



Numerical Study of Aerodynamic Behavior of a Plunging Airfoil in Ground Effect

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Hadi Doolabi M.^{*1} PhD,
Bakhtiari Far M.¹ MA,
Sadati S.H.¹ PhD

How to cite this article

Hadi Doolabi M, Bakhtiari Far M, Sadati S.H. Numerical Study of Aerodynamic Behavior of a Plunging Airfoil in Ground Effect. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(3):753-763.

ABSTRACT

When a flying vehicle is approaching a watery or earthy surface, the flow pattern around it is changed that is called the ground or surface effect. In this study, the phenomenon of ground effect and its effects on aerodynamic coefficients and flow pattern around NACA0012 and LH37 airfoils are numerically investigated. The analysis is done for statically and dynamically airfoils with plunging motion at subsonic incompressible flow regime. The Navier-Stokes governing equations are used with $k-\epsilon$ SST turbulence model. At first the effects of ground effect on lift coefficient of airfoils are studied in various distance from surface, statically. Then at each position of airfoils from the surface the lift coefficient behavior of airfoils at sinusoidal plunging motion with the specified amplitude and frequency is investigated. The statically results show that the lift coefficient of airfoils and pressure distribution over them are changed when they approach the surface with respect to far from it, which is seen as decreasing to a certain height and then increasing it. Dynamically analyzes also indicate a change in the oscillation amplitude of the lift coefficient and the existence of a phase difference at the points of achievement of minimum and maximum lift, when the airfoils are an approach to the surface. The streamlines also showed the changes in flow field patterns around the airfoils, when they approach the surface.

Keywords Ground Effect; Subsonic; NACA0012; LH37; Plunging Motion

¹Aerodynamic Department, Aerospace Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Malek Ashtar University Of Technology, Lavizan, Tehran, Iran,
Post Code:1678815611
Phone: -
Fax: +98 (21) 22799095
mhadidooolabi@mut.ac.ir

Article History

Received: May 06, 2018

Accepted: November 04, 2018

ePublished: March 01, 2019

CITATION LINKS

[1] An analytical investigation of two-dimensional and three-dimensional biplanes operating in the vicinity of a free surface [2] Ground effect on the aerodynamics of a two-dimensional oscillating airfoil [3] Wing in ground effect craft review [4] Shape optimization of airfoils without and with ground effect using a multi-objective genetic algorithm [5] An investigation into wing in ground effect airfoil geometry [6] Aerodynamic ground effect: A case study of the integration of CFD and experiments [7] Flow over thick airfoil in ground effect- an investigation on the influence of camber [8] Aerodynamics of a double-element wing in ground effect [9] CFD Study of a wing in close proximity to a flat and wavy ground plane [10] Numerical investigation of influence geometry variation on the aerodynamic characteristics and static stability of Wing In Ground Effect [11] Computational study of flow around a NACA 0012 wing flapped at different flap angles with varying mach numbers [12] Numerical study of wing aerodynamics in ground proximity [13] Effect of airfoil thickness, camber and reynolds number on plunging airfoil propulsion [14] Flow around surface-mounted, three-dimensional obstacles

بررسی عددی رفتار آیرودینامیک ایرفویل تحت حرکت نوسانی پلانچ در مجاور سطح

مصطفی هادی دولابی * PhD

گروه آیرودینامیک، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

مهدی بختیاری فر MA

گروه آیرودینامیک، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

سیدحسین ساداتی PhD

گروه آیرودینامیک، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

هنگامی که یک وسیله پرنده به یک سطح آبی یا خاکی نزدیک می‌شود، در الگوی میدان جریان سیال اطراف آن تغییراتی به وجود می‌آید که آن را اثر سطحی می‌نامند. در این پژوهش پدیده اثر سطحی و اثر آن در ضرایب آیرودینامیک و الگوی جریان اطراف ایرفویل‌های NACA0012 و LH37 در رژیم مادون صوت تراکم‌ناپذیر در دو حالت استاتیک و دینامیک با حرکت پلانچ به‌صورت عددی بررسی شده است. حل میدان جریان براساس معادلات ناویر-استوکس به‌همراه مدل آشفتگی $k-\omega$ SST انجام شده است. ابتدا تأثیر پدیده اثر سطح بر تغییر ضریب برآ با در نظر گرفتن فواصل مختلف از سطح در حالت استاتیک بررسی شده است. سپس در هر فاصله از سطح، ایرفویل با یک فرکانس و دامنه مشخص تحت نوسان پلانچ سینوسی قرار گرفته و رفتار ضریب برآ در طول زمان بررسی شده است. نتایج تحلیل استاتیک نشان‌دهنده تغییر رفتار منحنی برآ و نیز توزیع فشار روی سطح ایرفویل در فواصل بسیار نزدیک به سطح متأثر از پدیده اثر سطح بوده است که به‌صورت کاهش برآ تا یک ارتفاع مشخص و سپس افزایش آن مشاهده می‌شود. تحلیل‌های دینامیک نیز نشان‌دهنده تغییر در دامنه نوسانات ضریب برآ و وجود یک اختلاف فاز در نقاط تحقق حداقل و حداکثر برآ، با نزدیک شدن ایرفویل به سطح هستند. خطوط جریان اطراف ایرفویل برای فواصل مختلف از سطح نیز نشان‌دهنده تغییر الگوی جریان حول آن با نزدیک شدن به سطح است.

کلیدواژه‌ها: پدیده اثر سطح، مادون صوت، NACA0012، LH37، حرکت دینامیک پلانچ

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۲/۱۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۸/۱۳

*نویسنده مسئول: mhadidoolabi@mut.ac.ir

۱- مقدمه

هنگام پرواز زمانی که یک وسیله پرنده به سطح (آبی یا خاکی) نزدیک می‌شود، در الگوی میدان جریان اطراف آن تغییراتی به وجود می‌آید که برای ادامه حرکت بایستی تمهیدات لازم اندیشه شود. این تغییر میدان جریان بر آیرودینامیک و کنترل پرنده اثر مستقیمی می‌گذارد. این موضوع بیشتر هنگام نشست و برخاست پرنده و نیز پرواز کروز با ارتفاع کم نمود پیدا می‌کند. مجموع این اتفاقات باعث حصول پدیده‌ای می‌شود که آن را با عنوان "اثر سطحی" می‌شناسند^[1].

هنگامی که یک بال در نزدیکی سطح یک دیواره در فاصله‌ای کمتر از نصف طول بال قرار می‌گیرد، شاهد دو تغییر در رفتار آیرودینامیک آن خواهیم بود. یکی افزایش برآ و دیگری کاهش پسا است که در نهایت موجب افزایش نسبت برآ به پسا می‌شود. پدیده اثر سطحی شامل هر دو مورد است. افزایش برآ بر اثر محبوس و فشرده شدن هوا بین سطح زیرین بال و دیواره است که در اثر کاهش فاصله از زمین رخ می‌دهد. در این حالت چیزی شبیه یک بالشتک هوا در زیر بال ایجاد می‌شود. البته این افزایش برآ همان طور که در بخش‌های بعد ملاحظه خواهد شد، همیشه اتفاق نمی‌افتد و

بستگی به هندسه ایرفویل بال و زاویه حمله آن دارد. از طرفی در اثر نزدیک شدن به سطح، گردابه‌های نوک بال نسبت به پرواز در جریان آزاد دور از سطح، ضعیف و سرعت فروزش روی بال کم می‌شود، در نتیجه زاویه حمله موثر افزایش می‌یابد. کاهش پسا نیز در اثر کاهش اثر گردابه‌های نوک بال و پسای القایی است که در نهایت موجب کاهش پسای کل می‌شود. شکل‌های ۱ و ۲ به‌ترتیب الگوی جریان در دو حالت دور و نزدیک به سطح را نشان می‌دهند^[1-3].



شکل (۱) گردابه‌های نوک بال در فاصله دور از سطح



شکل (۲) گردابه‌های نوک بال در فاصله نزدیک سطح

یک نمونه کاربردی از پدیده اثر سطحی را می‌توان پرنده‌های آب‌نشین یا ویگ‌ها دانست. ویگ‌ها نیاز به افزایش سرعت در حمل و نقل دریایی را می‌توانند برآورده کنند و فاصله بین هوانوردی و دریانوردی را پر کنند. همچنین ویگ‌ها کارایی و پایداری بالایی دارند، به‌خصوص وقتی با دیگر وسایل آبی با سرعت بالا مقایسه می‌شوند. کاربرد دیگر پدیده اثر سطحی در زمان نشست و برخاست هواپیماها به‌خصوص در هواپیماهای با نسبت منطری بالا است^[1, 4].

در جستار پیشینه تاریخی این پدیده به سال‌های قبل از ۱۹۲۰ میلادی و با پرواز اولین هواپیماها و گزارش پدیده اثر سطح توسط خلبانان می‌رسیم. این گزارشات نشان می‌داد که عموماً هنگام فرود و برخاست در هواپیماها، نیروی پسا کاهش و نیروی برآ افزایش می‌یابد. وایزبرگر در سال ۱۹۲۲ میلادی، اثر سطح را مورد بررسی تجربی و تئوری قرار داد. پس از آن آزمایش‌های متفاوتی برای بررسی تجربی این پدیده انجام شد. محققان این پدیده را با قراردادن یک صفحه تخت در نزدیکی بال در تونل باد بررسی می‌کردند. محققان در دهه ۱۹۲۰ به‌منظور تکمیل کارهای وایزبرگر، هواپیمای واقعی VE-7 را در ارتفاع بالا از زمین مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که نیروی پسای وارد بر هواپیما در نزدیکی سطح کاهش پیدا کرد. در دهه ۶۰ میلادی در اتحادیه جماهیر شوروی سابق، توسعه و پیشرفت شناور اثر سطحی توسط دفتر مرکزی طراحی هیدروفویل (CHDB) به سرپرستی راستسیلا و آلکسیف صورت می‌گرفت. تلاش برای ساخت یک وسیله حمل و نقل سریع آبی، به رهبری آلکسیف منجر به توسعه و پیشرفت شناور اثر سطحی در روسیه شد. در همان زمان در ایالات متحده پیشرفت‌های مهمی در حال شکل‌گرفتن بود. الکساندر لیپیش آلمانی که امروزه به‌عنوان پدر بال‌های دلتا شکل از او یاد می‌شود، اولین شناور اثر سطحی خود (X-112) را آزمود.

نسبت به حالت‌های بدون اثر سطح ایجاد نماید. مطالعه این رفتارها می‌تواند برای بررسی دقیق‌تر عملکرد این گونه هواپیماها در مجاور سطح سودمند باشد.

هنگامی که ایرفویل‌های دوبعدی در مجاور سطح قرار می‌گیرند، بسته به شکل منحنی سطح زیرین ایرفویل و زاویه حمله آن می‌تواند وضعیت‌های مختلفی به وجود آید و رفتارهای آیرودینامیک متفاوتی به‌خصوص در ضریب نیروی برآ مشاهده شود. برای ایرفویل‌هایی که سطح زیرین آنها محدب است و در زاویه حمله پایین قرار دارند، بین سطح زیرین آنها و دیواره، وضعیتی مشابه نازل و نتوری ایجاد می‌شود و در ناحیه زیر ایرفویل عملاً افزایش سرعت و کاهش فشار اتفاق می‌افتد که حاصل آن کاهش ضریب نیروی برآ است. وضعیت دیگر، اثر کوبیده‌شدن جریان به سطح زیرین ایرفویل و افزایش فشار حاصل از آن بوده که نتیجه آن افزایش نیروی برآ است. این وضعیت برای ایرفویل‌هایی که دارای سطح زیرین تخت یا زاویه حمله بالا هستند، اتفاق می‌افتد. از طرفی ایرفویل‌های دارای حرکت نوسانی تحت تاثیر اثرات حرکتی ایرفویل، گردابه‌های ریخته‌شده در جریان دنباله آن و جرم مجازی، رفتارهای آیرودینامیک مختلفی را از خود نشان می‌دهند. این رفتارها کاملاً متأثر از پارامتر بدون بعد فرکانس کاسته طبق فرمول ۱ هستند:

$$k = c\omega/v \quad (1)$$

که در آن ω سرعت زاویه‌ای نوسان (رادیان بر ثانیه)، v سرعت جریان (متر بر ثانیه) و c وتر متوسط ایرفویل (متر) است. همان طور که اشاره شد، موضوع اصلی پژوهش حاضر، بررسی رفتار آیرودینامیک مقاطع بال دوبعدی در حین حرکت نوسانی پلانچ و مجاور سطح است. بدین منظور دو مقطع بال مختلف مورد بررسی قرار گرفته‌اند که عبارت از ایرفویل NACA0012 و ایرفویل LH37 هستند. ایرفویل اول از جمله ایرفویل‌های متقارن با ضخامت متوسط بوده که سطح زیرین آن محدب است. بدین ترتیب برای این ایرفویل می‌توان با در نظر گرفتن فواصل مختلف تا سطح و زوایای حمله مناسب، هم اثرات حاصل از ایجاد وضعیت نازل و نتوری و هم اثرات حاصل از ایجاد وضعیت کوبیده‌شدن جریان در سطح زیرین ایرفویل را بررسی نمود. از طرفی رفتار آیرودینامیک غیردایم این ایرفویل تحت حرکت‌های نوسانی مختلف در مراجع بسیاری مورد بررسی قرار گرفته است که می‌تواند برای اعتبارسنجی مدل تحلیل غیردایم این ایرفویل در حالت بدون اثر سطح به کار گرفته شود.

ایرفویل دوم یعنی LH37 نیز یک ایرفویل نامتقارن است که در پرنده‌های دارای مداومت پروازی بالا که از بال‌هایی با نسبت منطری بالا بهره می‌گیرند، استفاده می‌شود. با مطالعه رفتار آیرودینامیک این دو ایرفویل عملاً اثرات خمیدگی ایرفویل نیز بررسی شده است.

برای تحلیل میدان جریان حول این ایرفویل‌ها در شرایط مد نظر از نرم‌افزارهای تجاری موجود استفاده شده است. مدل میدان جریان و ابعاد آن و نیز شرایط مرزی در نظر گرفته‌شده برای حل، مطابق با شکل ۳ است. همان طور که در این شکل مشاهده می‌شود، مبنای اندازه‌گیری فاصله ایرفویل از سطح زمین (h) فاصله لبه فرار ایرفویل تا سطح زمین است. طول وتر ایرفویل (c) برابر با یک متر در نظر گرفته شده است. همچنین به‌منظور تطابق مدل با فیزیک واقعی مساله، حرکت سطح دیواره پایینی با سرعتی معادل سرعت جریان آزاد در نظر گرفته شده است.

مور و همکاران^[5] تحقیقی را روی هندسه ایرفویل در مواجهه با پدیده اثر سطحی انجام دادند. آنها دو نوع ایرفویل به نام‌های DHMTU 12-35.3-10.2-80.12 و NACA0012 را در تونل باد مورد تحلیل قرار دادند و نقاط ضعف و قوت هر کدام را بیان نمودند. این تحقیق برای بهینه‌سازی طراحی ایرفویل‌های اثر زمین انجام شده بود. در پژوهشی دیگر، باربر و ها^[6] یک مطالعه روی پدیده اثر سطحی انجام دادند. آنها ترکیبی از کار تجربی و حل عددی را به کار بردند. با مشاهده رفتار جریان در حل عددی به موارد و پارامترهایی از جمله شبیه‌سازی حرکت زمین با کمک تسمه نقاله رسیدند که در آزمایش تجربی بایستی در نظر گرفته می‌شد. آنها نیز روی رعایت درست شرایط مرزی در هر دو حالت تجربی و عددی و دیدن اثرات ویسکوزیته تاکید داشتند. رفیع/دین^[7] در سال ۲۰۰۴، یک کار تجربی روی ایرفویل‌های NACA0015,4415,6415 انجام داد. وی تعدادی نقاط فشار روی ایرفویل‌ها ایجاد نمود و فشارهای مربوطه را به دست آورد و به کمک ابزاری مدل را بسیار نزدیک به سطح نگه داشت. نقص کار، در نظر گرفتن لایه مرزی شکل‌گرفته از سطح ساکن زیر مدل و تاثیر آن روی جریان اطراف مدل در پدیده اثر سطحی بود. در سال ۲۰۰۴ در دانشگاه توتوروی ژاپن، بال مثلثی‌شکل را در تونل باد در حالت سه‌بعدی در نزدیک سطح آزمایش کردند و پارامترهای دینامیک بال دلتا شکل را در حالت جریان ناپایا مورد بررسی قرار دادند. ژ/نگ و همکاران^[8] در دانشگاه ساوث‌امپتون، بال دارای فلپ را در نزدیکی سطح در تونل باد مورد آزمایش قرار دادند. آنها دریافتند که در ناحیه‌ای نزدیک به نصف پهنای بال، جریان شبه دوبعدی است. همچنین آنها اثر فلپ و تغییر زاویه آن را در نزدیکی سطح بررسی کردند. اسموتر و سایر^[9] در سال ۲۰۱۱، تحقیقی را روی پدیده اثر سطحی در محیط برنامه FLUENT انجام دادند. آنها شرایط زمین هموار و ناهموار را مدل‌سازی نمودند. این کار روی ایرفویل DHMTU 10-40-2-10-21-5 صورت پذیرفت. طحانی و همکاران^[10] در سال ۱۳۹۳، پژوهشی را در خصوص بررسی عددی اثرات تغییرات هندسه بر مشخصات آیرودینامیک و پایداری استاتیک بال شناور اثر سطحی انجام دادند. آنها با بررسی عددی بال NACA6904 و مقایسه نتایج با آزمون تجربی مشابه در جهان به نتایج مناسبی دست یافتند. آنها تاثیر تغییر زاویه حمله، زمین متحرک یا ثابت، زاویه پیچش، زاویه هفتی، زاویه پسگرایی و نسبت باریک‌شوندگی بال بر پدیده اثر سطحی را مطالعه نمودند.

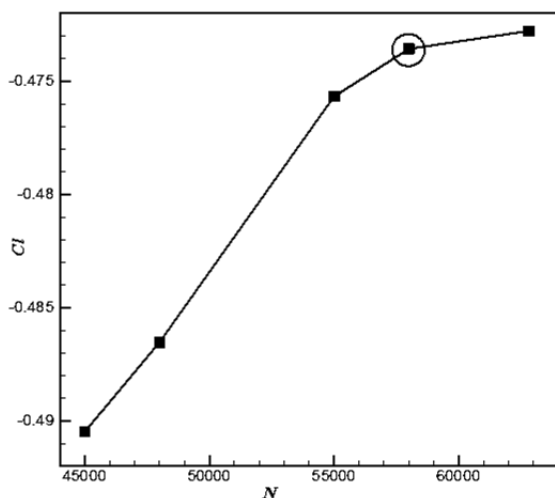
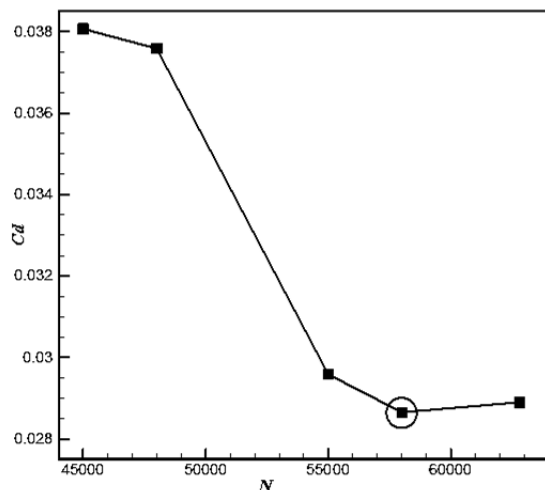
بررسی‌ها نشان می‌دهد عمده پژوهش‌های انجام‌شده در حوزه اثر سطح مربوط به مطالعه اثرات پارامترهای هندسی ایرفویل و پارامترهای جریان بر رفتار آیرودینامیک ایرفویل در حالت استاتیک است. بررسی رفتار آیرودینامیک ایرفویل‌های دارای حرکات نوسانی در مجاور سطح در پژوهش‌های پیشین مد نظر قرار نگرفته است.

۲- تعریف مساله

در این پژوهش به بررسی رفتار آیرودینامیک مقاطع بال دوبعدی دارای حرکت نوسانی پلانچ و در مجاور سطح پرداخته می‌شود. از آنجایی که پرنده‌های اثر سطحی و پرنده‌های دارای مداومت پرواز بالا دارای بال‌هایی با نسبت منطری بالا هستند، ایجاد حرکت‌های نوسانی در بال‌ها به دلیل عدم صلبیت سازه‌ای اجتناب‌ناپذیر است. این حرکت‌ها معمولاً از نوع حرکت‌های پلانچ (بالا و پایین)، تاب یا ترکیب آنها است. ترکیب پدیده‌های حاکم بر این حرکت‌های غیردایم نوسانی و پدیده‌های حاکم بر اثر سطحی می‌تواند رفتار آیرودینامیک بال‌ها را مورد تاثیر قرار دهد و رفتارهای متفاوتی

نمودار ۲ قابل مشاهده است. همان گونه که در نمودار ۲ مشخص است، ضریب فشار حاصل از مدل حل SST k- ω با نتایج یک مطالعه^[11] تطابق خوبی دارد و برای شرایط نزدیک سطح با عدد رینولدز کم مناسب است. بنابراین در این پژوهش از این مدل آشفتگی استفاده خواهد شد.

همچنین برای اعتبارسنجی و صحت‌گذاری روند مدل‌سازی و تعیین صحیح پارامترهای حل، از نتایج موجود در یک مرجع^[12] برای ایرفویل NACA4412 در مجاور سطح استفاده شده است. این ایرفویل یک ایرفویل کم‌بردار با سطح زیرین نسبتاً صاف است. توزیع فشار روی سطوح بالایی و پایینی این ایرفویل در نمودار ۳ با نتایج ارائه شده در یک مطالعه^[12] مقایسه شده است. ایرفویل در فاصله $h/c=0.1$ از سطح و زاویه حمله ۵ درجه قرار گرفته است. تطابق بسیار خوب نتایج در نمودار مشاهده می‌شود. برای نشان دادن اثرات سطح روی توزیع فشار حول ایرفویل، نتیجه مربوط به توزیع فشار حول ایرفویل بدون اثر سطح نیز در نمودار آورده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، در این حالت وضعیت کوبیدگی جریان به سطح زیرین ایرفویل اتفاق می‌افتد و افزایش فشار در سطح زیرین مشاهده می‌شود. این افزایش فشار سطح زیرین باعث افزایش ضریب برآ در مجاور سطح شده که نتایج این تغییرات ضریب برآ، بر حسب فاصله در نمودار ۴ با نتایج مراجع مختلف مقایسه شده است.



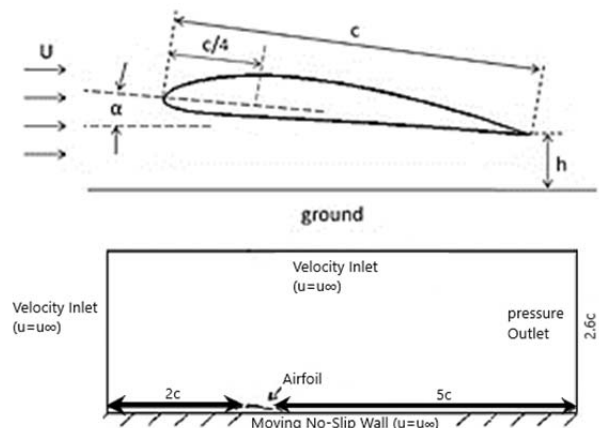
نمودار ۱) بررسی وابستگی جواب به تعداد المان شبکه ($h/c=0.1$, $\alpha=0$, $v=3.5\text{m/s}$)

هندسه ایرفویل‌های مورد مطالعه و نمونه‌ای از شبکه ایجاد شده حول آنها در شکل ۴ نشان داده شده است. شبکه تولید شده دارای شبکه مناسب لایه مرزی روی سطح ایرفویل و سطح مدل زمین بوده و داخل میدان نیز از شبکه بی‌سازمان مثلثی استفاده شده است.

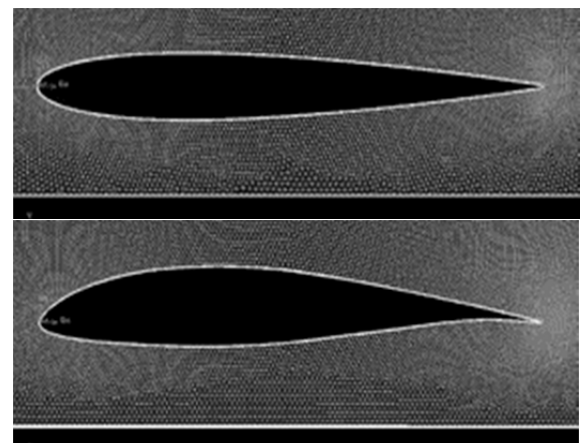
مدل حرکت نوسانی پلانچ ایرفویل نیز مطابق با معادله ۲ است.

$$h = h_0 + h_a \sin(\omega t) \quad (2)$$

که در آن h_a دامنه نوسان حرکت پلانچ (متر) و h_0 مقدار متوسط h است.



شکل ۳) شرایط مرزی و ابعاد محیط حل



شکل ۴) نمونه شبکه‌بندی محیط حل برای ایرفویل NACA0012 و LH37 در زاویه حمله صفر و $h/c=0.1$

۳- مطالعه اثر شبکه، مدل آشفتگی و اعتبارسنجی مدل حل جریان

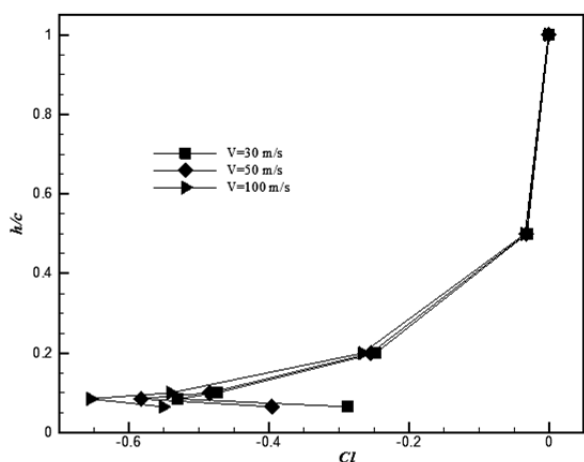
برای صحت‌گذاری بر دقت و کیفیت شبکه تولید شده، چندین شبکه با حجم‌های مختلف حول ایرفویل NACA0012 تولید و پس از حل میدان جریان در شرایط $\alpha=0$, $h/c=0.1$, $v=3.5\text{m/s}$ ، رفتار ضرایب آیرودینامیک برآ و پسا نسبت به تعداد المان‌های شبکه، مطابق با نمودار ۱ مورد ارزیابی قرار گرفت. همان طور که در این نمودار مشاهده می‌شود، ضرایب برآ و پسا از تعداد المان حدود ۵۸۰۰۰ به بعد بدون تغییر است. لذا وابستگی جواب به شبکه از حدود این مقدار المان به بعد تا حد زیادی از بین رفته و این شبکه مناسب برای به‌کارگیری در تحلیل‌های بعدی است.

همچنین در این پژوهش مطالعه‌ای برای انتخاب مدل آشفتگی مناسب برای تحلیل مساله انجام گرفته که خلاصه نتایج آن در

۴- نتایج تحلیل دایم جریان با اثر سطح

به منظور بررسی و تحلیل رفتار آیرودینامیک ایرفویل در حالت نوسان پلانچ و مجاور سطح لازم است، ابتدا رفتار آیرودینامیک آن در مجاور سطح و حالت استاتیکی و رفتار آن در حالت نوسان بدون اثر سطح مورد بررسی قرار گیرد.

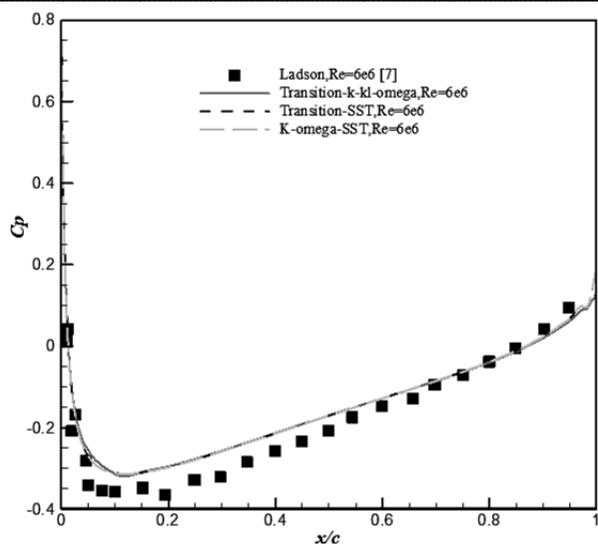
در نمودار ۵، اثر کاهش فاصله تا زمین روی ضریب برای ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله صفر و سرعت‌های مختلف جریان آزاد نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، با توجه به انحنای محدب سطح زیرین این ایرفویل با نزدیک شدن ایرفویل به سطح، وضعیت نازل و نتوری اتفاق می‌افتد و مقدار ضریب برآ که برای این ایرفویل متقارن در زاویه حمله صفر برابر صفر است، به مقادیر منفی کاهش پیدا می‌کند. این روند تا حدود $h/c=0.1$ ادامه می‌یابد، به طوری که مقدار ضریب برآ در سرعت‌های بالا به حدود -0.65 نیز می‌رسد. با نزدیک تر شدن ایرفویل به سطح به تدریج اثرات وضعیت کوبیده شدن جریان به سطح زیرین ایرفویل و افزایش فشار ظاهر می‌شود، به طوری که در نمودار ۵ شاهد افزایش نسبی ضریب برآ هستیم. همچنین همان طور که در این نمودار مشاهده می‌شود، اثرات سرعت جریان در فواصل h/c بالای 0.1 تقریباً ناچیز بوده، اما در فواصل پایین تر اثرات قابل ملاحظه‌ای داشته است، به طوری که با افزایش سرعت جریان وضعیت کوبیده شدن جریان به سطح زیرین و افزایش ضریب برآ با تاخیر بیشتر و در فواصل پایین تر پدیدار می‌شود.



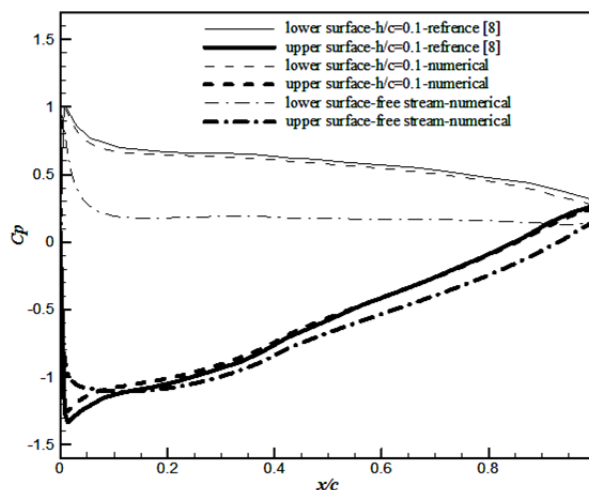
نمودار ۵) ضرایب آیرودینامیک ایرفویل NACA0012 بر حسب h/c در حالت استاتیکی با سرعت‌های مختلف و $\alpha=0$

در نمودار ۶، توزیع فشار روی سطوح بالایی و پایینی ایرفویل در فواصل مختلف نمایش داده شده است. در این نمودار می‌توان اثرات نزدیک شدن ایرفویل به سطح را در قالب کاهش فشار در ناحیه میانی ایرفویل و افزایش فشار در ناحیه نزدیک به لبه حمله، روی سطح زیرین ایرفویل مشاهده نمود. در $h/c=0.065$ شاهد افزایش وسعت ناحیه پرفشار در نزدیک لبه حمله تا $x/c=0.2$ بوده‌ایم که حاصل آن افزایش ضریب برآ نسبت به فاصله $h/c=0.1$ است.

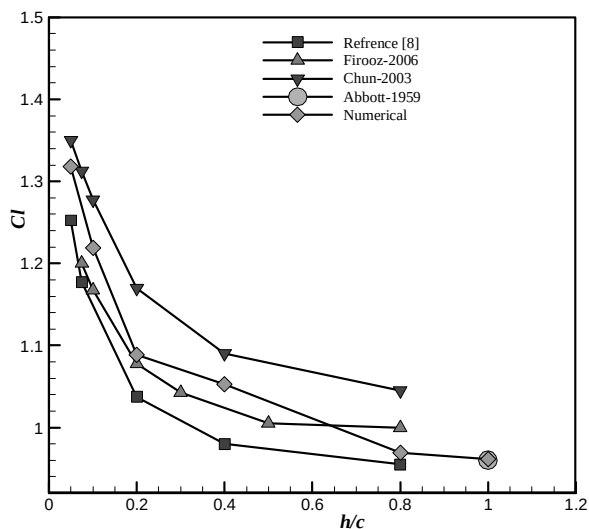
همان طور که در نمودار ۷ مشاهده می‌شود، رفتار منحنی تغییرات ضریب برآ با کاهش ارتفاع تا سطح، برای ایرفویل LH37 نیز تا حدود زیادی مشابه ایرفویل NACA0012 است. تفاوت اصلی بین منحنی‌های این دو ایرفویل در این بوده که در ایرفویل LH37 با توجه به این که سطح زیرین آن تخت تر بوده، در فواصل زیر



نمودار ۶) بررسی وابستگی ضریب فشار به مدل آشفتگی (عدد رینولدز ۶ میلیون و زاویه حمله صفر، بدون اثر سطح)

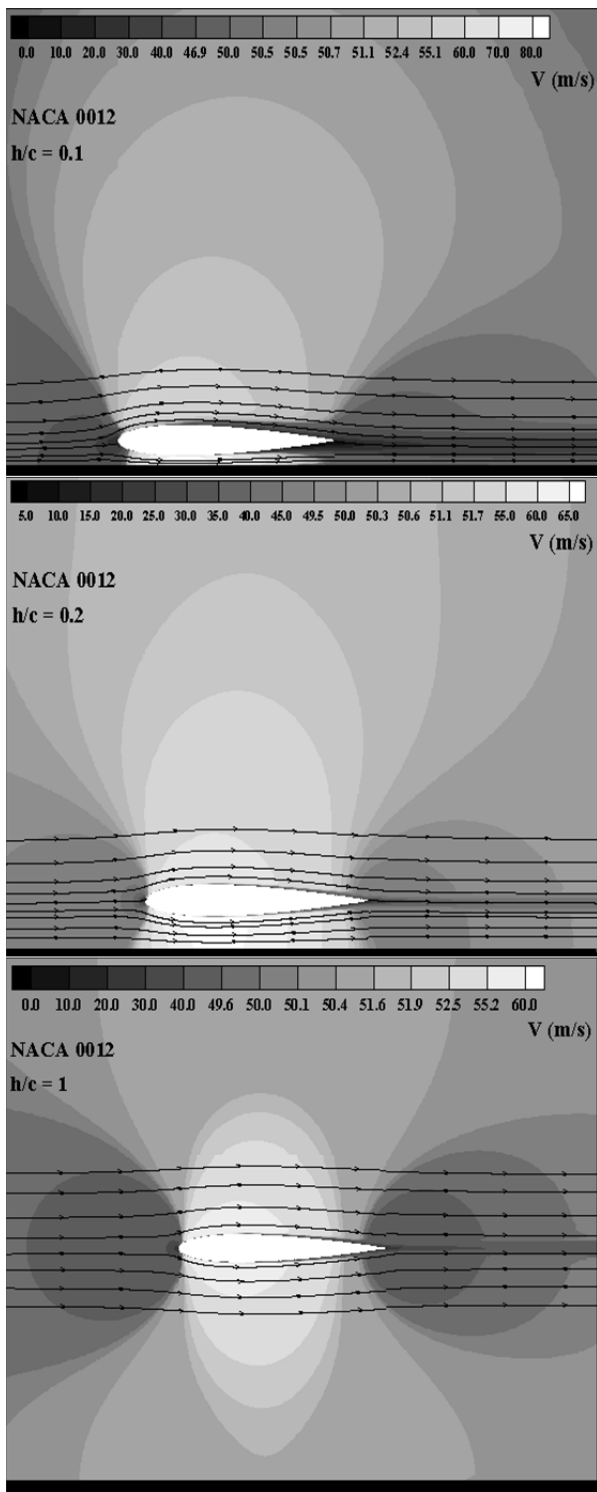


نمودار ۷) مقایسه نتایج حل عددی ایرفویل NACA4412 در حالت $h/c=0.1$ ، زاویه حمله ۵ درجه و $Re=2 \times 10^5$



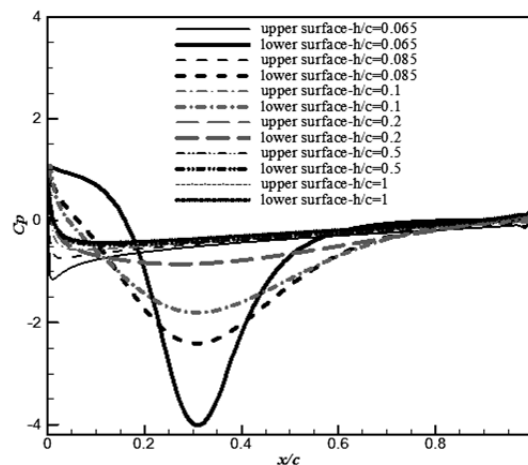
نمودار ۸) مقایسه نتایج حل عددی ایرفویل NACA4412 در زاویه حمله ۵ درجه و $Re=2 \times 10^5$

در شکل ۵، خطوط هم‌تراز سرعت به همراه خطوط جریان حول ایرفویل NACA0012 در فواصل مختلف از زمین ارایه شده است. در این شکل به وضوح می‌توان افزایش سرعت در سطح زیرین ایرفویل را با نزدیک شدن آن به زمین تا $h/c=0/1$ مشاهده نمود. در شکل ۶ نیز خطوط هم‌تراز سرعت حول ایرفویل LH37 آورده شده که نشان‌دهنده پایین‌تر بودن مقدار سرعت در سطح زیرین ایرفویل نسبت به ایرفویل NACA0012 بوده که ناشی از کم‌تر بودن میزان تحدب در منحنی زیرین این ایرفویل است.

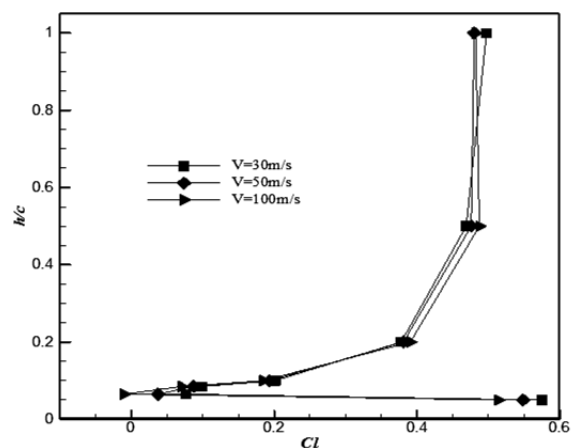


شکل ۵) خطوط هم‌تراز سرعت جریان اطراف ایرفویل NACA0012 در حالت استاتیکی، $\alpha=0$ و $V=50\text{ m/s}$

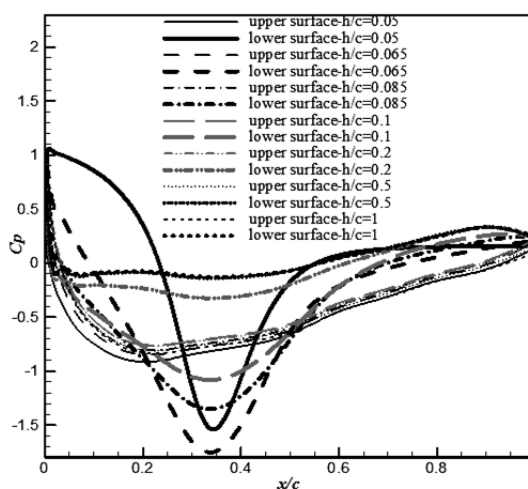
اثر $h/c=0/1$ کوبیده شدن جریان به سطح زیرین ایرفویل شدیدتر بوده، به‌طوری که مقدار ضریب برآ در این نواحی به مقادیر بالاتر از مقدار برآ در حالت بدون اثر سطح رسیده است. در نمودار ۸ نیز توزیع فشار روی سطوح بالایی و پایینی ایرفویل LH37 در فواصل مختلف نمایش داده شده است.



نمودار ۶) ضریب فشار ایرفویل NACA0012 بر حسب h/c در حالت استاتیکی و $\alpha=0$ و $V=30\text{ m/s}$

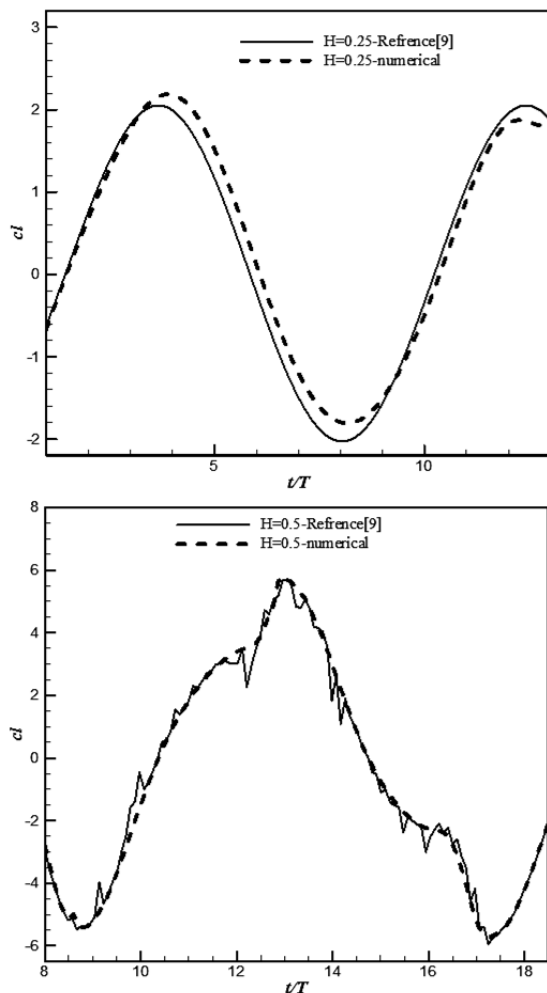


نمودار ۷) ضرایب آیرودینامیک ایرفویل LH37 بر حسب h/c در حالت استاتیکی با سرعت‌های مختلف و $\alpha=0$



نمودار ۸) ضریب فشار ایرفویل LH37 بر حسب h/c در حالت استاتیکی، $\alpha=0$ و $V=30\text{ m/s}$

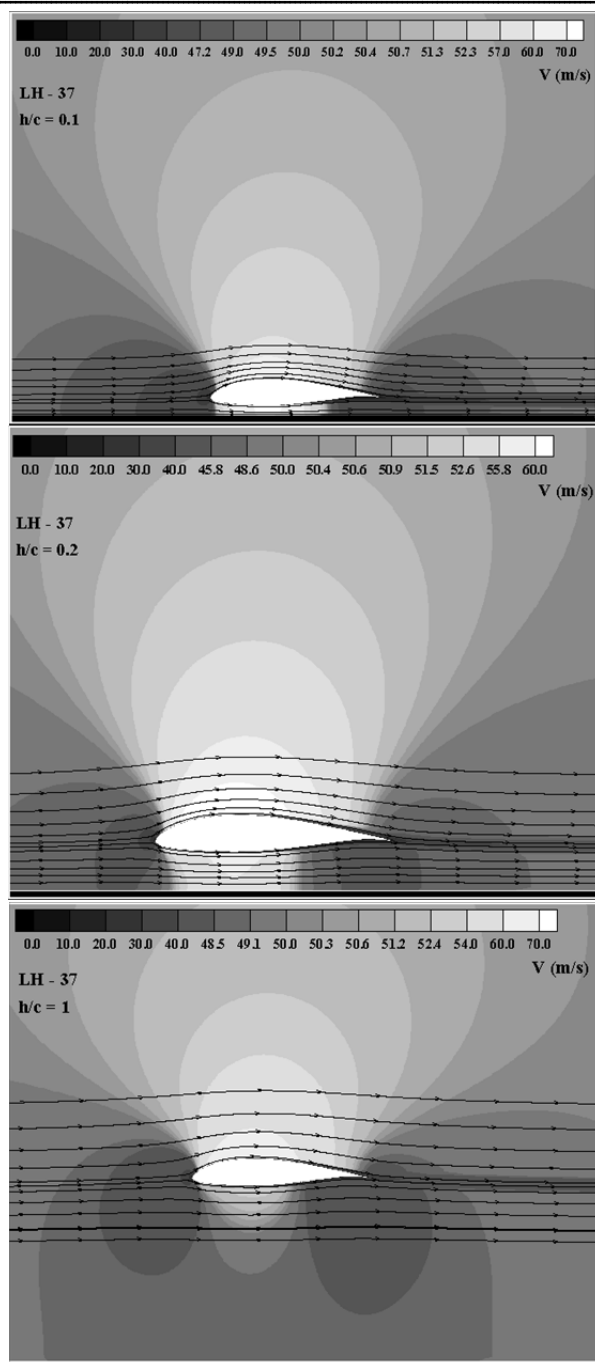
می‌شود، نوسانات ضریب برآ حول مقدار صفر صورت می‌پذیرد. در حرکت رو به بالا، مقدار برآ منفی است و در حرکت رو به پایین، ایرفویل، مقادیر مثبت برآ را تجربه می‌کند. در این نمودار تطابق خوب نتایج به‌دست‌آمده در این پژوهش با نتایج موجود در مراجع فوق [13, 14] مشاهده می‌شود.



نمودار ۹) مقایسه نتایج حل عددی ایرفویل NACA0012 در حرکت پلانچ و حالت $H(\frac{h_0}{c}) = 0.25, 0.5$ و $\alpha = 0^\circ, Re = 2 \times 10^4, k = 2$

۶- تحلیل نتایج حرکت نوسانی پلانچ در مجاور سطح

به‌منظور بررسی اثرات سطح بر رفتار آیرودینامیک ایرفویل در حال حرکت نوسانی پلانچ، میدان جریان حول ایرفویل NACA0012 با فرکانس کاسته $k = 0.207$ و دامنه نوسان $h_a = 0.03$ ، در فواصل مختلف از سطح زمین شامل $0.1, 0.2, 0.5, 1$ ، شبیه‌سازی و نتایج حاصل از آن استخراج شده است. حرکت پلانچ ایرفویل یک حرکت سینوسی مطابق با رابطه ۲ است. در نمودار ۱۰، منحنی تغییرات h بر حسب زمان برای حالت $h_0 = 0.1$ و فرکانس یک‌هرتز و در نمودار ۱۱، منحنی تغییرات زاویه حمله معادل حاصل از این حرکت نوسانی که برابر با h/v_∞ بوده، ارائه شده است. نتایج حاصل از پاسخ آیرودینامیک ایرفویل به این مدل‌های حرکتی، در قالب منحنی تغییرات ضریب برآ نسبت به زمان و برای فواصل مختلف h/c در نمودار ۱۲ مشاهده می‌شوند. در نگاه اول به نتایج، برای فواصل h/c تا 0.2 ، رفتار نوسانی ضریب برآ مشابه منحنی حرکتی آن، حول مقدار متوسط برآ مشاهده می‌شود که با توجه به

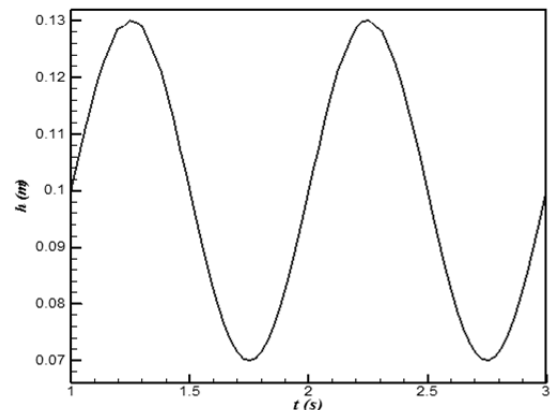


شکل ۱۰) خطوط هم‌تراز سرعت جریان اطراف ایرفویل LH37 در حالت استاتیکی، $\alpha = 0^\circ$ و $v = 50 \text{ m/s}$

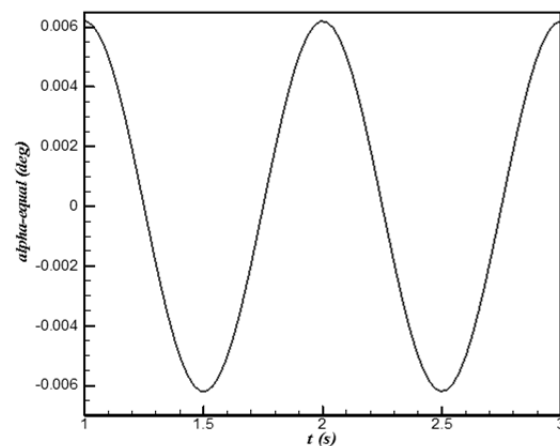
۵- تحلیل و اعتبارسنجی حرکت نوسانی پلانچ

برای صحت‌گذاری بر مدل‌سازی و تعیین صحیح پارامترهای حل حرکت دینامیک پلانچ ایرفویل NACA0012 از نتایج ارائه‌شده در مراجع [13, 14] بدون اثر سطح و در فضای آزاد استفاده شده است. فرکانس کاسته حرکت نوسانی برابر با ۲ بوده و دامنه نوسانات برابر با 0.25 و 0.5 است. منحنی تغییرات ضریب نیروی برآ نسبت به زمان در این دو دامنه در نمودار ۹ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تغییرات ضریب برآ نسبت به زمان نیز متناسب با حرکت نوسانی ایرفویل به‌صورت نوسانی است و دامنه تغییرات آن متناسب با دامنه حرکتی ایرفویل تغییر می‌کند. با توجه به متقارن بودن ایرفویل، مقدار برآی آن در زاویه حمله صفر و در حالت ایستا برابر با صفر است و لذا همان‌طور که مشاهده

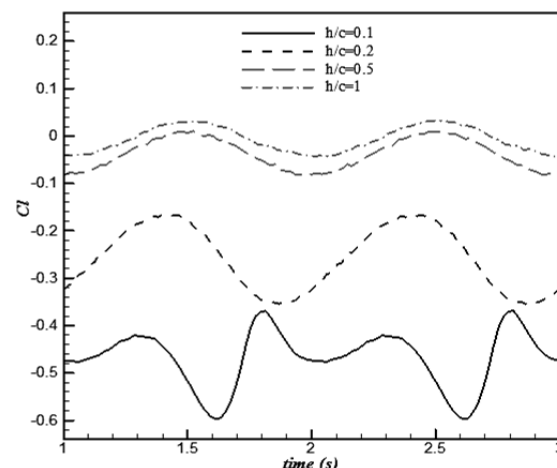
فاصله ایرفویل از منحنی نمودار ۵ به دست می‌آید. با کمی دقت در این منحنی‌ها، تفاوت‌هایی در رفتار آنها با کاهش فاصله ایرفویل تا سطح مشاهده می‌شود که در ادامه به تشریح آن می‌پردازیم.



نمودار ۱۰) روند تغییرات ارتفاع از سطح برای ایرفویل‌ها در حرکت پلانج و $h_a = 0.03 \text{ m}$, $h/c = 0.1$



نمودار ۱۱) روند تغییرات زاویه حمله معادل برای ایرفویل‌ها در حرکت پلانج و $\alpha = 0$, $v = 3 \text{ m/s}$



نمودار ۱۲) تغییرات ضریب نیروی برای ایرفویل NACA0012 در $K = 0.7/2$, $\alpha = 0$, $h_a = 0.03 \text{ m}$ در مقادیر مختلف h/c

هنگام حرکت رو به پایین ایرفویل که مطابق با نمودار ۱۰ از زمان ۱/۲۵ ثانیه شروع می‌شود، در حالت بدون اثر سطح، با افزایش سرعت رو به پایین (مطابق با نمودار ۱۱)، مقدار C_l در جهت مثبت

شروع به افزایش می‌کند و در $h = h_0$ مقدار آن به حداکثر می‌رسد و سپس با کاهش سرعت مقدار آن شروع به کاهش می‌کند و در $h = h_0 - h_a$ مقدار آن صفر می‌شود. اما هنگام نوسان ایرفویل در نزدیک سطح، حین حرکت رو به پایین آن به دلیل افزایش سرعت حاصل از حرکت ایرفویل، برآ تمایل به افزایش دارد و با توجه به پدیده اثر سطح، کاهش برآ می‌بایست اتفاق بیفتد که تلفیق اثرات این دو عامل باعث می‌شود مقدار حداکثر برآ که قبلاً در نقطه h_0 اتفاق می‌افتاد، در این حالت در نقطه‌ای بالاتر اتفاق افتد که این مساله در نمودار ۱۲ به صورت اختلاف فازی که بین نقاط قله C_l وجود دارد مشاهده می‌شود. به طوری که در حالت $h_0 = 1$ (حالت بدون اثر سطح)، مقدار حداکثر C_l در زمان ۱/۵ ثانیه که در آن $h = h_0 = 1$ بوده، اتفاق افتاده است، در حالی که برای حالت $h_0 = 0.2$ مقدار حداکثر برآ در حدود زمان ۱/۴ ثانیه افتاده که در آن h هنوز به مقدار $h_0 = 0.2$ نرسیده و کمی بالاتر از آن است. همچنین مقدار حداقل برآ که در حالت $h_0 = 1$ در حرکت رو به بالا و در جایی که $h = h_0$ بوده، اتفاق افتاده است، در حالت $h_0 = 0.2$ به دلیل این که از یک طرف با افزایش سرعت رو به بالا مقدار C_l تمایل به کاهش داشته است و از طرفی با دور شدن ایرفویل از سطح C_l تمایل به افزایش دارد، تلفیق این دو عامل باعث می‌شود که مقدار حداقل C_l در نقطه‌ای اتفاق افتد که ایرفویل در حرکت رو به بالای خود هنوز به $h = h_0$ نرسیده است. این موضوع نیز به وضوح در نمودار ۱۲ مشاهده می‌شود، به طوری که در حالت $h_0 = 1$ ، مقدار حداقل برآ در $t = 2 \text{ s}$ اتفاق افتاده که در آن $h = h_0$ است، در حالی که در حالت $h_0 = 0.2$ مقدار آن در $t = 1.85 \text{ s}$ اتفاق افتاده، جایی که $h < h_0$ است. در واقع در بازه زمانی $t = 1.85 \text{ s}$ تا $t = 2 \text{ s}$ اثر افزایش C_l به دلیل دور شدن ایرفویل از دیواره به اثرات کاهش آن به دلیل افزایش سرعت رو به بالای ایرفویل، غالب شده است و عملاً در این بازه زمانی به جای کاهش برآ تا میزان حداقل آن که در حالت $h_0 = 1$ اتفاق می‌افتد، با افزایش نسبی برآ مواجه می‌شویم.

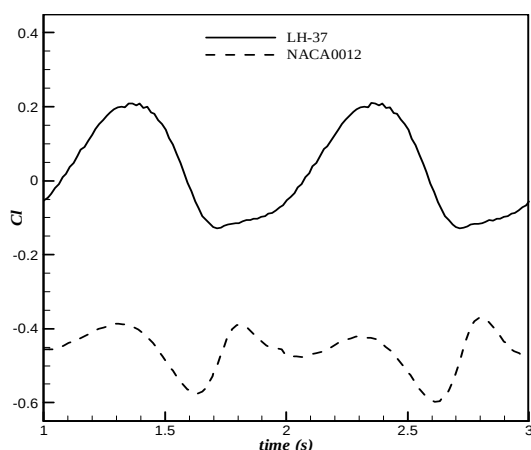
از طرفی همان طور که در نمودار ۱۲ مشاهده می‌شود، ترکیب اثر تغییرات ضریب برآ حاصل از حرکت ایرفویل و اثر تغییرات ناشی از مجاورت سطح به گونه‌ای است که شاهد افزایش دامنه تغییرات منحنی نوسانی برآ، با کاهش h_0 یا به عبارتی نزدیک شدن ایرفویل به سطح هستیم.

آنچه تا این جا بیان شد مربوط به رفتار منحنی C_l بر حسب زمان تا حالت $h_0 = 0.2$ بود. برای حالت $h_0 = 0.1$ ، همان طور که در نمودار ۱۲ مشاهده می‌شود، رفتار کمی متفاوت است. دلیل این تفاوت آن است که با توجه به آنچه در تحلیل استاتیک بیان شد، ایرفویل NACA0012، مطابق با نمودار ۵، در فواصل سطح کمتر از ۰/۱ رفتار متفاوتی را از خود نشان می‌دهد و عملاً شاهد افزایش نسبی ضریب برآ در این ناحیه به دلیل اثر سطح هستیم. اثر این تغییر رفتار در منحنی تغییرات زمانی C_l ، در حرکت پلانج مشاهده می‌شود. همان طور که در نمودار ۱۲ دیده می‌شود، مشابه حالت $h_0 = 0.2$ ، مقدار حداکثر برآ در حرکت رو به پایین با یک اختلاف فاز به جای این که در $t = 1/5 \text{ s}$ اتفاق افتد، در $t = 1/3 \text{ s}$ اتفاق افتاده است که نسبت به حالت $h_0 = 0.2$ نیز حدود ۰/۱ ثانیه اختلاف فاز وجود دارد. پس از آن در حرکت رو به پایین به دلیل غالب شدن اثر سطح، کاهش برآ را در منحنی آن مشاهده می‌کنیم. این کاهش تا $t = 1/5 \text{ s}$ که در آن $h = h_0 = 0.1$ بوده، ادامه داشته و پس از آن نیز تا حدود $t = 1/6 \text{ s}$ که عملاً در آن زمان مقدار h کمتر از ۰/۱ شده است، ادامه پیدا می‌کند. از زمان $t = 1/6 \text{ s}$ به بعد همان طور که در نمودار ۱۲

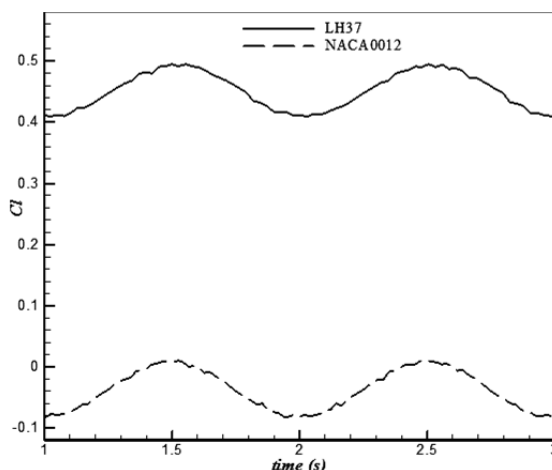
نمودارهای ۱۶ و ۱۷ به خوبی می‌توان اثرات نزدیکی به سطح را روی توزیع فشار حول ایرفویل به خوبی مشاهده نمود. در تمامی زمان‌های نشان داده شده، سطح بالایی ایرفویل ضریب فشار بیشتری را نسبت به سطح پایینی دارد و این به دلیل وجود پدیده اثر سطح است. اما همان گونه که در نمودار ۱۷ مشاهده می‌شود، بیشترین اثر مجاورت ایرفویل با سطح روی توزیع فشار سطح پایینی ایرفویل بوده، به طوری که اثر ونتوری باعث افت فشار روی بخش‌هایی از سطح پایینی به میزانی بسیار بیشتر از وضعیت بدون اثر سطح شده است. این اختلاف فشار روی سطوح بالایی و پایینی ایرفویل، همان طور که در نمودار ۱۲ مشاهده می‌شود، باعث شده است که ضریب برآی ایرفویل در تمام زمان‌ها دارای مقادیر منفی باشد. همچنین مطابق با نمودار ۱۷، در ثانیه ۱/۷۵ که ایرفویل در پایین‌ترین نقطه در مسیر حرکت خود قرار گرفته، به دلیل ایجاد کوبیدگی جریان در قسمت جلوی سطح پایینی ایرفویل یک افزایش فشار اتفاق افتاده که نسبت به سایر زمان‌ها کاملاً مشهود است.

به منظور مقایسه بهتر توزیع فشار در زمان‌های مختلف، در نمودار ۱۸، این توزیع فشار به صورت مجزا برای هر زمان در دو حالت بدون اثر سطح و حالت $h/c=0.1$ مقایسه شده است.

در نمودار ۱۹، تغییرات ضریب فشار ناشی از حرکت پلانچ در $h/c=0.1$ در امتداد وتر ایرفویل LH37 در سطوح بالا و پایین به طور مجزا نشان داده شده است.



نمودار ۱۳) بررسی اثرات خمیدگی ایرفویل بر رفتار ضریب برآ در $h/c=0.1$ ، $ha=0.03m$ و $\alpha=0.7^\circ$



نمودار ۱۴) بررسی اثرات خمیدگی ایرفویل بر رفتار ضریب برآ در $h/c=0.1$ ، $ha=0.03m$ و $\alpha=0.7^\circ$

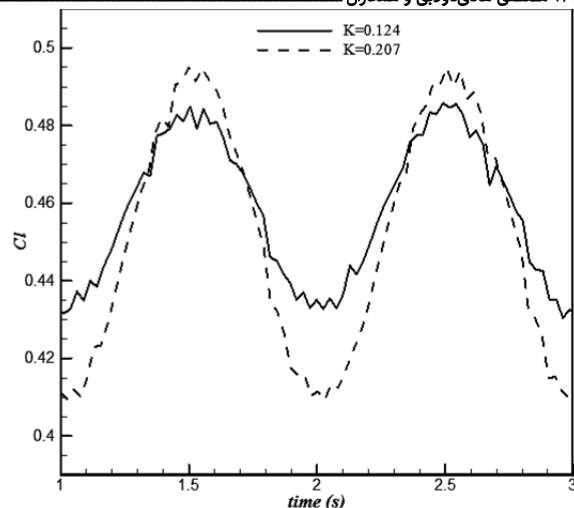
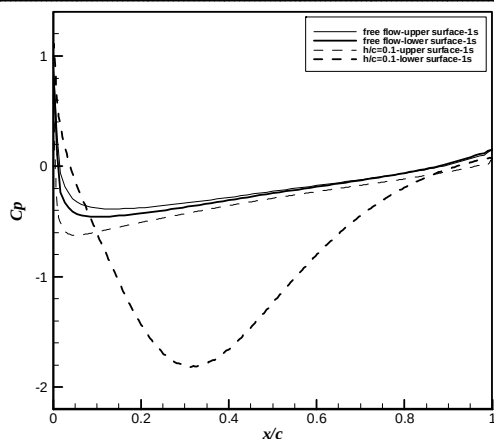
مشاهده می‌شود، با توجه به این که ایرفویل به حدی به سطح نزدیک می‌شود که اثر سطح از وضعیت نازل ونتوری و کاهش برآ به وضعیت برخورد جریان به سطح زیرین و افزایش نسبی برآ تغییر ماهیت می‌دهد، با افزایش نسبی ضریب برآ مواجه هستیم. این افزایش نسبی برآ تا حدود ثانیه ۱/۷۵ که ایرفویل در پایین‌ترین نقطه خود قرار می‌گیرد، ادامه دارد. پس از آن حرکت رو به بالای ایرفویل آغاز می‌شود که قاعدتاً می‌بایست با کاهش ضریب برآ همراه باشد، اما به دلیل غالب بودن اثرات سطح همچنان افزایش آن با شیب کمتری تا ثانیه ۱/۸ ادامه یافته و از این زمان به بعد است که با افزایش اثرات حاصل از حرکت رو به بالای ایرفویل و غالب شدن آن به اثرات سطح، کاهش ضریب برآ را شاهد هستیم. این کاهش برآ تا حدود ثانیه ۲/۰۵ ادامه پیدا می‌کند، به طوری که بر خلاف حالت $h_0=0.2$ که حداقل ضریب برآ قبل از رسیدن ایرفویل به نقطه $h=0.2$ اتفاق می‌افتاد، در این حالت مقدار حداقل برآ در نقطه‌ای اتفاق می‌افتد که ایرفویل کمی از نقطه $h=h_0=0.1$ بالاتر رفته است. نکته جالب توجه دیگر آن است که همان طور که در نمودار ۱۲ مشاهده می‌شود، اثرات افزایش برآ ناشی از حرکت رو به پایین ایرفویل و افزایش حاصل از اثر سطح باعث شده است تا مقدار حداکثر ضریب برآ در زمان $t=1/AS$ حتی از مقدار حداکثر به دست آمده در زمان $t=1/3S$ هم بیشتر شود.

در نمودارهای ۱۳ و ۱۴ اثرات خمیدگی ایرفویل و نیز شکل منحنی سطح زیرین ایرفویل بر نحوه تغییرات C_l در طول حرکت نوسانی در مجاورت سطح، براساس مقایسه رفتار آیرودینامیک ایرفویل‌های LH37 و NACA0012 در دو فاصله مختلف از سطح نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود پاسخ آیرودینامیک این دو ایرفویل تقریباً دارای رفتار مشابهی بوده است، با این تفاوت که با توجه به خمیدگی موجود در ایرفویل LH37 نسبت به ایرفویل NACA0012، مطابق با نمودارهای ۱۳ و ۱۴، یک انتقال در منحنی تغییرات برآ به سمت مقادیر مثبت برآ اتفاق افتاده است.

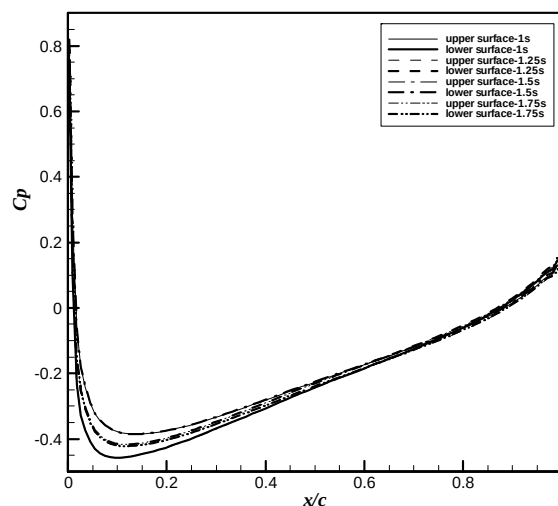
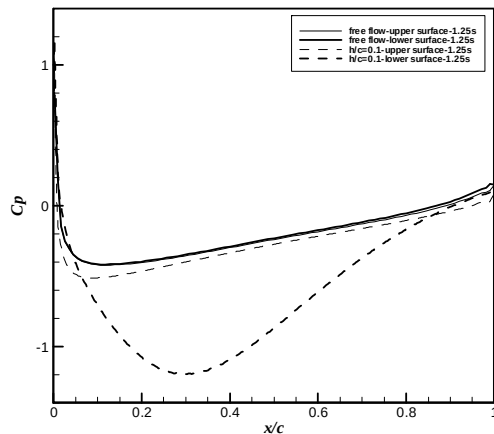
در نمودار ۱۵ نیز اثر تغییر فرکانس کاسته روی منحنی C_l مربوط به حرکت نوسانی ایرفویل LH37 در مجاور سطح نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود اثر فرکانس کاسته روی دامنه نوسان ضریب برآ بوده، به طوری که با تغییر فرکانس کاسته، تنها تغییر اندکی در دامنه نوسانات ایجاد شده است.

در نمودار ۱۶، تغییرات ضریب فشار ناشی از حرکت پلانچ در جریان آزاد بدون تأثیر پدیده اثر سطح در امتداد وتر ایرفویل NACA0012 در سطوح بالا و پایین به طور مجزا نشان داده شده است. در آغاز حرکت رو به بالا در ثانیه یک، فشار سطح زیرین ایرفویل کمتر از سطح بالایی است که مطابق با نمودار ۱۲ منجر به تولید برآی منفی می‌شود. در ثانیه ۱/۲۵ که ایرفویل در بالاترین ارتفاع خود قرار گرفته، توزیع فشار روی سطوح ایرفویل تقریباً برابر شده است که نیروی برآی صفر را به همراه دارد. در ثانیه ۱/۵ که ایرفویل در حال حرکت به سمت پایین بوده و در موقعیتی مشابه با ثانیه یک بوده، دارای توزیع فشار مشابه ولی برعکس ثانیه یک است. بدین صورت که در این حالت، فشار سطح پایینی ایرفویل بیشتر از سطح بالایی بوده و منجر به تولید نیروی برآی مثبت شده است. در ثانیه ۱/۷۵ که ایرفویل به پایین‌ترین نقطه خود رسیده، مجدداً توزیع فشار روی سطوح ایرفویل، برابر شده است.

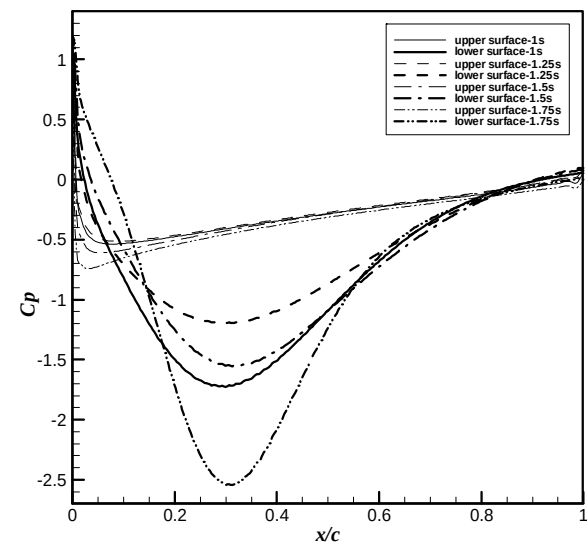
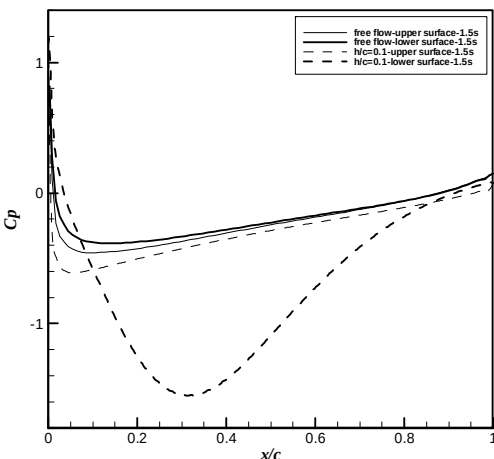
برای مقایسه رفتار توزیع فشار روی سطوح ایرفویل بدون اثر سطح و در مجاور سطح در نمودار ۱۷، تغییرات ضریب فشار ناشی از حرکت پلانچ در $h/c=0.1$ در امتداد وتر ایرفویل NACA0012 در سطوح بالا و پایین به طور مجزا نشان داده شده است. با مقایسه



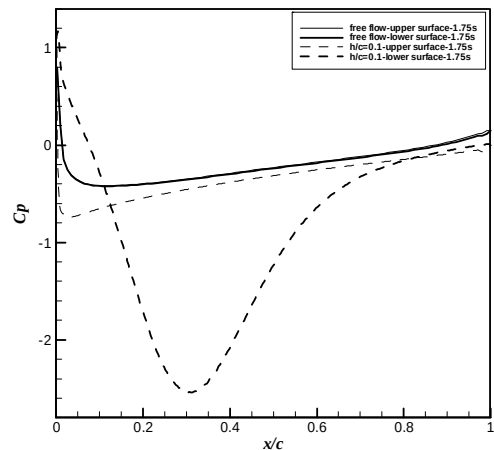
نمودار ۱۵) بررسی اثرات تغییر در فرکانس کاسته (k) بر تغییرات ضریب برای ایرفویل LH37 در حالت $h/c=0.5$ ، $\alpha=0$ ، و $ha=0.3m$ در مقادیر k مختلف



نمودار ۱۶) ضریب فشار سطوح بالا و پایین ایرفویل NACA0012 در $K=0.7$ ، $ha=0.3m$ ، $\alpha=0$ و زمان‌های مختلف بدون اثر سطح



نمودار ۱۷) ضریب فشار سطوح بالا و پایین ایرفویل NACA0012 در $h/c=0.1$ ، $K=0.7$ ، $\alpha=0$ ، و $ha=0.3m$ و زمان‌های مختلف



نمودار ۱۸) مقایسه ضریب فشار سطوح بالا و پایین ایرفویل NACA0012 در $h/c=0.1$ و جریان آزاد در $K=0.7$ ، $\alpha=0$ ، و $ha=0.3m$ و زمان‌های مختلف

investigation of two-dimensional and three-dimensional biplanes operating in the vicinity of a free surface. Journal of Marine Science and Technology. 2013;18(1):12-31.

2- Lu H, Lua KB, Lim TT, Yeo KS. Ground effect on the aerodynamics of a two-dimensional oscillating airfoil. Experiments in Fluids. 2014;55:1787.

3- Halloran M, O'Meara S. Wing in ground effect craft review [Internet]. Melbourne: Defence Science and Technology Organization; 1999. Available from: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a361836.pdf>

4- He Y. Shape optimization of airfoils without and with ground effect using a multi-objective genetic algorithm [Dissertation]. Saint Louis: Washington University in St. Louis; 2014.

5- Moore N, Wilson PA, Peters AJ. An investigation into wing in ground effect airfoil geometry. RTO SCI Symposium on Challenges in Dynamics, System Identification, Control and Handling Qualities for Land, Air, Sea and Space Vehicles, 13-15 May; 2002.

6- Barber T, Hall S. Aerodynamic ground effect: A case study of the integration of CFD and experiments. International Journal of Vehicle Design. 2006;40(4):299-316.

7- Rafiuddin AM. Flow over thick airfoil in ground effect-an investigation on the influence of camber. 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 29 August- 3 September 2004, Yokohama, Japan. Edinburgh: Optimage Ltd; 2004.

8- Zhang X, Zerihan J. Aerodynamics of a double-element wing in ground effect. AIAA Journal. 2003;41(6):1007-1016.

9- Smuts EM, Sayers AT. CFD Study of a wing in close proximity to a flat and wavy ground plane. R & D Journal of the South African Institution of Mechanical Engineering. 2011;27:1-9.

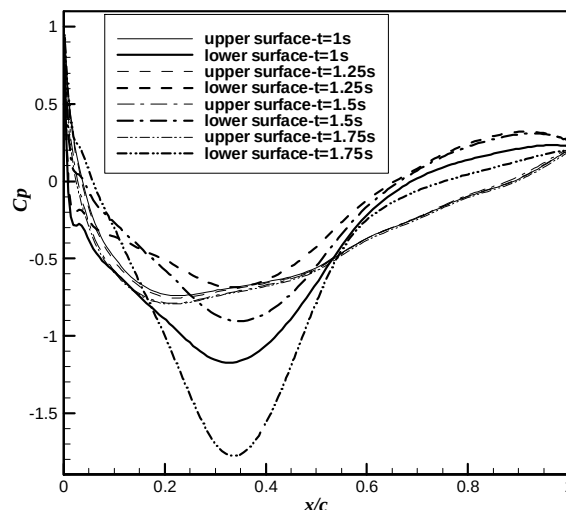
10- Tahani M, Harghandest A, Sabour MH. Numerical investigation of influence geometry variation on the aerodynamic characteristics and static stability of Wing In Ground Effect. Journal of Solid and Fluid Mechanics. 2014;4(2):75-87. [Persian]

11- Ahmed T, Amin MT, Islam SMR, Ahmed Sh. Computational study of flow around a NACA 0012 wing flapped at different flap angles with varying mach numbers. Global Journal of Research In Engineering. 2013;13(4-J):5-16.

12- Ockfen AE, Matveen KI. Numerical study of wing aerodynamics in ground proximity. ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 31 October- 6 November, 2008, Boston, Massachusetts, USA; 2008.

13- Ashraf MA, Young J, Lai JCS. Effect of airfoil thickness, camber and reynolds number on plunging airfoil propulsion. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5-8 January, 2009, Orlando, Florida. Plymouth: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2009.

14- Tuncer IH, Platzer MF. Thrust generation due to airfoil flapping. AIAA Journal. 1996;34(2):324-331.



نمودار ۱۹) ضریب فشار سطوح بالا و پایین ایرفویل LH37 در $h/c=0.1$ و زمان‌های مختلف $ha=0.03m$, $\alpha=0$, $K=0.7/2$

۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش رفتار آیرودینامیک مقاطع دوبعدی بال متقارن و نامتقارن در مجاور سطح به‌صورت استاتیک و دینامیک بررسی شده است. نتایج استاتیک بیانگر آن است که برای ایرفویل‌هایی که دارای سطح زیرین محدب هستند، کاهش ارتفاع از سطح می‌تواند اثرات متفاوتی را روی ضریب نیروی برآ داشته باشد. برای ایرفویل‌های بررسی‌شده در این پژوهش یعنی NACA0012 و LH37، این اثر تا $h/c=0.1$ به‌صورت کاهش ضریب برآ و برای مقادیر کمتر از آن افزایش نسبی آن است.

در حرکت پلانچ ایرفویل‌های ذکرشده، پاسخ آیرودینامیک در قالب ضریب برآ به‌صورت نوسانی با دامنه و فرکانسی متناسب با دامنه حرکتی و فرکانس کاسته نوسان است. هنگامی که حرکت پلانچ ایرفویل در مجاور سطح انجام شود، با تغییراتی در رفتار آیرودینامیک آن نسبت به حالت بدون اثر سطح مواجه می‌شویم. این تغییرات عمدتاً در قالب تغییر در دامنه نوسان ضریب برآ و اختلاف فاز در موقعیت ایجاد حداقل و حداکثر ضریب برآ نسبت به حالت بدون اثر سطح است.

تشکر و قدردانی: موردی بیان نشده است.

تأییدیه اخلاقی: موردی بیان نشده است.

تعارض منافع: موردی بیان نشده است.

سهم نویسندگان: مصطفی هادی‌دولابی (نویسنده اول)، پژوهشگر کمکی/نگارنده بحث (۳۵٪)؛ مهدی بختیاری‌فر (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی (۵۰٪)؛ سیدحسین ساداتی (نویسنده سوم)، روش‌شناس (۱۵٪)

منابع مالی: موردی بیان نشده است.

منابع

1- Liang HY, Zhou L, Zong Z, Sun L. An analytical