

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مکانیک

پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مکانیک، آبرودینامیک

بررسی تاثیر مشخصه‌های موج در شرایط معین بر روی پدیده اثر زمین در خلیج فارس

نگارنده: زینب صابری

اساتید راهنما

دکتر علی خالقی

دکتر علی جباری مقدم

۱۴۰۰/۱۲

تقدیم بہ

مقدس ترین واژہ ماد لغت نامہ دلم،

مادر مہربانم کہ زندگی ام را دیویں مهر و عطوفت آن می دانم.

پدر مہربانی مشفق، بردبار و حامی.

ہمسرم کہ نشانہ لطف الہی در زندگی من است.

برادر و خواہرم ہمراہان، ہمیشگی و پشتوانہ های زندگی ام

شکر و قدردانی

شکر و سپاس خدا را که بزرگ‌ترین امید و یاور در محطه خطه زندگی است.

سپاس خدای را که هر چه دارم از او است به امید آنکه توفیق یابم جز خدمت به خلق او نکوشم.

اکنون که به یاری پروردگار و یاری و راهنمایی اساتید بزرگ موفق به پایان این رساله شده‌ام و خلیفه خود دانسته که نهایت

سپاسگزاری را از تمامی عزیزانی که در این راه به من کمک کرده‌اند را به عل آورم:

در آغاز از استادان بزرگ و دانشمندان جناب آقایان دکتر علی خالقی و دکتر علی جباری مقدم که راهنمایی این

پایان نامه را به عهده داشته‌اند کمال شکر را دارم.

از داوران گرامی جناب آقای دکتر صوری و جناب آقای دکتر نظری که زحمت داوری و تصحیح این پایان نامه را

به عهده داشتند کمال سپاس را دارم.

تعهدنامه

اینجانب زینب صابری دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی هوافضا دانشکده مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه بررسی تاثیر مشخصه های موج در شرایط معین بر روی پدیده اثر زمین در خلیج فارس تحت راهنمایی دکتر علی خالقی و دکتر علی جباری مقدم متعهد می شوم.

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

تاریخ ۱۴۰۰/۱۲/۰۹

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

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

چکیده

در این پژوهش به بررسی تأثیر مشخصه‌های موج در شرایط معین بر روی پدیده اثر زمین در خلیج فارس پرداخته شده است که ایرفویل NACA4412 در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا با سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه بر فراز امواج با طول ۱۲/۶۴ متر و ارتفاع ۱ متر مورد بررسی قرار گرفته است. برای تجزیه و تحلیل عددی چنین مسئله‌ای از جریان دو فازی برای شبیه‌سازی امواج استفاده شده است و شرط مرزی سرعت ورودی برای امواج در نظر گرفته شده است. جریان سیال روی ایرفویل بر فراز سطح آب موج دار، به صورت عددی توسط یک حل‌کننده دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی شده است. معادلات تراکم ناپذیر دوبعدی با استفاده از روش حجم محدود و مدل توربولانسی $k-\omega$ SST حل شده است. نتایج حاکی از آن است که به دلیل موجی شکل بودن سطح دریا، تغییرات فشار در زیر ایرفویل متناسب با تغییر ارتفاع در موج به وجود آمده که به دنبال آن ضرایب آئرو دینامیکی که ناشی از تغییرات فشار هستند نیز تغییر کرده و نوسانات ضرایب به صورت نمودارها موجی شکل اعمال شده، درآمده‌اند. به دلیل تشکیل یک گذرگاه همگرا-واگرا بین ایرفویل و سطح موج آب دریا که باعث تغییر فشار شده است، تغییرات در نیروهای آئرو دینامیکی رخ داده است. نمودارهای مربوط به ضرایب برآ و ضرایب پسا و ضرایب گشتاور به دلیل وجود گذرگاه همگرا-واگرا به صورت مجموعه‌ای از نوسانات بوده و در محدوده زاویه حمله ۰ تا ۴ درجه با افزایش زاویه حمله نیروی برآ و پسا افزایش یافته و همچنین با افزایش زاویه حمله ضریب گشتاور کاهش و شدت نوسانات افزایش یافته است.

کلمات کلیدی: مشخصه‌های موج؛ اثر زمین؛ تراکم ناپذیر؛ جریان ناپایا.

پیش گفتار

بررسی و مدل سازی مسائل سیالاتی و حل آن با روش شبیه سازی کامپیوتری از نوین ترین روش ها برای پژوهش های مربوط به حوزه مکانیک سیالات است. جریان های آبی از ماهیت پیچیده ای برخوردار بوده که حل تحلیلی معادلات پیچیده حاکم بر آن ها دشوار بوده است و در این صورت روش دینامیک سیالات محاسباتی ابزار مناسبی برای حل این جریان ها بوده است.

بررسی پارامترهای آئرو دینامیکی یکی از ویژگی های بررسی مسائل سیالاتی است که به روش های تجربی و عددی مورد بررسی قرار می گیرد. در این پژوهش به تحلیل پارامترهای آئرو دینامیکی در نزدیکی سطح آب دریا با استفاده از روابطی تحلیلی برای پدیده اثر زمین پرداخته شده است و امواج آب دریا در ناحیه مورد نظر مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت این تحقیق با روش دینامیک سیالات محاسباتی بررسی شده است و محدوده اعتبار این کار بر حسب زاویه حمله و نوع مقطع برای ایرفویل انتخابی مورد بررسی قرار گرفته است.

در این کار تحقیقاتی خروجی های نرم افزار شبیه سازی قید شده است و تأثیرات پدیده اثر زمین بر روی ضرایب آئرو دینامیکی بررسی گردیده است و سرانجام در فصل آخر تجزیه و تحلیل نهایی ذکر گردیده است.

فهرست مطالب

ی	فهرست جداول
ک	فهرست اشکال
۱	فصل اول: مقدمه
۲	۱-۱- مقدمه.....
۵	۲-۱-پیشینه تحقیق.....
۱۵	فصل دوم: هندسه تحقیق
۱۶	۱-۲- مقدمه.....
۱۷	۲-۲-اهمیت انجام پژوهش.....
۱۸	۳-۲-اهداف پژوهش.....
۱۸	۴-۲-فرضیات پژوهش.....
۱۹	۵-۲- نمونه های تحقیقاتی.....
۲۳	۶-۲- مورد مطالعاتی.....
۲۷	۲-۶-۲- فورس دریایی.....
۲۹	۷-۲- شرح شرایط موجود در مسئله.....
۲۹	۸-۲-تولید موج عددی.....
۳۱	فصل سوم: معادلات حاکم
۳۲	۱-۳- مقدمه.....
۳۳	۲-۳- شیب منحنی نیروی برآ.....

۳۳.....	۳-۲-۱- شیب منحنی برآ
۳۴.....	۳-۲-۲- حداکثر نسبت برآ به پسا
۳۵.....	۳-۲-۳- حداقل ضریب پسا
۳۶.....	۳-۲-۴- ضریب فشار پایه
۳۶.....	۳-۲-۵- ضرایب برآ و پسا
۳۷.....	۳-۳ ابعاد مشخصه Swb و Sb ، $Cmac$
۳۸.....	۳-۳-۱- ضریب اصطکاک پوستی معادل
۳۹.....	۳-۳-۲- روابط ساده برای $CD, 0$ بر اساس آزمایش
۴۰.....	۳-۳-۳- تخمین حداکثر نسبت نیروی برآ به پسا
۴۱.....	۳-۴- تقریب های مختلف هارمونیک
۴۲.....	۳-۴-۱- محاسبه پارامترهای تقریب
۴۴.....	۳-۵- تأثیرات اثر زمین بر روی نسبت برآ به پسا
۴۵.....	۳-۶- اختلاف فشار
۴۶.....	۳-۷- تئوری ایرفویل در حالت ناپایا
۴۸.....	۳-۷-۱- جریان فراوزش مطلق
۴۸.....	۳-۸- تئوری موج
۵۱	فصل چهارم: حل اعتبار سنجی
۵۲.....	۴-۱- آئرو دینامیک یک ایرفویل تحت اثر زمین
۵۲.....	۴-۲- روش عددی و اعتبار سنجی
۵۲.....	۴-۲-۱- مدل فیزیکی
۵۳.....	۴-۲-۲- روش عددی
۵۴.....	۴-۲-۳- اعتبار سنجی روش عددی

۵۷.....	۳-۴- نتایج و بحث
۵۷.....	۳-۴-۱- خصوصیات نیروی برآ
۶۸.....	۳-۳-۴- زاویه حمله منفی
۷۲.....	۴-۴- نتیجه گیری
۷۵	فصل پنجم: نتایج
۷۶.....	۱-۵- توضیحات مسئله
۷۶.....	۵-۱-۱- مورد مطالعاتی و فورس دریایی
۷۷.....	۵-۱-۲- شرح شرایط موجود در مسئله
۷۷.....	۵-۱-۳- دامنه محاسباتی
۷۸.....	۵-۱-۴- تولید موج عددی
۷۹.....	۵-۲- روش عددی
۷۹.....	۵-۲-۱- مدل فیزیکی
۸۰.....	۵-۲-۲- معادلات حاکم و طرح عددی
۸۱.....	۵-۳- نتایج و بحث
۱۰۳.....	۵-۴- نتیجه گیری
۱۰۴.....	۵-۵- پیشنهادات
۱۰۵	پیوست
۱۲۱	مراجع

فهرست جداول

- جدول ۲- ۱- اطلاعات ایستگاه‌های انتخاب شده [50] ۲۴
- جدول ۲- ۲- شرایط دریایی و باد در فورس‌های دریایی مختلف [46] ۲۸
- جدول ۴- ۱- ارزیابی استقلال شبکه از راه‌حل محاسبه شده [27] ۵۵

فهرست اشکال

- شکل ۲-۱- دامنه محاسباتی و طرح مش با ایرفویل RAE2822 در حالت بدون مرز [21]..... ۲۰
- شکل ۲-۲- دامنه محاسباتی و طرح مش ایرفویل RAE2822 در اثر زمین [21]..... ۲۰
- شکل ۲-۳- دامنه محاسباتی و طرح مش در اثر زمین [24]..... ۲۱
- شکل ۲-۴- دامنه محاسباتی در حالت بدون مرز [24]..... ۲۱
- شکل ۲-۵- دامنه محاسباتی در حالت بدون مرز و تحت اثر زمین [24]..... ۲۲
- شکل ۲-۶- نقشه موقعیت مکانی‌های منتخب در آبهای جنوبی ایران [48]..... ۲۴
- شکل ۲-۷- مقایسه میانگین ارتفاع موج (m) ماهانه در میان ایستگاه‌های نهایی منتخب برای ۱۰ سال [50]..... ۲۵
- شکل ۲-۸- مقایسه میانگین دوره موجهای سالانه در میان ایستگاه‌های منتخب به مدت ۱۰ سال [50]..... ۲۵
- شکل ۲-۹- مقایسه میانگین ارتفاع موج سالانه در فصول مختلف در میان ایستگاه‌های نهایی منتخب در خلیج فارس به مدت ۱۰ سال [50]..... ۲۷
- شکل ۲-۱۰- معرفی سطح صاف و سطح موج دار در هر ارتفاعی [40]..... ۲۹
- شکل ۳-۱- نتایج تقریب نیروی برآ [65]..... ۴۲
- شکل ۳-۲- نتایج تقریب نیروی پسا [65]..... ۴۲
- شکل ۳-۳- تقریب ضریب برآ ($l_0 = 0.1867, l_1 = 1.4885, l_2 = 0.1991$) [65]..... ۴۳
- شکل ۳-۴- تقریب ضریب پسا ($d_0 = 1.1657, d_1 = -1.0058, d_2 = -0.1253$) [65]..... ۴۳
- شکل ۳-۵- الف) نمودار ارتفاع موجهای ایجاد شده با باد ترکیبی، ب) نمودار موقعیت نقاط توزیع میانگین هجده ساله ارتفاع موجهای ایجاد شده با باد ترکیبی [73]..... ۴۹
- شکل ۴-۱- دامنه محاسباتی و طرح مش در اثر زمین [24]..... ۵۳
- شکل ۴-۲- دامنه محاسباتی و طرح مش در جریان بدون مرز [24]..... ۵۳
- شکل ۴-۳- توزیع ضریب فشار بر روی ایرفویل Tyrell-0.26 تحت اثر زمین [24]..... ۵۶
- شکل ۴-۴- منحنی نیروی برآ ایرفویل NACA4412 در جریان بدون مرز [24]..... ۵۶
- شکل ۴-۵- کانتور افزایش ضریب برآ ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله و ارتفاع از زمین [24]..... ۵۸
- شکل ۴-۶- مسیر همگرایی بین سطح زیرین ایرفویل NACA4412 و زمین در زاویه حمله ۸ درجه [24]..... ۵۸
- شکل ۴-۷- تغییرات ضریب برآ و افزایش ضریب برآ با ارتفاع در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه [24]..... ۶۰

- شکل ۴-۸- تغییرات ضریب برآ و افزایش ضریب برآ با ارتفاع در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۸ درجه [24] ۶۱
- شکل ۴-۹- توزیع ضریب فشار روی ایرفویل NACA4412 در ارتفاعات مختلف [24] ۶۴
- شکل ۴-۱۰- خطوط جریان در اطراف ایرفویل NACA4412 در ارتفاع از زمین ۰/۱ نسبت به وتر، جریان نامحدود (F_0, F_1, F_2) و اثر زمین (G_0, G_1, G_2) [24] ۶۵
- شکل ۴-۱۱- مسیر همگرا-واگرا بین سطح پایین ایرفویل NACA4412 و زمین در زاویه حمله ۴- درجه [24] ۶۸
- شکل ۴-۱۲- ضریب برآ و افزایش ضریب برآ با ارتفاع در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴- درجه [24] ۷۰
- شکل ۴-۱۳- توزیع ضریب فشار در ایرفویل NACA4412 در ارتفاعات مختلف در زاویه حمله ۴- درجه [24] ۷۱
- شکل ۴-۱۴- خطوط جریان در اطراف ایرفویل NACA4412 در ارتفاع از زمین ۰/۱ نسبت به وتر، جریان نامحدود (F_0, F_1, F_2) و اثر زمین (G_0, G_1, G_2) [24] ۷۲
- شکل ۵-۱- موقعیت جغرافیایی خلیج فارس [72] ۷۶
- شکل ۵-۲- مسیر همگرایی بین سطح زیرین ایرفویل NACA4412 و سطح صاف دریا در زاویه حمله ۴ درجه [24] ۷۷
- شکل ۵-۳- دامنه محاسباتی و مش مورد مطالعاتی ۷۷
- شکل ۵-۴- نمودار ضریب فشار و خطوط جریان برای ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه ... ۸۱
- شکل ۵-۵- نمودار ضریب فشار و خطوط جریان برای ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه ... ۸۱
- شکل ۵-۶- نمودار ضریب فشار و خطوط جریان برای ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه ... ۸۲
- شکل ۵-۷- نمودار ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۸۴
- شکل ۵-۸- نمودار ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۸۵
- شکل ۵-۹- نمودار ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۸۵
- شکل ۵-۱۰- نمودار ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۸۷
- شکل ۵-۱۱- نمودار ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۸۸

شکل ۵- ۱۲- نمودار ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۸۸

شکل ۵- ۱۳- نمودار ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۰

شکل ۵- ۱۴- نمودار ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۱

شکل ۵- ۱۵- نمودار ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۱

شکل ۵- ۱۶- نمودار اختلاف ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۴

شکل ۵- ۱۷- نمودار اختلاف ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۴

شکل ۵- ۱۸- نمودار اختلاف ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۵

شکل ۵- ۱۹- نمودار اختلاف ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۷

شکل ۵- ۲۰- نمودار اختلاف ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۷

شکل ۵- ۲۱- نمودار اختلاف ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۹۸

شکل ۵- ۲۲- نمودار اختلاف ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۱۰۰

شکل ۵- ۲۳- نمودار اختلاف ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۱۰۰

شکل ۵- ۲۴- نمودار اختلاف ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه ۱۰۱

شکل پ- ۱- ورود مش در نرم افزار فلوئنت ۱۰۵

شکل پ- ۲- چک کردن مش ۱۰۵

شکل پ- ۳- اعمال جریان گذرا ۱۰۶

شکل پ- ۴- اعمال شرایط عملکردی ۱۰۶

- شکل پ- ۵- اعمال جریان دو فازی ۱۰۷
- شکل پ- ۶- اعمال مدل توربولانسی ۱۰۷
- شکل پ- ۷- ورود فازهای کاربردی در شبیه‌سازی ۱۰۸
- شکل پ- ۸- معرفی فازهای ورودی کاربردی در شبیه‌سازی ۱۰۸
- شکل پ- ۹- معرفی فازهای ورودی کاربردی در شبیه‌سازی ۱۰۹
- شکل پ- ۱۰- تعیین کشش سطحی آب و هوا در نرم افزار فلوئنت ۱۰۹
- شکل پ- ۱۱- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج ۱۱۰
- شکل پ- ۱۲- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج ۱۱۰
- شکل پ- ۱۳- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج ۱۱۱
- شکل پ- ۱۴- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج ۱۱۱
- شکل پ- ۱۵- تعیین مقدار مرجع در نرم افزار فلوئنت ۱۱۲
- شکل پ- ۱۶- تعیین الگوریتم مورد نظر ۱۱۲
- شکل پ- ۱۷- معرفی ضریب پسا روی سطح بالایی و پایینی برای نرم افزار فلوئنت ۱۱۳
- شکل پ- ۱۸- معرفی ضریب پسا روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت ۱۱۳
- شکل پ- ۱۹- معرفی ضریب برآ روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت ۱۱۴
- شکل پ- ۲۰- معرفی ضریب برآ روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت ۱۱۴
- شکل پ- ۲۱- معرفی ضریب گشتاور روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت ۱۱۵
- شکل پ- ۲۲- معرفی ضریب گشتاور روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت ۱۱۵
- شکل پ- ۲۳- تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار فلوئنت ۱۱۶
- شکل پ- ۲۴- تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار فلوئنت ۱۱۶
- شکل پ- ۲۵- تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار فلوئنت ۱۱۷
- شکل پ- ۲۶- تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار فلوئنت ۱۱۷
- شکل پ- ۲۷- مقدار دهی اولیه شرایط اولیه اعمال شده ۱۱۷
- شکل پ- ۲۸- مقدار دهی اولیه شرایط اولیه اعمال شده ۱۱۸
- شکل پ- ۲۹- patch کردن مقدار دهی اولیه برای شرایط اولیه ۱۱۸
- شکل پ- ۳۰- patch کردن مقدار دهی اولیه برای شرایط اولیه ۱۱۸
- شکل پ- ۳۱- اجرا محاسبات ۱۱۹
- شکل پ- ۳۲- تنظیم y plus ۱۱۹
- شکل پ- ۳۳- تنظیم y plus ۱۲۰
- شکل پ- ۳۴- تنظیم y plus ۱۲۰
- شکل پ- ۳۵- بررسی تعداد تکرارها و residual ها ۱۲۰

فصل اول: مقدمه

۱-۱- مقدمه

جریان هوا در اطراف هواپیما به دلیل اثر زمین^۱ به عنوان مثال هنگام برخاستن و فرود هواپیما مجبور می‌شود موازی با زمین باشد. بر همین اساس ساختار جریان در اطراف هواپیماها و نیروهای آئرو دینامیکی در اثر زمین با هواپیماهای بدون اثر زمین تفاوت بسزایی دارد [1]. هنگامی که یک سطح برآزا به زمین نزدیک تر می‌شود، جریان هوا بین سطح برآزا و زمین مجبور می‌شود موازی با زمین باشد. تحت این شرایط، فیزیک جریان و آئرو دینامیک جسم پرنده از اجسام پرنده‌ای که در جریان بدون مرز^۲ هستند متفاوت می‌باشد این پدیده به عنوان اثر زمین شناخته می‌شود.

در هواپیماهایی که در نزدیکی سطح زمین پرواز می‌کنند این پدیده اثر بسزایی بر روی عملکرد آنها دارد و با افزایش ارتفاع، این اثر بر روی وسیله پرنده کاهش می‌یابد. به طور معمول، یک ایرفویل یا بال هنگام نزدیک شدن به زمین در زاویه حمله‌های متوسط، نیروی برآ^۳ بالاتری را ایجاد می‌کند [2].

بعد از تحقق پرواز در اوایل قرن بیستم، تحقیقات گسترده‌ای در مورد اثر زمین شروع شد تا به پیشگامان پرواز کمک کند تا این پدیده‌ای را که باعث افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا^۴ در هنگام پرواز در نزدیکی زمین می‌شود، بشناسند. بعد از گذشت زمان، مشخص شده است که پرواز در نزدیکی زمین، تأثیرات زیادی بر شرایط پرواز و نیروهای وارد بر بال دارد. این تأثیرات شامل افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسای القایی، افزایش شیب منحنی نیروی برآ، کاهش در فراوش^۵ و فرووش^۶ هستند که منجر به زاویه حمله‌ی القایی پایین (بنابراین کاهش نیروی برآ و نیروی پسا داریم) و افزایش سرعت در جهت دهانه یا در طرف تحت فشار بال می‌شوند [3].

برای این تأثیرات که در نهایت منجر به افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا شده‌اند، چندین مدل

^۱ Ground effect

^۲ Unbounded flow

^۳ lift

^۴ drag

^۵ upwash

^۶ downwash

که تخمین تأثیر پدیده اثر زمین را بیان کرده‌اند، ارائه داده‌اند اما تحقیقات بسیار اندکی در تأثیر پدیده اثر زمین روی نیروهای اعمال شده روی یک بال انجام شده است [3].

بال‌های در مجاورت سطح زمین باعث کاهش فراوزش، فرووزش و گردابه‌های نوک بال می‌شوند که باعث افزایش نیروی برآ و گشتاور پیچشی^۱ و کاهش نیروی پسای القایی می‌شوند [4].

هنگامی که یک هواپیمای معمولی در نزدیکی سطح، پرواز می‌کند، معمولاً دچار نیروی پسای زیاد و مصرف سوخت زیاد می‌شود که این باعث می‌شود هواپیماهای معمولی برای پرواز تحت اثر زمین^۲ مناسب نباشند. با این حال، دلیل از دست دادن بازده این است که هواپیماهای معمولی برای فشار و چگالی بالا در ارتفاع کم طراحی نشده‌اند که آن‌ها را از هدف طراحی دور می‌کند، از این رو نسبت نیروی برآ به نیروی پسای تقریباً کمی دارد. در ضمن، چگالی و فشار بیشتر نیز باعث مصرف بیشتر سوخت^۳ و رانش^۴ بیشتر می‌شود. با این حال، اگر یک پیکربندی مناسب به طور خاص در مورد پرواز در نزدیکی سطح و اثر زمین را مورد هدف قرار دهیم، ممکن است ویژگی بهتری کسب کنیم. در سال‌های اخیر، چند مفهوم هواپیماهای تحت اثر زمین با سرعت بالا مطرح شده است [5].

زمین باعث تغییر جریان هوا در اطراف بال می‌شود و باعث افزایش نیروی برآ و کاهش در نیروی پسای القایی بال می‌شود. هواپیمای تحت اثر زمین نسبت به سایر هواپیماهای معمولی کارآمدتر است و از فاصله برخاستن نسبتاً کوتاهی برخوردار است [6].

اثر زمین، یک پدیده مهم است زیرا این پدیده (در هنگام برخاست و فرود)، هواپیماهای مربوط به عملیات دریایی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. در مطالعات اخیر هواپیماهای با بال متحرک تحت اثر بال متحرک در زمین^۵ در صنعت هوافضا به دلیل وقوع زود هنگام خفگی^۶ جریان خارجی در هواپیماهای

^۱ Pitching moment

^۲ GEV (Ground effect vehicle)

^۳ SFC (specific fuel consumption)

^۴ bouyancy

^۵ MWIG (moving wing in ground effect)

^۶ choking

مادون صوت^۱ در اثر زمین، مورد توجه قرار می گیرند. می توان اظهار داشت انسداد^۲ لایه مرزی در هر دو طرف کانال (زمین و بال متحرک) و وتر^۳ بر اثر زمین غالب است [7].

برای جلوگیری از برخورد با ساختمان ها و تپه ها، هواپیماهای تحت اثر زمین معمولاً بر فراز دریاچه ها، رودخانه ها و اقیانوس ها (به دلیل وزش باد و سایر اختلالات، برای مثال موج هایی که در سطح آب وجود دارد) سفر می کنند. آئرو دینامیک یک هواپیمای تحت اثر زمین که بر فراز یک سطح موج دار پرواز می کند با سطح صاف تفاوت دارد زیرا سطح موج دار باعث تغییر ماهیت جریان هوا در اطراف هواپیمای تحت اثر زمین می شود. با این حال اکثر مطالعات آئرو دینامیکی اثر زمین، بر روی ایرفویل دوبعدی یا بال های سه بعدی که بر فراز زمین صاف پرواز می کنند، تمرکز دارند [8].

برای مطالعه آئرو دینامیک اثر زمین در نزدیکی زمین مسطح، سه روش وجود دارد که برای شبیه سازی اثر زمین استفاده می شود: روش تصویر [9]، روش زمین ثابت و روش زمین در حال حرکت [10]. علت اصلی تولید نیروی برآ، اختلاف فشار بین بالا و پایین بال هواپیما است. این اختلاف فشار همچنین باعث می شود که هوا از پایین بال به سمت بالای آن حرکت کند و در نتیجه گردابه هایی را در نوک بال تشکیل می دهد. تولید این گردابه ها باعث افزایش نوعی از نیروی پسا به نام نیروی پسای القایی می شود. حال اگر هواپیما در نزدیکی سطح زمین باشد، گردابه ها به خاطر حضور زمین به طور کامل تشکیل نمی شوند و در نتیجه نیروی پسا کاهش پیدا می کند که در این صورت ضرایب آئرو دینامیکی تغییر می کند. به دلیل افزایش نیروی برآ به نیروی پسا هنگام وجود اثر زمین، ممکن است که هواپیمای تحت اثر زمین در مقایسه با هواپیماهای معمولی اقتصادی باشند. هواپیماهای تحت اثر زمین دارای کاربردهای زیر است: (الف) در مواردی که پهنای قابل توجهی از عملیات در سطح آب وجود دارد. (ب) در صورت وجود پایگاه های عملیاتی ناکافی هواپیما برای پشتیبانی از عملیات هواپیمایی (ج) در جاهایی

^۱ subsonic

^۲ blockage

^۳ chord

که سواحل یا امکانات تخلیه بندری ساده برای انجام عملیات وجود دارد. یک هواپیمای تحت اثر زمین باید از تجهیزات دریایی لازم برای پرواز در بالای دریا‌های موج بهره‌مند باشد. آئرویدینامیک و هیدرودینامیک هواپیما هنگام کار با امواج برای تجزیه و تحلیل تا حدودی پیچیده هستند [11]. رفتار موج در دریا در بررسی اثر زمین، روش‌های عددی و تجربی را به چالش می‌کشد. یک روش ساده در زمینه مهندسی دریایی برای شبیه‌سازی موج، استفاده از موج خطی (موج کسینوسی) به عنوان جایگزین است [12]. با این حال، تعداد کمی از گزارش‌های منتشر شده را می‌توان برای سطح آب موج دار یافت. عقیده بر این است که وقتی هواپیماهای تحت اثر زمین تقریباً به سمت آب پرواز می‌کنند آئرویدینامیک و هیدرودینامیک آن‌ها تا حدودی تجزیه و تحلیل پیچیده‌ای دارند که بر اساس آن بسیاری از محققان دیگر از دیواره صاف، دیوار موج دار یا زمین موج دار به عنوان جایگزین برای بررسی اثر زمین بر روی سطح آب موج دار استفاده می‌کنند [13].

۱-۲- پیشینه تحقیق

رابرتس^۱ و همکاران [14] در پژوهش خود برای مطالعه اثر زمین بر فراز زمین ثابت با استفاده از آزمایشات در تونل باد، افزایش شدید ضخامت لایه مرزی و شیب فشار منفی را مشاهده کردند که این امر به کاهش جریان در زیر لبه حمله ایرفویل نسبت داده شده است، همچنین بیان شده است که تشکیل حباب جدایش جریان لایه مرزی منجر به تأخیر انداختن استال برای فاصله‌های تقریباً کم از سطح زمین شده است.

کومار^۲ و گروه تحقیقاتی وی [15] مطالعات عددی مفصلی از طریق پروژه‌های مختلف (۲۰۰۸-۲۰۱۶) که در آن جریان ورودی از بال‌های ثابت و متحرک عبور کرده است و امکان خفگی جریان خارجی به

^۱ Roberts

^۲ Kumar

دلیل وجود انسداد لایه مرزی در هر دو طرف جریان حول ایرفویل وجود داشته است، انجام داده‌اند. آن‌ها دریافتند که اثر زمین تحت، کاهش در فشار سیال که منجر به دستیابی به یک فشار مطلوب برای جریان خفه شده می‌شود را فراهم آورده‌است.

این اثر نه تنها در هواپیماهای معمولی، بلکه در وسایل نقلیه مخصوص طراحی شده برای پرواز نزدیک به زمین مورد استفاده قرار گرفته است.

چابالکو و بالاچاندران^۱ [16] ضرایب آئرو دینامیکی بین ایرفویل‌های متعدد در یک پیکربندی را مورد مطالعه قرار دادند. روند چرخه برای تغییرات ضریب برآ نسبت به زمین موج دار مشابه روندهای مشاهده شده در زمین صاف است. ضریب برآ در هواپیماهای در حال پرواز بر فراز یک سطح موج دار، حاوی هارمونیک فرکانس است که در آن ایرفویل‌ها از امواج زمین عبور کرده‌اند. در این تحقیق، زمین از موج سینوسی تشکیل شده است.

$$g(x) = a * \sin(2\pi \lambda_w x) \quad (1-1)$$

موج سینوسی بیان شده طبق فرمول ارائه شده معرف نقاطی است که λ_w (طول موج) برابر با $2c$ و a (ارتفاع موج) برابر $0.15c$ است.

یانگ^۲ و همکاران [17] به دلیل محدودیت آزمایش تونل باد در شبیه‌سازی زمین موج دار از روش دینامیک سیالات محاسباتی^۳ در مطالعات خود استفاده کردند. راه‌حل‌های عددی از جمله مش در این تحقیق ایجاد و با هدف مقایسه اثر زمین موج دار بر روی هواپیماهای تحت اثر زمین مقایسه شده‌اند. نیروهای آئرو دینامیکی، زمانی که هواپیما تحت اثر زمین بر فراز زمین به شکل کسینوسی پرواز کرده است، به صورت دوره‌ای از صفر ثانیه تا ۱ ثانیه، تغییر کرده‌اند. هواپیما شیب نزولی را تجربه کرده است. از یک طرف، زاویه حمله مؤثر به دلیل اختلال در زمین موج دار در حال افزایش است، از طرف دیگر، یک

^۱ Chabalko, Balachandran

^۲ Wei Yang

^۳ CFD (Computational Fluid Dynamic)

منطقه همگرا بین هوا و زمین شکل گرفته، اثر فشار در زیر بال افزایش یافته و نیروی برآ در حال افزایش است. از ۱ ثانیه تا ۱/۲ ثانیه، هواپیما شیب صعودی را تجربه کرده است. با کاهش زاویه حمله و اثر فشار، نیروی برآ رو به کاهش است. ویژگی دیگر این است که حداکثر نیروی برآ با حداقل نیروی پسا در دوره مطابقت دارد. برای بال‌های دهانه محدود، گردابه‌های نوک بال، جریان فروروزشی را ایجاد کرده‌اند که جریان هوا را متلاطم کرده است. جریان بالادست که توسط زمین موج ایجاد شده است، هنگامی که هواپیما تحت اثر زمین، طی یک شیب رو به پایین حرکت کرده است، زاویه فروروزش را کاهش داده‌است. براین اساس، نیروی پسای کلی در حال کاهش است. در این حالت به بررسی ایرفویل تحت زمین موج با ارتفاع $h/c=0.3$ و ارتفاع موج $A/c=0.05$ و طول موج $\lambda/c=2.3$ پرداخته شده است.

در کارهای تحقیقاتی [18] انجام شده بر روی اکرانوپلان‌ها^۱ (به عنوان وسایل نقلیه تحت اثر زمین شناخته می‌شوند) فرض شده است که مشخصه ارتفاع، مستقل از شرایط پرواز است، عمدتاً به این دلیل که این وسایل نقلیه با تغییر نسبتاً کمی از ارتفاع نزدیک به زمین پرواز می‌کنند.

در طول پرواز، یک مسیر پرواز همگن برای کل پکت پروازی تشریح می‌شود. در مقابل، برای هواپیماهایی که در نزدیکی زمین پرواز می‌کنند، عمدتاً در هنگام برخاستن و فرود آمدن و برای مدت زمان کوتاهی که تغییرات سریع ارتفاع را توصیف می‌کند، نشان داده می‌شود که مشخصه بی‌بعد ارتفاع با نقاط خاصی از مسیر پرواز ارتباط دارد [19].

امین زاده و خیاطیان [20] به بررسی یک چارچوب اساسی برای تجزیه و تحلیل اثر زمین در حضور اختلال‌های ایجاد شده پرداخته‌اند، برای تحقق این هدف، ضرایب برآ و گشتاور یک هواپیمای تحت اثر زمین با توجه به موج و ارتفاع آن به صورت تحلیلی محاسبه شده و زمان دینامیکی متفاوت برای وسیله پرنده به دست آمده‌است. در این مورد طول موج و ارتفاع موج‌های مورد آزمایش به صورت روابط (۱-۲) و (۳-۱) تعریف شده‌اند.

^۱ ekranoplans

$$(۲-۱) \quad a_w(m)=0.1, 0.15, 0.2, 0.25, 0.3, 0.35, 0.4, 0.45, 0.5, 0.55, 0.6 \quad (\text{ارتفاع موج})$$

$$(۳-۱) \quad L_w(m)= 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30 \quad (\text{طول موج})$$

گائو^۱ و همکارانش [21] به مطالعه آئرویدینامیک و فیزیک جریان یک ایرفویل معمولی ترانسونیک RAE2822 در زاویه حمله از ۰ تا ۴ درجه پرداخته‌اند که در این حالت یک سطح موج دار با عدد ماخ از ۰/۵ تا ۰/۸ و با تغییر در ارتفاع از سطح زمین مورد بررسی قرار گرفته است. زمین موج دار مورد استفاده در این شبیه‌سازی دارای دامنه نوسان ۰/۱۲۵ متر و طول موج ۵ متر است. سه ارتفاع از سطح زمین نسبت به وتر ۰/۵، ۰/۷۵ و ۱، در این شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است.

اخیراً، کین^۲ و همکاران [22] نیروهای آئرویدینامیکی پیکربندی یک جسم پرنده در اثر زمین را به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها دریافتند که کاهش ارتفاع از سطح زمین باعث افزایش نیروی برآ به دلیل تغییر در توزیع فشار باد، فشار سطح و تشکیل گردابه‌های لبه حمله است.

کو^۳ و همکاران [23] به صورت عددی، جریان گذرنده از یک بال مستطیل شکل با مقطع ایرفویل NACA4412 در اثر زمین را شبیه‌سازی کرده‌اند. آن‌ها به این نتیجه رسیده‌اند که گردابه‌های نزدیک بال به علت اثر آینه‌ای زمین به سمت خارج در امتداد جهت دهانه حرکت کرده‌اند.

کو و همکاران [24] فیزیک جریان و آئرویدینامیک یک ایرفویل NACA4412 در پدیده اثر زمین برای طیف گسترده‌ای از زاویه حمله ۴- تا ۲۰ درجه را توسط شبیه‌سازی عددی بررسی کرده‌اند. برای زاویه حمله کم تا متوسط، هنگامی که ارتفاع پروازی کاهش یافته است، جریان هوا در معابر همگرا بین سطح زیرین ایرفویل و زمین مسدود^۴ شده و در نتیجه فشار به سطح پایین ایرفویل وارد شده است. زاویه حمله موثر کاهش یافته که منجر به افزایش فشار روی سطح بالایی ایرفویل شده است. برای زاویه حمله

^۱ Gao

^۲ Qin

^۳ Qu

^۴ blocked

بالا، هنگامی که ارتفاع پروازی کاهش یافته، شیب فشار منفی در طول جهت وتر افزایش یافته است و در نتیجه باعث شده منطقه بزرگ‌تر جریان جدا شود. علاوه بر این، برای ایجاد نیروی برآ منفی، جریان هوا در جریان همگرا-واگرایی بین سطح پایین ایرفویل و زمین به دلیل اثر ونتوری شتاب یافته است و در نتیجه مکش^۱ زیادی در سطح پایین ایرفویل ایجاد شده است. تحقیقات عددی انجام شده توسط دوینگ^۲ و همکاران [25] نشان داد که شوک قوی سطح پایین ایرفویل دلیل اصلی این است که ایرفویل ترانسونیک در اثر زمین در جریان‌های ناپایا کارایی کمتری دارد.

کو^۳ و همکارانش [26]، جریان در اطراف یک هواپیما با اثر زمین در پرواز را با زاویه حمله برابر با ۳ و ۹ درجه بر روی سطح صاف و موج دار با استفاده از معادلات ناپایا ناویر-استوکس به روش میانگین گیری رینولدز^۴ و مدل اسپالارت آلماراس^۵، شبیه‌سازی و بررسی کردند. در این حالت زمین موج دار توسط معادله کسینوسی متحرک (۴-۱) ارائه شده است.

$$Y = y_0 - h + a \cos[2\pi(x - u_\infty t)/\lambda] \quad (4-1)$$

جهت پرواز در امتداد جهت منفی محور x در نظر گرفته شده است که موازی با جهت انتشار موج است. ارتفاع موج $a/c=0.05$ و طول موج در این حالت $\lambda/c=5.0$ می‌باشد و ارتفاع پروازی نسبی برای سطح موج در چهار ارتفاع $h/c=0.35, 0.6, 0.85, 1.10$ بیان شده است.

جریان ناپایا گذشته از یک ایرفویل دوبعدی که بر فراز یک سطح موج دار حرکت می‌کند با تئوری میزان نیروی برآ توسط آندو^۶ [27] بررسی شده است و با روش صفحه^۷ متحرک توسط آشپهارا و

^۱ suction

^۲ Doig

^۳ Qu

^۴ URANS

^۵ Spalart Almaras

^۶ Ando

^۷ panel

سوزوکی^۱ [28]، موریشیتا و میزوتانی^۲ [29] برای محاسبه آئرو دینامیک بال روی سطح آزاد از روش رانکین و المان دهی مرزی استفاده شده است. نتایج آن‌ها داده‌های مفیدی را برای مطالعه بنیادی تغییرات نیروی برآ ارائه داده‌اند.

آزمایش دقیق برای جریان دوبعدی بر روی ایرفویل NACA 4412 با یک زمین متحرک توسط احمد و همکاران [30] انجام شده است. آن‌ها بر روی توزیع فشار روی سطح ایرفویل، اثر مکش بر روی سطح پایین و بالا ایرفویل با توجه به ارتفاع و دلایل تغییرات نیروی پسا با مجاورت زمین متمرکز شده‌اند و دریافته‌اند که مکش قوی در زاویه حمله صفر به دلیل تشکیل یک همگرایی بین ایرفویل و زمین به نظر می‌رسد.

کارتر^۳ [31] آزمایش‌های مشابهی را در مورد ویژگی‌های آئرو دینامیکی، نسبت منطری بال با الگو و بدون الگو انجام داده است و نتایج را با تئوری اثر زمین وایزلبرگر^۴ [32] مقایسه کرده است.

هواپیماهایی که در مجاورت زمین پرواز می‌کنند می‌توانند با کاهش نیروی پسا، نیروی برآ بالاتری تولید کنند که به آن اثر زمین گفته می‌شود. بنابراین از اثر زمین برای کاهش مصرف سوخت و بهبود بهره‌وری استفاده می‌شود. همان‌طور که مستند شده، اثر زمین با استفاده از مطالعات تجربی و عددی، نظر قابل توجهی را به خود جلب کرده است [33].

جانگ^۵ و همکاران [34] به طور تجربی اثر زمین از یک بال با ایرفویل NACA6409 را با در نظر گرفتن تأثیر نسبت ابعاد و زاویه حمله بررسی کرده‌اند. آن‌ها از یک راه‌حل ردیابی دود برای تجسم جریان اطراف بال در اثر زمین استفاده کرده‌اند که نشان داده شده است که گردابه‌ها در نوک بال کاهش

^۱ Morishita, Ashihara

^۲ Mizutani, Suzuki

^۳ Carter

^۴ Wieselsberger

^۵ jung

یافته و ویک^۱ نیز کاهش یافته است و منجر به افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا شده است. با این حال، افزایش نیروی برآ در اثر زمین عمدتاً برای شرایط زاویه حمله مثبت است.

کو^۲ و همکاران [24] مکش در سطح پایین ایرفویل، به دلیل اثر ونتوری و ایجاد کانال همگرا-واگرا را با مطالعه عددی خصوصیات آئروپویسی یک ایرفویل NACA4412 در اثر زمین در عدد رینولدز بالا برای طیف گسترده‌ای از زوایای حمله نشان داده‌اند.

کو و همکاران [35] یک ایرفویل NACA4412 را به صورت عددی برای بررسی اثر زمین متحرک^۳ شبیه‌سازی کرده‌اند، نتایج نشان داده‌اند که اثر زمین متحرک را می‌توان بر اساس آئروپویسیک و فیزیک جریان به سه منطقه تقسیم کرد که بستگی به h/c از سطح زمین دارد. ناحیه ارتفاع زیاد، ناحیه ارتفاع متوسط و ناحیه ارتفاع کم که در این سه ناحیه ضرایب آئروپویسیک با توجه به تغییرات ارتفاع بررسی شده‌اند. آن‌ها دریافته‌اند که نیروی برآ در اثر زمین متحرک بزرگ‌تر از اثر زمین ثابت است. آن‌ها مفهوم کار فشرده‌سازی را برای توضیح پدیده افزایش نیروی برآ در اثر زمین متحرک ارائه داده‌اند.

به همین ترتیب، گائو^۴ [36] به صورت عددی آئروپویسیک و فیزیک جریان یک ایرفویل RAE2822 در نزدیکی زمین را انجام داد و نشان داد که شوک در سطح پایین ایرفویل به دلیل نازل همگرا-واگرا شکل گرفته است.

پارک^۵ و همکارانش [37] بهینه‌سازی‌هایی در تحلیل اثرات زمین ایجاد کردند که پایداری بیشتر و عملکرد بالاتر ایرفویل‌های اثر زمین را با NACA0015 به دست آوردند. خاطرنشان می‌شود که اکثر مطالعات موجود در رابطه با اثر زمین از سطح دیواره‌های مسطح استفاده کرده‌اند، با این حال هواپیماها

^۱ wake

^۲ Qu

^۳ DGE (Dynamic Ground Effect)

^۴ Gao

^۵ Park

عموماً از بالای دریا یا رودخانه عبور می‌کنند و بنابراین نمی‌توان سطح آب را به راحتی مانند سطح دیوار صاف در نظر گرفت. با توجه به واقعیت فوق، رفتار موج سطح آب را نمی‌توان نادیده گرفت. لی^۱ و دیون^۲ [38] به طور تجربی خصوصیات آئرو دینامیکی یک ایرفویل NACA0015 را بر فراز یک سطح موج دار مورد بررسی قرار داده‌اند و دریافته‌اند که در نیروهای آئرو دینامیکی در یک دوره موج، تغییرات تناوبی به نمایش گذاشته شده و حداکثر نیروی برآ در قله موج رخ داده است. با توجه به بررسی دشوار مونتاژ دیوار متحرک موج دار در تونل باد، تحقیقات اصلی درباره این موضوع به روش عددی انجام شده است.

ایم^۳ و چانگ^۴ [4] برای بررسی مسئله آئرو دینامیکی ایرفویل NACA0012 بر روی یک دیوار موج دار با دامنه و طول موج متغیر، از معادلات اویلر استفاده کرده‌اند و این واقعیت مشخص شده است که شدیدترین شیب منحنی‌های فاز آئرو دینامیکی در مورد کوتاه‌ترین طول موج رخ داده است. در کار ژی^۵ و همکاران [39] محاسبات عددی برای شبیه‌سازی جریان دو فازی هوا و آب انجام شده است. از روش دو فازی برای مشخص کردن سطح آب و هوا استفاده شده است که آئرو دینامیک و فیزیک جریان در اثر زمین برای یک ایرفویل NACA4412 که در مجاورت آب‌های موج دار پرواز کرده، تحلیل شده است. امواج با اجرای یک شرط مرزی ورودی سرعت^۶ که در آن مشخصه‌های موج اعمال شده است، تولید شده‌اند. در نتایج و بحث، ویژگی‌های آئرو دینامیکی در مورد سطح آب موج دار با ویژگی‌های دیوار صاف، سطح آب بدون موج و زمین موج دار آورده شده است.

^۱ Lee

^۲ Dionne

^۳ Im

^۴ Chang

^۵ Zhi

^۶ Velocity inlet

نتایج به دست آمده مرجع [39] با نتایج تجربی در مرجع [30] در مورد دیوار صاف در رینولدز

برابر با $10^5 \times 3$ مقایسه شده‌اند و سپس تحقیقات در مورد اثر زمین مواج با طول و دامنه موج متفاوت بررسی شده است که بر اساس نتایج، یک معادله تخمینی ارائه شده است.

فصل دوم: هنده تحقیق

۲-۱- مقدمه

در زمینه آئرو دینامیک تحت اثر زمین، مطالعات موجود عمدتاً روی جریان هوا، بال‌ها و هواپیماها با ارتفاع پروازی ثابت یا متغیر به تدریج تغییر می‌کند. این پدیده در هنگام عملیات برخاستن و فرود هواپیما مهم‌ترین کاربرد را دارد که با توجه به تغییر ارتفاع پروازی ضرایب آیرودینامیکی به شدت تغییر می‌کند. با توجه به خصوصیات قابل توجه میدان جریان ناپایا و نیروهای آئرو دینامیکی رخ داده در این فرآیند، آن‌ها به طور مستقیم ایمنی برخاستن و فرود را تحت تأثیر قرار می‌دهند. بنابراین مطالعه این پدیده دارای اهمیت علمی است [40].

تمام هواپیماها در هنگام برخاستن و فرود، اثر زمین را تجربه می‌کنند، اما پرواز با هواپیما نزدیک به زمین یا نزدیک به سطح آب باعث افزایش نسبت نیروی برآ به نیروی پسا می‌شود. در مقایسه با هواپیماهای معمولی، راندمان آئرو دینامیکی یک هواپیما تحت اثر زمین بیشتر است که در بهبود راندمان سوخت آن مفید است. در مقایسه با هواپیماهای معمولی، سرعت یک هواپیمای تحت اثر زمین بیشتر است. این اثر نه تنها در هواپیماهای معمولی بلکه در وسایل نقلیه مخصوص طراحی شده برای پرواز نزدیک به زمین مورد استفاده قرار می‌گیرد [26].

هواپیماهای تحت اثر زمین، وسیله حمل و نقل پرسرعت و با راندمان بالا هستند که نزدیک به سطح، پرواز می‌کنند. حداکثر سرعت کشتی‌های معمولی که روی سطح آب حرکت می‌کنند از جمله کاروان شناور و هیدرو فویل‌ها به دلیل مقاومت آب‌ها در برابر فشار آن‌ها در حدود ۱۲۰ کیلومتر در ساعت است. با این حال، سرعت هواپیماهای تحت اثر زمین که از طریق نیروی برآ پرواز می‌کنند، به ۵۵۰ کیلومتر در ساعت می‌رسد. از دیگر مزیت‌های هواپیماهای تحت اثر زمین، ویژگی‌های هواپیماهای دوزیست^۱ و موقعیت آن‌ها برای برخاستن و فرود در هر سطح صاف مانند زمین، آب، برف و یخ است. با توجه به این مزایا، هواپیماهای تحت اثر زمین با سرعت بالاتر از هواپیما معمولی به وسیله‌ای برای حمل و نقل جذاب

^۱ amphibous

و بالقوه تبدیل می‌شوند [5]. در تحقیقات آزمایشگاهی فقط چند نوع هواپیما اثر زمین وجود دارد. هواپیمای برقی، هواپیما تفریحی کوچک و هواپیما بدون سرنشین^۱ در به دست آوردن نیروهای مؤثر آئرودینامیکی در اثر زمین و درک خصوصیات آئرودینامیکی بسیار مورد توجه قرار می‌گیرند [41].

هواپیماهایی که با اثر زمین طراحی می‌شوند تا با استفاده از این پدیده در نزدیکی زمین پرواز کنند، در مقایسه با یک هواپیمای معمولی از نیروی پسای کمتر، سرعت بیشتر و مصرف سوخت کمتری برخوردار هستند و سرعت کروز^۲ آن کمتر تحت تأثیر موقعیت‌های دریایی است. یک نوع هواپیمای تحت اثر زمین در مقایسه با هواپیمایی معمولی، نسبت نیروی برآ به نیروی پسای بیشتر، برد پرواز گسترده‌تر و توان حمل بار بیشتری دارد [10].

هواپیماهای مدرن از اثر زمین با پرواز در مجاورت زمین برای افزایش نیروی برآ و بازده آئرودینامیکی بیشتر استفاده می‌کنند. برای هواپیماهای معمولی در مرحله برخاستن و فرود، اثر زمین نقش مهمی دارد. با این حال برای هواپیماها، اثر زمین از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است زیرا می‌تواند راندمان آئرودینامیکی^۳ هواپیما را بهبود بخشد و در نتیجه باعث کاهش مصرف سوخت و راندمان عملیاتی بالاتر شود [40].

۲-۲- اهمیت انجام پژوهش

جریان مغشوش، در دنباله یک هواپیمای در حال پرواز بیشتر به وسیله گردابه‌های نوک بال ایجاد می‌شود. این نوع از جریان مغشوش دارای اهمیت است به دلیل اینکه گردابه‌های نوک بال بسیار آهسته از بین می‌روند و می‌توانند اثر گردشی قابل توجهی بر هواپیما داشته باشند بدین صورت که چندین بار بعد از این که به وجود آمدند با آن برخورد کنند. جریان خروجی و جریان ملخ هم می‌توانند کنترل هواپیما را

^۱ پهپاد

^۲ cruise

^۳ L / D

خطرناک سازند. این در حالی است که پدیده اثر زمین از افزایش این گردابه‌ها جلوگیری می‌کند. هر چه فاصله به زمین نزدیک‌تر شود فضای کافی برای ایجاد گردابه‌های نوک بال کاهش می‌یابد و گردابه‌ها در فواصل کم از سطح زمین کاهش می‌یابند به این ترتیب جریان مغشوش در دنباله یک هواپیما نیز کاهش می‌یابد [34].

وسیله‌های پرنده تحت اثر زمین، بازدهی بسیار بالایی دارند که به افزایش محدوده پرواز با کاهش مصرف سوخت در مقایسه با هواپیماهای مرسوم و معمول منجر می‌شوند. نسبت مقدار نیروی برآ به نیروی پسا یک معیاری برای اندازه‌گیری بازده در شرایطی است که نیروی پیشران برابر با مقدار نیروی پسا و نیروی وزن برابر با نیروی برآ در پرواز در حالت پایا است [10].

۲-۳- اهداف پژوهش

هدف اصلی این تحقیق بررسی سطح موج دار بر روی پدیده اثر زمین با استفاده از ایرفویل مورد نظر در یک فضای دوبعدی، در جهت بررسی ضرایب آئرودینامیکی تحت زاویه حمله‌های مشخص به منظور کاهش گردابه‌های تولیدی در نوک بال برای جلوگیری از افزایش جریان اغتشاشی در دنباله بال هواپیما است.

۲-۴- فرضیات پژوهش

در این زمینه برای افزایش بازدهی بال تحت شرایط اعمالی باید عملکرد ضرایب آئرودینامیکی را تحت مطالعه قرار داد که می‌توان برای این هدف و دست یابی به ضرایب آئرودینامیکی مطلوب، عوامل زیر را مدنظر گرفت. با توجه به فورس‌های دریایی موجود و تفاوت در میزان طول موج و ارتفاع موج در هر فورس، طبق سوابق به دست آمده از تحقیقات گذشته که بیان شده‌اند تاکنون طول موج‌ها و ارتفاع موج‌های مختلفی مورد بررسی قرار گرفته‌اند که در تحقیق حاضر با توجه به معادله تراز سطح موج

(تغییر مکان نسبت به سطح آب ساکن) به صورت رابطه (۱-۲) سرعت موج از روابط (۲-۲) تا (۶-۲) به دست آمده است [42].

$$\eta(x, t) = \frac{H}{2} \sin\left(\frac{2\pi}{L}x - \frac{2\pi}{T}t\right) \quad (۱-۲)$$

که در آن η تراز سطح، H ارتفاع موج، L طول موج، T پریود موج است.

$$L = \frac{gT^2}{2\pi} \tan\left(H \frac{2\pi d}{L}\right) \quad (۲-۲)$$

که در آن g ، شتاب گرانش (m/s^2) است. [43]:

$$L_0 = gT^2 / 2\pi \quad (۳-۲)$$

$$C_0 = L_0 / T \quad (۴-۲)$$

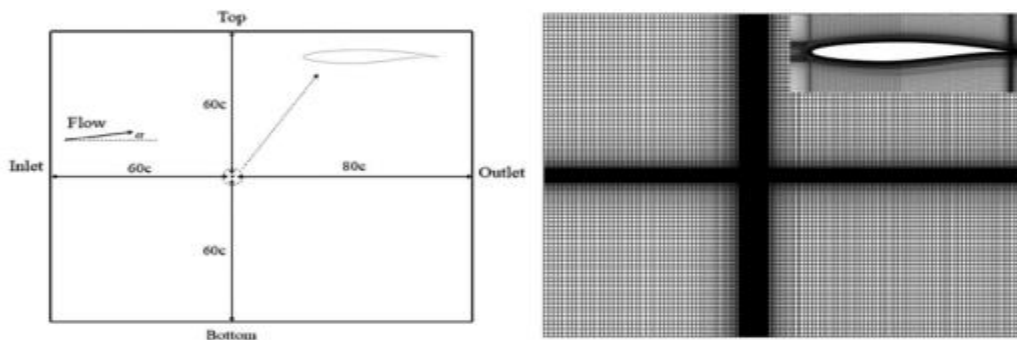
$$C_p = C_g = \sqrt{gh} \quad (۵-۲)$$

و با توجه به اطلاعات در مورد سرعت و معادله موج مربوط به امواج خلیج فارس با مراجعه به منبع [44] می‌توان به بررسی سرعت باد در سطح امواج خلیج فارس در فورس ۳، پرداخت و با توجه به آن به ارتفاع امواج و طول موج‌های مورد نظر آن دسترسی پیدا کرد و پدیده اثر زمین را در آن زمینه طبق معادلات به دست آمده بررسی کرد.

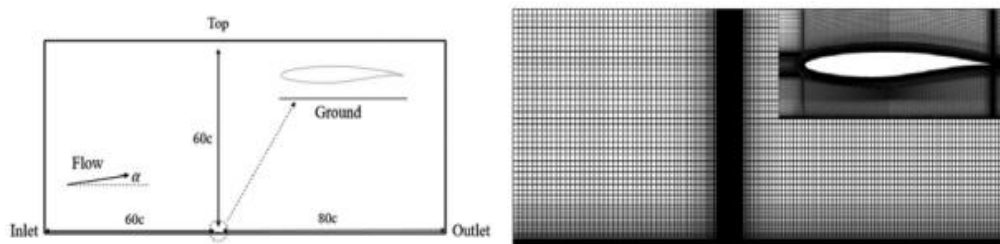
۲-۵- نمونه‌های تحقیقاتی

در زیر نمونه‌ای از کارهای مشابه محققین آورده شده است تا مورد مطالعاتی مورد نظر برحسب نتایج در دسترس از آن‌ها گزینش شود.

گائو و همکارانش [21] در پژوهش خود به مطالعه آئرو دینامیک و فیزیک جریان یک ایرفویل معمولی ترانسونیک RAE2822 پرداخته‌اند. دامنه محاسباتی و طرح مش در شکل‌های ۱-۲ و ۲-۲ آورده شده است.



شکل ۲-۱- دامنه محاسباتی و طرح مش با ایرفویل RAE2822 در حالت بدون مرز [21]



شکل ۲-۲- دامنه محاسباتی و طرح مش ایرفویل RAE2822 در اثر زمین [21]

همان طور که در شکل مشخص است در حالت جریان بدون مرز ناحیه ورودی جریان با لبه حمله ایرفویل به نسبت 60c فاصله داشته و قسمت خروجی جریان در این دامنه محاسباتی با لبه فرار ایرفویل 80c فاصله داشته و از بالا و پایین ایرفویل به نسبت 60c فاصله داده شده است در حالتی که اثر زمین وجود دارد فاصله از سطح زیرین ایرفویل بنا بر نسبت ارتفاع به وتر در این مقاله انتخاب شده است که در هر دو حالت ضرایب آئرودینامیکی به صورت نمودارهایی در شرایط متفاوت بررسی شده است.

شرایط مرزی برای حالتی که اثر زمین وجود دارد در ورودی، خروجی و مرز بالا به عنوان میدان فشار^۱ تنظیم شده است. مرز پایین شرط مرزی دیواره بدون لغزش^۲ با سرعت جریان آزاد است.

در این حالت نتایج به صورت کانتورها و نمودارهای مربوط به ضرایب آئرودینامیکی برحسب افزایش و یا کاهش ارتفاع و یا تاریخچه زمانی^۳ آورده شده است. نتایج حاصل برای ایرفویل مذکور در این پژوهش بر اساس تغییرات شوک و جدایش جریان بر روی ایرفویل و ضرایب آئرودینامیکی و تغییرات فشار بر

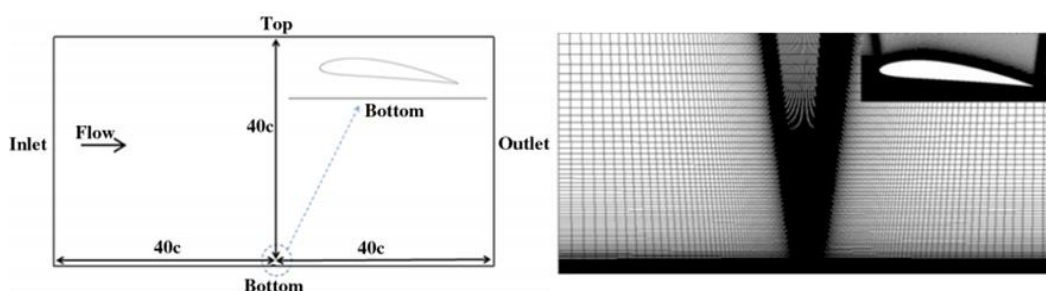
^۱ Pressure far-field

^۲ No slip

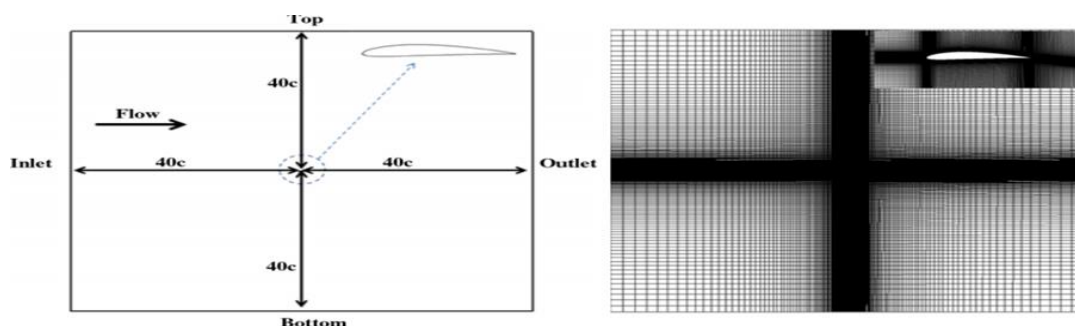
^۳ Time history

روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل بیان شده است.

کو و همکارانش [24] آئرو دینامیک و فیزیک جریان یک ایرفویل NACA4412 تحت اثر زمین در محدوده‌ای از زاویه حمله را با شبیه‌سازی عددی بررسی کرده‌اند. آن‌ها در تحقیق خود به بررسی ایرفویل NACA4412 با استفاده از معادلات میانگین گیری شده ناویر-استوکس و مدل توربولانسی $k\omega - SST$ پرداخته‌اند. دامنه محاسباتی و طرح مش مورد نظر در این شبیه‌سازی در شکل‌های ۲-۳ و ۲-۴ آورده شده است.



شکل ۲-۳- دامنه محاسباتی و طرح مش در اثر زمین [24]



شکل ۲-۴- دامنه محاسباتی در حالت بدون مرز [24]

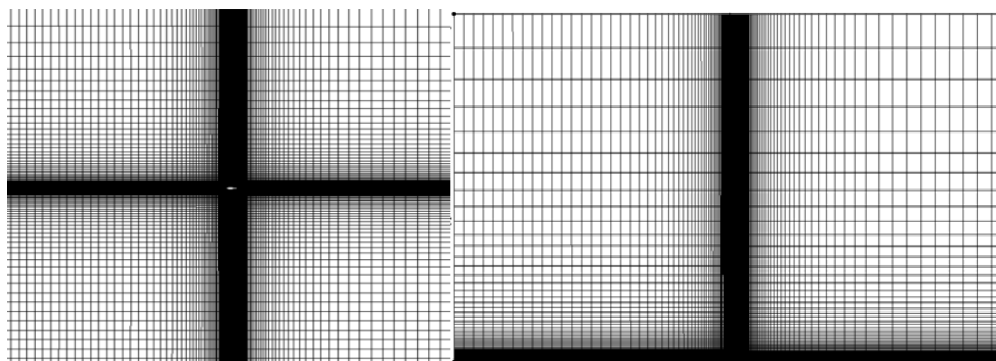
مرزهای ورودی، خروجی و بالایی و پایینی در فاصله 40c از ایرفویل قرار گرفته است و در حالت تحت اثر زمین مرز پایین بر اساس نسبت ارتفاع به طول وتر^۱ تعیین شده است. ایرفویل به عنوان یک دیواره استاتیکی بدون لغزش تنظیم شده است. برای حالت تحت اثر زمین، مرزهای ورودی، خروجی و بالایی میدان فشار هستند و مرز پایین یک دیوار متحرک بدون لغزش با سرعتی برابر با سرعت جریان آزاد است. این دامنه محاسباتی در حالت‌های مختلف تحت زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار گرفته

^۱ h/c

است. در این نمونه‌ی بیان شده برای شرایط مرزی اعمال شده بر روی دامنه محاسباتی نتایج به صورت نمودارهای ضرایب آئرو دینامیکی از چند زاویه حمله منفی و مثبت بیان شده است. نتایج حاکی از آن است که ایرفویل تحت محدوده‌ای از زاویه حمله‌ها را می‌توان بر اساس علامت مقدار افزایش نیروی برآ به سه منطقه تقسیم کرد: منطقه I با اثر زمین مثبت و منطقه II و منطقه III با اثر منفی زمین.

طبق این شرایط اعمالی دریافتند که در زاویه حمله بالا، وقتی نسبت ارتفاع به طول وتر کاهش می‌یابد، گرادیان فشار نامطلوب در امتداد جهت وتر افزایش می‌یابد و در نتیجه یک منطقه بزرگ‌تر از جریان جدا شده ایجاد می‌شود. علاوه بر این، برای زاویه حمله منفی که باعث ایجاد نیروی برآی منفی می‌شود، جریان هوا در گذرگاه همگرا و اگر بین سطح پایین و زمین به دلیل اثر ونتوری تسریع می‌شود و در نتیجه باعث مکش^۱ زیادی در سطح پایینی ایرفویل می‌شود.

ژانگ^۲ و همکارانش [45] آئرو دینامیک اثر زمین برای یک ایرفویل با فلپ گورنی^۳ را مورد بررسی قرار داده‌اند. بدین منظور، ایرفویل NACA0012 با فلپ گورنی در نظر گرفته شده است. دامنه محاسباتی مورد نظر در شکل ۲-۵ آورده شده است.



شکل ۲-۵- دامنه محاسباتی در حالت بدون مرز و تحت اثر زمین [45]

در این پژوهش تحت شرایط اعمالی برای این دامنه محاسباتی نمودارهای ضریب فشار و ضرایب نیروی برآ و نیروی پسا در زاویه حمله‌های متفاوت برای دو حالت آزمایش تونل باد و کار شبیه‌سازی شده،

^۱suction

^۲ zhang

^۳ Gurney

مقایسه شده است. نتایج به دست آمده بیانگر این است که در جریان بدون مرز با این نوع فلپ ضرایب آئرودینامیکی در حال افزایش بوده ولی در موردی که اثر زمین اعمال شده است در همان شرایط ضریب برآ افزایش و ضریب پسا کاهش یافته است.

در بین نمونه‌های تحقیقاتی بالا ایرفویل‌های مورد مطالعه RAE2822، NACA4412 و NACA0012 بوده است که بیشترین بررسی‌ها بر روی ایرفویل RAE2822 و NACA4412 بوده که در بررسی‌های انجام شده است. بین پژوهش‌های مربوط به این دو نوع ایرفویل تعداد نتایج نمودارهای حاصل از مطالعه بر روی ایرفویل NACA4412 بیشتر بوده و می‌توان این ایرفویل را به عنوان نمونه مورد مطالعه در کار حاضر حاصل انتخاب کرد.

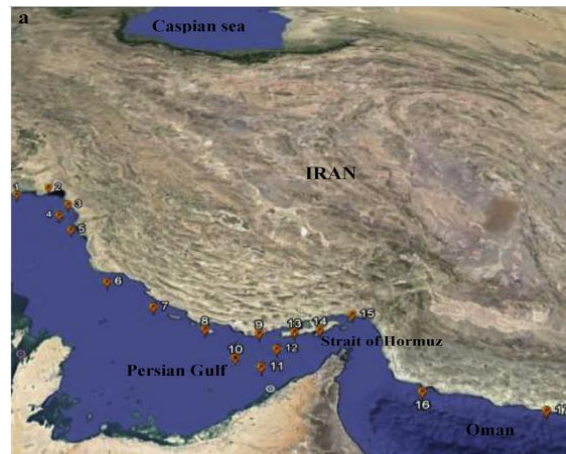
۲-۶- مورد مطالعاتی

۲-۶-۱- خصوصیات موج

منطقه در نظر گرفته شده در این مطالعه خلیج فارس است. خلیج فارس با مساحت حدود ۲۳۷,۴۷۳ کیلومترمربع پس از خلیج مکزیک و خلیج هادسون سومین خلیج بزرگ جهان است. این خلیج از دلتای رودخانه اروندرود تا تنگه هرمز واقع در بین ایران و عربستان سعودی با طول کلی ۹۸۹ کیلومتر است. عمق متوسط آن حدود ۳۵ متر و عمیق‌ترین نقطه آن در ضلع ایرانی تنگه هرمز با عمق ۱۶۵ متر قرار گرفته است. تنگه هرمز باریک‌ترین و عمیق‌ترین قسمت خلیج فارس است که این آبراه استراتژیک را به دریای عمان متصل کرده است به علاوه، جهت موج غالب در خلیج فارس از شمال غربی است که ناشی از منطقه کم‌فشار در جنوب ایران است [46].

همان‌طور که در پایین آورده شده است چندین سایت، شامل جزیره و منطقه ساحلی با عمق و فاصله متفاوت از خط ساحلی در این مطالعه انتخاب شده‌اند. اطلاعات سایت‌های منتخب شامل مختصات،

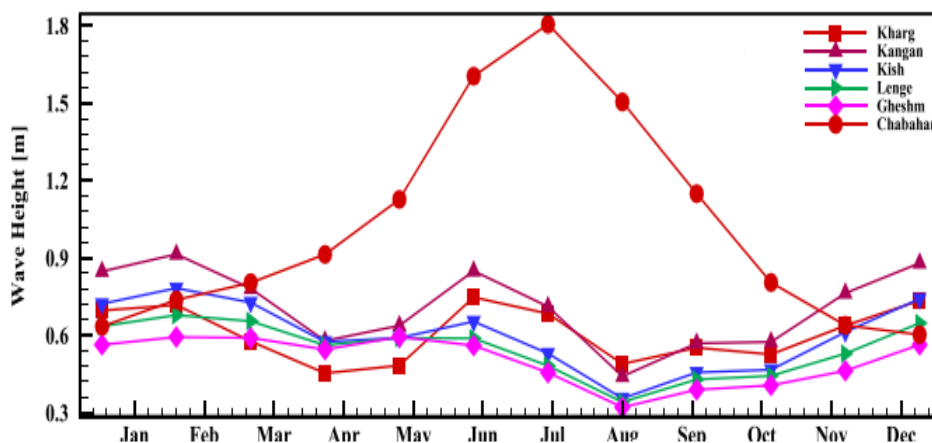
فواصل و عمق، در جدول ۱-۲ آورده شده است. لازم به ذکر است که به دلیل تمرکز جزایر با آب و هوای مشابه به‌ویژه در نزدیکی تنگه هرمز، فقط تعداد کمی از این جزایر در حال ارزیابی شدن موقعیت منطقه و سایت‌های منتخب همراه با اندازه‌گیری گرمایش هستند که در شکل ۲-۶ نشان داده شده است [47].



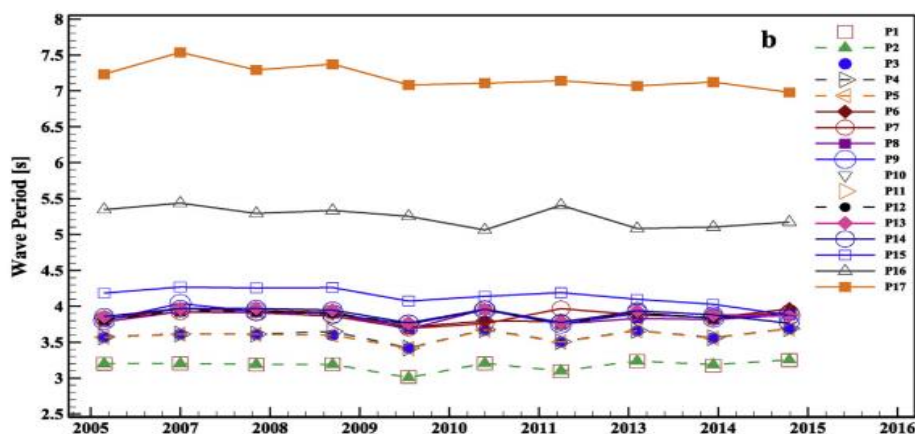
شکل ۲-۶- نقشه موقعیت مکانی‌های منتخب در آب‌های جنوبی ایران [46]
جدول ۲-۱- اطلاعات ایستگاه‌های انتخاب شده [48]

Site ID	Site position	Depth (m)	Coordinate (deg)		Distance from coastline (km)
			Lat	Long	
P1	Imam Port, Persian Gulf	<70	49.148	29.74	44
P2	Hendijan Port, Persian Gulf	<70	49.764	30.011	9
P3	Gonave Port, Persian Gulf	<70	50.391	29.492	13
P4	Kharg Island, Persian Gulf	<70	50.312	29.146	6
P5	Booshehr Port, Persian Gulf	<70	50.458	28.761	38
P6	Kangan Port, Persian Gulf	<70	51.85	27.356	56
P7	Lavan Island, Persian Gulf	<70	52.87	26.803	29
P8	Kish Island, Persian Gulf	<70	53.914	26.363	16
P9	Lenge Port, Persian Gulf	<70	54.884	26.363	19
P10	Siri Island, Persian Gulf	<70	54.521	25.868	3
P11	Abu Musa Island, Persian Gulf	<70	55.022	25.812	5
P12	Great Tunb Island, Persian Gulf	<70	55.297	26.219	3
P13	Gheshm Island, Strait of Hormoz	<70	55.506	26.460	14
P14	Hengan Island, Strait of Hormoz	<70	55.822	26.218	43
P15	Larak Island, Strait of Hormoz	<70	56.730	26.428	56
P16	Jask Port, Oman sea	<70	57.777	25.369	30

بر اساس نتایج [48]، انرژی موج در دریای عمان در تابستان به حداکثر مقدار در بندر چابهار رسیده است و در زمستان، بیشترین انرژی موج در خلیج فارس و تنگه هرمز است در واقع، پارامترهای موج در مناطق مرکزی خلیج فارس در این فصل، مقادیر بیشتری نسبت به دریای عمان داشته اند. سرانجام، بندر چابهار در دریای عمان، بندر کنگان، جزیره کیش و جزیره خارک در خلیج فارس به عنوان کانون-های انرژی موج در نظر گرفته شده‌اند و به عنوان مناسب‌ترین سیستم‌های مبدل انرژی موج برای کانون‌های انتخاب شده پیشنهاد شده‌اند. چابهار بالاترین مقادیر ارتفاع موج و انرژی را دارد که این مقادیر به دلیل وزش باد موسمی جنوب غربی به آن است. پس از بندر چابهار، بندر کنگان و جزیره خارک به ترتیب بیشترین مقادیر ویژه موج را داشته‌اند.

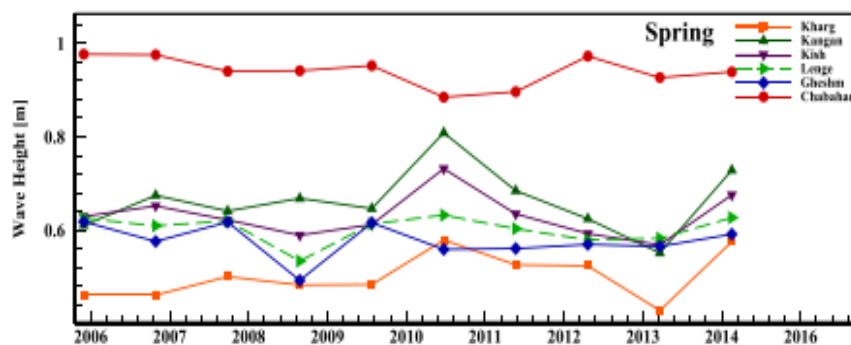


شکل ۲-۷- مقایسه میانگین ارتفاع موج (m) ماهانه در میان ایستگاه‌های نهایی منتخب برای ۱۰ سال [48]

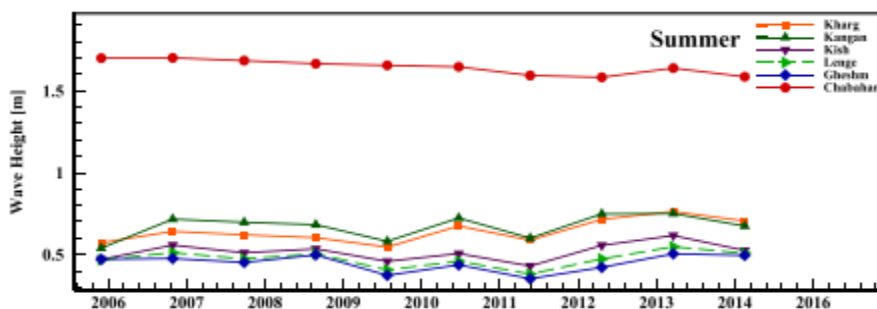


شکل ۲-۸- مقایسه دوره موج‌های سالیانه در میان ایستگاه‌های منتخب به مدت ۱۰ سال [48]

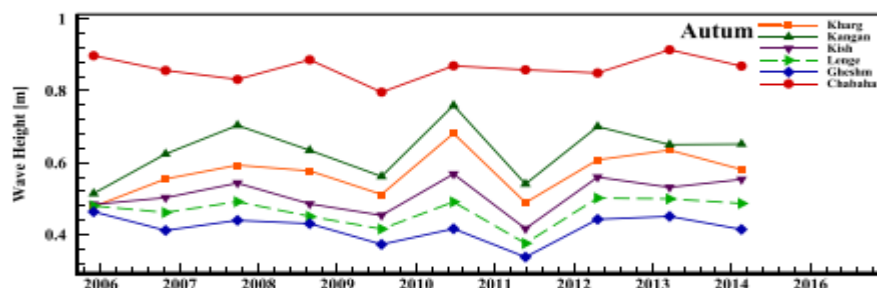
که شکل‌های ۲-۷ بیانگر این است که بیشترین ارتفاع موج در چابهار واقع در دریای عمان است که در این پژوهش به بررسی منطقه خلیج فارس پرداخته شده است بنابراین نمی‌توانیم به عنوان منطقه غالب آن را به حساب آوریم. در ماه‌های ژانویه و فوریه و مارس بیشترین میزان ارتفاع موج مربوط به بندر کنگان، در حدود یک متر است که با فورس دریای مورد نظر نیز مطابقت دارد. با توجه به شکل ۲-۸ دوره موج در این بندر در طی میانگین سالیانه در حدود ۴ ثانیه است.



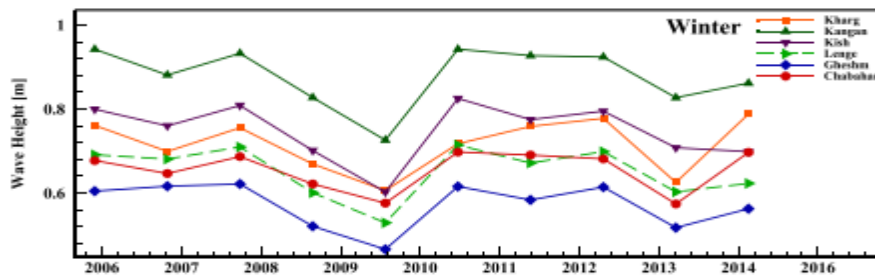
الف) مقایسه میانگین ارتفاع موج سالانه در فصل بهار



ب) مقایسه میانگین ارتفاع موج سالانه در فصل تابستان



ج) مقایسه میانگین ارتفاع موج سالانه در فصل پاییز



(د) مقایسه میانگین ارتفاع موج سالانه در فصل زمستان

شکل ۲-۹- مقایسه میانگین ارتفاع موج سالانه در فصول مختلف در فصول مختلف در میان ایستگاه‌های نهایی منتخب در خلیج فارس به مدت ۱۰ سال [48]

در شکل ۲-۹ تغییرات فصلی ارتفاع موج به ترتیب، برای مدت ۱۰ سال در سایت‌های نهایی انتخاب‌شده، نشان داده شده است. به طور کلی، تغییر فصلی آب و هوا باعث تغییر فصلی در ارتفاع موج شده است. ارتفاع موج در چابهار در بهار، تابستان و پاییز بیشتر از سایر ایستگاه‌ها است، در حالی که این پارامترها به دلیل انتشار باد غالب از شمال شرقی دریای عمان در زمستان به شدت کاهش یافته‌اند. در این فصل بندر کنگان و جزایر کیش و خارک واقع در خلیج فارس مقادیر پارامترهای موج بالاتر از چابهار داشته‌اند.

۲-۶-۲- فورس دریایی

هر کشتی برای شرایط خاص آب و هوایی طراحی می‌شود به‌خصوص برای تحمل ارتفاع خاصی از امواج دریا. امواج، دسته‌بندی شده و با شماره‌های خاصی بیان می‌شوند که این شماره‌ها را قدرت دریایی^۱ یا فورس دریایی^۲ گویند. مثلاً وقتی گفته می‌شود قدرت دریایی ۳ یعنی ارتفاع موج مشخصه ۱ متر و حداکثر ارتفاع موج ۱/۵ متر است. از آن جا که وزش باد عامل پدیدآورنده امواج دریا است، شرایط دریایی را می‌توان از سرعت باد نیز تشخیص داد. شرایط باد با عدد بیوفورت تعریف می‌شود. مثلاً قدرت دریایی ۳ متناظر با عدد بیوفورت ۴ و معادل است با سرعت باد حداقل ۱۰ و حداکثر ۱۶ گره. شرایط

^۱ sea state

^۲ sea force

دریایی و باد در جدول ۲-۲ نشان داده می‌شوند. کشتی‌های کوچک و کرانه پیما برای قدرت دریایی کمتر از ۴ و کشتی‌های اقیانوس‌پیما (وابسته به تناژ و ابعاد) برای قدرت دریایی بالاتر از ۴ طراحی می‌شوند. طراحی باید به گونه‌ای باشد که کشتی در معرض امواج تعریف شده، غرق نشده و کارایی آن مختل نگردد [44].

جدول ۲-۲- شرایط دریایی و باد در فورس‌های دریایی مختلف [44]

Beaufort	Sea state	Description term wind	wave	Wind speed (knots)		Wave height (m)	
				Min	Max	probable	Max
0	0	Calm	Calm	0	1	0	0
1	0	Light air	Ripploo	1	3	0.1	0.1
2	1	Light breeze	Small wavelets	3	6	0.2	0.3
3	2	Gentle breeze	Large wavelets	6	10	0.6	1
4	3	Moderate breeze	Small waves	10	16	1	1.6
5	4	Fresh breeze	Moderate waves	16	21	2	2.5
6	5	Strong breeze	Large waves	21	27	3	4
7	6	Near gale	Large waves	27	33	4	5.5
8	7	Gale	Moderately high waves	33	40	6	7.5
9	8	Strong gale	High waves	40	47	7	10
10	9	Storm	Very high waves	47	55	9	12.5
11	9	Violent storm	Exceptionally high waves	55	63	11.5	16
12	9	Hurricane	Exceptionally high waves	63	71	14	16
13	9	Hurricane	Exceptionally high waves	71	80	>14	>16
14	9	Hurricane	Exceptionally high waves	80	89	>14	>16
15	9	Hurricane	Exceptionally high waves	89	99	>14	>16

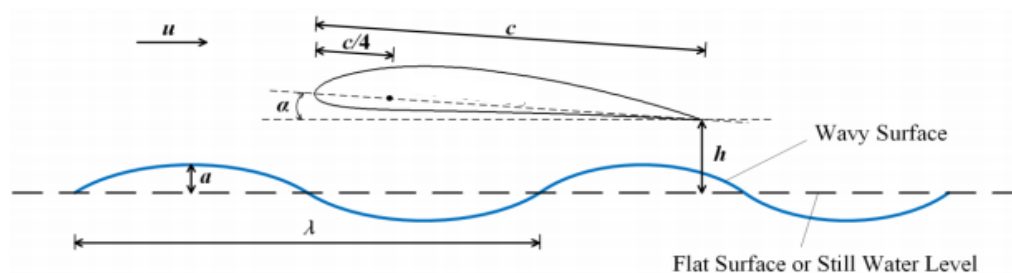
در این تحقیق به بررسی امواج فورس ۳ دریایی که با توجه به جدول ۲-۲ به عنوان موج‌های کوچک^۱ تحت نسیم معتدل^۲ دسته‌بندی شده‌اند، پرداخته شده است و این امواج در مورد مطالعاتی خلیج فارس در ناحیه بندر کنگان که با این فورس مطابقت دارد مورد مطالعه قرار گرفته شده‌اند.

^۱ Small waves

^۲ Moderate breeze

۷-۲- شرح شرایط موجود در مسئله

در این قسمت به معرفی حالات به وجود آمده پرداخته شده است. برای بررسی اثر زمین بر فراز امواج خلیج فارس به ارتفاع از سطح دریا، برد و دامنه امواج نیاز است که در شکل ۱۰-۲ تعریف شده‌اند.



شکل ۱۰-۲- معرفی سطح صاف و سطح موج دار در هر ارتفاعی [39]

۸-۲- تولید موج عددی

در تحقیق حاضر با توجه به فورس دریایی مطابق با اطلاعات موج در فصول مختلف سال در خلیج فارس، بنا بر فورس ۳ دریایی [44] مشخصه‌های موج همانند سرعت باد و ارتفاع موج در جدول ۲-۲ آمده است. با توجه به ارتفاع موجی که در این ناحیه از خلیج فارس [48] گزیده شده و طبق فورس دریایی مورد نظر سرعت باد ۱۰ گره^۱ (برابر با ۵/۱۴ متر بر ثانیه) انتخاب شده است.

دوره موج [48] مورد نظر در این مورد مطالعاتی برابر با ۴ ثانیه است بنابراین

$$f = \frac{1}{T(s)} = \frac{1}{4} = 0.25 \text{ Hz} \quad (۶-۲)$$

$$V_w = 10 \text{ knots} = 5.14 \text{ m/s} \quad (۷-۲)$$

$$\omega = \frac{2\pi}{T}, k = \frac{2\pi}{\lambda} \quad (۸-۲)$$

$$c = \omega/k = \sqrt{gh} = 3.16 \text{ m/s} \quad (۹-۲)$$

بنابراین معادله موج در این ناحیه به صورت رابطه (۱۱-۲) است.

^۱ knots

$$H=1\text{m}, \lambda=12.64\text{m}, T=4\text{s} \quad (۱۰-۲)$$

$$\eta(x,t)=0.5 \sin(0.5x -1.6t) \quad (۱۱-۲)$$

در این حالت عمق آب ۵ متر در نظر گرفته می‌شود.

فصل سوم: معادلات حاکم

۳-۱- مقدمه

مدل‌های تحلیلی متعارف برای پیش‌بینی اثرات زمینی بر ویژگی‌های آئرو دینامیکی بال‌ها در مجاورت زمین از سیستم گرداب تصویر استفاده می‌کنند تا اثرات ناشی از وجود زمین را در نظر بگیرند. این مدل‌های تحلیلی فرض می‌کنند که ارتفاع بال از زمین در فرمول‌بندی‌ها برحسب زمان ثابت است [49] ایرفویل با حداکثر ضریب برآ در طراحی هواپیماهایی با قابلیت مسافت برخاست و فرود کوتاه مورد توجه قرار می‌گیرد. سال‌ها است که از تجهیزات تولید نیروی برآ مانند فلپ^۱ و اسلت^۲ برای افزایش ضریب برآی ایرفویل‌های ساده استفاده می‌شود. طراحی سیستم‌های تولید برآ معمولاً با استفاده از یک رویکرد تجربی انجام می‌شود و مشکل این است که چگونه می‌توان یک سیستم تولید برآ را به دست آورد که در آن عناصر را می‌توان برای تشکیل یک ایرفویل در حالت کروز مونتاژ کرد. بنابراین، هندسه ایرفویل کروز به یک محدودیت عمده در سیستم تولید برآ تبدیل می‌شود. از آن جا که این سیستم‌های تولید برآ معمولاً ضریب برآیی تولید می‌کنند که به اندازه کافی برای استفاده توسط هواپیماهای STOL^۳ بدون افزایش قدرت استفاده نمی‌شوند، آلن^۴ و همکارانش [50] با هدف تعیین هندسه‌های چند عنصری که قابلیت حداکثر برآ را دارند، تنها بر اساس جدایش لایه مرزی آن‌ها را بهینه‌سازی کرده‌اند. افزایش برآ و کاهش پسا بدیهی است که اهداف اصلی کنترل در بسیاری از کاربردهای مهم هوافضا هستند و شامل جریان‌های داخلی و خارجی هستند. کنترل جدایش جریان ورودی موتورها می‌تواند باعث افزایش عملکرد چشمگیر هواپیماها و موشک‌های کروز شود.

^۱ flap

^۲ slat

^۳ هواپیمایی که قادر به برخاست یا فرود به صورت عمودی یا در باند های کوتاه است

^۴ Allen I

۳-۲- شیب منحنی نیروی برآ

سالتزمان^۱ [51] به بررسی نیروی پسا در شرایط مادون صوت پرداخته است. روش‌ها و معیارهای (پارامترهای عملکرد) استفاده شده در تجزیه و تحلیل نیروهای برآ و پسا، جمع‌آوری شده است. معیارهای اصلی عملکرد آئرودینامیکی مورد استفاده شامل شیب منحنی نیروی برآ، حداکثر نسبت نیروی برآ به نیروی پسا و برای تجزیه و تحلیل حداقل نیروی پسا، ناحیه نیروی پسای معادل، ضریب اصطکاک پوست معادل، ضریب فشار پایه و ضریب پسای پایه بوده است.

۳-۲-۱- شیب منحنی برآ

دقیق‌ترین راه‌حل نظری برای بال‌های مستطیل شکل و بدون سویپ^۲ در شرایط تراکم ناپذیر در نظر گرفته شده است. رابطه کرینز^۳ [52] شیب منحنی ضریب برآ CL_α و نسبت منطری A به‌خوبی توسط رابطه ۳-۱ از هلمبلد^۴ [53] نشان داده شده است.

$$CL_\alpha = \frac{2\pi A}{\sqrt{A^2 + 4} + 2} \quad (۳-۱)$$

با نزدیک شدن A به بی‌نهایت، CL_α به عدد 2π نزدیک شده است. در کمترین نسبت‌های منطری معادله (۳-۱) با رابطه خطی جونز^۵ ادغام شده است [54].

$$CL_\alpha = \frac{\pi A}{2} \quad (۳-۲)$$

در هریک از روابط نشان داده شده توسط معادلات (۳-۱) و (۳-۲) به اثرات تریم^۶ توجه نشده است، به طور معمول در هر هواپیما تریم شده، این معادلات به عنوان استانداردهای منطقی برای ارزیابی قابلیت

^۱ Saltzman

^۲ sweep

^۳ Krienes

^۴ Helmbold

^۵ Jones

^۶ trim

نیروی برآ برای پیکربندی انتخاب شده، در نظر گرفته شده است.

۳-۲-۲- حداکثر نسبت برآ به پسا

حداکثر نسبت نیروی برآ به پسا $(L/D)_{max}$ در سرعت‌های مادون صوت به صورت تابعی از b^2/A_w (به عنوان مثال، مربع دهانه، تقسیم بر مساحت ناحیه خیس شده) به دست آمده است. در این فرم نسبت منظری به عنوان نسبت منظری ناحیه خیس شده^۱ بیان شده است [55]. این مبحث شامل یک چارچوب مرجع متشکل از مجموعه‌ای از منحنی است که مقادیر ثابت ضریب اصطکاک پوست یا ضریب پسای ویسکوزیته معادل C_{Fe} که فرمی از حداقل ضریب پسا CD_{min} است را ارائه داده است.

$$CD_{min} = \frac{D_{min}}{\bar{q}_s} \quad (۳-۳)$$

که در آن $\bar{q}$ فشار دینامیکی و S مساحت سطح مورد نظر بوده، بنابراین

$$C_{Fe} = CD_{min} \frac{S}{A_w} \quad (۴-۳)$$

اگرچه C_{Fe} ، ضریب اصطکاک پوست معادل^۲ نامیده می‌شود، اما کلمه مهم معادل آن است زیرا C_{Fe} علاوه بر اصطکاک پوست، از نیروی پسای پایه^۳، تلفات جدایش جریان^۴، پسای تداخلی^۵، پسای برجستگی^۶ و سایر تلفات تشکیل شده است. مجموعه‌ای از منحنی‌های مشابه آنچه در مرجع [56] و منحنی‌هایی که با معادله (۵-۳) تعریف شده‌اند، به کار رفته است [57].

$$(L/D)_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi A \varepsilon}{CD_{min}}} \quad (۵-۳)$$

که در آن ضریب بازده نیروی برآ اسوالد^۷ [58] همان‌طور که در معادله (۶-۳) نشان داده شده، اصلاح

^۱ Wetted aspect ratio

^۲ Equivalent Skin-Friction Coefficient

^۳ Base drag

^۴ separation losses

^۵ interference drag

^۶ protuberance drag

^۷ Oswald

شده است:

$$\varepsilon = \frac{(C_L - C_{Lmin})^2}{\pi A(C_D - C_{Dmin})} \quad (۶-۳)$$

۳-۲-۳- حداقل ضریب پسا

اگر ضریب برآ و ضریب پسا بر اساس مساحت مرجع هواپیما باشد، حداقل ضریب پسا را می‌توان مانند معادله (۳-۳) تعریف کرد. بحث در مورد حداکثر نسبت ضریب برآ به ضریب پسا نیز نشان داد که معیار دیگری برای حداقل ضریب پسا، ضریب اصطکاک پوستی معادل (معادله (۴-۳)) است که با پایه‌گذاری حداقل ضریب پسا در منطقه مرطوب^۱ به دست می‌آید.

فرم دیگر برای مقایسه حداقل پسا برای پیکربندی‌های مختلف، پسای تداخلی معادل f بوده است. این معیار با معادله (۳-۳) در ارتباط است اما مبحث با توجه به انتخاب ناحیه مرجع به صورت معادله (۷-۳) خلاصه شده است:

$$f = CD_{min} S = \frac{D_{min}}{\bar{q}} \quad (۷-۳)$$

بنابراین، f حداقل پسا است که بر فشار دینامیکی جریان آزاد تقسیم شده است. استفاده از ضریب اصطکاک پوستی معادل C_{Fe} (معادله (۴-۳)) و پسای تداخلی معادل f (معادله (۷-۳)) در بین طراحان هواپیما رایج است. نمونه اولیه استفاده از آن‌ها در [59] آورده شده است. روابط ناشی از ضریب پسای کلی به دست آمده در معادله (۸-۳) بیان شده است.

$$C_{Dmin} = C_{Dfore,s} + C_{Db} \frac{A_b}{S} \quad (۸-۳)$$

$$C_{Fe} = C_{Fe,fore} + C_{Db} \frac{A_b}{A_w} \quad (۹-۳)$$

که $C_{Dfore,s}$ ضریب پسای مربوط به بدنه در ارتباط با سطح S و $C_{Fe,fore}$ ضریب اصطکاک پوستی معادل که تنها ناشی از نیروهای بدنه است، C_{Db} ضریب پسای پایه (که بر اساس A_b ، ناحیه پایه بوده)

^۱ A_w

است.

۳-۲-۴- ضریب فشار پایه

ضریب فشار پایه در پرواز از نیروی پسای افزایشی منسوب به ضریب فشار ارزیابی شده حاصل از پیکربندی بر اساس نیروهای بدنی استخراج شده است که با دو معادله تحلیلی هورنر^۱ [60] مقایسه شده است.

این معادلات از آزمایش‌های تونل باد در مقیاس‌های کوچک استخراج شده است، معادلات هورنر برای اجسام متقارن محوری در معادلات (۳-۱۰) و (۳-۱۱) آورده شده است.

$$-C_{Pb} = \frac{K}{\sqrt{C_{Dfore,b}}} \quad (۳-۱۰)$$

که $K = 0.029$ و $C_{Dfore,b}$ در رابطه با ناحیه پایه A_b بوده است. معادلات هورنر برای معادلات شبه دوبعدی بر اساس شرایط جریان که گردابه‌های کارمن را ایجاد می‌کنند در رابطه ۳-۱۱ آورده شده است:

$$-C_{Pb} = \frac{0.135}{\sqrt[3]{C_{Dfore,b}}} \quad (۳-۱۱)$$

۳-۲-۵- ضرایب برآ و پسا

ضرایب برآ و پسای اندازه‌گیری شده در پرواز با روش شتاب سنج به دست آمده است [61]. روابط مربوط به پرواز با هواپیمای بدون موتور^۲ در معادله (۳-۱۲) و (۳-۱۳) بیان شده است:

$$C_L = (a_n \cos \alpha + a_l \sin \alpha) \frac{W}{\bar{q}S} \quad (۳-۱۲)$$

$$C_D = (a_n \sin \alpha + a_l \cos \alpha) \frac{W}{\bar{q}S} \quad (۳-۱۳)$$

^۱ Hoerner

^۲ Gliding flight

که a_n و a_l شتاب‌های طولی و عمودی، α زاویه حمله، W وزن هواپیما، q فشار دینامیکی جریان آزاد و S مساحت مرجع است.

۳-۳ ابعاد مشخصه C_{mac}^1 ، S/b^2 و S_w/b^3

وتر آئرو دینامیکی بال به صورت رابطه (۳-۱۴) تعریف شده است [62]:

$$C_{mac} = \int_0^{b/2} C^2 dy / \int_0^{b/2} C dy = \frac{C_r^2}{S/b} \int_0^1 (C/C_r)^2 d\eta \quad (۳-۱۴)$$

در اینجا فرض بر این است که لبه فرار و لبه حمله ایرفویل تا خط مرکزی هواپیما امتداد داشته که به تشکیل وتر ریشه^۴ منجر شده است که با تعریف مساحت طراحی شده در ارتباط است.

$$S = C_r b \int_0^1 (C/C_r) d\eta \quad (۳-۱۵)$$

طول مشخصه هندسی S/b ممکن است طبق معادله (۳-۱۶) مربوط به وتر آئرو دینامیکی متوسط باشد:

$$\frac{S}{b} = C_{mac} \left[\int_0^1 (C/C_r) d\eta \right]^2 \left[\int_0^1 (C/C_r)^2 d\eta \right]^{-1} = K_1 C_{mac} \quad (۳-۱۶)$$

پارامتر K_1 ضرب در C_{mac} بستگی به شکل طرح بال دارد و همانطور که در رابطه (۳-۱۷) آمده است به طور کلی در محدوده مقدار یکسانی با طرح مشابه بال‌های مخروطی قرار می‌گیرد.

$$3/4 \leq K_1 \leq 1 \quad (۳-۱۷)$$

نتیجه‌گیری مهمی که از داده‌های فوق حاصل شده است این است که طول اصطکاک مشخصه دارای یک رابطه عملکردی با میانگین وتر آئرو دینامیکی است که در معادله (۳-۱۸) آورده شده است.

$$l = S_w/b = f(C_{mac}) \quad (۳-۱۸)$$

^۱ mac(mean aerodynamic chamber)

^۲ S: gross wing planform area, b: wing span

^۳ S_w : airplane wetted area

^۴ C_r (root chord)

از آن جا که طول اصطکاک S_w/b تابعی از متوسط وتر آئرو دینامیکی C_{mac} است، منطقی است که فرض کنیم عدد رینولدز Re_l تابعی از Re_{mac} است و نیز عدد رینولدز بر اساس وتر آئرو دینامیکی متوسط است.

۳-۳-۱- ضریب اصطکاک پوستی معادل

محاسبه ضریب برآ و پسا برای طرح مشخص شده طبق معادله (۳-۱۹) بوده است [62]:

$$C_{D,0}/q = C_{D,0}S = C_{F,e}S_w \quad (۳-۱۹)$$

که $C_{D,0}$ ضریب پسا بر اساس مساحت طرح بال S بوده و $C_{F,e}$ ضریب اصطکاک پوسته‌ای بر اساس مساحت ناحیه خیس شده است.

محاسبه $C_{D,0}$ از معادله (۳-۱۹) ساده است اگر عبارتی برای $C_{F,e}$ وجود داشته باشد که دقیقاً نشان دهنده هندسه مورد نظر باشد. رابطه زیر برای $C_{F,e}$ توسط ون اس^۱ [63] با استفاده از تحلیل رگرسیون در پایگاه داده پروازهای مادون صوت، به دست آمده است:

$$1000C_{F,e} = 2.58 + 1.02 \exp(-6.28 \times 10^{-9} Re_l) + 2.95 \exp(-2.01 \times 10^{-8} Re_l) \quad (۳-۲۰)$$

عدد رینولدز در معادله (۳-۲۰) بر اساس شرایط جریان آزاد و طول مشخصه اصطکاکی S_w/b بوده و با معادله (۳-۲۱) بیان شده است:

$$Re_l = \rho V l / \mu = (\rho V / \mu)(S_w/b) \quad (۳-۲۱)$$

محدوده عدد رینولدز که در معادله (۳-۲۱) اعمال شده است توسط ون اس با انحراف استاندارد 8.3% برای $C_{D,0}$ گزارش شده که در معادله (۳-۲۲) آورده شده است.

$$C_{D,0} = C_{F,e}(S_w/b)(S/b) \quad (۳-۲۲)$$

^۱ van Es

۳-۲-۳ روابط ساده برای $C_{D,0}$ بر اساس آزمایش

نمودار قطبی پسا^۱ برای محاسبه منحنی‌های L/D به عنوان تابعی از زاویه حمله مورد استفاده قرار گرفته است که مقادیر L/D_{max} از آن تعیین شده است. [62]

برای حفظ فرم سهموی نمودار قطبی پسا در حالت ایده آل، ضریب پسا اغلب با معادله (۳-۲۳) نشان داده شده است:

$$C_D = C_{Dmin} + K(C_L - C_{Lmin})^2 \quad (۳-۲۳)$$

در معادله (۳-۲۳) C_{Dmin} حداقل ضریب پسا و C_{Lmin} حداقل ضریب برآ بوده است. نسبت تفاوت در معادله (۳-۲۴) آورده شده است.

$$(C_{Dmin} - C_{D,0})/C_{Dmin} = KC_{Lmin}^2/C_{Dmin} \quad (۳-۲۴)$$

این مقادیر کوچک هستند بنابراین، $C_{D,0}$ و C_{Dmin} تفاوت بسیار کمی دارند و ممکن است در برخی حالات به جای یکدیگر استفاده شوند. با این حال، حتی این چنین تفاوت‌های جزئی برای L/D_{max} اهمیت دارند.

در داده‌های تجربی C_{Dmin} و $C_{D,0}$ همان‌طور که اشاره شد بسیار نزدیک به یکدیگر هستند و با Re_{mac} در ارتباط هستند، به طور کلی در 10% حالت‌ها، تناسبی همانند رابطه (۳-۲۵) برقرار است.

$$C_{D,0} \approx C_{Dmin} \approx 11Re_{mac}^{-3/8} \quad (۳-۲۵)$$

بر اساس داده‌های $C_{D,0}$ به نظر می‌رسد که معادله (۳-۲۵) در محدوده $200 \times 10^6 \leq Re_{mac}$ کاربرد دارد که یک دامنه تقریباً دومرتبه‌ای است بنابراین یک تخمین خوبی از $C_{D,0}$ در شرایط پرواز کروز بدون نیاز به محاسبه مساحت ناحیه خیس شده، فقط با توجه به وتر متوسط آئرو دینامیکی هواپیما و شرایط پرواز ذکر شده با معادله (۳-۲۵) بیان می‌شود. عدد رینولدز ممکن است بر اساس عدد

^۱ Drag polar

ماخ^۱ و وتر متوسط آئرو دینامیکی و ارتفاع پروازی^۲ به صورت معادله (۲۶-۳) بیان شود.

$$Re_{mac} \approx 7.093 \times 10^6 C_{mac} M [1 - 0.5(z/23500)^{0.7}] \quad (26-3)$$

۳-۳-۳- تخمین حداکثر نسبت نیروی برآ به پسا

برای نمودار قطبی پسا در فرم شبه سهمی معادله (۲۳-۳)، حداکثر نسبت نیروی برآ به پسا توسط

معادله (۲۷-۳) بیان شده است [62].

$$(L/D)_{max} = [2\sqrt{K^* C_{Dmin}}]^{-1} \quad (27-3)$$

تفاوت بین $C_{D,0}$ و C_{Dmin} اگرچه از نظر مقدار، کم بوده اما برای $(L/D)_{max}$ اهمیت داشته است [64].

پارامتر K^* در معادله (۲۷-۳) ضریبی است که در معادله (۲۸-۳) تعریف شده است.

$$\sqrt{K^*} = \sqrt{K} \left(\sqrt{1 + KC_{Lmin}^2 / C_{Dmin}} - \sqrt{KC_{Lmin}^2 / C_{Dmin}} \right) \quad (28-3)$$

توجه داشته باشید که اگر $C_{Lmin} = 0$ و $C_{Dmin} = C_{D,0}$ و نتایج کلاسیک تئوری بال بر معادله (۳-)

(۲۷) اعمال گردد، K^* از معادله (۲۸-۳) با استفاده از مقادیر تجربی برای C_{Lmin} و C_{Dmin} و K به دست می‌آید.

برای به دست آوردن نسبت منظری در محدوده $2 < AR < 6$ روش اسفرزا^۳ [62] اعمال شده است.

در آن مقادیر اندازه‌گیری شده $(L/D)_{max}$ و $C_{D,0}$ آورده شده که در معادله (۲۷-۳) برای مقدار K^*

حل شده است. پارامتر K^* با این روش، محاسبه شده و با یک رابطه ساده ارائه شده است.

$$K^* = 0.22AR^{-\frac{3}{4}}(1 + 3.6AR^{-\frac{9}{4}}) \quad (29-3)$$

نتایج تجربی معادلات (۲۵-۳) و (۲۹-۳) در معادله (۲۷-۳) قرار داده شده و نتیجه به صورت معادله

(۳۰-۳) بیان شده است.

^۱ $M = \frac{V}{a}$

^۲ z (flight altitude)

^۳ Sforza

$$(L/D)_{max} = \frac{6.181}{(1+3.6AR^{-4})^{\frac{9}{4}}} \left\{ \left[1 - 0.5 \left(\frac{z}{23500} \right)^{0.7} \right] \frac{MBAR}{K_1} \right\}^{3/16} \quad (3-30)$$

در معادله (3-30) شرایط پرواز z و M متغیر مستقلی نیستند اما مقادیر مناسب z و M را ارائه داده‌اند.

۳-۴- تقریب‌های مختلف هارمونیک

با توجه به این واقعیت که همه ضرایب آئرو دینامیکی به طور طبیعی دارای دوره 2π هستند، تقریب‌های هارمونیک با استفاده از توابع سینوسی یا کسینوسی اولین و بدیهی‌ترین انتخاب هستند. تقریب ضریب برای بررسی شده در کار آپوستولیوک^۱ [65] در معادلات (3-31) تا (3-33) آورده شده است.

به صورت خطی^۲

$$C_L = l_0 + \sum_{i=1}^n l_i \alpha^i \quad (3-31)$$

سینوسی-کسینوسی

$$C_L = l_0 + \sum_{i=1}^{n/2} [l_{2i-1} \sin(i\alpha) + l_{2i} \cos(i\alpha)] \quad (3-32)$$

سینوسی

$$C_L = l_0 + \sum_{i=1}^n l_i \sin(i\alpha) \quad (3-33)$$

تقریب ضریب پسا بررسی شده در معادلات (3-34) تا (3-36) ارائه شده است.

در حالت خطی

$$C_D = d_0 + \sum_{i=1}^n d_i \alpha^i \quad (3-34)$$

سینوسی-کسینوسی

$$C_D = d_0 + \sum_{i=1}^{n/2} [d_{2i-1} \sin(i\alpha) + d_{2i} \cos(i\alpha)] \quad (3-35)$$

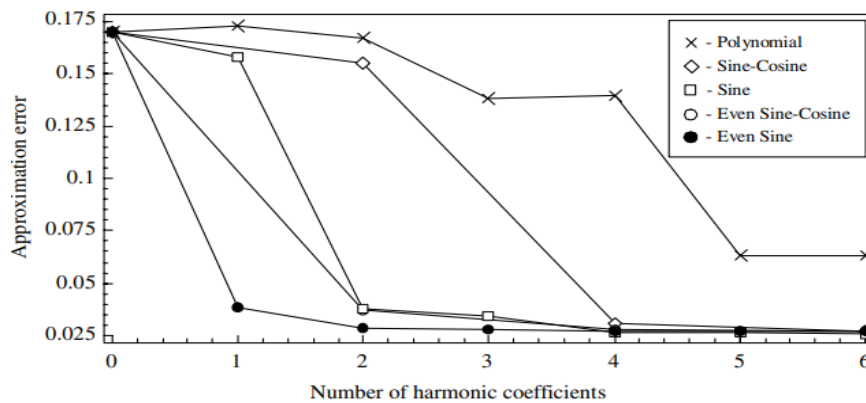
کسینوسی

$$C_D = d_0 + \sum_{i=1}^n d_i \cos(i\alpha) \quad (3-36)$$

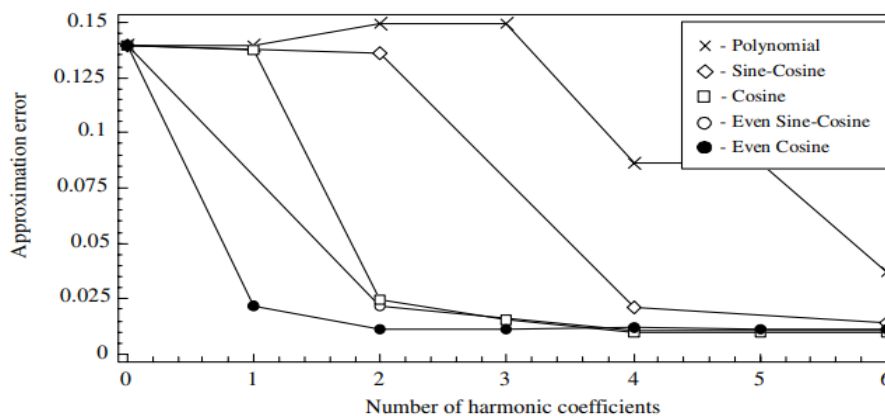
^۱ Apostolyuk

^۲ polynomial

که n تعداد ضرایب هارمونیک استفاده شده برای تقریب ضریب برآ یا پسا است، زاویه α برحسب رادیان است و l_i و d_i به ترتیب، پارامترهای مستقل برای ضریب برآ و پسا هستند که باید بر اساس بهترین تناسب داده‌های تجربی تعیین شوند. تقریب چندجمله‌ای مقایسه نتایج در این قسمت آورده شده است.



شکل ۳-۱- نتایج تقریب نیروی برآ [65]



شکل ۳-۲- نتایج تقریب نیروی پسا [65]

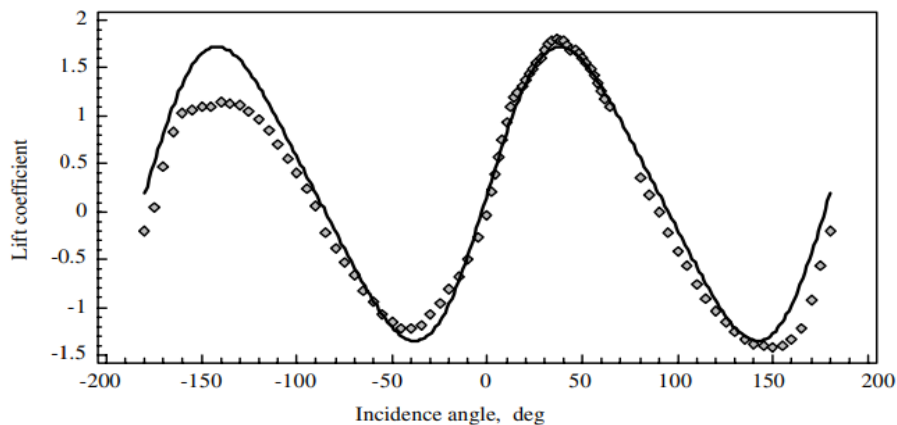
۳-۴-۱- محاسبه پارامترهای تقریب

از ارزیابی تقریب‌ها می‌توان دریافت که هر دو تابع (۳-۳۵) و (۳-۳۶) تقریب کاملاً خوبی را با یک یا دو تقریب هارمونیک ارائه داده‌اند، بنابراین به دو یا سه پارامتر مستقل d_i و l_i نیاز است [65]:

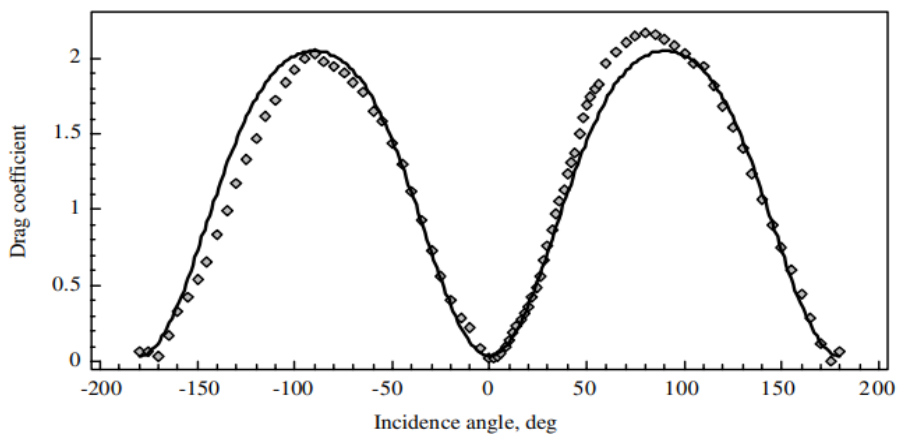
$$C_L(\alpha) = l_0 + l_1 \sin(2\alpha) + l_2 \sin(4\alpha) \quad (3-37)$$

$$C_D(\alpha) = d + d_1 \cos(2\alpha) + d_2 \cos(4\alpha) \quad (3-38)$$

از مزایای معادلات (۳۷-۳) و (۳۸-۳) می‌توان به توانایی بررسی نتایج و شناخت پارامترها به روشی مناسب برای حل مسئله اشاره کرد. به عنوان مثال، اگر دقت بیشتری برای زاویه حمله کوچک در مقایسه با دقت کل دامنه لازم باشد، فقط داده‌های نزدیک به صفر را می‌توان برای بررسی نتایج استفاده کرد که در شکل ۳-۳ و ۴-۳ به ترتیب برای ضریب برآ و پسا نشان داده شده‌اند. توجه داشته باشید که دقت کل دامنه در این مورد همچنان قابل قبول است.



شکل ۳-۳- تقریب ضریب برآ ($l_0 = 0.1867, l_1 = 1.4885, l_2 = 0.1991$) [65]



شکل ۴-۳- تقریب ضریب پسا ($d_0 = 1.1657, d_1 = -1.0058, l_2 = -0.1253$) [65]

از طرف دیگر، پارامترهای تقریب l_i و d_i را می‌توان از معادلات خطی که معمولاً مورد استفاده قرار می‌گیرند، تشخیص داد، مشروط بر اینکه پارامترهای آن شناخته شده باشند. در این مورد، با استفاده از معادلات (۳۷-۳) و (۳۸-۳)، پارامترهای ضریب برآ را می‌توان با استفاده از رابطه‌های (۳۹-۳) تا

(۳-۴۱) تعیین کرد [65].

$$l_0 = C_L^\alpha \alpha_0 \quad (۳-۳۹)$$

$$l_1 = \frac{C_L^\alpha}{2(1+2a)} \quad (۳-۴۰)$$

$$l_1 = \frac{C_L^\alpha a}{2(1+2a)} \quad (۳-۴۱)$$

$a = l_2/l_1$ نسبت پارامترهای هارمونیک بدون بعد بوده که اگر با تقریب‌های معادلات تک هارمونیک ($l_2 = 0$) مورد استفاده قرار گیرد، مقادیر این نسبت برابر صفر شده یا می‌تواند در محدوده ۰/۱ تا ۰/۲ قرار گیرد. این پارامتر را می‌توان با روش‌های متنوع‌تری شناسایی کرد که اطلاعات آئرودینامیکی بیشتری در دسترس قرار گیرد.

به همین ترتیب، پارامترهای ضریب پسای آئرودینامیکی را می‌توان با استفاده از معادلات (۳-۴۲) تا (۳-۴۴) و ضریب شیب نیروی برآی C_L^α محاسبه کرد.

$$d_0 = C_{D,0} + \frac{(1+b)C_L^{\alpha^2}}{2(1+4b)} C_{D,1} \quad (۳-۴۲)$$

$$d_1 = -\frac{C_L^{\alpha^2}}{2(1+4b)} C_{D,1} \quad (۳-۴۳)$$

$$d_2 = -\frac{bC_L^{\alpha^2}}{2(1+4b)} C_{D,1} \quad (۳-۴۴)$$

که در آن $b = d_2/d_1$ نسبت پارامترهای هارمونیک بدون بعد است که شبیه α در معادله (۳-۴۰) است. باید توجه داشت که ضریب شیب برآ C_L^α را می‌توان با استفاده از تقریب نیروی برآی هارمونیک نیز محاسبه کرد.

۳-۵- تأثیرات اثر زمین بر روی نسبت برآ به پسا

چندین رابطه برای نسبت اثر زمین بر روی پسای القایی ارائه شده است که این نسبت تابعی از یک متغیر بدون بعد h/b است که h ارتفاع از زمین و b سطح بال است.

هورنر^۱ و بورست^۲ [66] رابطه‌ای برای این حالت در سال ۱۹۷۵ ارائه داده‌اند.

$$\frac{(C_{Di}/C_L^2)_h}{(C_{Di}/C_L^2)_\infty} = \frac{33(h/b)^{1.5}}{1+33(h/b)^{1.5}} \quad (۴۵-۳)$$

اخیراً ریمر^۳ [55] نیز کاربرد این رابطه را پیشنهاد داده است.

در سال ۱۹۷۹ کورمیک^۴ [67] با انتشار اولین کتاب رابطه‌ای را ارائه داده است.

$$\frac{(C_{Di}/C_L^2)_h}{(C_{Di}/C_L^2)_\infty} = \frac{(16h/b)^2}{1+(16h/b)^2} \quad (۴۶-۳)$$

در بین اولین و هشتمین چاپ از ویرایش اول کتاب کورمیک اصلاحاتی برای پدیده اثر زمین در معادله

(۴۶-۳) به صورت معادله (۴۷-۳) ارائه شده است.

$$\frac{(C_{Di}/C_L^2)_h}{(C_{Di}/C_L^2)_\infty} \frac{(C_{Di}/C_L^2)_h}{(C_{Di}/C_L^2)_\infty} = \frac{[16h/(\pi b)]^2}{1+[16h/(\pi b)]^2} \quad (۴۷-۳)$$

۳-۶- اختلاف فشار

اختلاف فشار $(P_{lu} - P_{ll})$ ^۵ در طول ایرفویل به بی‌بعد سازی جهت معرفی ΔC_p نیاز داشته است.

همان‌طور که در معادله (۴۸-۳) مشخص شده است این بی‌بعد سازی به‌راحتی با تقسیم اختلاف فشار

بر فشار دینامیکی اندازه‌گیری شده توسط سیستم استاتیکی پیتوت^۶ انجام شده است [68].

$$\Delta C_p = \frac{P_{lu} - P_{ll}}{q_\infty} = \frac{P_{lu} - P_{ll}}{P_0 - P_\infty} = C_{Plu} - C_{Plu} \quad (۴۸-۳)$$

اگرچه این طرح برای بی‌بعد سازی کافی است اما دارای اشکالاتی است:

(۱) به اندازه‌گیری فشار پیتوت استاتیک بستگی داشته که ممکن است از نظر فیزیکی دور از ایرفویل

واقع شده و منجر به خطاهای تأخیر فشار شود.

^۱ Horner

^۲ Borst

^۳ Raymer

^۴ Cormick

^۵ P_{ll} : pressure on location near the leading edge on the lower surface

P_{lu} : pressure on location near the leading edge on the upper surface

^۶ pitot-static system

۲) فشار استاتیک اندازه‌گیری شده معمولاً دارای خطاهای موقعیتی است که با شرایط پرواز جسم

پرنده متفاوت است و اغلب به استفاده یا عدم استفاده از فلپ‌ها بستگی دارد.

۳) اگر جسم پرنده دارای سرعت زاویه‌ای زیادی باشد، فشار دینامیکی اندازه‌گیری شده توسط یک

سیستم استاتیکی پیتوت که در فاصله دوری از ایرفویل قرار دارد، ممکن است به طور دقیق

توسط پیتوت اندازه‌گیری نشود.

برای جلوگیری از اشکال مربوط به استفاده از فشار دینامیکی برای بی‌بعد سازی، طرحی جایگزین

مورد بررسی قرار گرفته است. این طرح شامل استفاده از مقدار مطلق اختلاف بین اندازه‌گیری فشار است

که در نزدیکی موقعیت وتر در سطح بالایی و پایینی ایرفویل اعمال شده است. به عبارت دیگر یک بی‌بعد

سازی متناوب برای تعریف $\Delta C_p'$ استفاده شده است و همان‌طور که در معادله (۳-۴۹) آورده شده، در

مخرج، مقدار مطلق $(P_u - P_l)$ قرار گرفته است. اشکال این طرح به این صورت است که زمانی که

مقدار P_u با مقدار P_l برابر شده است مقدار $\Delta C_p'$ به سمت بی‌نهایت میل کرده است. این شرایط زمانی

به وجود می‌آید که ضریب برای ایرفویل، منفی و یا به صفر نزدیک شده باشد.

$$\Delta C_p' = \frac{P_{lu} - P_{ll}}{|P_u - P_l|} = \frac{C_{Plu} - C_{Pl}}{|C_{Pu} - C_{Pl}|} \quad (۳-۴۹)$$

۳-۷- تئوری ایرفویل در حالت ناپایا

فرض شود $w(x)$ سرعت عرضی (جریان فراوزش^۲) در سطح ایرفویل و $P(x)$ توزیع بار مربوط به آن

باشد که تمام اغتشاشات از نظر زمانی، هارمونیک با فرکانس کاهش یافته^۳ K داشته باشد، بر همین

اساس نظریه ایرفویل نازک یک رابطه انتگرالی خطی بین w و P را ارائه داده است [69].

^۱ P_u : pressure on location near the mid chord on the upper surface

P_l : pressure on location near the mid chord on the lower surface

^۲ Up wash

^۳ reduced frequency k

$$\int_{-l}^l dx_l K(x_l - x) P(x_l) = w(x) \quad (50-3)$$

که باید برای مقدار بار تحت شرایط کوتاه حل شود.

$$P(l) = 0 \quad (51-3)$$

طبق کار ویلیام^۱ و همکاران [70] به دو نکته زیر باید توجه کرد:

۱- برای یک ایرفویل برفراز سطح موج دار که تحت زاویه چرخش α حول محور x_e با دامنه h و

همچنین با افزایش زاویه چرخش δ حول محور x_h نوسان می کند جریان فراوزش به صورت

معادله (52-3) آمده است.

$$w(x) = ikh - \alpha[l + ik(x - x_e)] - \delta H(x - x_h)[l + ik(x - x_h)] \quad (52-3)$$

که در آن H تابع گام واحد است.

۲- امواج سینوسی دامنه g و شماره موج γ برای هر جریان فراوزشی به صورت معادله (53-3) آورده

شده است.

$$w(x) = g e^{-i\gamma x} \quad (53-3)$$

حالت $\gamma = k$ مربوط به یک موج ساده است. به عنوان مثال، یک اختلال جریان آزاد نسبت به سیال،

ثابت است. توزیع بار ناشی از این دو نوع اختلال توسط روابط (54-3) و (55-3) طراحی شده است.

$$P(x) = hP_h(x) + \alpha P_\alpha(x|x_e) + \delta P_\delta(x|x_h) \quad (54-3)$$

$$P(x) = gP_g(x|\gamma) \quad (55-3)$$

بنا بر کار کمپ^۲ [71] روابط (56-3) و (57-3) حاکم است.

$$P_h(x) = ikP_1(x) \quad (56-3)$$

$$P_\alpha(x|x_e) = (1 - ikx_e)P_1(x) - ikP_2(x) \quad (57-3)$$

^۱ Williams, M. H

^۲ kemp

برای هر کدام از این بارها باید نیروهای آئرو دینامیکی در معادلات (۵۸-۳) و (۵۹-۳) را ارزیابی کنیم

نیروی برآ

$$L = \int_{-1}^1 P(x) dx \quad (58-3)$$

گشتاور^۱ پیچشی

$$M = \int_{-1}^1 xP(x) dx \quad (59-3)$$

۳-۷-۱ جریان فراوزش مطلق

از معرفی تغییر مقیاس و دگرگونی‌های اساسی در معادله (۶۰-۳) در مرجع [70] دریافتیم که بار ایجاد شده توسط جریان فراوزش مطلق w طبق فرمول (۶۰-۳) بیان شده است.

$$P(x) = \left[P_1(x) \int_{-1}^1 w(-x_1) P_1(x) dx + \frac{d}{dx} \int_{-1}^1 \frac{dw(x_1)}{dx_1} B(x_1, x) dx_1 \right] / L_1 \quad (60-3)$$

که B در اینجا به صورت روابط (۶۱-۳) و (۶۲-۳) تعریف شده است.

$$\left(\frac{\partial}{\partial x_1} + \frac{\partial}{\partial x} \right) B(x_1, x) = P_1(-x_1) P_2(x) - P_2(-x_1) P_1(x) \quad (61-3)$$

$$B(\pm 1, x) = B(x_1, \pm 1) \quad (62-3)$$

۳-۸- تئوری موج

محمودی و همکارانش [72] به بررسی انرژی موج، ارتفاع موج و دوره موج در نقاط مختلف در طی یک میانگین ۱۸ ساله در خلیج فارس پرداخته‌اند که سرعت گروهی^۲ موج به صورت معادله (۶۶-۳) بیان گردیده است.

$$C_g = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{2kh}{\sinh(2kh)} \right] \frac{\lambda}{T} \quad (66-3)$$

^۱ momentum

^۲ Group velocity; C_g

که در آن T دوره موج، K عدد موج و λ طول موج است. عدد موج آورده شده در معادله (۶۶-۳) در معادله (۶۷-۳) تعریف شده است.

$$K = \frac{2\pi}{\lambda} \quad (۶۷-۳)$$

برای تعیین H_s و T_e می‌توان از گشتاور پیچشی در محدوده n استفاده کرد:

$$m_n = \int_0^{2\pi} \int_0^\infty f^n S(f, \theta) df d\theta \quad (۶۸-۳)$$

که f و $S(f, \theta)$ به ترتیب، فرکانس، چگالی انرژی طیفی و جهت موج بوده‌اند، بنابراین

$$H_s = 4\sqrt{m_0} \quad (۶۹-۳)$$

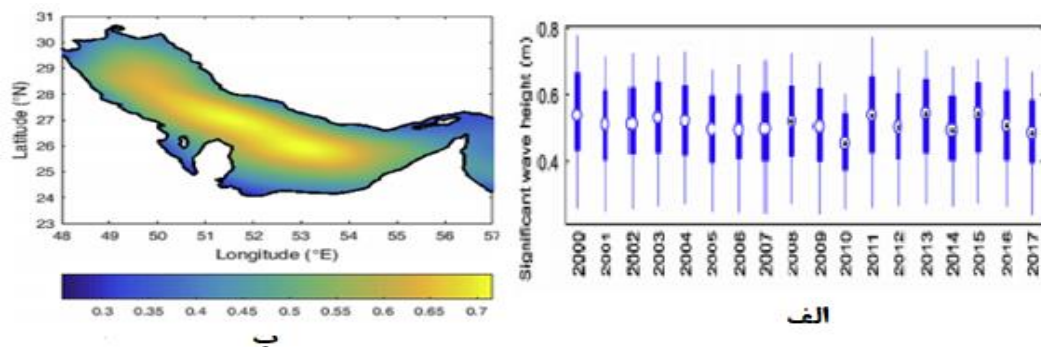
$$T_e = \frac{m_{-1}}{m_0} \quad (۷۰-۳)$$

طول موج از رابطه (۷۱-۳) محاسبه شده است.

$$\lambda = \frac{gT^2}{2\pi} \tanh(kh) \quad (۷۱-۳)$$

معادله (۷۱-۳) یک معادله ضمنی است که برای حل آن تکرار محاسبات لازم است.

نتایج به دست آمده از این تحقیق حاکی از آن است که به طور کلی، انرژی موج عمدتاً به دلیل دوره‌های انرژی بین ۲ تا ۶ ثانیه و ارتفاع موج بین ۰٫۵ تا ۱ متر به وجود می‌آید.



شکل ۳-۵- الف) نمودار ارتفاع موج‌های ایجاد شده با باد ترکیبی ب) نمودار موقعیت نقاط توزیع میانگین هجده‌ساله

ارتفاع موج‌های ایجاد شده با باد ترکیبی [72]

^۱ significant wave height

^۲ energy period

در معادله (۷۲-۳) سرعت بادی که حداکثر انرژی را حمل می‌کند آورده شده است.

$$V_{max,E} = c \left(1 + \frac{2}{K}\right)^{1/K} \quad (۷۲-۳)$$

که در آن K پارامتر شکل (بدون بعد) و c پارامتر مقیاس (m/s) است. پارامتر K عرض نمودار توزیع داده را تعیین کرده است که نحوه اوج‌گیری توزیع باد را نشان داده است و پارامتر c نشان داده است که باد در چه مکانی است.

میانگین سرعت باد V طبق معادله (۷۳-۳) به دست آمده است.

$$\bar{V} = c \Gamma \left(1 + \frac{1}{K}\right) \quad (۷۳-۳)$$

که در اینجا Γ تابع گاما است. تغییر سرعت باد با ارتفاع را می‌توان با استفاده از قانون قدرت برشی باد محاسبه کرد.

$$V_z = V_r \left(\frac{h_z}{h_r}\right) \quad (۷۴-۳)$$

که V_z سرعت باد در ارتفاع h_z است، V_r سرعت باد در ارتفاع مرجع h_r است که در ۱۰ متر بالاتر از سطح زمین در نظر گرفته شده است.

فصل چارم: حل اعتبار سنجی

۴-۱- آئرودینامیک یک ایرفویل تحت اثر زمین

آئرودینامیک و فیزیک جریان یک ایرفویل NACA4412 تحت اثر زمین در محدوده‌ای از زاویه حمله با شبیه‌سازی عددی بررسی شده است. معادلات توربولانسی $k - \omega SST$ با استفاده از روش حجم محدود حل شده‌اند. آنالیز نتایج محاسبه شده، نشان داده‌اند که زاویه حمله در مقابل تغییرات ارتفاع (در بالای زمین) بر اساس مقدار افزایش نیروی برآ تقسیم بندی شده است.

دسته اول، اثر زمین مثبت و دسته دوم و سوم اثر زمین منفی.

برای زاویه حمله‌هایی از کم تا متوسط وقتی که ارتفاع کاهش می‌یابد، جریان هوا در بین سطح زیرین ایرفویل و زمین مسدود^۱ شده و باعث افزایش فشار در سطح پایینی ایرفویل شده است.

۴-۲- روش عددی و اعتبارسنجی

۴-۲-۱- مدل فیزیکی

یک ایرفویل NACA4412 با وتر به طول یک متر، رینولدز برابر با 6×10^6 بررسی شده است. محدوده وسیعی از زاویه حمله از ۴- تا ۸ درجه (با اختلاف ۲ درجه) برای مطالعه الگوی جریان متصل و جریان جدا شده در نظر گرفته شده است. ژانگ و زیریهان^۲ [10] طی تحقیقات خود نتیجه گرفته‌اند که ارتفاع بحرانی (ارتفاع بحرانی به عنوان حداقل ارتفاعی که در آن آئرودینامیک تحت اثر زمین قرار می‌گیرد، تعریف می‌شود) که برای زاویه حمله‌های متوسط تقریباً نسبت به وتر برابر ۱ است. برای کاهش تعداد موارد شبیه‌سازی، ارتفاع‌های بی‌بعد ۰/۰۵ و ۰/۱ و ۰/۲ و ۰/۴ و ۰/۶ و ۰/۸ و ۱ در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است. ارتفاع بی‌بعد ۲ و ۵ به صورت اضافه در زاویه حمله‌های ۴ و ۸ درجه در نظر گرفته

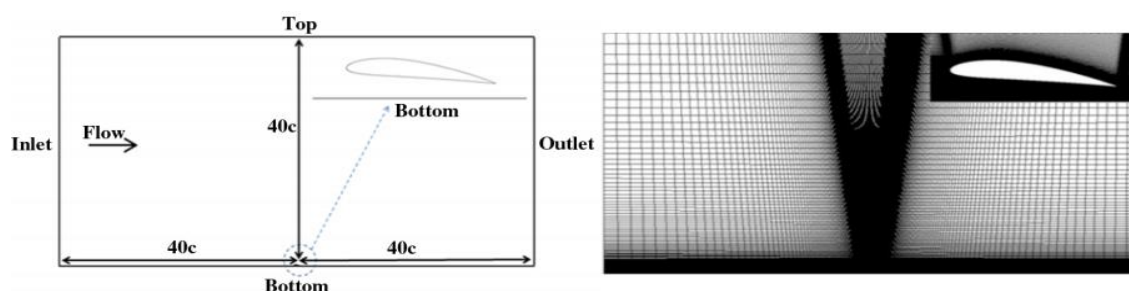
^۱ blocked

^۲ Zhang and Zerihaan

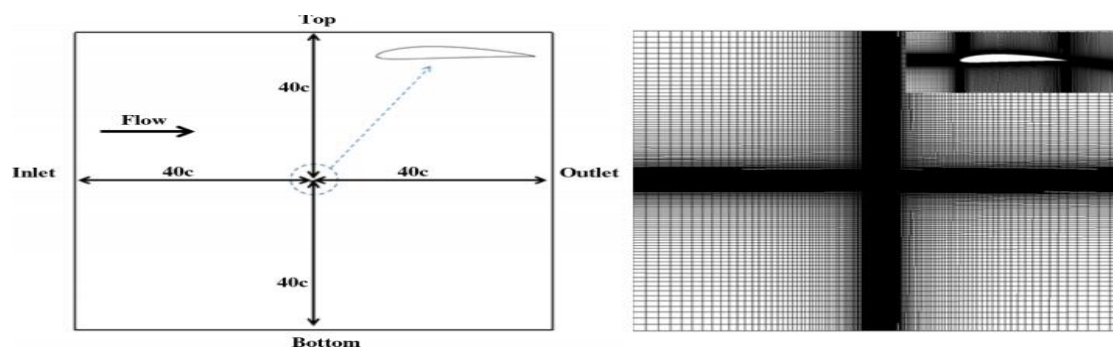
شده است.

۴-۲-۲- روش عددی

دامنه محاسباتی و طرح مش برای یک ایرفویل تحت اثر زمین در شکل ۴-۱ نشان داده شده است. مرز ورودی، خروجی و مرز بالایی در فاصله $40c$ از ایرفویل قرار گرفته است و مرز پایینی بر اساس ارتفاع از زمین تعیین شده است. ایرفویل به عنوان مرز دیواره استاتیکی بدون لغزش در نظر گرفته شده است. مرز ورودی و مرز بالایی به عنوان مرز میدان فشار^۱ و مرز پایینی به عنوان دیواره متحرک بدون لغزش با سرعت انتقالی برابر با سرعت جریان آزاد انتخاب می‌شود. مش ساختاری چند بلوکی^۲ از نوع H^۳ انتخاب شده است.



شکل ۴-۱- دامنه محاسباتی و طرح مش در اثر زمین [24]



شکل ۴-۲- دامنه محاسباتی و طرح مش در جریان بدون مرز [24]

^۱ pressure-far-field

^۲ multiblock structured mesh

^۳ H-type mesh

دامنه محاسباتی و طرح مش برای یک ایرفویل در جریان بدون مرز در شکل ۴-۲ نشان داده شده است. مرز بالایی، پایینی، ورودی و خروجی در فاصله 40c از ایرفویل قرار گرفته است و به عنوان شرط مرزی میدان فشار تعیین شده است. شرط مرزی ایرفویل و طرح مش همانند نمونه اثر زمین است. برای هر دو حالت پایا (برای نمونه جریان متصل در زاویه حمله‌های کم تا متوسط) و جریان ناپایا (در نمونه جریان جدا شده در زاویه حمله‌های زیاد) معادلات ناویر-استوکس میانگین گیری شده رینولدز تراکم پذیر^۱ با مدل توربولانسی $k - \omega SST$ با استفاده از روش حجم محدود^۲ حل شده‌اند. طرح مرتبه دوم بالادست^۳ برای جملات جابجایی^۴، یک طرح تفاضل مرکزی مرتبه دوم^۵ برای جملات پخشی^۶ در معادلات حاکم استفاده شده است و یک طرح ضمنی مرتبه اول^۷ برای حالت ناپایا در معادلات حاکم استفاده شده است.

از الگوریتم سیمپل^۸ برای کوپل فشار-سرعت^۹ استفاده شده است. گام زمانی $\Delta t = T/100$ مورد استفاده قرار گرفته است [73]. همگرایی نیروهای آئرو دینامیکی پرئودیک بعد از تعداد ۲۰۰۰۰ گام زمانی به دست آمده است. نیروهای آئرو دینامیکی متوسط زمانی در یک دوره برای آنالیز نتایج استفاده شده است.

۴-۲-۳- اعتبار سنجی روش عددی

در ابتدا، استقلال از شبکه برای حل محاسباتی ناحیه جریان یک ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله

^۱ Compressible Reynolds-Averaged Navier–Stokes

^۲ Finite volume

^۳ second-order upwind

^۴ convection terms

^۵ second-order central difference scheme

^۶ Diffusion terms

^۷ first order implicit scheme

^۸ simple

^۹ pressure–velocity coupling

۶ درجه و عدد رینولدز 6×10^6 در جریان نامحدود و اثر زمین با ارتفاع نسبت به وتر 0.1 مشخص شده است. نتایجی که در جدول ۴-۱ خلاصه شده‌اند نشان داده‌اند که مش متوسط برای پیش‌بینی هر دو نیروی برآ و پسا قابل قبول است بنابراین مش متوسط در شبیه‌سازی موجود در این مقاله به کار برده شده است.

دقت روش عددی برای پیش‌بینی ناحیه جریان در اثر زمین توسط محاسبه ناحیه جریان ایرفویل معکوس Tyrell-026 بسیار انحنای داده شده ارزیابی شده است. شرایط شبیه‌سازی در این حالت، زاویه حمله $3/6$ درجه و سرعت جریان آزاد برابر با 30 متر بر ثانیه و عدد رینولدز $4/6 \times 10^6$ و ارتفاع نسبت به وتر برابر با 0.224 متناظر با شرایط تجربی است. توزیع فشار پیش‌بینی شده دقیقاً با نتایج دینامیک سیالات محاسباتی در کار وگت^۱ و باربر^۲ [74] همانند شکل ۴-۳ نشان داده شده و با نتایج تجربی مقایسه شده است. پیک مکش در همه نتایج دینامیک سیالات محاسباتی کمی بالاتر است.

جدول ۴-۱- ارزیابی استقلال شبکه از راه حل محاسبه شده [27]

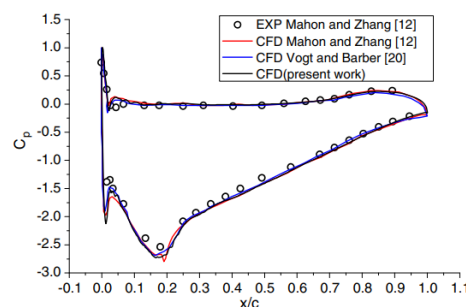
Mesh	Cell numbers	y^+	C_L	C_D
Unbounded flow				
Coarse	137000	2	1.1205	0.012025
Medium	250000	1	1.1194	0.012162
Fine	510000	2.3	1.1192	0.012180
Ground effect with $h/c=0.1$				
Coarse	156000	2	1.2803	0.009365
Medium	316000	1	1.2746	0.009983
Fine	676000	2.3	1.2742	0.010089

نتایج آن‌ها نشان داده است که اثر سه‌بعدی را به طور کامل نمی‌توان رد کرد اگرچه صفحات انتهایی بر روی بال سه‌بعدی در آزمایش نصب شده است. این بررسی به عنوان یک نتیجه اساسی برای تفاوت در پیش‌بینی پیک مکش در شبیه‌سازی دوبعدی و نتایج سه‌بعدی قابل پیش‌بینی روش عددی برای جریان جدا شده در زاویه حمله‌های بالا توسط محاسبه ناحیه جریان ایرفویل NACA4412 ارزیابی شده است.

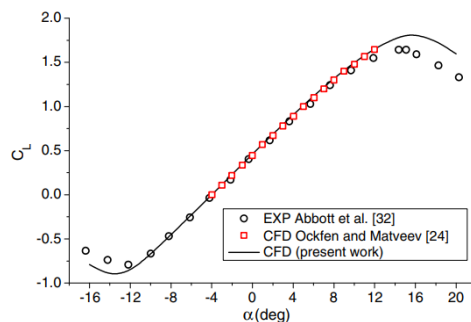
^۱ Vogt

^۲ Barber

منحنی نیروی برآ از نتایج دینامیک سیالات محاسباتی، نتایج تجربی NASA و نتایج دینامیک سیالات محاسباتی اکفن^۱ و ماتویو^۲ [75] در شکل ۴-۴ مقایسه شده است در مقایسه با داده‌های تجربی، پیش-بینی‌های نتایج حاصل از دینامیک سیالات محاسباتی برای قسمت خطی و قسمت غیرخطی نیروی برآ (قبل از زاویه حمله استال) بسیار دقیق است اما ضرایب آئرو دینامیکی فراتر از زاویه حمله استال به دلیل تأخیر پیش‌بینی جریان جدا شده در محاسبات دینامیک سیالات محاسباتی هستند.



شکل ۴-۳- توزیع ضریب فشار بر روی ایرفویل Tyrell-0.26 تحت اثر زمین [24]



شکل ۴-۴- منحنی نیروی برآ ایرفویل NACA4412 در جریان بدون مرز [24]

این تفاوت در پیش‌بینی‌های نتایج حاصل از دینامیک سیالات محاسباتی و داده‌های تجربی در رژیم دارای استال می‌تواند به سه دلیل باشد.

۱- مدل توربولانسی $k - \omega SST$ در محاسبات، یک جریان کامل توربولانسی را ارزیابی کرده است.

این ارزیابی معمولاً منجر به پیش‌بینی بیش از حد ویسکوزیته‌های گردابی توربولانسی در لایه‌های

مرزی شده است، در نتیجه گشتاور به مناطق نزدیک دیواره انتقال یافته است که اجازه داده تا

^۱ Ockfen

^۲ Matveev

لایه‌های مرزی از مناطق گرادیان فشار نامطلوب عبور کنند و در نتیجه، جداسازی را به تأخیر افتاده است.

۲- تراکم شبکه‌بندی در مناطق جریان جدا شده و لایه‌های مرزی به اندازه کافی بزرگ نبوده تا جریان جدا شده را به طور دقیق پیش‌بینی کنند.

۳- طرح گسسته سازی فضایی مرتبه دوم^۱ که در شبیه‌سازی حاضر به کار رفته است، ممکن است

برای شبیه‌سازی دقیق مناطق جریان جدا شده در شبکه‌بندی‌های به کار رفته مناسب نباشد.

لازم به ذکر است که دلیل ۲ و ۳ به هم پیوسته‌اند. ممکن است که تراکم مش بالاتر با الگوریتم دقیق

مرتبه دوم یا الگوریتم دقیق مرتبه بالاتر در تراکم مش مناسب برای حل دقیق منطقه جریان جدا شده لازم باشد.

۳-۴- نتایج و بحث

۳-۴-۱- خصوصیات نیروی برآ

برای راحتی در توضیح نتایج، معانی زیر و نکاتی که به نیروی برآ مربوط است معرفی شده است. ضریب برآی کلی یک ایرفویل در معادله (۱-۴) تعریف شده است.

$$C_L = \frac{1}{0.5\rho V_\infty^2 c} \oint_{s_{up}+s_{low}} ((P - P_\infty)n + \tau).jdS \quad (1-4)$$

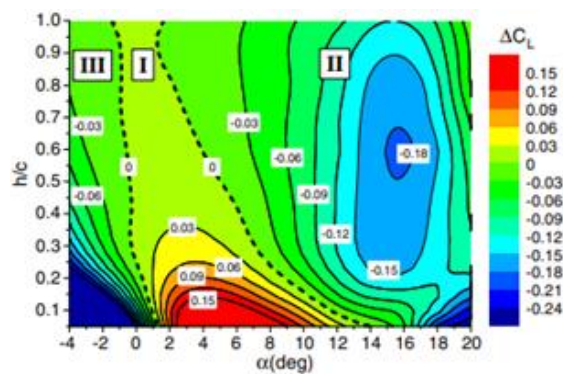
ضریب برآی سطح بالایی ایرفویل در معادله (۲-۴) تعریف شده است.

$$C_{L,up} = \frac{1}{0.5\rho V_\infty^2 c} \oint_{s_{up}} ((P - P_\infty)n + \tau).jdS \quad (2-4)$$

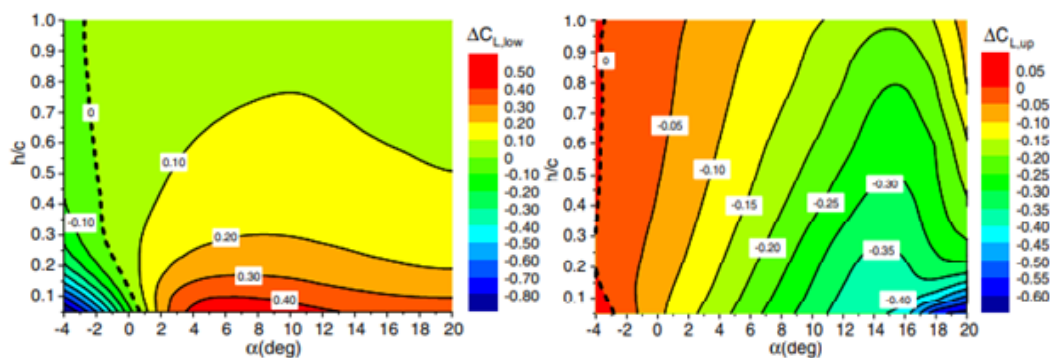
ضریب برآی سطح پایینی ایرفویل در معادله (۳-۴) تعریف شده است

$$C_{L,low} = \frac{1}{0.5\rho V_\infty^2 c} \oint_{s_{low}} ((P - P_\infty)n + \tau).jdS \quad (3-4)$$

^۱ second-order spatial discretization



الف) کانتور افزایش نیروی برآ در سطح کلی ایرفویل

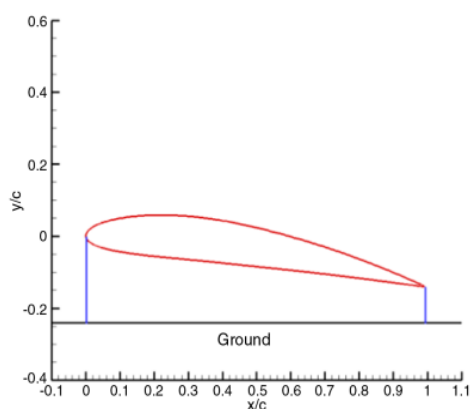


ب) کانتور افزایش نیروی برآ در سطح بالایی ایرفویل ج) کانتور افزایش نیروی برآ در سطح پایینی ایرفویل

شکل ۴-۵- کانتور افزایش ضریب برآ ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله و ارتفاع از زمین [24]

و نیروی برآ کلی به صورت معادله (۴-۴) نوشته شده است.

$$C_L = C_{L,up} + C_{L,low} \quad (۴-۴)$$



شکل ۴-۶- مسیر همگرایی بین سطح زیرین ایرفویل NACA4412 و زمین در زاویه حمله ۸ درجه [24]

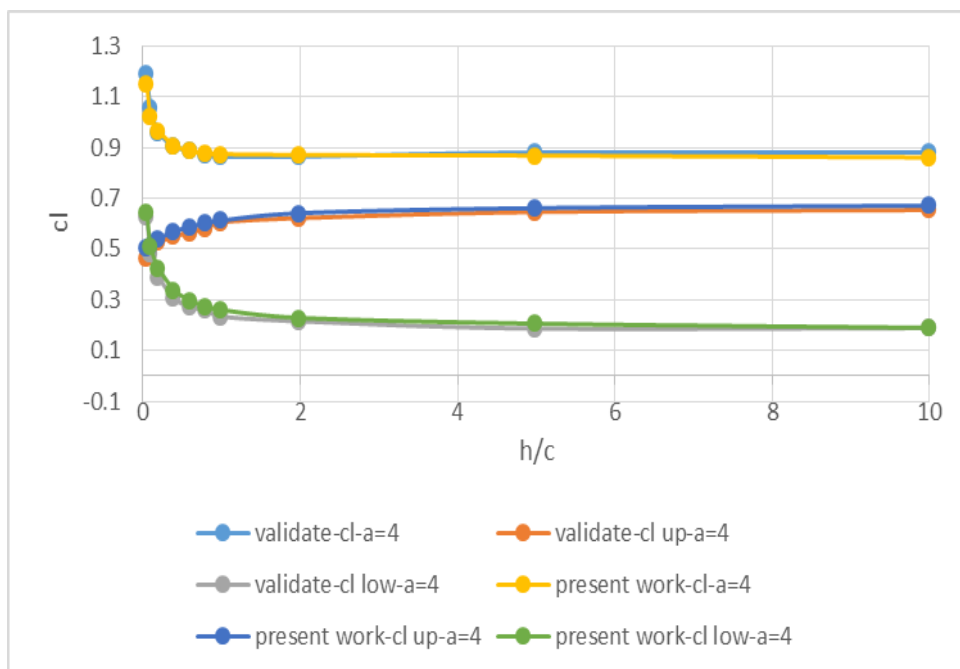
برای ناحیه اثر زمین با ارتفاع h ، افزایش نیروی برآ در کل، سطح بالایی و سطح پایینی ایرفویل بنا بر اثر زمین به صورت معادلات (۵-۴) تا (۷-۴) آورده شده است.

$$\Delta C_L = (C_L)_h - (C_L)_\infty \quad (۵-۴)$$

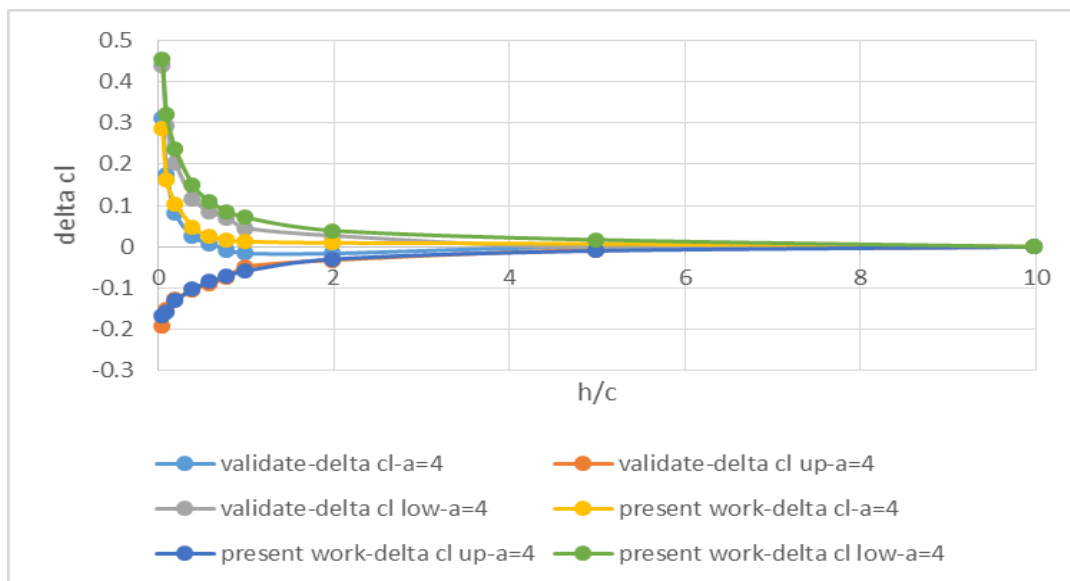
$$\Delta C_{L,up} = (C_{L,up})_h - (C_{L,up})_\infty \quad (۶-۴)$$

$$\Delta C_{L,low} = (C_{L,low})_h - (C_{L,low})_\infty \quad (۷-۴)$$

با مقایسه جریان بدون مرز با اثر زمین، حداکثر ضریب برآ، کمترین حالت برای ارتفاع نسبت به وتر ۱ و بزرگترین حالت برای ارتفاع ۰/۵ وتر بوده است. خصوصیات پدیده استال برای ارتفاع‌های ۰/۵ وتر و ۰/۱ وتر شدیدتر شده است.

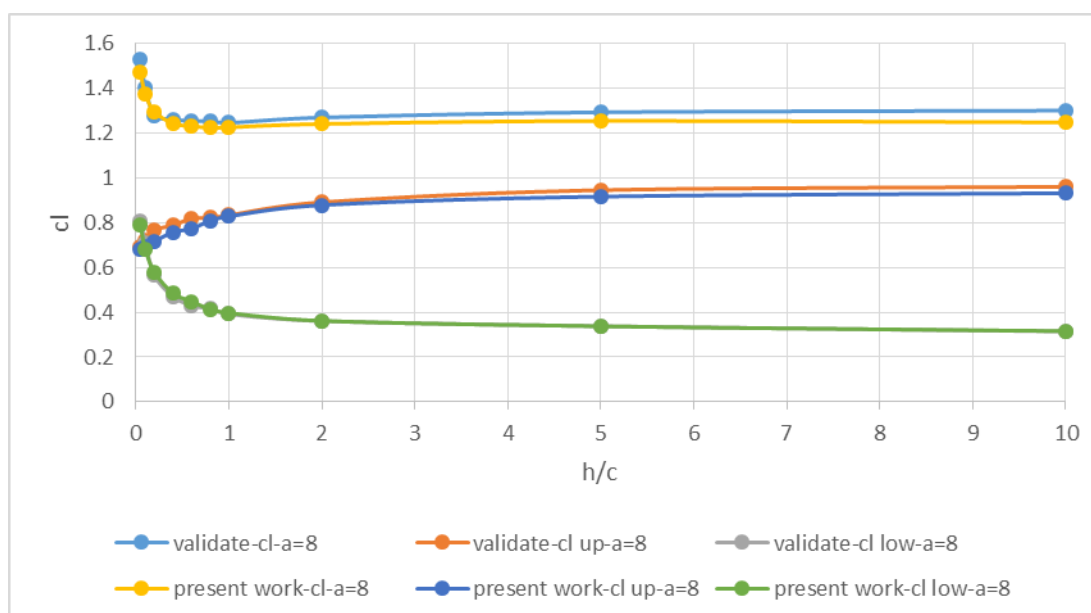


الف) نمودار تغییرات ضریب برآ در زاویه حمله ۴ درجه

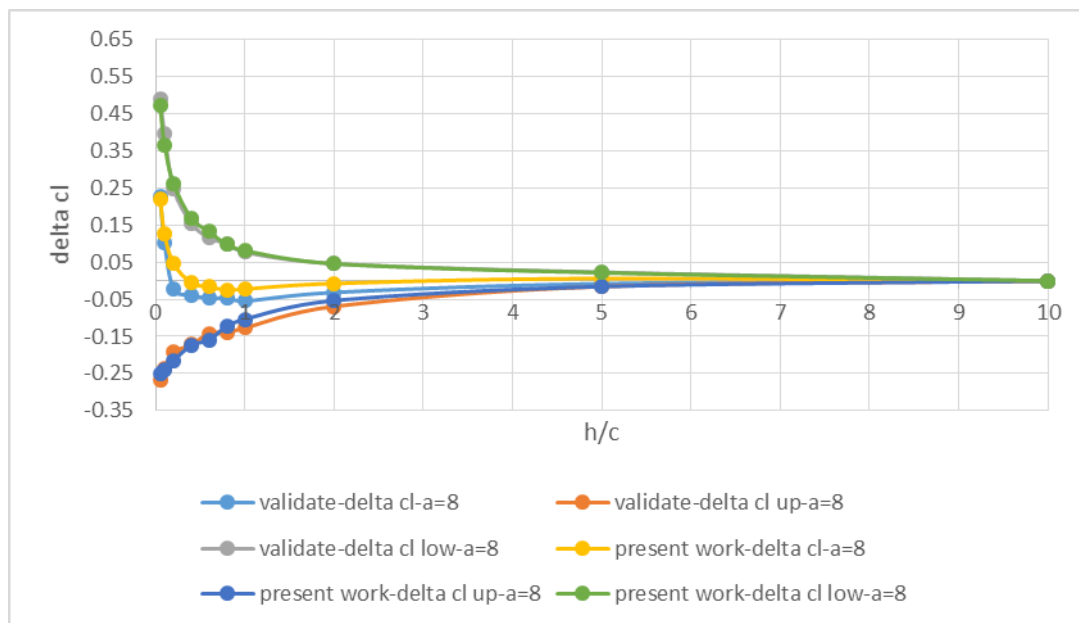


ب) نمودار تغییرات افزایش ضریب برآ در زاویه حمله ۴ درجه

شکل ۴-۷ تغییرات ضریب برآ و افزایش ضریب برآ با ارتفاع در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه [24]



الف) نمودار تغییرات ضریب برآ در زاویه حمله ۸ درجه



ب) نمودار تغییرات افزایش ضریب برآ در زاویه حمله ۸ درجه

شکل ۴-۸ تغییرات ضریب برآ و افزایش ضریب برآ با ارتفاع در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۸ درجه [24]

برای همه زاویه حمله‌ها، در سطح بالایی ایرفویل ضریب برآی مثبت تولید شده است که با کاهش ارتفاع کاهش یافته است. هرچه زاویه حمله بزرگ‌تر شده، کاهش ضریب برآی سطح فوقانی نیز بیشتر شده است. برای زاویه حمله‌های کم، متوسط، زیاد، سطح پایینی، ضریب برآی مثبت تولید کرده است که با کاهش ارتفاع افزایش یافته است. برای زاویه حمله منفی، سطح پایینی، ضریب برآی منفی تولید کرده است که با کاهش ارتفاع کاهش یافته است.

ژانگ و زریهان [10] مشخص کرده‌اند که ارتفاع بحرانی تقریباً در ارتفاع 0.1 وتر برای وتر دوبعدی تحت اثر زمین در زاویه حمله‌های کم تا متوسط است. در زاویه حمله منفی تا متوسط ($-4 < \alpha < 8$) ارتفاع بحرانی می‌تواند به اندازه یک وتر باشد علاوه بر این وقتی h/c از ∞ به ۱ کاهش یافته است، ضریب برآی کلی به طور قابل‌مقایسه‌ای برای زاویه حمله‌های منفی تا متوسط تغییر نکرده است ولی تغییرات ضریب برآ در دو سطح بالایی و پایینی ایرفویل مشهود است.

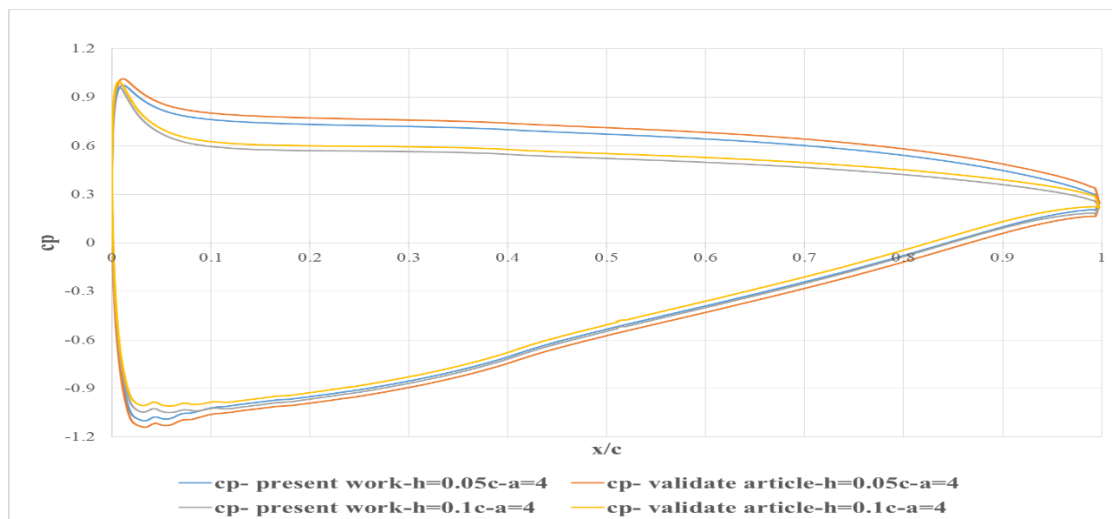
برای زاویه حمله و نسبت ارتفاع به وتر ایرفویل، کانتور افزایش ضریب برآی ایرفویل NACA4412 در شکل ۴-۵ نشان داده شده است که بر اساس علامت مقدار کل افزایش ضریب برآ است که این کانتور

به سه ناحیه تقسیم شده است (شکل ۴-۵-الف). ناحیه ۱، اثر زمین مثبت، ناحیه ۲، اثر زمین منفی و ناحیه ۳، اثر زمین منفی. خصوصیات ضریب برآ و فیزیک جریان برای زاویه حمله‌های معمولی در این سه ناحیه با جزئیات تجزیه و تحلیل شده‌اند.

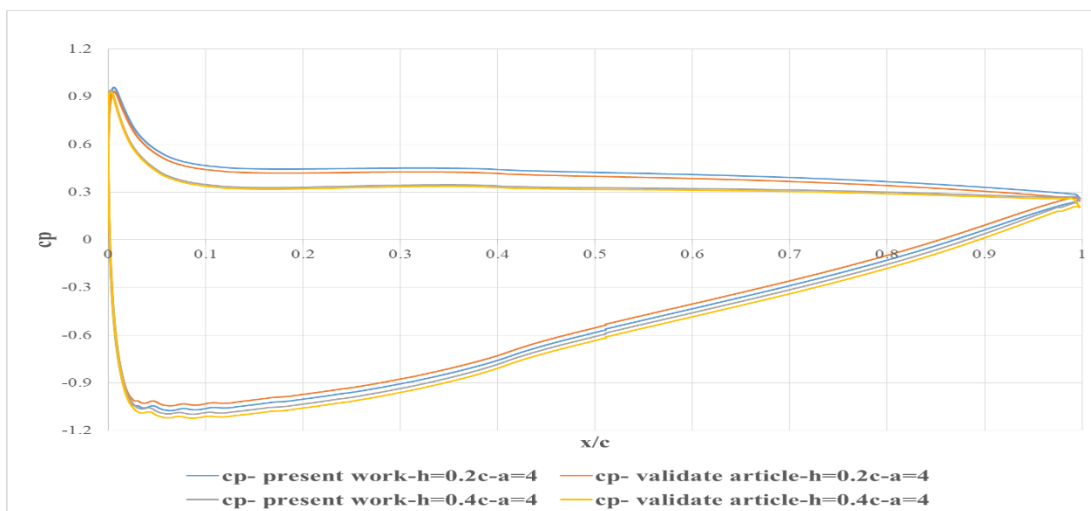
۴-۳-۲- زاویه حمله کم تا متوسط

۴-۳-۲-۱- نیروی برآ و توزیع فشار

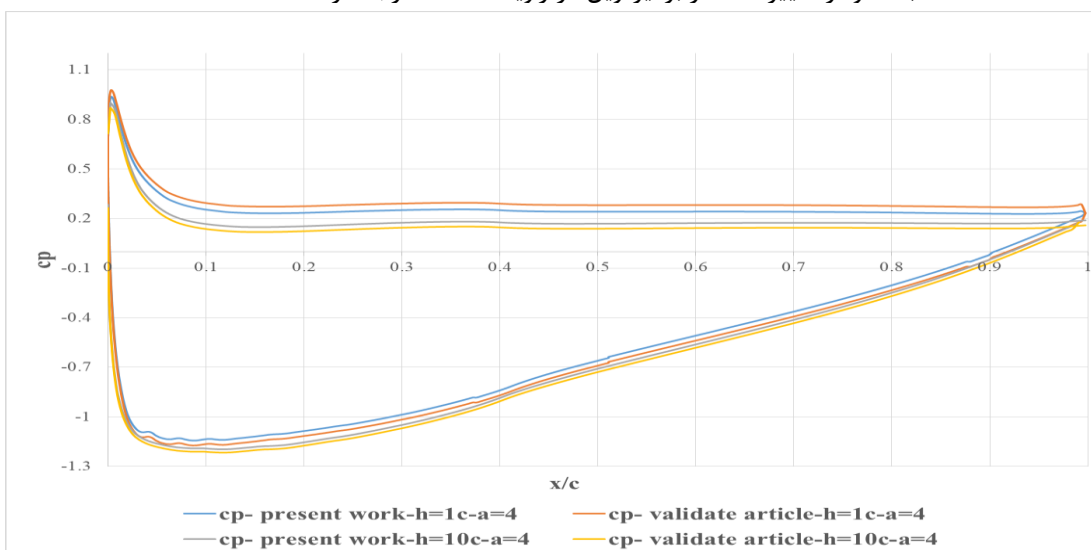
برای محدوده زاویه حمله کم تا متوسط وقتی ارتفاع کاهش می‌یابد، ایرفویل از ناحیه ۲ به ناحیه ۱ وارد شده است (شکل ۴-۵-الف). در این محدوده زاویه حمله، دو حالت معمولی با زاویه حمله ۴ و ۸ درجه می‌شود. فضای بین سطح زیرین ایرفویل و زمین که یک کانال همگرا معمولی را تشکیل داده است که در شکل ۴-۶ نشان داده شده است. شکل ۴-۷ و ۴-۸ تغییرات در ضریب برآ و افزایش ضریب برآ را با تغییرات ارتفاع، در زاویه حمله ۴ و ۸ درجه نشان داده است. در تجزیه و تحلیل نمودارهای تغییرات ضریب برآ و افزایش ضریب برآ $h/c = 10$ جریان نامحدود را نشان داده است.



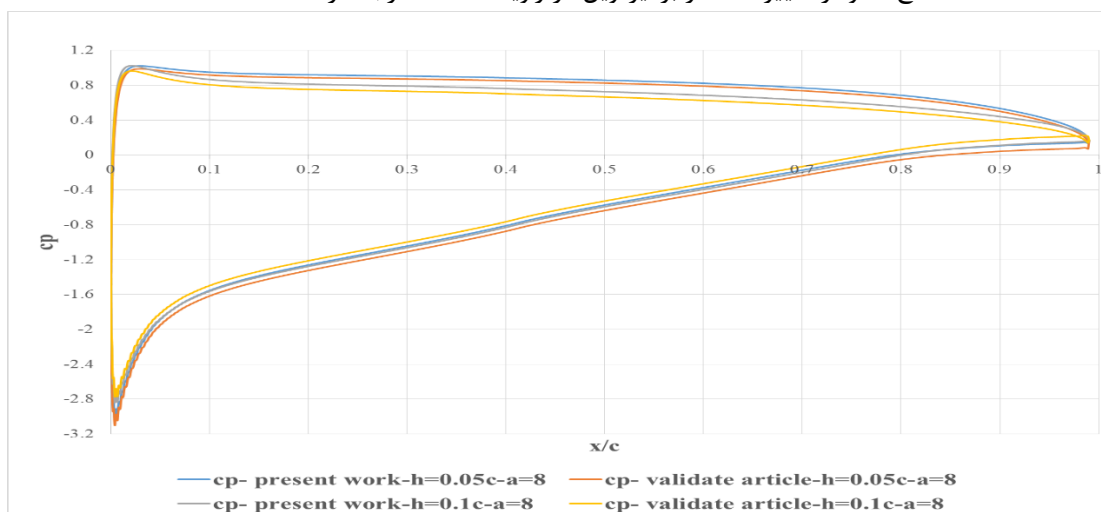
الف) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله ۴ درجه در $h/c = 0.05, 0.1$



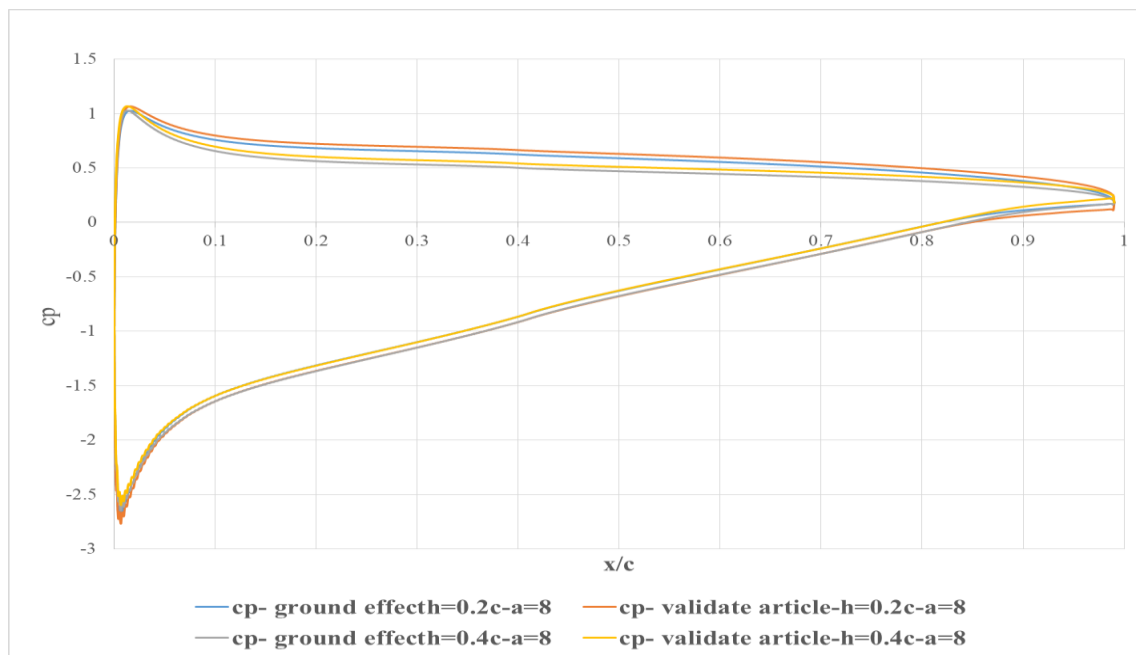
ب) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله ۴ درجه در $h/c = 0.2, 0.4$



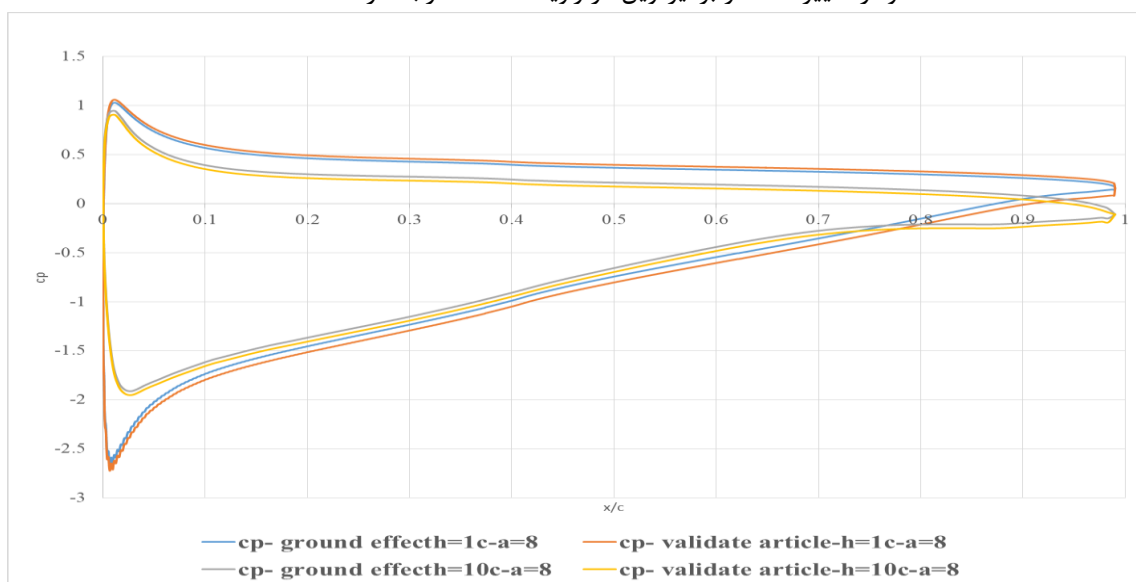
ج) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله ۴ درجه در $h/c = 1, 10$



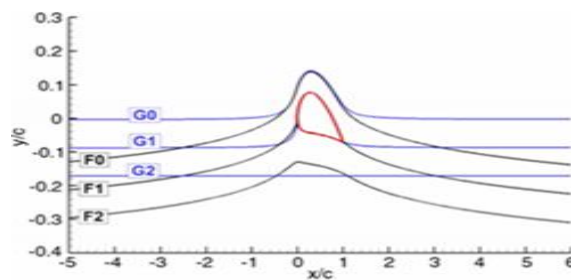
د) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله ۸ درجه در $h/c = 0.05, 0.1$



ه) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله ۸ درجه در $h/c = 0.2, 0.4$



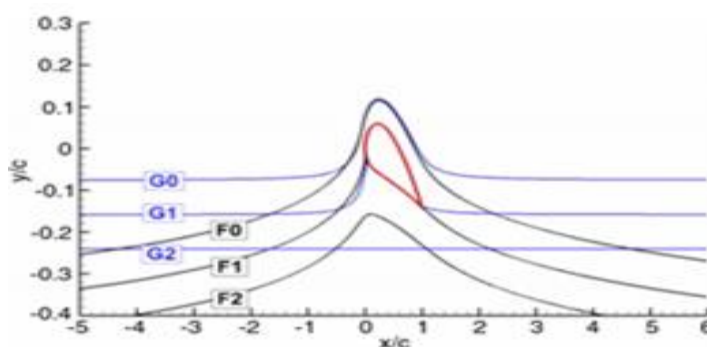
ی) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله ۸ درجه در $h/c = 1, 10$
 شکل ۴-۹- توزیع ضریب فشار روی ایرفویل NACA4412 در ارتفاعات مختلف [24]



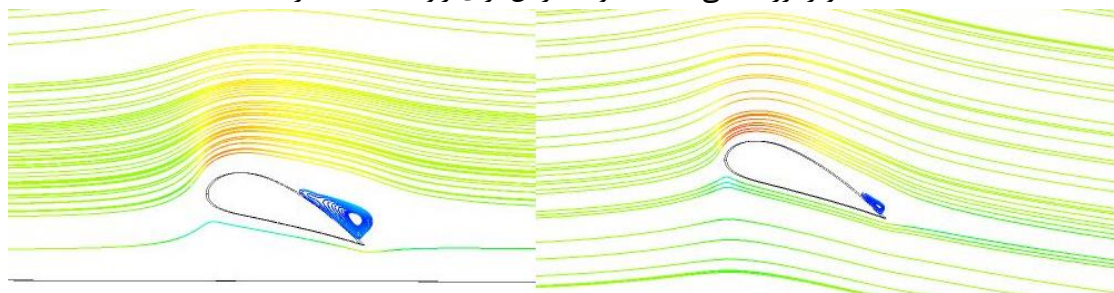
الف) تصویر بزرگنمایی شده خطوط جریان برای زاویه حمله ۴ درجه [24]



الف) تصویر بزرگنمایی شده خطوط جریان برای زاویه حمله ۴ درجه (تصویر سمت چپ حالت اثر زمین و تصویر سمت راست جریان آزاد می باشد)



ب) تصویر بزرگنمایی شده خطوط جریان برای زاویه حمله ۸ درجه [24]



ب) تصویر بزرگنمایی شده خطوط جریان برای زاویه حمله ۸ درجه (تصویر سمت چپ حالت اثر زمین و تصویر سمت راست جریان آزاد می باشد)

شکل ۴-۱۰- خطوط جریان در اطراف ایرفویل NACA4412 در ارتفاع از زمین ۰/۱ نسبت به وتر، جریان نامحدود (F0, F1, F2) و اثر زمین (G0, G1, G2), [24]

در جریان نامحدود ضریب برآ در سطح بالایی ایرفویل بیشتر از ضریب برآ است. وقتی ارتفاع کاهش می یابد، ضریب برآ در سطح بالایی ایرفویل به تدریج کاهش می یابد. و ضریب برآ در سطح پایینی

ایرفویل به تدریج افزایش می‌یابد. هرچه ارتفاع کم‌تر باشد، افزایش ضریب برآ در سطح پایینی ایرفویل سریع‌تر است بنابراین ضریب برآ در سطح پایینی ایرفویل در ارتفاعات بسیار کوچک از ضریب برآ در سطح بالایی ایرفویل بیشتر است.

در برخی از مقادیر زاویه حمله، ارتفاعی وجود دارد که منجر به $\Delta C_L = 0$ می‌شود که منحنی افزایش ضریب برآ را به دو قسمت تقسیم می‌کند. منطقه کاهش ضریب برآ (ناحیه ۲) و منطقه تقویت‌کننده ضریب برآ (ناحیه ۱).

از ارتفاع $h/c = \infty$ تا ارتفاع برای حالتی که $\Delta C_L = 0$ است، ΔC_L کمتر از صفر بوده زیرا $|\Delta C_{L,up}| > |\Delta C_{L,low}|$ در این ناحیه روند ضریب برآ کلی تحت تأثیر سطح بالایی است. برای ارتفاعی که $\Delta C_L = 0$ است تا ارتفاع 0.5 وتر، ΔC_L بیشتر از صفر است زیرا $|\Delta C_{L,low}| < |\Delta C_{L,up}|$ و به طور چشمگیری افزایش می‌یابد. در این ناحیه روند ضریب برآ کلی تحت تأثیر سطح پایینی است.

برای دو زاویه حمله به نظر می‌رسد تقریباً تغییری در روند توزیع فشار با ارتفاع ایجاد نمی‌شود. وقتی ارتفاع کاهش می‌یابد ضریب فشار سطح بالایی در ابتدا به سرعت و سپس به آرامی افزایش می‌یابد که باعث می‌شود ضریب برآ در سطح بالایی ایرفویل کاهش یابد و ضریب فشار سطح پایینی ایرفویل در ابتدا به آرامی و سپس به سرعت کاهش یابد در نتیجه باعث افزایش ضریب برآ در سطح پایینی ایرفویل می‌شود.

از $h/c = \infty$ تا ارتفاع 0.2 وتر نقطه اوج^۱ مکش به طور پیوسته تا حداقل خود، کاهش یافته است. زمانی که ارتفاع همچنان کاهش می‌یابد نقطه اوج مکش مقداری افزایش پیدا کرده که باعث ایجاد گرادیان فشار نامطلوب در امتداد جهت وتر می‌شود.

^۱ Peak

۴-۳-۲-۲- فیزیک جریان

شکل ۴-۱۰ خطوط جریان حول ایرفویل NACA4412 در جریان بدون مرز و در ناحیه اثر زمین با ارتفاع ۰/۱ وتر را نشان می‌دهد.

دو خط جریان ویژه در اطراف ایرفویل در این ناحیه وجود دارد. یکی از آن‌ها در نقطه سکون روی ایرفویل خاتمه می‌یابد و دیگری از لبه فرار ایرفویل شروع می‌شود. این دو جریان در مجموع، به عنوان خطوط جریان سکون هستند که جریان بالادست را به دو شاخه تقسیم می‌کنند. یکی از آن‌ها از بالای ایرفویل و دیگری از پایین ایرفویل عبور می‌کند. در جریان بدون مرز و ناحیه جریان اثر زمین خطوط جریان سکون را به ترتیب F_1 و G_1 می‌نامند.

گفته می‌شود که خط جریان G_0 با زمین برای ناحیه جریان اثر زمین در ارتفاع ۰/۱ وتر برخورد دارد. برای زاویه حمله که ضریب برآ مثبت تولید می‌کند، ایرفویل باعث می‌شود که جریان‌های اطراف به سمت بالا منحرف شوند. در ناحیه جریان بدون مرز، ناحیه منحرف شده از ورودی به خروجی، بسیار بزرگ است. به هر حال در ناحیه جریان اثر زمین این بخش، بسیار کوچک‌تر و تنها در مجاورت ایرفویل است. G_0 و G_2 تا زمانی که به لبه حمله ایرفویل برسند به صورت صاف باقی می‌مانند.

در این پدیده، اثر زمین، کاهش خطوط جریان و انحراف فراوزش، دو نتیجه را به وجود می‌آورد: یکی از آن‌ها کاهش زاویه حمله مؤثر و دیگری مسدود کردن جریان هوا در زیر ایرفویل است.

در هر دو میدان جریان نامحدود و میدان جریان اثر زمین، خطوط جریان $(F_1$ و $F_2)$ و $(G_1$ و $G_2)$ به ترتیب یک لوله جریان معمولی در زیر ایرفویل NACA4412 تشکیل می‌دهند.

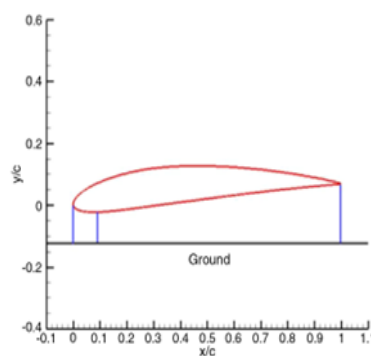
در اثر زمین زاویه حمله مؤثر کاهش می‌یابد که باعث افزایش $C_{p,up}$ و کاهش ضریب فشار سطح پایینی ایرفویل می‌شود و جریان هوا مسدود شده که باعث افزایش ضریب فشار سطح پایینی ایرفویل می‌شود. ترکیب این دو اثر باعث افزایش هر دو ضریب فشار سطح پایینی ایرفویل و ضریب فشار سطح بالایی ایرفویل می‌شود.

وقتی که از $h/c = \infty$ تا ارتفاع برای حالتی که $\Delta C_L = 0$ است، کاهش یابد زاویه حمله مؤثر غالب است بنابراین $|\Delta C_{L,up}| > |\Delta C_{L,low}|$ و ضریب برآی کلی کاهش می‌یابد که منجر به اثر زمین منفی می‌شود. برای وقتی که ارتفاع در حالت $\Delta C_L = 0$ است تا وقتی که به ارتفاع 0.50 وتر کاهش می‌یابد، جریان هوای مسدود شده غالب می‌شود بنابراین $|\Delta C_{L,up}| < |\Delta C_{L,low}|$ و ضریب برآی کلی افزایش می‌یابد و منجر به اثر زمین مثبت می‌شود.

۳-۳-۴- زاویه حمله منفی

۳-۳-۴-۱- نیروی برآ و توزیع فشار

در محدوده زاویه حمله منفی واقع در ناحیه ۳ (شکل ۴-۵-الف) حالت معمولی زاویه حمله ۴- درجه مورد بررسی قرار داده می‌شود که در آن جریان عبوری بین سطح پایینی ایرفویل و زمین، یک کانال همگرا-واگرا معمولی مانند یک لوله ونتوری دوبعدی است. (همان‌طور که در شکل ۴-۱۱ نشان داده شده است). بنابراین جریان هوا در قسمت گلو^۱ به حداکثر می‌رسد و سپس به تدریج کاهش می‌یابد و در نتیجه اوج مکش بیشتری در قسمت گلو ایجاد می‌شود.



شکل ۴-۱۱- مسیر همگرا-واگرا بین سطح پایینی ایرفویل NACA4412 و زمین در زاویه حمله ۴- درجه [24]

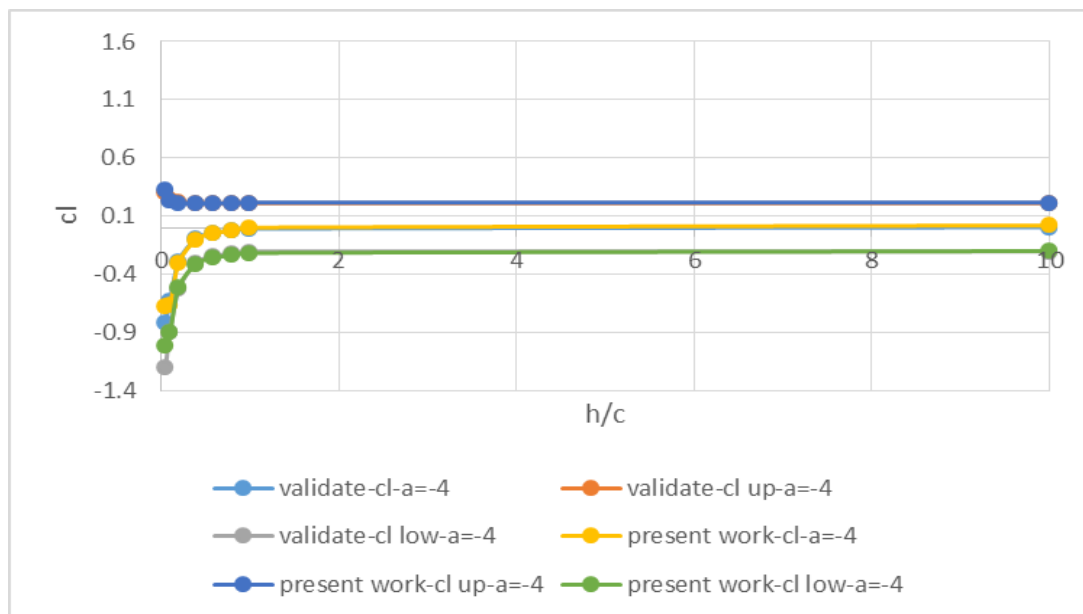
^۱ Throat

شکل ۴-۱۲ تغییرات در ضریب برآ و افزایش ضریب برآ با ارتفاع را نشان می‌دهد. وقتی که ارتفاع کاهش می‌یابد، ضریب برآ در سطح بالایی ایرفویل در ابتدا تغییری نمی‌کند و سپس به آرامی افزایش می‌یابد ($h/c \leq 0.1$) و ضریب برآ در سطح پایینی ایرفویل در ابتدا به تدریج و سپس به طور چشمگیری کاهش می‌یابد در نتیجه روند ضریب برآ کلی توسط سطح پایینی ایرفویل مشخص می‌شود، بنابراین با کاهش ارتفاع ضریب برآ کاهش می‌یابد.

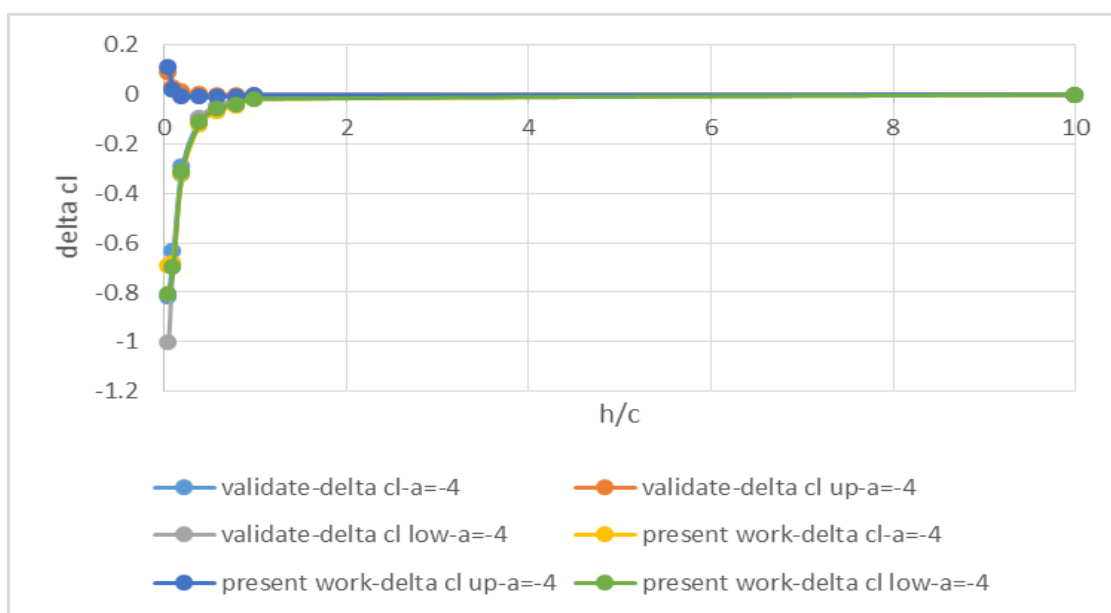
شکل ۴-۱۳ توزیع ضریب فشار بر روی ایرفویل NACA4412 در ارتفاع‌های متفاوت در زاویه حمله ۴- درجه را نشان می‌دهد. وقتی که ارتفاع کاهش می‌یابد، ضریب فشار سطح بالایی ایرفویل در ابتدا تغییر نمی‌کند و سپس به آرامی کاهش می‌یابد بنابراین نقطه اوج مکش روی سطح پایینی افزایش می‌یابد و ناحیه مکش بزرگ می‌شود.

۴-۳-۳-۲- فیزیک جریان

شکل ۴-۱۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل NACA4412 را در زاویه حمله ۴- درجه نشان می‌دهد. در کل محدوده تغییرات ارتفاع ضریب برآ منفی است (شکل ۴-۱۲-الف را ببینید) بنابراین ایرفویل باعث می‌شود که جریان‌های اطراف به سمت پایین منحرف شوند که برخلاف آنچه در موارد قبلی مشاهده شد، تولید ضریب برآ مثبت در زاویه حمله مثبت است.

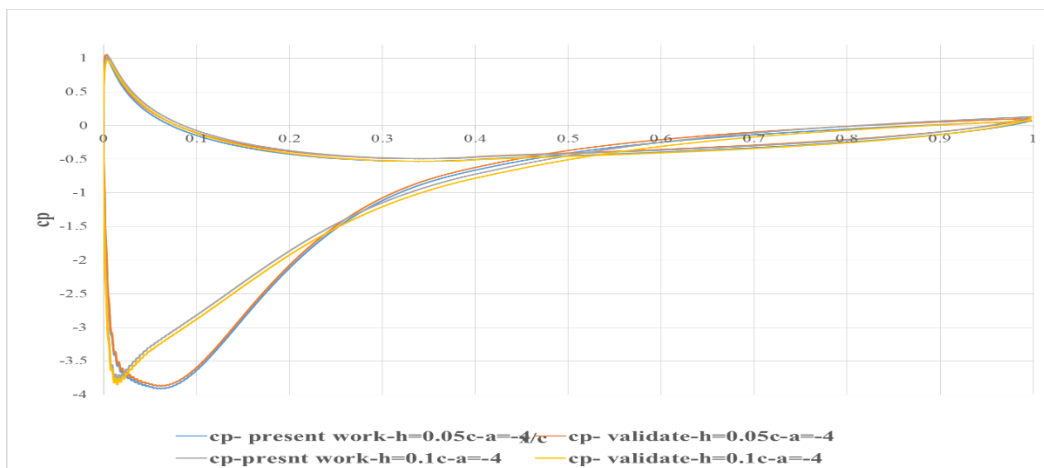


الف) نمودار ضرایب برآ در زاویه حمله ۴- درجه

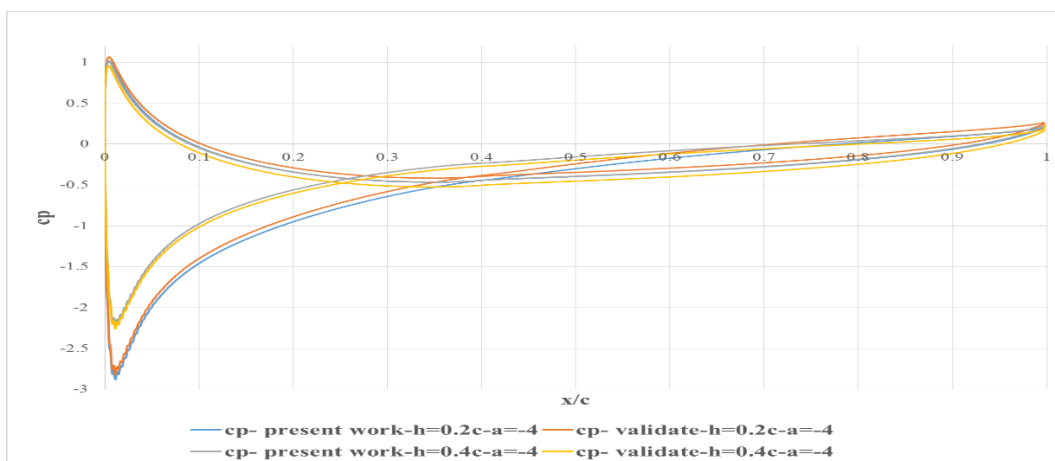


ب) نمودار افزایش ضرایب برآ در زاویه حمله ۴- درجه

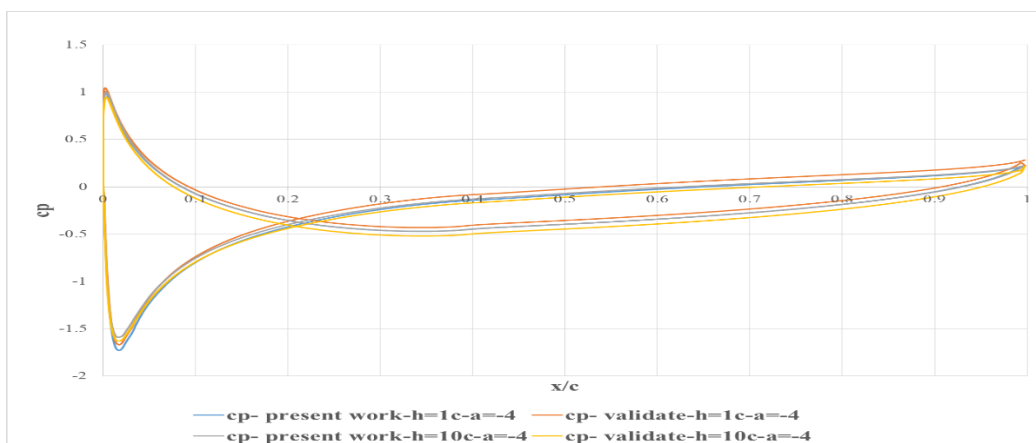
شکل ۴-۱۲- ضریب برآ و افزایش ضریب برآ با ارتفاع در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴- درجه [24]



الف) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله -4° در $h/c = 0.05, 0.1$

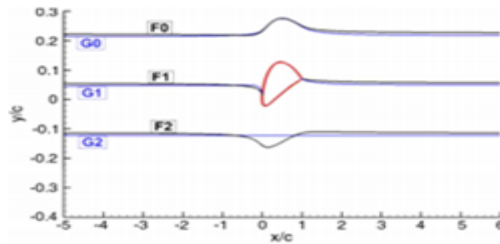


ب) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله -4° در $h/c = 0.2, 0.4$

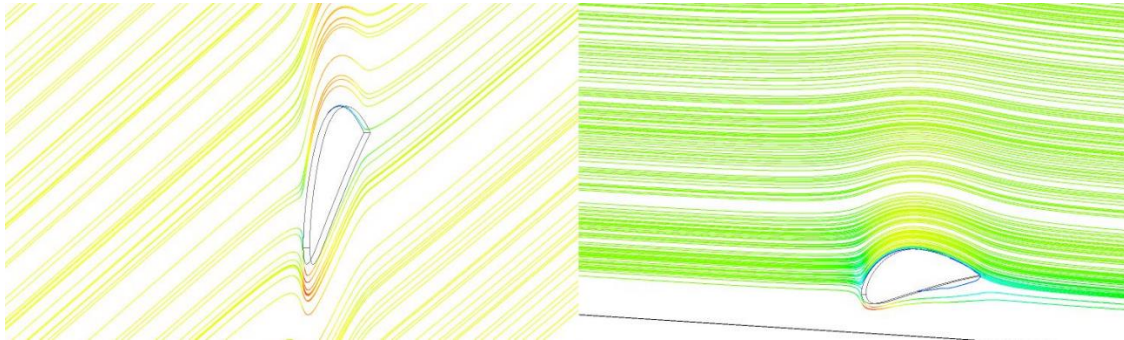


ج) نمودار تغییرات فشار بر ایرفویل در زاویه حمله -4° در $h/c = 1, 10$

شکل ۴-۱۳- توزیع ضریب فشار در ایرفویل NACA4412 در ارتفاعات مختلف در زاویه حمله -4° درجه [24]



الف) تصویر بزرگنمایی شده خطوط جریان رای زاویه حمله ۴- درجه [24]



الف) تصویر بزرگنمایی شده خطوط جریان (تصویر سمت راست حالت اثر زمین و تصویر سمت چپ جریان آزاد است) شکل ۴-۱۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل NACA4412 در ارتفاع از زمین ۰/۱ نسبت به وتر، جریان نامحدود (F2, F1, F0) و اثر زمین (G0, G1, G2)، [24]

در اثر زمین در زاویه حمله ۴- درجه زاویه حمله مؤثر افزایش می‌یابد که باعث می‌شود در ارتفاعات کوچک ضریب فشار سطح بالایی ایرفویل کاهش (در اینجا سطح فوقانی طرف فشار است) و ضریب فشار سطح پایینی ایرفویل افزایش (در اینجا سطح پایینی طرف مکش است) و اثر ونتوری افزایش یابد که این خود باعث می‌شود ضریب فشار سطح پایینی ایرفویل به تدریج کاهش یابد. چون اثر افزایشی زاویه حمله مؤثر بسیار ضعیف‌تر از اثر ونتوری است روند ضریب برآ کلی با اثر ونتوری مشخص می‌شود.

۴-۴- نتیجه‌گیری

۱) برای زاویه حمله‌های کم تا متوسط، وقتی ارتفاع کاهش می‌یابد، ایرفویل از ناحیه دوم به ناحیه اول وارد می‌شود و فشار روی سطح پایینی ایرفویل بنا بر مسدود شدن جریان هوا در مسیر همگرایی بین سطح پایینی ایرفویل و زمین، افزایش می‌یابد و فشار در سطح بالایی ایرفویل به

خاطر کاهش زاویه حمله مؤثر به عنوان نتیجه‌ای از کاهش انحراف به سمت بالای خطوط جریان، کاهش می‌یابد. در ناحیه دوم اثر مسدود شدن جریان هوا ضعیف‌تر از کاهش در زاویه حمله مؤثر است که منجر به افزایش یک نیروی برآ منفی شده است. در ناحیه اول اثر مسدود شدن جریان، قوی‌تر از اثر کاهش در زاویه حمله مؤثر است که منجر به افزایش نیروی برآ مثبت می‌شود.

۲) برای زاویه حمله‌های منفی واقع در ناحیه سوم، زمانی که ارتفاع کاهش می‌یابد مکش روی سطح پایینی ایرفویل به خاطر وجود اثر ونتوری در مسیر همگرایی-واگرایی بین سطح پایینی ایرفویل و زمین، افزایش می‌یابد. اثر ونتوری، به خاطر وجود انحراف رو به پایین خطوط جریان، بسیار قوی‌تر از اثر افزایش زاویه حمله مؤثر است، بنابراین افزایش نیروی برآ منفی است.

فصل پنجم: نتایج

۵-۱- توضیحات مسئله

در این بخش مسئله به شرح پدیده اثر زمین بر فراز سطح دریا و در فورس دریایی مورد نظر پرداخته می‌شود.

۵-۱-۱- مورد مطالعاتی و فورس دریایی

۵-۱-۱-۱- مورد مطالعاتی

خلیج فارس بین شبه‌جزیره عربستان و جنوب ایران قرار دارد که با قطر، امارات متحده عربی، عربستان سعودی، بحرین، کویت و عراق همسایه است. مساحت این دریا در حدود ۲۴۱۰۰۰ کیلومترمربع است که از عرض جغرافیایی ۲۴ درجه شمالی تا ۳۰ درجه شمالی و طول جغرافیایی ۴۸ درجه شرقی تا ۵۷ درجه شرقی گسترش یافته است. خلیج فارس کم‌عمق است و حداکثر عمق آن ۱۰۰ متر و میانگین عمق کلی آن ۳۳ متر است. شکل ۵-۱ موقعیت جغرافیایی منطقه مورد مطالعه را نشان می‌دهد [72].



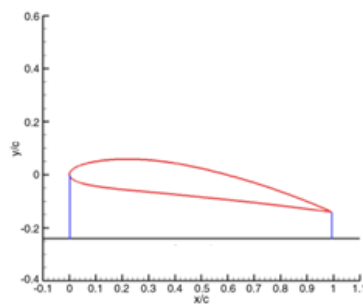
شکل ۵-۱- موقعیت جغرافیایی خلیج فارس [72]

در این تحقیق به بررسی امواج فورس ۳ دریایی که با توجه به مشخصه‌های موج در جدول ۲-۲ معرفی می‌شوند، پرداخته می‌شود. در بخش ۵-۳ این امواج در مورد مطالعاتی بیان شده، بررسی می‌شوند.

۵-۱-۲-شرح شرایط موجود در مسئله

در این قسمت به معرفی حالات به وجود آمده پرداخته می‌شود.

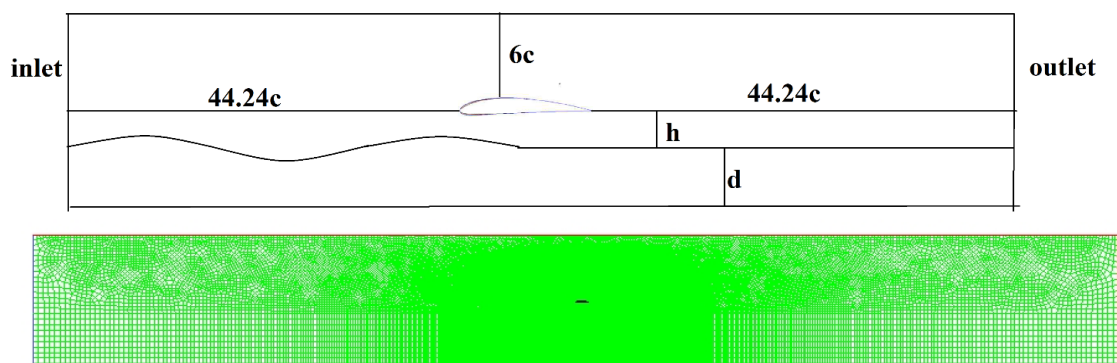
در شکل ۵-۲ برای نمونه، نحوه قرارگیری ایرفویل نسبت به محور افقی در زاویه حمله ۴ درجه نشان داده می‌شود.



شکل ۵-۲- مسیر همگرایی بین سطح زیرین ایرفویل NACA4412 و سطح صاف دریا در زاویه حمله ۴ درجه [24]

۵-۱-۳-دامنه محاسباتی

دامنه مورد نظر برای شبیه‌سازی در شکل ۵-۳ آورده می‌شود.



شکل ۵-۳- دامنه محاسباتی و مش مورد مطالعاتی

در حالت در زیر ایرفویل آب جریان داشته و به منظور اعمال فاز آب و بررسی شکل گیری امواج بر روی سطح آب و بررسی اثرات ناشی از این امواج بر روی ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل، ناحیه‌ای که به عنوان آب دریا با عمق ۵ متر در نظر گرفته می‌شود دارای طرح مش به صورت شکل ۵-۳ است.

۵-۱-۴- تولید موج عددی

در تحقیق حاضر با توجه به معادله تراز سطح موج (تغییر مکان نسبت به سطح آب ساکن) به صورت رابطه (۵-۱) به دست می‌آید.

$$\eta(x, t) = \frac{H}{2} \sin\left(\frac{2\pi}{L}x - \frac{2\pi}{T}t\right) \quad (۵-۱)$$

که در آن η تراز سطح (m)، H ارتفاع موج (m)، L طول موج (m) و T پریود (s) است.

موج‌های مورد نظر در ناحیه تعیین شده دارای مشخصه‌هایی بر طبق مرجع [48] بوده است ارتفاع موج در بندر کنگان در ماه ژانویه برابر با یک متر است و بنا بر فورس ۳ دریایی و ارتفاع موجی که در این ناحیه گزیده شده سرعت باد ۱۰ گره^۱ (برابر با ۵/۱۴ متر بر ثانیه) انتخاب می‌شود.

دوره موج مورد نظر در این مورد مطالعاتی برابر با ۴ ثانیه است. بنابراین

$$f = \frac{1}{T(s)} = \frac{1}{4} = 0.25 \text{ Hz} \quad (۵-۲)$$

$$V_w = 10 \text{ knots} = 5.14 \text{ m/s} \quad (۵-۳)$$

$$\omega = \frac{2\pi}{T}, k = \frac{2\pi}{\lambda} \quad (۵-۴)$$

$$c = \omega/k = \sqrt{gh} = 3.16 \text{ m/s} \quad (۵-۵)$$

^۱ knots

که در اینجا c سرعت موج، ω فرکانس زاویه‌ای و k عدد موج است.

$$\lambda = \frac{c(m/s)}{f(Hz)} = \frac{3.16}{0.25} = 12.64 \text{ m} \quad (۶-۵)$$

بنابراین، معادله موج در این ناحیه به صورت رابطه (۷-۵) است.

$$H=1\text{m}, \lambda=12.64\text{m}, T=4\text{s} \quad (۷-۵)$$

$$\eta(x, t) = 0.5 \sin(0.5x - 1.6t) \quad (۸-۵)$$

در این حالت عمق آب را ۵ متر و سرعت حرکت ایرفویل را ۵۰ متر بر ثانیه در نظر می‌گیریم.

۵-۲-روش عددی

۵-۲-۱-مدل فیزیکی

مطالعه حاضر به منظور بررسی اثر زمین روی یک ایرفویل NACA4412 بر روی آب موج دار انجام شده است. معمولاً از نسبت ارتفاع به وتر^۱ به عنوان یک مقیاس بدون بعد برای بیان فاصله بین ایرفویل و مرز آب دریا استفاده می‌شود. برای تجزیه و تحلیل عددی چنین مسئله‌ای، از جریان دو فاز برای شبیه‌سازی امواج استفاده می‌شود. به منظور بررسی اثر امواج دریا بر روی ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل، امواج با ارتفاع و طول موج مشخص در زیر ایرفویل اعمال می‌شوند. به این منظور از مدل VOF استفاده می‌شود که موقعیت سطح مشترک بین فازها را دنبال می‌کند و یک گروه از معادلات گشتاور توسط سیالات به اشتراک گذاشته می‌شود و کسر حجمی هریک از سیالات در هر سلول از دامنه محاسباتی دنبال می‌شود. برای امواج، شرط مرزی سرعت ورودی^۲ در نظر گرفته می‌شود. این مطالعه به بررسی اثر

^۱ h/c

^۲ velocity Inlet boundary condition

زمین برای ایرفویل NACA4412 تحت زاویه حمله، ارتفاع از دریا مشخص و نیز با ارتفاع موج ۱ متر و طول موج ۱۲/۶۴ متر می‌پردازد. ضرایب آئرو دینامیکی و ضرایب فشار به عنوان ابزاری برای بررسی اثر زمین بر امواج استفاده می‌شود.

۵-۲-۲- معادلات حاکم و طرح عددی

جریان سیال روی ایرفویل بر فراز سطح آب موج دار، به صورت عددی توسط یک حل کننده دینامیک سیالات محاسباتی شبیه سازی می‌شود. معادلات تراکم ناپذیر دوبعدی با استفاده از روش حجم محدود^۱ حل شده است. مدل توربولانسی $k - \omega(SST)$ پیش بینی بهتری از جدایش جریان نسبت به بیشتر مدل ها با روش میانگین گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس^۲ ارائه می‌دهد. این مدل، توانایی این را دارد که برای انتقال تنش برشی اصلی در لایه مرزی های گرادیان فشار نامطلوب اعمال شود. این مدل با توجه به نسبت دقت بالای آن، (متداول ترین مدل در صنعت است) استفاده شده است [76]. الگوریتم پیرو^۳ معادلات فشار را دو بار حل می‌کند. بنابراین این روش ذخیره سازی اضافی برای محاسبه منبع معادله تصحیح فشار دوم^۴ نیاز دارد. برای تثبیت فرآیند محاسبه با روش فوق به فاکتور زیر تخفیف^۵ نیاز است. الگوریتم نسخه سازگار و حالت پایا، یک الگوریتم است که در اصل برای محاسبات غیر تکراری وابسته به زمان توسعه داده شده است. الگوریتم گذرا همچنین می‌تواند برای محاسبات حالت پایا با شروع با شرایط اولیه حدس زده شده و حل به عنوان یک مسئله گذرا برای مدت زمان طولانی با رسیدن به حالت پایا اعمال شود [77].

^۱ Finite volume

^۲ RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes)

^۳ PISO

^۴ Second pressure correction equation

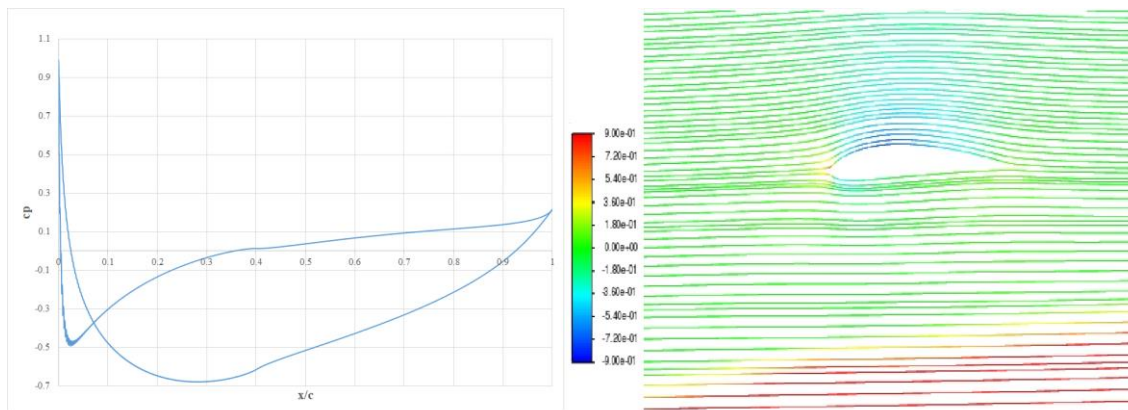
^۵ under relaxation

۵-۳- نتایج و بحث

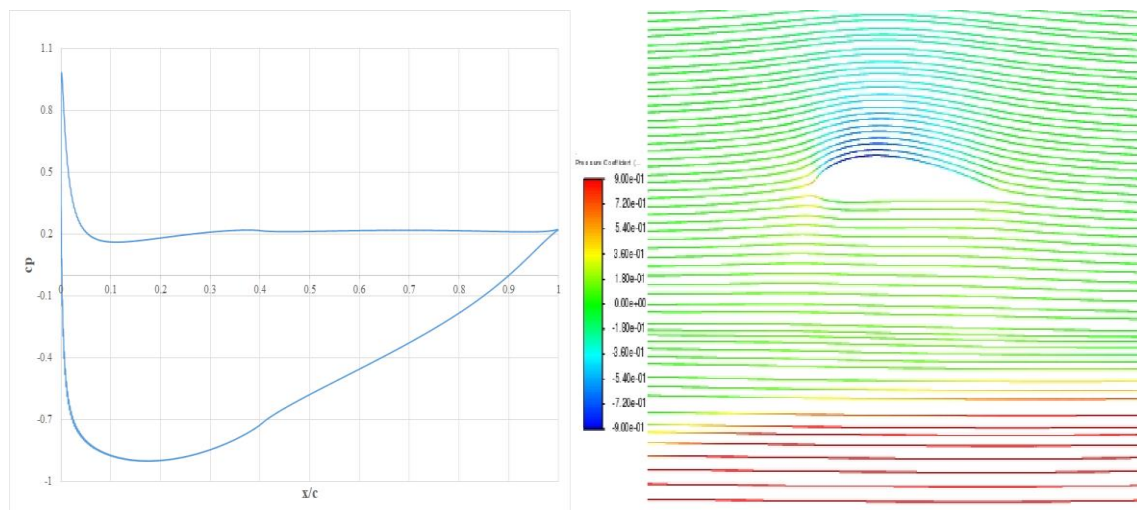
چند گام زمانی 10^{-4} ، 2×10^{-4} ثانیه و 1×10^{-6} ثانیه مورد بررسی قرار می‌گیرد که گام زمانی

2×10^{-4} ثانیه به عنوان گام زمانی برای داده برداری انتخاب می‌شود.

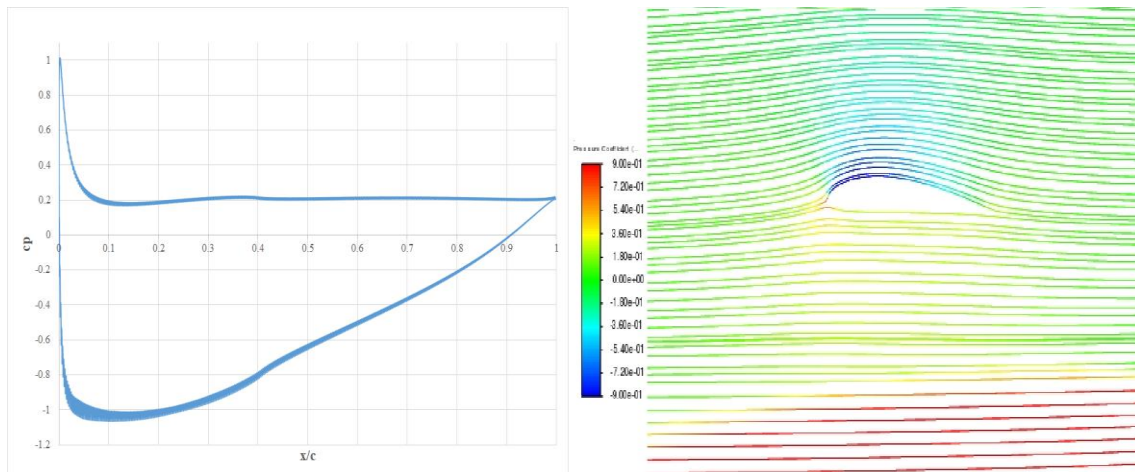
در زیر به بررسی ضرایب آئرو دینامیکی و ضرایب فشار پرداخته می‌شود.



شکل ۵-۴- نمودار ضرایب فشار و خطوط جریان برای ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه



شکل ۵-۵- نمودار ضرایب فشار و خطوط جریان برای ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه



شکل ۵-۶- نمودار ضریب فشار و خطوط جریان برای ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه

شکل ۴-۵ تا ۶-۵ نمودار توزیع فشار بر روی ایرفویل و خطوط جریان اطراف ایرفویل در سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه در زاویه حمله ۰ تا ۴ درجه در ارتفاع از سطح آب برابر با ۱ متر را نشان می‌دهد که بیانگر وجود ناحیه فشار زیاد در سطح پایینی ایرفویل و ناحیه فشار کم در سطح بالایی هستند. اختلاف توزیع فشار در سطح پایین ایرفویل و به ویژه در لبه حمله برای زاویه حمله صفر درجه زیاد است. در واقع در پدیده اثر زمین جریان بین ایرفویل و سطح آب محبوس می‌شود که بیشترین فشار را در سطح پایین ایرفویل ایجاد می‌کند. در حالت قرارگیری ایرفویل تحت اثر زمین، در زاویه حمله صفر درجه فشار سطح پایین ایرفویل، وارد مقادیر منفی می‌شود، دلیل این امر اثر مکش وارد شده بر سطح پایین ایرفویل است. دلیل فیزیکی این پدیده آن است که در ناحیه بین سطح پایین ایرفویل و زمین یک گذرگاه همگرا- واگرا تشکیل می‌شود به گونه‌ای که ابتدا جریان وارد ناحیه همگرا شده و سرعتش افزایش و فشار آن کاهش می‌یابد اما پس از عبور از ناحیه همگرا و رسیدن به ناحیه واگرا، فشار افزایش پیدا می‌کند. تأثیر برجسته این پدیده در سطح پایین ایرفویل در مقاله احمد و شارما [78] آمده است. پس از عبور از ناحیه همگرا و رسیدن به ناحیه واگرا در گذرگاه بین سطح پایین ایرفویل و سطح آب، توزیع فشار افزایش چشمگیری می‌یابد تا در لبه فرار فشار برابر با فشار سطح بالایی شود. همچنین برای توضیح این مقدار منفی در سطح پایینی ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه می‌توان گفت در این حالت

در سطح پایینی ایرفویل در این زاویه حمله یک مسیر جریان واگرا در زیر ایرفویل به وجود می‌آید که باعث این مقدار گرادیان فشار نامطلوب می‌شود در زاویه حمله صفر درجه مکش قوی‌تری در نیمه ابتدایی سطح پایینی ایرفویل بر فراز امواج ایجاد می‌شود و فشار مثبت بالاتری در نیمه دیگر سطح ایجاد می‌شود و منجر به مقدار بزرگ‌تری از گشتاوری که نسبت به محور لبه حمله رو به پایین^۱ است، می‌شود [30].

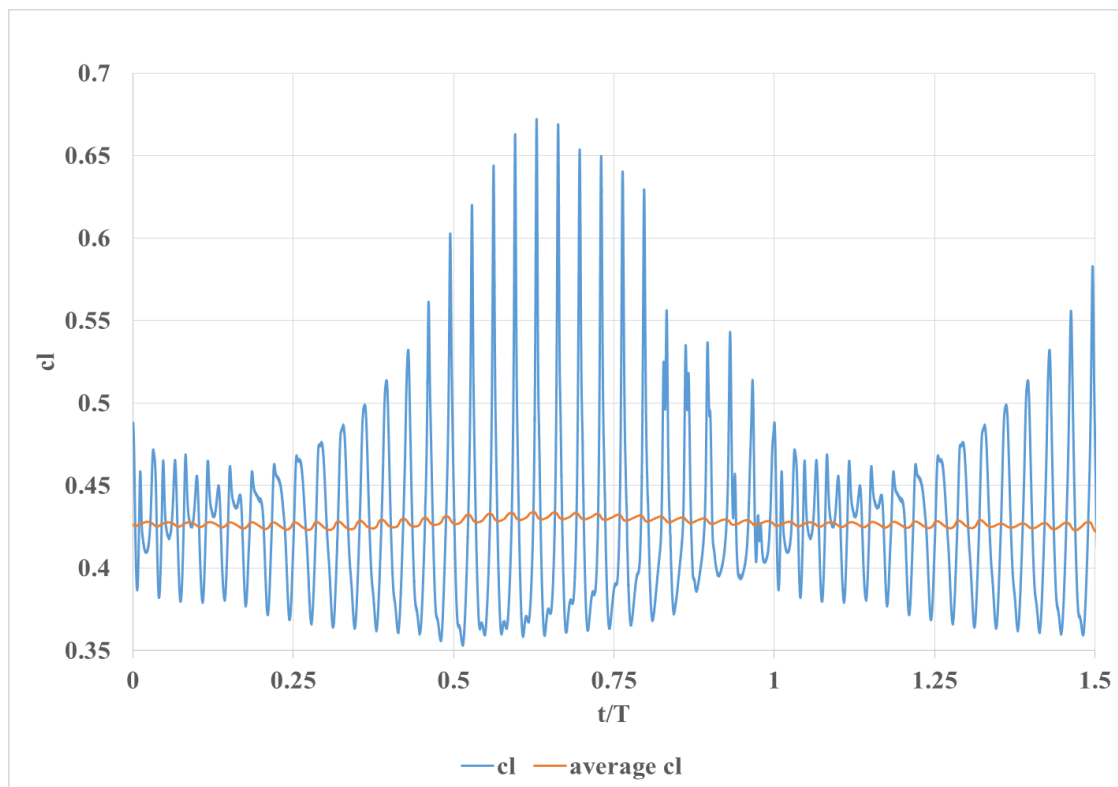
بنا بر شرط کوتاه برای مقطع بال برآزا با شکل مفروض و تحت زاویه حمله معین، طبیعت همواره آن مقدار گردشی را می‌پذیرد که باعث شود جریان به نرمی لبه فرار را ترک کند. اگر زاویه لبه فرار مقداری غیر صفر باشد، لبه فرار خود نقطه سکون است و اگر لبه فرار منقاری شکل باشد، سرعت جریان‌هایی که سطوح پایینی و بالایی را در لبه فرار ترک می‌کنند مساوی و هم‌سوی یکدیگرند [80]. بر همین اساس در این حالت نیز روند توزیع فشار بر روی ایرفویل، این‌گونه ادامه پیدا می‌کند تا توزیع فشار در سطح پایینی ایرفویل و سطح بالایی آن در لبه فرار باهم برابر شوند.

همان‌طور که مشخص است توزیع فشار در سطح پایینی ایرفویل در زاویه حمله ۲ و ۴ درجه بیشتر از سطح بالایی است و ضریب فشار در تمام نقاط سطح پایین مثبت است، این می‌تواند به دلیل وجود اثر ونتوری (با توجه به اثر ونتوری با کاهش فضا برای جریان عبوری سرعت زیاد می‌شود و فشار با توجه به قانون بقای انرژی کم می‌شود با توجه به معادله برنولی برای سیال تراکم ناپذیر، سرعت زیاد جریان هوا باعث ایجاد ناحیه‌ای با فشار کم در سطح بالایی ایرفویل می‌شود. هوای زیر سطح پایینی ایرفویل برای اشغال این خلأ به سمت بالا حرکت می‌کند که باعث ایجاد فشار بیشتری بر روی سطح ایرفویل می‌شود) بین سطح پایینی ایرفویل و سطح آب باشد که فشار در این ناحیه زیاد بوده و به همین دلیل فشار در سطح پایینی ایرفویل کاملاً در ناحیه مثبت نمودار قرار گرفته است. طبق نمودارهای توزیع فشار در شکل‌های ۴-۵ تا ۶-۵ در هر زاویه حمله، اثر مکش قوی را می‌توان در سطح بالایی مشاهده کرد.

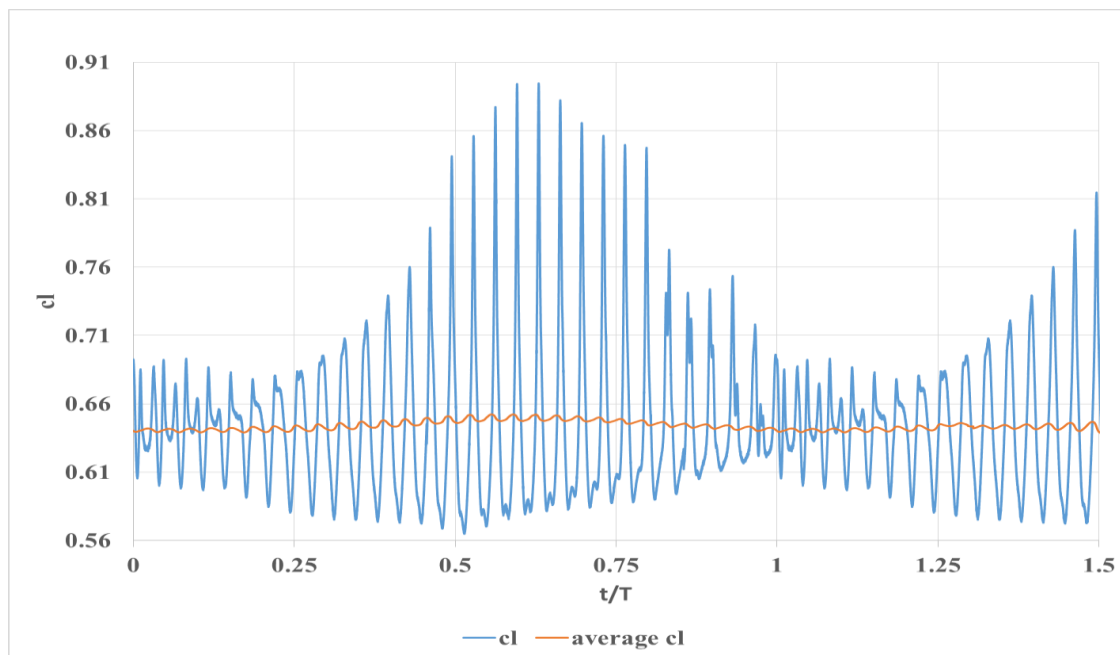
^۱ Nose down

فشار در سطح بالایی ایرفویل در ابتدای لبه حمله به مقدار منفی رسیده است این مقدار منفی در امتداد جهت وتر با نزدیک شدن به لبه فرار به دلیل نزدیک شدن به کانال همگرا-واگرا زیر سطح ایرفویل و افزایش اثر ونتوری، افزایش می‌یابد و مقدار فشار سطح بالایی ایرفویل در لبه فرار با مقدار فشار در سطح پایینی ایرفویل در لبه فرار برابر می‌شود.

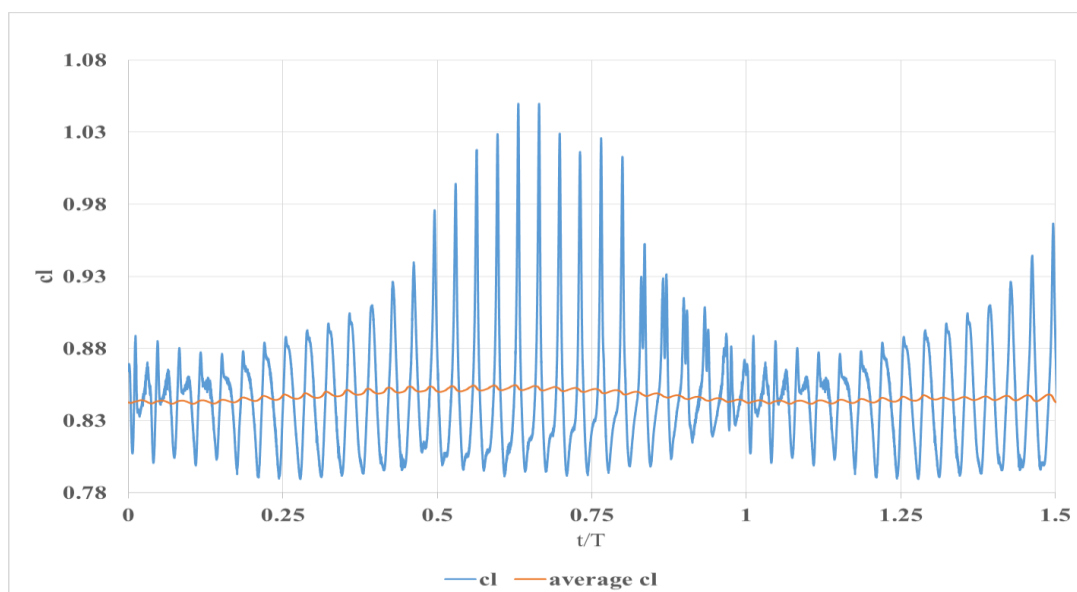
با توجه به شکل ۵-۵ از نقطه $x=0.4c$ در امتداد جهت وتر ضریب فشار افزایش می‌یابد. برای توضیح افزایش این مقدار منفی می‌توان گفت که در سطح بالایی ایرفویل در امتداد جهت وتر در نقطه $x=0.4c$ با نزدیک شدن به لبه فرار به دلیل تغییر جهت انحنای سطح بالایی ایرفویل و نزدیک شدن به کانال همگرا - واگرا زیر سطح ایرفویل و افزایش اثر ونتوری، ضریب فشار افزایش می‌یابد و مقدار فشار سطح بالایی ایرفویل در لبه فرار با مقدار فشار در سطح پایینی ایرفویل در لبه فرار برابر می‌شود.



شکل ۵-۷- نمودار ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۸- نمودار ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۹- نمودار ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه

شکل‌های ۵-۷ تا ۵-۹ نمودار ضرایب برآ را برای ایرفویل NACA4412 بر فراز امواج آب دریا در ارتفاع ۱ متر از سطح آب در زاویه حمله‌های ۰ تا ۴ درجه نشان می‌دهند. در این نمودارها ضرایب برآ برحسب زمان بی بعد (t/T) ارائه شده‌اند و T دوره نوسانات آیرودینامیکی می‌باشد که برابر ۶/۳۶ ثانیه می‌باشد.

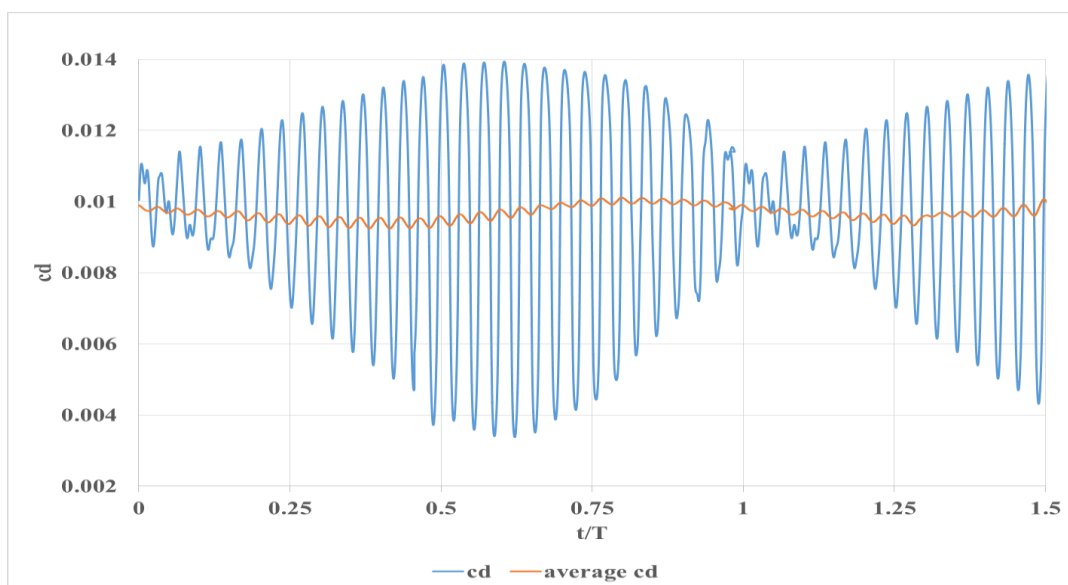
در جریان ایجاد شده برای ایرفویل مذکور، امواج به آرامی از ابتدای مرز ورودی به سمت ایرفویل حرکت کرده در مسیر امواج، قبل از رسیدن به ایرفویل ضرایب آئرودینامیکی همانند ضرایب آئرودینامیکی در مورد زمین صاف تغییرات داشته‌اند. به محض رسیدن امواج به ایرفویل، نوسانات ضرایب آئرودینامیکی زیر ایرفویل تغییر می‌کنند.

نوسانات به صورت بلند دامنه بوده و به طور کلی به صورت موجی شکل تغییر می‌کنند در کلیه زاویه حمله‌ها، امواج بعد از گذراندن ۴۰۰۰ گام زمانی به لبه حمله ایرفویل می‌رسند و تغییرات نوسانات در ضرایب آئرودینامیکی پدیدار می‌شوند که نتایج آورده شده بعد از این تعداد گام زمانی است و نمودارهای ارائه شده، پس از حالت گذرای اولیه است که باعث شکل‌گیری جریان می‌شود.

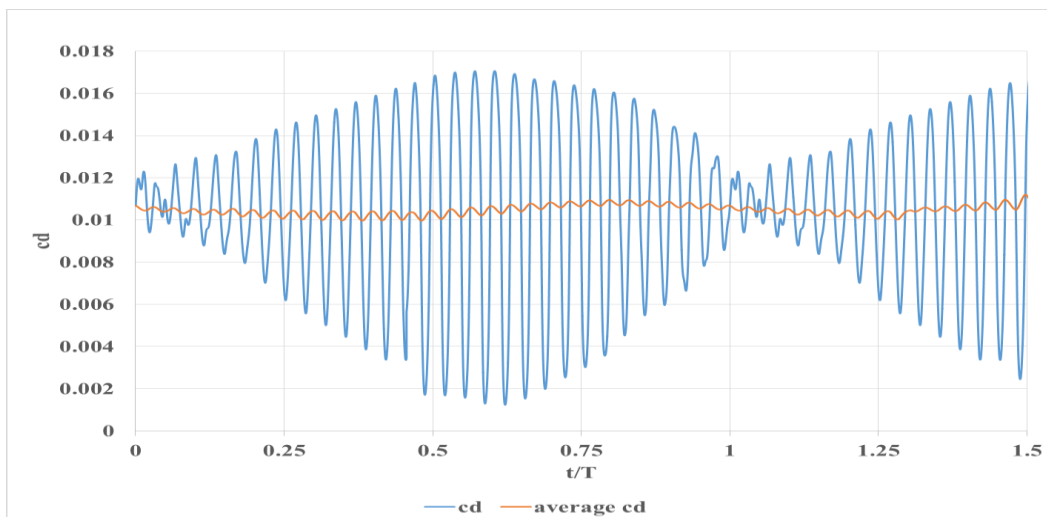
به منظور بررسی مقادیر کلی، با توجه به نوسانات آئرودینامیکی، میانگین آئرودینامیکی در هر نمودار (خطوط نارنجی) رسم شده است. با مقایسه سه نمودار می‌توان دریافت که ضرایب نیروی برآ از زاویه حمله ۰ تا ۴ درجه در حال افزایش است. دلیل این امر می‌تواند حرکت امواج در سطح آب دریا باشد که در این صورت زاویه حمله مؤثر نیز افزایش می‌یابد و از طرفی وجود گذرگاه همگرا- واگرا در بین ایرفویل و سطح موج دریا باعث می‌شود فشار در سطح پایینی ایرفویل و نیروی برآ افزایش یابد. همچنین می‌توان استنباط کرد که با افزایش زاویه حمله جریان هوا در سطح پایینی ایرفویل دچار انسداد می‌شود. یک ناحیه فشار مثبت بالاتری بین سطح پایینی ایرفویل و امواج دریا رخ می‌دهد با این حساب نیروی برآ با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد. با در نظر گرفتن هر نمودار به صورت جدا مشخص می‌شود که در طی دوره گذرانده شده توسط امواج گذرنده از ایرفویل تغییرات ضریب برآ مجموعاً به صورت قله و دره بوده است. این امر می‌تواند ناشی از تغییر سطح آب دریا به خاطر موجی شکل بودن آن باشد که با رسیدن به هر قله موج، جریان عبوری بین سطح پایینی ایرفویل و سطح موج، بین حالت همگرایی و واگرایی در حال تغییر است. جریان هوا عبوری در طی رسیدن قله موج به زیر ایرفویل، تحت فشار قرار می‌گیرد، هنگامی که جریان عبوری کاملاً واگرا می‌شود، حداکثر نیروی برآ روی ایرفویل پدیدار می‌شود

و یک قله موج را در نمودار تشکیل می‌دهد و به همین صورت با حرکت امواج، ایرفویل به تدریج با افزایش ارتفاع زیر سطح پایینی ایرفویل در طی رسیدن به یک دره موج، با یک دره نوسانات مواجه می‌شود و بر همین اساس اثر فشار کاهش می‌یابد و ضریب برآ کاهش می‌یابد. به همین صورت چرخه صعودی و نزولی ادامه پیدا می‌کند [78].

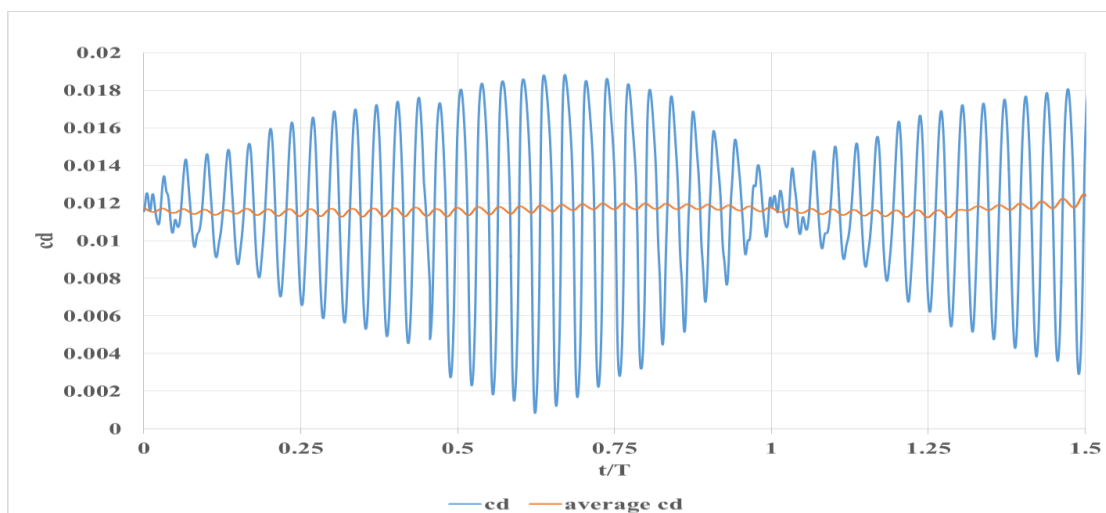
به طور کلی با افزایش زاویه حمله، نیروی برآ نیز افزایش می‌یابد. در این حالت می‌توان بیان کرد سطح بالایی ایرفویل دچار مکش می‌شود و سطح پایین ایرفویل تحت فشار است که نشان دهنده افزایش سرعت در سطح بالایی ایرفویل است زیرا هوای بیشتری به دلیل اثر زمین مجبور به حرکت در سطح بالایی می‌شود. این افزایش فشار در سمت فشار و کاهش فشار در سمت مکش منجر به افزایش نیروی برآ روی ایرفویل می‌شود [30].



شکل ۵-۱۰- نمودار ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۱۱- نمودار ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۱۲- نمودار ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه

شکل‌های ۵-۱۰ تا ۵-۱۲ نشان دهنده ضرایب پسا در سه زاویه حمله ۰ و ۲ و ۴ درجه در سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه با ارتفاع ۱ متر از سطح دریا می‌باشند. در این نمودارها خطوط نارنجی میانگین ضرایب آئرودینامیکی را نشان می‌دهند. بر طبق نوسانات ضریب پسا در هر نمودار مشخص است که تغییرات ضرایب به صورت موجی شکل است و به صورت دوره‌ای تکرار می‌شوند.

در این حالت دو نوع نیروی پسا برای ایرفویل ایجاد می‌شود، پسای فشاری^۱ و پسای اصطکاکی^۲. می‌توان گفت سهم پسای اصطکاکی برای ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه ($50/71$) درصد کل نیروی پسا (پسا) بیشتر از زاویه حمله‌های دیگر ($43/306$) درصد از کل نیروی پسا مربوط به زاویه حمله 2 درجه و $36/43$ درصد از کل نیروی پسا مربوط به زاویه حمله 4 درجه) است به دلیل این که ایرفویل به موازات جریان بالادست قرار گرفته و تنش برشی بیشتری را تحمل می‌کند و در زاویه حمله‌های 2 و 4 درجه چون موقعیت قرارگیری ایرفویل نسبت به جریان بالادست در مقایسه با موقعیت قرارگیری ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه، به صورت عمودتری است می‌توان گفت به علت فشار ایجاد شده، سهم نیروی پسای فشاری ($49/29$) درصد از کل نیروی پسا در زاویه حمله 0 درجه، $56/694$ درصد از کل نیروی پسا در زاویه حمله 2 درجه و $63/57$ درصد از کل نیروی پسا در زاویه حمله 4 درجه) بیشتر از پسای اصطکاکی است.

نکته قابل توجه این است که در جریان‌هایی با رینولدز بالا که لزجت کم است، سهم تنش برشی در کل نیروی پسا کم است. پس پسای فشاری بیشتر است. در جریان‌هایی با رینولدز پایین، سهم پسای اصطکاکی بیشتر است. گذر از لایه مرزی آرام به مغشوش در رینولدز بحرانی 2×10^5 تا 3×10^6 رخ می‌دهد و در این پژوهش عدد رینولدز برابر با $3/7 \times 10^6$ است که نشان می‌دهد جریان آرام نبوده و اثر تنش برشی در کل نیروی پسا کاهش می‌یابد؛ بنابراین می‌توان گفت در حالتی که ایرفویل در زاویه حمله‌های 2 و 4 درجه قرار گرفته است نیروی پسای بیشتری نسبت به حالتی که ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه قرار گرفته است، ایجاد می‌شود.

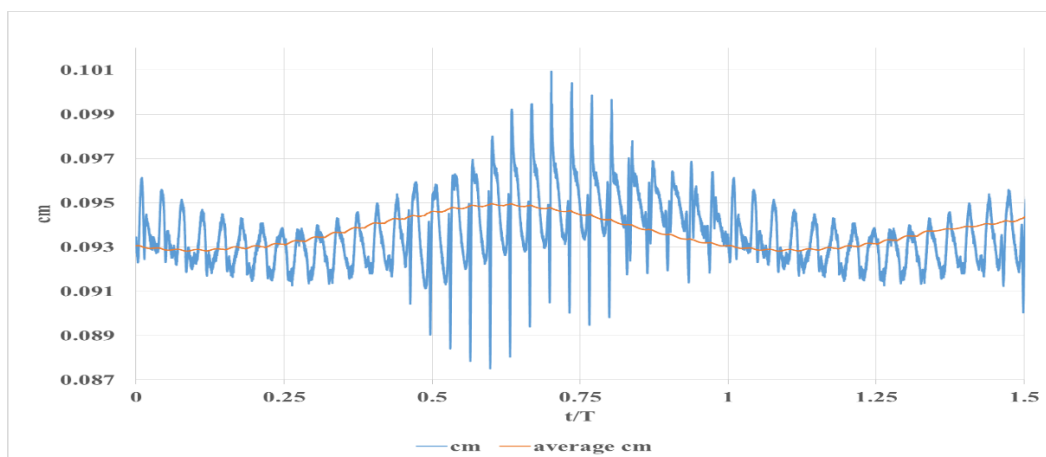
قرارگیری ایرفویل بر فراز امواج سطح دریا باعث شده است که این میزان تأثیر پساهای وارد بر ایرفویل به صورت نوسانی تغییر کنند. هنگامی که قله موج به ایرفویل می‌رسد، فشار ناشی از کاهش

^۱ Pressure drag

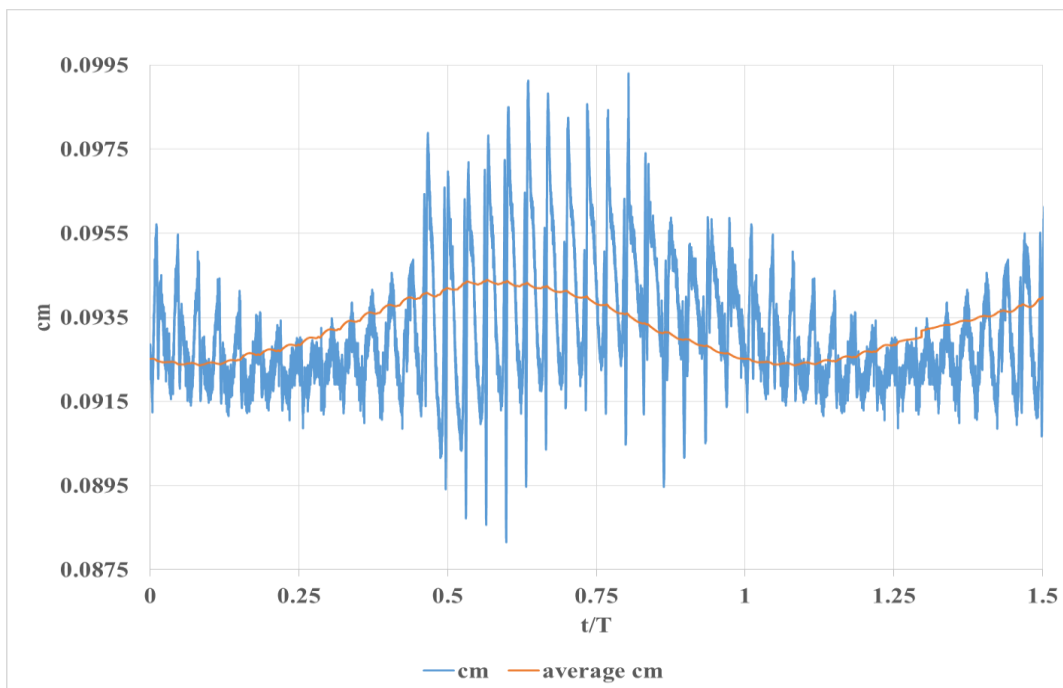
^۲ Friction drag

ارتفاع سطح پایینی ایرفویل و سطح آب، زیاد می‌شود و ضریب پسای فشاری افزایش می‌یابد. این در حالی است که در عدد رینولدز بالا (در این پژوهش عدد رینولدز $3/7 \times 10^6$) پسای اصطکاکی کم‌تر می‌شود و ضریب اصطکاک که تلفیقی از هر دو پسای اصطکاکی و فشاری است، کاهش می‌یابد. یکی از جنبه‌های مهم تئوری لایه‌مرزی، تعیین نیروی پسای ناشی از نیروهای برشی روی بدنه است. در این بررسی با عدد رینولدز $3/7 \times 10^6$ جریان از حالت آرام می‌گذرد و به جریان مغشوش می‌رسد که در عدد رینولدز با این مقدار لایه‌مرزی متلاطم می‌شود. این مسئله سبب شده که گرادیان فشار دچار کاهش ناگهانی شود و در نتیجه ضریب پسا کاهش یابد (به علت کم شدن ناحیه‌ای که تحت تأثیر گردابه‌ها قرار دارد). این پدیده باعث باریک‌تر شدن ناحیه‌ی گردابه می‌شود [79].

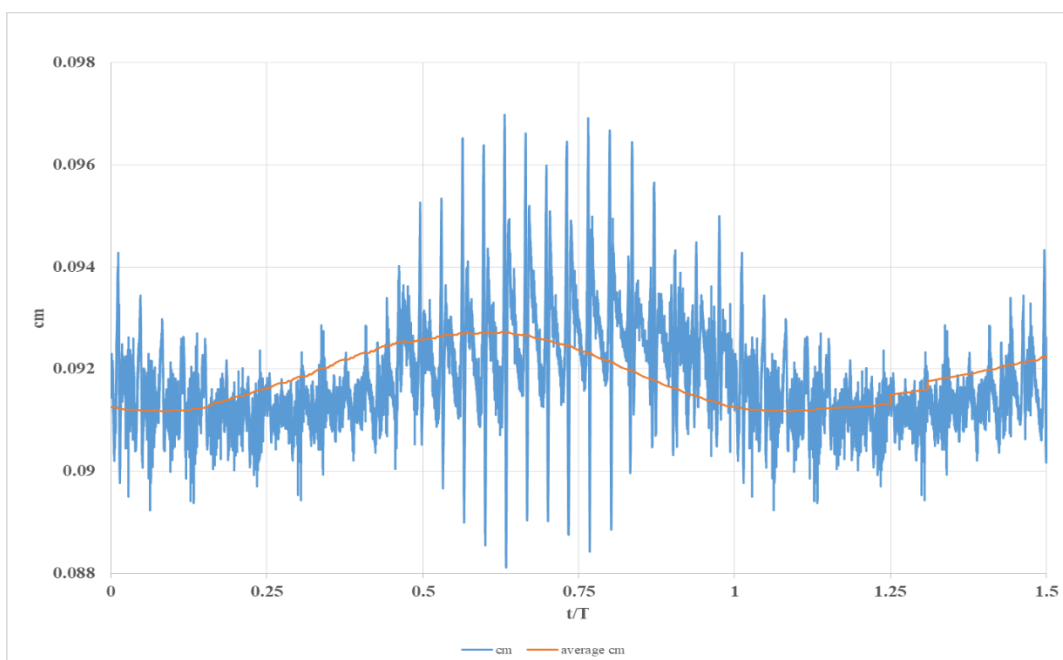
از دیدگاه زاویه حمله مؤثر و گذرگاه همگرا-واگرا هم می‌توان گفت با نزدیک شدن ایرفویل به قله موج و کاهش فاصله بین سطح پایینی ایرفویل و سطح آب و ایجاد گذرگاه همگرا-واگرا، زاویه حمله مؤثر افزایش می‌یابد نیروی برآ افزایش می‌یابد و نیروی پسا کاهش می‌یابد. در زاویه حمله‌های ۲ و ۴ نیز اثرات پسای فشاری و اصطکاکی اعمال می‌شود و در مقابل با رسیدن به دره موج و افزایش فاصله بین سطح پایینی ایرفویل و سطح آب زاویه حمله مؤثر و اثرات فشار کاهش می‌یابد. از این رو نیروی برآ کاهش و نیروی پسا افزایش می‌یابد.



شکل ۵-۱۳- نمودار ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۱۴- نمودار ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۱۵- نمودار ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه

شکل‌ها ۵-۱۳ تا ۵-۱۵ نمودار مربوط به ضریب گشتاور در زاویه حمله ۰ تا ۴ درجه و ارتفاع ۱ متر از سطح دریا با سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه است. این نمودار به صورت مجموعه‌ای از نوسانات بوده که حول مرکز آئرودینامیکی ایرفویل محاسبه شده‌اند، به عبارتی تمامی این نوسانات مربوط به نمودار، نسبت به نقطه ۰/۲۵ وتر محاسبه شده‌اند. برای محاسبه این ضرایب جهت مثبت گشتاور ساعت‌گرد در نظر گرفته شده است.

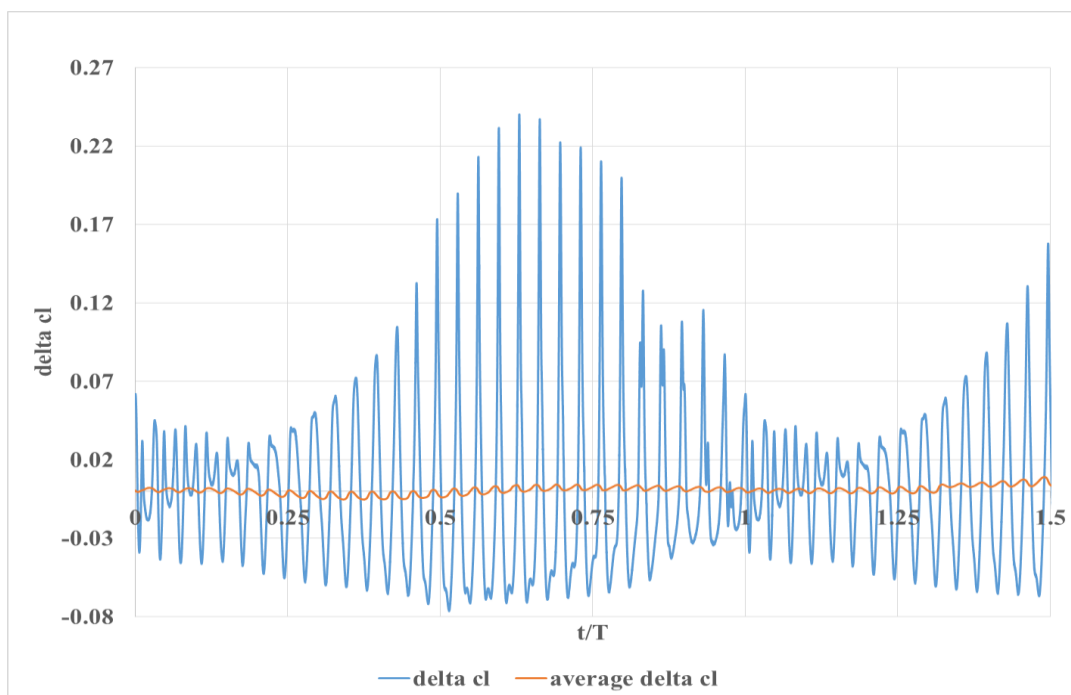
از آن جایی که لایه‌مرزی ناحیه باریکی از جریان در جوار سطح است که در آن جا بر اثر اصطکاک بین سیال و سطح، جریان کند می‌شود، فشار در لایه‌مرزی در جهت عمود بر سطح ثابت است این بدین معنی است که توزیع فشار در لبه بیرونی لایه‌مرزی مستقیماً بدون تغییر در سطح وارد می‌شود. پس در سرتاسر لایه‌مرزی $p = p(x) = p_e(x)$ است و چون $p = p_e(x)$ شیب فشار به صورت $\partial p / \partial x$ بیان می‌شود [80]. با توجه به شکل‌های ۵-۴ تا ۵-۶ با افزایش زاویه حمله شیب فشار نیز افزایش می‌یابد و در معادله اندازه حرکت ترم فشار با داشتن علامت منفی، $\partial p / \partial x$ با افزایش فشار باعث کاهش در گشتاور می‌شود. همان‌طور که در شکل‌های ۵-۱۳ تا ۵-۱۵ مشاهده می‌شود از زاویه حمله ۰ تا ۴ درجه مقدار کلی ضریب گشتاور کاهش می‌یابد که با توجه به مرجع [30] هنگامی که جریان هوا با لبه حمله برخورد می‌کند سرعت صفر و فشار ماکزیمم می‌شود و به تدریج سرعت افزایش و فشار کاهش می‌یابد تا زمانی که سرعت به بیشترین مقدار خود برسد در این حالت گرادیان فشار منفی است از این حالت به بعد سرعت کاهش می‌یابد و فشار افزایش می‌یابد که باعث به وجود آمدن گرادیان فشار مثبت می‌شود. در این حالت با توجه به ترم و فشار در معادله اندازه حرکت و گرادیان فشار ایجاد شده گشتاور مقدار بیشتری کاهش می‌یابد و ضریب گشتاور یک سیر نزولی از زاویه حمله ۰ تا ۴ درجه دارد.

با توجه به هر سه نمودار مشخص است که در ابتدای دوره، نوسانات به صورت بلند دامنه بوده و با پیشروی جریان به تدریج دامنه نوسانات کاهش یافته است و دوباره این روند دوره‌ای تکرار شده است، این دوره نوسانات می‌تواند به این دلیل باشد که اگر سرعت جریان غیر لزج در بیرون از لایه‌مرزی در

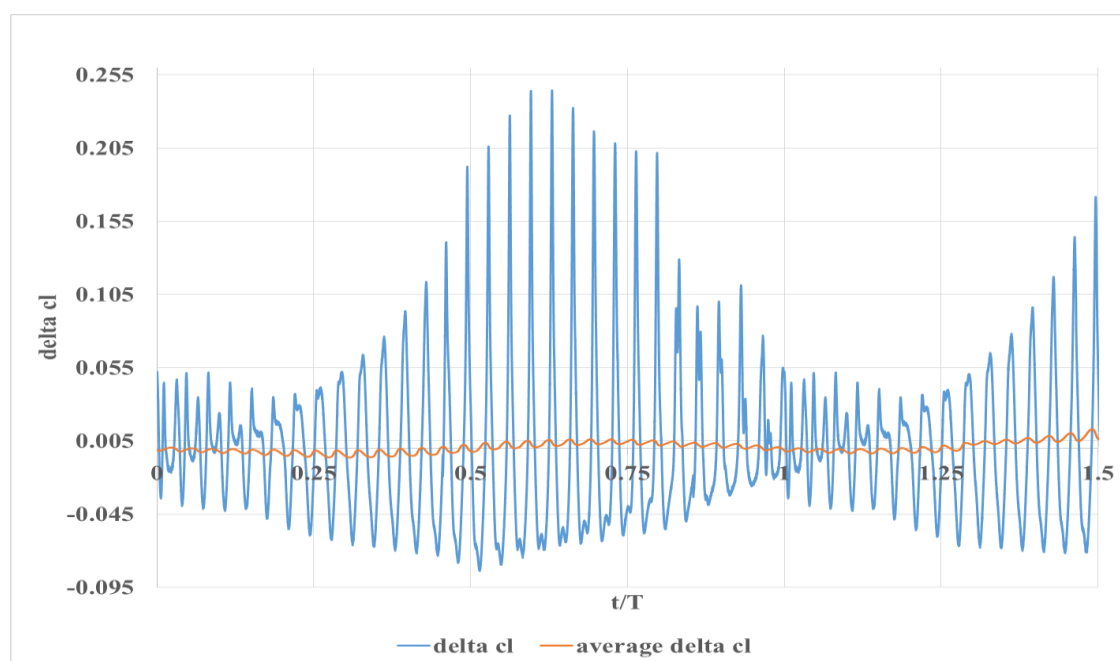
جهت جریان کاهش یابد، به عبارتی اگر $\frac{dP}{dx} > 0$ باشد، از گشتاور آن در طول ایرفویل کاسته شده و سرانجام حالتی پیش خواهد آمد که جریان غیر لزج توان کافی برای به دنبال خود کشیدن تمام جریان در داخل لایه مرزی را نخواهد داشت. در این شرایط جریان نزدیک دیواره ابتدا متوقف شده و سپس در جهت عکس، جریان می‌یابد [79]. همان‌طور که در نمودارهای شکل‌های ۵-۴ و ۵-۵ دیده می‌شود، در امتداد جهت وتر در سطوح بالایی و پایینی ایرفویل روند افزایشی توزیع فشار برقرار است و $\frac{dP}{dx} > 0$ است. طبق نکته گفته شده در جهت جریان بر روی ایرفویل در هر زاویه حمله به طور جداگانه گشتاور در حال کاهش است.

هنگامی که ایرفویل به سمت قله موج حرکت می‌کند، فشار روی سطح پایین ایرفویل ایجاد می‌شود و ضرایب برآ و پسا را افزایش می‌دهد و نیز هنگامی که ایرفویل از قله موج دور می‌شود، وضعیت برعکس می‌شود. همچنین زمانی که ایرفویل به سمت قله موج حرکت می‌کند گشتاور کاهش می‌یابد و در هنگام دور شدن از قله موج مقدار گشتاور افزایش می‌یابد که این امر سبب نوسانی شدن نمودار مربوط به ضرایب گشتاور و اختلاف ضرایب است. همان‌طور که در شکل‌های ۵-۱۳ تا ۵-۱۵ و ۵-۲۲ تا ۵-۲۴ مشاهده می‌شود [4].

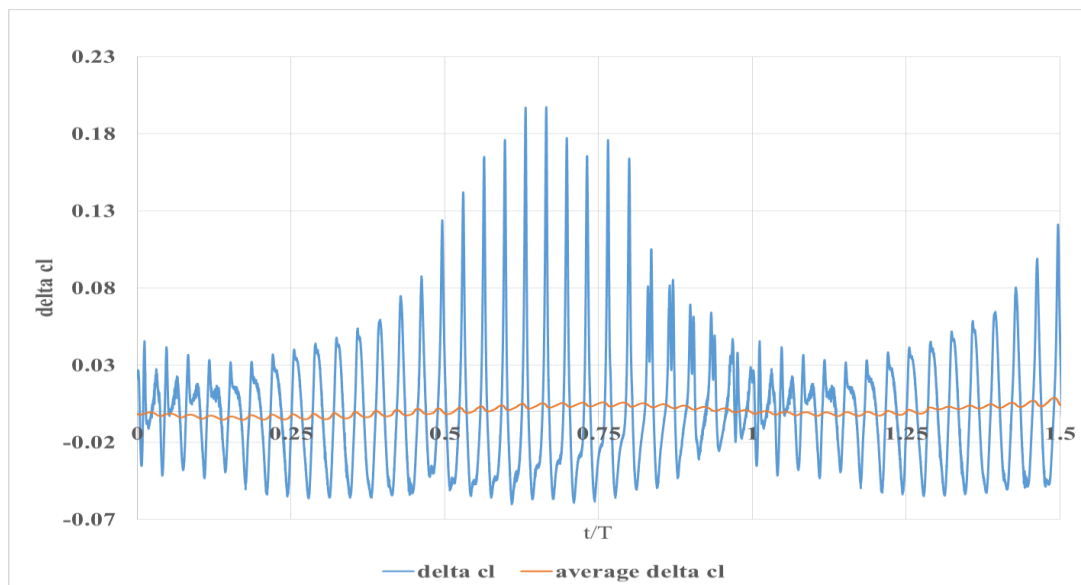
همان‌طور که از مقایسه شکل‌های ۵-۱۳ تا ۵-۱۵ و ۵-۲۲ تا ۵-۲۴ مشاهده می‌شود. کاهش گشتاور برای زاویه حمله ۴ درجه در مقایسه با زاویه حمله‌های ۰ درجه و ۲ درجه به طور قابل توجهی بیشتر است. سطح تلاطم نیز برای زاویه حمله بالاتر، بیشتر است. با این حال سهم سطح تلاطم در مقایسه با کاهش گشتاور برای همه حالات کم‌تر است. به عبارتی با افزایش زاویه حمله، گشتاور کاهش می‌یابد و همچنین نوسانات شدیدتر می‌شود که در نمودارهای مربوط به ضریب گشتاور و اختلاف ضریب گشتاور در زاویه حمله‌های ۲ و ۴ درجه شدت نوسانات بیشتر از زاویه حمله صفر درجه است [30].



شکل ۵-۱۶- نمودار اختلاف ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله 0° درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۱۷- نمودار اختلاف ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله 2° درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۱۸- نمودار اختلاف ضریب برآ در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه
 شکل‌های ۵-۱۶ تا ۵-۱۸ نشان دهنده میزان اختلاف ضریب برآ در سه زاویه حمله ۰ و ۲ و ۴ درجه می‌باشند. بر اساس نوسانات موج شکل یک ضریب آئرودینامیکی [4] برای به دست آوردن نمودار اختلاف ضرایب آئرودینامیکی داریم که:

$$\Delta C_x = C_x - \overline{C_x} \quad (۹-۵)$$

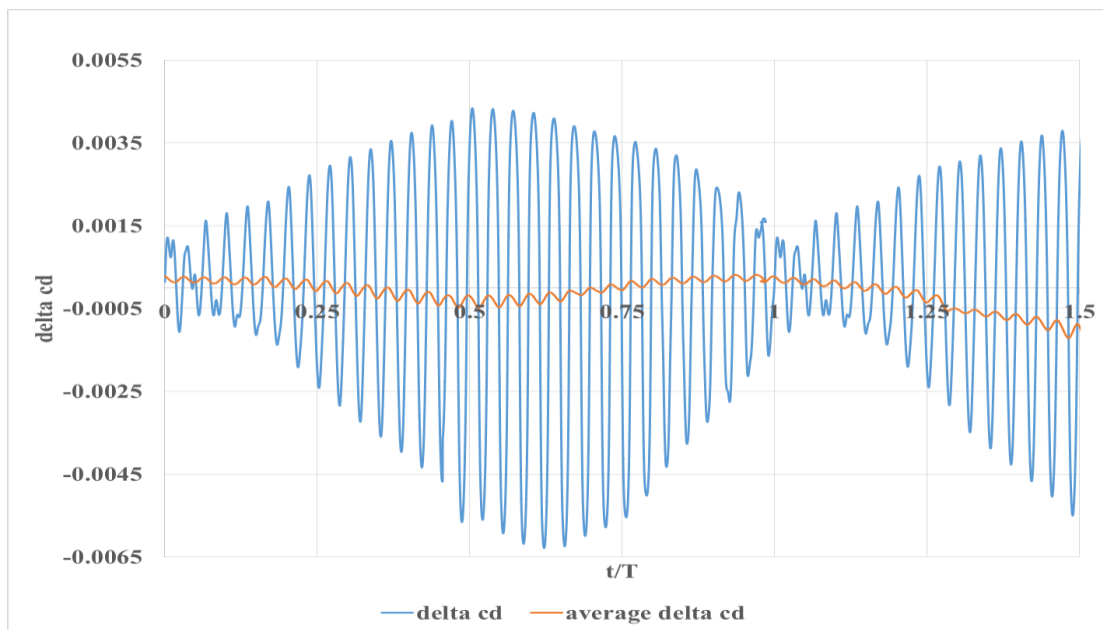
نمودارهای شکل‌های ۵-۱۶ تا ۵-۱۸ طبق معادله ۵-۹ از تفاضل مقادیر ضریب نیروی برآ (نمودارهای ۵-۷ تا ۵-۹) در هر نمودار از مقادیر میانگین آئرودینامیکی (خطوط نارنجی) در همان نمودار به دست آمده است. در این نمودارها با مقایسه به مقدار میانگین آئرودینامیکی رسم شده و نوسانات ضریب برآ در هر زاویه حمله، می‌توان گفت در نوسانات ضریب برآ افزایش در قله نوسانات بزرگ‌تر از کاهش روی یک فرورفتگی است و این به خاطر غیرخطی بودن اثر زمین است.

این افزایش در قله نوسانات می‌تواند ناشی از افزایش در فشار وارد بر ایرفویل باشد از آن جایی که نیروی برآ نتیجه تغییرات سرعت در سطح ایرفویل و نحوه توزیع فشار سطحی است، مشابه پژوهش احمد و شارما [78] مقادیر بالای ضریب فشار در سطح زیرین زمانی که ایرفویل نزدیک به سطح موج

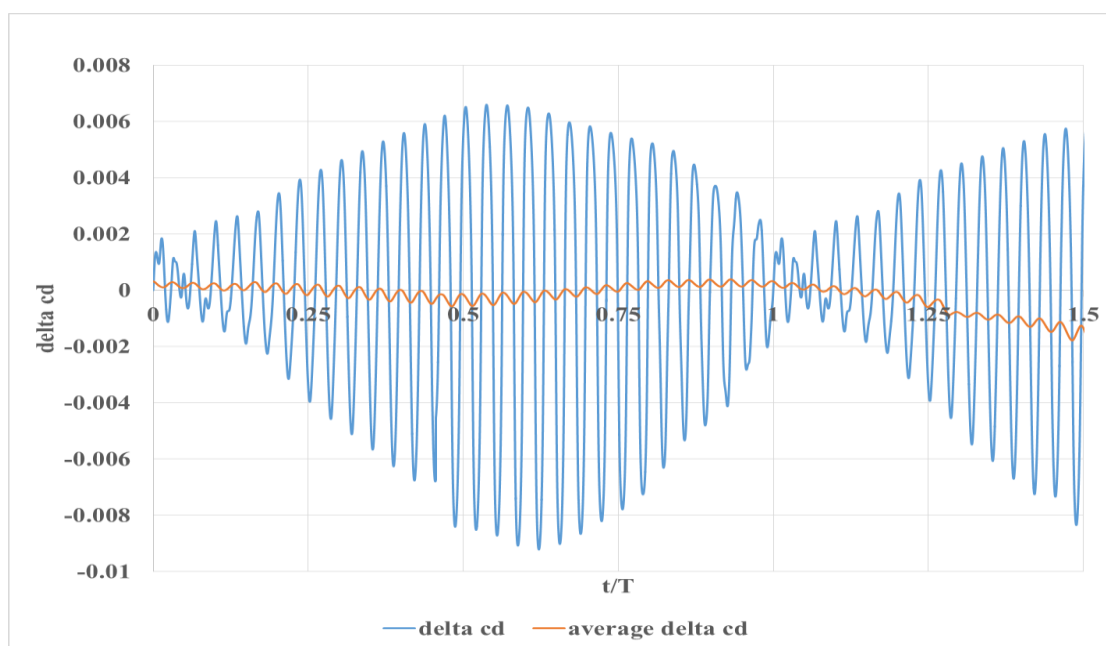
آب است به دست می‌آید. این ناحیه از فشار بالا تقریباً در تمام سطح زیرین ایرفویل برای زوایای حمله بالاتر نیز گسترش می‌یابد. در نتیجه زمانی که ایرفویل نزدیک به سطح موج آب باشد مقادیر بالاتری از ضریب برآ به دست می‌آید و به همین دلیل با توجه به افزایش ضریب برآ در نمودارهای شکل ۵-۷ تا ۵-۹ افزایش در قله نمودار زیادتر بوده و بر اساس آن در نمودارهای اختلاف برآ ایجاد شده میزان افزایش در قله هر نوسان بیشتر از فرورفتگی آن نوسان است.

جریان بر روی ایرفویل به دلیل انحراف جریان از سمت پایین شتاب می‌گیرد و سرعت متوسط بالاتری در نزدیکی محل پیک مکش ایجاد می‌شود. مکش سطح بالایی باعث ایجاد گرادیان فشار نامطلوب به خصوص برای زوایای حمله بالاتر می‌شود که منجر به سطح اغتشاش بالاتر و در نتیجه پسای بیشتر می‌شود. بر این اساس این گرادیان فشار نامطلوب در زاویه حمله‌های بالا و ایجاد انسداد در سطح پایینی ایرفویل و سطح آب، نوسانات شدید ضریب برآ را به دنبال دارد [78] که اختلاف این مقادیر طبق معادله ۵-۹ نیز نوسانات رو به بالایی دارد که اختلاف در قله بیشتر از فرورفتگی است.

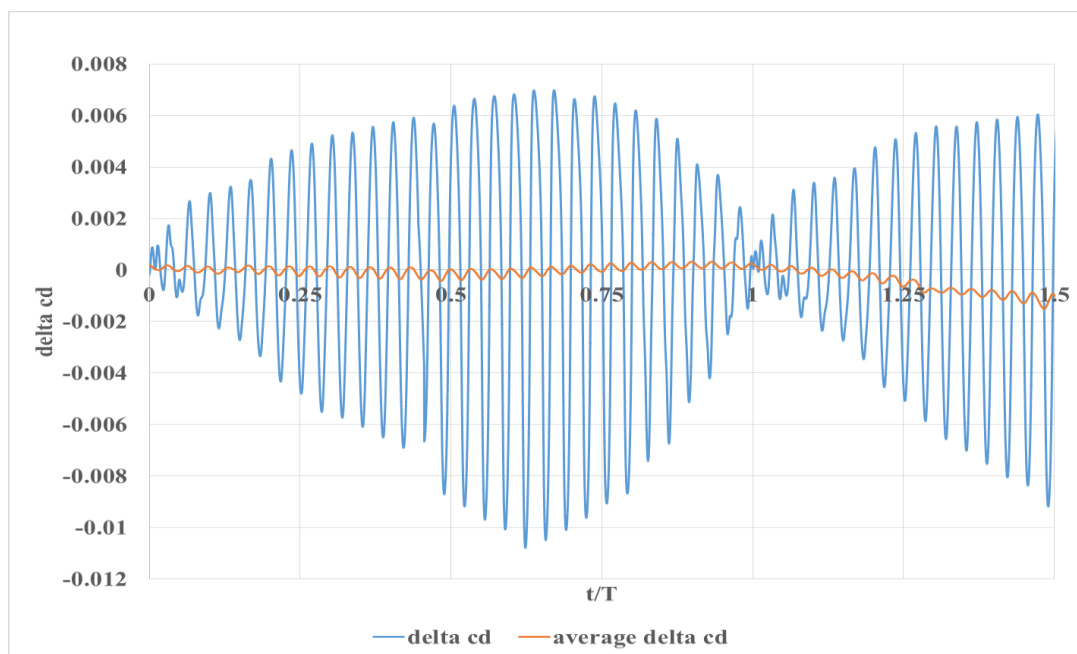
از معادله برنولی می‌دانیم که با افزایش سرعت، فشار کاهش می‌یابد. همان‌طور که می‌دانیم سرعت در سطح بالایی ایرفویل بیشتر از سرعت در سطح پایینی ایرفویل است [80] بنابراین فشار در سطح بالایی کمتر از فشار در سطح پایینی ایرفویل است این اختلاف فشار نوسانات نیروی برآ را ایجاد می‌کند که با عبور ایرفویل بر فراز امواج دریا به دلیل انسداد جریان و فشار این نوسانات مقدار بیشتری دارد که این افزایش در مقدار نیروی برآ پس از عبور از سطح امواج، باعث شده در نمودارهای مربوط به اختلاف ضریب برآی به دست آمده طبق معادله ۵-۹ اختلاف در قله مقادیر به دست آمده بیشتر از اختلاف در محل فرورفتگی نوسانات نمودار باشد.



شکل ۵-۱۹- نمودار اختلاف ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۲۰- نمودار اختلاف ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۲۱- نمودار اختلاف ضریب پسا در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه

شکل‌های ۵-۱۹ تا ۵-۲۱ نمودارهای اختلاف ضریب پسا در زاویه حمله‌های ۰ تا ۴ درجه نشان می‌دهند این نمودارها با استفاده از معادله ۵-۹ استخراج شده‌اند. نوسانات این نمودار از تفاضل مقادیر ضریب نیروی پسا در هر نمودار از مقادیر میانگین گیری شده در همان نمودار به دست آمده است. در این نمودارها مقادیر نوسان در فرورفتگی‌ها بیشتر از قله نوسانات است. این امر می‌تواند به دلیل افزایش اندازه فرورفتگی در نوسانات نمودار ضریب پسا در شکل‌های ۵-۱۰ تا ۵-۱۲ باشد که این خود به دلیل افزایش پسای فشاری است که با نزدیک‌تر شدن ایرفویل به سطح امواج، پسای فشاری بیشتر می‌شود که بر همین اساس اختلاف ضریب پسا در نمودارهای مربوطه دارای فرورفتگی بیشتری است.

مقادیری که مورد توجه قرار می‌گیرد، فشار در سیال است، زیرا انتگرال فشار در اطراف سطح جسم، نیروهای برآ و پسای وارد بر ایرفویل را مشخص می‌کند. روش معمول بیان فشار با استفاده از ضریب فشار بدون بعد است [81] بنابراین می‌توان گفت نوسانات در نیروی پسا و اختلافات بین نوسانات آن ناشی از نوسانات و تغییرات در ضریب فشار روی ایرفویل است.

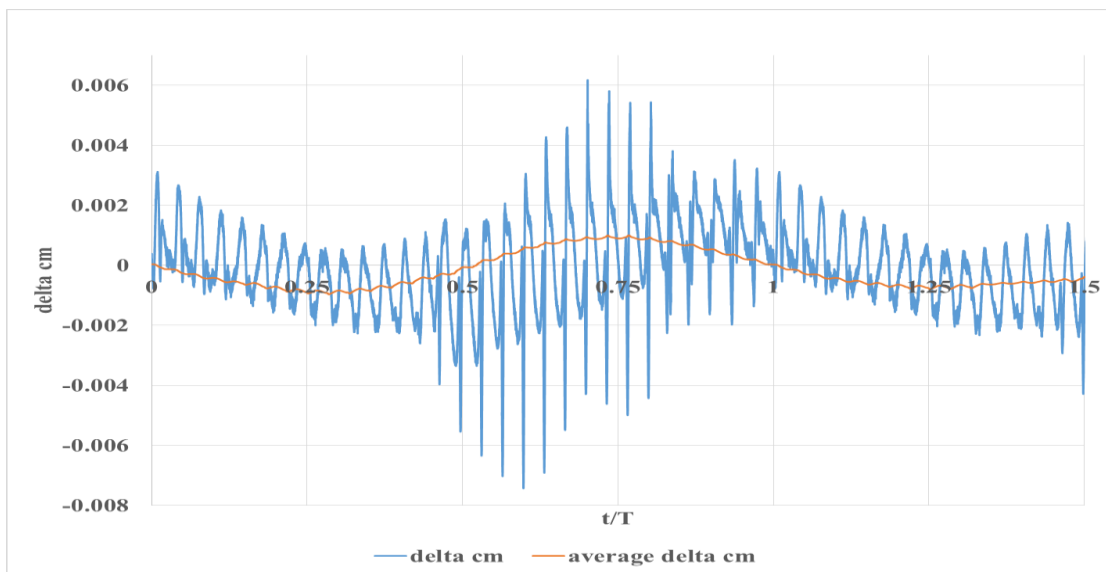
جهت استدلال موجی شکل بودن نمودار نوسانات اختلاف ضریب پسا می‌توان گفت که مشابه نتایج

کار [82] فشار در نزدیکی ایرفویل افزایش می‌یابد و در نتیجه پسای فشاری، افزایش می‌یابد. همچنین در امتداد طول وتر ایرفویل پسای فشاری کاهش می‌یابد که در این حالت نوسانات اختلاف ضریب پسا شدت می‌یابد و در ابتدای دوره در نمودار، قله موجی تشکیل می‌دهند. طبق نمودارهای ۵-۱۹ تا ۵-۲۱ در طول جهت وتر ایرفویل، پسای فشاری کاهش می‌یابد که این خود موجب ایجاد یک فرورفتگی در نمودار کلی نوسانات ضریب پسا می‌شود که این روند به صورت دوره‌ای تکرار می‌شود و یک نوسان موجی شکل را به دنبال دارد.

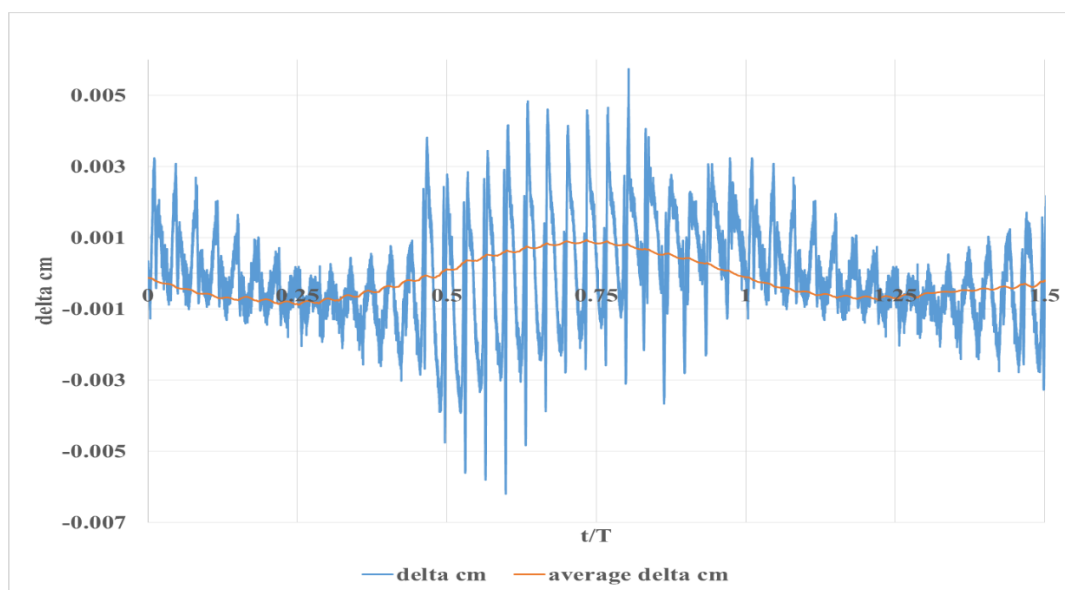
در رژیم جریان مورد بررسی، (به عبارتی جریان با عدد رینولدز $10^6 \times 3/7$) اثرات تنش برشی کاهش می‌یابد. در ناحیه رژیم جریان مغشوش، در مورد پسای اصطکاکی، برای جریان تراکم ناپذیر مغشوش داریم

$$C_f = \frac{0.074}{Re_c^{1.5}} \quad (5-10)$$

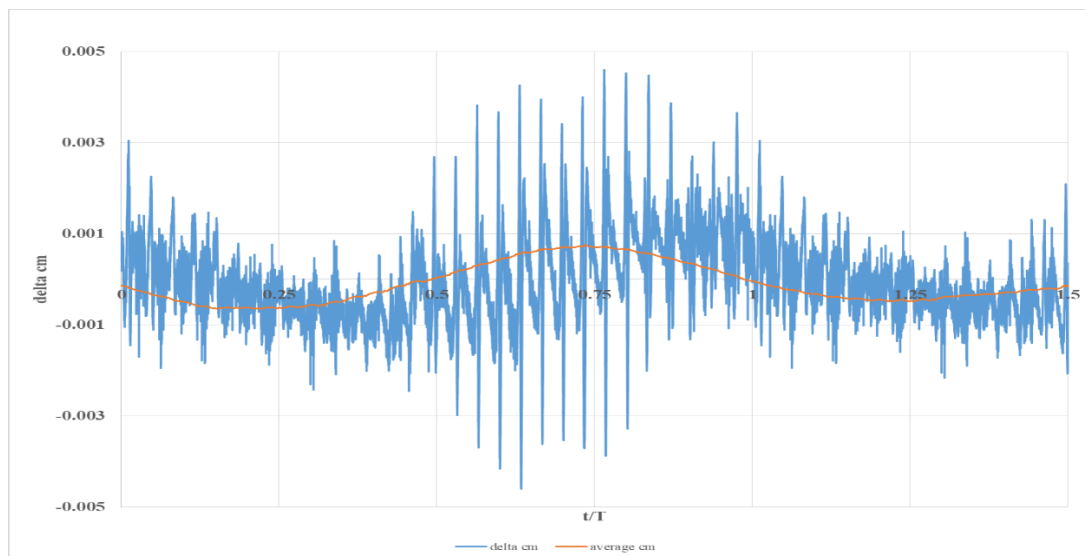
که در جریان مغشوش، C_f متناسب با $Re_c^{-1.5}$ تغییر می‌کند بر همین اساس در جریان مغشوش اثرات تنش برشی کاهش می‌یابد و پسای اصطکاکی کم می‌شود و پسای فشاری افزایش می‌یابد [80]. بر همین اساس در نمودارهای ۵-۱۹ تا ۵-۲۱ مقادیر ضریب پسا افزایش می‌یابد و اندازه نوسانات رو به پایین آن بیشتر می‌شود و به همین دلیل اختلاف این نوسانات با مقدار میانگین در هر نمودار دارای فرورفتگی بیشتر است. همچنین با افزایش زاویه حمله به دلیل انسداد جریان بین سطح زیر ایرفویل و سطح امواج دریا، گذرگاه به وجود آمده در این ناحیه فشار بین سطح پایینی ایرفویل و امواج آب طبق شکل‌های ۵-۴ تا ۵-۶ افزایش می‌یابد، پسای فشاری نیز افزایش می‌یابد (با رسیدن ایرفویل به قله موج دریا ارتفاع بین سطح پایینی ایرفویل و سطح امواج دریا کم و فشار زیاد می‌شود و همچنین با رسیدن به دره موج دریا ارتفاع بین سطح موج دریا و سطح پایینی ایرفویل زیاد و فشار کم می‌شود) می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب پسا افزایش یافته و به و به همین دلیل اختلاف آن‌ها نیز زیاد می‌شود.



شکل ۵-۲۲- نمودار اختلاف ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۰ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۲۳- نمودار اختلاف ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۲ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه



شکل ۵-۲۴- نمودار اختلاف ضریب گشتاور در ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا و سرعت جریان ۵۵/۱۴ متر بر ثانیه
 شکل‌های ۵-۲۲ تا ۵-۲۴ نمایانگر نمودارهای مربوط به اختلاف گشتاور در زاویه حمله از ۰ تا ۴ درجه در ارتفاع ۱ متر از سطح دریا می‌باشند. این نمودارها با استفاده از معادله ۵-۹ ترسیم شده‌اند.

تمامی این گشتاورهای نمودار حول نقطه ۰/۲۵ وتر به دست آمده‌اند. بر طبق نظریه مقطع بال خمیده، برخلاف مقطع بال متقارن که در آن $C_{m,c/4} = 0$ نشان می‌دهد که در مقطع بال خمیده $C_{m,c/4}$ مقدار معینی دارد. لذا، نقطه ربع وتر در مقطع بال خمیده مرکز فشار نیست و مکان نظری مرکز آئرودینامیکی است. مرکز فشار در هر مقطع بال خمیده با ضریب برآ تغییر می‌کند. لذا همین که زاویه حمله تغییر کند، مرکز فشار نیز تغییر مکان می‌دهد. همان‌طور که در این کار هم با توجه به شکل‌های ۵-۷ تا ۵-۹ و ۵-۱۶ تا ۵-۱۸ با افزایش زاویه حمله مقدار برآ نیز تغییر می‌کند مرکز فشار نیز متعاقباً تغییر می‌کند.

در واقع وقتی که برآ به صفر نزدیک می‌شود، x_{cp} به سمت بینهایت میل می‌کند، یعنی مقطع بال را ترک می‌کند. به همین دلیل مرکز فشار نمی‌تواند همیشه نقطه مناسبی برای رسم سیستم نیروی وارد بر مقطع بال باشد؛ در عوض سیستم نیرو-گشتاور وارد بر هر مقطع بال را در مرکز آئرودینامیکی بهتر می‌توان بررسی کرد [80] و چون در اینجا مقاطع بال مورد نظر خمیده و نامتقارن است $C_{m,c/4}$ مقدار

معینی داشته و این مقدار که مرکز آئرودینامیکی بوده در ۰/۲۵ وتر در نظر گرفته شده است.

در این نمودارها همان‌طور که در شکل‌های ۵-۱۳ تا ۵-۱۵ گفته شد، گشتاور از زاویه حمله ۰ تا ۴ درجه به صورت نزولی رفتار می‌کند. به این صورت که همه نمودارها رفتار موجی شکل داشته‌اند و حداکثر مقدار اختلاف گشتاور با افزایش زاویه در هر نمودار کاهش پیدا می‌کند.

با چشم پوشی از وزن سیال در داخل لایه‌مرزی (چون ضخامت لایه‌مرزی بسیار نازک است) گشتاور در جهت y به صورت $\frac{\partial P}{\partial y} = 0$ درمی‌آید، یعنی فشار در امتداد لایه‌مرزی تغییر نمی‌کند (P فقط تابعی از x است). با توجه به خصوصیات جریان بر روی جسم، در نقطه برخورد جریان به لبه جسم، سرعت صفر و فشار ماکزیمم است، این نقطه را نقطه سکون (یعنی سرعت‌ها در آن نقطه برابر و همدیگر را خنثی می‌کنند) می‌نامند. به تدریج بر مقدار سرعت افزوده شده و از مقدار فشار کاسته می‌شود تا در بینهایت، سرعت به ماکزیمم خود برسد در این نقطه فشار مینیمم است. از نقطه سکون تا این نقطه، گرادیان سرعت مثبت (گرادیان سرعت در داخل لایه‌مرزی و ناحیه‌ی ویک بزرگ‌تر از بقیه‌ی جریان است. از آن جا که تنش برشی، ناشی از لزجت جریان و گرادیان سرعت است، بنابراین اثرات لزجت فقط در لایه‌مرزی و ناحیه‌ی ویک وجود دارد.) و گرادیان فشار منفی است. این ناحیه را گرادیان فشار مطلوب می‌نامند. از این نقطه به بعد از سرعت کاسته شده و بر مقدار فشار افزوده می‌شود. این ناحیه را گرادیان فشار نامطلوب می‌نامند بنابراین سیال تدریجاً گشتاور خود را از دست می‌دهد [79]. بر همین اساس در این حالت نیز با توجه به نمودارهای ۵-۱۳ تا ۵-۱۵ گشتاور روند کاهشی را بیان می‌کنند و به دنبال آن‌ها اختلاف این مقادیر نیز به صورت کاهشی تغییر می‌کنند، همان‌طور که در نمودارهای ۵-۲۲ تا ۵-۲۴ نشان داده شده است.

همان‌طور که از مقایسه شکل‌های ۵-۱۳ تا ۵-۱۵ و ۵-۲۲ تا ۵-۲۴ مشاهده می‌شود. کاهش گشتاور برای زاویه حمله ۴ درجه در مقایسه با زاویه حمله‌های ۰ درجه و ۲ درجه به طور قابل توجهی بیشتر است [30] و درعین‌حال سطح تلاطم با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد که در نمودارها میزان فشردگی با افزایش زاویه حمله گویای این بحث است.

۵-۴- نتیجه‌گیری

در کار حاضر، بررسی دقیق ویژگی‌های آئرودینامیکی ایرفویل NACA4412 در فاصله ۱ متر از سطح دریای موج خلیج فارس در چند زاویه حمله انجام شد. از نتایج، مشخص شد که تغییر در زاویه حمله تأثیر زیادی بر ویژگی‌های آئرودینامیکی ایرفویل دارد. نتایج مهم حاصل از کار حاضر عبارت‌اند از:

- ۱- به دلیل تشکیل یک گذرگاه همگرا-واگرا بین ایرفویل و سطح موج آب دریا که باعث تغییر فشار شده است، تغییرات در نیروهای آئرودینامیکی رخ داده است.
- ۲- به دلیل موجی شکل بودن سطح دریا، تغییرات فشار در زیر ایرفویل متناسب با تغییر ارتفاع در موج به وجود آمده که به دنبال آن ضرایب آئرودینامیکی که ناشی از تغییرات فشار هستند نیز تغییر کرده و نوسانات ضرایب به صورت نمودارها موجی شکل اعمال شده، درآمده‌اند.
- ۳- در زوایای حمله بالاتر، ناحیه فشار بالا در سطح پایین ایرفویل ایجاد می‌شود که تقریباً تا لبه فرار ایرفویل گسترش می‌یابد که منجر به افزایش نیروی برآ می‌شود. از این رو نیروی برآ بیشتر عمده‌تاً به دلیل تغییر توزیع فشار در سطح ایرفویل بوده است.
- ۴- به دلیل موجی شکل بودن امواج دریا و تغییرات فشار در سطح پایینی ایرفویل، از آن جا که ضرایب آئرودینامیکی متأثر از تغییرات فشار هستند، با افزایش زاویه حمله، نیروی پسا نیز افزایش می‌یابد.
- ۵- کاهش گشتاور برای زاویه حمله ۴ درجه در مقایسه با زاویه حمله‌های ۰ درجه و ۲ درجه به طور قابل توجهی بیشتر است به دلیل این که توزیع فشار در لبه بیرونی لایه‌مرزی مستقیماً بدون تغییر

در سطح وارد می‌شود و در سرتاسر لایه مرزی $p = p(x) = p_e(x)$ است، می‌توان گفت باتوجه به معادله اندازه حرکت با افزایش زاویه حمله و افزایش فشار، گشتاور کاهش می‌یابد.

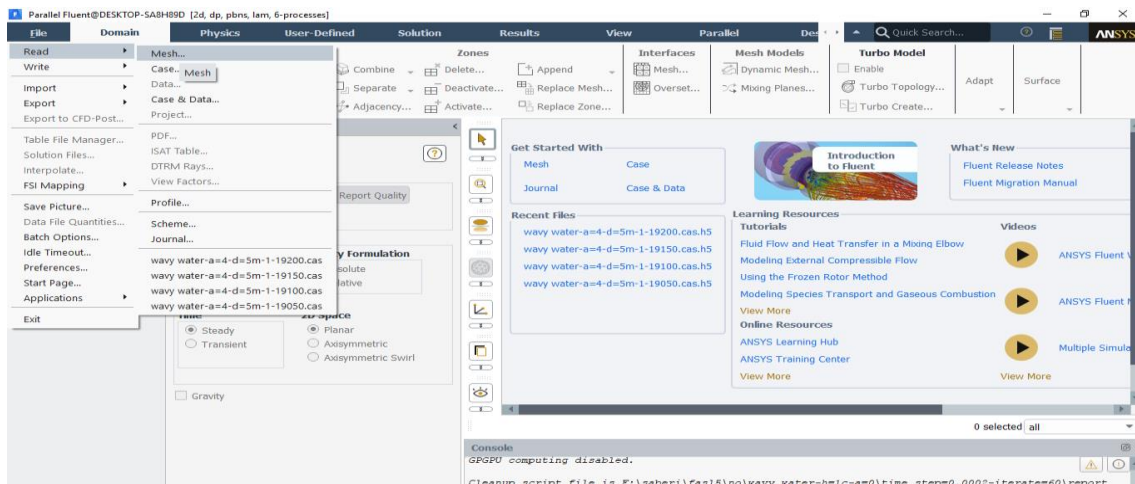
۵-۵- پیشنهادات

- ۱- باتوجه به نتایج به دست آمده پیشنهاد می‌گردد که به بررسی مراجع مربوط به پدیده اثر زمین پرداخته شود و موردهای مطالعاتی (انواع ایرفویل مورد استفاده) متفاوت را مورد تحلیل و بررسی در این حالت قرار داده شود و نتایج به صورت مقایسه‌ای با هر مورد مطالعاتی ارائه شوند.
- ۲- پیشنهاد می‌گردد بررسی‌های انجام شده بر روی توزیع فشار و ضرایب نیروی برآ و پسا و همچنین ضرایب گشتاور برای نمونه‌های مورد استفاده در صنعت انجام شود و نتایج به دست آمده از کار نظری انجام شده با نمونه کاربردی در صنعت مقایسه شوند.
- ۳- با توجه به موجی شکل بودن سطح دریا و اثرات آن بر روی نیروهای آیرودینامیکی به دست آمده پیشنهاد می‌شود که فورس‌های دریایی متفاوتی در نظر گرفته شود و نتایج حاصل از آن تحلیل شود.
- ۴- با توجه به اینکه وجود وسایل برآزا بر روی ضرایب آیرودینامیکی موثر است پیشنهاد می‌شود که وسایل برآزایی مانند فلپ، اسلت و ... بر روی پروفیل مورد نظر اعمال شود.
- ۵- با توجه به نتایج، شکل پروفیل به کاربرده شده نیز بر روی نیروهای آیرودینامیکی موثر می‌باشد از این رو می‌توان با تغییر شکل پروفیل به کاربرده شده (به عنوان مثال موجی شکل کردن ایرفویل) تغییرات ضرایب آیرودینامیکی را تجزیه و تحلیل کرد.
- ۶- با تغییر در سرعت جریان و رسیدن به اعداد ماخ بالا می‌توان به بررسی شوک‌های ایجاد شده پرداخت همچنین با تغییر شکل در پروفیلی که در نظر گرفته می‌شود به بررسی تغییراتی که در شوک به وجود آمده پرداخت.

پوست

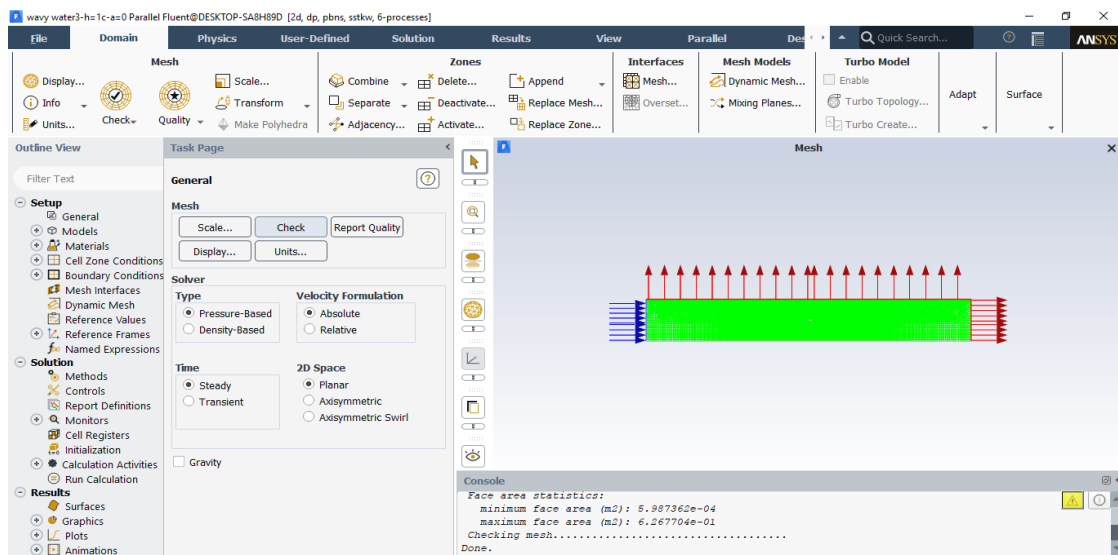
در این بخش مراحل کار در نرم افزار آورده شده است.

در ابتدا مش را اعمال می کنیم



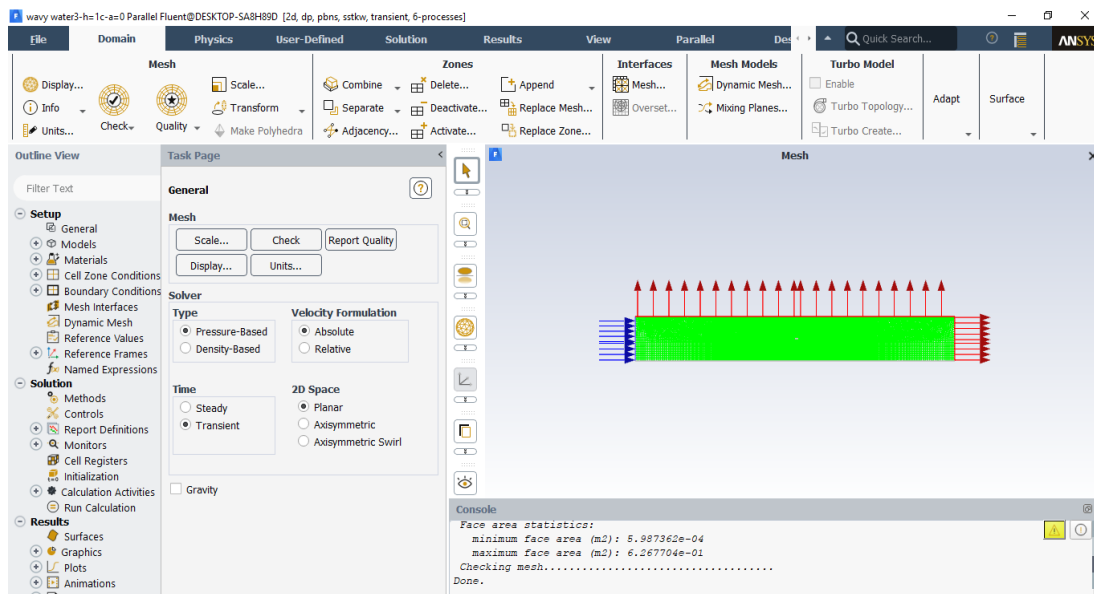
شکل پ- ۱- اعمال مش در نرم افزار فلوئنت

سپس مش چک می شود.



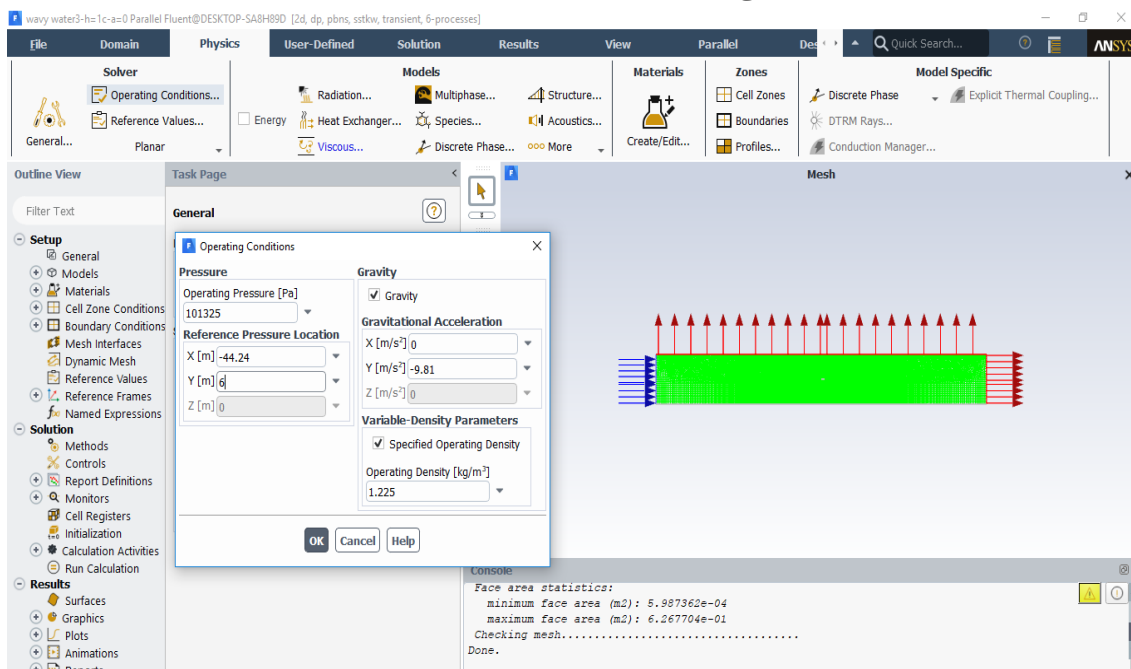
شکل پ- ۲- چک کردن مش

حالت گذرا برای شبیه سازی انتخاب می شود



شکل پ-۳- اعمال جریان گذرا

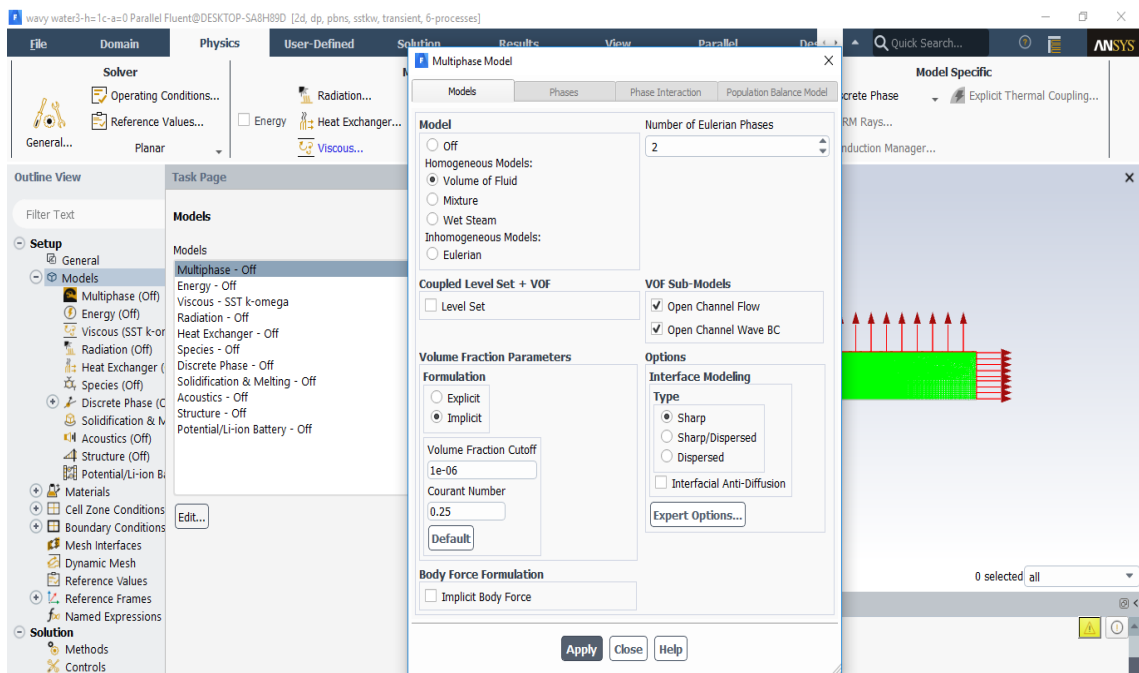
شرایط عملکردی^۱ اعمال شده می شود.



شکل پ-۴- اعمال شرایط عملکردی

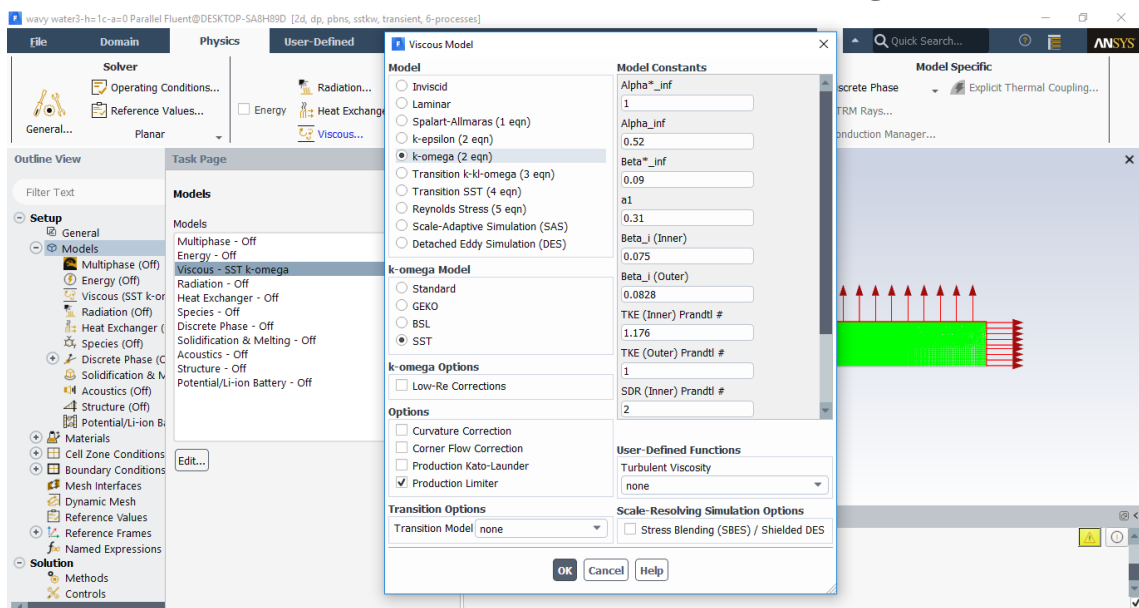
جریان دو فازي اعمال شده است.

^۱ Operating condition



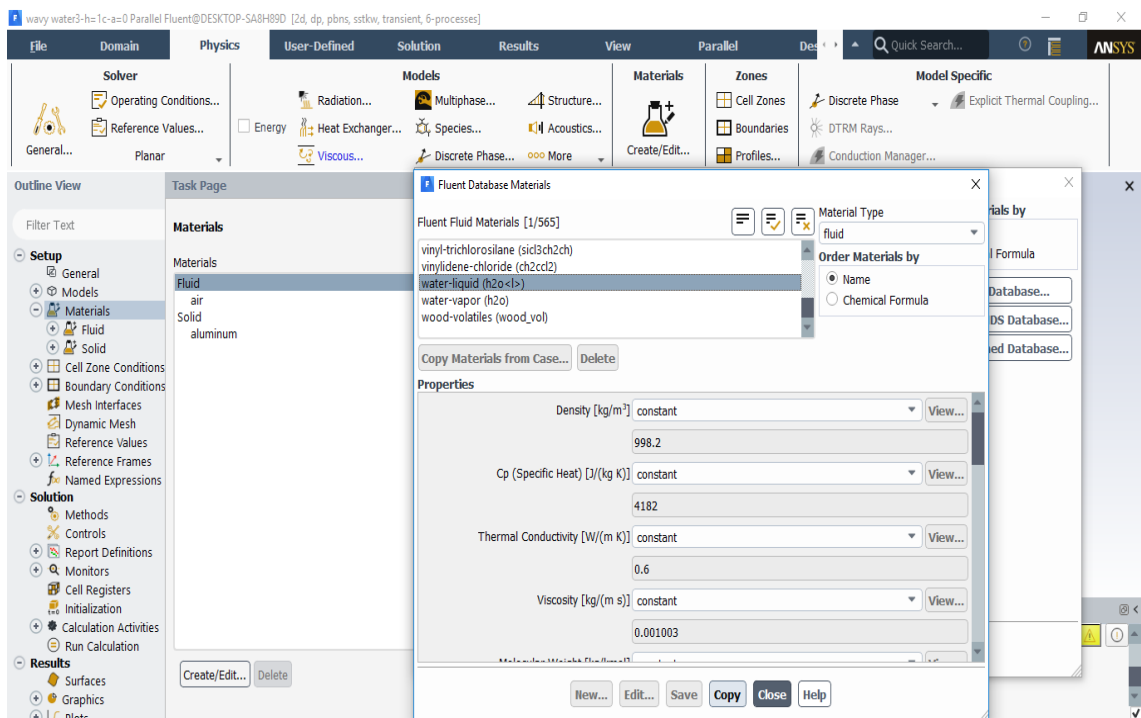
شکل پ-۵- اعمال جریان دو فازي

سپس مدل توربولانسی اعمال شده است.



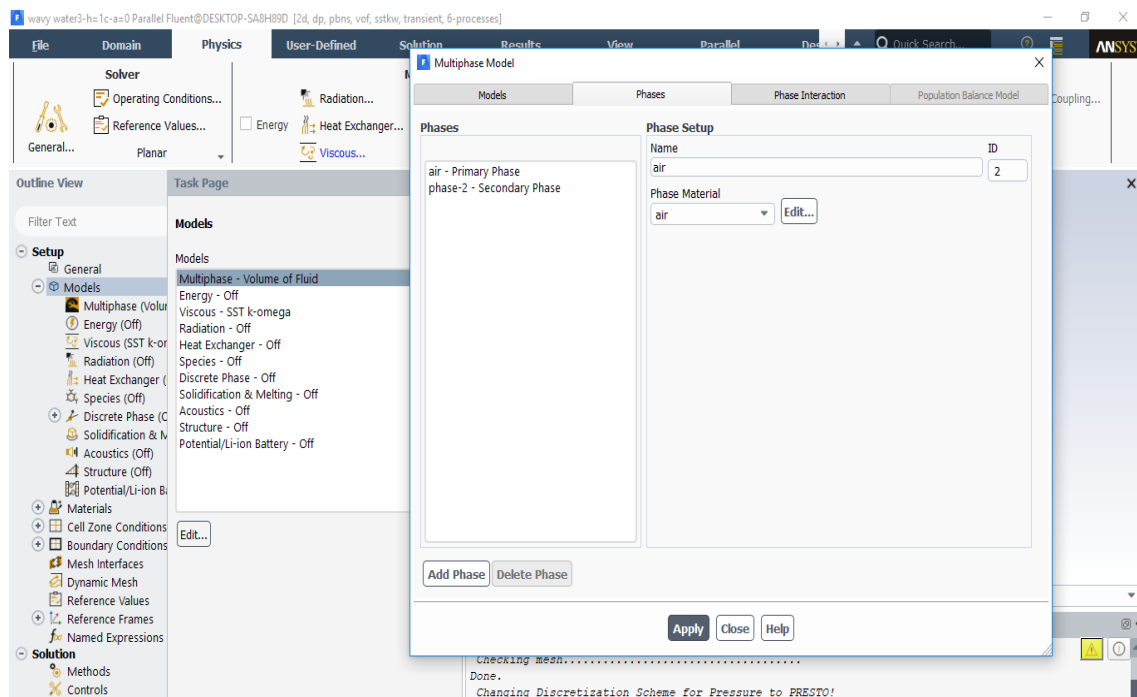
شکل پ-۶- اعمال مدل توربولانسی

سیال مورد نظر برای شبیه سازی انتخاب می شود.

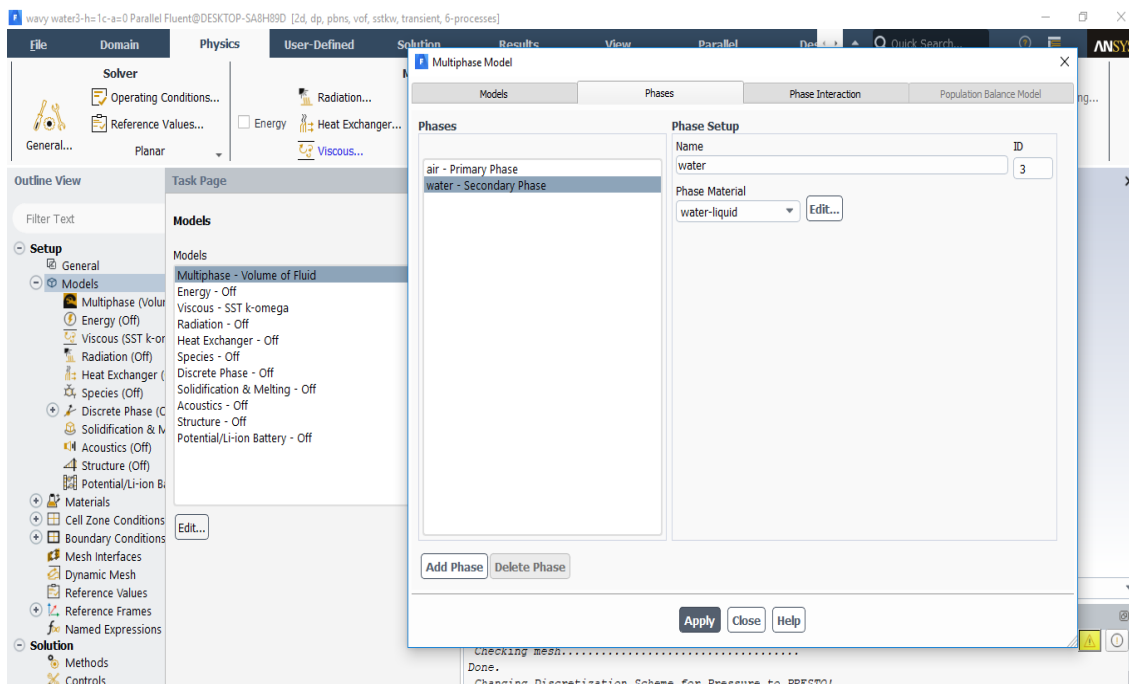


شکل پ- ۷- ورود فازهای کاربردی در شبیه‌سازی

فازهای ورودی را برای نرم افزار مشخص می‌کنیم.

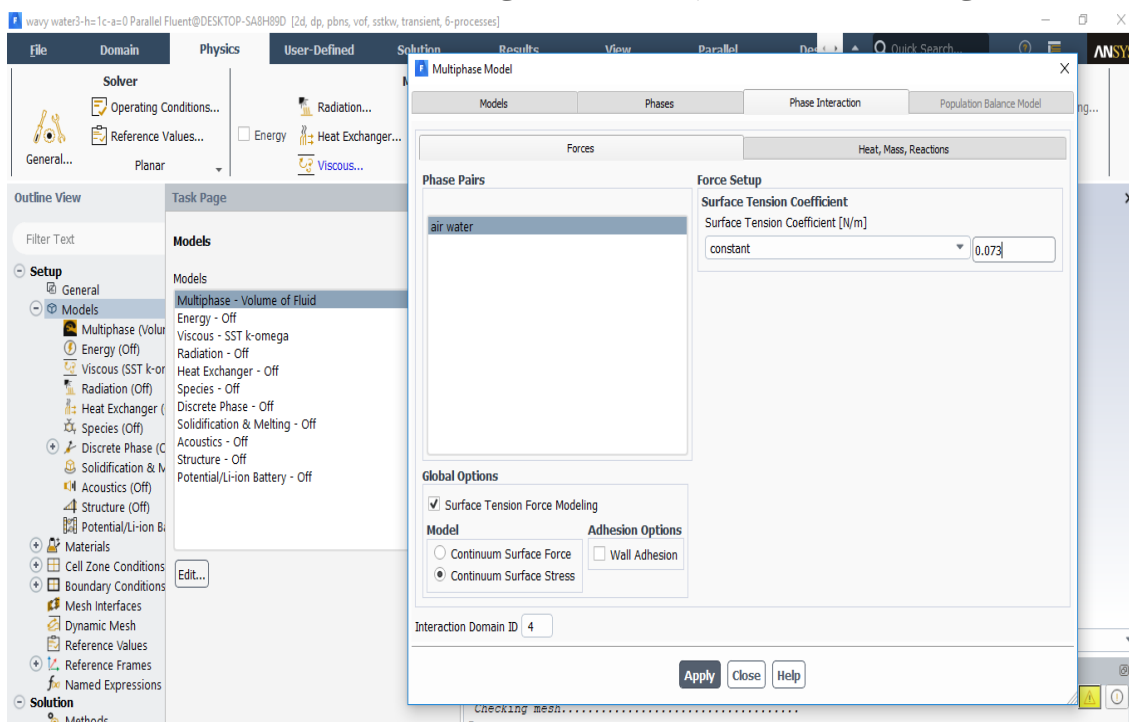


شکل پ- ۸- معرفی فازهای ورودی کاربردی در شبیه‌سازی



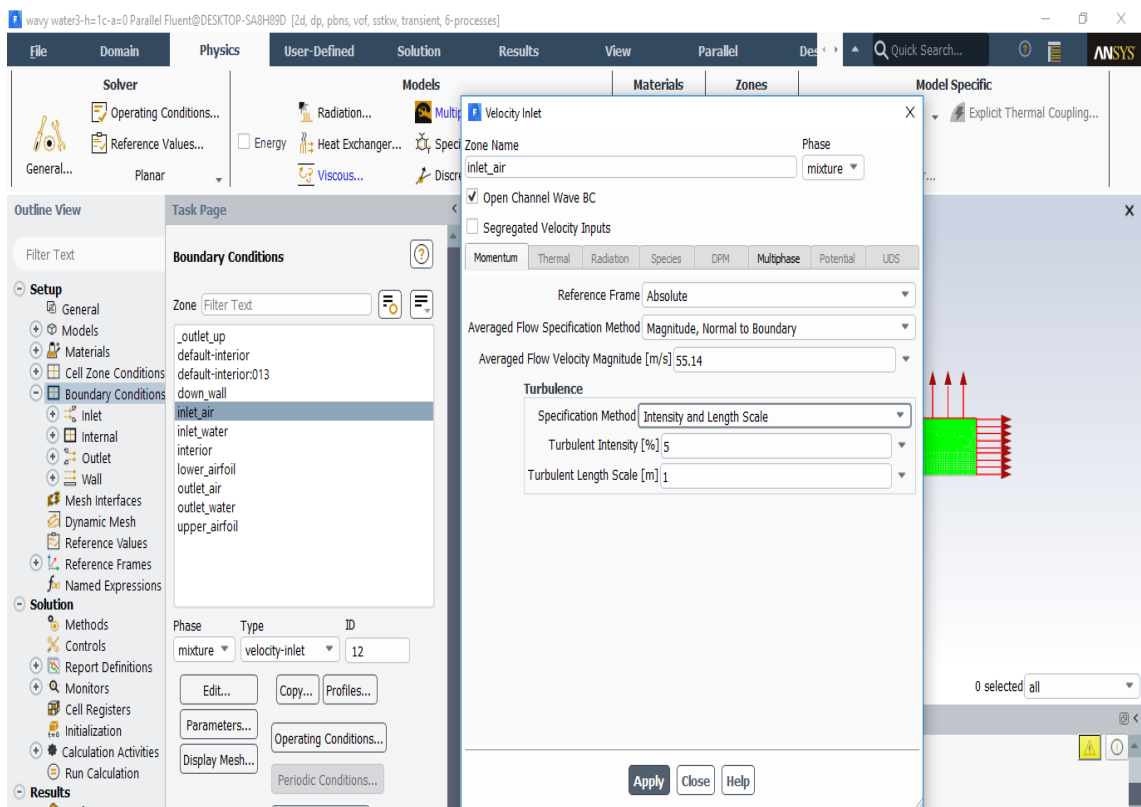
شکل پ- ۹- معرفی فازهای ورودی کاربردی در شبیه‌سازی

کشش سطحی بین آب و هوا برای نرم افزار مشخص می‌شود.

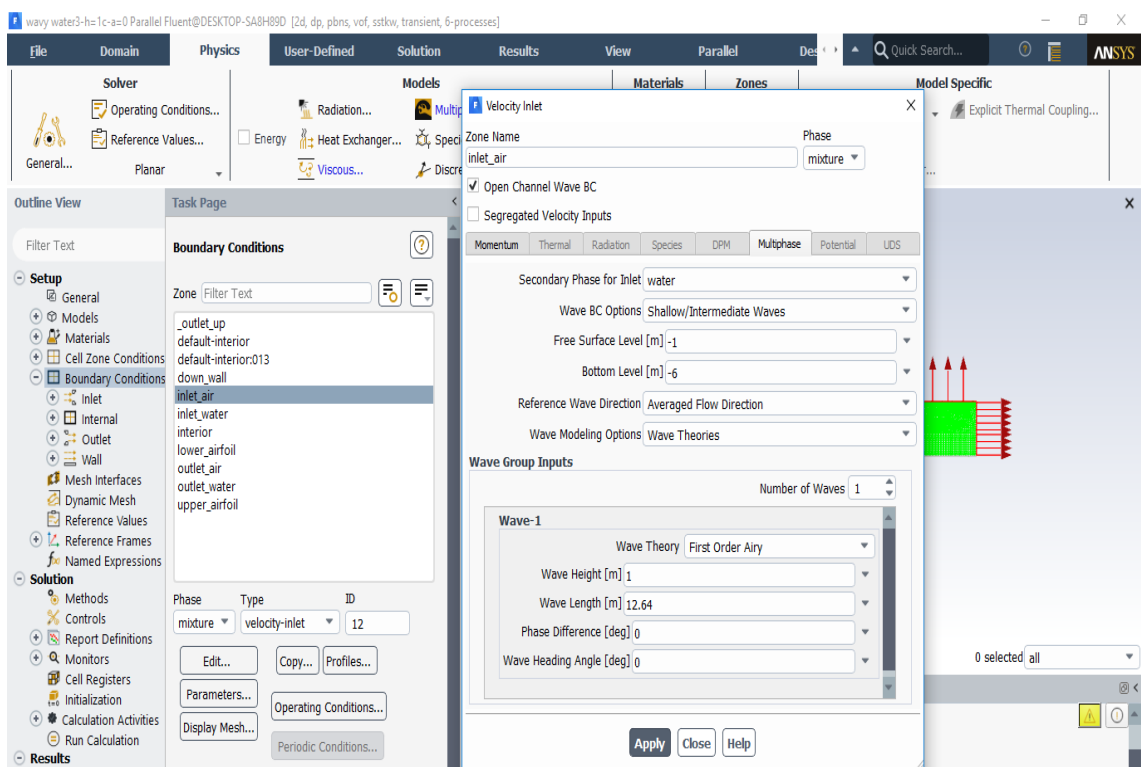


شکل پ- ۱۰- تعیین کشش سطحی آب و هوا در نرم افزار فلوئنت

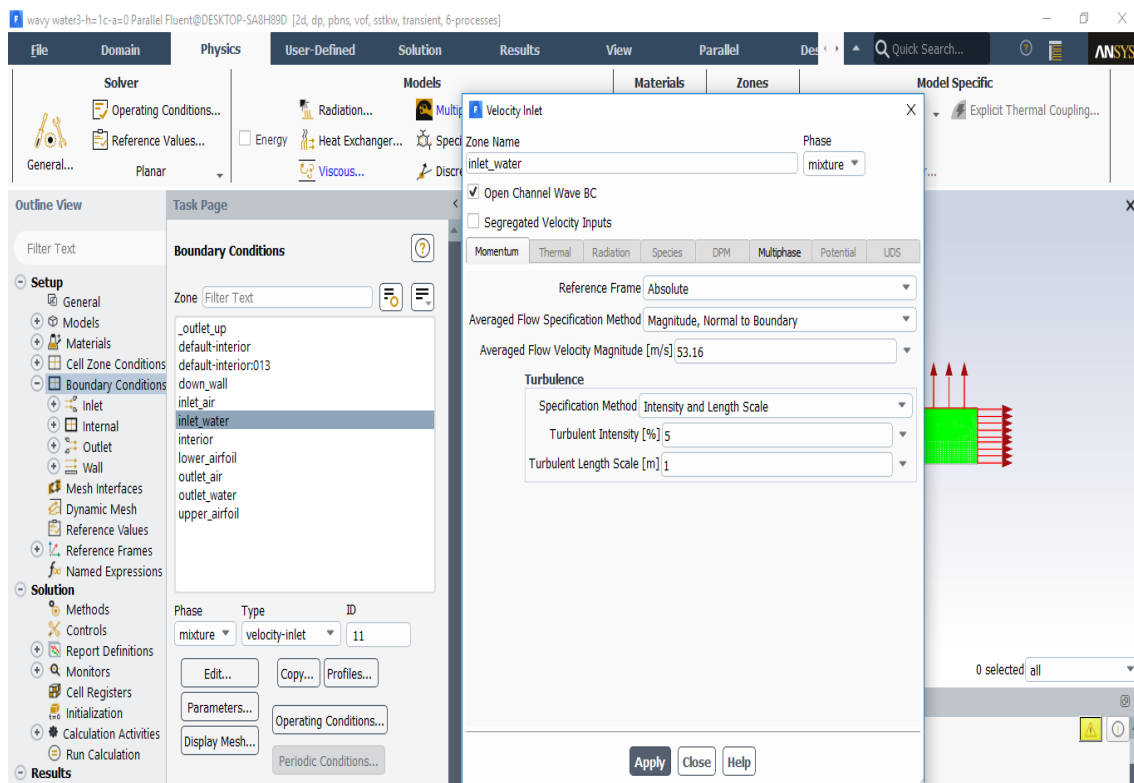
مقادیر ورودی برای سرعت و ارتفاع امواج و عمق آب را در بخش شرایط مرزی برای سیال آب و هوا در نرم افزار معرفی می‌کنیم.



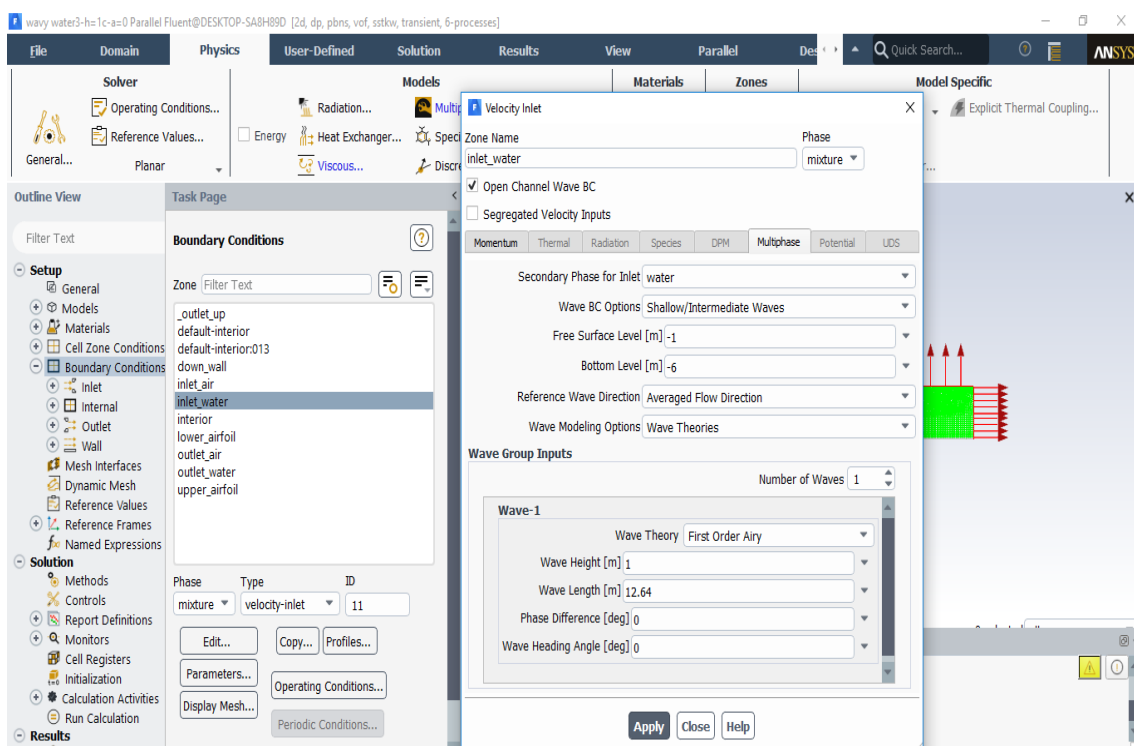
شکل پ- ۱۱- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج



شکل پ- ۱۲- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج

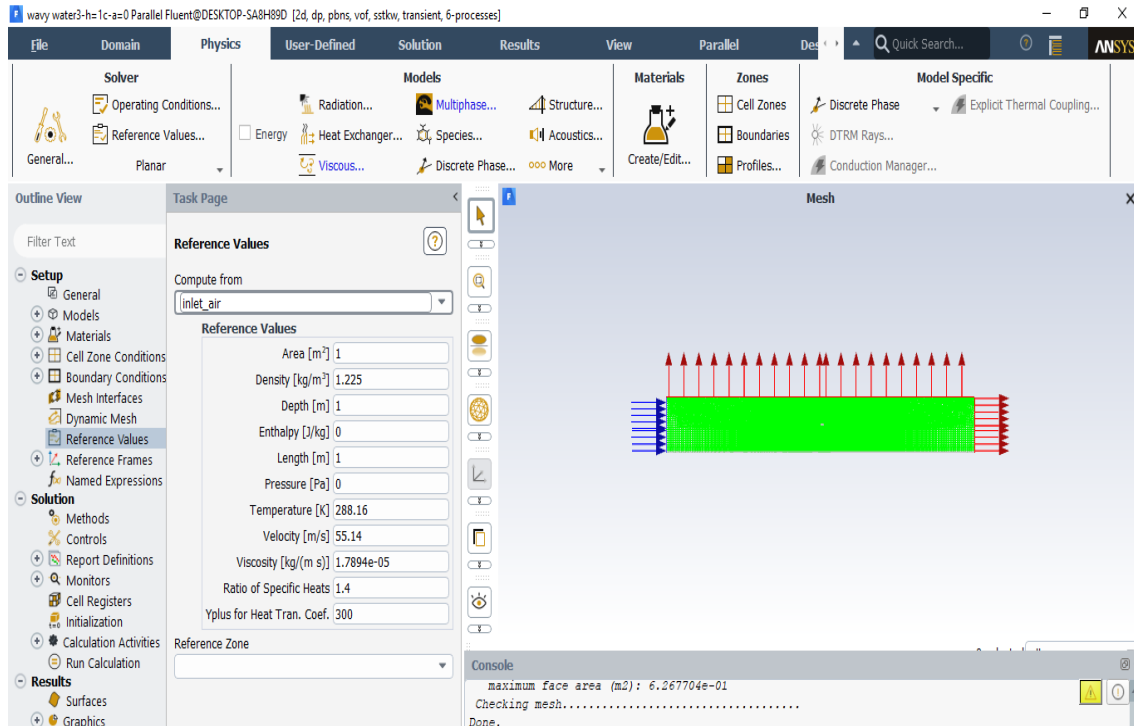


شکل پ-۱۳- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج



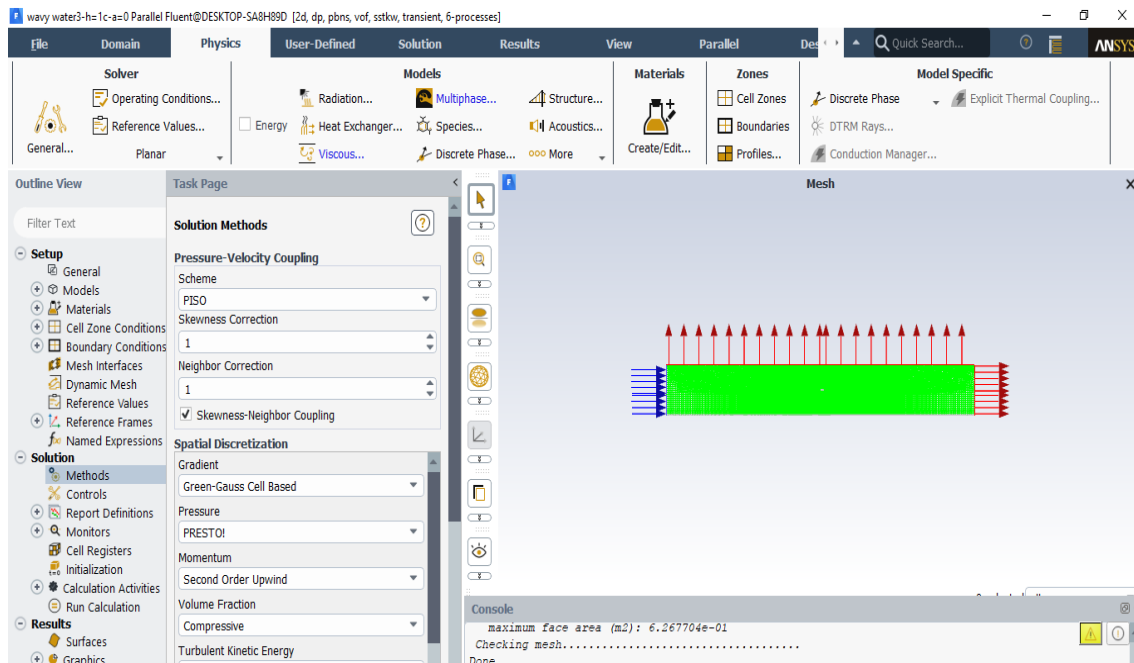
شکل پ-۱۴- تعیین سرعت آب و هوا و مشخصه‌های موج

مقدار مرجع^۱ را مشخص می‌کنیم.



شکل پ- ۱۵- تعیین مقدار مرجع در نرم افزار فلوئنت

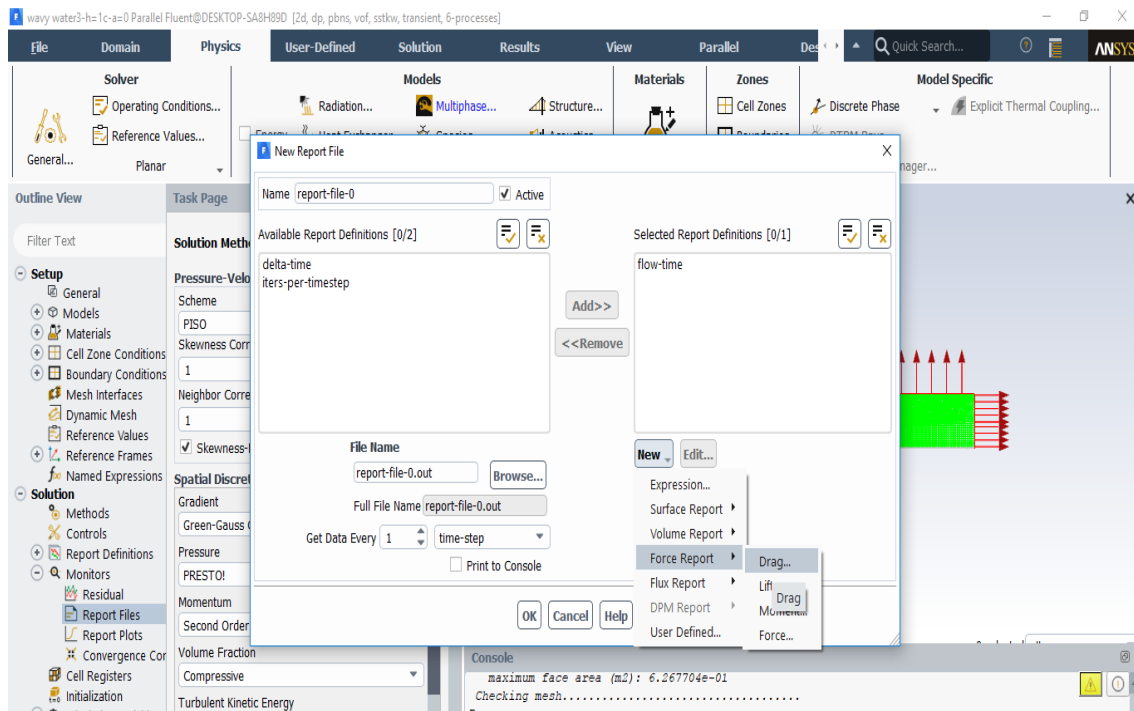
الگوریتم مورد نظر انتخاب می‌شود.



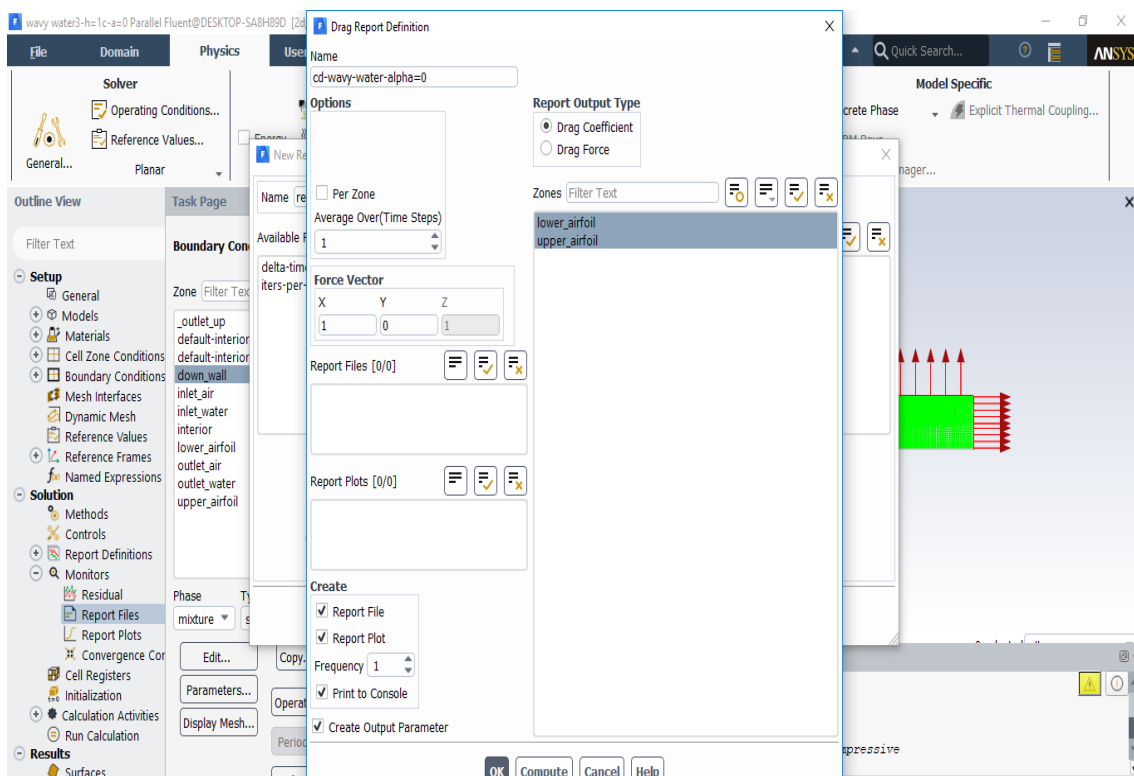
شکل پ- ۱۶- تعیین الگوریتم مورد نظر

^۱ Reference value

ضرایب پسا در نرم افزار مشخص می شود.

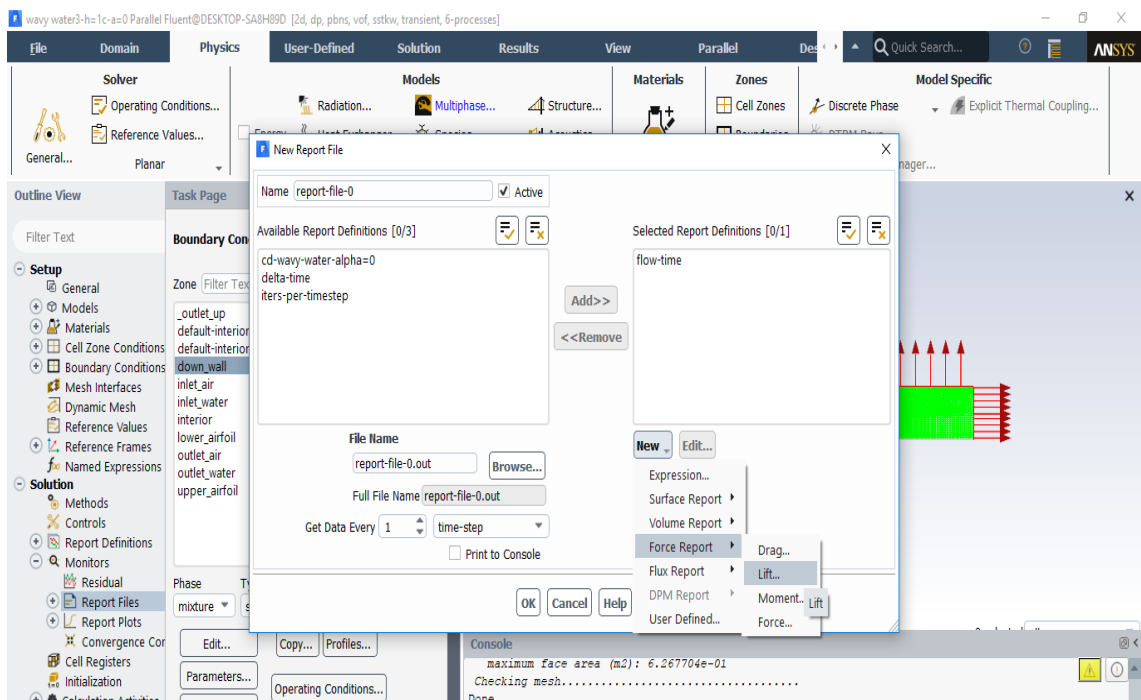


شکل پ- ۱۷- معرفی ضریب پسا روی سطح بالایی و پایینی برای نرم افزار فلوئنت

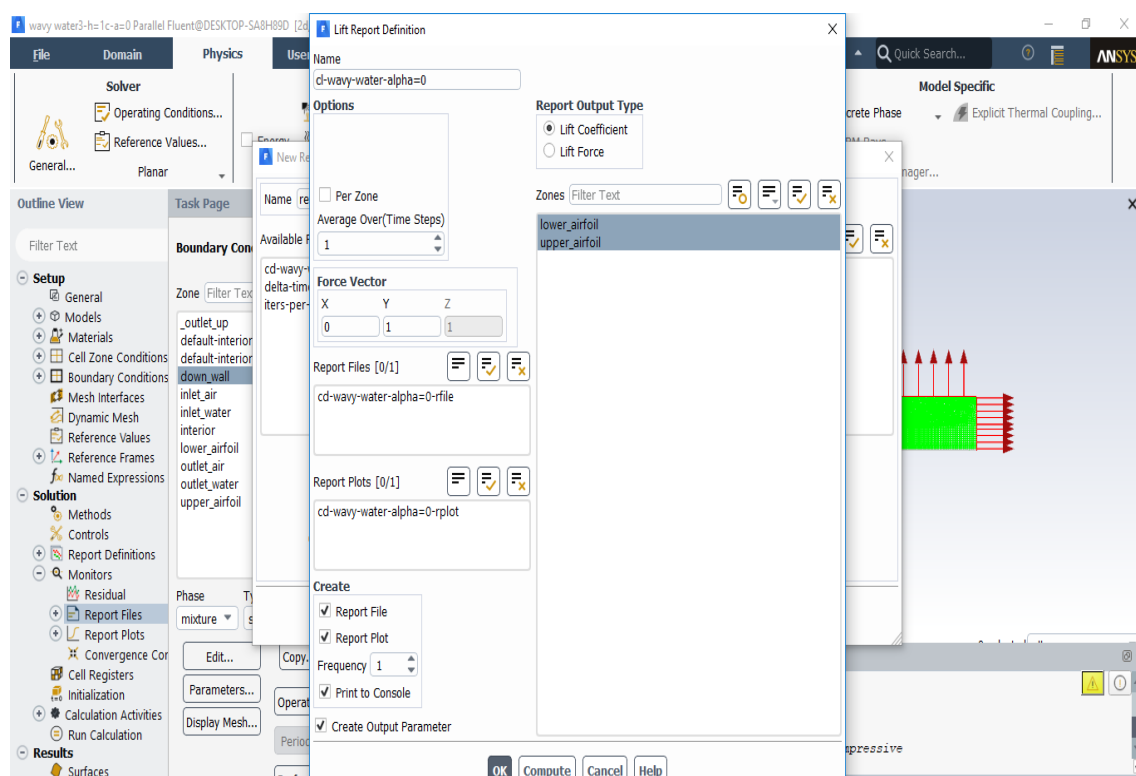


شکل پ- ۱۸- معرفی ضریب پسا روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت

ضرایب برآ در نرم افزار مشخص می شود.

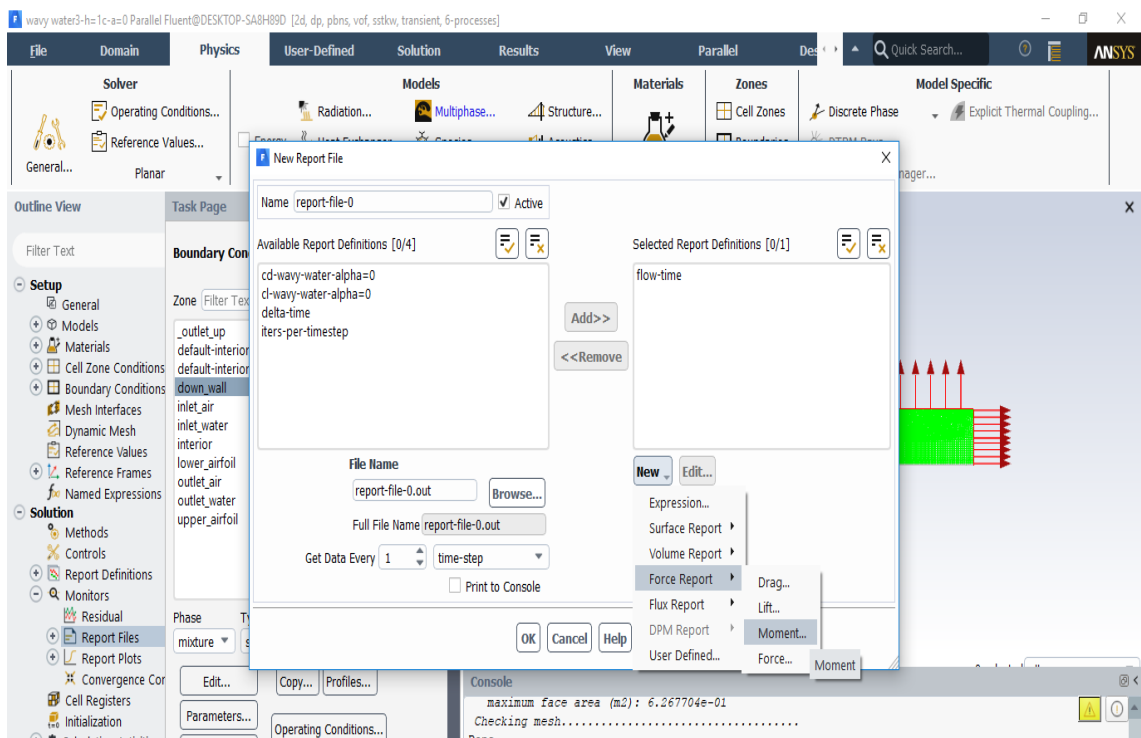


شکل پ- ۱۹- معرفی ضریب برآ روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت

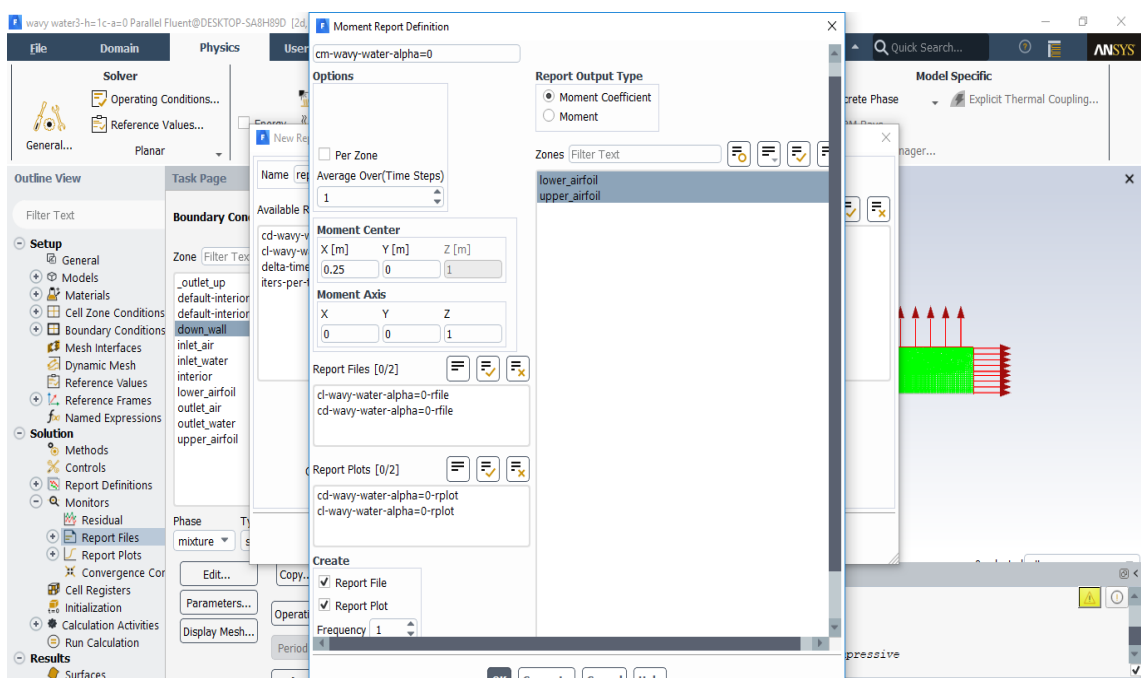


شکل پ- ۲۰- معرفی ضریب برآ روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت

ضرایب گشتاور در مرکز آئرو دینامیک ایرفویل در نرم افزار مشخص می شود.



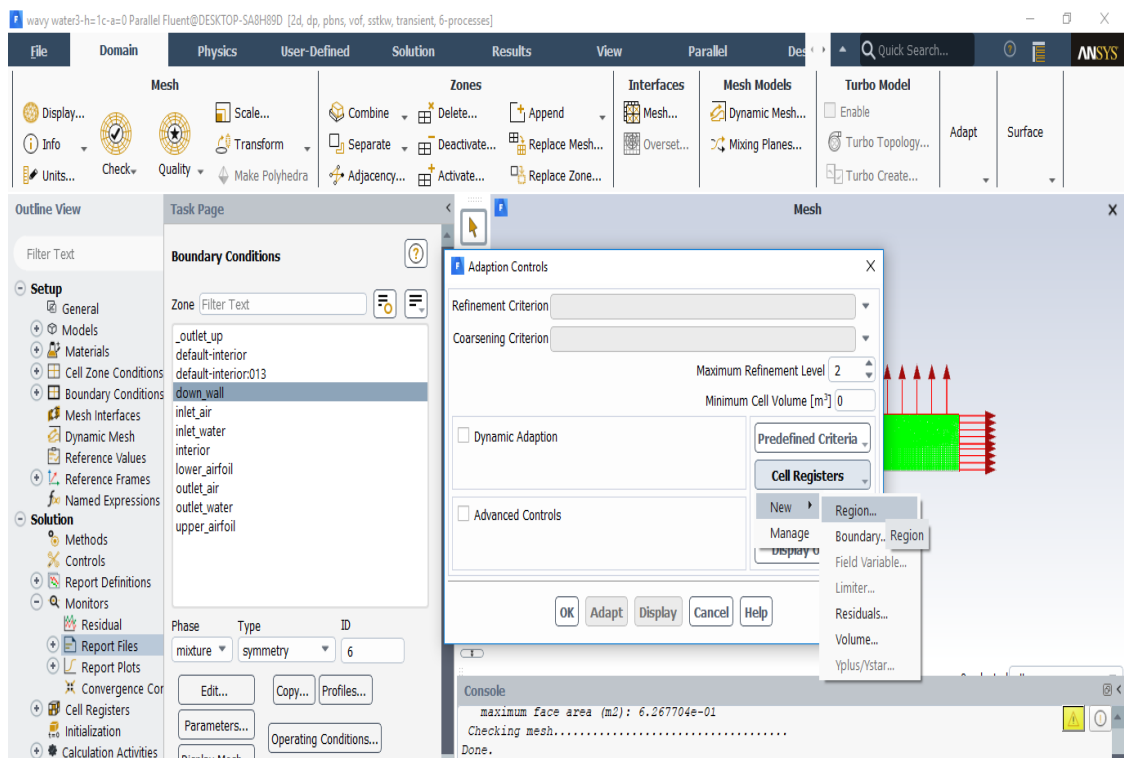
شکل پ- ۲۱- معرفی ضریب گشتاور روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت



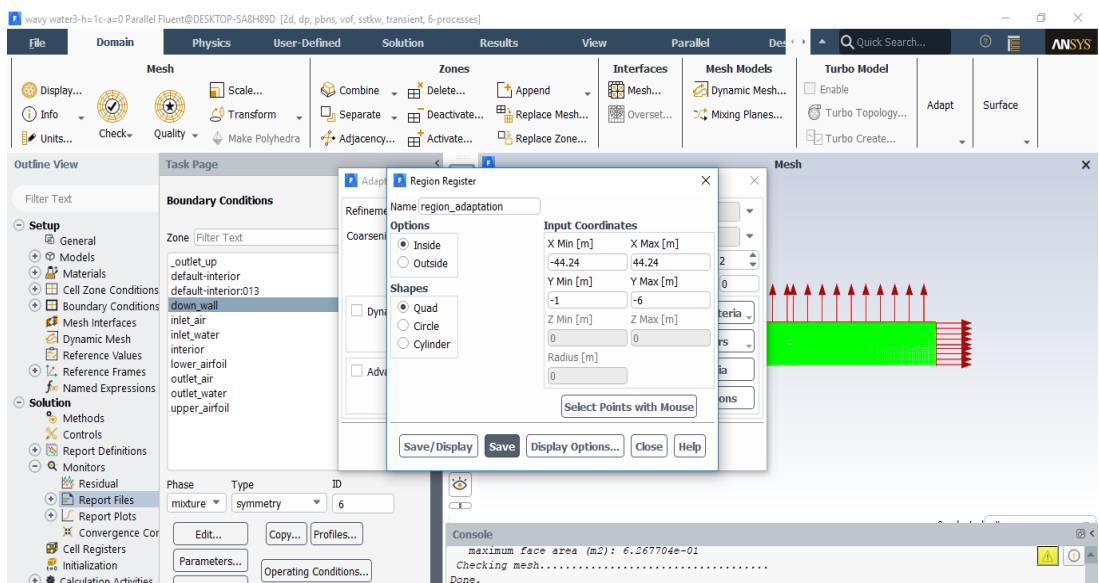
شکل پ- ۲۲- معرفی ضریب گشتاور روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل برای نرم افزار فلوئنت

ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار تنظیم^۱ می‌شوند.

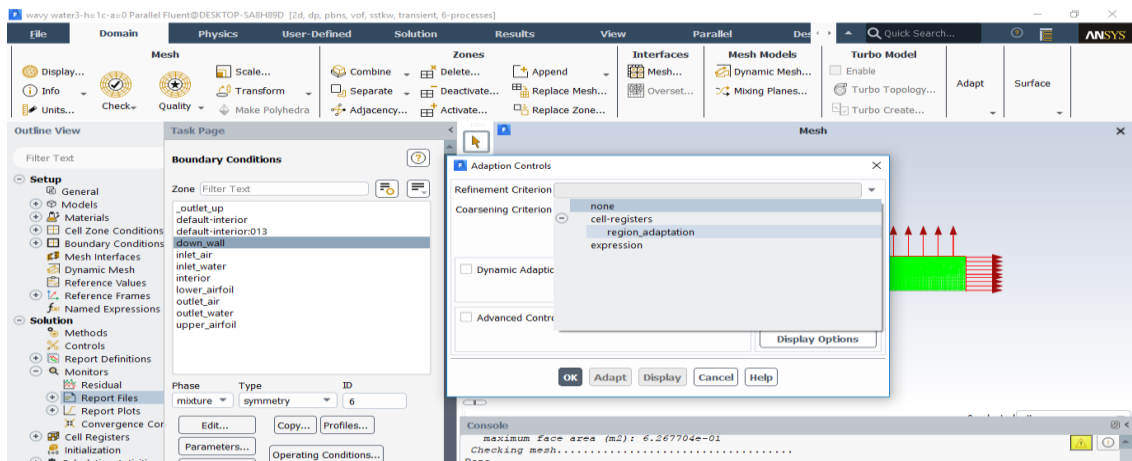
^۱ adapt



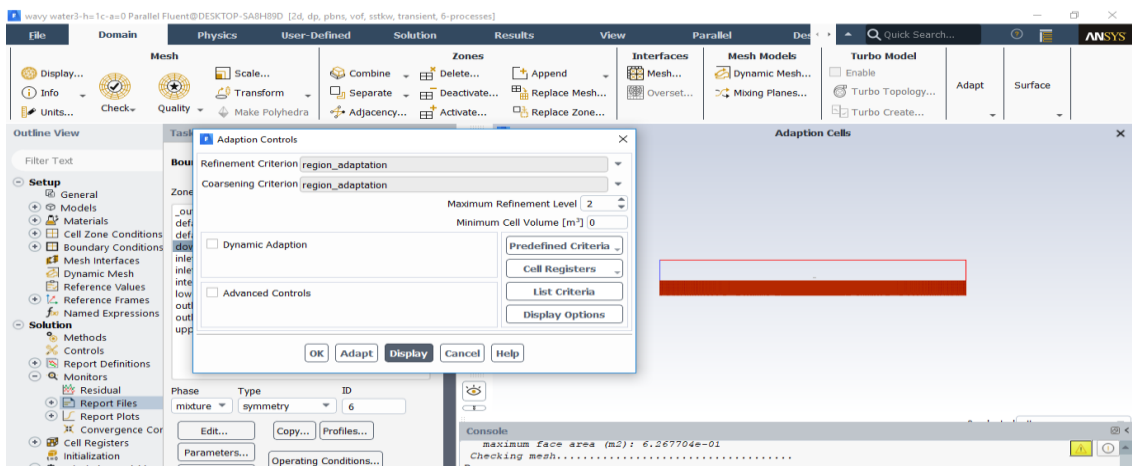
شکل پ- ۲۳- تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار فلوئنت



شکل پ- ۲۴- تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار فلوئنت

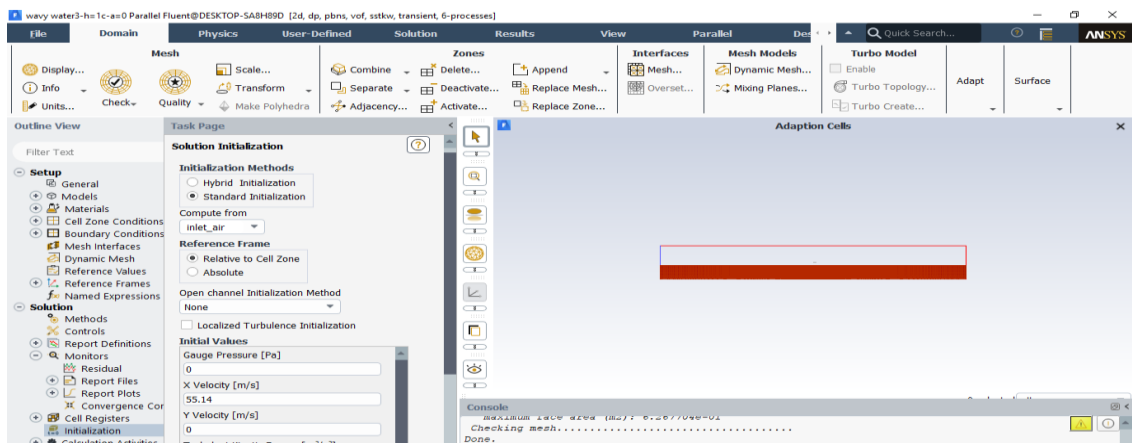


شکل پ- ۲۵-تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار



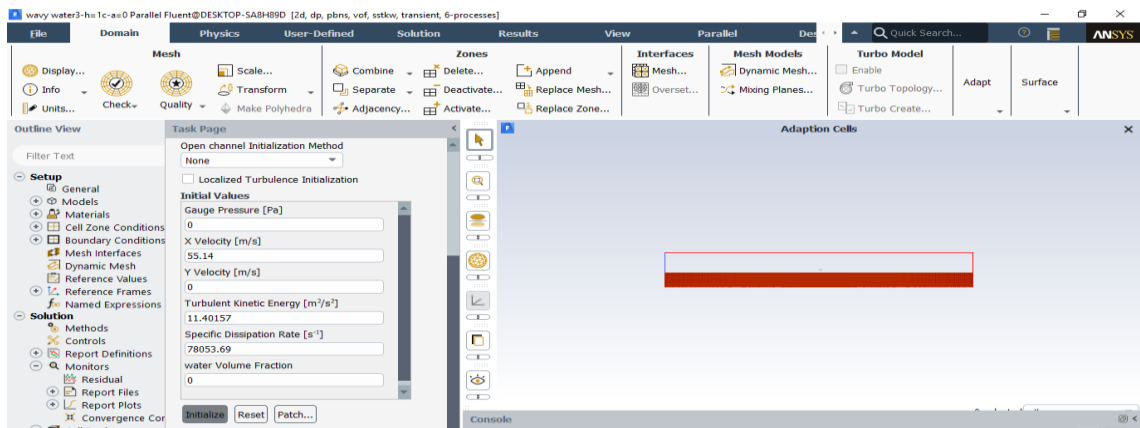
شکل پ- ۲۶-تنظیم ناحیه مورد نظر برای سیال‌های وارد شده در نرم افزار فلوئنت

شرایط اعمالی را مقداره‌ی اولیه^۱ می‌کنیم.



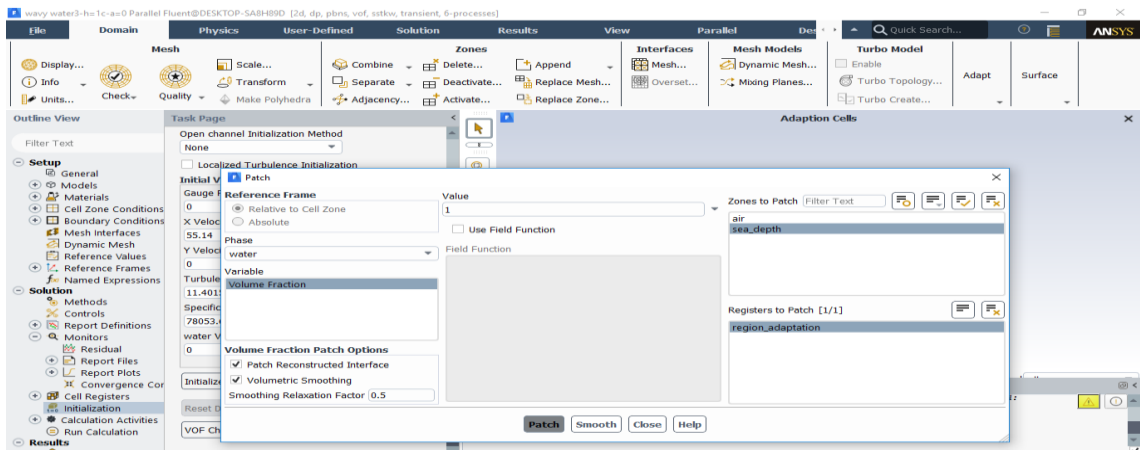
شکل پ- ۲۷-مقداره‌ی اولیه شرایط اعمال شده

^۱ initialize

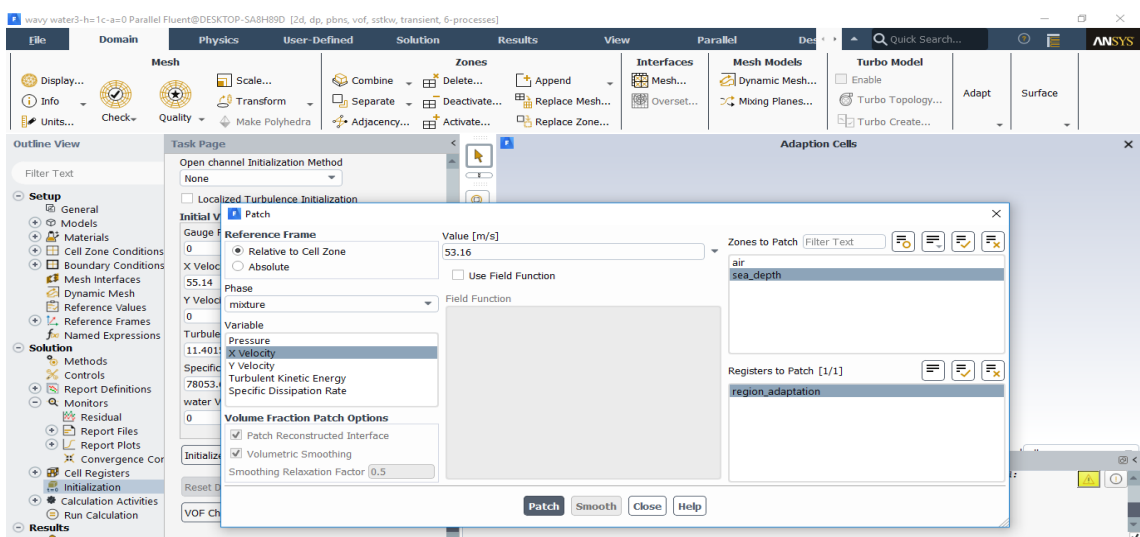


شکل پ- ۲۸- مقداردهی اولیه شرایط اولیه اعمال شده

شرایطی که مقداردهی اولیه شدند را patch می کنیم.

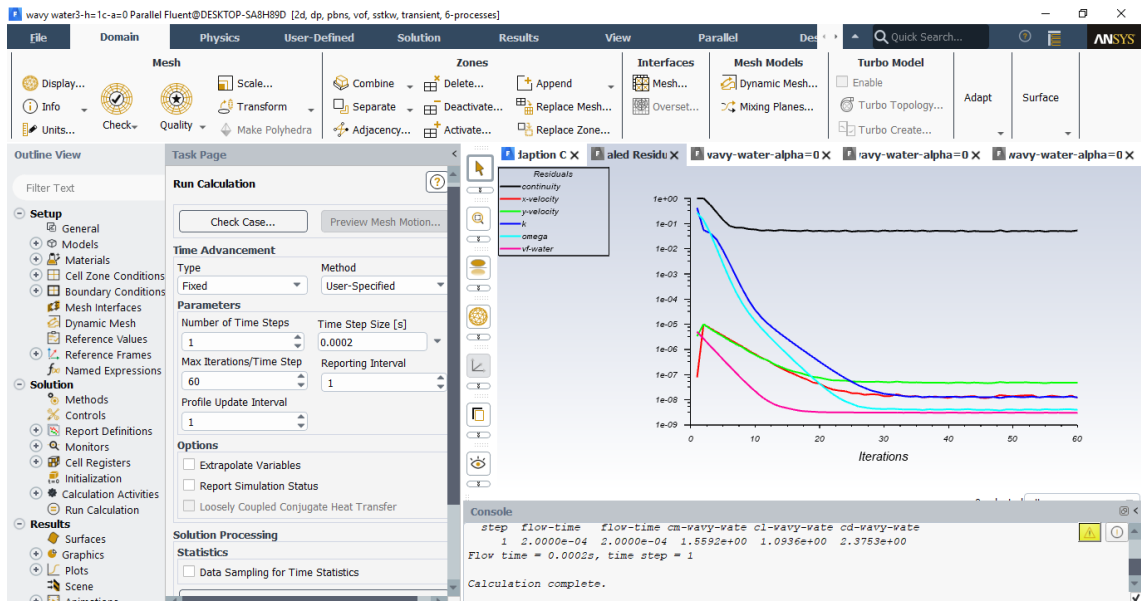


شکل پ- ۲۹- patch کردن مقداردهی اولیه برای شرایط اولیه



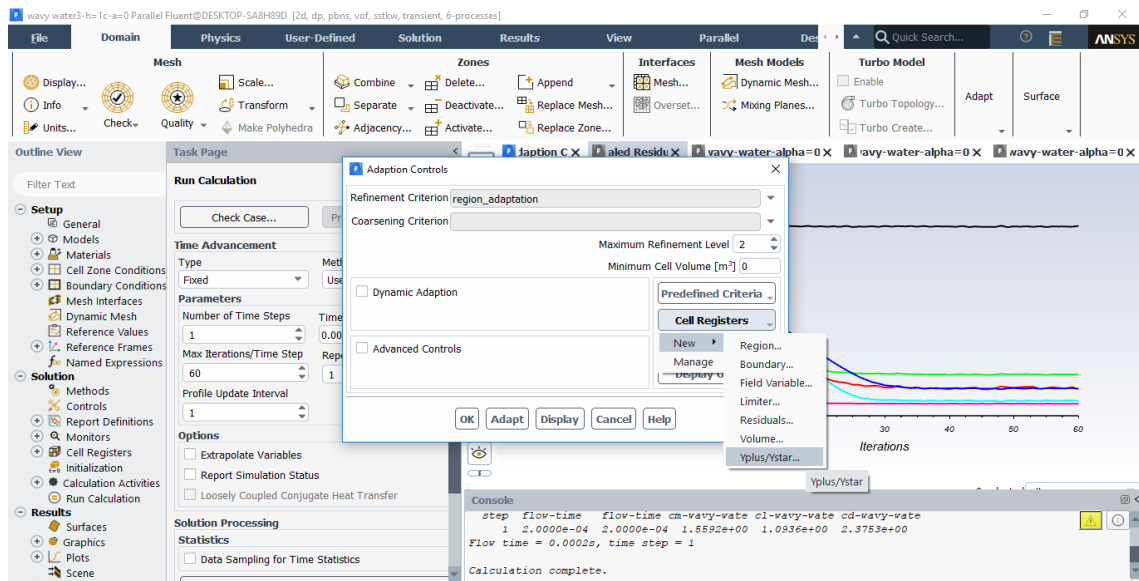
شکل پ- ۳۰- patch کردن مقداردهی اولیه برای شرایط اولیه

سپس نرم افزار به اجرای محاسبات می پردازد.

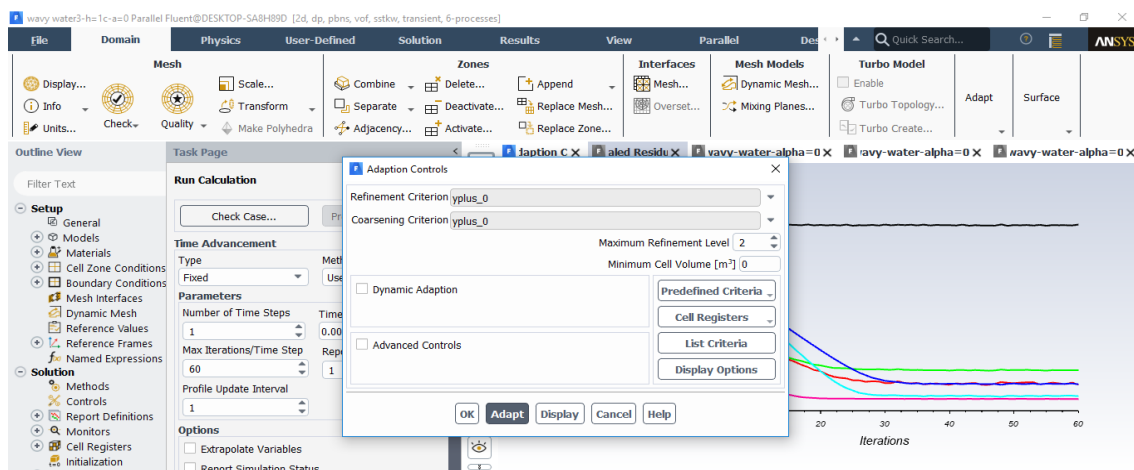


شکل پ- ۳۱- اجرای محاسبات

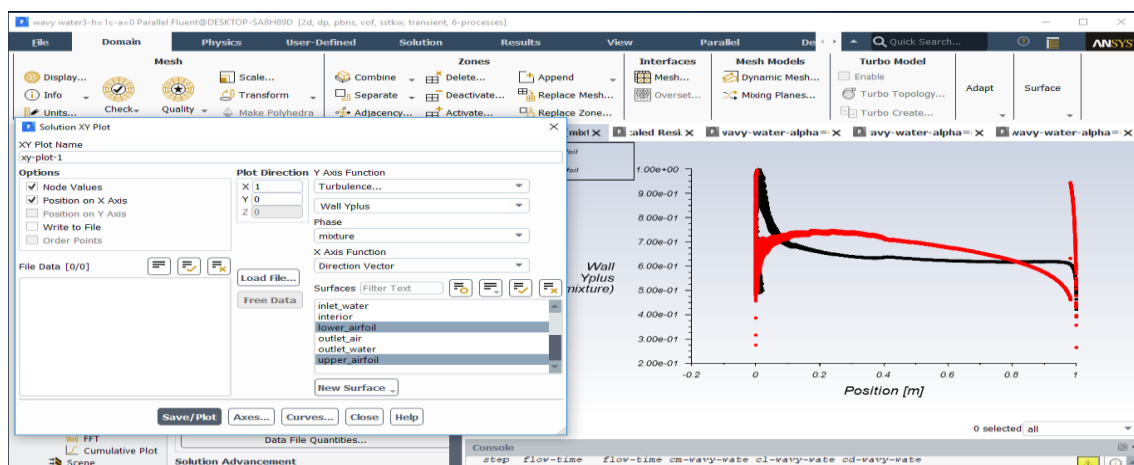
و به تنظیم y plus می پردازیم.



شکل پ- ۳۲- تنظیم y plus

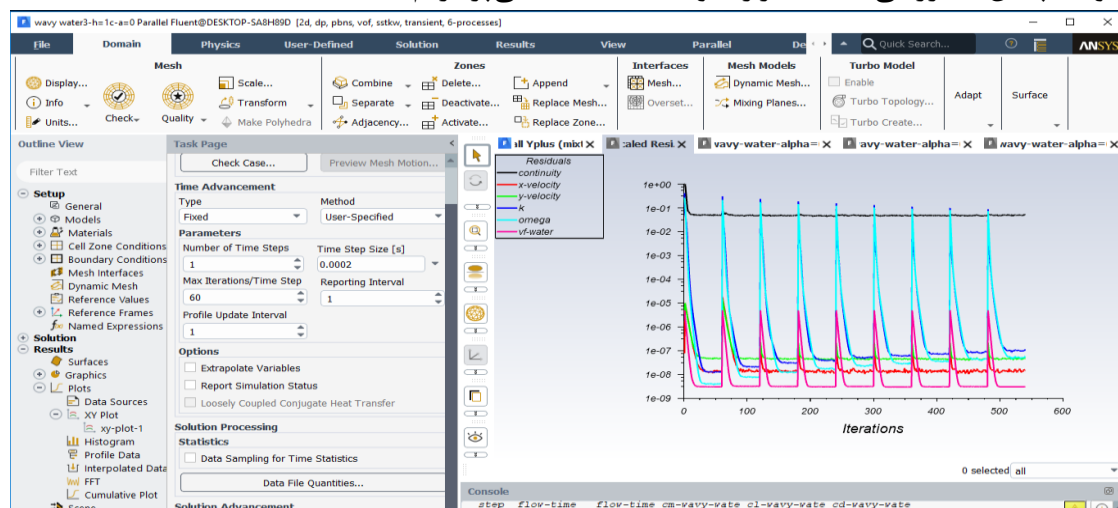


شکل پ- ۳۳- تنظیم y plus



شکل پ- ۳۴- تنظیم y plus

و همچنین به بررسی تعداد تکرارها و residual ها می پردازیم.



شکل پ- ۳۵- بررسی تعداد تکرارها و residual ها



- [1] Qiulin Qu, Xi Jia, Wei Wang, Peiqing Liu, Ramesh K. Agarwal, (2014), “Numerical Simulation of the Flowfield of an Airfoil in Dynamic Ground Effect”, Aerospace Science and Technology , <https://doi.org/10.2514/6.2014-1106>.
- [2] Qu, Q L, Lu, Z, Liu, P Q, Agarwal, R. K, (2014), “Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-Ground Effect Craft”, Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 3, pp. 913–924. Doi:10.2514/1.C032531.
- [3] Gudmundsson, S, (2014), “General Aviation Aircraft Design”, Applied Methods and Procedures, Oxford: Butterworth-Heinemann.
- [4] Ye-Hoon Im, Keun-Shik Chang, (2013), “Unsteady Aerodynamics of a Wing-in-Ground-Effect Airfoil Flying over a Wavy Wall”, journal of aircraft, Vol.37,No.4 DOI: 10.2514/2.2653.
- [5] V Rozhdestvensky, K.V, (2006), “Wing-in-ground effect vehicles”, Progress in Aerospace Sciences, 42: 211-283.
- [6] P.J.Baddoo, L.J.Ayton, (2018), “Vortex Equilibrium Ground Effect”, Department of Applied Mathematics and Theoretical Physics, Centre for Mathematical Sciences, Wilberforce Road, Cambridge, CB30WA, UK, AIAA journal, June 25-29, Atlanta.
- [7] Sanal Kumar, V.R, Vigneshwaran Sankar, (2018), “A closed-form analytical model for predicting 3D boundary layer displacement thickness for the validation of viscous flow solvers”, AIP Advances, 8, 025315, doi: 10.1063/1.5020333; View online: <https://doi.org/10.1063/1.5020333>.
- [8] Moon, Y. J., Oh, H.-J., Seo, J.-H, (2005), “Aerodynamic Investigation of Three-Dimensional Wings in Ground Effect for Aero-Levitation Electric Vehicle”, Aerospace Science and Technology, Vol. 9, No. 6, pp. 485–494. doi:10.1016/j.ast.2005.01.005.
- [9] Hiemcke, C, (1997), “NACA 5312 in Ground Effect: Wind Tunnel and Panel Code Studies”, AIAA Paper 1997-2320, June.
- [10] Zerihan, J, Zhang, X, (2000), “Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground effect”, January 1 O-I 3, <https://doi.org/10.2514/6.2000-650>.

- [11] Daichin, K W, Zhao L PIV, (2007), “measurements of the nearwake flow of an airfoil above a free surface”, *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*, 19(4): 482 – 487.
- [12] Zhu, Y R., (1991), “Wave Mechanics for Ocean Engineering”, 1st ed., Tianjin University, Tianjin, China.
- [13] Barber, T, Leonardi, E, Archer, D, (1998), “Free Surface Deformation Caused by a Wing in Ground Effect over Water”, *Proceedings of the International Workshop ‘WISE up to Ekranoplan GEMs’*, University of New South Wales, Sydney, Australia, pp. 90–101.
- [14] L S Roberts, M V Finnis, K. Knowles, N. J. Lawson, (2016), “Forcing Boundary-Layer Transition on an Inverted Airfoil in Ground Effect and at Varying Incidence”, *AIAA Journal*, Washington, 2016-3724 <http://dx.doi.org/10.2514/6.2016-3724>.
- [15] Sanal Kumar, Shanjay K E, (2014), “Studies on Race Car Aerodynamics at Wing in Ground Effect”, *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering*, Vol:8, No:7.
- [16] Christopher Chabalko, Balakumar Balachandran, (2014), “Lift enhancement in formation flying in ground effect over a wavy surface”, *AIAA Paper* 13-17 January.
- [17] Wei Yang, Cheng-Jiong Ying, Zhi-gang Yang, (2010), “Aerodynamic study of WIG craft near curved ground”, 22(5), supplement: 371-376, DOI: 10.1016/S1001-6058(09)60221-3.
- [18] Kornev, N, Gross, A., (2014), “Influences on Safety of Flight of WIG Craft”, *AIAA paper* 2014-0183.
- [19] Boschetti, P. J. Cárdenas, E. M, (2018), “Nonlinear Models for Representing Aerodynamic Coefficients of a Wing in Ground Effect”, *AIAA Paper* 2018-1759.
- [20] Khaiatian alireza, aminzade arash, (2017), “stability analysis for time varing WIG craft dynamicsin the presence of wavy boundary and gust”, *Ocean Engineering* 145 148–157.
- [21] Boshun Gao, Qiulin Qu, Ramesh K. Agarwal, (2018), “Aerodynamics of a Transonic Airfoil in Ground Effect”, *journal of aircraft*, 8–12, DOI: 10.2514/1.C034998.
- [22] Y. Qin, P. Liu, QQu, T.Hu, (2017), “Wing/canard interference of a close-coupled canard configuration in static ground effect”, *Aerosp. Sci. Technol.* 69, 60-75.

- [23] Qu, Q., Huang, L, Liu, P, Agarwal, R. K., (2016), “Near-field Wingtip Vortex Characteristics of a Rectangular Wing in Ground Effect”, AIAA 2006-633, 9-12.
- [24] Qu, Q. L., Wang, W., Liu, P. Q., Agarwal, R. K., (2015), “Airfoil Aerodynamics in Ground Effect for Wide Range of Angles of Attack”, AIAA Journal, Vol. 53, No. 4, pp. 1048-1061.
- [25] Doig, G, Barber, T. J, Neely. A. J, Myre, D, (2012), “Aerodynamics of an Transonic Aerofoil in Ground Effect: Numerical Study at full-scale Reynolds numbers”, The Aeronautical Journal, Vol. 116, No. 1178, 2012, pp. 407-430, doi:10.1017/S0001924000005297.
- [26] Qiulin Qu, Ramesh K. Agarwal, (2014), “Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-Ground-Effect Craft”, journal of aircraft, Vol. 51, No. 3.
- [27] Ando, S, Sakai, T, Nitta, K, (1992), “Analysis of Motion of Airfoil Flying over Wavy-Wall Surface”, Japan Society for Aeronautical and Space Science Transactions, Vol.35, No.107, pp.27 –38.
- [28] Morishita, E, Ashihara, K, (1995), “Effect Calculation of a Two Dimensional Airfoil over a Wavy Surface”, Japan Society for Aeronautical and Space Science Transactions, Vol.38, No. 119, pp.77 –90.
- [29] Mizutani, N, Suzuki, K, (1993), “Numerical Analysis of 3-D WIG Advancing over the Still Water Surface”, Journal of Society of Naval Architects of Japan, Vol.174, No.1, pp.35 –45.
- [30] Ahmed, M. R., Takasaki, T. Kohama, Y., (2007), “Aerodynamics of a NACA4412 Airfoil in Ground Effect”, AIAA Journal, Vol. 45, No. 1, pp. 37-47
- [31] Arthur W. Carter, (1961), “Effect of Ground Proximity on the Aerodynamic Characteristics of Aspect-Ratio Airfoils with and without End Plates”, NASA TN D970.
- [32] Wieselsberger, (1988), “Wing Resistance Near the Ground”, NACA TM-77, Journal of Aircraft, Vol.25, No. 4, pp. 289-294.
- [33] Rozhdestvensky K V, (2006), “wing in ground effect vehicles”, progress in aerospace sciences, 42(3):211-283.

- [34] jung, K. H., Chun, H, Kim, H. J, (2008), "Experimental Investigation of Wing-in-Ground Effect with A NACA6409 Section", Journal of Marine Science Technology, Vol. 13,, pp. 317-327.
- [35] Qu, Q, Jia, X, Wang, W., Liu, P, Agarwal, R. K, (2014), "Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil in dynamic ground effect", Aerospace Science and Technology, Vol. 38, pp. 56-63.
- [36] Gao, B, (2017), "Aerodynamics and Shock Buffet of a Transonic Airfoil in Ground Effect", Engineering and Applied Science Theses & Dissertations.
- [37] Park, K, Kim, B. S, Lee, J, Kim, K. S, (2009), "Aerodynamics and optimization of airfoil under ground effect", International Journal of Mechanical Systems Science and Engineering, Vol. 1, No. 4, pp. 385-391.
- [38] Lee, T, Tremblay-Dionne, V, (2018), "Experimental Investigation of the Aerodynamics and Flowfield of a NACA 0015 Airfoil Over a Wavy Ground", Journal of Fluids Engineering, Vol. 140.
- [39] Haolin Zhi, Tianhang Xiao, Jichang Chen, Bin Wu, Mingbo Tong, Zhenhao Zhu, (2019), "Numerical Analysis of Aerodynamics of a NACA4412 Airfoil above Wavy Water Surface", AIAA Journal, Dallas, Texas, September, DOI: 10.2514/6.2019-3694.
- [40] Hirt, C. W, Nichols, B. D, (1981), "Volume of Fluid (VOF) Method for the Dynamics of Free Boundaries", J. of Computational Physics, Vol. 39(1), pp. 201-225.
- [41] Myung-Soo Shin, Yoonsik Kim, Gyeong-Joong Lee, (2006), "Conceptual Design of Small WIG Craft", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 43 No. 1 pp. 134-146.
- [42] آیین نامه کارهای دریایی ایران، فصل چهارم، بخش دوم شرایط طراحی.
- [43] Wiegel, R.L. (2013). "Oceanographical Engineering", Dover Publications. P. 17, Figure 2.4, ISBN 0-486-16019-X.
- [44] محمد مونسان، (۱۳۸۸)، " کتاب جامع مهندسی معماری دریایی"، چاپ اول، ناشر: کانون پژوهش، صفحه ۹۸۷.
- [45] Xuan Zhang, Qiulin Qu Ramesh K. Agarwal, (2017), "Computation of Flow Field of an Airfoil with Gurney Flap in Ground Effect", 5-9 June 2017, Denver, Colorado, DOI: 10.2514/6.2017-4466.

- [46] F Kamijani, A. Nasrollahi, N. Nazari, S. Nahid, (2013), “Investigation of wind regime by sinoptik meteorological organization database at Persian gulf”, Jurnal of Nivar, 85-85.
- [47] M. Abbaspour, R. Rahimi, (2011), “Iran atlas of offshore renewable energies”, Renew. Energy 36 (1) 388e398.
- [48] Sina Pasha Zanous, Rouzbeh Shafaghat, Rezvan Alamian, Mostafa Safdari Shadloo, Mohammad Khosravi, (2019), “Feasibility study of wave energy harvesting along the southern coast and islands of Iran”, Renewable Energy 135 (2019) 502, <https://doi.org/10.1016/j.renene.2018.12.027>
- [49] launders, G. H, (1965), “Aerodynamic Characteristics of Wings in Ground Proximity” Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol. 11, pp. 185-192.
- [50] Allen I. Ormsbee, Allen W. Chen, (2015), “Multiple Element Airfoils Optimized for Maximum Lift Coefficient”, AIAA journal, VOL. 10, NO. 12, January 30, DOI: 10.2514/3.6694.
- [51] Edwin J. Saltzman, K. Charles Wang, Kenneth W. Ilif, (2007), “In-Flight Subsonic Lift and Drag Characteristics Unique to Blunt-Based Lifting Reentry Vehicles”, Vol. 44, No. 2, DOI: 10.2514/1.18365.
- [52] Krienes, K, (1941), “The Elliptic Wing Based on the Potential Theory”, NACA TM-971.
- [53] Helmbold, H. B, (1942), “The twisted elliptical wing as a supporting surface” Yearbook of German Aeronautics Research, R. Oldenbourg, Munich, pp. I111–I113.
- [54] Jones, R. T, (1946), “Properties of Low-Aspect-Ratio Pointed Wings at Speeds Below and Above the Speed of Sound”, NACA Rept. 835.
- [55] Raymer, D. P., (1992), “Aircraft Design”, AIAA Education Series, AIAA, Washington, D.C.
- [56] Stinton, D, (1982), “The Design of the Aeroplane”, Van Nostrand Rheinhold Co, New York
- [57] Loftin, L. K., Jr, (1980), “Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance”, NASA RP-1060.

- [58] Oswald, W. B., (1932), “General Formulas and Charts for the Calculation of Airplane Performance”, NACA Rept. 408.
- [59] Perkins, C. D, Hage, R. E, (1949), “Airplane Performance Stability and Control”, Wiley, New York.
- [60] Hoerner, S. F, (1965), “Fluid-Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance”, L. A. Hoerner, Brick Town, NJ.
- [61] Sforza, P. M., (2014), “Commercial Airplane Design Principles”, Elsevier, New York, pp. 360–375.
- [62] Pasquale M. Sforza, (2020), “Direct Calculation of Zero-Lift Drag Coefficients and $(L/D)_{max}$ in Subsonic Cruise”, Journal of Aircraft, May 24, DOI: 10.2514/1.CO35717.
- [63] van Es, G. W. H., (2002), “Rapid Estimation of the Zero-Lift Drag Coefficient of Transport Aircraft”, Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 4, pp. 597–599.
- [64] Traub, L. W, (2016), “Camber Effects on Minimum Power and Thrust Relations for Propeller Aircraft”, Journal of Aircraft, Vol. 53, No. 1, pp. 299–304. <https://doi.org/10.2514/1.C033491>.
- [65] Vladislav Apostolyuk, (2014), “Harmonic Representation of Aerodynamic Lift and Drag Coefficients”, National Technical University of Ukraine, 03056 Kiev, Ukraine, December 25, DOI: 10.2514/1.30250.
- [66] Hoerner, S, Borst, H, (1975), “Lift of Airplane Configurations”, Fluid Dynamic Lift, Hoerner Fluid Dynamics, Bricktown, NJ, pp. 20-1–20-22.
- [67] McCormick, B. W., (1979), “Ground Roll”, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, 1st ed., Wiley, New York, pp. 419–424.
- [68] Christopher W. McAvoy ,Ashok Gopalarathnam, (2002), “Automated Trailing-Edge Flap for Airfoil Drag Reduction Over a Large Lift-Coefficient Range”, 24-26 June , St. Louis, Missouri,AIAA journal.

- [69] M. H. Williams, (2015), "Aerodynamic Coefficients in Generalized Unsteady Thin Airfoil Theory", *Journal of Aircraft*, February 3, DOI: 10.2514/3.7693.
- [70] Williams, M. H, (1977), "Exact Solutions in Oscillating Airfoil Theory", *AIAA Journal*, Vol. 15, p. 875.
- [71] Kemp, N. H, (1978), "Simplified Formulas for Lift and Moment in Unsteady Thin Airfoil Theory", *AIAA Journal*, Vol. 16, p. 851.
- [72] Kumars Mahmoodi a, Hassan Ghassemi a, Abolhassan Razminia, (2019), "Temporal and spatial characteristics of wave energy in the Persian Gulf based on the ERA5 reanalysis dataset", *journal of energy*, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.115991>.
- [73] Cummings, R. M., Morton, S. A., McDaniel, D. R., (2008), "Experiences in Accurately Predicting Time-Dependent Flows", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 44, No. 4, 2008, pp. 241–257. doi:10.1016/j.paerosci.01.001.
- [74] Vogt, J. W., Barber, T. J, (2012), "Ground Effect Phenomena About Lift and Downforce Generating Cambered Aerofoils", *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, Vol. 22, No. 2, , pp. 153–174, doi:10.1108/09615531211199809
- [75] Ockfen, A. E, Matveev, K. I., (2008), "Numerical Study of Wing Aerodynamics in Ground Proximity", *New York*, pp. 97–103. doi:10.1115/IMECE2008-66115
- [76] Menter, Florian R. (1992), "Improved two-equation k-omega turbulence models for aerodynamic flows", October 1 NASA Ames Research Center Moffett Field, CA, United States.
- [77] H. K. Versteeg, Malalasekera, "an introduction to computational fluid dynamics", the finite volume method, second edition
- [78] Ahmed M. R., Sharma S. D., (2005), "An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect", *Experimental Thermal and Fluid Science*, v.29, n. 6, 2005, pp. 633-647
- [79] نادر نبهانی، ۱۳۹۰، "کتاب مکانیک سیالات"، جلد ۲، ، ناشر: دانشگاه صنعتی شریف، موسسه انتشارات علمی.
- [80] جان دی اندرسون، ۱۳۷۹، "کتاب آئرو دینامیک"، ترجمه محمد تبرا، ، ناشر مرکز دانشگاهی تهران.

[81] 1. G. Currie, “Fundamental Mechanics of Fluids”, Third Edition, University of Toronto.

[82] Frank M. White, “fluid mechanic”, eighth edition, university of Rhode Island.

Abstract

In this study, the effect of sea wave characteristics under certain conditions on the ground effect phenomenon in Persian Gulf has been investigated, that NACA4412 airfoil at height of 1 m above sea level at speed of 55.14 m/s over waves with a length of 12.64 meters and a height of 1 meter has been studied. For numerical analysis in this problem, two-phase flow is used to simulate waves and inlet velocity boundary condition for the waves is considered. The unsteady flow-dependent airfoil on the wavy water surface is numerically simulated by a computational fluid dynamics solver. Two-dimensional incompressible equations is solved by using the finite volume method and the $k-\omega$ SST turbulence model. The results show that due to the wavy shape of the sea level, the pressure changes under the airfoil are proportional to the change in altitude in the wave, which is followed by changes in the aerodynamic coefficients that are due to pressure changes and the oscillations of the coefficients are in the form of diagrams of the applied waveform. Changes in aerodynamic forces have occurred due to the formation of a convergent-divergent passage between the airfoil and the undulating surface of the sea water, which has caused a change in pressure. Graphs related to lift coefficients and drag coefficients and momentum due to the presence of convergent-divergent passage are a set of fluctuations and in the range of 0 to 4 degrees with increasing angle of attack, lift and drag force increases and also with increasing angle of attack The momentum decreases and the intensity of the oscillations increases.

Keywords: Wave characteristics; ground effect; Incompressible; Unsteady flow



Shahrood University of
Technology

Faculty of Mechanics and Mechatronics Engineering

M.Sc. Thesis in Aerospace Engineering

Investigation of the effect of wave characteristics under certain conditions on the phenomenon of ground effect in the Persian Gulf

By: Zeinab Saberi

Supervisor:

Dr. Ali Khaleghi

Dr. Ali Jabari Moghadam

February, 2022