



بررسی اثر خمیدگی بالواره در نزدیکی سطح زمین

جوارشکیان. م.^۱، پارسانیا. ا.^۲، اسماعیلی. ع.^۳

۱- دانشیار گروه مهندسی مکانیک دانشگاه فردوسی مشهد

۲،۳- دانشجوی گروه مهندسی مکانیک دانشگاه فردوسی مشهد

چکیده

در این تحقیق جریان لزج آشفته غیر قابل تراکم در اطراف یک بالواره متقارن با استفاده از الگوریتم فشار مبنا توسط یک روش عددی حجم محدود با استفاده از یک تکنیک مرتبه بالا بر مبنای متغیرهای بی بعد شده حل و تأثیر فاصله بالواره و زاویه حمله با در نظر گرفتن اثر خمیدگی وتر بالواره بر روی ضرایب آیرودینامیکی بررسی شده و نتایج با داده های تجربی مقایسه و ارزیابی گردیده است. برای بررسی تأثیر خمیدگی وتر، مقاطع NACA0015، NACA2415 و NACA4415 با هم مقایسه گردیده است.

واژه های کلیدی: بالواره - نزدیک زمین - الگوریتم فشار مبنا - متغیرهای بی بعد شده - اثر خمیدگی

مقدمه

از جمله وسایلی که به عنوان چشم انداز حمل و نقل سریع و ارزان در آینده محسوب می شوند، وسایل پرنده نزدیک سطح زمین می باشند. این وسایل حمل و نقل از لحاظ سرعت، نزدیک به وسایل حمل و نقل هوایی و از لحاظ هزینه حمل و نقل در حدود وسایل حمل و نقل دریایی هستند و می توانند خلأ موجود بین حمل و نقل هوایی و دریایی و حتی زمینی را پر کنند.

از جمله این وسایل می توان از شناورهای اثر سطحی نام برد که در روسیه به آنها (Ekranoplane)، در ایالات متحده (Wing ship) و در آلمان (AGEC) می گویند. نمونه کاربرد دیگر آنها قطار های پرنده (Aerotrane) می باشد که نمونه تحقیقاتی آنها در ژاپن ساخته شده است.

هنگامی که یک بال در نزدیکی یک سطح دیواره قرار می گیرد دو پدیده رخ می دهد یکی افزایش برآ و دیگری کاهش پسا که در نهایت موجب افزایش نسبت برآ L به پسا D می شود.

افزایش برآ در اثر گیر افتادن و فشرده شدن هوا بین سطح زیرین بال و دیواره و همچنین کاهش اثرات گردابه نوک بال و در نتیجه افزایش زاویه حمله مؤثر می باشد. کاهش پسا نیز در اثر کاهش اثر گردابه های نوک بال و در نتیجه کاهش پسای القایی است که در نهایت موجب کاهش پسای کل خواهد شد.

اثر سطحی از سال ۱۹۲۰ شناخته شده است. اولین بار کاآریو (Kaario)، مهندس فنلاندی در سال ۱۹۳۵ موفق به ساخت یک سورتمه برفی اثر سطحی شد. در همان زمان ترانگ (Troeng) سوئدی موفق به ساخت اولین قایق پرنده شد ولی اغلب این کارها با مشکلات پایداری روبرو شده و متوقف شدند.

در دهه شصت، در روسیه تلاشهایی در جهت ساخت وسیله حمل و نقل سریع دریایی صورت گرفت و در نهایت به ساخت اکرانوپلن ها انجامید که

بزرگترین آنها اکرانوپلن نظامی ۵۵۰ تنی KM بود. در ایالات متحده و در دهه شصت میلادی، شناور اثر سطحی X-112 ساخته شد. در همان زمان در ژاپن شرکت کاوازاکی شناور KAG-3 را ساخت. کشور های آلمان، استرالیا و چین در دهه هشتاد و نود میلادی به تدریج وارد عرصه توسعه پرنده های اثر سطحی شدند. در سالهای اخیر در استرالیا و اقیانوسیه با توجه به موقعیت منطقه و وجود جزایر گوناگون و نیاز مردم منطقه به حمل و نقل سریع دریایی تقاضا برای شناور های پرنده افزایش یافته است. شرکت استرالیایی Flightship با همکاری شرکت های آلمانی موفق به ساخت شناور پرنده FS-8 شده است که در اوایل سال ۲۰۰۰ پرواز خود را با موفقیت انجام داده و سپس به خط تولید رسیده است.

از جمله پرنده های اثر سطحی دیگری که هنوز مراحل تحقیقاتی را می گذرانند می توان از قطار های پرنده (Aerotrain) نام برد که بجای حرکت بر روی بالشکت مغناطیسی ایجاد شده توسط سیم پیچ های ساخته شده از مواد ابر رسانا، دارای بال در نزدیکی سطح می باشند و از پدیده اثر سطح استفاده می کنند. این قطار ها انرژی بسیار کمتری را نسبت به قطارهای مغناطیسی مصرف می کنند.

به علت کاربرد فراوان بال در نزدیکی سطح کارهای مختلفی در مراکز تحقیقاتی دنیا بر روی این پدیده در حال انجام است مطالعه تجربی بر روی بالواره متقارن در نزدیکی سطح توسط احمد و شارما (۲۰۰۵) در دانشگاه سووا در فیجی انجام شد [۱]. آنها همچنین در سال ۲۰۰۶ بالواره NACA4412 را بررسی کرده و اثر مرز متحرک را در تونل باد مورد مطالعه قرار دادند [۲]. کونگ هو جونگ و همکاران در دانشگاه دونگ-او شهر پوسان کره، بال با مقطع NACA6409 را آزمایش کرده و تأثیر نسبت منطری، شکل بالک انتهایی و بدون بالک انتهایی را بررسی کردند [۳]. یونگ مون و همکاران (۲۰۰۵) در دانشگاه سئول کره شبیه سازی سه بعدی بال را در نزدیکی سطح زمین به منظور استفاده در قطارهای الکتریکی پرنده انجام دادند [۴]. در سال ۲۰۰۷ آبراموسکی در دانشگاه سزسین کالیفرنیا شبیه سازی دو بعدی ایرفویل را در نزدیکی سطح زمین انجام داد. او ایرفویل NACA/Munk M15 را در نزدیکی سطح زمین و در جریان آزاد مورد بررسی قرار داده و یک رابطه را برای ضریب برآ در نزدیکی سطح بر حسب ضریب برای جریان آزاد ارائه نمود [۵]. ماتسوزاکی و همکاران (۲۰۰۷) در دانشگاه توکیو ژاپن بال محدود با مقطع NACA6412 اصلاح شده را که بر پایه NACA6412 اصلاح و بهبود یافته است در تونل باد آزمایش کردند. آنها اثرات تغییر فاصله و زاویه حمله را در حالت پایا و ناپایا مورد بررسی قرار دادند [۵]. در سال ۱۹۹۸ در دانشگاه دومینیون تحقیقی در قالب تز دکترای آدام انجام شد. در این تحقیق اثر گردابه های بال در نزدیکی سطح زمین بررسی شد [۶]. وو (۲۰۰۸) در دانشگاه کرانفیلد تحقیقی بر روی مقطع NACA0012 به منظور استفاده در بالکهای جلوی ماشینهای مسابقه انجام داد [۷].

۱- دانشیار

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد هوافضا (آیرودینامیک)

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد هوافضا (آیرودینامیک)،

ahmad.parsania@gmail.com، ۰۹۱۷۷۷۱۴۴۱۸



برای رفع این مشکل یک سری تکنیکهای جدید توسعه داده شده اند. یکی از این تکنیکها که در سال ۱۹۸۱ توسط آقای لئونارد [۱۴] ارائه شد،

فرمولاسیون متغیر بی بعد شده NVD نام دارد. بر طبق این روش برای محاسبه یک متغیر در سطح f یک حجم کنترل مطابق شکل (۲) و با فرض معلوم بودن مقادیر گره بالادست (U)، پایین دست (D) و مرکزی (C)، (ϕ_C, ϕ_D, ϕ_U) متغیر بی بعد شده با رابطه زیر تعریف می شود:

$$\tilde{\phi}_e = \frac{\phi - \phi_U}{\phi_D - \phi_U} \quad (۴)$$

با توجه به این بی بعد سازی $\tilde{\phi}_U = 0$ و $\tilde{\phi}_D = 1$ است. استفاده از متغیر بی بعد شده تعریف تابع نسبی روشهای مرتبه بالا را ساده می کند و در تعریف شرایطی که توابع نسبی باید به منظور ارضا خواص پایداری و محدودیت داشته باشند کمک خواهد کرد. بر اساس تحیل متغیر بی بعد شده گسکل و لو [۱۵] برای اینکه یک روش دارای خاصیت محدود کننده باشد تابع نسبی آن باید پیوسته باشد و در محدوده نشان داده شده در شکل ۳ باشد.

شکل گسترش یافته معادله (۳) برای حجم کنترل شکل به صورت زیر است.

$$\frac{\delta v}{\delta t} \left[(\rho \phi)_P^{n+1} - (\rho \phi)_P^n \right] + I_e + I_w + I_n + I_s = S_\phi \delta v \quad (۸)$$

که I شار گذرنده از سطح سلول و برابر جمع جمله جابجایی I^C و پخش I^D می باشد. جمله مربوط به شار پخشی توسط روش تفاضل مرکزی برای سطح فرضی e مربوط به حجم کنترل نشان داده شده در شکل (۱) به صورت رابطه (۶) تقریب زده شد. جمله مربوط به شار جابه جایی برای سطح فرضی e مربوط به حجم کنترل نشان داده شده در شکل (۱) به صورت زیر تقریب زده شد:

$$I_e^C = (\rho V.A)_e \phi_e = F_e \phi_e \quad (۹)$$

مقدار ϕ_e معلوم نبوده و باید با میانه یابی از نقاط همسایه تقریب زده شود. در این شبیه سازی از طرح تفاضلی SBIC [۱۲] که مبتنی بر تکنیک متغیر های بی بعد شده می باشد استفاده شده است. این روش ترکیبی از درون یابی مرکزی و آمیختن درون یابی مرتبه اول و دوم می باشد. این روش با استفاده از میانه یابی از نقاط P, E و W مقدار ϕ_e را به صورت زیر تعیین می کند:

$$\phi_e = \phi_W + (\phi_E - \phi_W) \tilde{\phi}_e$$

تابعی که برای بیان $\tilde{\phi}_e$ در SBIC استفاده می شود در شکل (۴) نشان داده شده است.

$$\begin{aligned} \tilde{\phi}_e &= \tilde{\phi}_p, \quad \text{IF } \tilde{\phi}_p \notin [0,1] \\ \tilde{\phi}_e &= -\frac{\tilde{x}_p - \tilde{x}_e}{k(\tilde{x}_p - 1)} \tilde{\phi}_p^2 + \left(1 + \frac{\tilde{x}_p - \tilde{x}_e}{k(\tilde{x}_p - 1)}\right) \tilde{\phi}_p, \quad \text{IF } \tilde{\phi}_p \in [0, K] \\ \tilde{\phi}_e &= \frac{\tilde{x}_p - \tilde{x}_e}{\tilde{x}_p - 1} + \frac{\tilde{x}_p - 1}{\tilde{x}_p - 1} \tilde{\phi}_p, \quad \text{IF } \tilde{\phi}_p \in [K, 1] \end{aligned} \quad (۵)$$

به طوریکه

از جمله کار های دیگر انجام شده بر روی پدیده اثر سطح می توان به کارهای آبراموسکی (۲۰۰۷) در دانشگاه کالیفرنیا اشاره کرد [۸]. آنجل و

همکاران در سال (۲۰۰۹) در دانشگاه ویرجینیای غربی پایداری پیچشی بالواره دارای اسلت را به طور عددی به ازای چند الگوی مختلف اسلت مورد بررسی قرار دادند [۹]. اسمیت و همکاران در سال (۲۰۰۹) در دانشگاه ویرجینیای غربی شبیه سازی عددی و دو بعدی بالواره با مقطع FX 63-137 را به منظور طراحی یک هوا سر (Glider) انجام دادند [۱۰]. کیونگ هو و همکاران (۲۰۰۹) در دانشگاه هوستو شهر آسان کره، به صورت عددی و دو بعدی شکل بهینه بالواره بر پایه مقطع NACA0015 را به دست آوردند [۱۱].

در ایران نیز کارهایی در این زمینه در دانشگاه مالک اشتر در حال انجام است. [۱۲] همچنین عزیزی در سال ۱۳۸۰ در دانشگاه صنعتی شریف به طراحی یک مدل دریا هواپیما پرداخت [۱۳].

در تمام کار های فوق اثر مقطع بالواره و پیدا کردن شکل مناسب آن برای کار در نزدیکی سطح بررسی نشده است. در تحقیق حاضر به بررسی اثر خمیدگی وتر بالواره در نزدیکی سطح به منظور پیدا کردن شکل بهینه، پرداخته شده است

معادلات اساسی:

به منظور شبیه سازی جریان اطراف بال در نزدیکی سطح باید معادلات اساسی حاکم بر میدان جریان حل شود که شامل بقا جرم، ممنتوم و انرژی می باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = S_m \quad (۱)$$

$$\frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V} \otimes \vec{V} - \vec{T}) = \vec{S}_v \quad (۲)$$

$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V} \phi - \vec{q}) = \vec{S}_\phi \quad (۳)$$

به طوریکه ρ چگالی، $\vec{V}$ سرعت، ϕ متغیر بدون بعد، $\vec{T}$ تانسور تنش و $\vec{q}$ بردار شار پخشی می باشند.

تانسور تنش برای سیال نیوتنی به صورت زیر است

$$\vec{T} = -\left(P + \frac{2}{3} \mu \text{div} \vec{V}\right) \vec{I} + 2\mu \vec{D} \quad (۴)$$

بر اساس قانون فوریه بردار شار پخشی برابر عبارت زیر می باشد:

$$\vec{q} = \Gamma_\phi \text{grad} \phi \quad (۵)$$

Γ_ϕ برابر ضریب پخش و S_ϕ هر جمله چشمه اضافه شده را نشان می دهد. انتگرال گیری از معادله (۳) روی المان حجمی شکل (۱) و استفاده از تئوری دیورژانس گوس به برقراری تعادل بین جمله های دبی جابجایی و انتشار ϕ بعلاوه جمله چشمه S_ϕ منجر می شود. جریان پخش توسط اختلاف مرکزی تقریب زده شده و برای سطح سلول e از حجم کنترل شکل (۱) به شکل زیر نوشته می شود

$$I_e^D = D_e (\phi_p - \phi_e) - S_e \phi \quad (۶)$$

هنگامی که جملات جابه جایی نسبت به پخش قوی باشد استفاده از طرحهای تفاضلی معمولی در جاهایی که تغییرات خواص شدید باشد منجر به تولید جواب غیر فیزیکی می شود و در مواردی از همگرایی محاسبات جلوگیری می کند به زیرا در این حالت شرط محدودیت ارضاء نمی شود.

جدول ۱- ضرایب آیرودینامیکی برای مقطع NACA0015 در زاویه

حمله 5° و $h/c=0.5$			
داده های تجربی	طرح تفاضلی SBIC	طرح تفاضلی بالادست	
ضریب برآ ۰/۵۸۸	۰/۵۵۶	۰/۵۱	
ضریب پسا ۰/۰۱۴	۰/۰۱۶	۰/۰۲۸	

جدول ۲ و ۳ به ترتیب به مقایسه ضریب برآ و پسا برای مقطع NACA0015 در زاویه حمله 2.5° ، 5° و 7.5° درجه و $h/c = 0.5$ و $h/c = 0.8$ از زمین می پردازد. مشاهده می کنیم که داده های به دست آمد سازگاری خوبی را با داده های تجربی به دست آمده از مرجع [۱] نشان می دهد. با توجه به این موارد می توان به صحت شبیه سازی انجام شده اعتماد نمود. لازم به ذکر است که خطای مربوطه به صورت زیر می باشد:

درصد خطا = داده عددی / (داده تجربی - داده عددی)

جدول ۲: مقایسه ضریب برآی تجربی و عددی برای NACA0015

		$\alpha = 2.5^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 7.5^\circ$
$h/c = 0.5$	تجربی	۰/۲۹۷	۰/۵۸۶	۰/۸۴۵
	عددی	۰/۲۸۰	۰/۵۵۶	۰/۷۲۶
	خطا	-۶٪	-۵/۳٪	-۱۶٪
$h/c = 0.8$	تجربی	۰/۲۶۱	۰/۵۲۰	۰/۷۷۹
	عددی	۰/۲۶۹	۰/۵۰۰	۰/۷۳
	خطا	۲/۹٪	-۳/۸٪	-۴٪

جدول ۳: مقایسه ضریب پسا تجربی و عددی برای NACA0015

		$\alpha = 2.5^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 7.5^\circ$
$h/c = 0.5$	تجربی	۰/۰۱۱۵	۰/۰۱۴۳	۰/۰۱۷۲
	عددی	۰/۰۱۳۳	۰/۰۱۷۶	۰/۰۲۲۶
	خطا	۱۳٪	۱۸٪	۲۳٪
$h/c = 0.8$	تجربی	۰/۰۱۱۸	۰/۰۱۴۸	۰/۰۱۷۸
	عددی	۰/۰۱۳۳	۰/۰۱۷۵	۰/۰۱۸۲
	خطا	۱۱٪	۱۵٪	۳٪

جدول ۴ و ۵ ضریب برآ را برای مقاطع NACA0015، NACA2415 و NACA4415 به ازای سه زاویه حمله مختلف نشان می دهد. مشاهده می کنیم که افزایش خمیدگی در تمام حالات سبب افزایش ضریب برآ خواهد شد.

جدول ۴- ضریب برآ به ازای زاویه حمله 2.5°

مقدار افزایش از فاصله بی بعد ۰/۱ به ۰/۸	$h/c=0.8$	$h/c=0.5$	$h/c=0.1$	
۱۹٪	۰/۲۶۹	۰/۲۸۰	۰/۳۲۰	مقطع NACA0015
۴۷٪	۰/۲۷۳	۰/۳۸۰	۰/۴۰۲	مقطع NACA2415
۵۶٪	۰/۳۰۵	۰/۵۴۳	۰/۴۷۶	مقطع NACA4415

$$\begin{aligned}\tilde{\phi}_p &= \frac{\phi_p - \phi_W}{\phi_E - \phi_W}, & \tilde{\phi}_e &= \frac{\phi_e - \phi_W}{\phi_E - \phi_W} \\ \tilde{x}_p &= \frac{x_p - x_W}{x_E - x_W}, & \tilde{x}_e &= \frac{x_e - x_W}{x_E - x_W}\end{aligned}\quad (11)$$

رابطه (۱۰) ترکیبی از روش تفاضل مرکزی و بالادست می باشد به طوریکه با تغییر مقدار K از صفر تا یک طرح تفاضلی از تفاضل مرکزی به بالادست تغییر پیدا می کند. به عبارت دیگر در $K=0$ طرح تفاضلی، مرکزی می باشد. در K نزدیک به صفر تأثیر تفاضل مرکزی بیشتر از بالادست بوده و برای مسائلی که در آن اثرات پخش بیشتر از جابه جایی است یا به عبارتی عدد Pe آن کوچک است مناسب می باشد. در $K=0.5$ تأثیر تفاضل مرکزی و بالادست با هم برابر است و برای مسائلی که در آن اثرات پخش و جابه جایی هم مرتبه هستند یعنی عدد Pe آن متوسط است مناسب می باشد. در K نزدیک به یک تأثیر طرح تفاضلی بالادست بیشتر از تفاضل مرکزی بوده و برای مسائلی که در آن اثرات جابه جایی بیشتر از پخش است یا به عبارتی عدد Pe آن بزرگ می باشد مناسب است. در $K=1$ نیز روش بالادست می باشد.

روش حل

در بیشتر الگوریتم های فشار مبنای جدید از روش تکراری برای حل متوالی معادلات گسسته شده استفاده می شود نقطه مشترک آنها اینست که از تلفیق معادلات پیوستگی و ممنوم، معادله ای تحت عنوان معادله فشار یا تصحیح فشار به دست می آید. در کار حاضر از الگوریتم SIMPLE استفاده شده است.

حوزه حل و شرایط مرزی:

در شکل (۵) حوزه حل و شرایط مرزی مسئله نشان داده شده است که شبکه مورد استفاده شبکه H می باشد. سطح بالواره و سطح زمین به صورت دیواره در نظر گرفته شده است. شرط مرزی ورودی سرعت و خروجی فشار در نظر گرفته شده است. همچنین شرط مرزی بالا شرط تقارن است

نتایج:

در این قسمت به بررسی و تحلیل نتایج حاصل از شبیه سازی می پردازیم. در شکل ۶ استقلال از شبکه برای حل مسئله بررسی شده است مشاهده می کنیم که به ازای شبکه اسقلال از شبکه به دست آمده است. در شکل ۷، ۸ و ۹ نمودار مربوط به توزیع فشار بر روی بالواره NACA0015 برای سه حالت مختلف با داده های تجربی به دست آمده از مرجع [۱] مقایسه شده و سازگاری خوبی را نشان می دهد. شکل ۱۰ نمودار توزیع فشار بر روی سطح بالا و پایین بالواره NACA0015 را نشان می دهد. مشاهده می کنیم که فشار در سطح زیرین بالواره با کاهش فاصله از سطح زمین افزایش می یابد که مطابق با کارهای قبلی انجام شده در این زمینه می باشد. در جدول ۱ ضریب برآ و پسا به دست آمده از حل عددی برای مقطع NACA0015 به ازای دو طرح تفاضلی بالادست و SBIC با هم مقایسه گردیده است. مشاهده می کنیم که طرح تفاضلی SBIC نسبت به طرح تفاضل بالادست سازگاری بهتری را با داده های تجربی منتشر شده در مرجع [۱] نشان می دهد.

جدول ۹- ضریب پسا به ازای زاویه حمله $7/5^\circ$

مقدار کاهش از فاصله بی بعد ۰/۸ به ۰/۱	$h/c=0.8$	$h/c=0.5$	$h/c=0.1$	
-۵۹٪	۰/۰۱۸۲	۰/۰۲۳۶	۰/۰۲۹	مقطع NACA0015
۳۱٪	۰/۰۳۲	۰/۰۲۵	۰/۰۲۲	مقطع NACA2415
۳۰٪	۰/۰۸۰	۰/۰۷۶	۰/۰۶۴	مقطع NACA4415

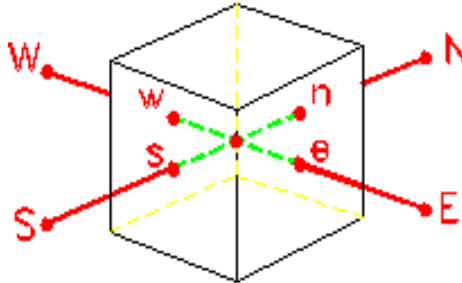
جدول ۵- ضریب برآ به ازای زاویه حمله 5°

مقدار افزایش از فاصله بی بعد ۰/۱ به ۰/۸	$h/c=0.8$	$h/c=0.5$	$h/c=0.1$	
۱۴٪	۰/۵۰۰	۰/۵۵۶	۰/۵۷	مقطع NACA0015
۲۵٪	۰/۴۴۰	۰/۴۷۵	۰/۵۵۳	مقطع NACA2415
۷۷٪	۰/۵۲۲	۰/۷۵۶	۰/۹۲۹	مقطع NACA4415

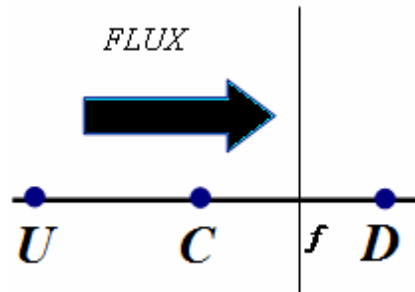
نتیجه گیری

در این تحقیق جریان لزج آشفته غیر قابل تراکم در اطراف یک بالواره متقارن با استفاده از الگوریتم فشار مبنا توسط یک روش عددی حجم محدود با استفاده از یک تکنیک مرتبه بالا بر مبنای متغیرهای بی بعد شده حل و تاثیر فاصله بالواره و زاویه حمله با در نظر گرفتن اثر خمیدگی وتر بالواره بر روی ضرایب آیرودینامیکی بررسی شده و نتایج با داده های تجربی مقایسه و ارزیابی گردیده است. همانطور که از نتایج مشخص است ضریب برآ به ازای افزایش زاویه حمله و همچنین کاهش فاصله از سطح افزایش می یابد. افزایش خمیدگی بالواره در زوایای حمله کوچکتر در نزدیکی سطح تاحدودی مفید است. اما در زوایای حمله زیادت به واسطه افزایش نیروی پسا مطلوب نیست در مجموع می توان گفت که استفاده از بالواره با خمیدگی کمتر در نزدیکی سطح تأثیر بیشتری دارد.

نمودارها و شکل ها



شکل ۱: المان حجمی و نظم گره ها



شکل ۲: سلولهای مورد استفاده در نمودار متغیرهای بی بعد شده

جدول ۶- ضریب برآ به ازای زاویه حمله $7/5^\circ$

مقدار افزایش از فاصله بی بعد ۰/۱ به ۰/۸	$h/c=0.8$	$h/c=0.5$	$h/c=0.1$	
۱۵٪	۰/۷۳	۰/۷۲۶	۰/۸۴	مقطع NACA0015
۴۶٪	۰/۵۸۹	۰/۷۵۴	۰/۸۶۵	مقطع NACA2415
۴۳٪	۰/۸۰۸	۰/۸۴۶	۱/۱۶	مقطع NACA4415

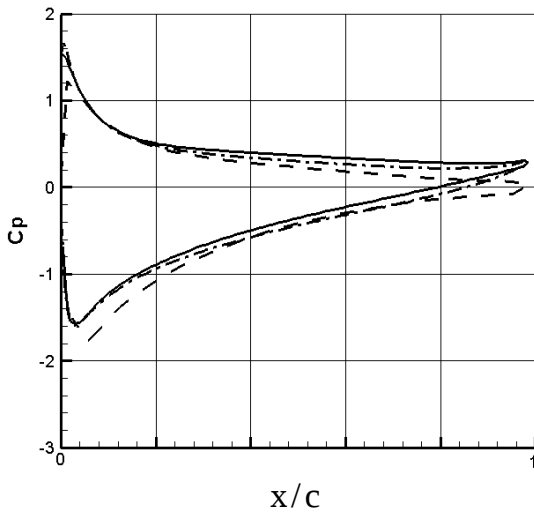
جدول ۷ و ۸ و ۹ ضریب پسا را برای مقاطع NACA0015، NACA2415 و NACA4415 در سه زاویه حمله $2/5^\circ$ ، 5° و $7/5^\circ$ نشان می دهد. مشاهده می کنیم که افزایش خمیدگی سبب افزایش ضریب پسا خواهد شد. این اثر را می توان به علت کاهش فشار در سطح بالای بالواره یا به اصطلاح سطح مکش بالواره در اثر افزایش انحنا و همچنین افزایش فشار در سطح زیرین بالواره در اثر افزایش انحنا و تر دانست. از این نکته می توان پیشبینی نمود که با افزایش هر چه بیشتر انحنا و تر بالواره در فواصل نزدیک سطح هوا بین سطح زیرین بالواره و سطح زمین حبس شده و در نهایت سبب افزایش هر چه بیشتر فشار و در نتیجه نیروی پسا خواهد شد. نتیجه اینکه از نقطه نظر نیروی پسا انحنا بالواره تا مقدار مشخصی مفید است و از آن بیشتر مطلوب نیست.

جدول ۷- ضریب پسا به ازای زاویه حمله $2/5^\circ$

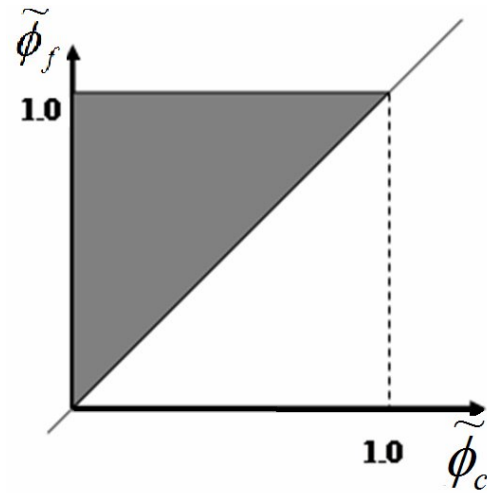
مقدار کاهش از فاصله بی بعد ۰/۸ به ۰/۱	$h/c=0.8$	$h/c=0.5$	$h/c=0.1$	
۷٪	۰/۰۱۴	۰/۰۱۵	۰/۰۱۳	مقطع NACA0015
-۵۰٪	۰/۰۲۰	۰/۰۲۸	۰/۰۳۰	مقطع NACA2415
۴۴٪	۰/۰۴۵	۰/۰۴۱	۰/۰۲۵	مقطع NACA4415

جدول ۸- ضریب پسا به ازای زاویه حمله 5°

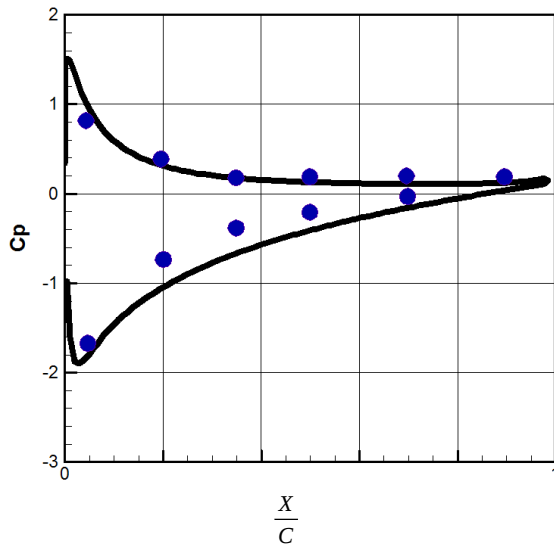
مقدار کاهش از فاصله بی بعد ۰/۸ به ۰/۱	$h/c=0.8$	$h/c=0.5$	$h/c=0.1$	
۲۵٪	۰/۰۱۷۵	۰/۰۱۷۶	۰/۰۱۳	مقطع NACA0015
۲۴٪	۰/۰۲۵	۰/۰۳۴	۰/۰۳۱	مقطع NACA2415
-۴٪	۰/۰۴۷	۰/۰۴۰	۰/۰۴۵	مقطع NACA4415



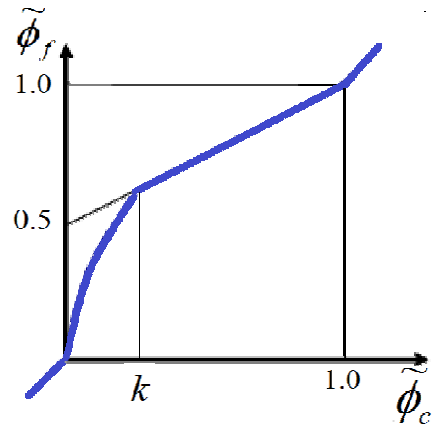
شکل ۶: نمودار استقلال از شبکه



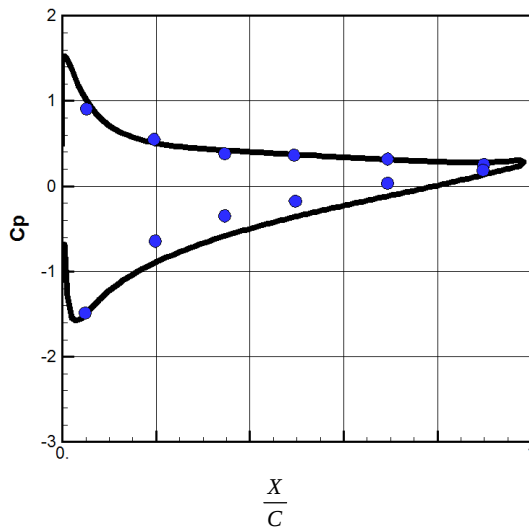
شکل ۳: معیار محدود کنندگی جابجایی



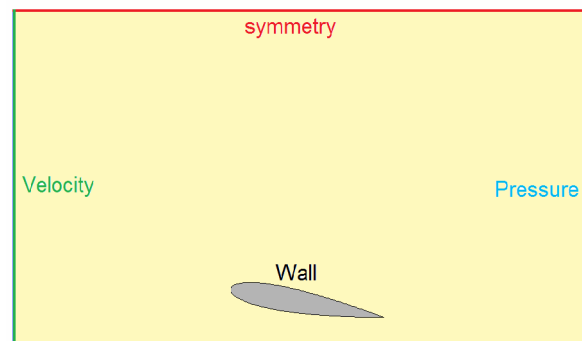
شکل ۷: نمودار توزیع فشار برای $\alpha = 10^\circ$ و $h/c = 0.8$



شکل ۴: نمودار متغیر های بی بعد شده برای طرح تفاضلی (SBIC)



شکل ۸: نمودار توزیع فشار برای $\alpha = 10^\circ$ و $h/c = 0.2$



شکل ۵: شرایط مرزی حل مسأله

- Effect. *Proceedings of the 40th JAXA Workshop on Investigation and Control of Boundary-Layer Transition*, 2007.
6. Ihab Gaber Adam., *Vortex Wake and Exhaust Plume Integration Including Ground Effect*, Ph.D Thesis Mechanics, Old Dominion University, (1998).
7. Patrick Vu, CFD study of wing tip vortices for inverted airfoils in ground effect. *MS Thesis, School of engineering, Cranfield University*, 2006.
8. Tomasz Abramowski., *Numerical investigation of airfoil in ground proximity*, Journal of Theoretical and applied Science 45, 2, pp. 425-436, Warsaw, (2007).
9. Gerald M. Angle, Brian M. O'Hara, Franz A. Pertl, and James E. Smith, Pitch Stability Analysis of an Airfoil in Ground Effect, *Journal of Aircraft* Vol. 46, No. 3, May-June (2009)
10. Justin L. Smith, Henry Z. Graham, and James E. Smith, The Validation of an Airfoil in the Ground Effect Regime Using 2-D CFD Analysis, 26th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, (2008)
11. Kyoungwoo Park, Byeong Sam Kim, Juhee Lee, and Kwang Soo Kim, Aerodynamics and Optimization of Airfoil Under Ground Effect, *Testing Conference*, Seattle, Washington, 2009.

۱۲. پژوهش یار، نشریه علمی خبری دانشگاه صنعتی مالک اشتر (ویژه

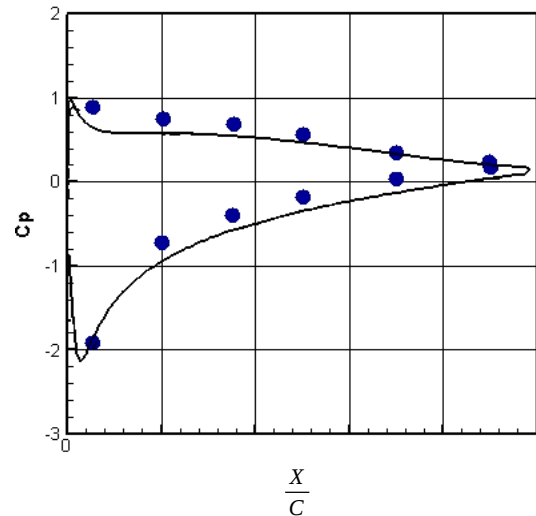
شناورهای اثر سطحی)، بهار ۱۳۸۴

۱۳. عزیزی، ف. طراحی یک مدل دریا هواپیما، پایان نامه کارشناسی ارشد در رشته مهندسی دریا به راهنمایی: عباسپور، م. و راد، م. دانشگاه صنعتی شریف، (۱۳۸۰).

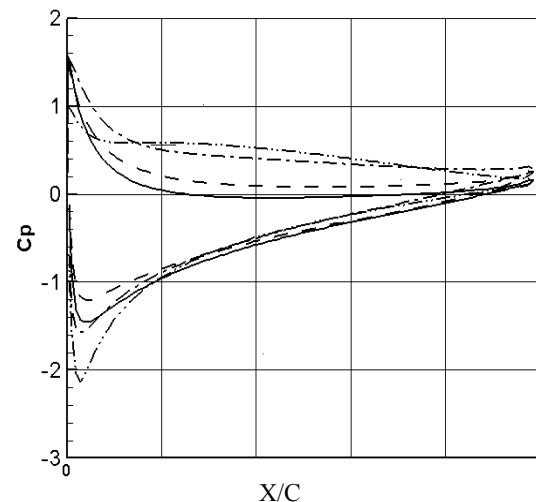
14. - Leonard, B.P. *A survey of finite differences with upwinding for numerical modeling of the incompressible convection diffusion equation in C. Taylor and K. Morgan eds. Computational Techniques in Transient and Turbulent Flow*, Pineridgequess, Swansea, U.K., Vol.2, pp.1-35., (1981).

15- Guskell, P. and Lau, A. K., *Curvature compensated convection transport : SMART, a new boundedness preserving transport algorithm*, Int.J. Numer. Meth. Fluids., Vol 8, pp.617-641, (1988)

۱۶- جوارشکیان، م.ج. و اصفهانی، ع. محاسبه جریان تراکم پذیر بدون لزجت با استفاده از تکنیک فرمول بندی متغیره ای بی بعد شده، مجله علمی پژوهشی دانشگاه تبریز، پاییز و زمستان (۱۳۷۹).



شکل ۹: نمودار توزیع فشار برای $\alpha = 10^\circ$ و $h/c = 0.05$



شکل ۱۰: توزیع فشار روی بالواره NACA0015 در زاویه

حمله 10° و جریان آزاد
 --- $h/c=0.8$, --- $h/c=0.2$,
 $h/c=0.05$, - . - $h/c=0.05$,

مراجع

1. Ahmed M.R., and Sharma S. D., An Investigation on the Aerodynamics of a Symmetrical Airfoil in Ground Effect. *Experimental Thermal and Fluid Science* 29, 2005 p: 633-647.
2. M. R. Ahmed, and T. Takasaki and Y. Kohama, Experiments on the Aerodynamics of a Cambered Airfoil in Ground Effect, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2006.
3. Jung, K. H., and Chun Hee, H. H., and Kim, J., Experimental Investigation of Wing-in-Ground Effect with a NACA6409 Section, *J Mar Sci Technol*, 2008.
4. Young J. Moon., Hyeon-Joon Oh., and Jung-Hee Seo., Aerodynamic Investigation of Three-Dimensional Wings in Ground Effect for Aero-Levitation Electric Vehicle. *Aerospace Science and Technology* 9, 2005, p: 485-494.
5. Matsuzaki T., Yoshioka S., T.Kato, and Kohama Y., Unsteady Aerodynamic characteristics of Wings in Ground