



## بررسی اثر سطح بر آیرودینامیک بالواره نزدیک دیواره در جریان نوسانی

علی حیدری<sup>۱\*</sup> و احد عابدینی اسفهلانی<sup>۲</sup>

<sup>۱</sup> استادیار، مرکز تحقیقات راهبردی انرژی و توسعه پایدار، واحد سمنان، دانشگاه آزاد اسلامی، سمنان، ایران

<sup>۲</sup> استادیار، گروه مکانیک، واحد سمنان، دانشگاه آزاد اسلامی، سمنان، ایران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۱۰/۱۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۴/۰۷/۱۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۹/۲۲

### چکیده

هنگامی که یک بال در نزدیکی یک سطح دیواره قرار می‌گیرد، دو پدیده رخ می‌دهد. یکی افزایش برآ و دیگری کاهش پسا که در نهایت، موجب افزایش نسبت برآ به پسا می‌شود. این پدیده به نام اثر سطح یا اثر زمین شناخته می‌شود. در این مقاله، یک شبیه‌سازی دو بعدی برای جریان‌های نوسانی در اطراف یک بالواره در نزدیک زمین انجام شده است. تاثیر فاصله بالواره، سرعت جریان نوسانی، فرکانس‌های مختلف و اثر متقابل هر کدام بر یکدیگر در فاصله دور و نزدیک از سطح، روی ضرایب آیرودینامیکی، مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. پس از بررسی استقلال از شبکه و اعتبار سنجی کار حاضر، جریان نوسانی گذرنده از روی بالواره NACA 4412 به کمک نرم افزار فلوئنت شبیه سازی می‌شود. افزایش برآ، در اثر گیر افتادن و فشرده شدن هوا بین سطح زیرین بال و دیواره است. کاهش پسا نیز در اثر جت کنار دیواره به وجود می‌آید که در توزیع فشار دم تاثیر گذاشته و آن را افزایش می‌دهد. در این تحقیق، اثر دامنه و همچنین فرکانس نوسان جریان آزاد ورودی در فواصل مختلف نزدیک به سطح، مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. با توجه به نتایج به دست آمده در حالت ناپایا، با کاهش سرعت جریان آزاد ضریب برآ، افزایش و ضریب پسا کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش فرکانس جریان ورودی، ضریب پسا کاهش می‌یابد.

**کلمات کلیدی:** اثر سطح، جریان نوسانی، فاصله از سطح، ضریب برآ و پسا

## Investigating the ground effect on aerodynamic characteristics of airfoil in oscillatory flow

A. Abedini Esfahlani<sup>2</sup> and A. Heydari<sup>\*1</sup>

<sup>1</sup> Strategic research center of energy and sustainable development, Semnan Branch, Islamic Azad University, Semnan, Iran

<sup>2</sup> Department of Mechanical Engineering, Semnan Branch, Islamic Azad University, Semnan, Iran

### Abstract

When a wing is placed near a wall surface, two phenomena occur. The lift force is increased and the drag force is reduced which will finally lead to high lift to drag ratio. This phenomenon is known as the effect of surface or ground effect. In this study, a two dimensional simulation has been developed to investigate the effect of oscillatory flow around a NACA 4412 airfoil near a wall surface. The effect of wing distance from the surface, the amplitude and frequency of the oscillating flow have been analyzed on the aerodynamic coefficients. The lift coefficient is increased due to the air compression and trapping between the underside of wing and the wall. The drag coefficient is reduced because of wall jet at the trailing edge which increases the back pressure. According to the results obtained in the unsteady case, by reducing the amplitude of free-stream velocity, the lift coefficient is enhanced and the drag coefficient is reduced. Also the drag coefficient decreases due to increasing frequency of the oscillating flow.

**Keywords:** ground effect, oscillatory flow, distance from wall, lift and drag coefficient.

## ۱- مقدمه

پدیده‌ای که از آن با نام پدیده اثر سطح<sup>۱</sup> یا اثر زمین<sup>۲</sup> یاد می‌شود، با پرواز اولین هواپیماها در سال‌های قبل از ۱۹۲۰ میلادی، توسط خلبانان گزارش شد. این گزارشات نشان می‌داد که عموماً هنگام فرود و برخاست بویژه در هواپیماهای بال پایین، نیروی پسا کاهش و نیروی برآ افزایش می‌یابد. در اولین تحقیق، وایزلبرگر<sup>۳</sup> [۱] اثر سطح را مورد بررسی تجربی و تئوری قرار داد. سپس رید<sup>۴</sup> [۲] به منظور تکمیل کارهای وایزلبرگر، هواپیمای واقعی VE-7 را در ارتفاع بالا و در فاصله ۵ فوتی از زمین مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که نیروی درگ وارد بر هواپیما در نزدیکی سطح کاهش پیدا کرد. ژانگ<sup>۵</sup> و ژریان<sup>۶</sup> و همکاران [۳] در دانشگاه ساوثامپتون، بال دارای فلپ را در نزدیکی سطح در تونل باد، مورد آزمایش قرار دادند. آنها دریافتند که در ناحیه نزدیک نصف پهنای بال، جریان شبه دوبعدی است. آنها همچنین اثر فلپ و تغییر زاویه آترا در نزدیکی سطح بررسی کردند. احمد<sup>۷</sup> و شارما<sup>۸</sup> [۴ و ۵] در دانشگاه سووا در فیجی، بالواره NACA0015 را در تونل باد در حالت دو بعدی در نزدیک سطح بررسی کرده و توزیع فشار روی ایرفویل، ضریب برآ، ضریب پسا، توزیع سرعت و توزیع شدت آشفستگی را در اطراف ایرفویل به دست آوردند. کوازو<sup>۹</sup> و همکاران [۶] در دانشگاه توتورو ژاپن، بال مثلی شکل را در تونل باد در حالت سه بعدی در نزدیک سطح آزمایش کرده، پارامترهای دینامیکی بال دلتا شکل را در حالت جریان ناپایا، مورد بررسی قرار دادند. تاکاهیشا<sup>۱۰</sup> و همکارانش [۷] در دانشگاه توکیو ژاپن، بال محدود با مقطع NACA6412 را در تونل باد آزمایش کردند. آنها اثرات تغییر فاصله و زاویه حمله را در حالت پایا و ناپایا، مورد بررسی قرار دادند. اثر جریان‌های ثانویه و گردابه‌های تولید شده در نوک

بال در نزدیکی سطح زمین، توسط کلیمنت<sup>۱۱</sup> و همکاران [۸] در سال ۲۰۰۶ بررسی شد. آبراموفسکی<sup>۱۲</sup> [۹]، یک حل عددی دو بعدی حول بالواره کنار دیواره بصورت لزج انجام داد و به عنوان نتیجه کار یک رابطه بین اثر زمین و آیرودینامیک بالواره ارائه داد.

پارک<sup>۱۳</sup> و لی<sup>۱۴</sup> [۱۰] در دانشگاه هوستو شهر آسان کره، به صورت عددی و سه بعدی تأثیر بالک انتهایی را بر بال‌هایی با نسبت منطری کم انجام دادند. آنها تأثیرات مختلف بالک انتهایی را در زوایای حمله مختلف و ارتفاع مختلف از سطح زمین و تأثیر آن بر پارامترهای مختلف، مثل پایداری را مورد بررسی قرار دادند. پارک و همکاران [۱۱] در دانشگاه هوستو شهر آسان کره، به صورت عددی و دو بعدی به بهینه‌سازی شکل ایرفویل در نزدیکی سطح زمین پرداختند. آنها با در نظر گرفتن ایرفویل NACA0015 به بهینه‌سازی شکل آن در نزدیکی سطح زمین پرداختند. اسمیت<sup>۱۵</sup> [۱۲]، به صورت عددی و تجربی اثر زمین را بر بالواره NACA4412 بررسی کرد. او نشان داد که بجز در فواصل بسیار نزدیک کنار دیواره، کاهش فاصله تا زمین تأثیری بر لیفت نداشته، ولی ضریب درگ را کاهش می‌دهد. او همچنین پایداری بالواره را در فواصل مختلف از سطح به صورت تجربی بررسی کرد. از این مقاله، جهت اعتبار سنجی کار حاضر استفاده شده است. لی و همکاران [۱۳] در حالت سه بعدی به بهینه‌سازی شکل بالواره در کنار سطح زمین پرداختند.

مولینا<sup>۱۶</sup> و ژانگ [۱۴]، رفتار آیرودینامیکی یک بالواره نوسانی در جریان ثابت را تحت اثر زمین بررسی کردند. آنها نشان دادند که در فرکانس‌های پایین اثر زمین بر بالواره مانند یک جریان شبه پایا فرض می‌شود. با افزایش فرکانس، نوسان تغییرات زاویه حمله مؤثر نیز افزایش یافته، نیروهای نوسانی شدیدی به بالواره وارد می‌شود. همچنین آنها نشان دادند که نتایج شان مستقل از عدد رینولدز است. الکایم<sup>۱۷</sup> و همکاران [۱۵]، بصورت تجربی و عددی اثر تغییرات رینولدز، فاصله از

<sup>1</sup> Surface effect

<sup>2</sup> Ground effect

<sup>3</sup> Wieselsberger

<sup>4</sup> Reid

<sup>5</sup> Zhang

<sup>6</sup> Zerihan

<sup>7</sup> Ahmed

<sup>8</sup> Sharma

<sup>9</sup> Kawazoe

<sup>10</sup> Takahisa

<sup>11</sup> Kliment

<sup>12</sup> Abramowski

<sup>13</sup> Park

<sup>14</sup> Lee

<sup>15</sup> Smith

<sup>16</sup> Molina

<sup>17</sup> Al-Kayeim

در این رابطه،  $W$  متغیر وابسته،  $E_i$  و  $F_i$  بردارهای شار جابجائی برای جریان غیر لزج و  $F_v$  و  $E_v$  بردارهای شار لزج هستند.

در حل معادلات، فرض جریان ناپایا و سیال تراکم ناپذیر انجام شده، از روش حجم محدود استفاده شده است که با انتگرال‌گیری از معادلات فوق روی حجم کنترل و استفاده از قضیه گوس و دیورژانس، معادلات گسسته شده، جملات جابه‌جایی از طرح اختلاف بالادست مرتبه دوم بدست آمده اند. مدل آشفتگی استفاده شده، مدل اسپالارت آلماراس بوده که قابلیت مدل کردن هر دو جریان آرام و آشفته را دارد. شرایط مرزی ورودی ( $\rho, T, P, V$ ) از مرز بالا دست تاثیر می‌پذیرد که شرایط جریان آزاد است. شرایط مرزی، در خروج از برونیایی جریان بالا دست بدست می‌آید. روی مرز جسم و روی دیواره زیر سطح جسم، شرط عدم لغزش بوده و سرعت صفر در نظر گرفته می‌شود.

### ۳- تعریف مسئله

در تحقیق حاضر، شبیه سازی جریان نوسانی حول بالواره NACA4412 در نزدیکی سطح زمین انجام شده است. علت انتخاب این بالواره، کاربرد بسیار زیاد آن در طراحی وسایل پرنده است. خلاصه مسئله طراحی و حل شده در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱- خلاصه ای از نحوه تعریف و حل مسئله	
طرح تفاضلی	بالادست مرتبه دوم
رینولدز	$1/1 \times 10^4$
گام زمانی	۰/۰۰۱۲۵
نوع جریان	تراکم پذیر، لزج، ناپایا
معادله سرعت ورودی	$U = \text{const.}$ $V = v \cos(\omega t)$
فرکانس زاویه ای ( $\omega$ )	۵۰، ۲۵ و ۱۰۰ هرتز
دامنه نوسان سرعت ( $v$ ) m/s	۵، ۳، ۱/۵
فاصله از سطح (h)	۰/۰۵C، ۰/۴C و ۰/۸C

جهت بهتر شدن بحث و ارائه نتایج عمومی تر می‌توان پارامترهای نوسانی را بصورت رابطه (۲) بدون بعد کرد.

$$k = \frac{\omega C}{U} \quad (2)$$

که در آن  $k$  فرکانس کاهش یافته نوسان،  $\omega$  فرکانس نوسان،  $C$  طول کورد ایرفویل و  $U$  سرعت جریان آزاد است.

زمین و همچنین زاویه حمله را بررسی کردند. آنها نشان دادند که در زوایای ۴ تا ۸ درجه، زمین بیشترین تاثیر را بر آیرودینامیک بالواره خواهد داشت. یانگ<sup>۱</sup> در بررسی تاثیر امواج، مشخصات آیرودینامیکی پرنده اثر سطح را در سطوح غیر صاف بصورت عددی مورد بررسی قرارداد و با تاثیرات متناوب نیروهای آیرودینامیکی و تغییرات فشار زیر بال مواجه شد [۱۶]. طحانی و همکاران [۱۷]، به بررسی عددی اثرات تغییرات هندسه بر مشخصات آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی بال شناور اثر سطحی پرداختند. آنها نشان دادند که زاویه پیچش مثبت، موجب کاهش پسا و به تاخیر انداختن واماندگی می‌شود و نسبت باریک شونده با افزایش مشخصه آیرودینامیکی در حالت تریلینگ مناسبتر خواهد بود.

با توجه به تحقیقات صورت گرفته تاکنون مشاهده می‌شود که اثر جریان نوسانی بر خورد کننده به بالواره نزدیک سطح بررسی نشده است. در مورد کاربرد آن می‌توان به پرواز میکروپرنده‌گان بال ثابت در نزدیک زمین در هوای طوفانی، فرود هواپیما بر آب در دریاهای امواج و طوفانی و همچنین بلند شدن پهباد از زمین در هوای تندبادی اشاره کرد.

در کار حاضر، یک بالواره<sup>۲</sup> NACA4412 در نزدیکی زمین مدل شده و جریان اطراف آن با حل معادلات ناویر-استوکس به کمک نرم افزار تخصصی 15 Ansys/Fluent تحلیل می‌شود. بعد از بررسی استقلال شبکه و پس از اینکه اعتبار کار عددی حاضر با مدل کردن ایرفویل نزدیک دیواره در جریان ثابت و مقایسه آن با کار تجربی دیگران ارزیابی شد، سرعت جریان ورودی نوسانی شده، اثر دامنه و همچنین فرکانس نوسان جریان آزاد ورودی در فواصل مختلف نزدیک به سطح بررسی می‌شود.

### ۲- معادلات حاکم و روش حل

با توجه به در نظر گرفتن جریان دوبعدی، لزج، تراکم پذیر و ناپایا، فرم دیفرانسیلی معادلات ناویر-استوکس بی بعد شده در مختصات دو بعدی به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x} + \frac{\partial F_i}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \quad (1)$$

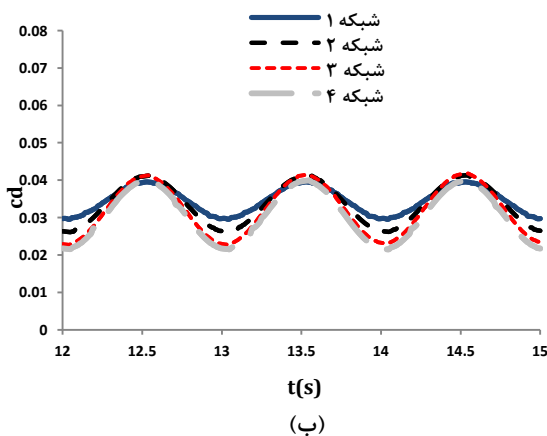
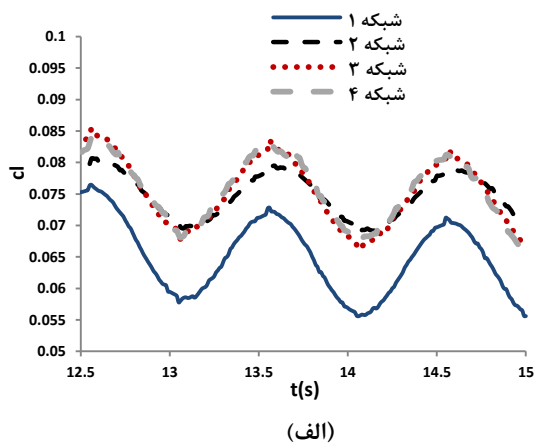
<sup>1</sup> Yang

<sup>2</sup> airfoil

جریان‌های نوسانی ( $U=2$  و  $V=1/5\cos(50t)$ ) در جدول ۲ آمده است. همچنین برای واضح تر بودن شرایط استقلال از شبکه ضرایب  $Cl$  و  $Cd$  لحظه‌ای در این حالت در شکل ۲ نشان داده شده است. واضح است که کوچک شدن ابعاد شبکه از شبکه ۳ به بعد، بر ضرایب برآ و پسا<sup>۲</sup> تأثیری نداشته است.

جدول ۲- استقلال از شبکه

شبکه	تعداد گره‌ها	$\bar{Cl}$
شبکه ۱	۱۷۶۹۹	۰/۰۶۵
شبکه ۲	۳۸۹۲۰	۰/۰۸۵
شبکه ۳	۷۲۴۶۵	۰/۰۹۴
شبکه ۴	۱۳۴۲۸۴	۰/۰۹۴۵



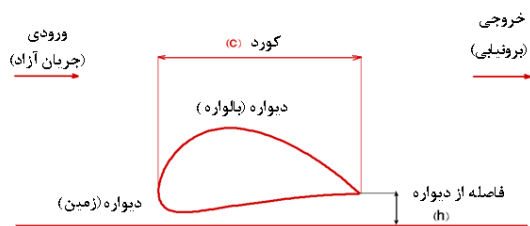
شکل ۲- بررسی اثر تعداد گره‌ها بر نتایج  
(الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

همچنین برای دامنه نوسان سرعت می‌توان از مقدار بدون بعد  $\bar{v} = \frac{v}{U}$  استفاده کرد.

تأثیر فاصله از زمین به ازای فواصل  $h/c=0/4$ ،  $h/c=0/05$  و  $h/c=0/8$  مورد مطالعه قرار گرفته است. لازم به ذکر است، مقطع بالواره ثابت و جریان ورودی نوسانی در نظر گرفته می‌شود. به این منظور، سیال نسبت به محور افقی نوسان داده می‌شود.

جریان نوسانی برای حالت  $[V=v \cos(\omega t), U=2 \text{ m/s}]$  در نظر گرفته شده است که جریان حالت کسینوسی دارد. در این حالت، سرعت راستای افقی ثابت و سرعت در راستای محور عمودی با دامنه‌های بدون بعد  $0/75$ ،  $1/5$  و  $2/5$  و فرکانس‌های کاهش یافته ۱۲، ۲۵ و ۵۰ تغییر می‌کند.

همانطور که گفته شد، در تمامی حالات سطح ایرفویل در فواصل  $h/c=0/4$ ،  $h/c=0/05$  و  $h/c=0/8$  از سطح دیواره بررسی شده است. در کار حاضر، بدین صورت عمل می‌شود که ابتدا استقلال از شبکه و گام زمانی بررسی شده، همچنین اعتبار نتایج گرفته شده سنجیده می‌شود. سپس سرعت‌های ورودی بصورت توضیح داده شده نوسانی می‌شوند. با توجه به شرایط خواص هوا در شرایط استاندارد، عدد رینولدز مربوط به جریان نوسانی براساس سرعت راستای افقی و طول کورد بالواره برابر ۱۱۰۰۰ است. شکل ۱، شماتیک میدان جریان حول بالواره نزدیک سطح را نشان می‌دهد.



شکل ۱- حوزه حل و شرایط مرزی

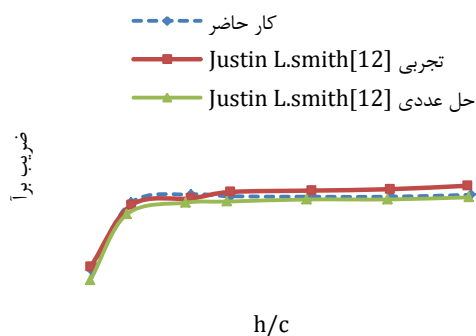
#### ۴- استقلال از شبکه و گام زمانی

جهت بررسی استقلال از شبکه، تعداد گره‌ها و ضریب برآ<sup>۱</sup> متوسط بدست آمده از آنها در زاویه صفر درجه برای یکی از

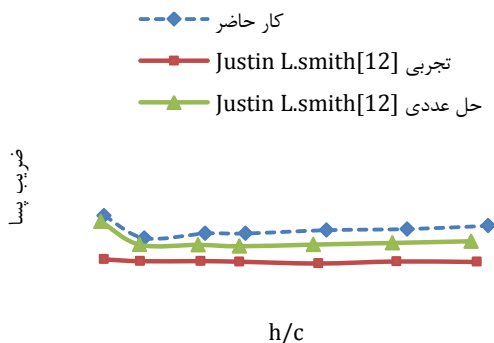
<sup>2</sup> Drag coefficient

<sup>1</sup> Lift coefficient

این ناحیه می‌شود (در جریان‌های شامل آمیختگی شدید آرام فرض کردن جریان اشتباه است). و از آنجا که مدل آشفتگی مورد استفاده، مدل یک معادله‌ای اسپالارت است ممکن است در این ناحیه دقت کافی نداشته باشد؛ بنابراین با نتایج تجربی و عددی بکار رفته با مدل k-w انحراف پیدا می‌کند. همچنین مشاهده می‌شود که در نتایج عددی، ضریب پسا با افزایش ارتفاع، مقداری افزایش می‌یابد، ولی در نتایج تجربی تقریباً ثابت است. به نظر می‌رسد در حالت تجربی با افزایش ارتفاع، تغییری در اختلاف فشار پشت و پیشانی جسم ایجاد نمی‌شود. در عمل شیپوره همگرا و واگرای ایجاد شده در زیر جسم، به یک نسبت فشار پیشانی و دنباله را با افزایش فاصله از سطح تغییر می‌دهد. اما در حل‌های عددی انجام شده، این اختلاف فشار جلو و عقب جسم (در اثر شیپوره همگرا و واگرا) با افزایش فاصله دستخوش تغییر می‌شود و باعث افزایش ضریب پسا با ارتفاع خواهد شد.



(الف)



(ب)

شکل ۳- بررسی اعتبار نتایج بدست آمده در زاویه صفر درجه (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

بنابراین شبکه انتخاب شده شبکه ۳ بوده، نتایج بدست آمده در تمامی حالات از این شبکه‌بندی پیروی می‌کند. استقلال از گام زمانی با گام‌های  $t=0/005$ ،  $t=0/0125$  و  $t=0/005$  بررسی شده، ضرایب برآ و پسا برای این زمان‌ها محاسبه گردید. با توجه به نتایج، گام زمانی استفاده شده در این پژوهش، در تمامی مدل‌های استفاده شده  $t=0/0125$  است.

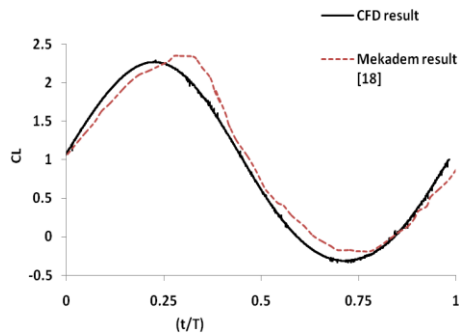
### ۵- اعتبارسنجی

به منظور تایید صحت کار انجام شده در این تحقیق، آزمایش جاستین اسمیت [۱۲] برای اعتبارسنجی در نظر گرفته شده است. در آزمایش انجام شده توسط اسمیت، بالواره نامتقارن NACA4412 در حالت دو بعدی در نزدیک سطح و دور از سطح مطالعه شده، ضریب برآ و پسا در اطراف بالواره در زوایای حمله مختلف و فواصل مختلف از سطح زمین به دست آمده است. همچنین او نتایج تجربی خود را با نتایج حل عددی مقایسه نموده است. طول وتر<sup>۱</sup> مدل بالواره اسمیت، ۰/۱۵ متر است و آزمایش با سرعت جریان هوای ۳/۰۸ متر بر ثانیه در فشار ۱ اتمسفر انجام گرفته است. عدد رینولدز بر مبنای طول وتر  $3 \times 10^4$  است. در شکل ۳، ضرایب برآ و پسا در اطراف بالواره NACA4412 برای زاویه حمله صفر درجه در هفت فاصله مختلف از زمین با داده‌های تجربی به دست آمده از مرجع ذکر شده مقایسه و سازگاری خوبی را نشان می‌دهد.

همچنین کار حاضر در زاویه حمله ۴ درجه اعتبارسنجی شده که نتایج ضرایب برآ و پسا در شکل ۴ آورده شده است. از این نمودار، مشاهده می‌شود که ضریب برآ محاسبه شده دارای دقت بالایی بوده، اما ضریب پسا محاسبه شده با افزایش زاویه حمله از نتایج تجربی فاصله داشته، اما به نتایج عددی مرجع [۱۲] نزدیک است.

انحراف نتایج عددی و تجربی در زوایای حمله بالاتر دیده می‌شود. دلیل این است که با افزایش زاویه حمله، دم ایرفویل به سمت پائین متمایل و جهت جریان تولید شده در پشت جسم و در لبه فرار، باعث آمیختگی بیشتر جریان در

<sup>۱</sup> chord



شکل ۵- مقایسه ضریب برآی لحظه ای در کار حاضر با کار مرجع [۱۲]

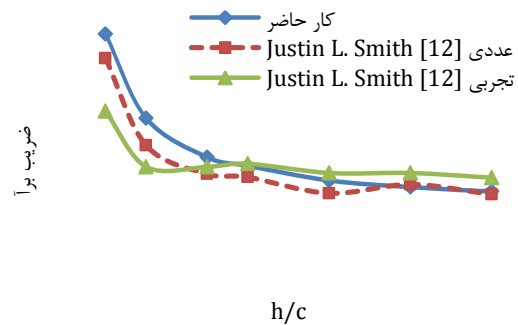
همانطور که مشاهده می‌شود، نتایج حل ناپایا نیز اعتبار خوبی داشته، به نتایج حاصل از کار دیگران نزدیک است. با توجه به موارد بیان شده می‌توان به صحت شبیه سازی عددی اطمینان کرد. در ادامه نتایج عددی به دست آمده مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد. در ضمن چون در زوایای حمله بالاتر، ضریب پسا مقداری انحراف دارد، تحلیل‌های انجام شده در قسمت سرعت نوسانی ورودی در زاویه حمله صفر درجه بررسی خواهد شد.

## ۶- نتایج

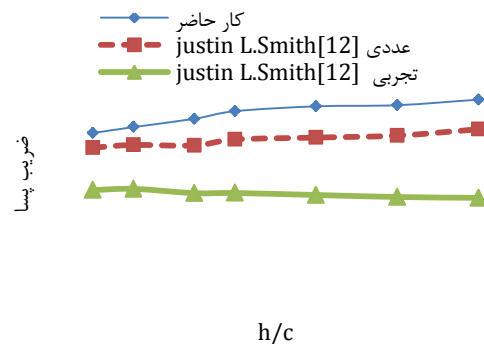
در این قسمت به بررسی و تحلیل نتایج همراه با نوسان جریان ورودی پرداخته می‌شود. مقطع بالواره برای این تحقیق، NACA0012 در نظر گرفته شده است. در این قسمت نتایج مشتمل بر ضرایب برآ و پسا با فرکانس‌ها و سرعت‌های مختلف در فواصل مختلف از سطح ارائه شده است.

### ۶-۱ جریان نوسانی سینوسی (سرعت ورودی راستای $x$ ثابت و راستای $y$ نوسانی)

همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود با شرایط نوسانی  $U=2m/s$  و  $V=1/5\cos(\omega t)$  در ارتفاع  $h/c=0.1/5$ ، افزایش فرکانس کاهیده نوسان سرعت راستای  $y$ ، اولاً باعث کاهش دامنه نوسانات ضریب برآ شده که دلیل آن عدم احساس نوسان جریان توسط سطح ایرفویل با افزایش فرکانس نوسان در کنار سطح است؛ زیرا فرکانس نوسان آنقدر بالاست که جریان بصورت یکنواخت به نظر می‌رسد. ثانیاً باعث کاهش ضریب برآی متوسط می‌شود.



(الف)



(ب)

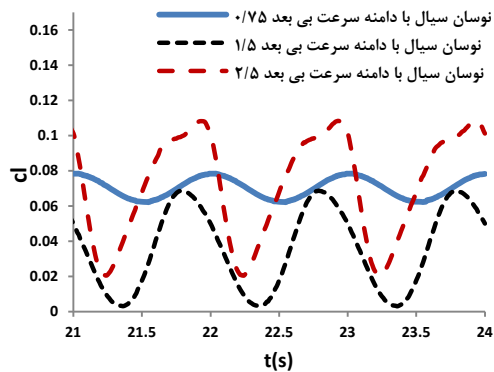
شکل ۴- بررسی اعتبار نتایج بدست آمده در زاویه چهار درجه (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

از طرف دیگر بهتر است، نتایج عددی کار حاضر از نقطه نظر صحت نتایج در حالت ناپایا با نتایج دیگران مقایسه شود. از آنجا که نتایجی در مورد جریان نوسانی برخوردی به ایرفویل ساکن موجود نیست، برای این کار یک ایرفویل NACA0012 در نظر گرفته می‌شود که در جریان با رینولدز ۱۱۰۰۰ بصورت انتقالی نوسان می‌کند. (با آنکه فیزیک مسئله متفاوت است، اما برای تصدیق اعتبار نرم افزار در حالت ناپایا لازم است). شرایط نوسان از جمله فرکانس کاهش یافته نوسان ایرفویل  $2/5$  و دامنه نوسان برابر  $0.25$  کورد در نظر گرفته می‌شود. در این حل، نیاز به فعالسازی شبکه دینامیکی در حوزه حل است. در شکل ۵ ضریب برای لحظه ای در یک نوسان نشان داده شده است و نتایج عددی کار حاضر، با نتایج مرجع [۱۲] مقایسه شده است.

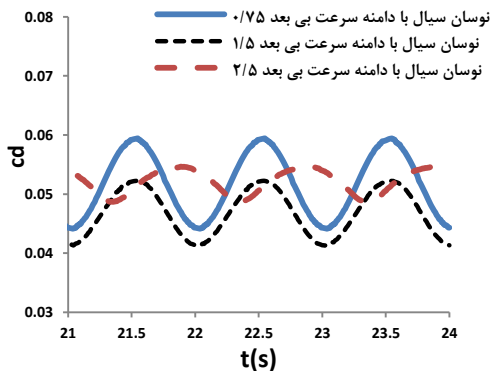
افزایش دامنه نوسان ضریب برآ و کاهش دامنه نوسان ضریب پسا می‌شود.

اما از آنجا که رفتار جریان نوسانی در پائین و بالای ایرفویل متفاوت است، برهم کنش این رفتار می‌تواند تشدید کننده یا خنثی کننده نیروی برآ باشد. در حالت دامنه سرعت بی بعد ۱/۵ ضریب برآ کاهش یافته است و این امر می‌تواند به دلیل برهم کنش خنثی شونده جریان نوسانی بالا و پائین سطح باشد که باعث کاهش برآ می‌شود.

این اتفاق ممکن است به این دلیل بیافتد که نوسانات بالاتر در سطح محصور زیر ایرفویل، باعث افزایش بیشتر سرعت در زیر ایرفویل و کاهش فشار این ناحیه می‌شود. همچنین هنگام نوسان با فرکانس‌های مختلف در محل نقطه سکون و قدرت آن تغییراتی ایجاد خواهد شد. همچنین فرکانس نوسان سرعت راستای  $y$  باعث کاهش اندکی در ضریب درگ می‌شود. البته افزایش بیشتر فرکانس کاهیده از ۲۵، تأثیری در ضریب درگ مینیمم نداشته، ضریب درگ ماکزیمم را مقداری کاهش می‌دهد.



(الف)

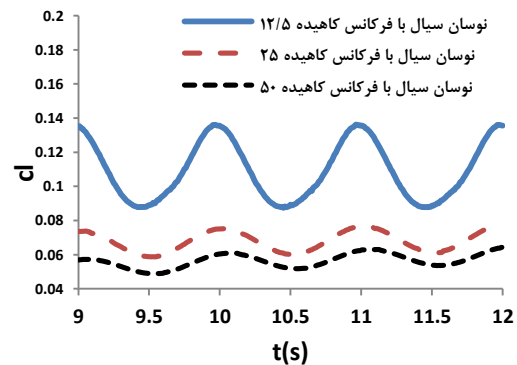


(ب)

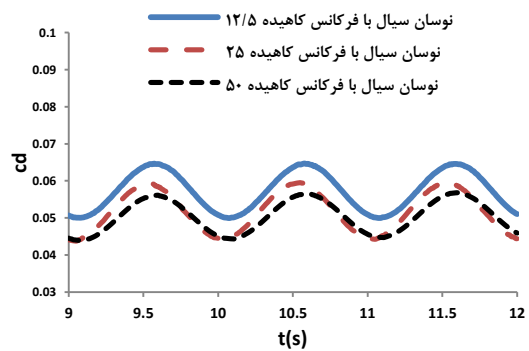
شکل ۷- اثر دامنه سرعت نوسانی مربوط به  $U=2m/s$  و

$$V=v\cos(50t) \text{ در } h/c=0.05 \text{ و فرکانس کاهیده } 25$$

(الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا



(الف)



(ب)

شکل ۸- اثر فرکانس‌های کاهیده مختلف مربوط به

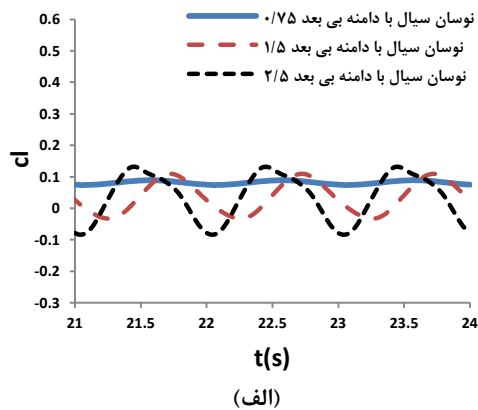
$$U=2m/s \text{ و } V=1/5\cos(\omega t) \text{ در } h/c=0.05$$

(الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

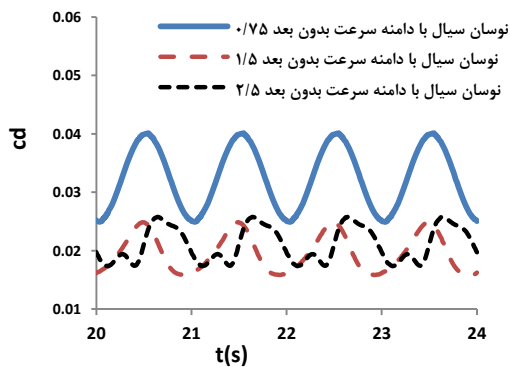
با توجه به شکل ۸ مشاهده می‌شود در ارتفاع بالاتر از سطح  $(h/c=0.08)$ ، افزایش فرکانس کاهیده نوسان سرعت  $v$  در مورد ضریب برآ، باعث کاهش دامنه نوسانات و یکنواخت‌تر شدن نوسان ضریب برآی لحظه‌ای می‌شود (که دلیل آن در توضیح شکل ۷ آمده است). البته در مقایسه با شکل ۷ این

در شکل ۷، اثر تغییر دامنه سرعت نوسانی بی بعد بر ضریب برآ و پسا مشاهده می‌شود. در این شرایط  $(h/c=0.05)$  و فرکانس کاهیده ۲۵، افزایش دامنه سرعت نوسانی، باعث

در شکل ۹، اثر دامنه بی بعد سرعت نوسانی بر ضرائب آیرودینامیکی لحظه‌ای در ارتفاع بالاتر قرارگیری از سطح مشاهده می‌شود. در مقایسه با شکل ۸ در اینجا نیز با افزایش دامنه بی بعد نوسان سرعت، دامنه نوسان ضریب برآ و پسا افزایش یافته، تأخیر فاز بین نقاط ماکزیمم و مینیمم برآ مشاهده می‌شود. تفاوت در این است که دامنه ضریب برآ به مقادیر منفی نیز کشیده شده است و ضریب برآ و پسای متوسط کاهش می‌یابد. دلیل این پدیده، افزایش فاصله از سطح و کاهش فشار متوسط در پایین و افزایش در دم ایرفویل است. همچنین دامنه نوسان ضریب برآ با افزایش دامنه نوسان سرعت در فاصله‌های بالاتر از سطح بدلیل عدم محدودیت سطح افزایش می‌یابد.



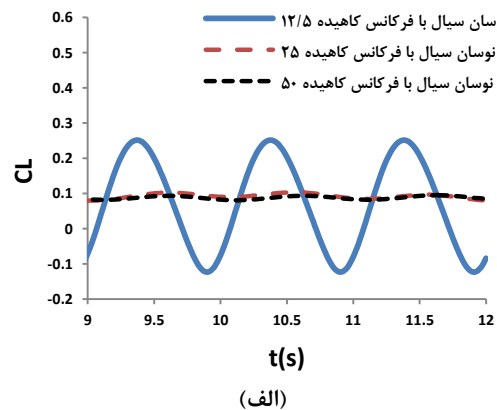
(الف)



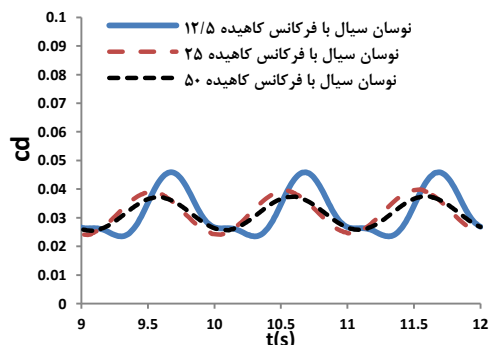
(ب)

شکل ۹- اثر دامنه بی‌بعد سرعت نوسانی مربوط به  $U=2\text{m/s}$  و  $V=V\cos(50t)$  در  $h/c=0.75$  و فرکانس کاهیده ۲۵ (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

نتیجه مشخص می‌شود که با افزایش فاصله از سطح و کم شدن اثر آن، یکنواخت تر شدن ضریب برای لحظه‌ای بیشتر و شدیدتر اتفاق می‌افتد. همچنین در فاصله نزدیکتر به سطح نوسان، ضریب برآ بین مقادیر مثبت (۰/۹ تا ۱/۴) رخ می‌دهد، حال آنکه با فاصله گرفتن از سطح به دلیل کاهش اثر سطح، ضریب برآ بین مقادیر منفی و مثبت (۰/۸- تا ۲/۲) در نوسان است. دلیل آن هم آزادی عمل بیشتر جریان و محدودیت کمتر از طرف سطح در فواصل بالاتر است. در مورد ضریب پسا، افزایش فرکانس نوسان، باعث کاهش دامنه نوسان و ماکزیمم ضریب پسای لحظه‌ای می‌شود، اما بر مینیمم آن تقریباً بی‌تأثیر است. همچنین از یک فرکانس به بعد، تغییرات فرکانس تأثیر چندانی بر ضریب پسا همانند ضریب برآ ندارد.



(الف)



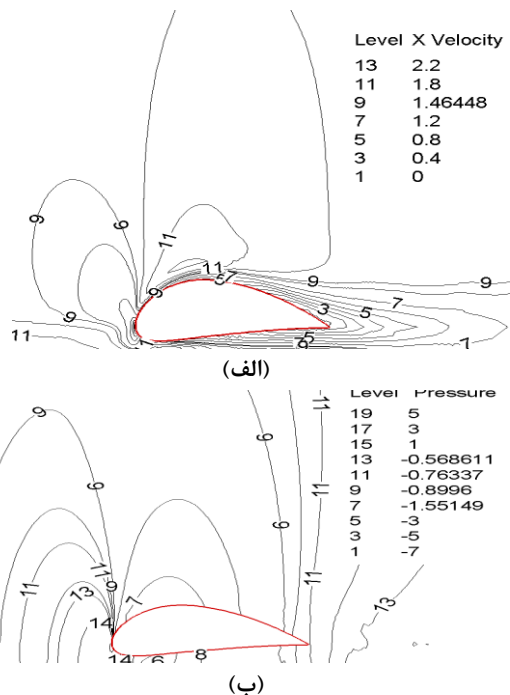
(ب)

شکل ۸- اثر فرکانس‌های کاهیده مختلف مربوط به سرعت  $U=2\text{m/s}$  و  $V=1/5\cos(\omega t)$  در  $h/c=0.75$  (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا



در مورد ضریب پسا با افزایش فاصله از سطح پس از کاهش ضریب پسا تا فاصله مشخصی از سطح، به علت بی اثر شدن زمین، دیگر تغییر فاصله از سطح، تأثیری بر ضریب پسا نخواهد داشت. همچنین می‌توان فهمید که فاصله اثر گذاری زمین بر ضریب پسا از ضریب برآ کمتر است، بطوریکه حتی تا ارتفاع  $h/c=0.8$  ضریب برآ همچنان تغییر می‌کند، در صورتی که ضریب پسا ثابت مانده است.

در شکل ۱۱، کانتورهای سرعت و فشار در حالتی که بیشترین ضریب برآ در نوسان وجود دارد با شرایط نوسانی  $U = m/s$  و  $V = 1.5 \cos(50t)$  نشان داده شده است. همانطور که مشخص است، در اثر گیر افتادن و فشرده شدن هوا بین سطح زیرین بال و دیواره، ضریب برآ افزایش زیادی پیدا می‌کند.



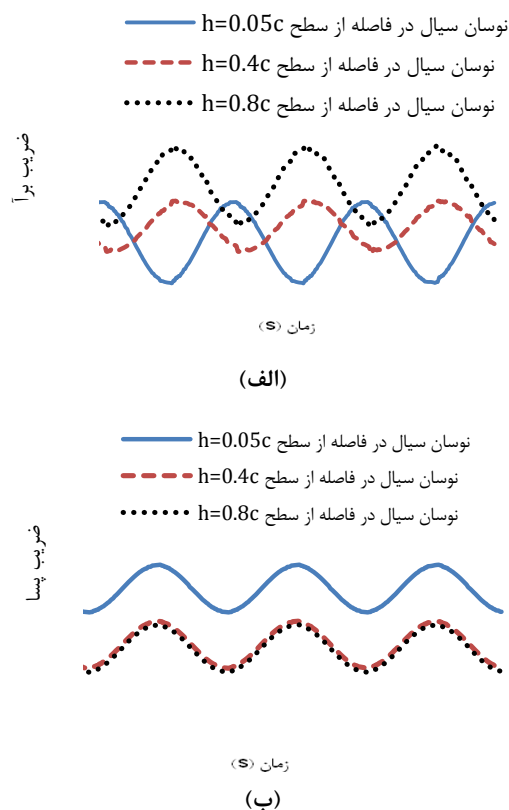
شکل ۱۱- (الف) خطوط سرعت ثابت (ب) خطوط فشار ثابت مربوط به  $U=2m/s$  و  $V=1.5 \cos(50t)$  در نقطه بشتین ضریب برآ

۲-۶ اثر جریان نوسانی بر ضرایب آیرودینامیکی متوسط ایرفویل کنار دیواره:

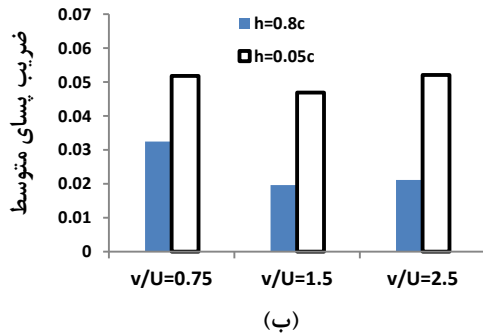
با توجه به شکل ۱۲، مشخص می‌شود که تغییرات فرکانس جریان نوسانی ورودی در فواصل نزدیکتر به سطح، اثر بیشتری بر ضرایب برآ و پسای متوسط دارد، بطوری که در

دلیل اینکه ضرایب آیرودینامیکی لحظه‌ای حالت نوسانی خود را حفظ می‌کنند، ولی نوسان آنها غیر متعارف است به شرایط خاص نوسانی مسئله باز می‌گردد. به عنوان مثال، رفتار غیرمتعارف در ضریب پسا که در شکل ۸ (ب) برای دامنه نوسان سرعت ۵ متر بر ثانیه مشاهده می‌شود، ممکن است به این دلیل رخ دهد که بین جریان نوسانی عبوری از سطح بالا و پایین اختلاف فاز بوجود آید. به این صورت که به علت فضای محدود در زیر ایرفویل، نوسان منتقل شده به سطح پایین، سریعتر به لبه انتهایی رسیده و آزاد شود. حال آنکه در سطح بالا سرعت انتقال نوسان متفاوت است.

در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود در یک فرکانس و سرعت ثابت برای فواصل مختلف، با زیاد شدن فاصله از سطح تاخیر فاز در نمودار ضریب برآی نوسانی همچنین افزایش ضریب برآی ماکزیمم و مینیمم مشهود است.

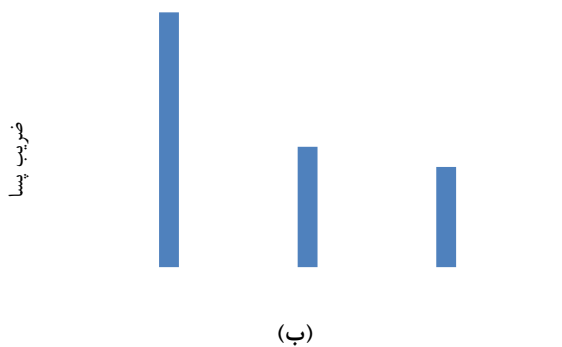
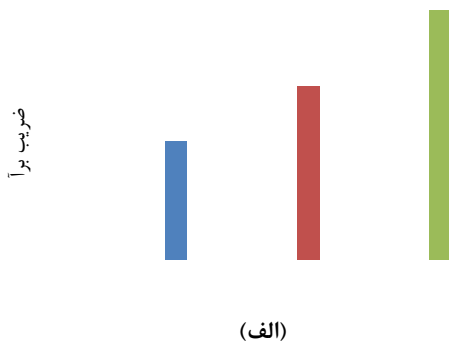


شکل ۱۰- اثر تغییرات ارتفاع از سطح مربوط به  $U=2m/s$  و  $V=1.5 \cos(50t)$  و فرکانس کاهیده ۲۵ (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا



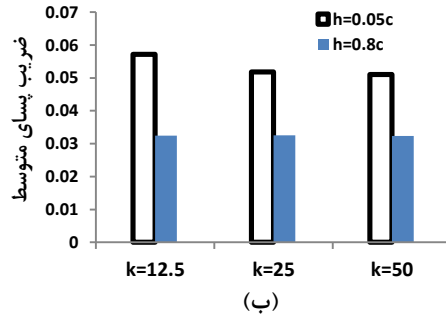
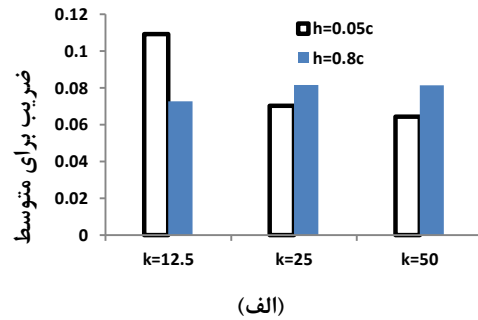
شکل ۱۳ مقایسه ضرایب آئرو دینامیکی متوسط محاسبه شده با دامنه های نوسان مختلف برای فواصل متفاوت قرارگیری ایرفویل از سطح در شرایط نوسانی  $V=v\cos(50t)$  (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

در یک حالت خاص جریان نوسانی اثر فاصله از سطح در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود. همانطور که از این شکل مشخص است، با نزدیکتر شدن بالواره به سطح ضریب برآی متوسط کاهش و ضریب پسای متوسط افزایش می‌یابد.



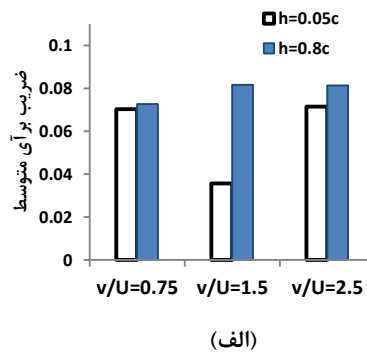
شکل ۱۴ تغییرات ضرایب آئرو دینامیکی متوسط برای فواصل مختلف در شرایط نوسانی  $U=2m/s$  و  $V=1.5\cos(50t)$  (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

فواصل نزدیکتر با افزایش فرکانس نوسان جریان ورودی، ضریب برآ و پسای متوسط کاهش می‌یابد؛ اما در فواصل دورتر، افزایش فرکانس نوسان جریان ورودی، باعث افزایش ضریب برآی متوسط شده، حال آنکه بر ضریب پسای متوسط بی تاثیر است.



شکل ۱۲- مقایسه ضرایب آیرودینامیکی متوسط محاسبه شده با فرکانس های مختلف برای فواصل متفاوت قرارگیری ایرفویل از سطح در شرایط نوسانی  $V=1.5\cos(\omega t)$  (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

در شکل ۱۳، مشخص می‌شود که در فواصل نزدیک به سطح با افزایش دامنه بی‌بعد، نوسان سرعت، ضرایب برآ و پسای متوسط ابتدا کاهش و سپس افزایش می‌یابند. حال آنکه در فواصل بالاتر با افزایش دامنه نوسان این ضرایب کم شده، سپس ثابت می‌شوند.



## ۷- بحث و نتیجه گیری

در کار حاضر، جریان ناپایا و تراکم ناپذیر روی بالواره نزدیک سطح در جریان نوسانی، به صورت عددی تحلیل شد و اثر فرکانس و دامنه نوسان سرعت ورودی در ارتفاع‌های مختلف قرارگیری بالواره بررسی شد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که سه عامل، تاثیر بسزایی در رفتار آئرودینامیکی بالواره کنار دیواره در جریان نوسانی دارد. این عوامل عبارتند از: فاصله از سطح زمین، جت سیال و شیپوره همگرا واگرای تولید شده در سطح زیرین و نهایتاً اختلاف فاز بین نوسان جریان در سطح بالا و پایین به علت افزایش سرعت در سطح پایین با فشردگی جریان. نتایج جزئی‌تر نشان می‌دهد که افزایش فرکانس نوسان سرعت  $\omega$  باعث کاهش دامنه نوسانات ضریب برآ شده و بدون تأثیر در ضریب پسای مینیمم، ضریب پسای ماکزیمم را مقداری کاهش می‌دهد، اما در فواصل بالاتر با افزایش فرکانس نوسان، دامنه نوسان ضریب برآ بیشتر هم می‌شود. افزایش دامنه سرعت نوسانی، باعث افزایش دامنه نوسان ضریب برآ و کاهش دامنه نوسان ضریب پسا شده و افزایش بیش از حد آن، باعث تاخیر فازی در ضریب برآ و پسای لحظه‌ای می‌شود. که همین نتیجه در فواصل بالاتر نیز حاکم است. با زیاد شدن فاصله از سطح افزایش ضریب برآی ماکزیمم و مینیمم مشاهده می‌شود. همچنین می‌توان فهمید که فاصله اثر گذاری زمین بر ضریب پسا، از ضریب برآ کمتر است. در مورد مقادیر متوسط ضرایب نیز می‌توان گفت که در فواصل نزدیکتر با افزایش فرکانس نوسان جریان ورودی، ضریب برآ و پسای متوسط کاهش می‌یابد، اما در فواصل دورتر، بدون تأثیر بر ضریب پسای متوسط، باعث افزایش ضریب برآی متوسط می‌شود. همچنین در فواصل نزدیک به سطح با افزایش دامنه نوسان سرعت، ضرایب برآ و پسای متوسط ابتدا کاهش و سپس افزایش می‌یابند؛ حال آنکه در فواصل بالاتر با افزایش دامنه نوسان این ضرایب کم شده، سپس ثابت می‌شوند. با نزدیکتر شدن بالواره به سطح ضریب، برآی متوسط کاهش و ضریب پسای متوسط افزایش می‌یابد.

## ۸- مراجع

- [3] X. Zhang, J. Zerihan (2002), *Aerodynamics of a Double Element Wing in Ground Effect*. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.
- [4] M.R. Ahmed, S. D. Sharma (2005), *An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect*. Experimental Thermal and Fluid Science, p: 633–647.
- [5] M.R. Ahmed, S.D. Sharma, *Experimental investigation of the flowfield of a symmetrical airfoil in ground effect*, 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, 2003.
- [6] H. Kawazoe, T. Yorikane, Y. Tone, *A study on dynamic characteristics of delta wing in rolling motion near ground*, NACA Technical Memorandum 77, 1921.
- [7] M. Takahisa, K. Takuma, S. Yoshioka, Y. Kohama, *Study of Unsteady Characteristics of Wings in Ground Effect*, NACA Technical Memorandum 77, 1921.
- [8] K. Linda, P. Kliment, and K. Rokhsaz (2006), *Experimental Investigation of Pairs of Vortex Filaments in Ground Effect*. 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Francisco, California.
- [9] T. Abramowski (2007), *Numerical Investigation of Airfoil in Ground Proximity*. JOURNAL OF THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS. 45(2): 425-436.
- [10] K. Park, J. Lee (2008), *Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect*. Journal of Mechanical Science and Technology. 22: 2578–2589.
- [11] K. Park, B. S. Kim, J. Lee, K. S. Kim (2009), *Aerodynamics and Optimization of Airfoil Under Ground Effect*. Proceedings of World Academy of Science Engineering and Technology, 40: 2070-3740.
- [12] J. L. Smith (2007), *Computational Analysis of Airfoils in Ground Effect for Use as a Desig Tool*. Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Morgantown, West Virginia.
- [13] J. Lee, C. H. Hong, B. S. Kim, K. Park, J. K. Ahn (2010), *Optimization of Wings in Ground Effect Using Multi-Objective Genetic Algorithm*. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida.
- [14] J. Molina, X. Zhang (2011), *Aerodynamics of a Heaving Airfoil in Ground Effect*. AIAA JOURNAL, 49(6).
- [15] H. H. Al-Kayeim, A. Kartigesh A. K. Chelven (2011), *An investigation on the aerodynamic Characteristics of 2-D airfoil in ground collision*. Journal of Engineering Science and Technology 6(3): 369 – 381.
- [1] C. Wieselsberger (1921), *Wing Resistance near the Ground*. NACA Technical Memorandum 77.
- [2] E.G. Reid (1927), *A Full-Scale Investigation of Ground Effect*. NACA Technical Report 265.

- [16] Yang W, Ying C, Yang Z (2010) *Aerodynamic study of WIG craft near curved ground*. 9th Int. Conference on Hydrodynamics, Shanghai, China.

[۱۷] مجتبی طحانی، علی برگستان و محمد حسین صبور "بررسی عددی اثرات تغییرات هندسه بر مشخصات آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی بال شناور اثرسطحی" مجله مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، سال ۱۳۹۳، دوره ۴، شماره ۲، صفحه ۷۵ تا ۸۷.

- [18] M. Mekadem ،T. Chettibi ،S. Hanchi ،L. Keirsbulck و L. Labraga "Kinematic optimization of 2D plunging airfoil motion using the response surface methodology" *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A (Applied Physics & Engineering)* 2012 13(2):105-120