

بیشینه سازی راندمان آیرودینامیکی نسبت به دامنه امواج دریا با استفاده از تلفیق نتایج عددی و شبکه عصبی

هدف از این مقاله با توجه به گسترش روز افزون استفاده از هواپیماهای اثر سطحی و پرواز این نوع وسیله بر روی آب های آزاد به واسطه استفاده از پدیده اثر سطح، بررسی تاثیر امواج دریا بر روی ضرایب آیرودینامیک هواپیما به منظور بیشینه سازی راندمان آیرودینامیکی می باشد. جهت انجام این کار، شبیه سازی سه بعدی هواپیمای کامل در شرایط پروازی عبور از امواج دریا توسط دینامیک سیالات محاسباتی انجام گرفت و بر اساس نتایج حاصل از آن مدل سازی شبکه عصبی برای ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی نسبت به دامنه امواج دریا صورت پذیرفته است. تلفیق دینامیک سیالات محاسباتی و شبکه عصبی نشان می دهد که هواپیما جهت پرواز در مجاورت سطح دریا با دامنه امواج مختلف بایستی در سرعت خاصی پرواز کرده تا به ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی برسد. این نتایج می تواند به عنوان یکی از ورودی های سیستم کنترلی جهت استفاده در خلبان خودکار هواپیما مورد استفاده قرار گیرد.

سیامک افتخاری^۱
دانشجوی دکتری

علیرضا داوری^۲
دانشیار

فرشاد پازوکی^۳
استادیار

واژه های راهنما: امواج دریا، اثر زمین، دینامیک سیالات محاسباتی، هواپیمای اثر سطحی، ضرایب آیرودینامیکی، شبکه عصبی، الگوریتم ژنتیک، سیستم کنترل پرواز

۱- مقدمه

اثر سطح یکی از مبانی آیرودینامیکی است. در صنایع هوایی این امر زمانی اتفاق می افتد که هواپیما در نزدیکی مرزی مانند زمین یا آب پرواز کند. این اثر هنگامی بارزتر می شود که سطح هواپیما به مرز نزدیکتر باشد.

^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده فنی و مهندسی، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران، siamak.eftekhari@srbiau.ac.ir

^۲ نویسنده مسئول، دانشیار، دانشکده فنی و مهندسی، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران، ardavari@srbiau.ac.ir

^۳ استادیار، دانشکده فنی و مهندسی، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران، Pazooki_fa@srbiau.ac.ir

اثرات بعدی منجر به افزایش کارایی آیرودینامیکی افزایش نسبت لیفت به درگ کلی هواپیما می‌شود. با توجه به اثرات مثبت پرواز در نزدیکی سطح از یک سو و وسعت سطح آب در مقایسه با خشکی از سوی دیگر ایده پرواز در مجاورت سطح دریا را بیش از پیش مطرح نموده است. همچنین از طرفی ناچار به فرود آمدن روی سطح آب در شرایط اضطراری خاص و پرواز هواپیماها در مجاورت سطح آب شکل (۱) در طرح تقریب‌های فرودگاه‌هایی که در مجاورت خط ساحلی ساخته می‌شوند، اهمیت بررسی پرواز در مجاورت دریاها را دو چندان می‌کند.

با این که در سال‌های اخیر تحقیقات گسترده‌ای روی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل و بال در مجاورت زمین صورت گرفته ولی تاکنون بررسی خاصی روی رفتار یک هواپیما در مجاورت اثر زمین و بخصوص نزدیک سطح موجی مثل آب دریا گزارش نشده است. چنین مطالعه‌ای بطور کامل و دقیق در تونل باد امکان پذیر نیست ولی در روش عددی می‌توان عبور هواپیما از روی یک سطح موج را به درستی و بطور کامل و دقیق مدل کرد [۱-۵].

در حین پرواز نزدیک سطح، نیروی لیفت افزایش می‌یابد که به آن اثر مثبت زمین می‌گویند. بررسی‌ها نشان داد که در پرواز نزدیک سطح، زاویه حمله یکی از عوامل مهم در نوسان نیروی درگ خواهد بود [۶، ۷]. در زوایای حمله بالاتر از حدود ۱۰ درجه رفتار آیرودینامیکی حساسیت بیشتری به پارامتر فاصله تا زمین پیدا کرده و اغلب رفتار غیر خطی نشان می‌دهد.

کو، اینگ و همچه بطور جداگانه نیروی لیفت وارد بر ایرفویل در مجاورت زمین را مورد بررسی قرار داده و نشان دادند زاویه حمله واماندگی با کاهش فاصله تا زمین کم می‌شود [۸-۱۰]. باید توجه داشت در زاویه حمله غیر صفر، ناحیه بین سطح پایینی ایرفویل و سطح زمین تشکیل یک ونتوری داده و سرعت و در نتیجه فشار هوای زیر بال را تحت تاثیر قرار می‌دهد [۱۱].



شکل ۱- پرواز هواپیما در مجاورت سطح آب

با وجود افزایش نیروی لیفت در مجاورت اثر زمین، بررسی‌های جدیدتر نشان داد در فواصل خیلی نزدیک به زمین، رفتار آیرودینامیکی به شدت غیرخطی شده و فرآیند افزایش لیفت در فواصل نزدیک‌تر، ممکن است متوقف و یا حتی معکوس شود [۱۲، ۱۳]. این موضوع به دلیل تقویت اثر ونتوری می‌باشد که قبلاً نیز ذکر شده است. در زوایای حمله بالا، کاهش فاصله تا زمین باعث به تاخیر افتادن جدایش در لایه مرزی می‌شود [۱۴، ۱۵]. در پرواز نزدیک یک سطح موج‌دار در یک بررسی عددی نشان داد که در بروز رفتار آیرودینامیکی، ارتفاع ایرفویل تا زمین نقش تعیین‌کننده‌تری نسبت به دامنه امواج سطحی دارد [۱۶]. آخرین تحقیقات صورت گرفته تاکنون نشان می‌دهد دامنه تغییرات لیفت و درگ ایرفویل نزدیک یک سطح موج شدیداً تابع دامنه موج است و پیوند نوسانات این نیروها هم تابع طول موج سطحی می‌باشد [۱۷-۱۹].

علاوه بر ایرفویل، مساله بال در مجاورت اثر سطحی نیز موضوع تحقیقات اخیر بوده است [۲۰-۲۳]. در حین شبیه‌سازی عددی این نتیجه بدست آمد که با کاهش ارتفاع تغییرات نیروی لیفت و درگ روی بال از تغییرات آن روی بدنه خیلی است و تغییر ضریب ممان روی بدنه در جهت بالا بردن دماغه هواپیما بسیار بیشتر از تغییرات ممان بال است [۲۴]. یک کار به صورت تجربی برای بررسی عملکرد بال با و بدون فلپ انجام شد که در نتیجه مشخص شد که بال با فلپ در حضور و عدم حضور تاثیر زمین بیشترین تاثیر را در زوایای حمله پایین دارد و فلپ تاثیر اثر زمین را با نزدیکتر شدن به زمین را کاهش می‌دهد [۲۵]. اثر زمین روی بال دلتا به صورت تجربی بررسی شد که نشان می‌دهد با کاهش ارتفاع تا پنجاه درصد وتر بال هم لیفت و هم درگ افزایش می‌یابد و بیشترین میزان افزایش لیفت در زاویه حمله پایین می‌باشد [۲۶]. با تحقیق بر روی بال دلتا با زاویه سوییپ ۷۰ درجه این نتیجه حاصل شد که با کاهش ارتفاع و افزایش زاویه حمله از ۲۵ به ۳۵ درجه میزان ورتکس لبه حمله بال به‌طور قابل توجهی افزایش می‌یابد و راندمان آیرودینامیکی بال با کاهش ارتفاع افزایش می‌یابد [۲۷]. بال دلتا را با زاویه سوییپ ۴۰ درجه را تحت اثر زمین از سه روش مجزا (FNN)، (ANFIS) و (ENN) برای تخمین ضرایب آیرودینامیک آن استفاده شد که مشخص شد روش (ENN) در تعیین ضرایب لیفت و درگ از بقیه عملکرد بهتری داشته است [۲۸].

با مطالعه پیشینه پژوهش، این نتیجه بدست آمد که تاکنون رفتار آیرودینامیکی یک هواپیمای کامل نزدیک سطح موج در مراجع معتبر گزارش نشده است. در این مقاله مدل کامل هواپیما در حضور امواج دریا با متغیر تغییر دامنه امواج مورد بررسی قرار گرفته است و در آن اثر دامنه امواج سطح دریا بر مشخصات آیرودینامیکی طولی یک هواپیما در فواصل مختلف نسبت به سطح بررسی شده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که دامنه امواج دریا کاملاً بر راندمان آیرودینامیکی هواپیما تاثیرگذار می‌باشد لذا به جهت بیشینه‌سازی راندمان آیرودینامیکی در شرایط پروازی مختلف نسبت به دامنه امواج دریا، برای اولین بار به کمک شبکه عصبی [۲۹] مدل حاکم بر دامنه امواج دریا بدست آمده و با استفاده از آن، به ازای هر دامنه موج گزارشی، سرعت حداقل درگ هواپیما جهت بیشینه شدن راندمان آیرودینامیکی محاسبه می‌گردد.

۲- روش انجام کار

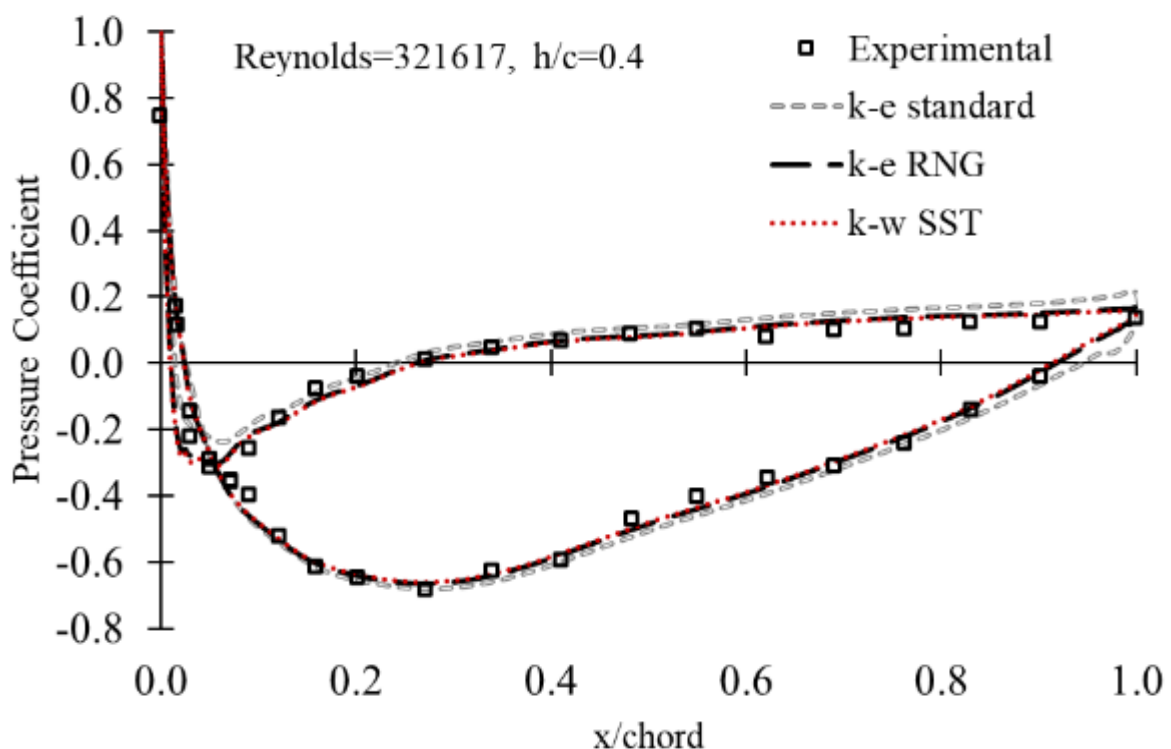
به دلیل پیچیدگی مدل اصلی و کامل هواپیما امکان بررسی استقلال حل از مش محاسباتی یا حتی بررسی مدل‌های توربولانسی مناسب برای حل عددی حاضر با توجه به ابزار محاسباتی در دسترس، امکان پذیر نبود.

به همین دلیل ابتدا در یک تحقیق دو بعدی، نتایج یک کار تجربی روی یک هندسه ساده ایرفویل NACA4412 که تحت تاثیر اثر سطح است اعتبار سنجی می‌شود. هدف از این کار یافتن نحوه توزیع نقاط روی پره، مدل اغتشاشی مناسب، و برآورد تاثیر انتخاب شرایط مرزی مناسب در حل نهایی است. نتایج اعتبار-سنجی شده در این بخش کمک خواهد کرد تا با خطای کمتر و بدون بررسی استقلال حل از مش در حل سه بعدی و مدل کامل هواپیما، به جواب‌های نزدیک‌تر به شرایط واقعی دست پیدا کرد.

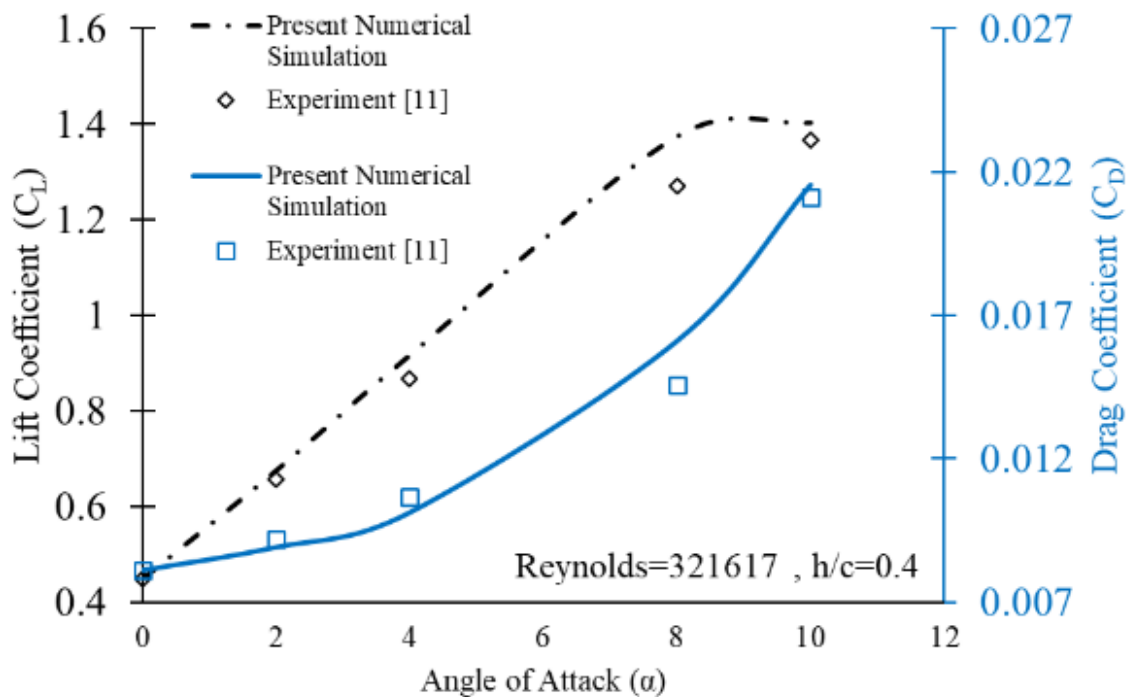
در نهایت همین مدل مقیاس شده در بخش اصلی شبیه‌سازی سه بعدی هواپیمای کامل شکل (۵) مورد مطالعه قرار گرفت و اثر پارامترهای ارتفاع موج بررسی شده است.

برای مقایسه شبیه‌سازی عددی، نتایج تجربی احمد [۱۱] روی یک ایرفویل NACA4412 در مجاورت اثر سطح با نتایج حل عددی در مقاله حاضر مقایسه می‌شود. هدف از این مقایسه انتخاب مدل اغتشاشی مناسب، توزیع نقاط روی بال مدل سه بعدی و شرایط مرزی مناسب می‌باشد. داده‌های تجربی مرجع [۱۱] به ازای چندین فاصله مختلف ایرفویل از سطح و در زوایای حمله مختلف بدست آمده است.

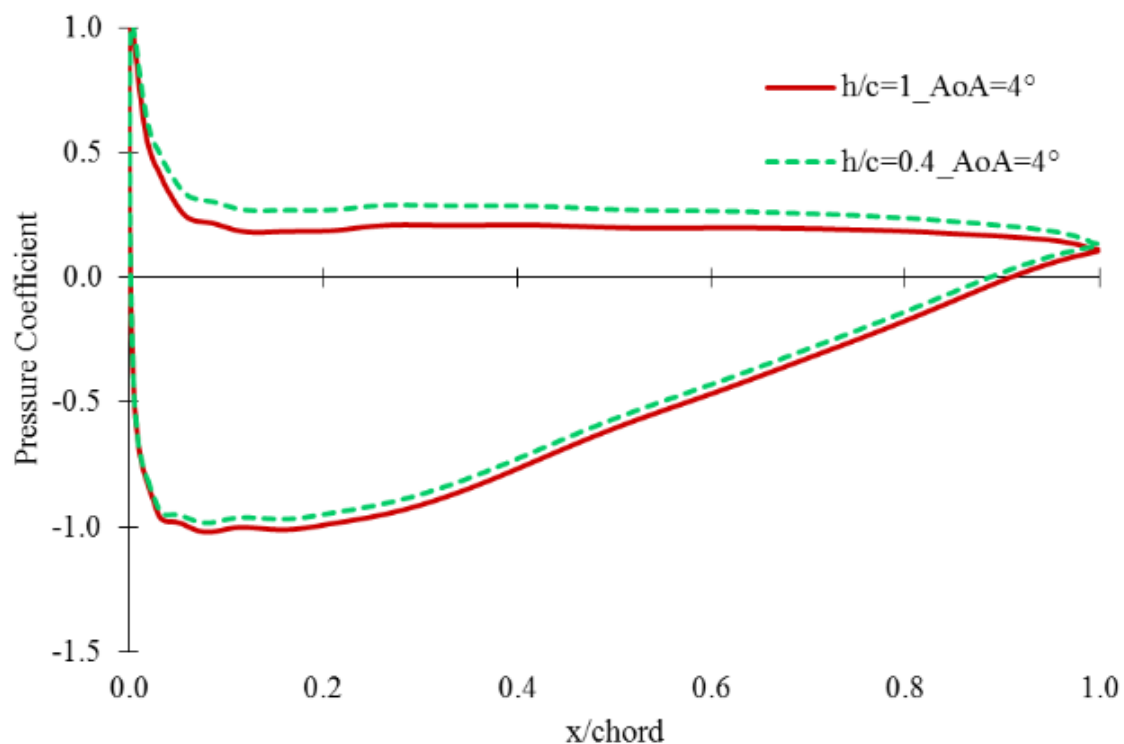
همانطور که به منظور اعتبار بخشیدن به شبیه‌سازی عددی و پژوهش حاضر، نتایج کار که یک پره NACA4412 را در نزدیکی یک تسمه متحرک قرار داد مبنا قرار گرفت. احمد در چندین فاصله h/c و زاویه حمله تاثیر مجاورت پره در نزدیکی زمین را مورد بررسی قرار داد. در این بخش، نتایج شبیه‌سازی عددی با شرایط $h/c=0.4$ و در زوایای $\alpha=2, 4, 8, 10$ مقایسه می‌شود. برای مقایسه نتایج از نمودار ضرایب فشار و مقادیر ضرایب نیروی پسا و برآ کمک استفاده خواهد شد. شکل (۳) تغییرات دو ضریب نیروی برآ و پسا را بر حسب زوایای حمله مختلف ورود سیال به پره نمایش می‌دهد.



شکل ۲- مقایسه توزیع فشار بدست آمده از حل عددی روی NACA4412 و نتایج تجربی مرجع [۱۱] در زاویه حمله صفر و $h/c=0$



شکل ۳- تغییرات ضریب نیروی برآ و پسآ در زوایای حمله از صفر تا ۱۰ درجه و مقایسه با مقادیر آزمون تجربی [۱۱]



شکل ۴- توزیع فشار روی سطح پره در زاویه ۴ درجه برای دو نسبت فاصله ۱ و $h/c=0.4$

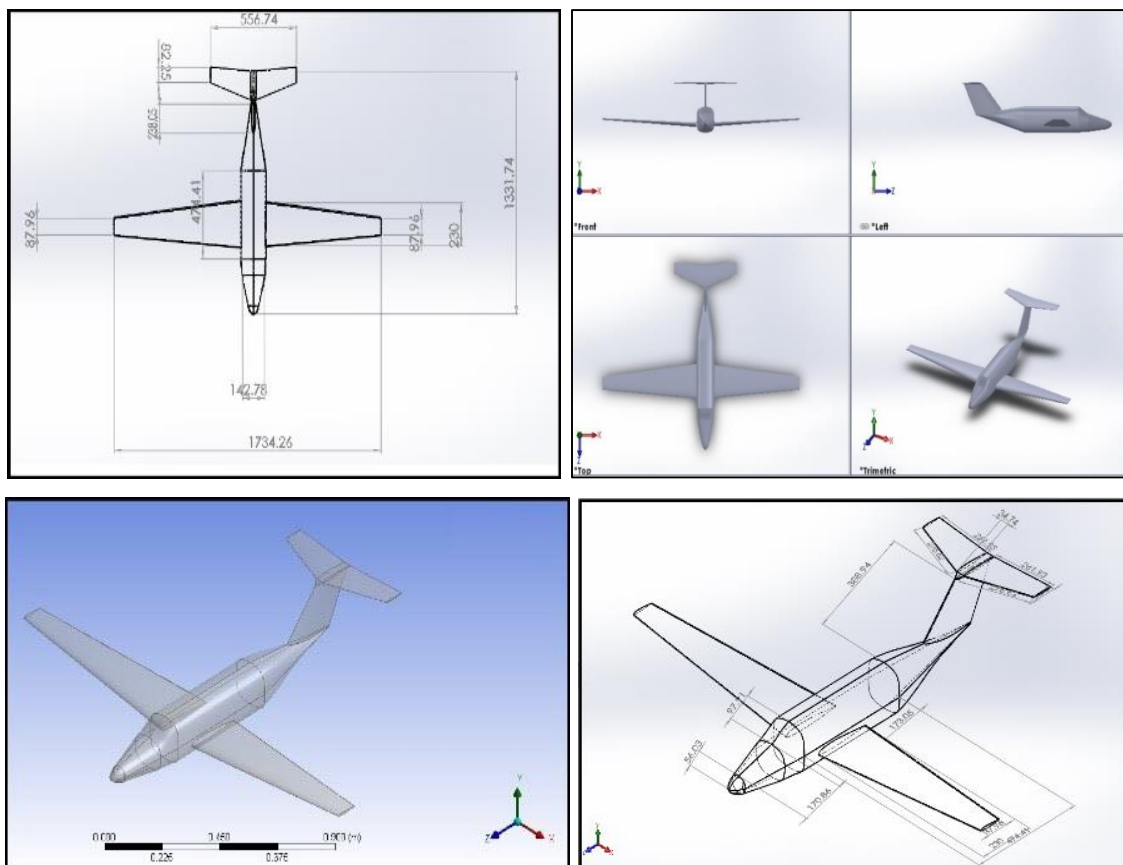
همچنین انتظار می‌رود تا مطابق با آنچه در تحقیقات پیشین نشان داده شده، ضریب فشار روی هر دو سطح پره افزایش یابد. برای نمایش محقق شدن این موضوع در شبیه‌سازی‌های عددی، نمودار ضریب فشار برای دو

نسبت فاصله ۱، $h/c=0.4$ در زاویه حمله ۴ درجه در شکل (۴) نمایش داده شده است. بر اساس این نمودار، کاهش فاصله سطح زیرین تا پره موجب افزایش محسوس توزیع فشار به خصوص در سطح زیرین پره شده است.

شکل (۲) توزیع فشار بدست آمده از حل عددی روی ایرفویل NACA۴۴۱۲ را نشان می‌دهد که با مدل‌های اغتشاشی مختلف بدست آمده‌اند و با نتایج تجربی مرجع [۱۱] مقایسه شده‌اند. به صورت مشخصی نتایج مدل‌های اغتشاشی $k-\varepsilon$ SST و $k-\varepsilon$ RNG بهتر از مدل $k-\varepsilon$ Standard است. اما شبکه‌بندی مربوط به مدل $k-\varepsilon$ RNG با $y^+ > 30$ ، دارای المان‌های کمتری است و نسبتاً جواب‌هایی نزدیک به $k-\omega$ SST ارائه می‌کند. از این رو، با در نظر گرفتن محدودیت‌های محاسباتی شامل زمان و هزینه برای شبیه‌سازی‌های هواپیما در شرایط سه بعدی و ابزار محاسباتی مورد نیاز، مدل $k-\varepsilon$ RNG برای ادامه شبیه‌سازی‌ها در این مقاله انتخاب شده است.

در شبیه‌سازی عددی مرز ورودی مرز ورودی فشار است که با هدف بررسی اثر پارامترهای تاثیرگذار بر پرواز هواپیمای اثر سطحی انجام شد، دامنه کوچکتر که با مرزهای "Overset" احاطه شده است با روش "Mesh Motion" با سرعت ۱۲ متر بر ثانیه به حرکت در می‌آید.

با توجه به پیچیدگی مدل سه بعدی هواپیما، اعمال مدل آشفتگی $k-\omega$ SST با وجود جواب‌های دقیق‌تری که حاصل می‌نماید، ممکن نیست. این مدل به دلیل نیاز به اعمال فاصله اولین سلول از دیواره هواپیما به صورتی که معیار $y^+ \sim 1$ باشد، المان‌های محاسباتی را به شدت افزایش می‌دهد.



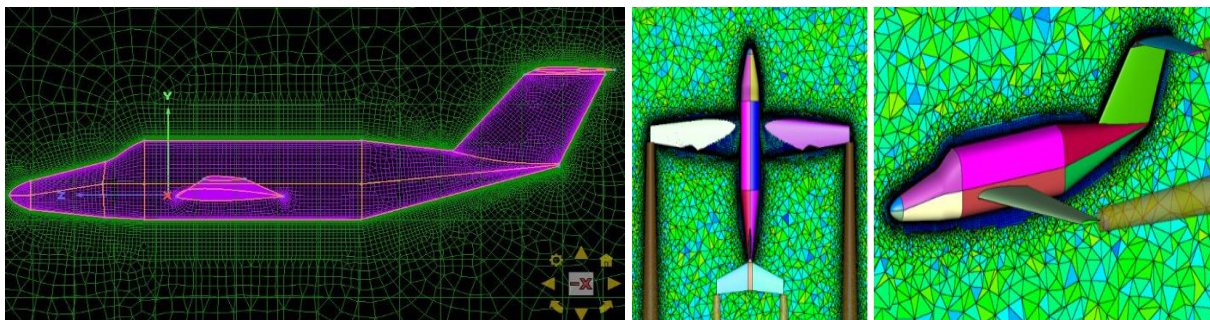
شکل ۵- مشخصات مدل سه بعدی هواپیما مورد استفاده در شبیه‌سازی‌های نرم‌افزاری

با در نظر گرفتن ذات دینامیک حل، حرکت هواپیما در میدان حل، استفاده از چنین مدلی به منزله چندین برابر کردن زمان محاسبات است. حال آنکه، هدف از این شبیه‌سازی‌ها بررسی کیفی جریان و نه به صورت جزئی درون لایه مرزی است. با در نظر گرفتن این موضوع، مدل $k-\epsilon$ RNG به همراه تابع دیواره "Scalable wall function" استفاده شد و شبکه محاسباتی نیز با این مدل به صورتی اعمال شد که معیار $y^+ \sim 30$ را برآورده کند.

حل مسئله حاضر با روش هم‌نهشتی دو دامنه یا "Overset" صورت گرفت. در روش مورد استفاده در این مقاله، دو دامنه ایجاد شده است. دامنه اول که دامنه کوچکتر را در احاطه دارد، به‌عنوان محیطی برای حرکت دامنه کوچکتر است. این دامنه از مش با المان‌های بسیار درشت‌تر نسبت به دامنه کوچکتر تشکیل شده است. دامنه کوچکتر اما به دلیل اهمیت بیشتر و اینکه مدل هواپیما در آن تعبیه شده نیاز به اعمال مش لایه مرزی دارد و از همین رو از المان‌های ریزتری تشکیل شده است. شبکه‌بندی دامنه‌های اشاره شده به صورت مجزا صورت گرفته و خروجی هر دو شبکه در نرم افزار حلگر دینامیک سیال محاسباتی مد نظر (Ansys Fluent) به عنوان دامنه‌هایی با المان‌های محاسباتی مشترک تعریف می‌گردد. شکل (۷) نمایی از برش شبکه‌بندی دامنه کوچکتر محاسباتی در سه صفحه مختصاتی کارتزین را نمایش می‌دهد.

مطابق شکل (۶)، در دامنه کوچکتر علاوه بر اعمال مش لایه مرزی در نزدیکی بال و بدنه هواپیما، احجام قیف ماندی در مناطقی که گردابه‌ها از بال جدا می‌شود در نظر گرفته شد. این احجام در انتهای هر دو بال و همچنین در دو انتهای بال نصب شده روی سکان هواپیما تعبیه شدند. شبکه‌بندی در این احجام از تراکم بیشتری برخوردار است و دلیل این امر مدل‌سازی بهتر پدیده سه بعدی و پیچیده‌ای همچون تشکیل ورتکس از روی بال است. با توجه به توضیحات داده شده، به دلیل پیچیدگی مدل حاضر، هدف اعمال شبکه بسیار پر تراکم برای کل میدان حل نیست؛ بلکه سعی شده برای مناطق مهم که مستقیماً روی حل نهایی تاثیر گذارند، شبکه‌بندی دقیق صورت گیرد.

لایه مرزی در نزدیکی دیواره جسم آیرودینامیک بایستی با دقت و وضوح مناسب مدل شود. به علاوه طبق توضیحاتی که پیش‌تر نیز داده شد، فاصله اولین سلول از دیواره نیز بسیار اهمیت خواهد داشت. این فاصله بر اساس مدل آشفتگی و عدد رینولدز تعیین می‌شود. با در نظر گرفتن معیار $y^+ \sim 30$ ، سرعت ۱۲ متر بر ثانیه و سیال هوا در دمای اتاق (۲۵ درجه)، فاصله اولین سلول از دیواره هواپیما در تمام شبیه‌سازی‌های کار تحقیقاتی حاضر برابر با 0.7 میلیمتر است. در مجموع ۵۰ لایه با استفاده از مش سازمان یافته اطراف تمامی قسمت‌های هواپیما روی هم تولید شد تا دقت بیشتری از حرکت سیال در نزدیکی مرز دیواره حاصل شود.

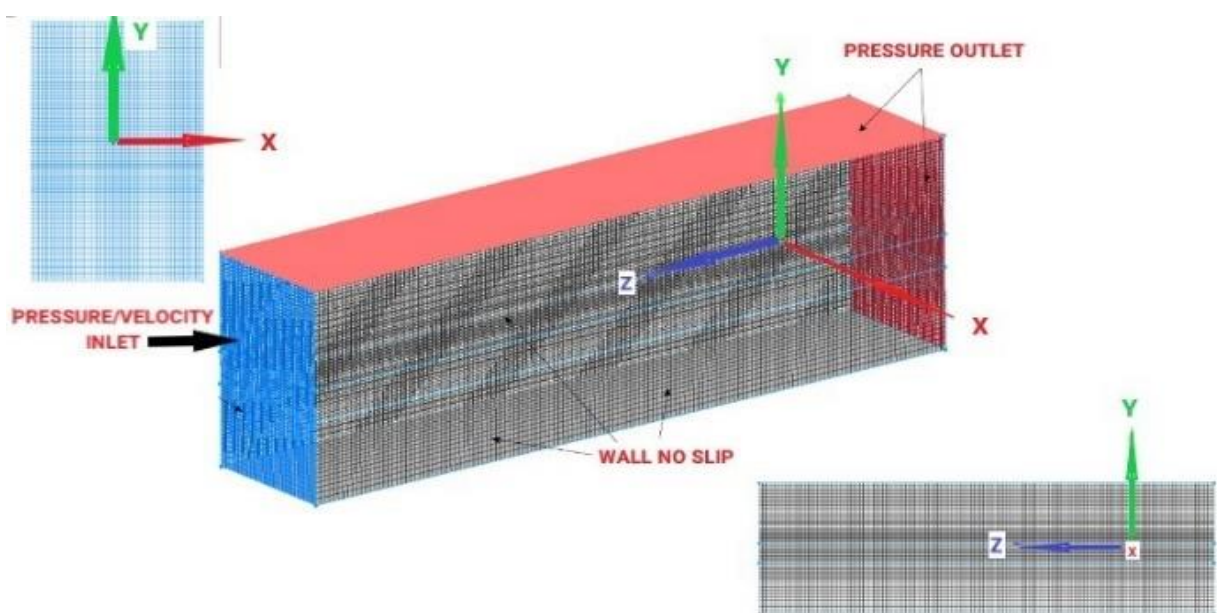


شکل ۶- مقاطع برش خورده در راستای سه صفحه مختصات کارتزین از شبکه‌بندی دامنه کوچکتر که هواپیما را در بر دارد.

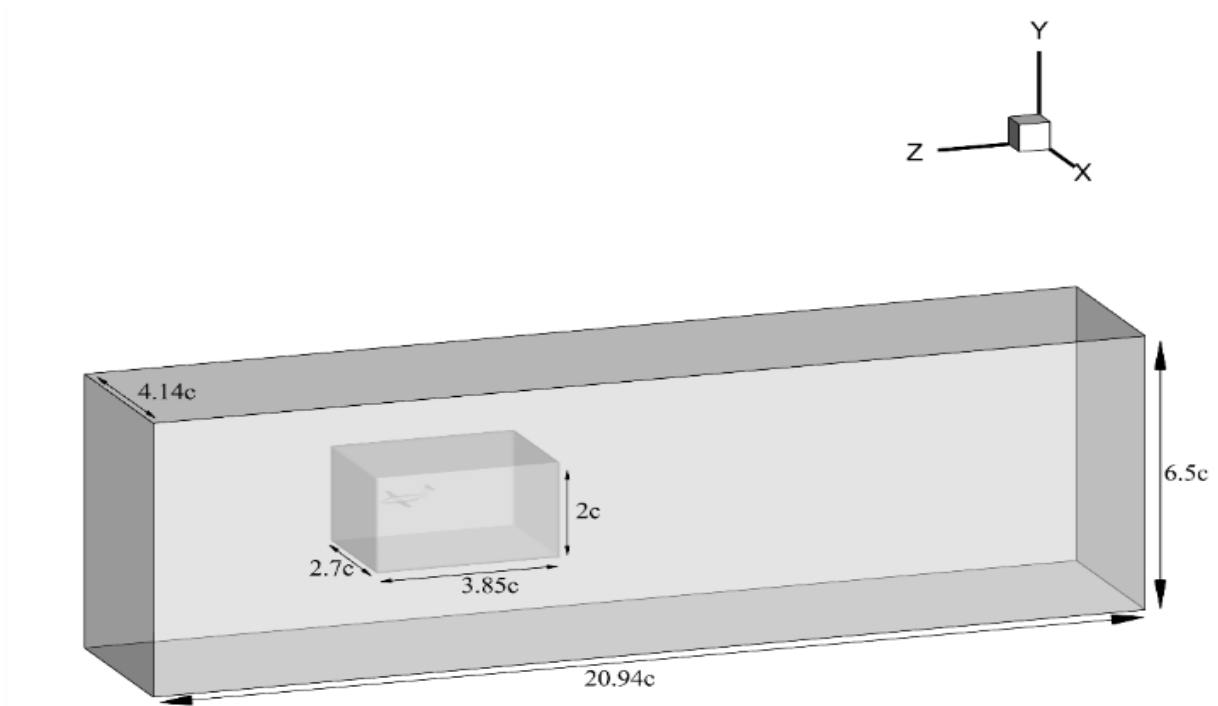
پس از اعمال مش لایه مرزی، ناحیه مورد بحث با المان‌های هرمی و مثلثی به مش درشت‌تر در دامنه بیرونی متصل می‌شود. این انتقال از مش لایه مرزی به ناحیه بیرونی مش لایه مرزی به صورت تدریجی و با افزایش سایز المان‌ها خواهد بود. در انتها تعداد المان‌های تولید شده برای دامنه کوچکتر برابر با ۶۱۸۹۱۶۶ المان است. در دامنه بزرگتر شکل (۷) که تنها نقش محیط مادی برای حرکت دامنه کوچکتر است، مرز آب و هوا در مدل‌سازی موج از اهمیت خاصی برخوردار است. از این رو با وجود توزیع المان‌های محاسباتی درشت‌تر در این دامنه به نسبت دامنه محاسباتی کوچکتر، تراکم المان‌ها در نزدیکی میانه این دامنه در راستای عمودی بیشتر است. به دلیل شکل ساده این دامنه، که به صورت یک مکعب مستطیل است، تمامی بخش‌های آن توسط مش سازمان‌یافته پر شد. در راستای Z تعداد نقاط توزیع شده ۱۴۱، در راستای X، ۷۵ و در راستای Y، ۷۰ است. در مجموع تعداد المان‌های این دامنه برابر با ۷۱۴۸۴۰ است.

ابعاد کلی هر دو دامنه در شکل (۸) نمایش داده شده است. این اندازه‌ها بر اساس طول مشخصه در نظر گرفته شده در این تحقیق (یعنی ۲۶۶/۶۷ میلیمتر) است؛ اما معیار اصلی این اندازه‌ها، اندازه‌های طولی عرضی خود هواپیمای مدل است که در شکل (۹) بهتر و با جزئیات بیشتری قابل مشاهده هستند. به‌طور مثال برای تعیین دامنه بزرگ در راستای عرضی (X direction) معیار نه طول مشخصه بلکه طول بال است. در این دامنه عرض دامنه شش برابر طول بال تا مرکز مختصات است.

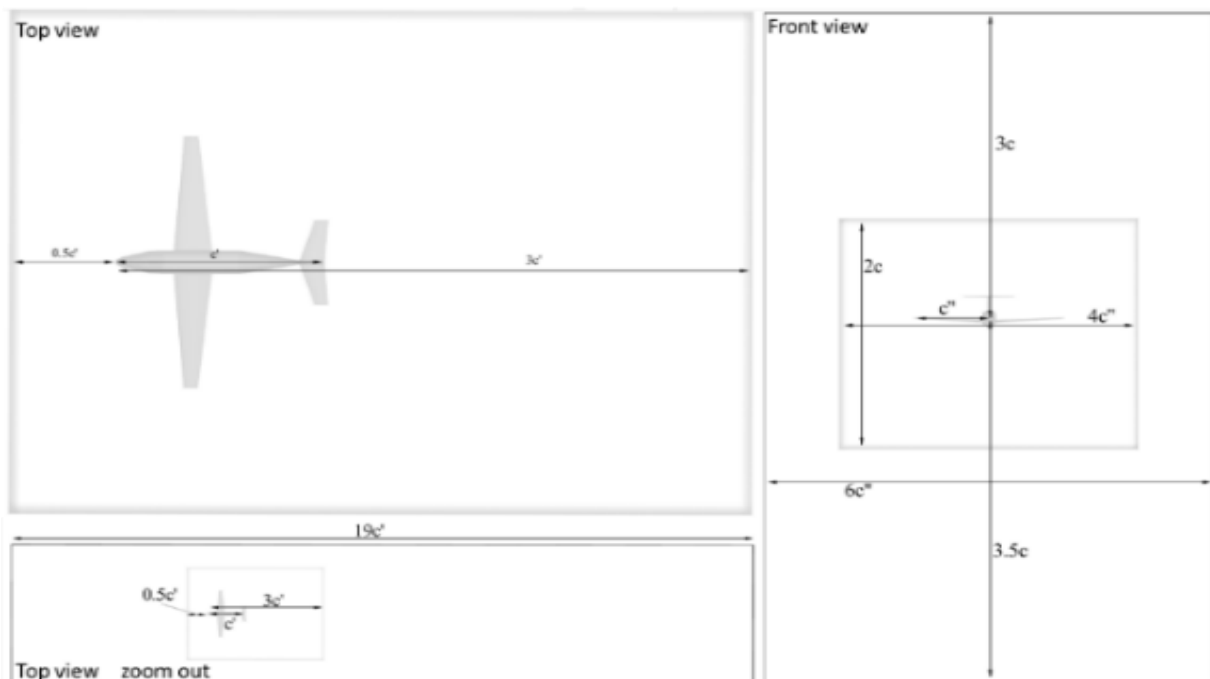
در تئوری موج خطی به صورت کلی تئوری موج با نام‌های تئوری موج هوایی خطی یا "Airy Wave Theory"، تئوری یک بعدی موج استوکس "Stock's First Order Linear Wave Theory" یا "Linear Wave Theory" شناخته می‌شود. این تئوری شباهت‌های زیادی به تئوری موجود برای موج در محیط‌های مادی همچون هوا دارد با این تفاوت که علاوه بر در نظر گرفتن مرز محیط دو سیال یعنی آب و هوا، اضمحلال موج و سه دسته بندی مختلف برای آن تعریف می‌گردد. دسته بندی‌های موج بر اساس نسبت طول موج به عمق آب است. دلیل این امر متفاوت بودن امواج نزدیک به ساحل با امواج تشکیل شده در نزدیکی خط ساحلی در شکل، سرعت و دیگر مشخصه‌ها است.



شکل ۷- دامنه محاسباتی بزرگ و شرایط مرزی اعمال شده بر این دامنه در هنگام حل



شکل ۸- ابعاد کلی دامنه کوچک و بزرگ محاسباتی بر اساس طول مشخصه $c=266.67 \text{ mm}$

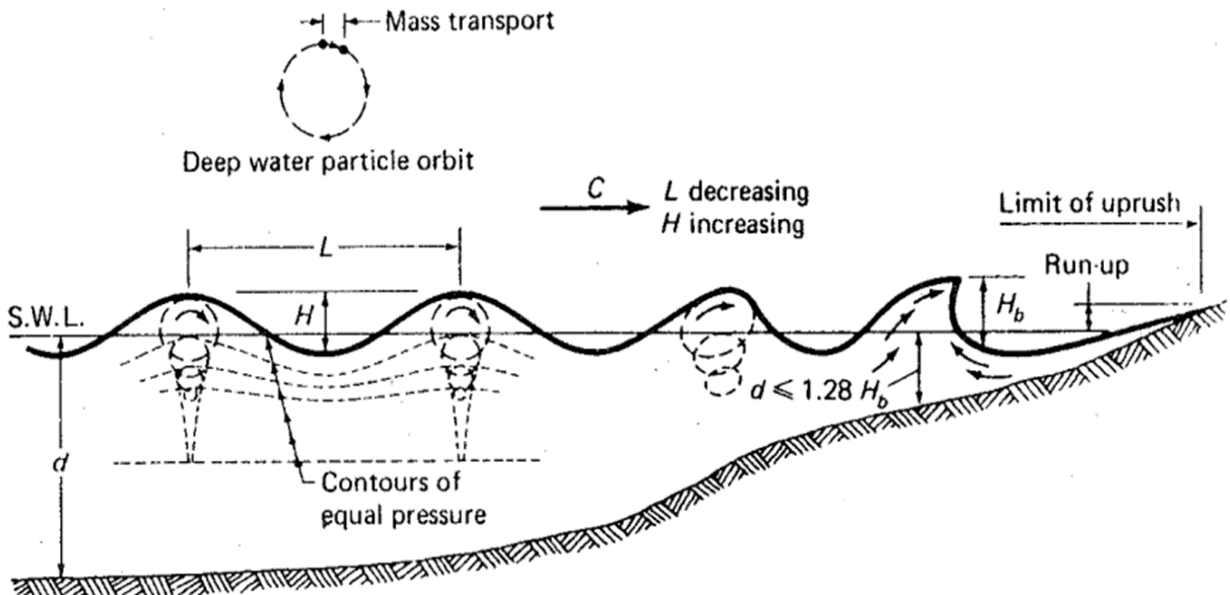


شکل ۹- ابعاد دو دامنه محاسباتی بر اساس طول‌های مشخصه عرضی ($c'=184 \text{ mm}$) و طولی ($c''=294 \text{ mm}$)

هوایمای مدل از دو نمای بالا و جلو

شکل (۱۰) مشخصه‌هایی که موج با آن شناخته می‌شود را نشان می‌دهد. به علاوه در این شکل سه دسته کلی امواج دریا قابل مشاهده است. طول موج در این تصویر با حرف لاتین "L"، عمق با "d"، دو برابر دامنه موج با "H" و "C" برای نمایش سرعت موج در نظر گرفته شده است. لازم به توضیح است که این حروف در منابع مختلف متفاوت بوده و در تصاویر مورد استفاده نیاز است تا پارامترهای مهم تمیز داده شوند.

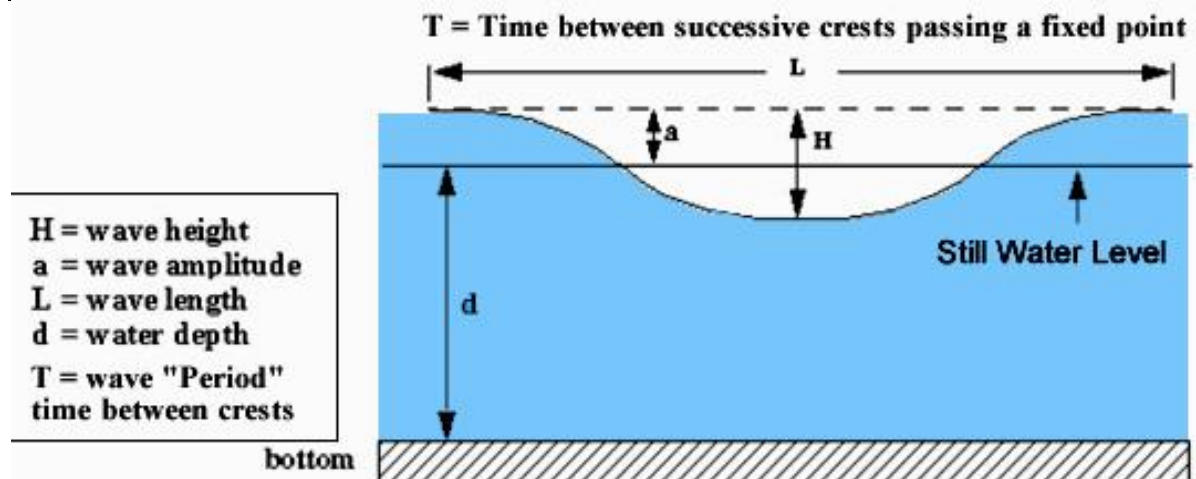
تمایز این سه رژیم در تئوری خطی موج توسط نسبت d/L یا همان عمق به طول موج تعیین می‌شود. در جدول (۱)، در هر رژیم معیار d/L و دیگر مشخصه‌های آن رژیم موج از جمله سرعت پیشروی در راستای گسترش موج قابل مشاهده است.



شکل ۱۰- سه دسته کلی امواج دریا و پارامترهای مشخصه موج

جدول ۱- سه دسته کلی امواج دریا و پارامترهای مشخصه موج

Relative depth d/L	Wave type	Wave celerity	Wave length
$\frac{d}{L} < 0.05$	Shallow water wave	\sqrt{gd}	$\sqrt{gd}T$
$0.5 < \frac{d}{L} < 0.05$	Intermediate depth wave	$\sqrt{\frac{gL}{2\pi} \tanh(2\pi \frac{d}{l})}$	$\frac{gT^2}{2\pi} \tanh(2\pi \frac{d}{L})$
$\frac{d}{L} > 0.5$	Deep water wave	$\sqrt{\frac{gL}{2\pi}}$	$\frac{gT^2}{2\pi}$



در مقاله حاضر تمامی شبیه‌سازی‌ها بر اساس تئوری امواج درجه سوم استوکس، در محدوده‌ی امواج نیمه عمیق صورت گرفت. دلیل این امر شرایطی است که هواپیماهای اثر سطحی در پرواز تجربه می‌کنند. در نزدیکی خط ساحلی، امواج دارای دامنه بلند، طول موج کوتاه و سرعت کم هستند. این شرایط، مناسب پرواز هواپیما در نزدیکی امواج نیست. همچنین در میانه دریا جایی که نسبت عمق به طول موج بیشتر از ۰/۵ است، امواج هر لحظه امکان تغییر ناگهانی در ابعاد را به دلیل سرعت بالای باد در میانه دریا دارد.

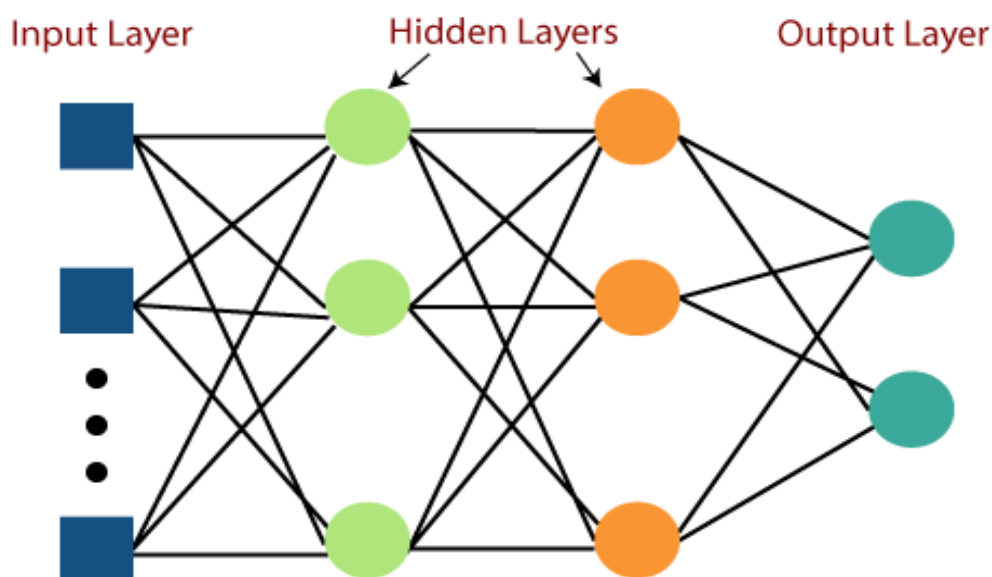
۲-۱- مدل‌سازی به کمک شبکه عصبی

یکی از ابزارهای مهم مدل‌سازی برای داده‌هایی که تابع ریاضی فیمابین آن‌ها در دسترس نمی‌باشد شبکه‌های عصبی است. در واقع شبکه عصبی مدل ریاضی مابین ورودی‌ها (Inputs) و خروجی‌ها (Targets) را تولید کرده تا خطای ناشی از مدل‌سازی کمینه گردد. برای این کار شبکه عصبی از طریق روش‌های بهینه‌سازی کلاسیک همانند [MorA] Levenberg-Marquardt (LM) و یا تکاملی همانند الگوریتم ژنتیک [۳۰]، مقادیر وزن (Weights) و بایاس (Biases) مدل را به جهت کمینه کردن خطای مجذور حداقل مربعات (Mean Square Error (MSE)) بدست می‌آورد.

یکی از مهمترین شبکه‌های عصبی برای مدل‌سازی در حالت نظارت شده، شبکه عصبی چندلایه پرسپترون (Multi-Layer Perceptron) می‌باشد که در این مقاله از این شبکه استفاده شده است. شکل (۱۱) شماتیک این شبکه را نشان می‌دهد.

در شبکه عصبی MLP، هدف کمینه‌سازی خطای موجود مابین داده‌های Target و داده‌های خروجی از شبکه عصبی (Outputs) می‌باشد. لذا تابع MSE را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n e_i^2 ; e_i = Target_i - Output_i \quad (1)$$



شکل ۱۱- ساختار شبکه عصبی MLP [۳۱]

در واقع شبکه عصبی با تنظیم تعداد لایه‌ها و نورون‌های هر لایه، سعی در کمینه‌سازی مقدار MSE دارد. تنظیم تعداد لایه‌ها و نورون‌ها می‌تواند به صورت دستی انجام شده و یا در مسائل پیچیده‌تر از الگوریتم‌های فراابتکاری جهت تعیین دقیق لایه و نورون استفاده نمود. در این مقاله تنظیم لایه‌ها و نورون‌ها به کمک روش الگوریتم ژنتیک انجام شده است که جزئیات آن در بخش نتایج و بررسی خواهد آمد.

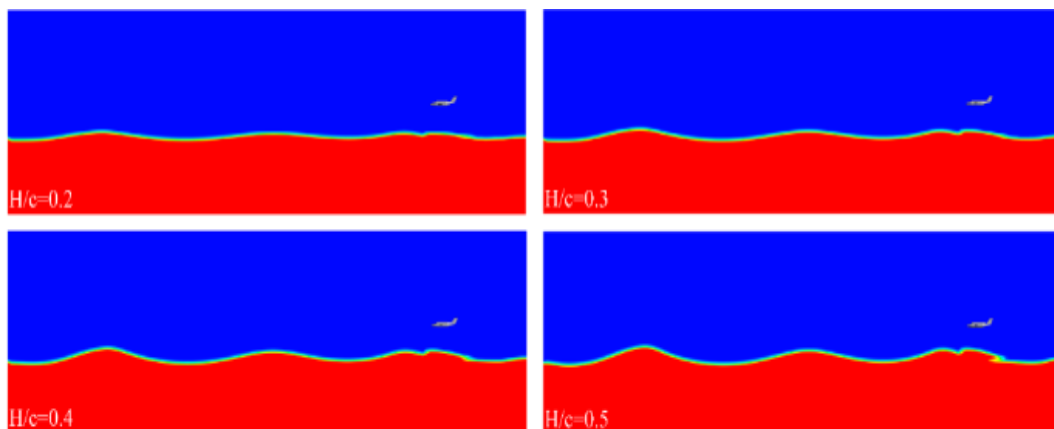
۳- نتایج و بررسی

برای بررسی اثر تغییر ارتفاع موج در ضرایب آیرودینامیکی چهار موج استوکس مرتبه سوم با دامنه‌های مختلف ایجاد شده و پرواز هواپیما در یک ارتفاع ثابت برفراز این موج‌ها شبیه‌سازی شده است. شکل (۱۲) امواج تولید شده را در چهار مقدار متفاوت $0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ نشان می‌دهد که بر اساس کانتورهای فاز آب-هوا در صفحه مختصات $X=0$ ترسیم شده است. در این تصاویر نسبت بی بعد فاصله هواپیما تا امواج و طول موج ثابت و به ترتیب برابر با $h/c=1$ و $L/c=6/5$ هستند. این شکل پس از ۳۰۰ گام زمانی و گسترش کامل امواج استخراج شده‌اند.

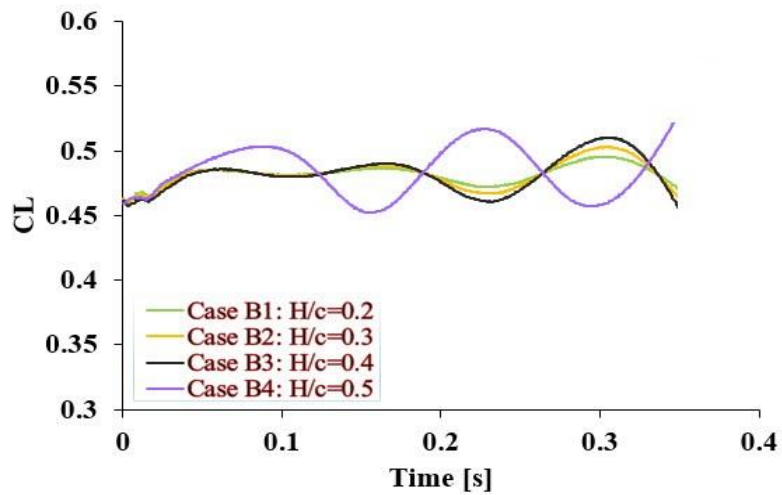
شکل نوسانی ضرایب برآ و پسا، در شکل (۱۳) در همه حالات تحت تاثیر امواج استوکس درجه سوم و بدون تخت شدگی و اعوجاج است. در شرایطی که نسبت بی بعد h/c از مقدار ۱ کوچکتر شود، ضرایب آیرودینامیکی شکل متفاوتی از امواج استوکس را به خود می‌گیرند. در این حالت نه تنها در میانگین مقادیر ضریب برآ و پسا رشد حاصل خواهد شد بلکه دامنه نوسانات رفته رفته روند افزایشی به خود گرفته و نوسانات شدیدتری در ضرایب مشاهده می‌شود.

در هر دو ضریب برآ و پسا دامنه نوسانات با افزایش ارتفاع در امواج روند افزایشی را دارد. لازم به اشاره است که روند افزایشی در دامنه ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا در راستای زمانی نیز دیده می‌شود. افزایش ارتفاع امواج استوکس در زیر هواپیما از مقدار 0.2 تا 0.4 تنها منجر به افزایش دامنه نوسانات به صورت محدود در ضرایب برآ و پسا شده است.

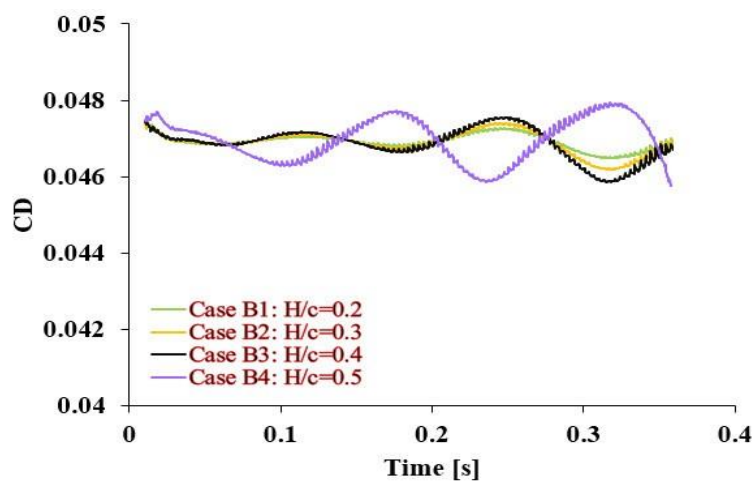
شکل (۱۴) هواپیمای عبور کرده از روی امواج دریا را با کانتورهای سرعت نشان می‌دهد و کاملاً واضح است که سرعت هوا در بالا و پایین هواپیما در بین دره‌ها و قله‌های موج به علت اثر ونتوری دچار تغییر شده است.



شکل ۱۲- کانتور فاز آب-هوا برای نمایش امواج تولید شده توسط نرم‌افزار فلونت در بررسی اثر ارتفاع امواج؛ در این شرایط پارامتر فاصله هواپیما از خط میانگین موج $h/c=1$ و طول موج $L/c=6/5$ ثابت است.

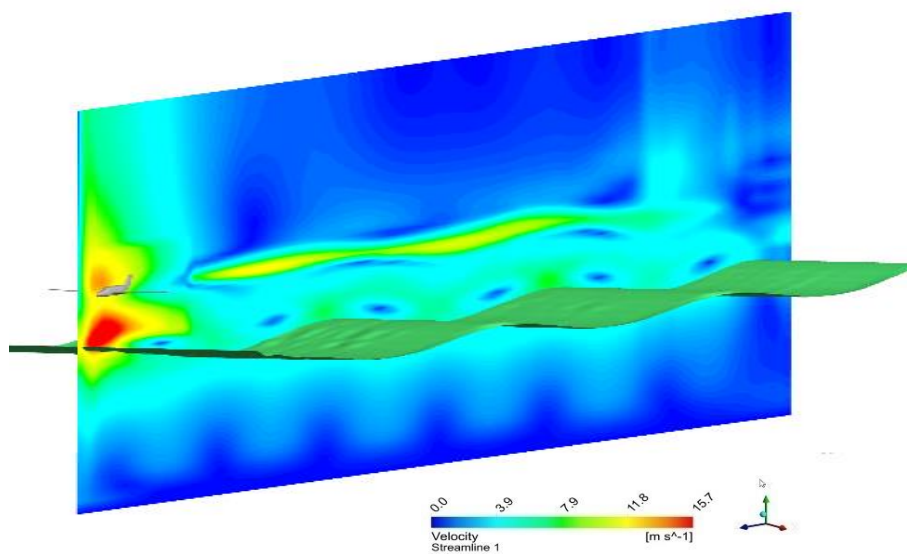


(الف)



(ب)

شکل ۱۳- تغییرات ضرایب برآ و پسا در طول زمان پرواز هواپیما در چهار نسبت ارتفاع موج متفاوت و $h/c=1$ و $L/c=6/5$.
(الف) ضریب برآ، (ب) ضریب پسا



شکل ۱۴- کانتور سرعت هواپیما بر فراز امواج تولید شده توسط نرم‌افزار فلوئنت

۳-۱- نحوه مدل‌سازی شبکه عصبی

همانطور که در بخش (۲-۱) اشاره شد به کمک شبکه عصبی مدل‌سازی راندمان آیرودینامیکی بر اساس دامنه موج دریا انجام شد. در این مقاله از دو شبکه عصبی استفاده شده است. شبکه اول جهت مدل‌سازی ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی نسبت به دامنه موج و شبکه عصبی دوم جهت مدل‌سازی حداقل ضریب درگ نسبت به دامنه موج استفاده شده‌اند. در هر دو شبکه، تعداد لایه‌ها و نوروها به کمک الگوریتم ژنتیک استخراج گردید. در واقع مدل‌سازی شبکه عصبی طی دو مرحله صورت گرفته است:

الف- در مرحله اول تعداد لایه‌ها و نوروها از طریق الگوریتم فراابتکاری ژنتیک تعیین می‌گردد. پارامترهای انتخابی الگوریتم ژنتیک جهت بهینه‌سازی در جدول (۲) نشان داده شده است.

جدول ۲- پارامترهای الگوریتم ژنتیک

تعداد جمعیت اولیه	۵۰
تعداد تکرار	۲۰۰
درصد تقاطع	۸۰
درصد جهش	۱۰
روش تقاطع	Arithmetic crossover
روش جهش	Normal mutation

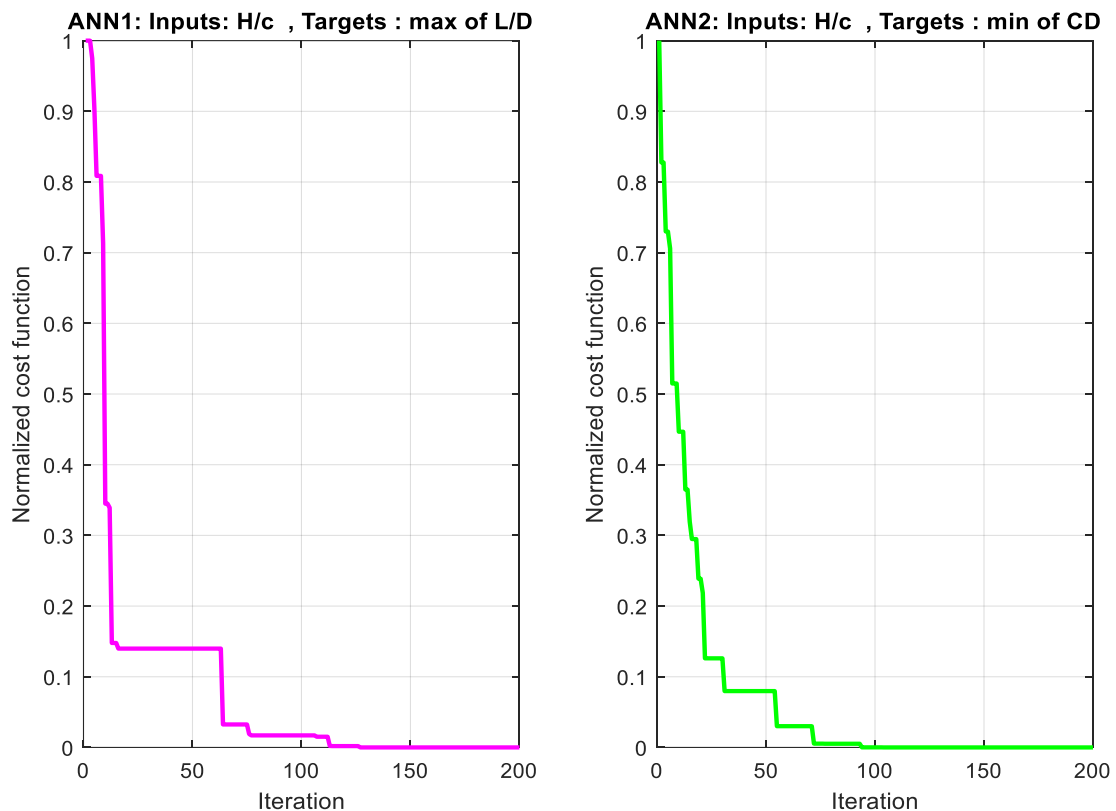
تابع هزینه (Cost function) استفاده شده در بهینه‌سازی ژنتیک به صورت زیر تعریف گردید:

$$\begin{aligned}
 y &\triangleq \text{Targets} \\
 \hat{y} &\triangleq \text{Outputs} \\
 Nl &: \text{Number of layers} \\
 Nn &: \text{Number of neurons in each layer} \\
 J(Nl, Nn) &\triangleq \text{Cost function} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y - \hat{y})^2} \quad (2)
 \end{aligned}$$

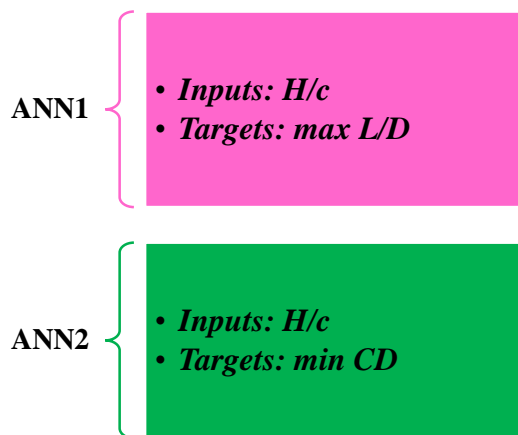
شکل (۱۵) تغییرات تابع هزینه نسبت به تکرار را برای بهینه‌سازی دو شبکه عصبی استفاده شده، نشان می‌دهد. همانطور که مشخص است الگوریتم ژنتیک به خوبی توانسته است با تغییر تعداد لایه‌ها و نوروها مقدار تابع هزینه را کاهش دهد.

ب- در مرحله دوم، با استفاده از نتایج خروجی الگوریتم ژنتیک مبنی بر تعداد لایه‌ها و نوروها، مدل‌سازی هر دو شبکه عصبی صورت گرفته است. همانطور که گفته شد، در شبکه عصبی اول (ANN1)، مدل‌سازی ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی نسبت به دامنه موج دریا صورت گرفته است. در واقع در این شبکه ورودی، دامنه موج دریا و خروجی ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی می‌باشد.

در شبکه عصبی دوم (ANN2)، مدل‌سازی حداقل ضریب درگ نسبت به دامنه موج دریا صورت گرفته است. در واقع در این شبکه ورودی، دامنه موج دریا و خروجی حداقل ضریب درگ می‌باشد.



شکل ۱۵- تغییرات تابع هزینه در بهینه‌سازی شبکه عصبی اول و شبکه عصبی دوم

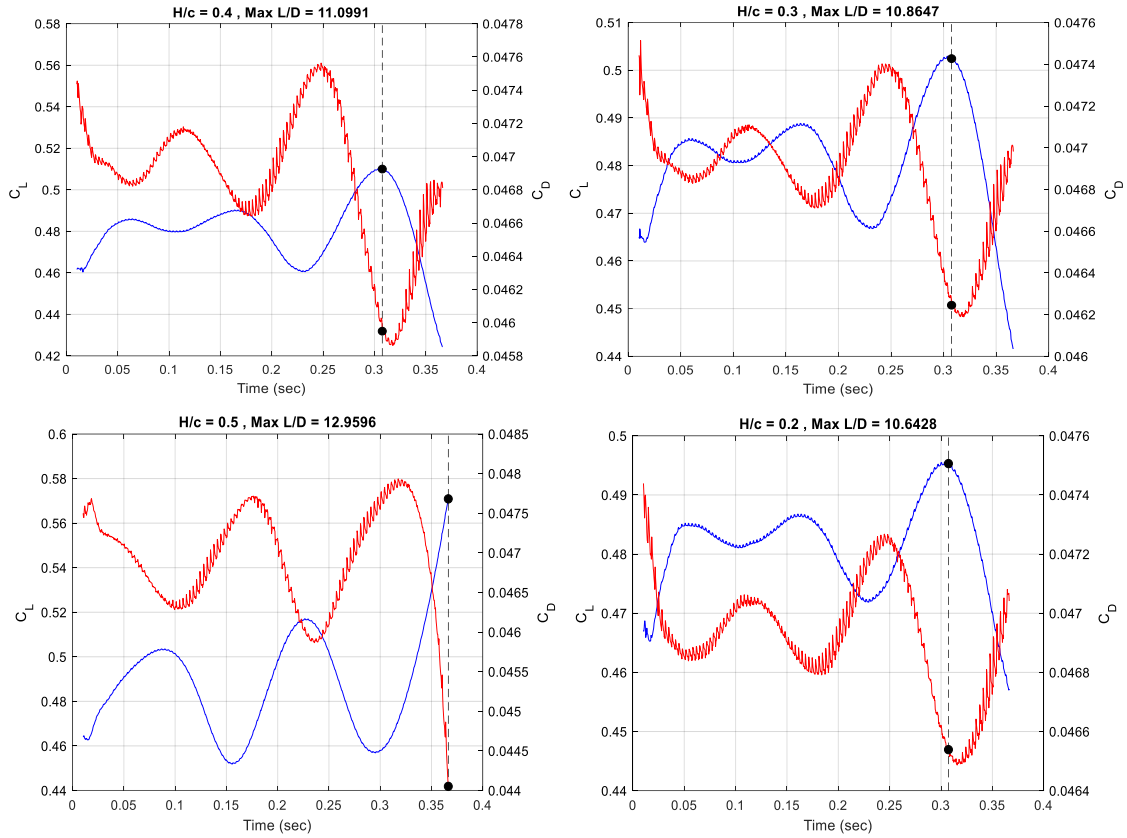


شکل ۱۶- ورودی و خروجی‌های هر دو شبکه عصبی

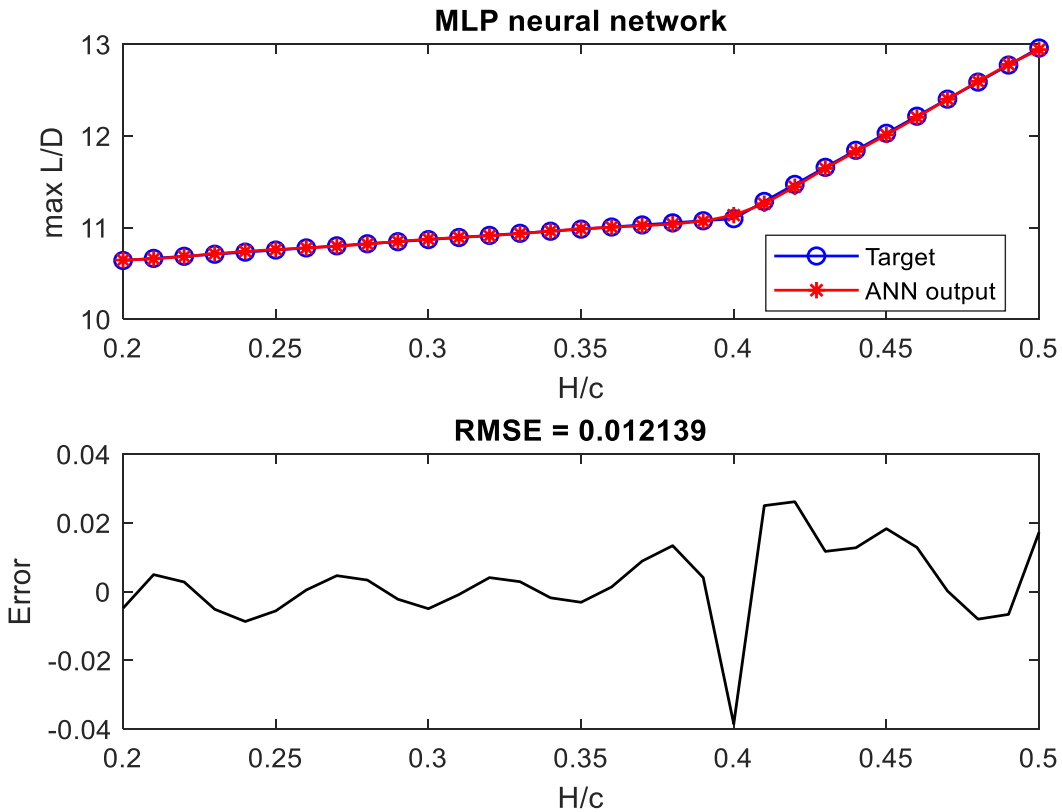
شکل (۱۶) ورودی و خروجی هر دو شبکه را نشان می‌دهد.

۲-۳- بررسی نتایج مدل‌سازی

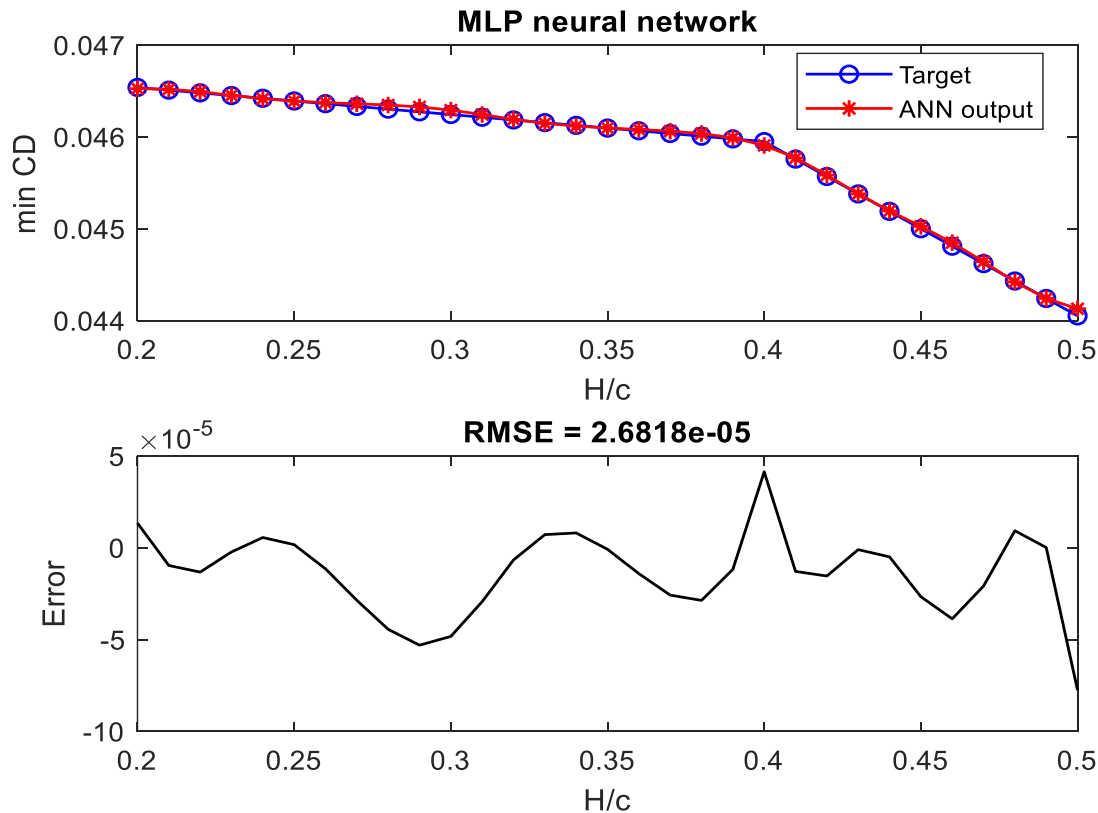
شکل (۱۷) نتایج ضرایب آیرودینامیکی در دامنه موج‌های مختلف می‌باشد. در هر حالت ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی بدست آمده و لذا مجموعه‌ای از ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی و دامنه موج دریا استخراج شده است.



شکل ۱۷- مقدار ماکزیمم L/D در دامنه‌های مختلف موج جهت ایجاد داده برای مدل‌سازی شبکه عصبی



شکل ۱۸- مدل‌سازی شبکه عصبی اول (ANN1) بر مبنای ورودی دامنه موج و خروجی ماکزیمم L/D

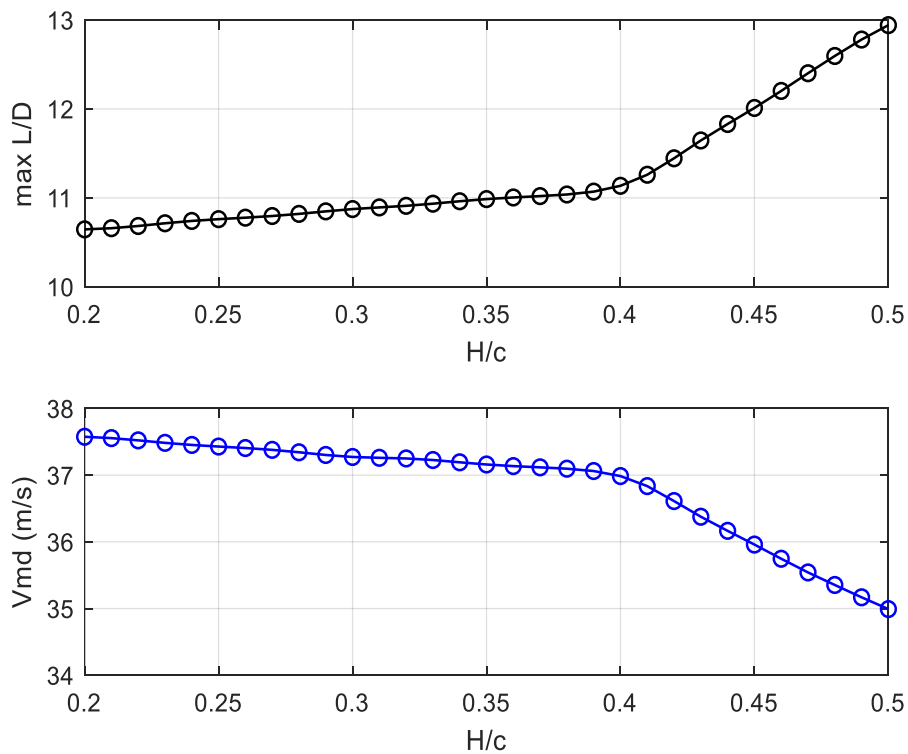


شکل ۱۹- مدل‌سازی شبکه عصبی دوم (ANN2) بر مبنای ورود دامنه موج و خروجی حداقل ضریب درگ

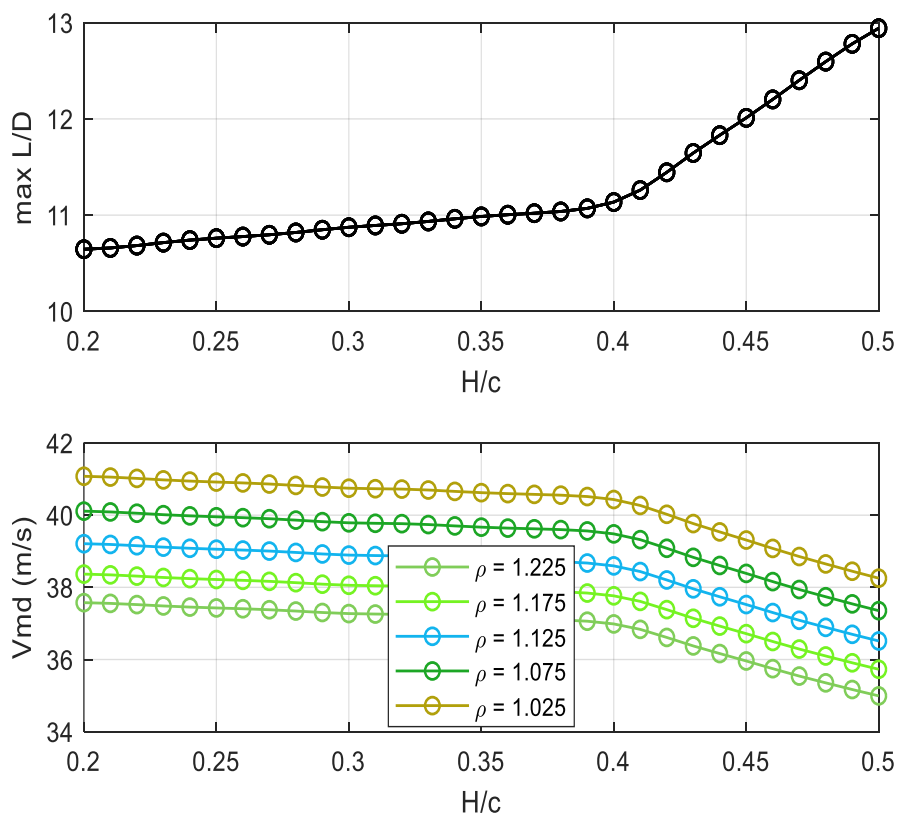
همانطور که گفته شد جهت مدل‌سازی از شبکه عصبی MLP استفاده شده است. نتایج و خطای مدل‌سازی هر دو شبکه عصبی در شکل‌های (۱۸) و (۱۹) نشان داده شده است. آنچه که مسلم است با کاهش فاصله هواپیما از سطح دریا (یا به عبارت دیگر افزایش دامنه موج دریا)، اثر سطح زمین افزایش یافته که موجب کاهش درگ و افزایش راندمان آیرودینامیکی خواهد شد. نتایج شکل (۱۸) که بر اساس داده‌های خروجی از دینامیک سیالات محاسباتی بدست آمده است؛ همین اصل مهم را نشان می‌دهد که با افزایش H/c یا همان دامنه موج دریا راندمان آیرودینامیکی افزایش یافته است.

به کمک نتایج مدل‌سازی شبکه عصبی، سرعت حداقل درگ هواپیما جهت بیشینه‌سازی راندمان آیرودینامیکی محاسبه شده است که در شکل (۲۰) می‌توان آن را مشاهده نمود.

همانطور که مشهود است به ازای هر دامنه موج دریا، سرعت حداقل درگ تغییر کرده تا هدف ماکزیمم شدن راندمان آیرودینامیکی برآورده شود. دقت شود که ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی با تغییر ارتفاع هواپیما (و یا در یک ارتفاع ثابت و تغییر شرایط استاندارد اتمسفر) ناپیوستگی تغییر کند. لذا جهت اعتبار سنجی نتایج مدل‌سازی شبکه عصبی، فرآیند استخراج سرعت حداقل درگ در چگالی‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت و همانطور که در شکل (۲۱) نشان داده شده است به ازای کاهش چگالی، سرعت حداقل درگ افزایش یافته لکن ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی ثابت باقی مانده است. نتایج عددی این شبیه‌سازی نیز به صورت خلاصه و برای ۳ دامنه موج در قالب جدول (۳) که نشان دهنده تغییرات سرعت حداقل درگ بر اساس دامنه موج و مبتنی بر روز استاندارد و غیر استاندارد می‌باشد، آورده شده است.



شکل ۲۰- استخراج سرعت حداقل درگ بر مبنای دامنه موج دریا جهت بیشینه‌سازی راندمان آیرودینامیکی



شکل ۲۱- تغییرات سرعت حداقل درگ و ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی نسبت به ارتفاع (چگالی)

جدول ۳- خروجی عددی شبکه عصبی مبتنی بر سرعت حداقل درگ بصورت تابعی از دامنه موج و چگالی ارتفاع پروازی

$\rho = 1.225 \frac{kg}{m^3}$	
$\frac{H}{c}$	$V_{md} \left(\frac{m}{s}\right)$
۰/۲	۳۷/۵۱۷۰
۰/۳	۳۷/۲۱۷۸
۰/۴	۳۶/۹۵۱۸
۰/۵	۳۶/۳۷۱۴
$\rho = 1.175 \frac{kg}{m^3}$	
$\frac{H}{c}$	$V_{md} \left(\frac{m}{s}\right)$
۰/۲	۳۸/۳۰۶۹
۰/۳	۳۸/۰۰۱۵
۰/۴	۳۷/۷۲۹۸
۰/۵	۳۵/۰۹۵۱
$\rho = 1.125 \frac{kg}{m^3}$	
$\frac{H}{c}$	$V_{md} \left(\frac{m}{s}\right)$
۰/۲	۳۹/۱۴۸۹
۰/۳	۳۸/۸۳۶۸
۰/۴	۳۸/۵۵۹۲
۰/۵	۳۵/۸۶۶۵
$\rho = 1.075 \frac{kg}{m^3}$	
$\frac{H}{c}$	$V_{md} \left(\frac{m}{s}\right)$
۰/۲	۴۰/۰۴۹۰
۰/۳	۳۹/۷۲۹۷
۰/۴	۳۹/۴۴۷۵
۰/۵	۳۶/۶۹۱۱
$\rho = 1.025 \frac{kg}{m^3}$	
$\frac{H}{c}$	$V_{md} \left(\frac{m}{s}\right)$
۰/۲	۴۱/۰۱۴۲
۰/۳	۴۰/۶۸۷۲
۰/۴	۴۰/۳۹۶۳
۰/۵	۳۷/۵۷۵۴

۴- نتیجه‌گیری

راندمان آیرودینامیکی هواپیما به عنوان یکی از شاخصه‌های عملکردی هواپیما در طول پرواز همواره از اهمیت بالایی برخوردار است و می‌توان این امر را به‌عنوان یکی از اهداف سیستم‌های کنترلی هواپیما تعریف نمود که منجر به کاهش مصرف سوخت خواهد شد. این پارامتر در پرواز هواپیما از روی سطوح مختلف همچون دریا از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است چراکه به دلیل موج بودن دریا و بر اساس دامنه امواج دریا، ضرایب آیرودینامیکی هواپیما تغییر کرده و لذا راندمان آیرودینامیکی تحت تاثیر دامنه امواج دریا تغییر خواهد کرد. در این مقاله برای اولین بار، جهت نگهداری شرایط پروازی هواپیما برای رسیدن به ماکزیمم راندمان آیرودینامیکی نسبت به ارتفاع امواج دریا، سرعت حداقل درگ هواپیما (Green Dot Speed) بدست آمد. برای این امر تلفیقی از شبیه‌سازی آیرودینامیکی در دینامیک سیالات محاسباتی و شبکه‌های عصبی انجام گردید.

نتایج نشان می‌دهد که بسته به دامنه امواج دریا می‌توان سرعت هواپیما را بر روی مقدار خاصی تنظیم نمود تا به ازای آن به راندمان آیرودینامیکی بیشینه رسید. می‌توان از نتایج حاصله برای طراحی سیستم‌های کنترلی اتوماتیک هواپیما (Automatic Flight Control System (AFCS)) به منظور استفاده در حلقه خلبان خودکار جهت پرواز در شرایط حداقل مصرف سوخت استفاده نمود.

بررسی قابلیت شبکه عصبی به عنوان تخمینگر جهت بدست آوردن سرعت حداقل درگ بدون استفاده از داده‌های دینامیک سیالات محاسباتی برای تحقیقات آتی پیشنهاد می‌گردد. همچنین می‌توان مسئله تک هدفه را با اعمال اهداف دیگر همچون بیشینه کردن برد هواپیما علاوه بر بیشینه کردن راندمان آیرودینامیکی، به مسئله بهینه‌سازی چند هدفه تبدیل نمود که در این صورت مجموعه‌ای از سرعت‌های مختلف در اختیار AFCS قرار خواهد گرفت و سیستم کنترل می‌تواند بر اساس قیود دیگر از این مجموعه سرعت مورد نظر را انتخاب کند.

مراجع

- [1] Y. Zhigang, and Y. Wei, "Complex Flow for Wing-in-ground Effect Craft with Power Augmented Ram Engine in Cruise," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 23, No. 1, pp. 1-8, 2010/02/01/ 2010, doi: [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(09\)60180-1](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(09)60180-1).
- [2] J. Xie, L. Song, J. Huang, and J. Fu, "Parameter Study on Lateral Moments of Banked Wings in Ground Effect," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 35, No. 3, pp. 53-61, 2022/03/01/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.03.024>.
- [3] S. Tumse, I. Karasu, and B. Sahin, "Experimental Investigation of Ground Effect on the Vortical Flow Structure of a 40° Swept Delta Wing," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 35, No. 4, p. 04022055, 2022/07/01 2022, doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001441.
- [4] Q. Qu, Z. Lu, P. Liu, and R. K. Agarwal, "Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-ground-effect Craft," *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 3, pp. 913-924, 2014, doi: 10.2514/1.C032531.
- [5] J. Hao, Y. Zhang, C. Zhou, S. Chu, and J. Wu, "Aerodynamic Performance of Hovering Micro Revolving Wings in Ground and Ceiling Effects at Low Reynolds Number," *Chinese*

Journal of Aeronautics, Vol. 36, No. 1, pp. 152-165, 2023/01/01/ 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.07.008>.

[6] Q. Qu, W. Wang, P. Liu, and R. Agarwal, "Airfoil Aerodynamics in Ground Effect for Wide Range of Angles of Attack," *AIAA Journal*, Vol. 53, pp. 1-14, 01/05 2015, doi: 10.2514/1.J053366.

[7] H. Zhi, T. Xiao, J. Chen, B. Wu, M. Tong, and Z. Zhu, "Numerical Analysis of Aerodynamics of a NACA 4412 Airfoil above Wavy Water Surface," in *AIAA Aviation 2019 Forum*, <https://doi.org/10.2514/6.2019-3694>.

[8] Q. Qu, X. Jia, W. Wang, P. Liu, and R. K. Agarwal, "Numerical Study of the Aerodynamics of a NACA 4412 Airfoil in Dynamic Ground Effect," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 38, pp. 56-63, 2014/10/01/ 2014, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.07.016>.

[9] Y. Chengjiong, Y. Wei, and Y. Zhigang, "Numerical Simulation on Stall of Wing in Ground Effect," *Flight Dynamics*, Vol. 28, No. 5, pp. 9-12, 2010, [Numerical Simulation on Stall of Wing in Ground Effect-libre.pdf](#).

[10] C. Hiemcke, and C. Hiemcke, "NACA5312 in Ground Effect - wind Tunnel and Panel Code Studies," in *15th Applied Aerodynamics Conference*, Aug. 22, 1997, (p. 2320), <https://doi.org/10.2514/6.1997-2320>.

[11] M. R. Ahmed, T. Takasaki, and Y. Kohama, "Aerodynamics of a NACA 4412 Airfoil in Ground Effect," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 1, pp. 37-47, 2007, doi: 10.2514/1.23872.

[12] M. Lin, W. Huang, Z. Zhang, C. Xu, and G. Cui, "Numerical Study of Aircraft Wake Vortex Evolution near Ground in Stable Atmospheric Boundary Layer," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 30, No. 6, pp. 1866-1876, 2017/12/01/ 2017, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2017.08.012>.

[13] J. Zerihan, and X. Zhang, "Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 6, pp. 1058-1064, 2000, doi: 10.2514/2.2711.

[14] Q. Sun, Z. Shi, W. Zhang, Z. Sun, and Y. Chen, "Numerical Simulation of Ground Effect on Circulation Control Airfoil," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2022, p. 4985193, 2022/08/23 2022, doi: 10.1155/2022/4985193.

[15] P. J. Boschetti, C. Neves, and P. J. González, "Nonlinear Aerodynamic Model in Dynamic Ground Effect at High Angles of Attack," in *AIAA Scitech 2022 Forum*, Vol. 59, No. 6, pp. 1500-13, 2022 Nov, <https://doi.org/10.2514/1.C036721>.

[16] T. Lee, and V. Tremblay-Dionne, "Experimental Investigation of the Aerodynamics and Flowfield of a NACA 0015 Airfoil over a Wavy Ground," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 140, No. 7, 2018, doi: 10.1115/1.4039236.

[17] V. Tremblay-Dionne, and T. Lee, "Experimental Study on Effect of Wavelength and Amplitude of Wavy Ground on a NACA 0012 Airfoil," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 32, No. 5, p. 04019064, 2019/09/01 2019, doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001051.

- [18] Y.-H. Im, and K.-S. Chang, "Unsteady Aerodynamics of a Wing-in-ground-effect Airfoil Flying over a Wavy Wall," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 4, pp. 690-696, 2000, doi: 10.2514/2.2653.
- [19] L. S. Roberts, M. V. Finnis, and K. Knowles, "Characteristics of Boundary-layer Transition and Reynolds-number Sensitivity of Three-dimensional Wings of Varying Complexity Operating in Ground Effect," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 138, No. 9, 2016, doi: 10.1115/1.4033299.
- [20] Y. J. Moon, H.-J. Oh, and J.-H. Seo, "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, 2005/09/01/ 2005, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.01.005>.
- [21] M. D. Chawla, L. C. Edwards, and M. E. Franke, "Wind-tunnel Investigation of Wing-in-ground Effects," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 4, pp. 289-293, 1990, doi: 10.2514/3.25270.
- [22] T. ÇOŞGUN and Y. H. ÖZDEMİR, "The Influence of Turbulence Models on the Numerical Modelling of a 3d Wing in Ground Effect," (in English), *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, No. 43, pp. 86-90, November 2022, doi: 10.31590/ejosat.1200056.
- [23] W. Jia, Y. Wu, and Y. Lei, "Generation Mechanism and Aerodynamic Characteristic Modeling of Ground Vortex in Crosswind Condition," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 99, p. 105581, 2020/04/01/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105581>.
- [24] N. Deng, Q. Qu, and R. K. Agarwal, "Numerical Study of the Aerodynamics of Dlr-F6 Wing-body in Unbounded Flow Field and in Ground Effect," in *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 9 - 13 January 2017, <https://doi.org/10.2514/6.2017-1424>.
- [25] K. Sekhoune Özden, I. Karasu, and M. Serdar Genç, "Experimental Investigation of the Ground Effect on a Wing without/with Trailing Edge Flap," *Fluid Dynamics Research*, Vol. 52, No. 4, pp. 045504, 2020, DOI: 10.1088/1873-7005/aba1d8.
- [26] T. Lee and L. S. Ko, "Ground Effect on the Vortex Flow and Aerodynamics of a Slender Delta Wing," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 140, No. 7, 2018, doi: 10.1115/1.4039232.
- [27] M. Oguz Tasci, S. Tumse, and B. Sahin, "Vortical Flow Characteristics of a Slender Delta Wing in Ground Effect," *Ocean Engineering*, Vol. 261, p. 112120, 2022/10/01/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.112120>.
- [28] S. Tumse, M. Bilgili, and B. Sahin, "Estimation of Aerodynamic Coefficients of a Non-slender Delta Wing under Ground Effect using Artificial Intelligence Techniques," *Neural Computing and Applications*, Vol. 34, No. 13, pp. 10823-10844, 2022/07/01 2022, doi: 10.1007/s00521-022-07013-x.
- [29] S. Haykin, *Neural Networks and Learning Machines*, 3rd Edition., Pearson Education India, 2009, doi: 10.1007/978-3-031-29642-0.

[30] E. Mohajeri, S. H. Pourtakdoust, and F. Pazooki, "Model-based Microburst Identification using a Hybridized Extended Kalman Filter with Genetic Algorithm," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 237, No. 5, pp. 1212-1236, 2023, doi: 10.1177/09544100221119864.

[31] R.S.M. Muñoz, C. Rossi, and A.B. Cruz, "Modelling and Identification of Flight Dynamics in Mini-helicopters using Neural Networks," in *Aerial Vehicles*, L. Thanh Mung Edition, Rijeka: IntechOpen, Shanghai, China, Ch. 28, p. 601-0622, 2009, [03f02d81b5990bb085f42ace49f8b856b3af.pdf](https://doi.org/10.1177/09544100221119864).

فهرست نمادهای انگلیسی

ضریب نیروی برا	C_L
ضریب نیروی پسا	C_D
نیروی برا	L
نیروی پسا	D
راندمان آیرودینامیکی	L/D
ارتفاع هواپیما از سطح آب mm	h
طول مشخصه هواپیما mm	c
دامنه موج دریا mm	H
طول موج دریا mm	L
محور طولی به سمت انتهای هواپیما	X
محور عرضی بسمت بالا	Y
عمق نسبی	d/L
محور عرضی به سمت بال چپ هواپیما	L
نوعی ایرفویل چهار رقمی ناکا	4412
عدد رینولدز	Re
سرعت حداقل درگ	V_{md}
شبکه‌ی عصبی بازگشتی	ENN
سیستم استنتاج عصبی-فازی سازگار	ANFIS
سیستم اتوماتیک کنترل پرواز	AFCS
شبکه چند لایه پرسپترون	MLP
میانگین مربعات خطا	RMSE
مجذور میانگین مربعات خطا	MSE
سیستم کنترل پرواز خودکار	AFCS

نمادهای یونانی

زاویه حمله	α
چگالی	ρ

Aerodynamic Efficiency Maximization over Sea Waves using a Hybridized Numerical Result with Neural Network

Siamak Eftekhari

PhD Student, Department of Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University,
Tehran, Iran
siamak.eftekhari@srbiau.ac.ir

*Corresponding author: **Ali R. Davari**

Associate Professor, Department of Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University,
Tehran, Iran
ardavari@srbiau.ac.ir

Farshad Pazooki

Assistant Professor, Department of Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University,
Tehran, Iran
Pazooki_fa@srbiau.ac.ir

Abstract

The purpose of this article is to maximize the aerodynamic efficiency of an airplane during flight in the vicinity of the sea waves. A whole 3D aircraft flight at the closed proximity to the wavy sea water has been numerically simulated by the Fluent commercial software and the results were used to train a neural network. This network was then employed to determine the maximum aerodynamic efficiency in the vicinity of sea waves. The combination of the computational fluid dynamics and the neural network has approved that the flight must be performed at a certain speed to attain the maximum aerodynamic efficiency with a respect to a varied range of sea waves amplitude. The results can be considered as the inputs for autopilot system to provide the most efficient flight over the sea waves.

Keywords: Sea waves, Ground effect, Computational fluid dynamic, Wig, Aerodynamic coefficients, Neural Network, Genetic algorithm, Flight control system