جریان به صورت تدریجی از لبه حمله جدا شده و باعث افزایش پسای فشاری و ایجاد گردابه در پشت ایرفویل می‌شود. افزایش زاویه حمله تا زمانی ادامه می‌یابد که نقطه جدایش جریان به لبه حمله نزدیک شود و افزایش ضریب برآ متوقف شده و در برخی از ایرفویل‌ها به طور ناگهانی افت نماید. به طور مثال در بعضی از مأموریت‌های خاص، هواپیماهایی که دارای زاویه واماندگی بیشتر می‌باشند به دیگر هواپیماها ارجحیت خواهند داشت. از جمله می‌توان به هواپیماهای کشاورزی و پهپادها اشاره کرد. در مفهوم کنترل لایه مرزی هدف اصلی، کنترل جریان بر روی یک سطح آیرودینامیکی، افزایش میزان برآ و کاهش مقدار پسا می‌باشد. با توجه به شکل ۱-۱۴ اخیراً ایرفویل‌هایی با لبه حمله موج‌دار، از باله‌های نهنگ کوهان‌دار الهام گرفتند و به منظور مکانیزم کنترل جریان برای

بهبود عملکرد آیرودینامیکی بررسی شده است. باله‌های نهنگ غول‌پیکر ویژگی‌های منحصر به فردی از جمله قدرت مانور بالا برای شکار طعمه دارد که به دلیل برآمدگی‌های موجود روی باله‌های آنها است.



شکل ۱-۱۴: باله‌های نهنگ کوهان‌دار [۴۴]

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. به منظور کاربردی‌تر شدن نتایج، در مطالعه حاضر علاوه بر موج‌دار کردن لبه حمله، لبه فرار، سطح بالا و سطح پایین ایرفویل و همین‌طور موج‌دار کردن در راستای وتر و ترکیب این موج‌ها را به صورت عددی انجام داده و تغییر در ضرایب آیرودینامیکی و زاویه واماندگی بررسی می‌شود که در فصول بعد به تشریح این شبیه‌سازی پرداخته خواهد شد.

۱-۱۳- اهداف پایان‌نامه

هدف از مطالعه حاضر بررسی امکان استفاده از ایرفویل موج‌دار به جای ایرفویل S809 استاندارد، در تأخیر واماندگی و حداقل رساندن تأثیرات مکانیزم جریان مرتبط با آن است. کنترل جریان با استفاده از روش غیرفعال موج‌دار کردن ایرفویل و بررسی ضرایب آیرودینامیکی بعد از زاویه واماندگی، نقطه جدایش

جریان، دقت روش شبیه‌سازی اسپالارت آلماراس، ساختارهای جریان و توزیع فشار سطح ایرفویل موج‌دار با ایرفویل S809 استاندارد هدف مطالعه حاضر است. امید است که این نوع ایرفویل‌های موج‌دار در کنترل واماندگی آیرودینامیکی، در طراحی و کاربرد ایرفویل‌ها در کاربردهای صنعتی مختلف مفید واقع شود.

۱-۱۴- مروری بر فصل‌های پایان‌نامه

این پایان‌نامه از یک فصل به‌عنوان مقدمه (فصل حاضر)، ۴ فصل اصلی و یک بخش جهت معرفی مراجع مورد استفاده تشکیل شده‌است. در فصل دوم، معادلات حاکم و فصل سوم، شبیه‌سازی و شرایط مرزی ارائه می‌گردد. فصل چهارم به معرفی نتایج این پایان‌نامه و فصل پنجم به نتیجه‌گیری و جمع‌بندی و ارائه پیشنهادها و توصیه‌هایی برای ارتقای سطح کیفی تحقیق حاضر و انجام مطالعه جامع‌تر در راستای موضوع این پایان‌نامه، می‌پردازد.

فصل ۲ معادلات حاکم

۲-۱- مقدمه

در این فصل به معرفی و بررسی جریان‌های آشفته و معادلات و روش‌های حل موجود در آیرودینامیک جریان، حول ایرفویل پرداخته شده‌است. همچنین معادلات حاکم بر جریان در اطراف ایرفویل در مختصات کارتزین ارائه می‌گردد، سپس فرضیات مسئله و دیگر شرایط حاکم بر جریان ارائه می‌شوند. معادلات و روابط فیزیکی ارائه شده در این فصل برای مطالعه عددی جریان حول یک ایرفویل به کار گرفته شده‌اند که نتایج حاصل از آن‌ها در فصل‌های بعدی آورده شده‌است.

معادلات ناویراستوکس، یک مدل ریاضی کامل برای سیال ارائه می‌دهند. به دلیل پیچیده بودن این معادلات در فرم کامل ناویراستوکس، حل تحلیلی غیرممکن است، بنابراین روش‌های عددی به کمک رایانه بهترین گزینه برای حل بخشی از این معادلات می‌باشند. پیشرفت سریع در زمینه تکنولوژی رایانه در چند دهه اخیر باعث استفاده گسترده دینامیک سیالات محاسباتی در حل عددی مسائل جریان سیال شده‌است. با توجه به اینکه تمامی حل کننده‌های معادلات ساده شده ناویراستوکس نیازمند زمان پردازش و حافظه زیادی می‌باشند، بنابراین مقداری ساده‌سازی در حل این معادلات ناویراستوکس برای کاهش منابع محاسباتی مورد احتیاج، لازم است.

برای مثال، در جریان‌های آیرودینامیک خارجی با سرعت بالا و زاویه حمله کم، می‌توان از معادلات غیر لزج اوایلر استفاده کرد. یا در مسائلی که ضخامت لایه مرزی خیلی کوچک است، فرض غیر لزج گرفتن جریان یک فرض مطمئن می‌باشد. هنگامی که در معادلات ناویراستوکس، قسمت‌های مربوط به لزجت حذف گردند، این معادلات به معادله اوایلر تبدیل خواهند شد که از سرعت محاسبات نسبی بالایی (افزایش سرعت پردازش و کاهش حافظه لازم) برخوردار می‌باشند [۲].

۲-۲- معادله پیوستگی

اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود اصل بقاء جرم است. این اصل بیان می‌دارد که جرم نه تولید می‌شود و نه از بین می‌رود و توسط معادله پیوستگی بیان می‌گردد:

برای سیالات تراکم پذیر [۲]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1-2)$$

برای سیالات تراکم ناپذیر [۲]:

$$(\vec{\nabla} \cdot \vec{V}) = 0 \quad (2-2)$$

۲-۳- معادله ممنتوم

مکانیک سیالات تنها با داشتن معادله پیوستگی مشخص نمی‌شود بلکه باید اصل بقاء اندازه حرکت یا قانون دوم نیوتون را درباره آن بیان کرد. اندازه حرکت حاصل ضرب جرم در سرعت است. قانون دوم نیوتون بیان می‌کند که برآیند نیروهایی که بر یک جسم اثر می‌کند برابر است با تغییرات خالص ممنتوم. با در نظر گرفتن جریان غیرقابل تراکم و ثابت فرض کردن ضریب ویسکوزیته، شکل معادله ناویراستوکس به صورت زیر می‌باشد [۲]:

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \vec{f} - \vec{\nabla} P + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (3-2)$$

که در آن V بردار سرعت، P بیانگر فشار، ρ چگالی، f نیروهای حجمی و μ ویسکوزیته می‌باشد.

بیانگر مشتق مادی بوده و به صورت زیر تعریف می‌گردد [۲].

$$\left(\frac{D\varphi}{Dt} = \frac{\partial \varphi}{\partial x} + \vec{V} \cdot \vec{\nabla} \varphi \right) \quad (4-2)$$

۲-۴- معادلات حاکم برای جریان آشفته

با توجه به اینکه جریان مورد بررسی در این کار جریان آشفته می‌باشد، لازم است شکل معادلات در قالب آشفته بررسی می‌گردد. در ادامه ابتدا به بررسی اجمالی نحوه شکل‌گیری معادلات جریان آشفته پرداخته می‌شود و سپس شکل آشفته هر کدام از معادلات معرفی می‌شود.

۲-۴-۱ معادله پیوستگی

برای جریان تراکم پذیر داریم [۲]:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho u_i}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho' u_i'}) = 0 \quad (5-2)$$

برای جریان تراکم ناپذیر از آنجایی که $\rho' = 0$ می‌باشد، معادله فوق به صورت زیر در خواهد آمد [۲]:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (6-2)$$

۲-۴-۲ معادلات ممنتوم

برای جریان تراکم پذیر داریم [۲]:

$$\left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] = \bar{B}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} - \overline{\rho u_i' u_j'} \right] \quad (7-2)$$

که u_i مؤلفه بردار سرعت در راستای i ، ρ بیانگر فشار و B_i نیروی حجمی در راستای i ، μ ویسکوزیته سیال می‌باشد.

تنها تفاوت معادله ممنتوم فوق با معادله ممنتوم با کمیت‌های لحظه‌ای اضافه شدن عبارت آخر در سمت راست معادله یعنی $\overline{\rho u_i' u_j'}$ می‌باشد. این عبارت را اصطلاحاً تنش آشفتگی یا تنش رینولدز می‌گویند. تنها تفاوت معادلات جریان آرام با آشفته نیز فقط حضور همین عبارت می‌باشد. به طور کلی این عبارت از لحاظ فیزیکی یک تنش نمی‌باشد بلکه بیانگر اثر تبادل اینرسی (ممنتوم) می‌باشد. فراموش نشود که این عبارت از سمت چپ معادله ممنتوم یعنی جایی که با عبارت‌های اینرسی سروکار دارد به سمت راست منتقل شده‌است، بنابراین ریشه و بنیان این عبارت از جنس اینرسی ممنتوم می‌باشد [۲].

۲-۵- مدل سازی جریان آشفته و مدل های آشفتگی

تاکنون صدها مدل توربولانسی ارائه شده‌اند که هر یک برای رژیم‌های خاص جریانی و حتی در ناحیه‌ای خاص از میدان جریان معتبر و دقیق می‌باشند. هدف نهائی تمام مدل‌های توربولانسی، محاسبه اندازه تنش رینولدز $\overline{\rho u'_i u'_j}$ در رژیم مختلف جریان می‌باشد. مدل‌های آشفتگی موجود را می‌توان از دو منظر نگریست:

الف) روابط اساسی حاکم بر ویسکوزیته ادی^۱

ب) مدل‌های ویسکوزیته ادی^۲

روابط اساسی حاکم بر ادی ویسکوزیته از یک متغیر منفرد که اصطلاحاً ویسکوزیته آشفته μ_t نامیده می‌شود برای بیان رابطه بین تنش‌های رینولدز موجود در معادلات RANS و پروفیل‌های موجود در میدان جریان متوسط استفاده می‌کنند. از سوی دیگر مدل‌های ادی ویسکوزیته نیز برای μ_t معرفی شده در روابط اساسی ادی ویسکوزیته استفاده می‌شود. در اینجا سه رابطه به‌عنوان روابط اساسی و نیز نه مدل به‌عنوان مدل‌های جریان آشفته معرفی می‌شوند [۲].

۲-۵-۱ روابط اساسی حاکم بر ویسکوزیته ادی

همان‌طور که گفته شد، روابط اساسی حاکم بر ادی ویسکوزیته از یک پارامتر منفرد که اصطلاحاً ویسکوزیته آشفته μ_t نامیده می‌شود، برای بیان رابطه بین تنش‌های رینولدز موجود در معادلات رنس و پروفیل‌های موجود در میدان جریان متوسط استفاده می‌کنند.

^۱ Eddy-Viscosity Constitutive Relation

^۲ Eddy-Viscosity Model

سه عدد از این دسته روابط عبارت‌اند از:

۱. بوزینسک^۱

۲. اسپزیاله^۲

۳. لاندر^۳

رابطه بوزینسک، رابطه پایا و مبنا در مفهوم ویسکوزیته ادی است. روابط لاندر و اسپزیاله در حقیقت بسط رابطه بوزینسک برای پیش‌بینی رفتارهای غیر ایزوتروپی جریان‌های آشفته هستند. مدل‌های ویسکوزیته ادی به‌طور گسترده‌ای در روش‌های عددی مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۲].

۲-۵-۲ رابطه اساسی بوزینسک ویسکوزیته ادی

رابطه بوزینسک بر پایه این اصل بنا نهاده شده‌است که مولفه تنش‌های رینولدز متناسب با گرادیان‌های سرعت متوسط می‌باشند، یعنی [۲]:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad (۸-۲)$$

که در آن S_{ij} تانسور نرخ کرنش متوسط بوده و توسط رابطه $S_{ij} = \left(\frac{u_{i,j} + u_{j,i}}{2}\right)$ تعریف می‌شود. (لازم به یادآوری است که در بیان تانسوری $u_{i,j} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$ می‌باشد. مقادیر متوسط جریان و مشتقات مربوط به آن از حل معادلات متوسط ناویراستوکس در داخل میدان جریان به دست می‌آید). البته باید توجه داشت که رابطه ارائه‌شده ۸-۲ شکل تراکم‌ناپذیر معادله بوزینسک است، اما شکل کامل این معادله که شامل اثرات تراکم‌پذیری جریان می‌باشد به‌صورت زیر خواهد بود [۲]:

^۱ Boussinesq

^۲ Speziale

^۳ Launder

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (9-2)$$

برخلاف لزجت مولکولی که یک خاصیت از سیال است، μ_t رابطه مستقیم و وابستگی شدیدی به میزان آشفتگی جریان و میدان سرعت دارد و لذا تابعی از جریان و موقعیت دارد. در اعداد رینولدز بالا در تمام یا بخش عمده‌ای از جریان $\mu_t \gg \mu$ است.

چنانچه ویسکوزیته کلی را به صورت [۲]:

$$\mu = \mu_0 + \mu_t \quad (10-2)$$

که در آن μ_0 ویسکوزیته جریان آرام و خاصیتی از سیال است، در این صورت معادلات RANS (همراه با تنش‌های رینولدز) را می‌توان با حذف تنش‌های رینولدز و جایگزینی ویسکوزیته μ با ویسکوزیته معادل جریان‌های آشفته، $\mu = \mu_0 + \mu_t$ به شکلی شبیه به معادلات ناویراستوکس جریان‌های آرام نوشت که شامل تانسور تنش رینولدز آشفته $\rho \overline{u'_i u'_j}$ نمی‌باشد. با استفاده از این استراتژی می‌توان برای مدل‌سازی یک جریان آشفته به‌جای پیش‌بینی مستقیم مقدار $\overline{u'_i u'_j}$ تنها باید به دنبال توزیع μ_t گشت [۲].

۲-۵-۳ مدل‌های ویسکوزیته ادی

هدف هر مدل ویسکوزیته ادی توصیف رابطه بین μ_t و کمیت‌های قابل‌اندازه‌گیری فیزیکی جریان و کمیت‌های محاسبه شده میدان جریان است. به‌طور کلی این مدل‌ها را می‌توان به سه دسته تقسیم نمود [۲]:

۱. مدل‌های صفر معادله‌ای^۱

^۱ Zero Equation Model

۲. مدل‌های یک معادله‌ای^۱

۳. مدل‌های دو معادله‌ای^۲

مدل‌های صفر معادله‌ای، تنها از روابط و معادلات جبری جهت توصیف رابطه بین μ_t و خواص محاسبه شده و قابل اندازه‌گیری استفاده می‌کنند. معادله‌های یک معادله‌ای از یک معادله انتقال اضافی نیز در این بین استفاده می‌کنند. مدل‌های دو معادله‌ای شامل دو معادله انتقال اضافی هستند. انتخاب مدل از بین مدل‌های موجود بستگی دارد به [۲]:

الف) فیزیک جریان

ب) وجود یا عدم وجود هم‌زمان چند رژیم متفاوت جریان در کنار یکدیگر

ج) میزان دقت مورد نیاز

د) امکانات محاسباتی موجود (از قبیل حافظه موقت^۳ یا پردازنده^۴ در دسترس)

ه) میزان زمان مورد نیاز برای رسیدن به جوابی معقول

۲-۵-۴ مدل‌های یک معادله‌ای اسپالارت آلماراس^۵

مدل اسپالارت آلماراس یک مدل تک معادله‌ای ساده بوده که یک معادله مدل شده انتقال را برای به دست آوردن μ_t حل می‌کند.

^۱ One Equation Model

^۲ Two Equation Model

^۳ RAM

^۴ CPU

^۵ Spalart - Allmaras

مدل مزبور برای کاربردهای هوافضا ارائه شده است و همچنین نتایج خوبی برای لایه‌های مرزی که در معرض گرادیان فشار معکوس^۱ قرار دارند، ارائه داده است. همچنین این مدل یک مدل عمومی برای کاربردهای توربو ماشین است [۲].

مدل اسپالارت آلماراس مدلی مؤثر برای اعداد رینولدز پایین محسوب می‌گردد یعنی استفاده مؤثر از این مدل تنها محدود به نواحی متأثر از لزجت در داخل لایه مرزی و نواحی مشابه (با عدد رینولدز پایین) می‌باشد که این مدل، بهترین گزینه برای رسیدن به حل‌های خام^۲ بر روی مش زمخت اولیه^۳ می‌باشد، البته برای مواقعی که محاسبات دقیق میدان جریان آشفته خیلی ضروری نبوده و هدف کلی، رسیدن به یک رفتار کلی و تقریبی از جریان آشفته است [۲].

این مدل در مقایسه با مدل کا اسیلون نسبت به خراب بودن مش‌ها (که می‌توانند منجر به ایجاد دیفیوژن مجازی^۴ شود) از حساسیت کمتری برخوردار است و از این لحاظ با مشکلات کمتری مواجه است. تجربه نشان داده است که این مدل در جریان‌های با سرعت کاهش یابنده^۵ با گرادیان فشار معکوس بهتر از مدل کا اسیلون عمل می‌کند و همچنین جزو رایج‌ترین مدل‌ها در کاربردهای هوافضایی می‌باشد [۲].

رابطه اسپالارت آلماراس به صورت زیر می‌باشد [۲]:

$$\frac{\partial \hat{\vartheta}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \hat{\vartheta}}{\partial x_j} = C_{b1}(1-f_{t2})\hat{S}\hat{\vartheta} + \frac{1}{\sigma} \{ \nabla \cdot [(\vartheta + \hat{\vartheta})\nabla \hat{\vartheta}] + C_{b2} \} |\nabla \hat{\vartheta}|^2 - [C_{\omega 1} f_{\omega} - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2}] (\frac{\hat{\vartheta}}{d})^2 + f_{t1} \Delta U^2 \quad (۱۱-۲)$$

^۱ Adverse Pressure Gradient

^۲ Crude Simulation

^۳ Coarse Mesh

^۴ False Diffusion

^۵ Decelerating Flows

که در آن U سرعت میانگین در جهت x ، u_j سرعت آشفتگی نوسانی، σ عدد آشفتگی پرانتل، d فاصله تا دیواره، κ ثابت کارمن، $C_{\omega 1}$ ، C_{b1} و C_{b2} ثابت‌های تجربی هستند که به صورت تجربی به دست آمده [۲]:

$$C_{\omega 1} = \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma} \quad (12-2)$$

$$\sigma = \frac{2}{3} \quad \kappa = 0.41 \quad C_{b1} = 0.1300 \quad C_{b2} = 0.6520$$

$$C_{\omega 2} = 0.3 \quad C_{\omega 3} = 2 \quad C_{t1} = 1 \quad C_{v1} = 7/1$$

$$C_{t2} = 2 \quad C_{t3} = 1/1 \quad C_{t4} = 2$$

f_{t1} ، f_{t2} ، f_{ω} و \hat{S} متغیرهای میانه در معادله ۲-۱۱ می‌باشد که از روابط زیر به دست می‌آید [۲]:

$$\vartheta_t = \hat{\vartheta} f_{v1} \quad (13-2)$$

$$f_{v1} = \frac{x^3}{x^3 + C_{v1}^3} \quad (14-2)$$

$$x = \vartheta^* / \vartheta \quad (15-2)$$

$$\hat{S} = S + \frac{\hat{\vartheta}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (16-2)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{v1}} \quad (17-2)$$

$$S = \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}} \quad (18-2)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (19-2)$$

$$f_{\omega} = g \left[\frac{1 + C_{\omega 3}^6}{g^6 + C_{\omega 3}^6} \right]^{1/6} \quad (20-2)$$

$$g = r + C_{\omega 2} (r^6 - r) \quad (21-2)$$

$$r = \frac{\hat{\vartheta}}{\hat{s} \kappa^2 d^2} \quad (22-2)$$

$$f_{t2} = C_{t3} \exp(-C_{t4} \mathcal{X}^2) \quad (23-2)$$

$$f_{t1} = C_{t1} g_t \exp(-C_{t2} \frac{\omega_t^2}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2]) \quad (24-2)$$

در روابط بالا \mathcal{X} ، r و g متغیرهای میانه، Ω_{iz} تانسور چرخش، ω چرخش و $\hat{\vartheta}_t$ ویسکوزیته آشفتهگی سینماتیکی می باشد.

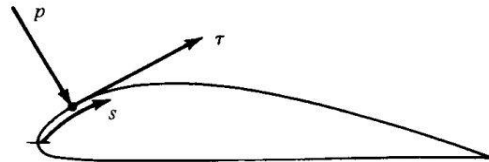
۲-۶- نیروهای آیرودینامیکی

نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی وارد بر بدنه از دو منبع اصلی سرچشمه می گیرند [۱]:

۱- توزیع فشار بر روی سطح جسم

۲- توزیع تنش برشی بر روی سطح جسم

در شکل ۱-۲، p توزیع فشار سطحی و τ توزیع تنش برشی سطحی می باشد.



شکل ۱-۲: ترسیم فشار و تنش برشی وارد بر یک ایرفویل [۱]

که رابطه های ضریب فشار، ضریب اصطکاکی و فشار دینامیکی به ترتیب زیر می باشد [۱]:

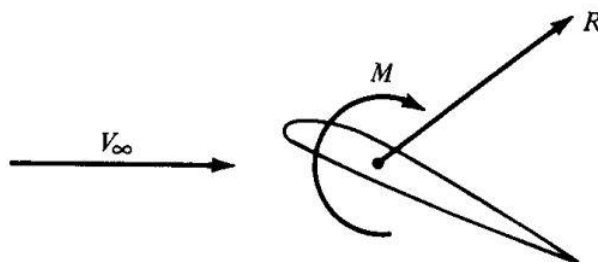
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (25-2)$$

$$C_f = \frac{\tau}{q_\infty} \quad (26-2)$$

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (27-2)$$

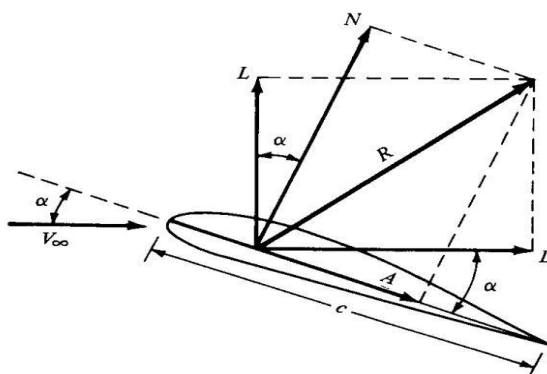
که در رابطه های بالا P فشار استاتیکی، p_∞ فشار جریان آزاد، V_∞ سرعت جریان آزاد می باشد.

در شکل ۲-۲، R برآیند نیروها و M گشتاورهای جسم و V_∞ جهت جریان می‌باشد.



شکل ۲-۲: برآیند آیرودینامیکی نیروها و گشتاورهای یک ایرفویل [۱]

در شکل ۳-۲، L نیروی برآ که تصویر R در جهت عمود بر V_∞ و D نیروی پسا که تصویر R در جهت موازی با V_∞ می‌باشد، همچنین نیروی قائم که تصویر R در جهت عمود بر C و A نیروی محوری که تصویر R در جهت موازی با C می‌باشد.



شکل ۳-۲: برآیند نیروهای آیرودینامیکی و مؤلفه‌های آنها [۱]

که رابطه آنها به صورت زیر می‌باشد [۱]:

$$L = N \cos AOA - A \sin AOA \quad (28-2)$$

$$D = N \sin AOA + A \cos AOA \quad (29-2)$$

۷-۲- ضرایب آیرودینامیکی

با توجه به نیروهای آیرودینامیکی، برآ، پسا، قائم، محوری و گشتاور ضرایب آیرودینامیکی به صورت زیر تعریف می شود [۱]:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (۳۰-۲)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (۳۱-۲)$$

$$C_N = \frac{N}{q_\infty S} \quad (۳۲-۲)$$

$$C_A = \frac{A}{q_\infty S} \quad (۳۳-۲)$$

فصل ۳ شبیه‌سازی عددی

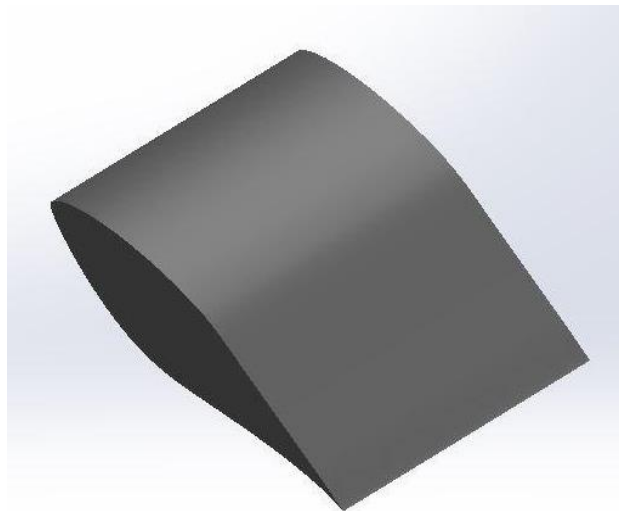
۳-۱- مقدمه

در این فصل ابتدا به تولید هندسه ایرفویل S809 استاندارد و سه مدل ایرفویل S809 موج‌دار پرداخته شده‌است. در ادامه روش عددی به‌کاررفته، شیوه شبکه‌بندی ناحیه محاسباتی و نحوه اعمال شرایط مرزی مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۳-۲- تولید هندسه

۳-۲-۱- هندسه ایرفویل S809 استاندارد

در این مطالعه ایرفویل S809 با وتر یک متر مورد بررسی قرار گرفته و برای شبیه‌سازی مدل از مختصات کارتیزین استفاده شده‌است. در ابتدا با استفاده از مختصات نقاط دوبعدی (x,y) ، این ایرفویل به‌صورت سه‌بعدی در نرم‌افزار طراحی شده‌است.



شکل ۳-۱: ایرفویل سه‌بعدی S809

۳-۲-۲- نام‌گذاری ایرفویل‌های موج‌دار

برای مشخص شدن اینکه ایرفویل موج‌دار در چه راستایی و اندازه‌ی موج‌های آن چقدر است از یک نام‌گذاری استاندارد $S_ _ LT_ _ C_ _$ استفاده شده‌است که S حرف اول کلمه Span، یعنی سطح

بالا و پایین بال در راستای گستره بال^۱ موج‌دارد و عددی که در جلوی آن قرار می‌گیرد اندازه طول موج را برحسب درصد وتر نشان می‌دهد. T و L حرف اول کلمه Leading edge و Trailing edge، یعنی لبه حمله و فرار بال موج‌دارد و عددی که در جلوی آن قرار می‌گیرد اندازه دامنه موج را برحسب هزارم وتر نشان می‌دهد. C حرف اول کلمه Chord، یعنی سطح بالا و پایین بال در راستای وتر موج‌دارد و عددی که در جلوی آن قرار دارد تعداد موج را برحسب ضریبی نشان می‌دهد. در مواردی که موج‌های سطح بالا و سطح پایین باهم متفاوت می‌باشد از حروف U و D که حرف اول کلمه Up و Down، استفاده شده‌است.

۳-۲-۳ هندسه ایرفویل S809 موج‌دار نوع اول

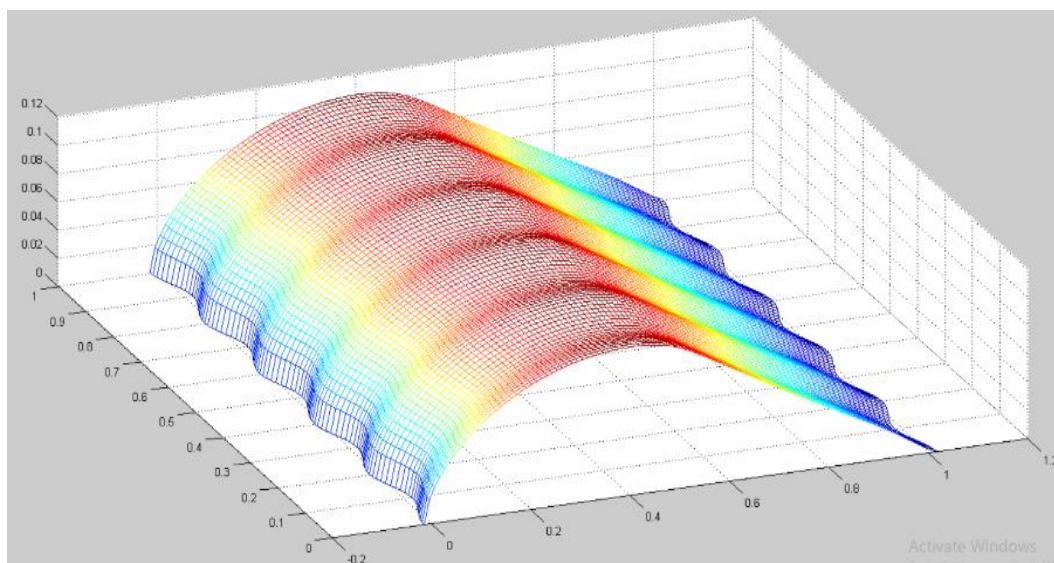
برای موج‌دار کردن لبه حمله ایرفویل از رابطه ۳-۱ و برای موج‌دار کردن در راستای Z (گستره بال)، از رابطه ۳-۲ استفاده شده‌است [۴۳].

$$x_z = x \left[1 + \frac{2b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right)}{c} \right] - b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right) \quad (۱-۳)$$

$$y_z = y \left[1 + \frac{2b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right)}{c} \right] \quad (۲-۳)$$

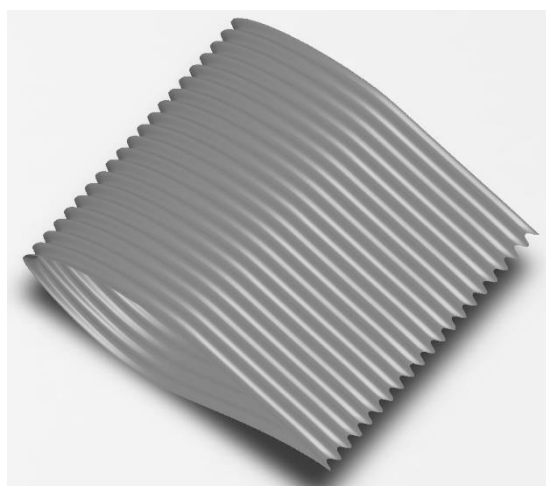
که در رابطه بالا X مختصات نقاط طولی ایرفویل، y مختصات نقاط عرضی ایرفویل، Z مختصات نقاط گستره بال، X_Z مختصات نقاط طولی ایرفویل در راستای گستره بال، y_Z مختصات نقاط عرضی ایرفویل در راستای گستره بال، c وتر ایرفویل، b دامنه موج لبه حمله و فرار و λ طول موج بال می‌باشد. سپس با استفاده از نرم‌افزار متلب مختصات نقاط (x,y) ایرفویل دوبعدی S809 را در رابطه‌های ۳-۱ و ۳-۲ قرار داده و مختصات نقاط ایرفویل موج‌دار سه‌بعدی به دست آورده شده‌است.

^۱ Wing Span

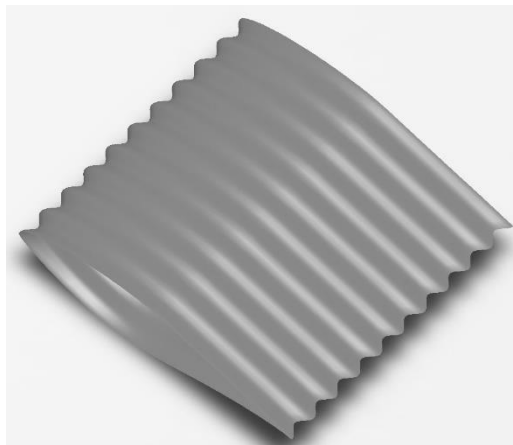


شکل ۳-۲: نیمه بالایی ایرفویل موج‌دار S809 در نرم‌افزار متلب

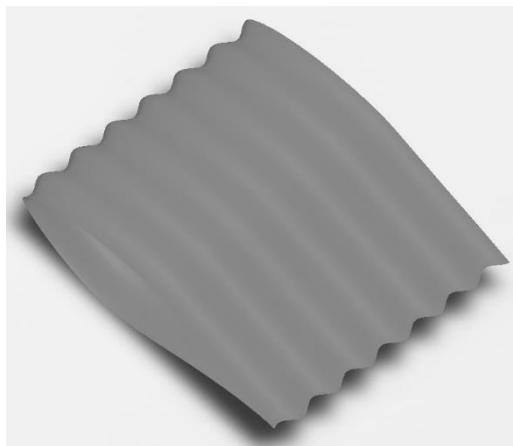
سپس با استفاده از ابر نقاطی که در نرم‌افزار متلب به دست آمده، ایرفویل موج‌دار طراحی شده‌است. در این مطالعه به ایرفویل‌های موج‌دار با دامنه‌موج ثابت و طول‌موج‌های متفاوت پرداخته شده‌است.



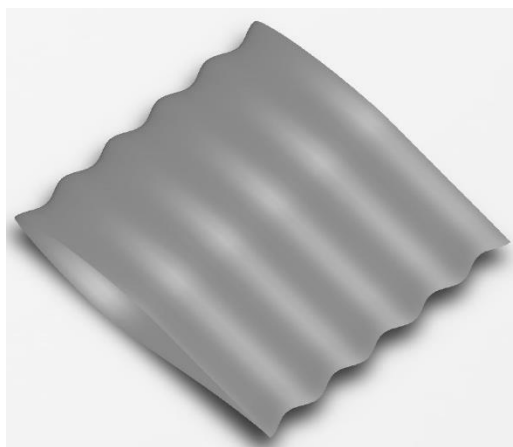
شکل ۳-۳: ایرفویل S809 موج‌دار S05 LT15 C00



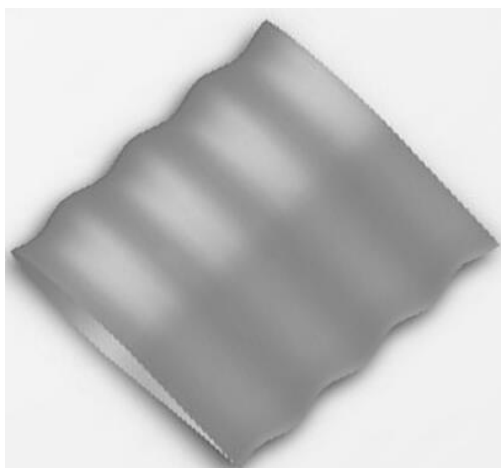
شکل ۳-۴: ایرفوایل S809 موج‌دار S10 LT15 C00



شکل ۳-۵: ایرفوایل S809 موج‌دار S15 LT15 C00



شکل ۳-۶: ایرفوایل S809 موج‌دار S20 LT15 C00



شکل ۳-۷: ایرفویل S809 موج‌دار S25 LT15 C00

۳-۲-۴ هندسه ایرفویل S809 موج‌دار نوع دوم

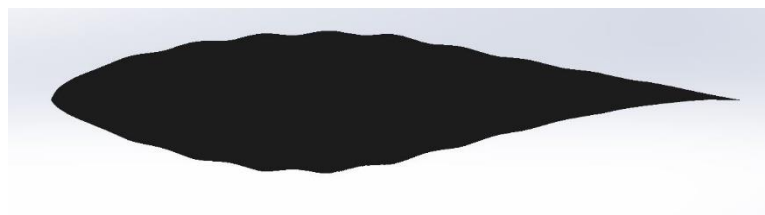
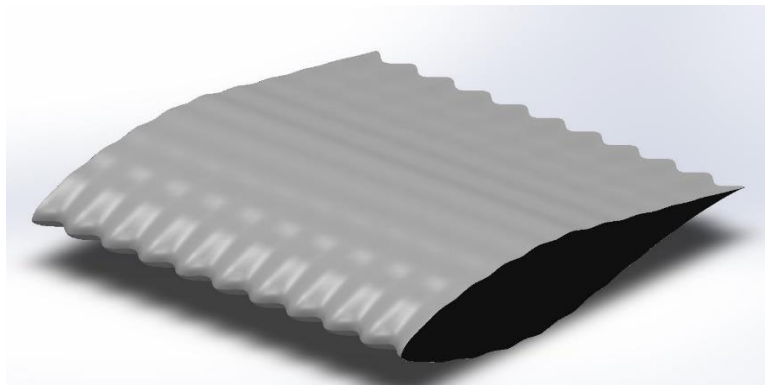
با ایده گرفتن از بال پرندگان که دارای پوشش آیرودینامیکی در بال آن‌ها است و پولک‌های بدن ماهی سعی شد که بر روی ایرفویل موجی ایجاد شود که شبیه به آن‌ها باشد که با استفاده از رابطه ۳-۱ و دو رابطه جدید این موج در ایرفویل S809 ایجاد شد.

$$x_z = x \left[1 + \frac{2b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right)}{c} \right] - b \cos\left(\frac{2\pi z}{\lambda}\right) \quad (۱-۳)$$

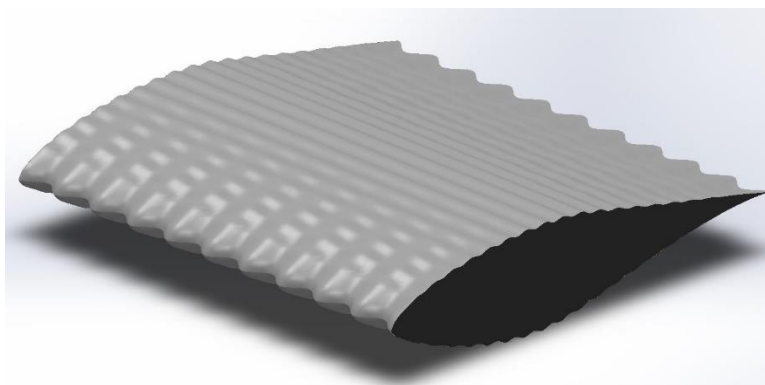
$$y_z = y + \left[\frac{a \cos\left(\frac{n\pi x}{\lambda}\right)}{c} \right] \quad (۳-۳)$$

$$a = 0.03y \quad (۴-۳)$$

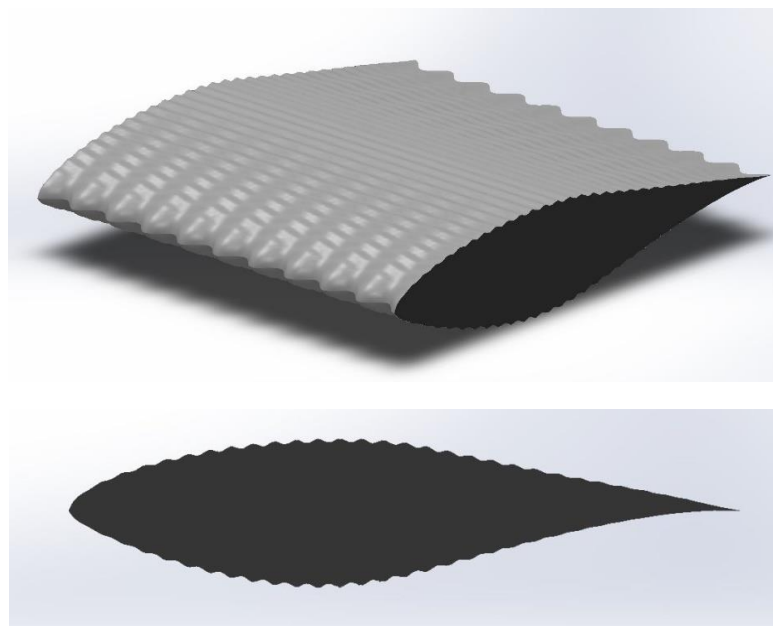
که در رابطه ۳-۳، a دامنه موج در راستای وتر ایرفویل و n ضریبی برای تعیین تعداد موج در این راستا می‌باشد.



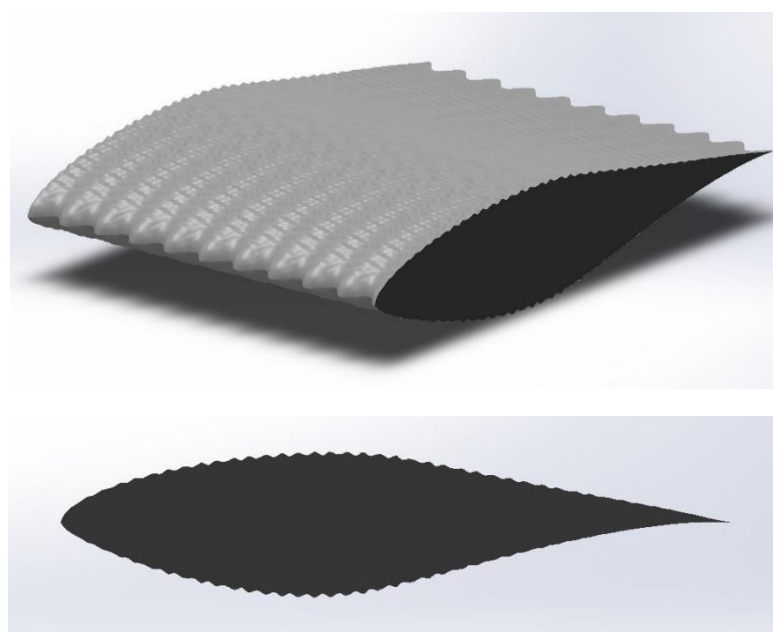
شکل ۳-۸: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C02



شکل ۳-۹: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C04



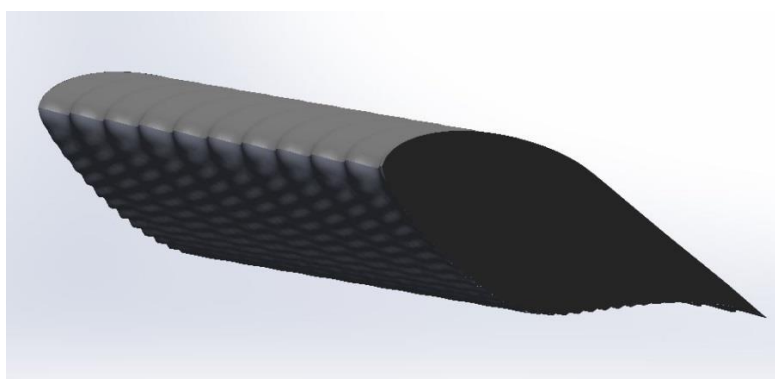
شکل ۳-۱۰: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C06



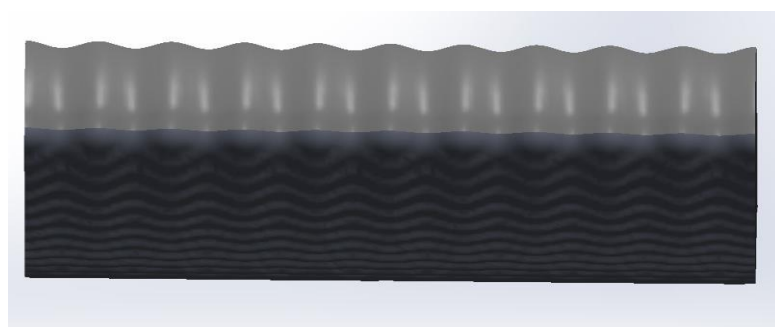
شکل ۳-۱۱: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C08

۳-۲-۵ هندسه ایرفویل S809 موج‌دار نوع سوم

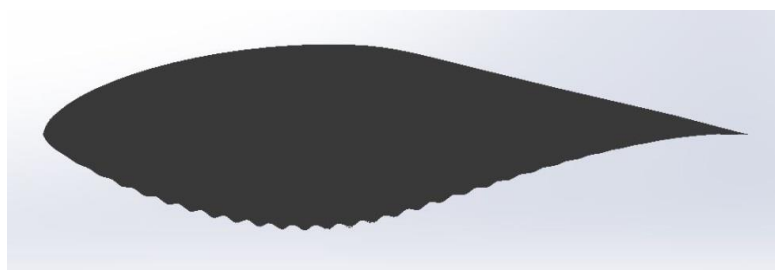
با توجه به ایرفویل S809 موج‌دار نوع اول دوم که هر کدام موج‌های خاصی دارند، سعی شد با ترکیب این دو موج ایرفویل موج‌دار جدیدی ساخته شود که برای سطح بالای ایرفویل از رابطه ۱-۳ و ۲-۳ استفاده شد که از ایرفویل موج‌دار نوع اول الگو گرفته و برای سطح پایینی ایرفویل از رابطه ۱-۳ و ۳-۳ استفاده شد که از ایرفویل موج‌دار نوع دوم الگو گرفته است.



شکل ۳-۱۲: ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06



الف



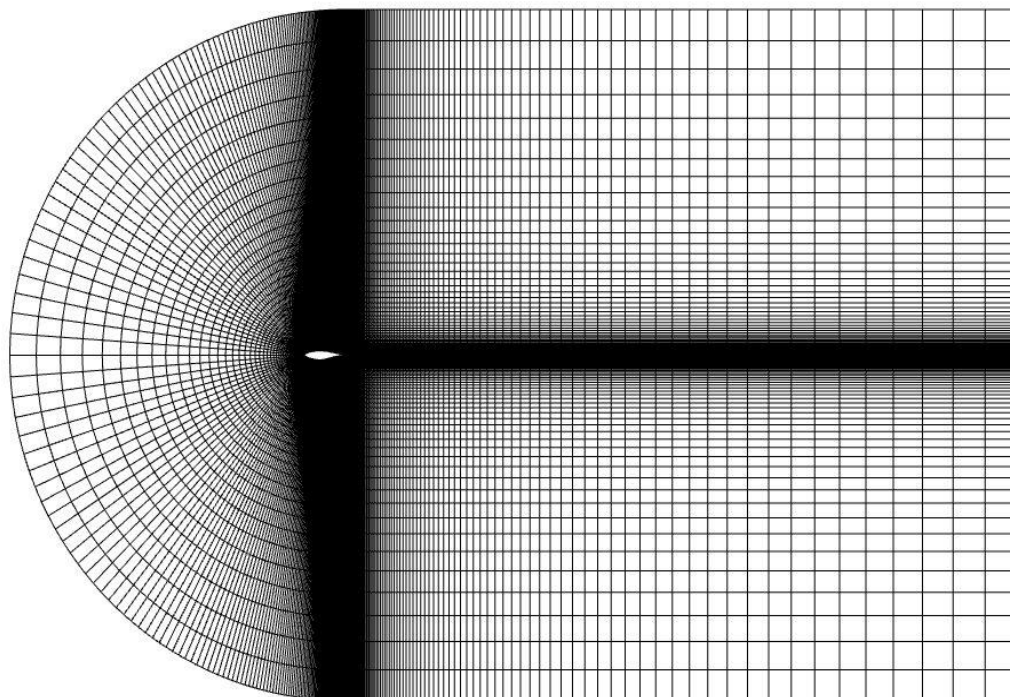
ب

شکل ۳-۱۳: الف) نمای روبروی ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 (ب) نمای جانبی ایرفویل

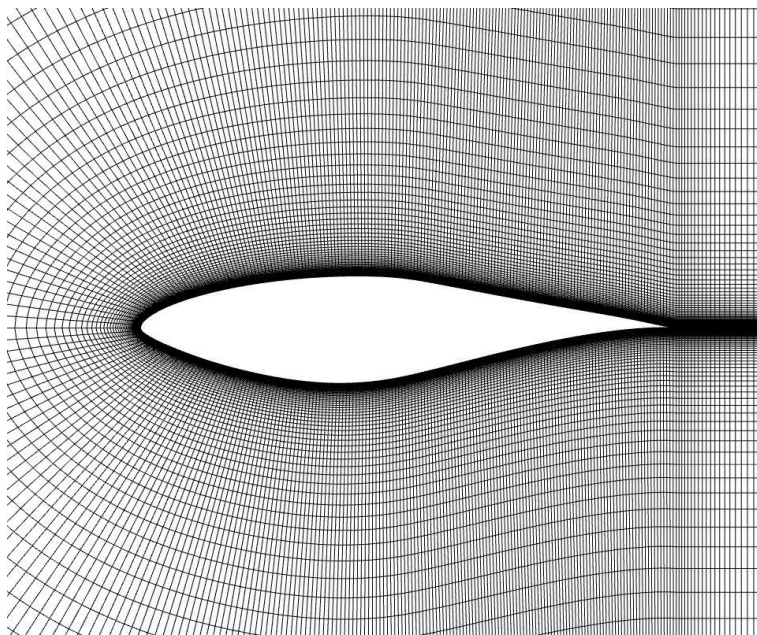
S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06

۳-۳- شبکه‌بندی ناحیه محاسباتی

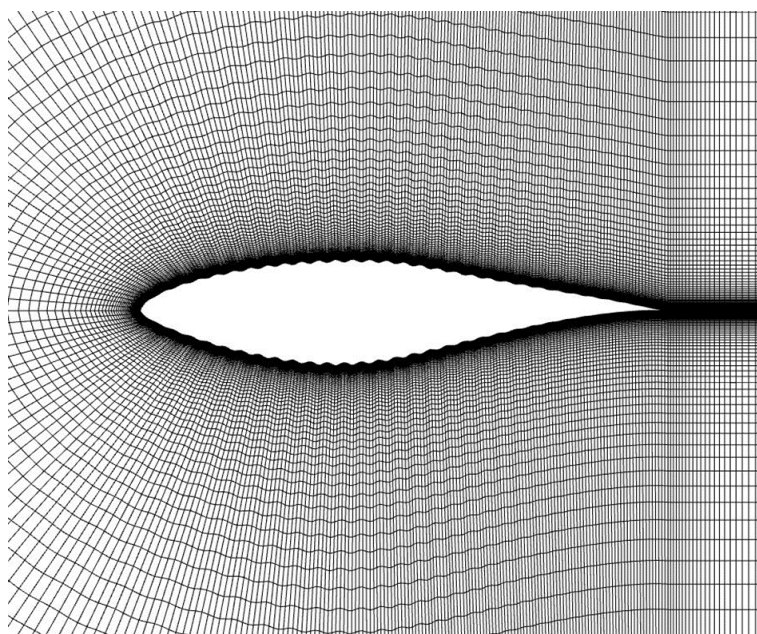
در این مطالعه از یک شبکه با سازمان و دامنه حل C گرید برای انجام محاسبات استفاده شده است که از یک کمان به شعاع $8C$ و یک مستطیل به طول $16C$ ، عرض $8C$ و در راستای Z دامنه حل به اندازه یک طول موج تشکیل شده است. لازم به ذکر است که انتخاب ابعاد دامنه شبکه‌بندی بر اساس ابعاد رایج در سایر پژوهش‌های علمی و سعی و خطا انتخاب شده تا جریان عبوری از ایرفویل به مرزی محدود نباشد، یعنی حتی‌الامکان مرزها دور انتخاب شدند تا جریان به شرایط جریان آزاد برسد و برای مشاهده هر چه بهتر گردابه‌ها و سایر مشخصه‌های قابل مشاهده جریان روی ایرفویل‌ها صورت گرفته است. شبکه‌بندی اطراف ایرفویل تأثیر زیادی بر دقت نتایج دارد. برای همگرایی بهتر حل لازم است خطوط شبکه نزدیک ایرفویل نسبت به آن عمود باشند، بنابراین از شبکه لایه‌مرزی در اطراف ایرفویل استفاده شده است.



شکل ۳-۱۴: ناحیه شبکه‌بندی محاسباتی



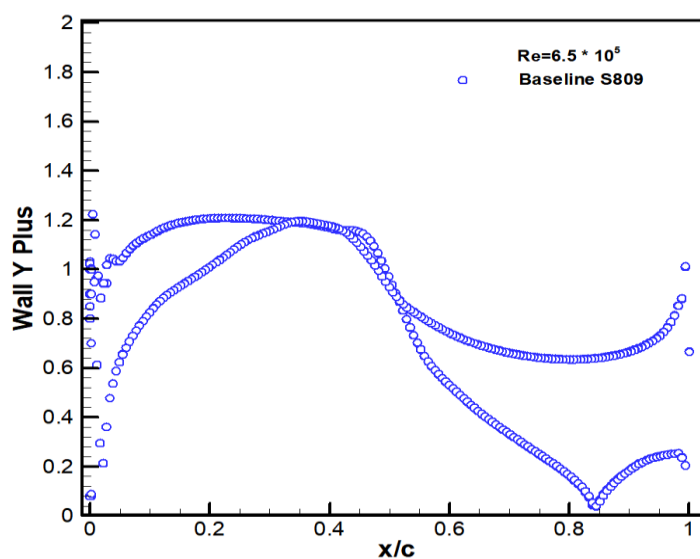
شکل ۳-۱۵: نمای نزدیک شبکه‌بندی ایرفویل S809 استاندارد



شکل ۳-۱۶: نمای نزدیک شبکه‌بندی ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C06

۳-۴- کنترل ضخامت المان‌ها در نزدیکی دیواره

در مدل‌های رینولدز بالا، برای اینکه اندازه لایه اول المان‌ها به قدری باشد تا بتوان از قرار گرفتن زیر لایه لزج و ناحیه گذار در آن اطمینان حاصل نمود، نمودار y^+ بر روی دیواره بررسی می‌شود. همان‌طور که در شکل ۳-۱۷ مشاهده می‌شود بیشترین مقدار $1/23$ است که نشان‌دهنده اندازه مناسب المان‌ها در این مطالعه است.



شکل ۳-۱۷: نمودار y^+ بر روی ایرفویل

۳-۵- روش حل عددی

پس از ایجاد شبکه مناسب برای جریان حول ایرفویل، شبکه در نرم‌افزار انسیس فراخوانی شد، ابتدا شرایط مرزی سرعت‌ها با توجه به زاویه حمله و شرایط مرزی مناسب بر روی هر قسمت اعمال شد. برای به دست آوردن مقادیر ضریب پسا و برآ ابتدا مقادیر مرجع مانند سرعت، مساحت و چگالی وارد شد و سپس جهت بردارهای یکه مربوط به نیروهای برآ و پسا با توجه به زاویه حمله بر روی ایرفویل تعیین شد. سپس برای تشکیل معادلات جبری مربوط به مجهولات از قبیل سرعت‌ها و فشار با انتگرال‌گیری از معادلات حاکم بر مساله در حجم‌های کنترل به دست می‌آید. به‌منظور گسسته‌سازی معادلات از روش

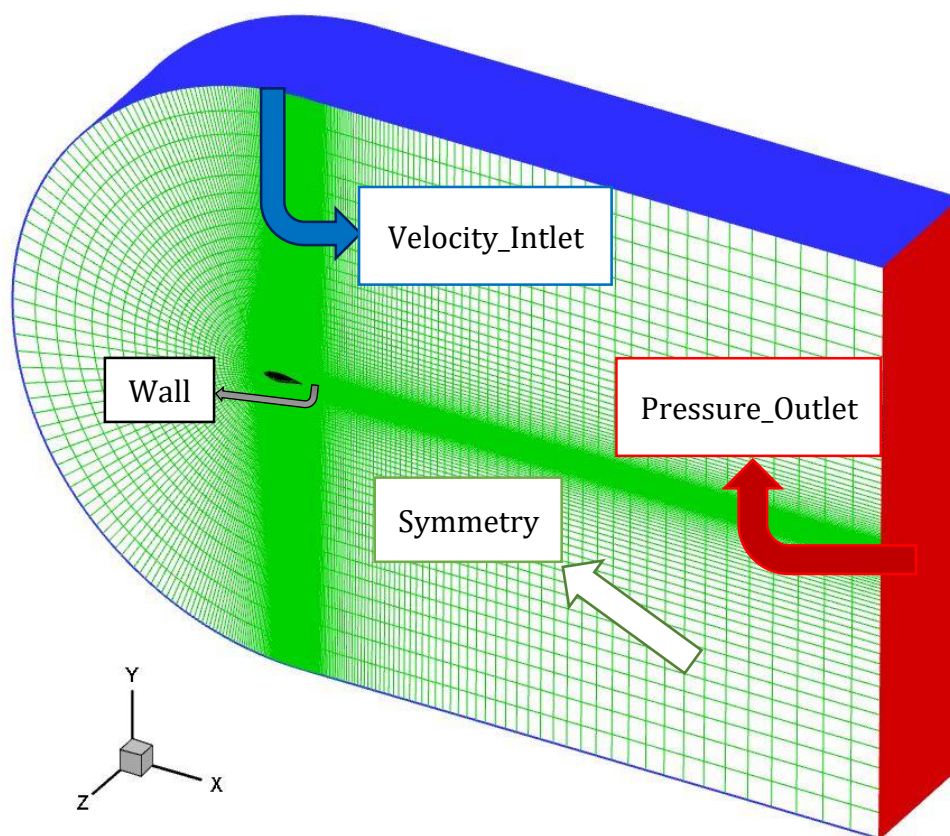
صریح^۱ و حل معادلات حاکم بر جریان سیال و کوپلینگ معادلات سرعت و فشار از الگوریتم سیمپل^۲ و برای اعمال اثرات آشفتگی جریان از مدل اسپالارت آماراس استفاده شده‌است. همچنین جهت دقت بیشتر در حل عددی از تقریب مرکزی مرتبه دوم برای مشتقات مکانی در گسسته‌سازی معادلات استفاده شده‌است.

۳-۶- شرایط مرزی

شبیه‌سازی‌های جریان عبوری با زوایای حمله متفاوت بررسی شده‌است. عدد رینولدز $Re = \frac{u_{\infty} c}{\nu}$ بر اساس طول وتر ایرفویل S809 می‌باشد و عدد ماخ برای جریان ورودی ۰/۰۲۸ می‌باشد در نتیجه جریان تراکم‌ناپذیر می‌باشد و رینولدز $6/5 \times 10^5$ برای همه مطالعه‌ها حفظ شده‌است. شرط مرزی فشار ثابت در جایی استفاده می‌شود که جزئیات دقیق‌تر توزیع جریان نامعلوم بوده، ولی مقادیر مرزی فشار معلوم است در اعمال شرط مرزی فشار ثابت، تصحیح فشار در گره‌ها صفر در نظر گرفته می‌شود [۴۵]؛ بنابراین بر روی سطح ایرفویل، از شرط عدم لغزش استفاده شده‌است. در مرز ورودی، فرض بر این است که جریانی با سرعت یکنواخت وارد شده‌است. اگر محل خروجی در فاصله‌ای دور از موانع هندسی انتخاب شود، در صورتی که تغییری در جهت جریان ایجاد نشود، معمولاً جریان به حالت کاملاً توسعه‌یافته می‌رسد. در این حالت گرادیان تمام متغیرها (به‌استثنای فشار) در خروجی جریان صفر می‌باشد. معمولاً این کار برای پیش‌بینی راستای جریان با دقت قابل قبول در فاصله دور از موانع امکان‌پذیر است [۴۵]. از این‌رو در مرز خروجی جریان، گرادیان سرعت و تنش برابر صفر می‌باشد و فشار برابر فشار اتمسفری در نظر گرفته شده‌است. شرط مرزی برای صفحات جانبی، از شرط تقارن محوری استفاده شده‌است که در آن مؤلفه سرعت عمودی صفر بوده، گرادیان عمودی سرعت و در نتیجه تنش برشی روی مرز صفر در نظر گرفته می‌شود.

^۱ Explicit

^۲ Simple



شکل ۳-۱۸: شرایط مرزی

فصل ۴ شرح و تحليل نتايج

۴-۱- مقدمه

در این فصل ابتدا به بررسی استقلال از شبکه و اعتبار سنجی نتایج ایرفویل‌های استاندارد و موج‌دار پرداخته شده‌است. در ادامه از شبیه‌سازی ایرفویل موج‌دار نتایجی که با تغییر هندسی روی ایرفویل به دست آمده ارائه می‌شود و همچنین به مقایسه و تفسیر نمودارهای ضرایب برآ، پسا، کارایی و توزیع ضریب فشار و خطوط جریان پرداخته می‌شود.

۴-۲- بررسی استقلال از شبکه

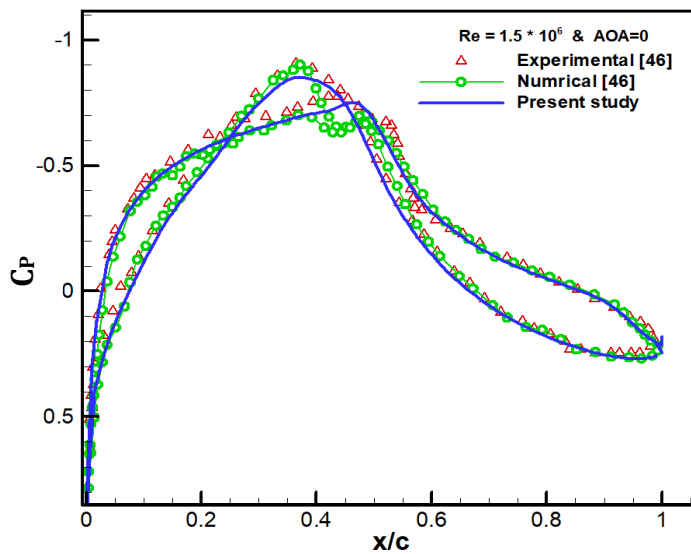
برای بررسی استقلال حل از شبکه در این تحقیق، در یک مورد خاص به تحلیل نتایج حاصل از بررسی انجام‌شده پرداخته شد. سرعت جریان باد $9/49$ متر بر ثانیه و طول وتر 1 متر و عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$ در نظر گرفته شده‌است. در جدول ۴-۱ مشخصات هر شبکه و نتایج شبیه‌سازی‌های انجام‌شده آورده شده‌است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود درصد تفاوت جواب ریزترین شبکه و شبکه شماره ۴ به زیر 1 درصد رسیده که در تحلیل‌های استقلال از شبکه عدد قابل قبولی به حساب می‌آید. از این‌رو، نظر به دقت قابل قبول و صرفه‌جویی در هزینه و وقت از شبکه شماره ۴ به‌عنوان مبنای تولید شبکه در شبیه‌سازی استفاده شده‌است.

شماره	ابعاد شبکه	تعداد کل سلول‌های شبکه	ضریب برآ عددی در زاویه 4 درجه	ضریب برآ آزمایشگاهی در زاویه 4 درجه	درصد تفاوت با مقدار آزمایشگاهی
۱	$135 \times 100 \times 10$	۱۳۵۰۰۰	$0/525$	$0/56$	$6/2\%$
۲	$135 \times 200 \times 10$	۲۷۰۰۰۰	$0/545$	$0/56$	$2/6\%$
۳	$135 \times 200 \times 20$	۵۴۰۰۰۰	$0/551$	$0/56$	$1/6\%$
۴	$270 \times 200 \times 20$	۱۰۸۰۰۰۰	$0/563$	$0/56$	$0/5\%$
۵	$270 \times 200 \times 40$	۲۱۶۰۰۰۰	$0/561$	$0/56$	$0/17\%$

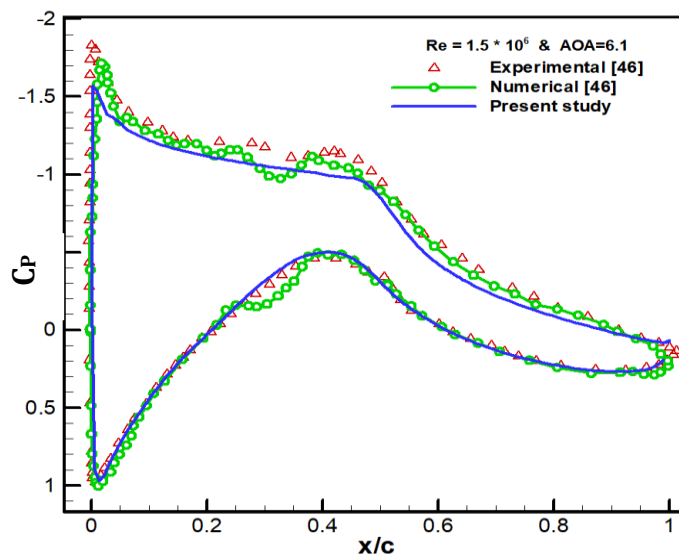
جدول ۴-۱: بررسی استقلال از شبکه

۳-۴- اعتبار سنجی

برای نمایش دقت مطالعه عددی حاضر برای شبیه‌سازی جریان روی ایرفویل، توزیع فشار روی ایرفویل S809 در عدد رینولدز 1.5×10^6 و در زوایای $AOA=0^\circ$ و $AOA=6.1^\circ$ با مطالعات آزمایشگاهی و مطالعات عددی [۴۶] مقایسه گردیده است. آن گونه که نشان می‌دهد، نتایج به دست آمده در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی و عددی دارای دقت قابل قبولی می‌باشد.

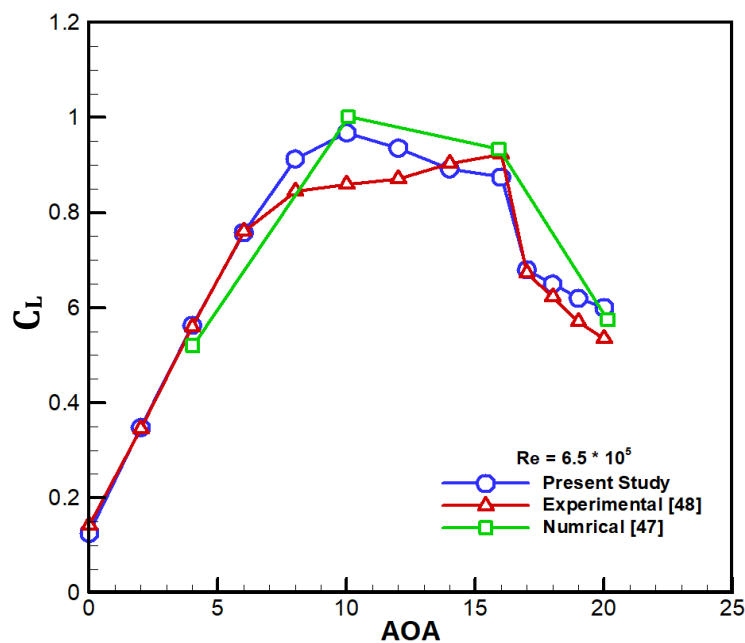


شکل ۴-۱: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در $AOA=0^\circ$ و $Re=1.5 \times 10^6$

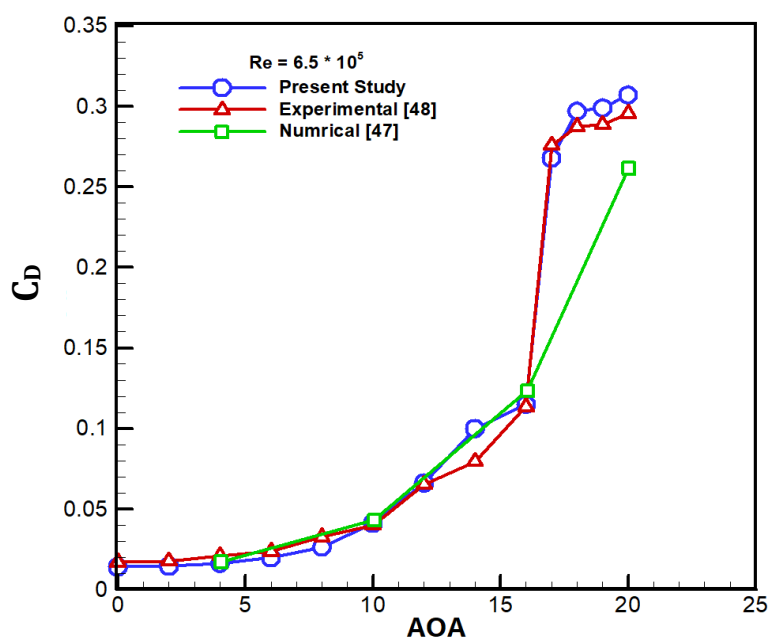


شکل ۴-۲: توزیع ضریب فشار ایرفویل S809 در $AOA=6.1^\circ$ و $Re=1.5 \times 10^6$

برای نمایش دقت مطالعه حاضر، ضرایب برآ و پسا در عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$ با مطالعات عددی [۴۷] و آزمایشگاهی [۴۸] مقایسه گردیده است. آن گونه که شکل ۳-۴ شکل ۴-۴ نشان می‌دهد، نتایج به دست آمده در مقایسه با نتایج عددی و آزمایشگاهی دارای دقت قابل قبولی می‌باشد.

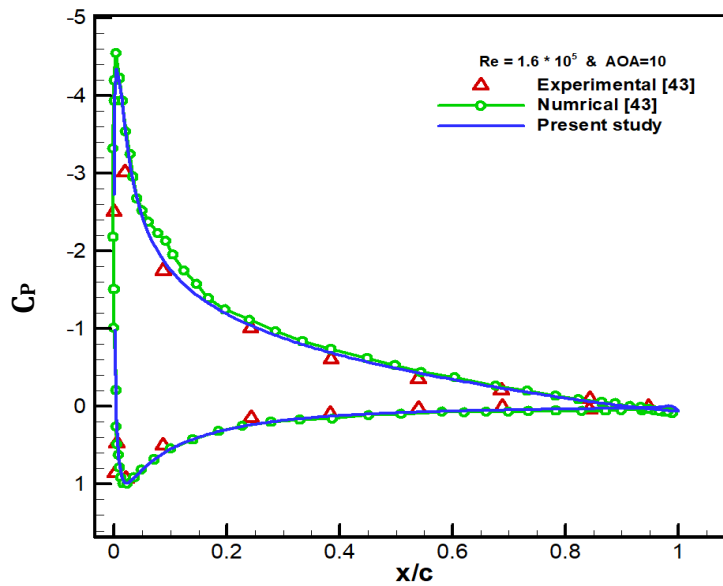


شکل ۳-۴: نمودار ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد در $Re=6.5 \times 10^5$

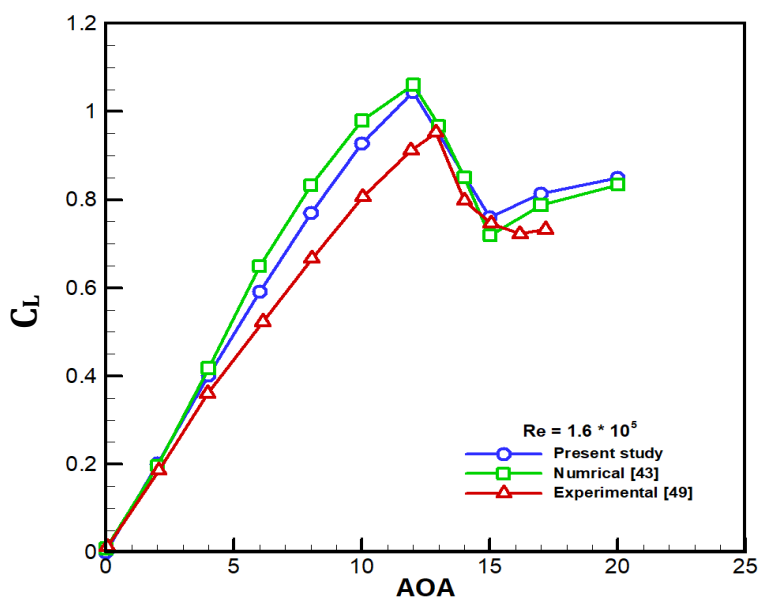


شکل ۴-۴: نمودار ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد در $Re=6.5 \times 10^5$

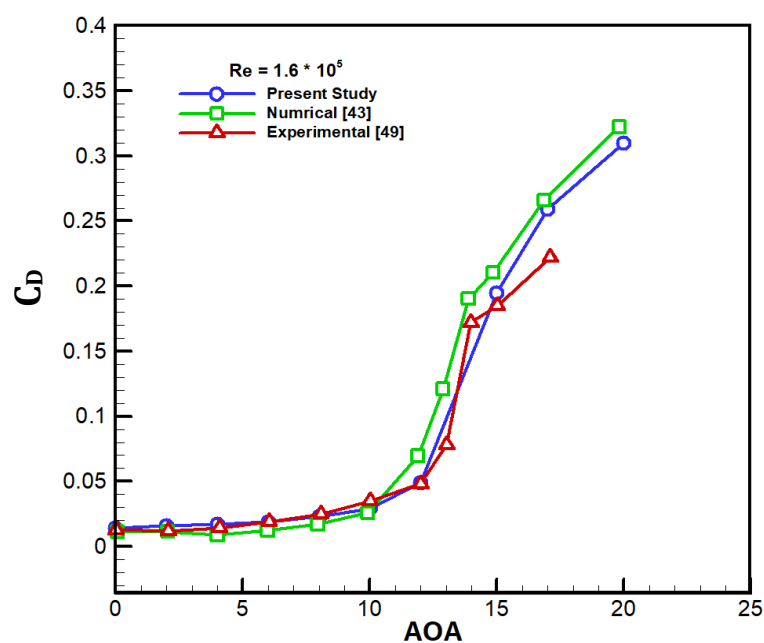
برای نمایش دقت بیشتر مطالعه حاضر، توزیع ضریب فشار و ضرایب برآ و پسا بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ نیز با مطالعات عددی [۴۳] و آزمایشگاهی [۴۹] مقایسه گردیده است. آن گونه که شکل ۴-۵، ۴-۶ و ۴-۷ نشان می‌دهد، نتایج به دست آمده در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی و عددی دارای دقت قابل قبولی می‌باشد.



شکل ۴-۵: توزیع ضریب فشار ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استاندارد در $AOA=10^\circ$ و $Re=1.6 \times 10^5$

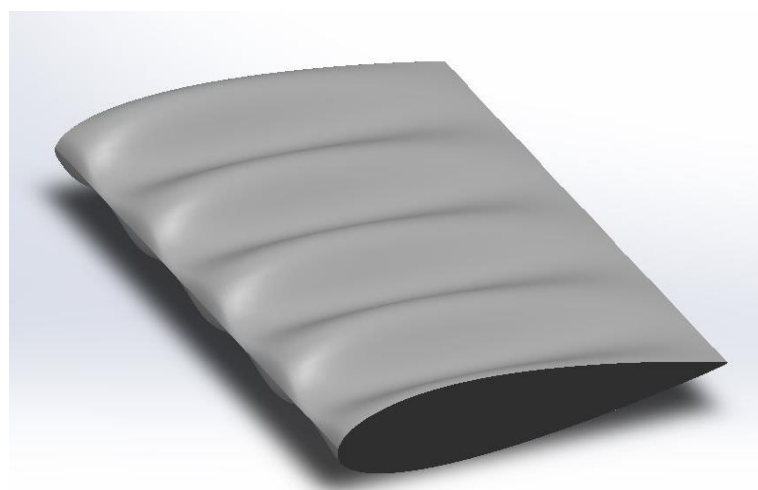


شکل ۴-۶: نمودار ضریب برآ ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استاندارد در $Re=1.6 \times 10^5$

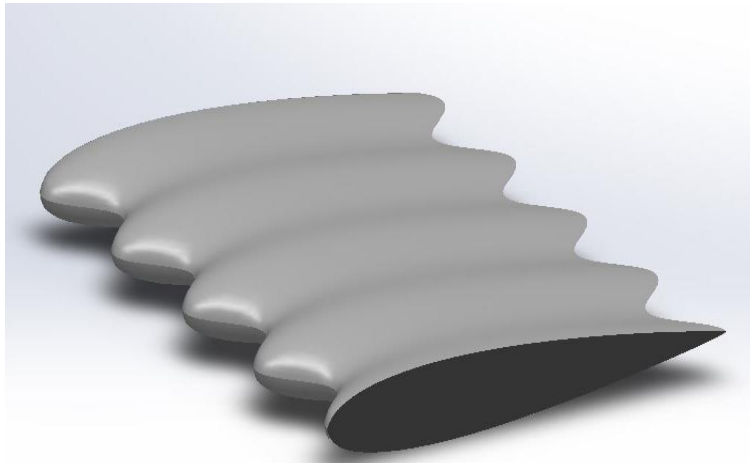


شکل ۴-۷: نمودار ضریب پسا ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استاندارد در $Re=1.6 \times 10^5$

برای نمایش دقت بیشتر مطالعه حاضر در مورد ایرفویل‌های موج‌دار ضرایب برآ و پسا بر روی دو ایرفویل موج‌دار ناکا ۰۰۱۲ در عدد رینولدز 1.6×10^5 با مطالعات عددی [۴۳] مقایسه گردیده است که در شکل ۴-۸ و شکل ۴-۹ هندسه‌ی این دو ایرفویل موج‌دار مشاهده می‌شود.

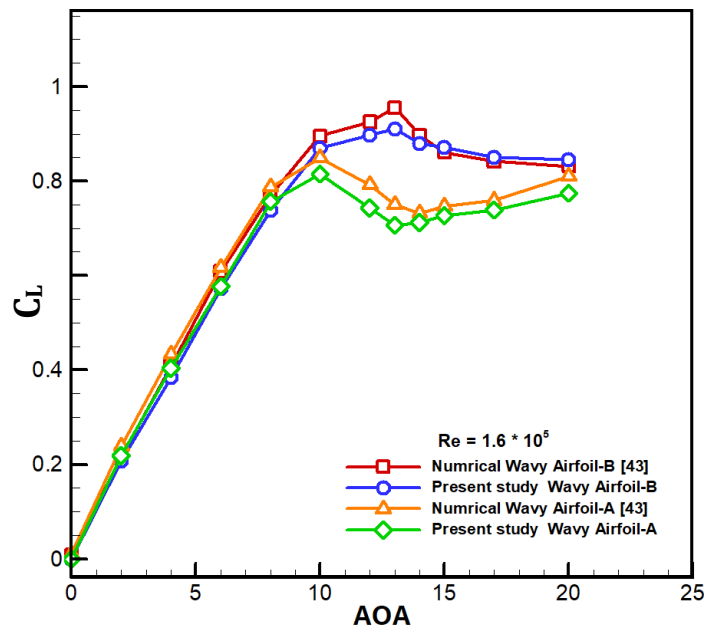


شکل ۴-۸: ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج‌دار A

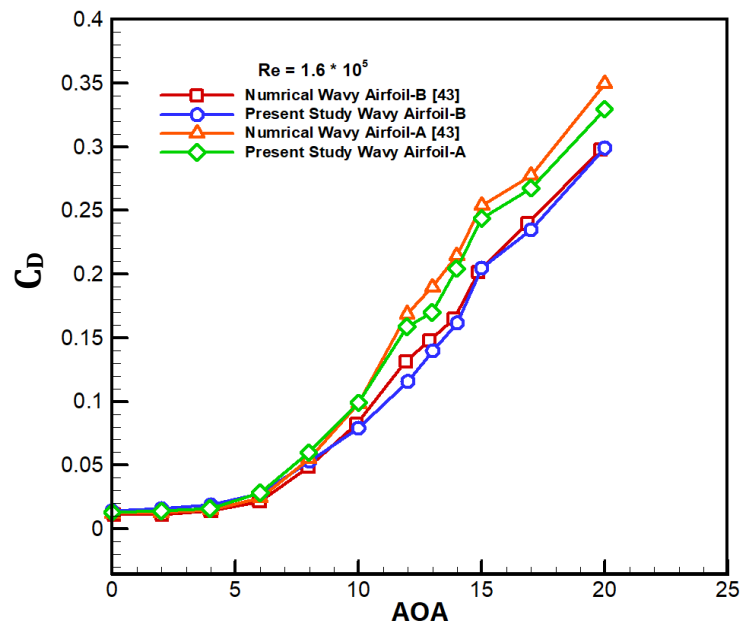


شکل ۴-۹: ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج دار B

همان طور که شکل ۴-۱۰ و ۴-۱۱ نشان می‌دهد دقت قابل قبول روش عددی مطالعه حاضر در مورد ایرفویل‌های موج دار به دست آمده است.

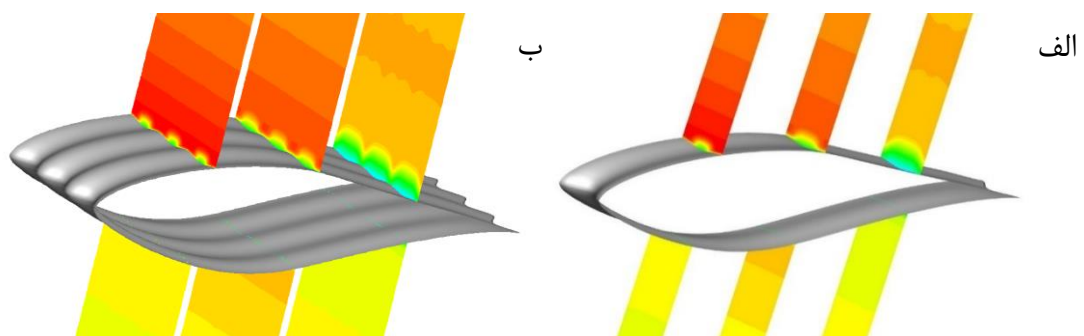


شکل ۴-۱۰: نمودار ضریب برآ ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج دار در $Re=1.6 \times 10^5$

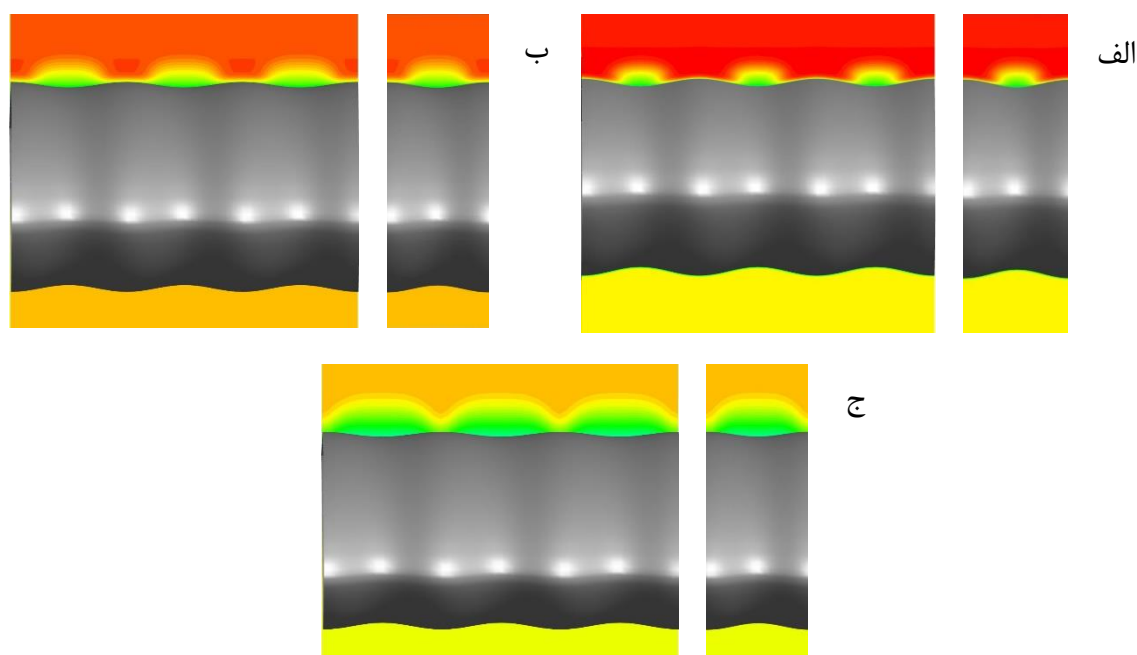


شکل ۴-۱۱: نمودار ضریب پسا ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج دار $Re=1.6 \times 10^5$

برای کم کردن محاسبات و صرفه جویی در وقت، بر روی ایرفویل موج دار با یک طول موج و سه طول موج سه صفحه در نقاط $x/c=0.25$ ، $x/c=0.5$ و $x/c=0.75$ ایجاد شده است و کانتور سرعت در زاویه حمله ۸ درجه و عدد رینولدز $6/5 \times 10^5$ بر روی ایرفویل موج دار را در این دو طول موج متفاوت باهم مقایسه شده است. همان طور که شکل ۴-۱۳ نشان می دهد، سرعت روی ایرفویل موج دار با یک طول موج و سه طول موج باهم برابر است و در نتیجه برای صرفه جویی در زمان و کم کردن محاسبات مطالعه حاضر در یک طول موج، ایرفویل موج دار بررسی شده است.



شکل ۴-۱۲: الف) کانتور سرعت بر روی صفحات در یک طول موج ایرفویل موج دار، ب) کانتور سرعت بر روی صفحات در سه طول موج ایرفویل موج دار



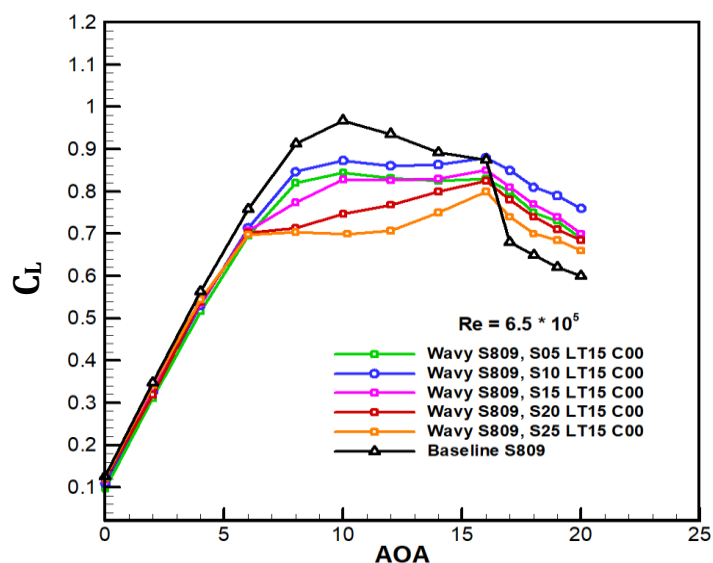
شکل ۴-۱۳: الف) کانتور سرعت بر روی صفحه $x/c=0.25$ ، ب) کانتور سرعت بر روی صفحه $x/c=0.5$ ، ج) کانتور سرعت بر روی صفحه $x/c=0.75$

۴-۴- نتایج

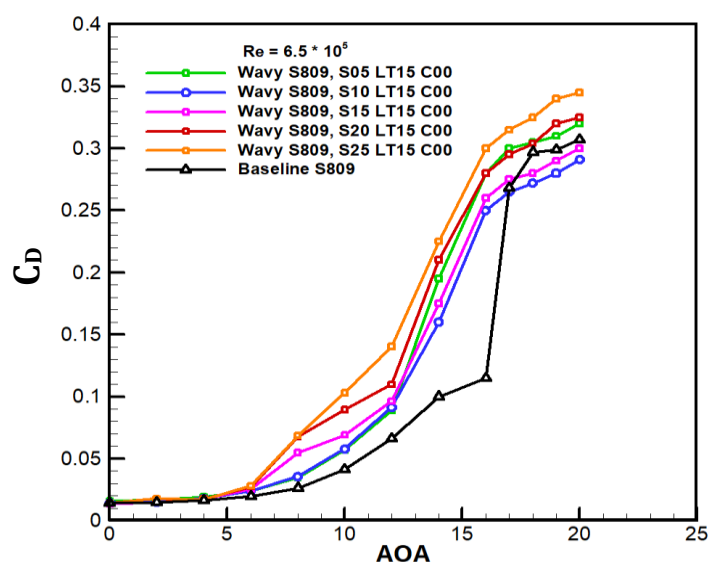
۴-۴-۱ نتایج ایرفویل S809 موج دار نوع اول

در این بخش ایرفویل S809 استاندارد با پنج ایرفویل موج دار که با دامنه موج ثابت $1/5$ درصد وتر و طول موج های ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ درصد وتر مقایسه شده است که بهینه ترین حالت نسبت دامنه موج به طول موج به دست آید. شکل ۴-۱۴ مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار را در دامنه موج ثابت و طول موج های متفاوت نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود ایرفویل های موج دار کاهش اندک ضریب برآ تا قبل از زاویه 16° درجه را دارند، بعد از زاویه 16° درجه که در ایرفویل استاندارد با افت شدید ضریب برآ مواجه می شود، واماندگی اتفاق می افتد، ایرفویل های موج دار افزایش ضریب برآ نسبت به ایرفویل استاندارد را دارند و ضریب برآ با شیب ملایم کاهش یافته و واماندگی در آن ها به تأخیر افتاده است. همان طور که نتایج نشان می دهد بیشترین ضریب برآ در ایرفویل های موج دار نسبت به یکدیگر در ایرفویل S10 LT15 C00 در زاویه حمله 19° و 20° درجه رخ داده که مقدار آن 27% درصد بیشتر از ایرفویل استاندارد است. شکل ۴-۱۵ مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد

با ایرفویل‌های S809 موج‌دار را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود ایرفویل‌های موج‌دار افزایش ضریب پسا را نسبت به ایرفویل استاندارد در زوایای قبل از واماندگی دارند، اما در ایرفویل موج‌دار با طول موج $C = 0.1$ و $C = 0.15$ بعد از زاویه واماندگی، کاهش ضریب پسا رخ داده است که بیشترین کاهش ضریب پسا در ایرفویل موج‌دار S10 LT15 C00 در زاویه حمله ۱۸ درجه ۸ درصد مشاهده شد.

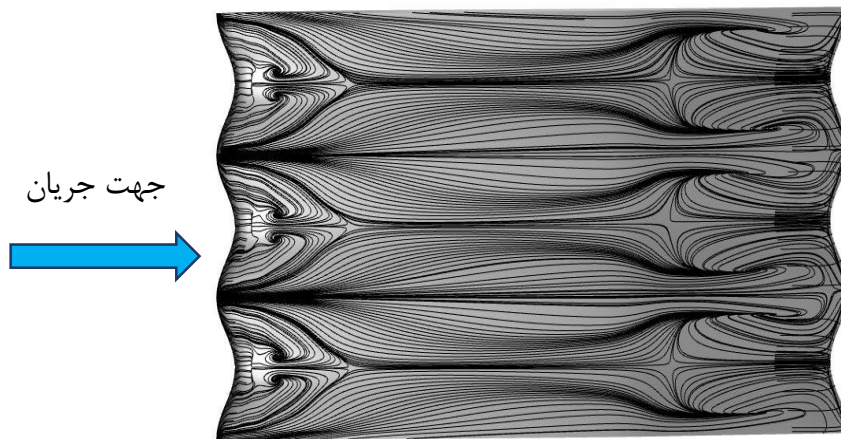


شکل ۴-۱۴: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار

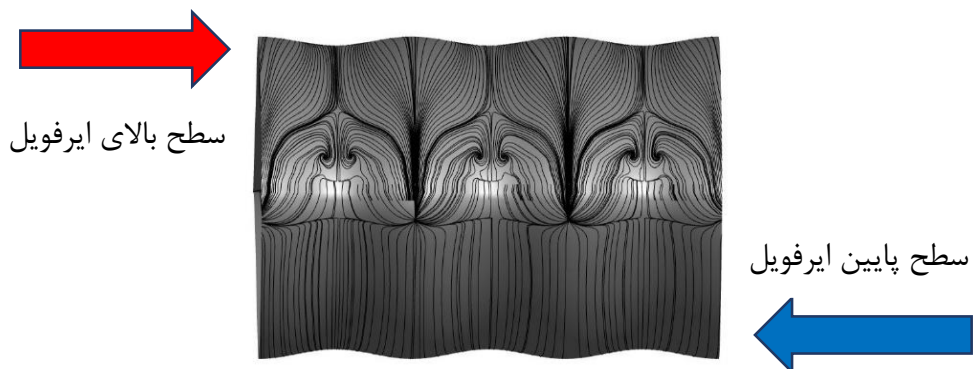


شکل ۴-۱۵: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار

شکل ۴-۱۶ و ۴-۱۷ خطوط جریان روی ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C00 را در زاویه حمله ۸ درجه را نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود در زوایای حمله کم و قبل از واماندگی جریان بر روی لبه حمله شامل گردابه‌هایی است که با توجه به نیروهای ناشی از گردابه‌ها باعث کاهش کم ضریب برآ و افزایش ضریب پسا می‌شود، همچنین در زوایای ۰ تا ۶ درجه که سهم پسای اصطکاکی بیشتر از پسای فشاری است، در ایرفویل‌های موج‌دار به علت افزایش سطح تماس جریان با ایرفویل، باعث افزایش ۹ درصدی ضریب پسا در این زوایا شده‌است.

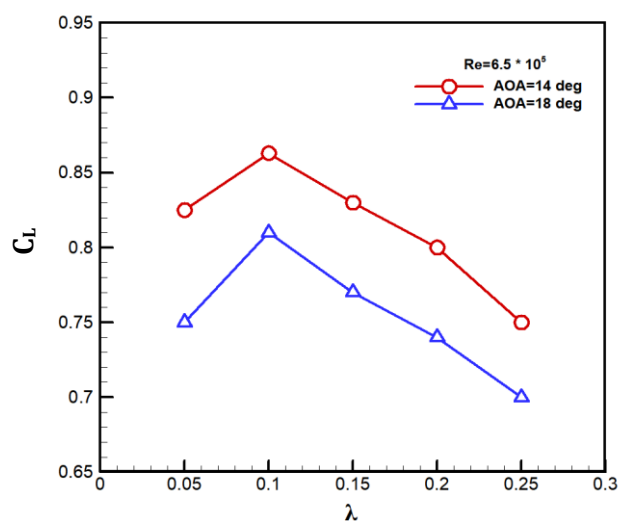


شکل ۴-۱۶: نمای بالای خطوط جریان روی ایرفویل S10 LT15 C00 در $AOA=8^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$

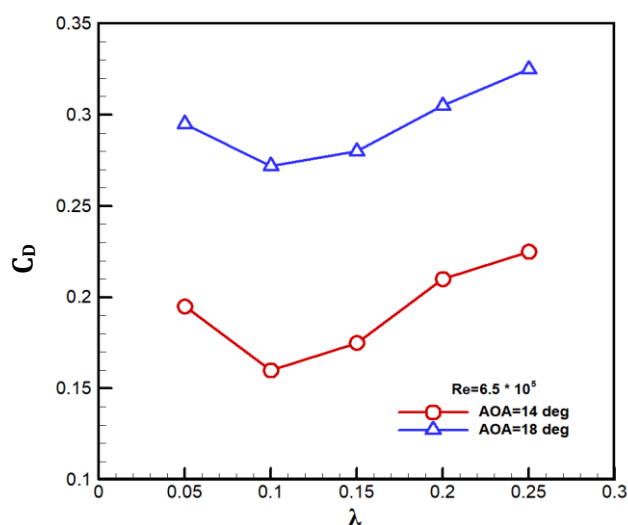


شکل ۴-۱۷: نمای روبروی خطوط جریان روی ایرفویل S10 LT15 C00 در $AOA=8^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$

در شکل ۴-۱۸ همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش طول موج، ضریب برآ افزایش می‌یابد اما این افزایش طول موج نقطه بیشینه‌ای دارد که در ۱۰ درصد وتر رخ می‌دهد، با افزایش بیشتر از این طول موج، ضریب برآ کاهش می‌یابد زیرا با افزایش طول موج، ایرفویل موج‌دار به ایرفویل استاندارد شبیه می‌شود. در شکل ۴-۱۹ ضریب پسا با افزایش طول موج تا ۱۰ درصد وتر کاهش می‌یابد اما با افزایش بیشتر از این طول موج ضریب پسا افزایش می‌یابد. در نتیجه بهترین طول موج ۱۰ درصد وتر، با ضریب برآ بیشتر و ضریب پسا کمتر است.

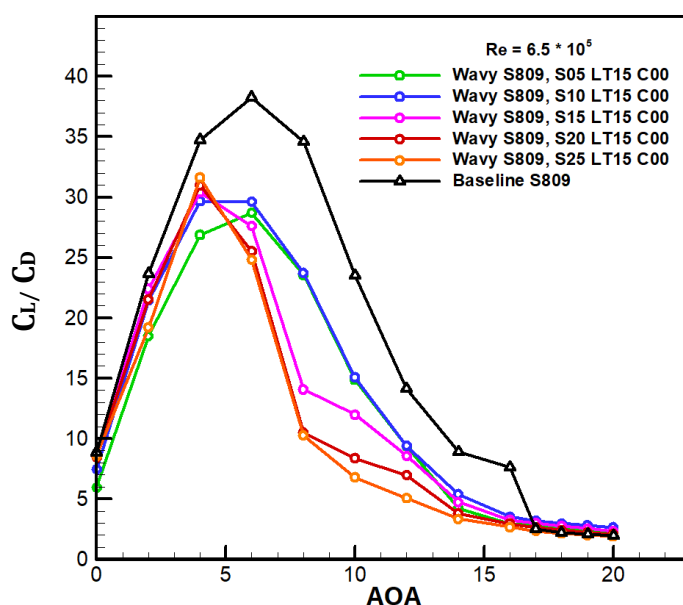


شکل ۴-۱۸: نمودار ضریب برآ بر حسب طول موج در ایرفویل‌های موج‌دار نوع اول



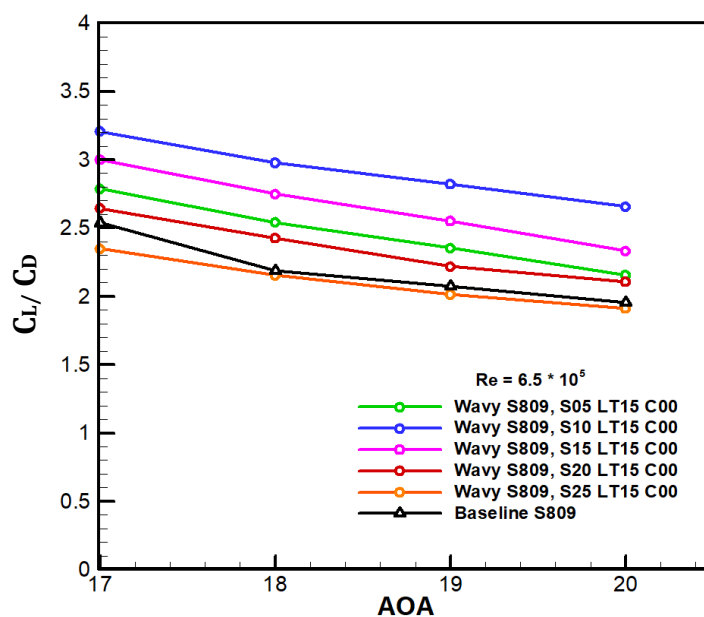
شکل ۴-۱۹: نمودار ضریب پسا بر حسب طول موج در ایرفویل‌های موج‌دار نوع اول

شکل ۴-۲۰ مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار با طول موج متفاوت را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار تا قبل از زاویه واماندگی (۱۶ درجه) نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته است که بیشترین مقدار آن در زاویه حمله ۱۶ درجه ۵۴ درصد است، اما بعد از زاویه واماندگی کارایی ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد افزایش یافته است.



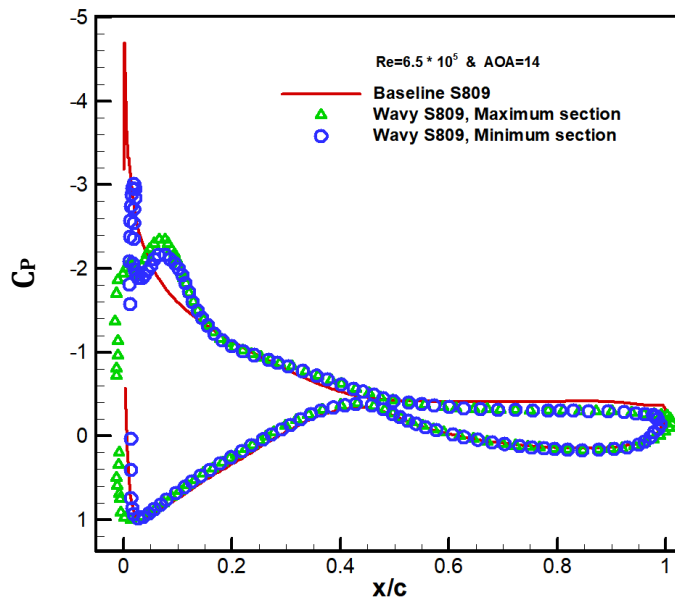
شکل ۴-۲۰: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار

شکل ۴-۲۱ ضریب کارایی ایرفویل‌ها را بعد از زاویه واماندگی نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار به‌طور قابل توجهی افزایش یافته است که بیشترین مقدار آن در طول موج ۱۰ درصد وتر، در زاویه حمله ۱۸ تا ۲۰ درجه ۳۶ درصد است. در نتیجه در ایرفویل‌های موج‌دار نوع اول، ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C00 نسبت به ایرفویل‌های موج‌دار دیگر بهینه‌تر است.

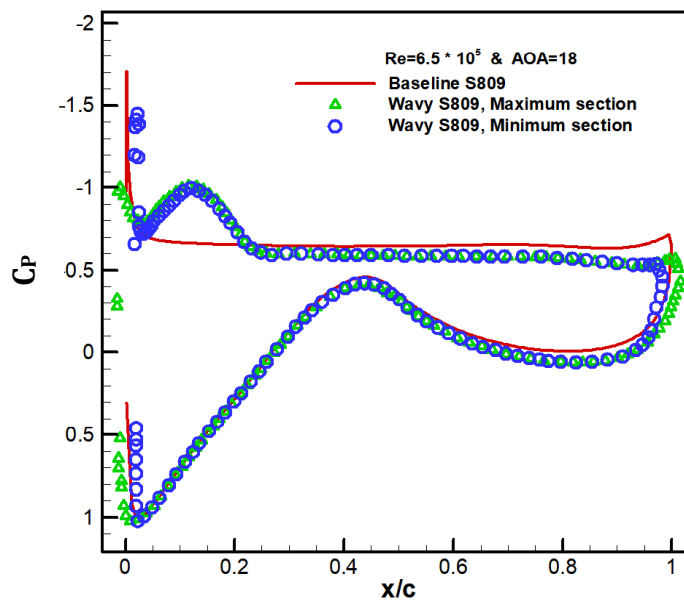


شکل ۴-۲۱: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی

شکل ۴-۲۲ و ۴-۲۳، توزیع ضریب فشار روی ایرفویل S809 استاندارد و ایرفویل موج‌دار S10 LT15 C00 را قبل از واماندگی در زاویه حمله ۱۴ و ۱۸ درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود توزیع فشار سطح زیرین هر دو ایرفویل استاندارد و موج‌دار یکی هستند اما توزیع فشار در سطح بالای دو ایرفویل باهم متفاوت هستند. در زاویه حمله ۱۴ درجه، گرادیان فشار روی سطح بالا ایرفویل استاندارد از لبه حمله تا لبه فرار مقدار کمی بیشتر از ایرفویل موج‌دار است که به همین دلیل مقدار برآ در زاویه حمله ۱۴ درجه، بیشتر از ایرفویل موج‌دار است. در زاویه حمله ۱۸ درجه در ایرفویل استاندارد جریان از روی لبه حمله ایرفویل جدا شده و گرادیان فشار نامطلوب به وجود آمده است که باعث کاهش شدید ضریب برآ شده‌است اما در ایرفویل موج‌دار موج‌ها باعث تولید گردابه‌های کوچک شده‌اند که جریان را آشفته‌تر می‌کند و انرژی جریان افزایش می‌یابد و بر روی ایرفویل متصل باقی می‌ماند و باعث کاهش فشار و ایجاد گرادیان فشار مطلوب روی سطح بالای ایرفویل از لبه حمله تا $x/c=0.2$ می‌شود و در نتیجه مقدار برآ نسبت به ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۱۸ درجه بیشتر شده‌است.



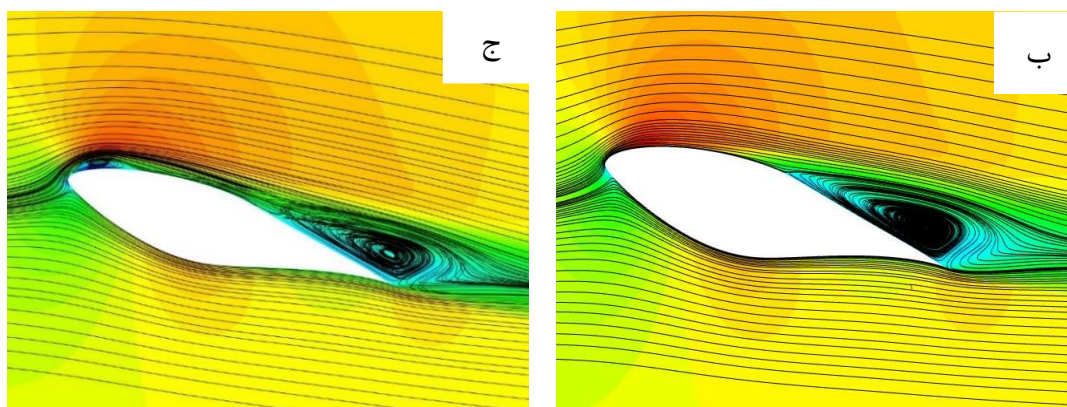
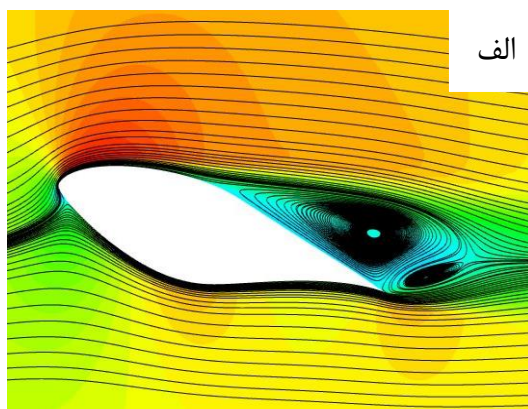
شکل ۴-۲۲: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C00 در $AOA=14^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$



شکل ۴-۲۳: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C00 در $AOA=18^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$

شکل ۴-۲۴، خطوط جریان در دو ایرفویل S809 استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C00 در زاویه حمله قبل از واماندگی را نشان می‌دهد همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله گردابه‌ها در حال

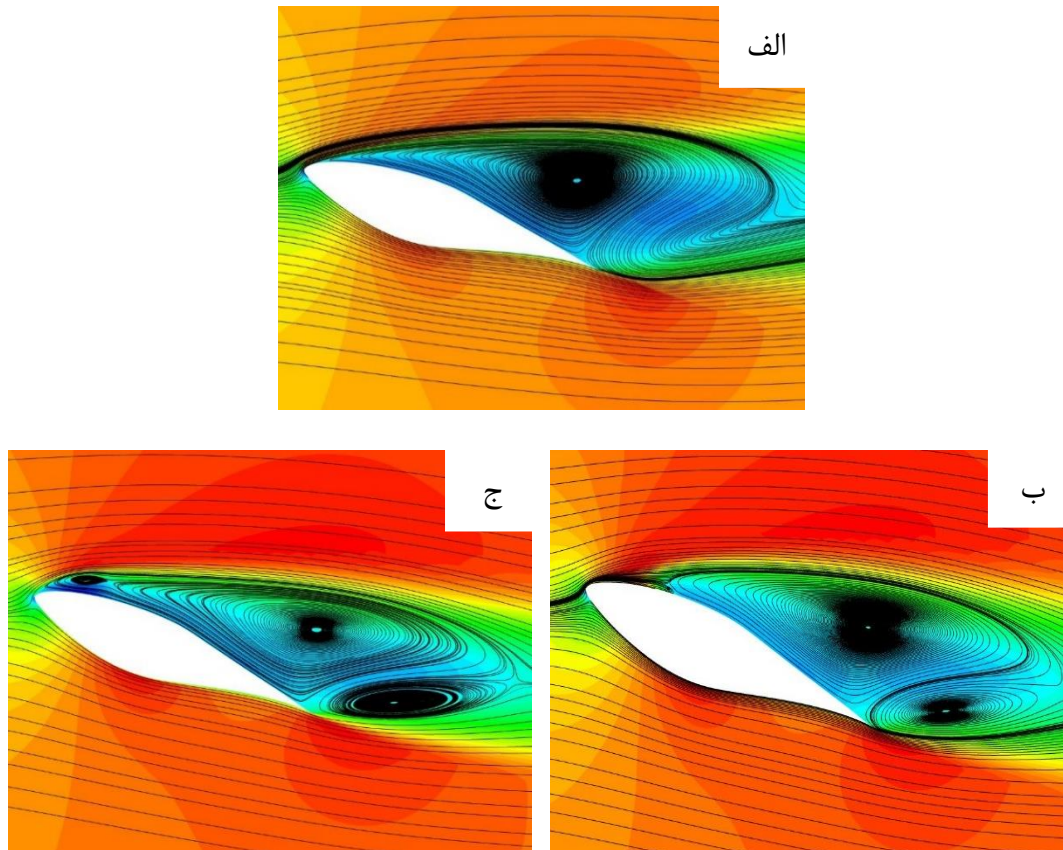
رشد و حرکت از لبه فرار به سمت لبه حمله هستند که در ایرفویل موج‌دار این گردابه کوچک‌تر و با ریزش جریان از مقطع بزرگ‌تر به مقطع کوچک‌تر باعث رشد گردابه کوچکی در لبه حمله ایرفویل در مقطع کوچک شده‌است.



شکل ۴-۲۴: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=14^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=14^\circ$ ، ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=14^\circ$

در شکل ۴-۲۵، خطوط جریان در دو ایرفویل S809 استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C00 در زاویه حمله بعد از واماندگی را نشان می‌دهد همان‌طور که مشاهده می‌شود در ایرفویل S809 استاندارد گردابه‌ها رشد کرده و به لبه حمله رسیده و باعث جدایش جریان از روی لبه حمله ایرفویل شده که در نتیجه با کاهش شدید ضریب برآ و افزایش ضریب پسا روبرو شده، اما در ایرفویل S809 موج‌دار، به دلیل ریزش جریان از مقطع بزرگ به مقطع کوچک باعث تولید گردابه‌های کوچک‌تر، آشفته‌تر شدن

جریان و انرژی گرفتن جریان شده که باعث می‌شود زمانی که جریان از روی مقطع کوچک جدا شود، جریان بر روی سطح مقطع بزرگ ایرفویل حرکت کند و متصل باقی بماند. نقطه جدایش جریان در ایرفویل موج‌دار با توجه به خطوط جریان در $x/c=0.2$ است که ۲۰ درصد پایین‌تر از نقطه جدایش جریان در ایرفویل استاندارد است.

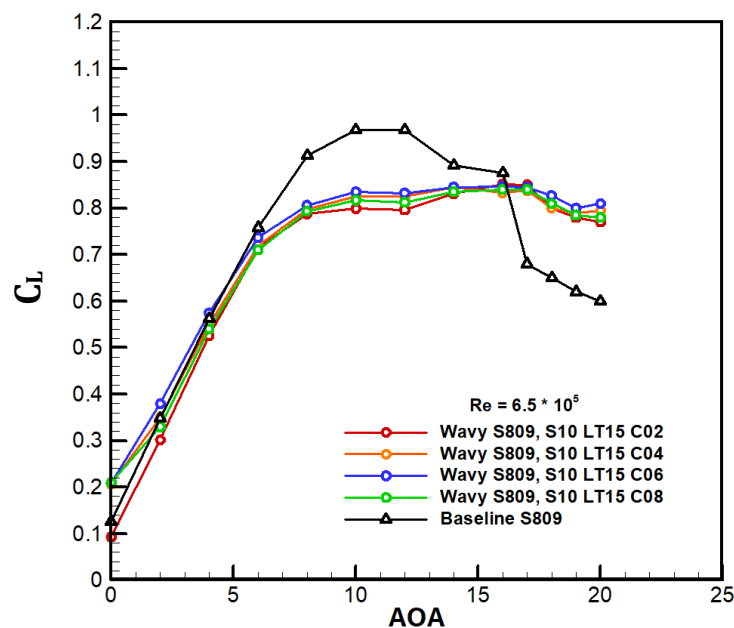


شکل ۴-۲۵: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=18^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=18^\circ$ ، ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=18^\circ$

۴-۲-۴ نتایج ایرفویل S809 موج‌دار نوع دوم

در این بخش ایرفویل S809 استاندارد با چهار ایرفویل موج‌دار دیگر که در سه راستای x ، y ، z و لبه حمله موج‌دار شدند، با دامنه‌موج ثابت $1/5$ درصد وتر و طول‌موج ثابت 10 درصد وتر و تعداد موج‌های مختلف در راستای x مقایسه شده‌است که بهینه‌ترین حالت نسبت تعداد موج با توجه به دامنه‌موج و

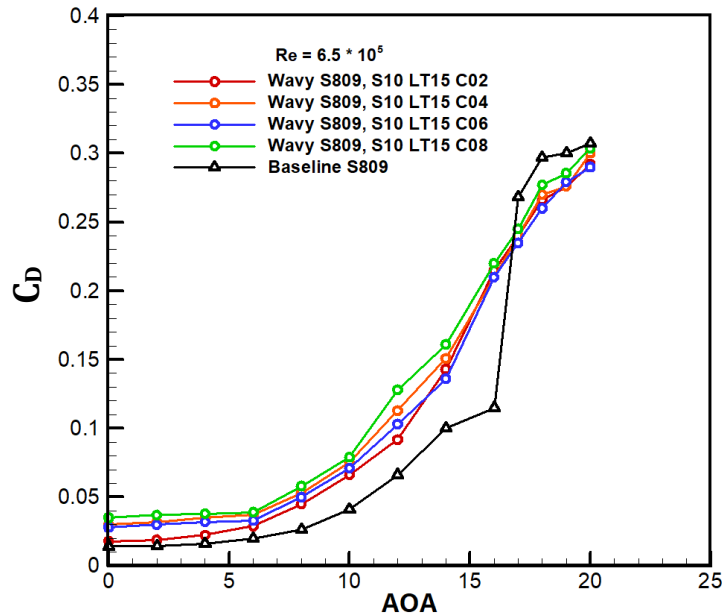
طول موج به دست آید. شکل ۴-۲۶ مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار را در دامنه و طول موج ثابت و تعداد موج های متفاوت نشان می دهد. ایرفویل های موج دار کاهش اندک ضریب برآ تا قبل از زاویه ۱۶ درجه را دارند، بعد از زاویه ۱۶ درجه که در ایرفویل استاندارد با افت شدید ضریب برآ مواجه می شود و واماندگی اتفاق می افتد. ایرفویل های موج دار افزایش ضریب برآ نسبت به ایرفویل استاندارد را دارند و ضریب برآ با شیب ملایم کاهش یافته و واماندگی در آن ها به تأخیر افتاده است. همان طور که نتایج نشان می دهد بیشترین افزایش ضریب برآ بعد از زاویه واماندگی در ایرفویل های موج دار، در ایرفویل S10 LT15 C06 در زاویه حمله ۲۰ درجه رخ داده که مقدار آن ۳۵ درصد بیشتر از ایرفویل استاندارد است.



شکل ۴-۲۶: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار

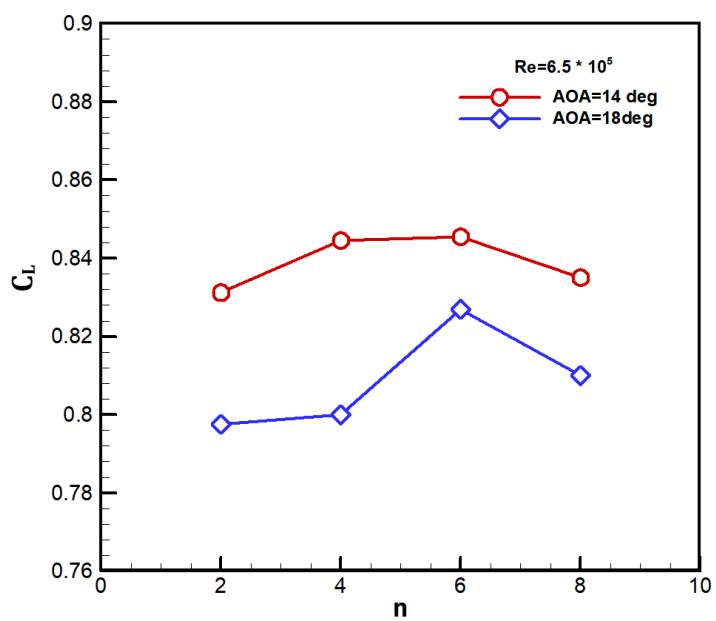
شکل ۴-۲۷ مقایسه ضریب پسا ایرفویل استاندارد با ایرفویل های موج دار را نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود ایرفویل های موج دار افزایش ضریب پسا را نسبت به ایرفویل استاندارد در زوایای قبل از واماندگی دارند، اما در ایرفویل های موج دار بعد از زاویه واماندگی، کاهش ضریب پسا رخ داده است

که بیشترین کاهش ضریب پسا در ایرفویل موج‌دار S10 LT15 C06 در زاویه حمله ۱۷ و ۱۸ درجه ۱۲ درصد مشاهده شد.

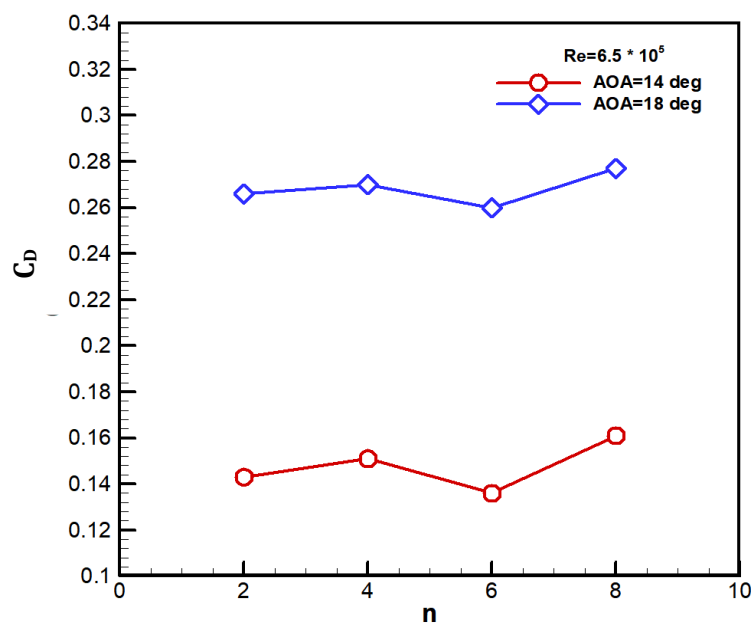


شکل ۴-۲۷: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار

همان‌طور که در شکل ۴-۲۸ و ۴-۲۹ مشاهده می‌شود با افزایش تعداد موج، مقادیر ضریب برآ افزایش و مقادیر ضریب پسا کاهش پیدا می‌کند اما این افزایش برآ و کاهش پسا تا تعداد موج $n=6$ رخ داده، با افزایش بیشتر تعداد موج، ضریب برآ کاهش و ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد، پس در نتیجه بهینه‌ترین حالت تعداد موج در ضریب برآ و پسا در $n=6$ است.

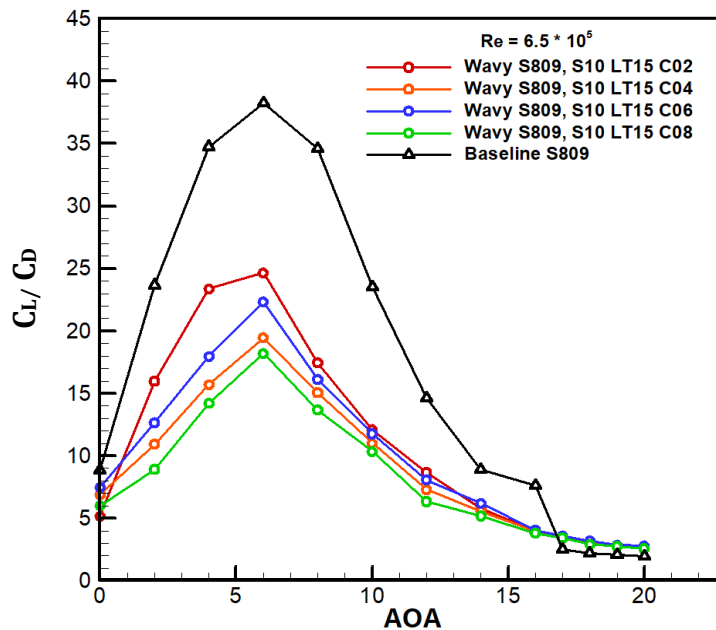


شکل ۴-۲۸: نمودار ضریب برآ بر حسب ضریب تعداد موج در راستای وتر در ایرفویل‌های موج‌دار نوع دوم



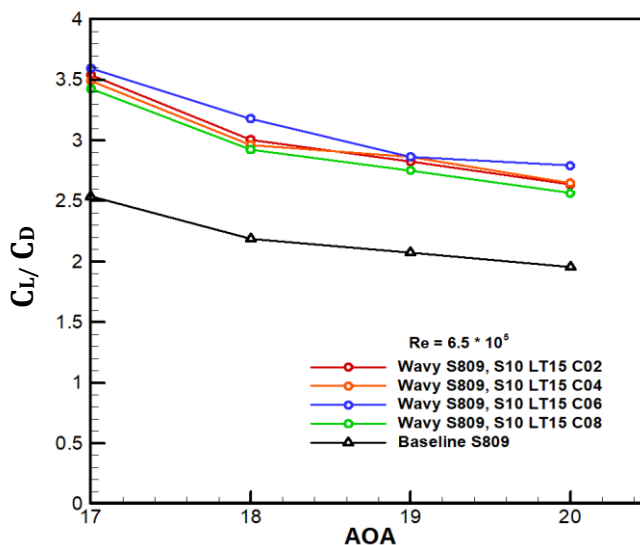
شکل ۴-۲۹: نمودار ضریب پسا بر حسب ضریب تعداد موج در راستای وتر در ایرفویل‌های موج‌دار نوع دوم

همان‌طور که در شکل ۴-۳۰ مشاهده می‌شود کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار تا قبل از زاویه واماندگی نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته است که بیشترین مقدار آن در زاویه حمله ۸ درجه ۵۳ درصد است، اما بعد از زاویه واماندگی کارایی ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد افزایش یافته است.



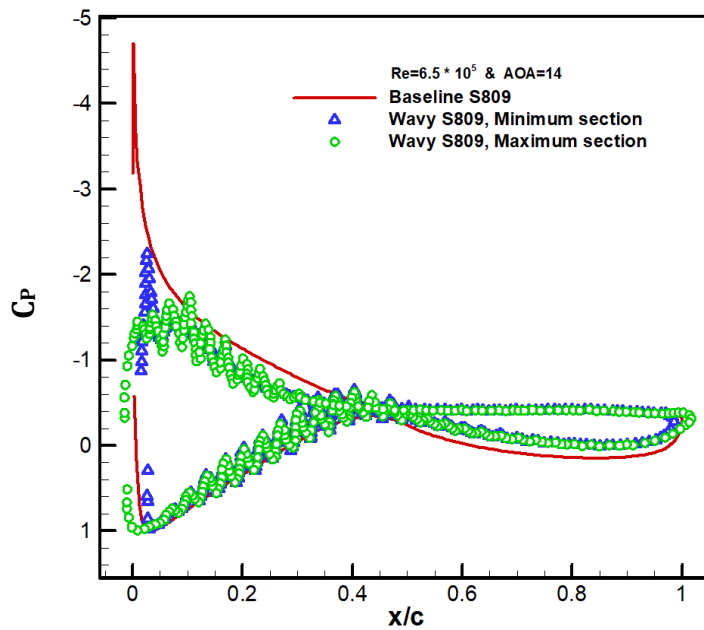
شکل ۴-۳۰: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار

شکل ۴-۳۱ ضریب کارایی ایرفویل‌ها را بعد از زاویه واماندگی نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار به‌طور قابل‌توجهی افزایش یافته است که بیشترین مقدار آن در تعداد موج $n=6$ ، در زاویه حمله ۱۸ درجه ۴۵ درصد است. در نتیجه در ایرفویل‌های موج‌دار نوع دوم ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C06 نسبت به ایرفویل‌های موج‌دار دیگر بهینه‌تر است.

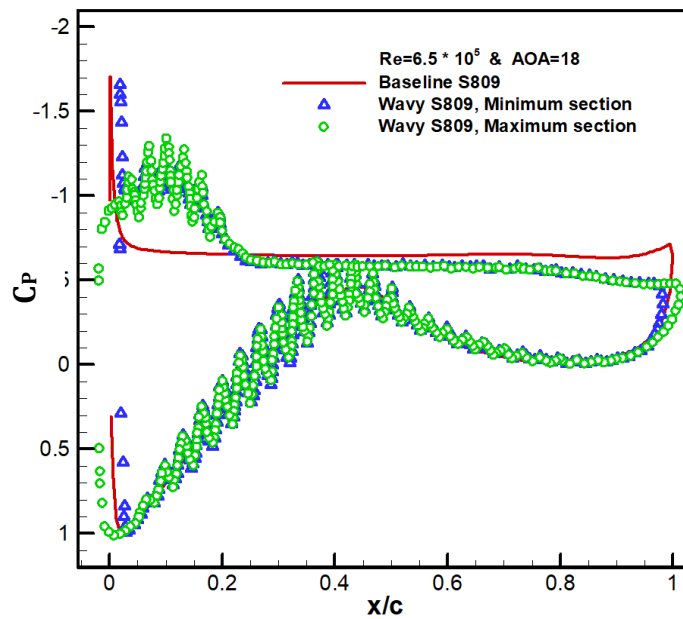


شکل ۴-۳۱: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی

شکل ۴-۳۲ و ۴-۳۳، توزیع ضریب فشار را قبل از واماندگی در زاویه حمله ۱۴ و ۱۸ درجه روی ایرفویل S809 استاندارد و ایرفویل موج‌دار S10 LT15 C05 نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود توزیع فشار در ایرفویل موج‌دار در مکان‌هایی که جریان به ایرفویل متصل است به علت موج‌هایی که در راستای وتر وجود دارد، کاهش و افزایش یافته است. در زاویه حمله ۱۴ درجه، گرادیان فشار روی سطح بالای ایرفویل استاندارد از لبه حمله تا لبه فرار مقدار کمی بیشتر از ایرفویل موج‌دار است که به همین دلیل مقدار برآ در زاویه حمله ۱۴ درجه، بیشتر از ایرفویل موج‌دار است. در زاویه حمله ۱۸ درجه در ایرفویل استاندارد جریان از روی لبه حمله ایرفویل جدا شده و گرادیان فشار نامطلوب به وجود آمده است که باعث کاهش شدید ضریب برآ شده است، اما در ایرفویل موج‌دار موج‌ها باعث تولید گردابه‌های کوچک شده‌اند که جریان را آشفته‌تر می‌کند و انرژی جریان افزایش می‌یابد و بر روی ایرفویل متصل باقی می‌ماند و باعث کاهش فشار و ایجاد گرادیان فشار مطلوب روی سطح بالای ایرفویل از لبه حمله تا $x/c=0.24$ می‌شود و در نتیجه مقدار برآ نسبت به ایرفویل استاندارد در زاویه حمله ۱۸ درجه بیشتر است.



شکل ۴-۳۲: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C06 در $Re=6.5 \times 10^5$ و $AOA=14^\circ$

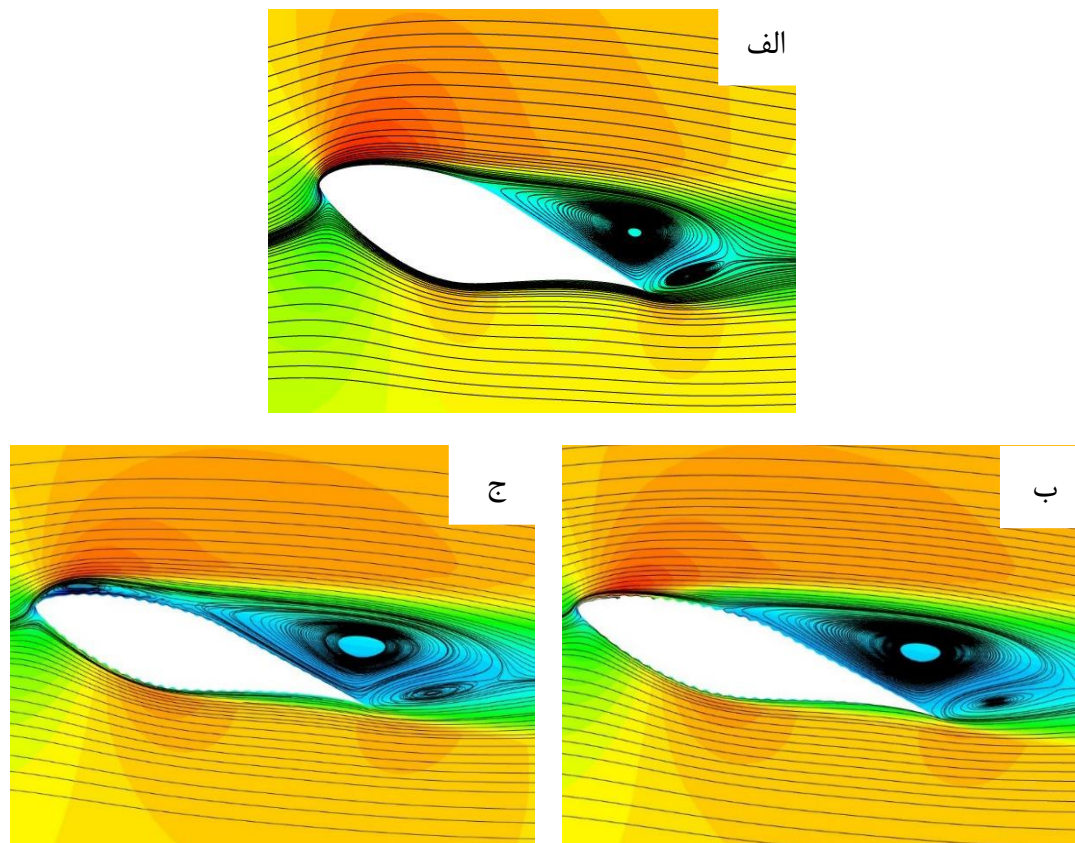


شکل ۴-۳۳: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C06 در $Re=6.5 \times 10^5$ و $AOA=18^\circ$

شکل ۴-۳۴، خطوط جریان در دو ایرفویل S809 استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C06 در زاویه حمله

قبل از واماندگی را نشان می‌دهد همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله گردابه‌ها در حال

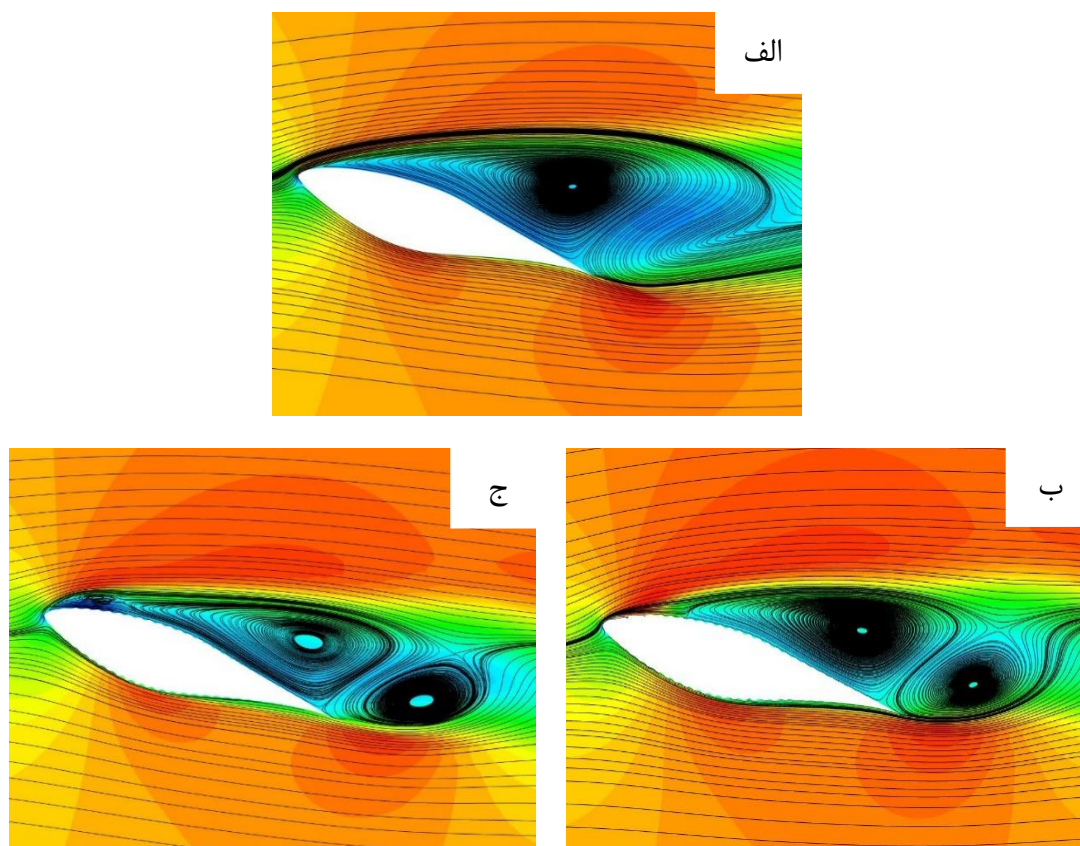
رشد و حرکت از لبه فرار به سمت لبه حمله هستند و با ریزش جریان از مقطع بزرگ‌تر به مقطع کوچک‌تر باعث رشد گردابه کوچکی در لبه حمله ایرفویل در مقطع کوچک شده‌است.



شکل ۴-۳۴: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=14^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=14^\circ$ ، ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=14^\circ$

شکل ۴-۳۵، خطوط جریان در دو ایرفویل S809 استاندارد و موج‌دار S10 LT15 C06 در زاویه حمله بعد از واماندگی را نشان می‌دهد همان‌طور که مشاهده می‌شود در ایرفویل S809 استاندارد گردابه‌ها رشد کرده و به لبه حمله رسیده و باعث جدایش جریان از روی لبه حمله ایرفویل شده که در نتیجه با کاهش شدید ضریب برآ و افزایش ضریب پسا روبرو شده، اما در ایرفویل S809 موج‌دار، به دلیل ریزش جریان از مقطع بزرگ به مقطع کوچک باعث تولید گردابه‌های کوچک‌تر، آشفته‌تر شدن جریان و انرژی گرفتن جریان شده که باعث می‌شود زمانی که جریان از روی مقطع کوچک جدا شده، جریان بر روی سطح مقطع بزرگ ایرفویل حرکت کند و متصل باقی بماند. در این مدل ایرفویل به دلیل

موج‌هایی که در راستای وتر وجود دارد گردابه‌های کوچک‌تری نسبت به ایرفویل موج‌دار قبلی ایجاد شده‌است و نقطه جدایش جریان در ایرفویل موج‌دار با توجه به خطوط جریان در $x/c=0.24$ است که ۴ درصد نسبت به ایرفویل موج‌دار قبلی و ۲۴ درصد پایین‌تر از نقطه جدایش جریان در ایرفویل استاندارد است.

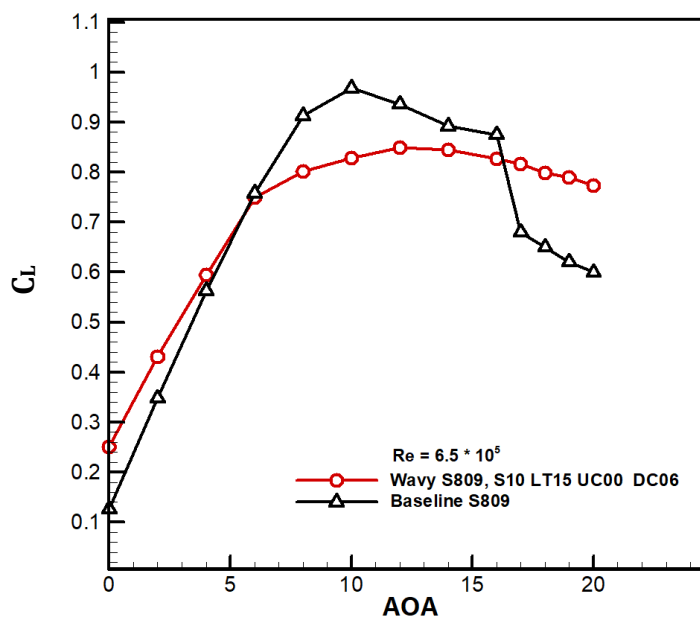


شکل ۴-۳۵: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=18^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع بزرگ و $AOA=18^\circ$ ، ج) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در مقطع کوچک و $AOA=18^\circ$

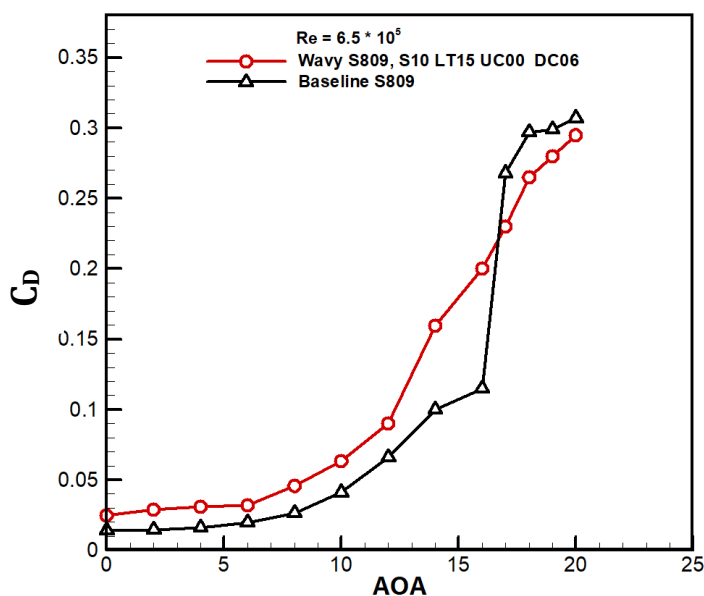
۴-۳-۴ نتایج ایرفویل S809 موج‌دار نوع سوم

در این بخش ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل موج‌دار که از ترکیب دو موج نوع اول و دوم ساخته شده مقایسه شده‌است، شکل ۴-۳۶ مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 با ایرفویل S809 استاندارد نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود ایرفویل موج‌دار افزایش ضریب برآ در زوایای 0° تا 4° را دارد که مقدار این افزایش ضریب برآ در زاویه 0° درجه نسبت به ایرفویل

استاندارد ۲ برابر است. از زاویه ۴ تا ۱۶ درجه مقدار ضریب برآ در ایرفویل موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته اما بعد از زاویه ۱۶ درجه که در ایرفویل استاندارد با افت شدید ضریب برآ مواجه می‌شود و واماندگی اتفاق می‌افتد، در ایرفویل موج‌دار افزایش ضریب برآ نسبت به ایرفویل استاندارد را دارند و ضریب برآ با شیب ملایم افزایش یافته و واماندگی در آن‌ها به تأخیر افتاده است. همان‌طور که نتایج نشان می‌دهد بیشترین ضریب برآ در ایرفویل موج‌دار در زاویه ۲۰ درجه رخ داده که مقدار آن ۲۹ درصد بیشتر از ایرفویل استاندارد است. شکل ۴-۳۷ مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود ایرفویل‌های موج‌دار افزایش ضریب پسا را نسبت به ایرفویل استاندارد در زوایای قبل از واماندگی را دارند، اما بعد از زاویه واماندگی، کاهش ضریب پسا رخ داده است که بیشترین کاهش ضریب پسا در ایرفویل موج‌دار در زاویه حمله ۱۷ درجه ۱۴ درصد مشاهده شد.

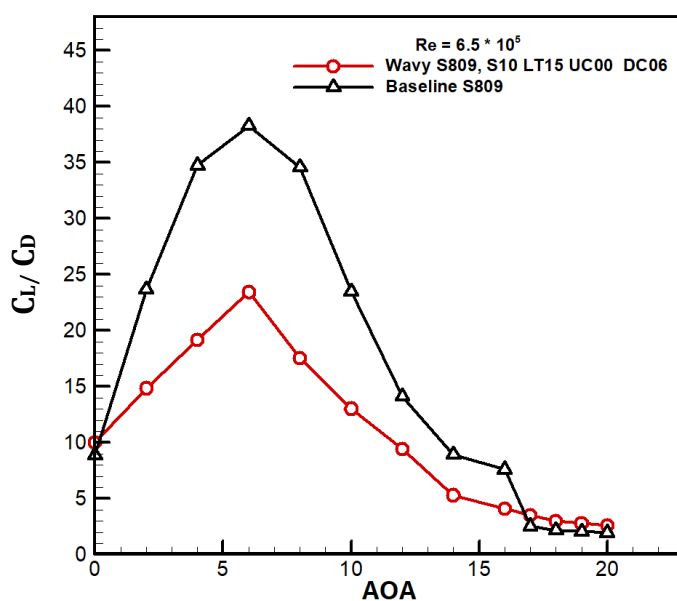


شکل ۴-۳۶: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار



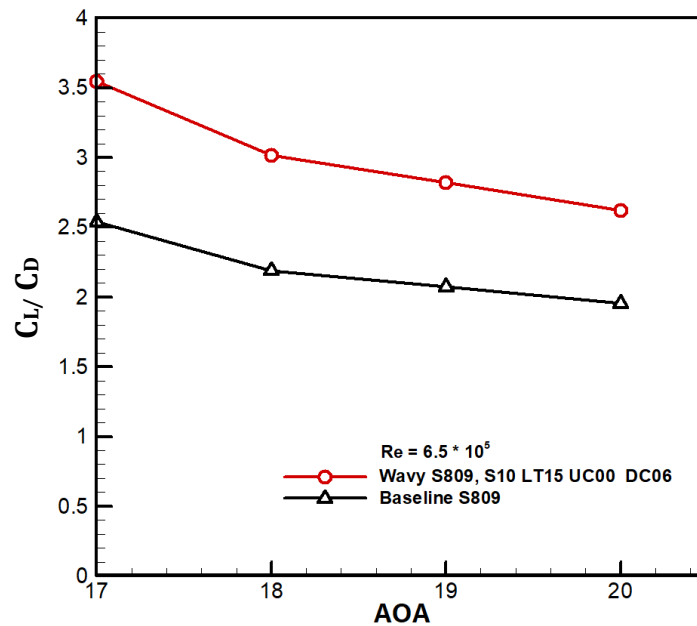
شکل ۴-۳۷: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موجدار

همان‌طور که در شکل ۴-۳۸ مشاهده می‌شود کارایی در ایرفویل موجدار در زاویه حمله ۰ درجه به مقدار ۱۳ درصد افزایش یافته است. از زاویه حمله ۲ درجه تا قبل از زاویه واماندگی کارایی ایرفویل موجدار نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته که بیشترین مقدار آن در زاویه حمله ۸ درجه ۴۹ درصد است، اما بعد از زاویه واماندگی کارایی ایرفویل موجدار نسبت به ایرفویل استاندارد افزایش یافته است.



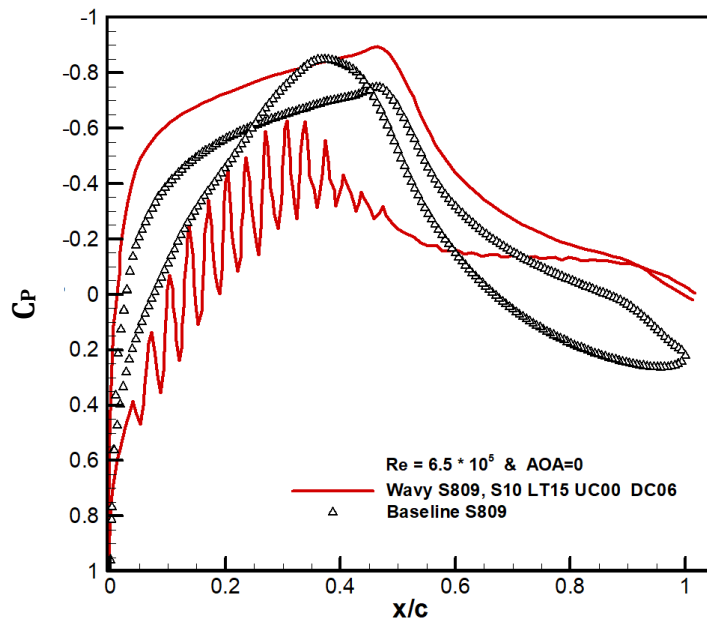
شکل ۴-۳۸: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موجدار

شکل ۴-۳۹ ضریب کارایی ایرفویل‌ها را بعد از زاویه واماندگی نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود کارایی در ایرفویل موج‌دار به‌طور قابل‌توجهی افزایش یافته است که بیشترین مقدار آن در زاویه حمله ۱۷ درجه ۴۰ درصد است.



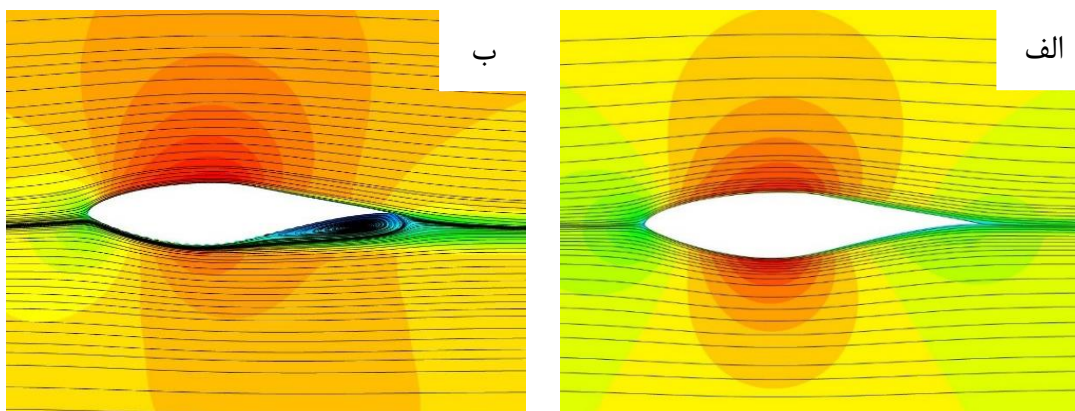
شکل ۴-۳۹: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی

شکل ۴-۴۰ توزیع ضریب فشار روی ایرفویل S809 استاندارد را با ایرفویل موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود به دلیل ترکیب موج‌هایی که در سطح پایین و بالای ایرفویل موج‌دار ایجاد شده و همچنین نامتقارن بودن ایرفویل S809، در زاویه حمله ۰ درجه فشار روی سطح بالایی ایرفویل موج‌دار، نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته و همچنین فشار زیر سطح ایرفویل موج‌دار تا نقطه $x/c=0.6$ نیز افزایش یافته است. از نقطه $x/c=0.6$ به بعد در سطح پایینی ایرفویل فشار ثابت است که نشان‌دهنده این است که در این قسمت ایرفویل گردابه‌ای به دلیل موج‌های در راستای وتر ایجاد شده است. این افزایش فشار سطح زیر و کاهش فشار روی سطح ایرفویل موج‌دار باعث افزایش ضریب برآ نسبت به ایرفویل استاندارد شده است.



شکل ۴-۴: توزیع ضریب فشار ایرفویل استاندارد و موج‌دار در $AOA=0^\circ$ و $Re=6.5 \times 10^5$

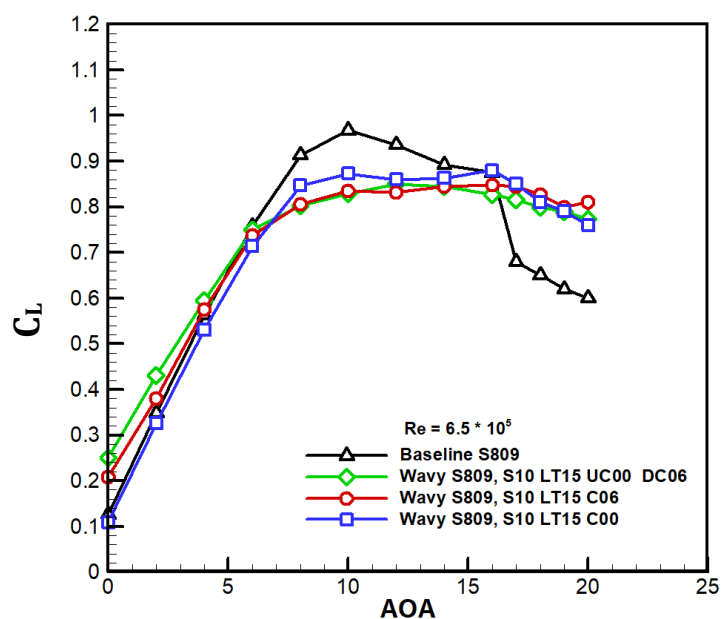
شکل ۴-۴ خطوط جریان روی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود موج‌های سطح پایینی ایرفویل باعث شده که سرعت سطح پایین کاهش و در نتیجه فشار افزایش یافته و همچنین سرعت روی سطح ایرفویل افزایش یافته که باعث کاهش فشار روی سطح بالایی شده و در نتیجه ضریب برآ در ایرفویل موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد افزایش پیدا می‌کند.



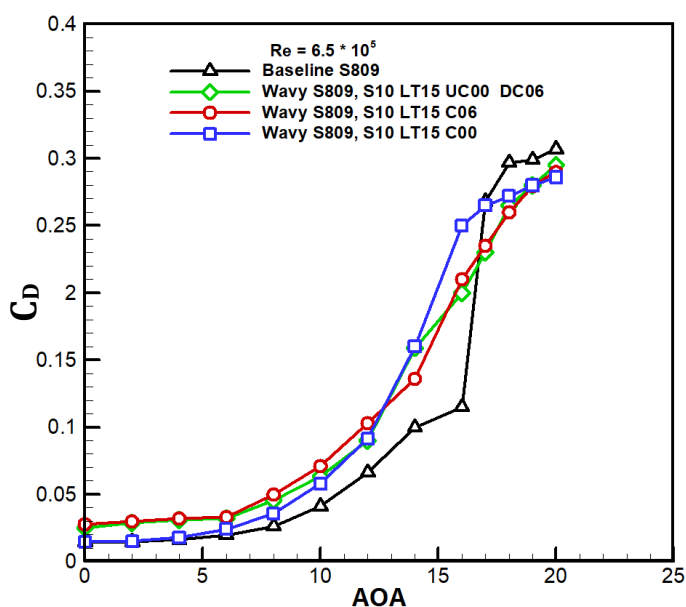
شکل ۴-۴: الف) خطوط جریان روی ایرفویل استاندارد در $AOA=0^\circ$ ، ب) خطوط جریان روی ایرفویل موج‌دار در $AOA=0^\circ$

۴-۴-۴ مقایسه نتایج ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار

در این بخش ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل استاندارد با ایرفویل بهینه موج دار نوع اول S10 LT15 C00، ایرفویل بهینه موج دار نوع دوم S10 LT15 C06 و ایرفویل موج دار نوع سوم S10 LT15 UC00 DC06 مقایسه شده است. شکل ۴-۴۲ مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار را نشان می دهد، همان طور که دیده می شود بعد از زاویه ۱۶ درجه که در ایرفویل استاندارد جریان از روی لبه حمله جدا شده و با افت شدید ضریب برآ مواجه می شود و واماندگی اتفاق می افتد، اما در هر سه ایرفویل موج دار، موج ها باعث تولید گردابه های کوچکی شده که منجر به آشفتگی بیشتر و افزایش انرژی و متصل ماندن جریان بر روی ایرفویل شده که در نتیجه افزایش ضریب برآ نسبت به ایرفویل استاندارد را دارند و واماندگی در آنها به تأخیر افتاده است. شکل ۴-۴۳ مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار را نشان می دهد، همان طور که دیده می شود در ایرفویل های موج دار بعد از زاویه واماندگی به دلیل اینکه جریان بر روی ایرفویل متصل بوده و گردابه های کوچک تری نسبت به ایرفویل استاندارد ایجاد شده، پسای فشاری کمتری دارد در نتیجه ضریب پسا در ایرفویل های موج دار نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته است.

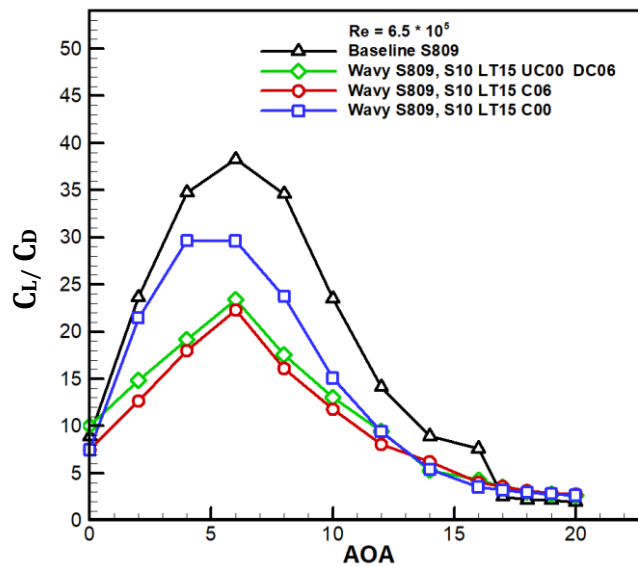


شکل ۴-۴۲: نمودار مقایسه ضریب برآ ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل های S809 موج دار



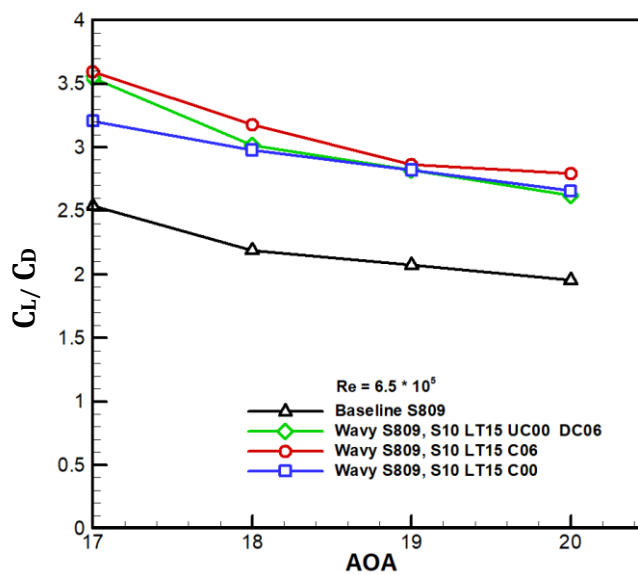
شکل ۴-۴۳: نمودار مقایسه ضریب پسا ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار

شکل ۴-۴۴ مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد با ایرفویل‌های موج‌دار را نشان می‌دهد همان‌طور که مشاهده می‌شود در زاویه حمله ۰ درجه ایرفویل موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 افزایش ۱۳ درصد کارایی نسبت به ایرفویل استاندارد را دارد در نتیجه برای پرتابه‌ها و وسایلی که در زاویه ۰ صفر درجه پرواز یا کار می‌کنند و در آن‌ها از ایرفویل S809 استفاده شده‌است، ایرفویل موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 نسبت به ایرفویل استاندارد ارجحیت دارد. در زوایای قبل از واماندگی به دلیل اینکه کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته‌است، در نتیجه در اجسامی که ایرفویل S809 در زوایای بین ۱ تا ۱۶ درجه استفاده می‌شود، ایرفویل S809 استاندارد نسبت به ایرفویل‌های موج‌دار ارجحیت دارد. در زوایای بعد از واماندگی کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد افزایش یافته‌است در نتیجه برای اجسامی که ایرفویل S809 در زوایای حمله ۱۶ درجه به بالا استفاده می‌شود و هواپیماها که در آن‌ها پدیده واماندگی از اهمیت بسیاری برخوردار است، ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد ارجحیت دارند.



شکل ۴-۴۴: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار

شکل ۴-۴۵ مقایسه کارایی ایرفویل استاندارد با ایرفویل‌های موج‌دار بعد از زاویه واماندگی را نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود کارایی ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C06 نسبت به دو ایرفویل موج‌دار دیگر بیشتر است، در نتیجه بهینه‌ترین ایرفویل در زوایای بعد از واماندگی ایرفویل S10 LT15 C06 است و نسبت به دو ایرفویل موج‌دار و ایرفویل استاندارد ارجحیت دارد.



شکل ۴-۴۵: نمودار مقایسه ضریب کارایی ایرفویل S809 استاندارد با ایرفویل‌های S809 موج‌دار بعد از زاویه واماندگی

جدول ۴-۲، مقایسه تغییرات کارایی ایرفویل‌های S809 موج‌دار نسبت به ایرفویل S809 استاندارد در زوایای ۰ تا ۲۰ درجه را برحسب درصد نشان می‌دهد که با توجه به کاربرد و زاویه حمله‌ای که ایرفویل در آن قرار دارد، ایرفویل موردنظر انتخاب می‌شود.

S10 LT15 UC00 DC06	S10 LT15 C06	S10 LT15 C00	AOA
٪+۱۳	٪-۱۶	٪-۱۶	۰
٪-۳۷	٪-۴۶	٪-۹	۲
٪-۴۵	٪-۴۸	٪-۱۵	۴
٪-۳۹	٪-۴۲	٪-۲۳	۶
٪-۴۹	٪-۵۳	٪-۳۱	۸
٪-۴۵	٪-۵۰	٪-۳۶	۱۰
٪-۳۳	٪-۴۳	٪-۳۳	۱۲
٪-۴۰	٪-۳۰	٪-۴۰	۱۴
٪-۴۶	٪-۴۷	٪-۵۴	۱۶
٪+۴۰	٪+۴۲	٪+۲۶	۱۷
٪+۳۸	٪+۴۵	٪+۳۶	۱۸
٪+۳۶	٪+۳۸	٪+۳۶	۱۹
٪+۳۴	٪+۴۳	٪+۳۶	۲۰

جدول ۴-۲: مقایسه تغییرات کارایی ایرفویل‌های S809 موج‌دار نسبت به ایرفویل S809 استاندارد

فصل ۵ نتیجه‌گیری و پیشنهادها

در این فصل خلاصه‌ای از نتایج و دستاوردهای به دست آمده از مطالعه عددی انجام‌شده در این پایان‌نامه ارائه می‌شود. همچنین در راستای موضوع پایان‌نامه، پیشنهادهایی برای بهبود مطالعه حاضر مطرح خواهد گردید.

۵-۱- نتیجه‌گیری

در این پژوهش جریان بر روی سه نوع ایرفویل S809 موج‌دار در عدد رینولدز $10^5 \times 6/5$ و در زوایای ۰ تا ۲۰ مورد بررسی قرار گرفت و ضعف‌ها و نقاط قوت آن در مقایسه با ایرفویل S809 استاندارد نشان داده شده‌است. در این پژوهش برای شبیه‌سازی عددی از روش اسپالارت آلماراس استفاده گردیده است که مطالعات حاضر نشان داد، روش اسپالارت آلماراس در رژیم‌های مختلف جریان دارای دقت قابل قبولی است و همخوانی مناسبی با دیگر مطالعات انجام‌شده توسط محققین دارد. همچنین دقت روش حاضر در پیش‌بینی جریان روی ایرفویل به همراه کنترل جریان غیرفعال روی آن مورد بررسی قرار گرفته و پس از تأیید قابل قبول بودن دقت آن، تأثیر کمیت‌های مختلف کنترل جریان، مانند دامنه‌موج، طول موج، تعداد موج و راستای موج در بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل بررسی گردید.

در ایرفویل S809 استاندارد در زوایای بعد از واماندگی گردابه‌ها رشد کرده و به لبه حمله رسیده و باعث گردیدن فشار نامطلوب و جدایش جریان از روی لبه حمله ایرفویل شده که در نتیجه با کاهش شدید ضریب برآ و افزایش ضریب پسا و واماندگی روبرو شده، اما در ایرفویل‌های S809 موج‌دار، به دلیل ریزش جریان از مقطع بزرگ به مقطع کوچک باعث تولید گردابه‌های کوچک‌تر، آشفته‌تر شدن و انرژی گرفتن جریان شده که باعث کاهش فشار و ایجاد گردایدان فشار مطلوب روی سطح بالای ایرفویل می‌شود و زمانی که جریان از روی مقطع کوچک جدا شده، جریان بر روی سطح مقطع بزرگ ایرفویل حرکت کند و متصل بماند و باعث به تأخیر افتادن جدایش و واماندگی می‌شود و ضریب برآ با شیب ملایمی کاهش می‌یابد. نقطه جدایش جریان در ایرفویل‌های موج‌دار با توجه به خطوط جریان پایین‌تر از نقطه جدایش جریان در ایرفویل استاندارد است.

در ایرفویل‌های موج‌دار نوع اول و دوم که در طول موج‌ها و تعداد موج‌های متفاوت مورد بررسی قرار گرفت، ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 C00 و S10 LT 15 C06 نسبت به ایرفویل‌های موج‌دار دیگر بهینه‌تر است و کارایی در این ایرفویل‌ها نسبت به ایرفویل استاندارد در زوایای بعد از واماندگی به ترتیب ۳۶ و ۴۵ درصد افزایش یافته است. در ایرفویل موج‌دار نوع سوم S10 LT15 UC00 DC06 به علاوه افزایش ۴۰ درصدی کارایی در زوایای بعد از واماندگی به دلیل ترکیب موج‌های که در سطح پایین و بالای ایرفویل ایجاد شده و همچنین نامتقارن بودن ایرفویل S809، در زاویه حمله ۰ درجه موج‌های سطح پایینی ایرفویل که باعث کاهش سرعت و افزایش فشار در سطح پایین ایرفویل و همچنین افزایش سرعت و کاهش فشار روی سطح بالایی شده و در نتیجه افزایش ضریب برآ و ۱۳ درصدی کارایی در این ایرفویل موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد شده است.

با توجه به اینکه مقدار کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار در زوایای قبل از واماندگی نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش می‌یابد، مقدار کاهش کارایی در ایرفویل موج‌دار S10 LT15 C00 نسبت به دو ایرفویل موج‌دار دیگر S10 LT 15 C06 و S10 LT15 UC00 DC06، کمتر است، در نتیجه در زوایای قبل از واماندگی در بین ۳ ایرفویل موج‌دار، ایرفویل S10 LT15 C00 ارجحیت دارد. با توجه به کاربرد ایرفویل‌ها در صنعت و نتایجی که در این پژوهش به دست آمده می‌توان نتیجه گرفت که ایرفویل موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 در زاویه حمله ۰ درجه افزایش ۱۳ درصد کارایی نسبت به ایرفویل استاندارد را دارد در نتیجه برای پرتابه‌ها و اجسامی که در زاویه ۰ صفر درجه پرواز یا کار می‌کنند و در آن‌ها از ایرفویل S809 استفاده شده است، ایرفویل S809 موج‌دار S10 LT15 UC00 DC06 نسبت به ایرفویل S809 استاندارد ارجحیت دارد. در زوایای قبل از واماندگی به دلیل اینکه کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد کاهش یافته است، در نتیجه در اجسامی که ایرفویل S809 در زوایای حمله بین ۱ تا ۱۶ درجه استفاده می‌شود، ایرفویل S809 استاندارد نسبت به ایرفویل‌های موج‌دار ارجحیت دارد. در زوایای بعد از واماندگی کارایی در ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد افزایش یافته است در نتیجه برای اجسامی که ایرفویل S809 در زوایای حمله ۱۶ درجه به بالا استفاده می‌شود و

هواپیماها که در آن‌ها پدیده واماندگی از اهمیت بسیاری برخوردار است، ایرفویل‌های موج‌دار نسبت به ایرفویل استاندارد ارجحیت دارند. امید است که این نوع ایرفویل‌های موج‌دار در کنترل واماندگی آیرودینامیکی، در طراحی و کاربرد ایرفویل‌ها برای کاربردهای صنعتی مختلف مفید واقع شود.

۵-۲- پیشنهادها

در این بخش به منظور ارتقای سطح کیفی مطالعه حاضر پیشنهادهایی برای پیش‌برد مطالعات مرتبط مطرح گردیده است:

- بررسی ایرفویل‌های موج‌دار مطالعه حاضر در دامنه‌موج‌های متفاوت
- بررسی اثر موج‌دار کردن بر روی ایرفویل‌هایی با مقاطع دیگر
- بررسی مطالعه حاضر در رینولدزهای مختلف و تأثیر آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی
- بررسی موج‌های متفاوت دیگر و ترکیب آن‌ها بر روی ایرفویل و تأثیر بر روی ضرایب آیرودینامیکی
- بررسی ترکیب روش موجی کردن و روش‌های کنترل جریان غیرفعال دیگر بر روی ایرفویل
- بررسی ترکیب روش موجی کردن و روش‌های کنترل جریان فعال بر روی ایرفویل

مراجع

- [1] ج. د. اندرسون, آیرودینامیک, محمد تیزا, مرکز نشر دانشگاهی, ۱۳۷۹.
- [2] م. ص. نژاد, مبانی جریان‌های آشفتنه و مدل‌سازی آن‌ها, دانش نگار, ۱۳۸۸.
- [3] ه. اسمیت, مبانی پرواز و آیرودینامیک به زبان ساده, عبدالعلی حقیری, علیرضا ربیعی, دانشگاه امام حسین(ع), ۱۳۹۴.
- [4] J. Anderson, "Introduction to Flight, 1989," ed: McGraw-Hill, New York, NY.
- [5] A. D. Gardner, K. Richter, and H. Rosemann, "Numerical investigation of air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 1, p. 69, 2011.
- [6] R. H. Barnard and D. Philpott, *Aircraft flight: a description of the physical principles of aircraft flight*: Pearson education, 2009.
- [7] M. Koike, T. Nagayoshi, and N. Hamamoto, "Research on aerodynamic drag reduction by vortex generators," *Mitsubishi motors technical review*, vol. 16, pp. 11-16, 2004.
- [8] P. Q. Liu, Y. X. Cui, L. Wang, and Q. L. Qu, "Computational Investigation of the Slat Blowing Control for High-Lift Airfoil," in *Applied Mechanics and Materials*, 2012, pp. 223-228.
- [9] Y. Fu, C. Yuan, and X. Bai, "Marine drag reduction of shark skin inspired riblet surfaces," *Biosurface and Biotribology*, vol. 3, pp. 11-24, 2017.
- [10] M. Perlin, D. R. Dowling, and S. L. Ceccio, "Freeman Scholar Review: Passive and Active Skin-Friction Drag Reduction in Turbulent Boundary Layers," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 138, p. 091104, 2016.
- [11] F. E. Fish and J. M. Battle, "Hydrodynamic design of the humpback whale flipper," *Journal of Morphology*, vol. 225, pp. 51-60, 1995.
- [12] 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.
- [13] H. Johari, C. W. Henoeh, D. Custodio, and A. Levshin, "Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance," *AIAA journal*, vol. 45, pp. 2634-2642, 2007.
- [14] D. S. Miklosovic, M. M. Murray, and L. E. Howle, "Experimental evaluation of sinusoidal leading edges," *Journal of aircraft*, vol. 44, p. 1404, 2007.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] M. Zhang, G. Wang, and J. Xu, "Aerodynamic control of low-Reynolds-number airfoil with leading-edge protuberances," *AIAA journal*, 2013.
- [19] 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.

- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] 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.
- [24] K. Lam and Y. Lin, "Effects of wavelength and amplitude of a wavy cylinder in cross-flow at low Reynolds numbers," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 620, pp. 195-220, 2009.
- [25] 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.
- [26] T. Do, L. Chen, and J. Tu, "Numerical study of turbulent trailing-edge flows with base cavity effects using URANS," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 26, pp. 1155-1173, 2010.
- [27] P. Watts and F. E. Fish, "The influence of passive, leading edge tubercles on wing performance," in *Proc. Twelfth Intl. Symp. Unmanned Untethered Submers. Technol*, 2001.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] 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.
- [31] 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.
- [32] 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.
- [33] D. M. Somers, "Design and experimental results for the S809 airfoil," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States)1997.
- [34] Y. Xie, J. Chen, H. Qu, G. Xie, D. Zhang, and M. Moshfeghi, "Numerical and experimental investigation on the flow separation control of S809 airfoil with slot," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2013, 2013.
- [35] D. M. Bushnell and K. Moore, "Drag reduction in nature," *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 23, pp. 65-79, 1991.
- [36] J. Kim, S. Hahn, J. Kim, D.-k. Lee, J. Choi, W.-P. Jeon, *et al.*, "Active control of turbulent flow over a model vehicle for drag reduction," *Journal of Turbulence*, vol. 5, pp. 1-12, 2004.

- [37] H. Park, D. Lee, W.-P. Jeon, S. Hahn, J. Kim, J. Kim, *et al.*, "Drag reduction in flow over a two-dimensional bluff body with a blunt trailing edge using a new passive device," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 563, pp. 389-414, 2006.
- [38] 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.
- [39] 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.
- [40] B. Stein and M. Murray, "Stall mechanism analysis of humpback whale flipper models," *Proceedings of Unmanned Untethered Submersible Technology (UUST)*, UUST05, vol. 5, 2005.
- [41] H. Yoon, P. Hung, J. Jung, and M. Kim, "Effect of the wavy leading edge on hydrodynamic characteristics for flow around low aspect ratio wing," *Computers & Fluids*, vol. 49, pp. 276-289, 2011.
- [42] M. J. Kim, H. S. Yoon, J. H. Jung, H. H. Chun, and D. W. Park, "Hydrodynamic characteristics for flow around wavy wings with different wave lengths," *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, vol. 4, pp. 447-459, 2012.
- [43] 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.
- [44] 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.
- [45] H. Versteeg and W. Malalasekera, "An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method," 2007.
- [46] R. Ramsay, M. Hoffman, and G. Gregorek, "Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States)1995.
- [47] H.-Y. Xu, C.-L. Qiao, H.-Q. Yang, and Z.-Y. Ye, "Delayed detached eddy simulation of the wind turbine airfoil S809 for angles of attack up to 90 degrees," *Energy*, vol. 118, pp. 1090-1109, 2017.
- [48] C. Butterfield, W. Musial, and D. Simms, "Combined Experiment Phase 1. Final report," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States)1992.
- [49] A. Merabet and B. Necib, "Characterisation of wings with NACA 0012 airfoils," Mechanical Engineering Department, Laboratory of Mechanics, Mentouri University– Constantine 25000–Algeria, 2003.

Abstract

In this study the idea of huge humped flipper morphology is used to control the flow over airfoil, by implementing waves on airfoil and its effect on lift and drag coefficient and delay in stall by using numerical method is investigated. To achieve this goal, the flow around airfoil S809 is simulated by using Spalart–Allmaras turbulent model at Reynolds number of 6.5×10^5 and different angles of attack. In the current study, three different wavy airfoils are considered. For the first one, the leading edge and the trailing edge with a fixed wave amplitude of 1.5% of chord length in the span-wise direction with 5 different wave numbers is used. For the second one, in addition to the leading edge, 4 different waves are implemented on trailing edge and the span of the airfoil in the chord-wise direction. The third wavy airfoil is a mix of the first and second mentioned airfoils. By considering the obtained results the most optimized results after the post stall angle occur in first type of wavy airfoil, S10LT15C00 and second type of S10LT15C06. The surface pressure distribution and the structure of flow over wavy airfoil is very different with regarding to the standard model for the post stall angles. For the standard airfoil the flow was separated from airfoil and it encounters sever decrease in the lift coefficient and an increasing in drag coefficient which results in a stall. In wavy airfoil S809 in comparison with standard airfoil, the lift coefficient increases and then decrease with a smooth slope. Also the drag coefficient decreases which results in an increase in performance. Due to the result, the flow over the wavy airfoil leading edge at the post stall angle of attack remains attached to the body and the stall is delayed.

Keywords: wavy airfoil, flow control, stall, flow separation



Faculty of Mechanical and Mechatronics Engineering

M.Sc. Thesis in Aerodynamics Engineering

**Three Dimensional Numerical Investigation of the Effect of
Wavy Wing with Specific Section on Aerodynamic
Characteristics**

**By
Rasool Hasani**

**Supervisor
Dr. Ali Khaleghi
Eng. Ahmad madadi**

January 2018