



بررسی تأثیر پارامترهای مختلف بر روی جدایش جریان حول بالواره در نزدیکی سطح در حالت دو بعدی و سه بعدی

محمدحسن جوارشکیان^۱، احمد پارسانیان^۲، علی اسماعیلی^۳

۱ و ۲- دانشگاه فردوسی مشهد، گروه مهندسی مکانیک

چکیده

در تحقیق پیش رو شبیه سازی جریان آشفته تراکم ناپذیر پایا حول بالواره و بال با مقطع NACA ۶۴۰۹ در نزدیکی سطح زمین انجام شده و تأثیر زاویه حمله، فاصله از سطح و نسبت منطری بال بر روی جدایش جریان در حالت‌های مختلف مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. به منظور اعتبار سنجی، نتایج شبیه سازی با داده های تجربی در حالت دو بعدی و سه بعدی مقایسه شده و سازگاری خوبی را نشان داده است. برای بررسی تأثیر نسبت منطری، بال سه بعدی با $AR=2$ و بالواره دو بعدی مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که با کاهش فاصله از سطح، جدایش بیشتر می‌شود همچنین افزایش نسبت منطری، سبب افزایش جدایش بر روی بال می‌شود.

واژه های کلیدی: جریان آشفته- نقطه جدایش- فاصله از سطح- نسبت منطری.

مقدمه

پرنده‌های اثر سطحی از مدرنترین وسایل حمل و نقل محسوب می‌شوند. که کاربرد روز افزونی را در زمینه‌های مختلف اعم از حمل و نقل، نظامی، امدادی و ... پیدا کرده اند. از جمله پرنده های اثر سطحی ساخته شده می‌توان از اکرانوپلن ها (Ekranoplane) نام برد که در دهه شصت میلادی در روسیه استفاده شدند. در سالهای بعد در ایالات متحده و آلمان نیز پرنده های اثر سطحی ساخته شده و مورد استفاده قرار گرفتند که بیشتر در زمینه های نظامی بکار می‌رفتند. از دیگر انواع پرنده های اثر سطحی می‌توان به قطار های پرنده (Aerotrains) اشاره کرد که در مرحله تحقیقات و ساخت نمونه آزمایشی قرار دارند. این نوع قطارها در مقایسه با قطارهای سریع السیری که بر بالشتک مغناطیسی حرکت می‌کنند انرژی کمتری مصرف کرده و هزینه حمل و نقل کاهش چشمگیری خواهد داشت. تحقیقات بر روی این نسل از قطارها توسط کوهاما و همکاران [۱] در حال انجام است. شرکت بوئینگ نیز در حال تحقیق بر روی پرنده اثر سطحی خورشیدی به نام پلیکان است.

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 (L/D) شده و بازدهی وسیله پرنده افزایش می‌یابد.

با توجه به سرعت زیاد این وسایل در مقایسه با شناورها و وسایل نقلیه زمینی و هزینه های کم آن نسبت به وسایل پرنده هوایی، استفاده از این وسایل به عنوان چشم انداز حمل و نقل سریع در آینده به حساب می‌آید و کارهای تحقیقاتی مختلفی در دنیا در این زمینه در حال انجام است که در ادامه مهمترین و جدیدترین آنها به طور مختصر ارائه می‌شود.

از جمله کارهای تجربی در این زمینه، می‌توان از کارهای احمد و همکاران نام برد [۲-۴]. در این تحقیقات بالواره های متقارن و خمیده در نزدیکی سطح

در حالت

دو بعدی مورد بررسی قرار گرفته و اثر متغیرهای مختلف بر روی خصوصیات آیرودینامیکی بالواره و جریان سیال اطراف آن بررسی شده است. جونگ و همکاران [۵] بال محدود با مقطع NACA6409 را در تونل باد در حالت سه بعدی بررسی کردند و تأثیر زاویه حمله و همچنین شکل بالک انتهایی و حالت بدون بالک انتهایی را بر روی ضرایب آیرودینامیکی بال مطالعه نمودند. دیوید و همکاران [۶] نیز تحقیق مشابهی را در این زمینه ارائه نمودند. یونگ مون و همکاران [۷] شبیه سازی سه بعدی بال را در نزدیکی سطح زمین به منظور استفاده در قطارهای الکتریکی پرنده انجام دادند. آنها ابتدا چند ایرفویل دو بعدی را بررسی کرده و مقطعی را که دارای بیشترین ضریب برآ در حالت دو بعدی بود انتخاب کرده و همان مقطع را برای بال سه بعدی بکار برده و اثر بالک انتهایی و دیواره کناری را نیز در این تحقیق بررسی کردند. کیونگ هو و همکاران [۸] شبیه سازی جریان اطراف بال با نسبت منطری کم را در نزدیکی سطح انجام داده و تأثیرات مختلف بالک انتهایی را در زوایای حمله مختلف و ارتفاع مختلف از سطح زمین بر پارامترهای مختلف مثل پایداری و ... را ارزیابی کردند. همچنین بهینه سازی شکل بالواره و بال در نزدیکی سطح زمین با در نظر گرفتن شکل NACA۰۰۱۵ به عنوان شکل پایه توسط همین گروه تحقیقاتی [۹-۱۰] انجام شد

با توجه به اهمیت پدیده اثر سطحی و گسترش آنها لازم است که تأثیر پارامترهای مختلف بر روی این پدیده مورد بررسی قرار گیرد. یکی از عوامل موثر بر کارایی این نوع وسایل پرنده، جدایش جریان اطراف بال های آنها می باشد که تأثیر بسزایی را در شروع واماندگی پرنده دارد. در کارهای تحقیقاتی بیان شده و دیگر کارهای موجود در این زمینه عوامل موثر بر جدایش جریان در نزدیکی سطح زمین عملاً مورد بررسی قرار نگرفته است. لذا در این تحقیق به صورت عددی به بررسی پارامترهای مختلف و تأثیر آنها بر جدایش جریان حول بالواره ها و بال ها پرداخته شده است.

روابط و معادلات حاکم

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 اسکالر می باشد.

$$\text{div}(\mathbf{r} \mathbf{V}) = S_m \quad (1)$$

$$\text{div}(\mathbf{r} \mathbf{V} \mathbf{q} - \mathbf{r} \mathbf{T}) = \mathbf{S}_v \quad (2)$$

$$\text{div}(\mathbf{r} \mathbf{V} \mathbf{j} - \mathbf{r} \mathbf{q}) = \mathbf{S}_\phi \quad (3)$$

به طوریکه \mathbf{r} چگالی، \mathbf{V} سرعت، \mathbf{T} تنش بدون بعد، \mathbf{T} تنسور تنش و \mathbf{q} بردار شار پخش می باشد. روش مورد استفاده در این تحقیق برای حل معادلات فوق، روش حجم محدود می باشد که با انتگرال گیری از معادلات فوق روی حجم کنترل و استفاده از قضیه گوس و دیورژانس، معادلات گسسته شده و

۱- دانشیار گروه مکانیک دانشکده مهندسی،

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد (parsania.ahmad@gmail.com)

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد

د	۰/۰۷۹۵	۰/۸۶۰۴	$f=6c, b=10c$ $u=4c, l=6c$	۷۷۶۳۵ سلول
و	۰/۰۹۲۴	۰/۰۱۷۰	$f=2c, b=6c$ $u=4c, l=2c$	۸۲۴۴۶۸ سلول
ز	۰/۰۷۹۳	۰/۸۵۷۰	$f=6c, b=10c$ $u=4c, l=6c$	۱۰۲۸۸۲۸ سلول
ح	۰/۰۸۰۱	۰/۸۶۱۰	$f=6c, b=10c$ $u=4c, l=6c$	۱۰۲۸۸۲۸ سلول

در شکل ۵ ضریب برآی حاصل از این شبیه سازی عددی با داده های تجربی [۵] برای بال با مقطع NACA ۶۴۰۹ و $AR=2$ مقایسه شده است. این شکل بیانگر سازگاری خوب بین مقادیر تجربی و مقادیر عددی به دست آمده است. با توجه به موارد بیان شده می توان به نتایج به حل عددی اطمینان حاصل نمود. در ادامه نتایج عددی به دست آمده ارائه می گردد.

به منظور بررسی جدایش جریان، در این قسمت از شکل خطوط جریان استفاده شده است. شکل ۶ خطوط جریان بر روی صفحه تقارن بال یا به عبارتی صفحه گذرنده از ریشه بال نشان داده و اثر فاصله از سطح بر جدایش جریان مورد بررسی قرار گرفته است. مشاهده می شود که در فاصله $0/3$ $h/c=$ جدایش وجود ندارد در حالیکه در $h/c=0/05$ جدایش جریان در لبه فرار مشاهده می گردد و به طور خلاصه می توان به این نتیجه رسید که با کاهش فاصله از سطح، جدایش افزایش می یابد. با توجه به اینکه تأثیر اصلی پدیده اثر سطحی بر روی فشار سطح زیرین بال است، فشار سطح فوقانی بال با تغییر فاصله از سطح تغییر چندانی ندارد. از طرفی در فواصل نزدیک به سطح، فشار در تمام ناحیه سطح زیرین افزایش می یابد و مقدار فشار در لبه فرار تحت تأثیر آن، زیادتر می شود. این پدیده موجب افزایش تغییرات فشار معکوس بر روی سطح فوقانی بال یا سطح مکش می شود و جدایش را افزایش می دهد.

به منظور بررسی اثر نسبت منطری (AR) بر جدایش روی سطح بال، خطوط جریان بر روی صفحه تقارن بال به ازای نسبت منطری ۱، ۲ و حالت دوبعدی ($AR=\infty$) به ترتیب در شکلهای ۷-الف، ۷-ب و ۷-ج نشان داده شده است. در شکل ۷-الف برای $AR=1$ جدایش مشاهده نمی گردد. شکل ۷-ب جدایش را در لبه فرار بال با $AR=2$ نشان می دهد. در شکل ۷-ج علاوه بر وجود یک ناحیه جدایش قویتر در لبه فرار، یک گردابه نیز در ناحیه ورودی مجرای بین بال و سطح زمین مشاهده می گردد. پس به طور کلی می توان گفت که با افزایش نسبت منطری، جدایش افزایش می یابد. علت این است که در نسبتهای منطری کمتر به دلیل حرکت راحت سیال در بعد سوم، تغییرات فشار کمتر است ولی در نسبتهای منطری زیادتر و حالت دو بعدی به دلیل محدودیت حرکت جریان سیال در دو بعد، تغییرات فشار بیشتر و در نتیجه تغییرات فشار معکوس ($\frac{\partial P}{\partial x} < 0$) و جدایش جریان در این حالت بیشتر است.

شکل ۶-ب، ۸-الف و ۸-ب به ترتیب خطوط جریان را در $z/b=0/0$ ، $z/b=0/5$ و $z/b=0/9$ مربوط به حالت $AR=2$ ، زاویه حمله ۸ درجه و $h/c=0/05$ نشان می دهند (b برابر فاصله ریشه تا نوک بال بوده و Z متغیر طولی در این جهت است). مقایسه این شکلها نشان می دهد که جدایش در نزدیکی نوک کمتر از ریشه است. به منظور بررسی دقیقتر این موضوع خطوط هم تراز سرعت در راستای X بر روی سطح بال رسم شده که شکل ۹ آنرا نشان می دهد. خطوط هم تراز سرعت X در حالت منفی با خط چین

ترم نفوذ، از طرح تفاضل مرکزی و ترم جابه جایی از طرح اختلاف بالادست مرتبه دوم بدست آمده است.

شبکه مورد استفاده در حالت دو بعدی شبکه سازمان یافته H است. حوزه حل دو بعدی و شرایط مرزی آن در شکل ۱ نشان داده شده است. در حالت سه بعدی نیز غیر از ناحیه نزدیک به نوک بال که از شبکه بی سازمان استفاده شده، در بقیه توأحی از شبکه با سازمان H استفاده شده است. در شکل ۲ حوزه حل سه بعدی و شرایط مرزی نشان داده شده است.

جریان دائم، لزج، آشفته و تراکم ناپذیر بوده و عدد رینولدز مربوطه بر مبنای طول وتر برابر 3.4×10^5 می باشد. الگوریتم حل SIMPLE و مدل آشفتگی Spalart-allmaras بوده است

نتایج

در این قسمت به بررسی و تحلیل نتایج می پردازیم. در ابتدا نتایج عددی در حالت دو بعدی و سه بعدی با نتایج تجربی موجود مقایسه شده است. سپس اثر متغیرهای مختلف بر جدایش جریان مورد بررسی قرار گرفته است.

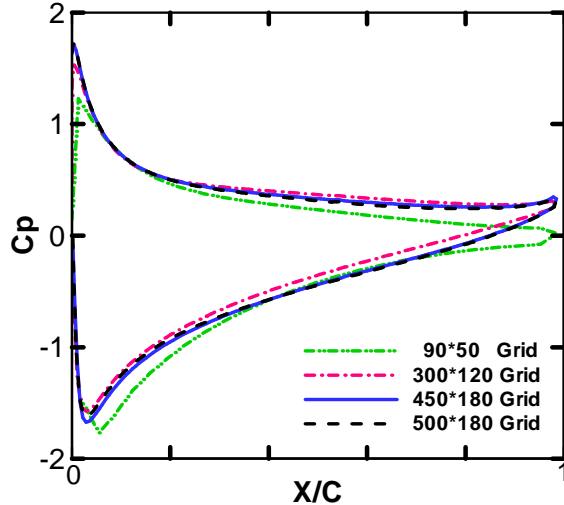
مقطع بال در این تحقیق، مقطع نازک و خمیده NACA ۶۴۰۹ است. با توجه به عدم وجود نتایج منتشر شده در مورد بالواره با مقطع NACA ۶۴۰۹ در حالت دو بعدی و با وجود داده های تجربی منتشر شده برای بالواره با مقطع NACA ۰۰۱۵ در نزدیکی سطح زمین، در ابتدا شبیه سازه جریان در اطراف بالواره NACA ۰۰۱۵ انجام شده و بر مبنای آن جریان در اطراف بالواره با مقطع NACA ۶۴۰۹ شبیه سازی شده است. به منظور بررسی استقلال از ابعاد حوزه حل و استقلال از شبکه، حوزه حل به ازای ابعاد مختلف مورد بررسی قرار گرفت که در نهایت با توجه به شکل ۱ حوزه حل با ابعاد $b=4, c=4, f=4, u=6c$ به عنوان حالت بهینه انتخاب شد. یکی نکته ای که باید در حل های عددی در نظر گرفت، بحث استقلال از شبکه می باشد. در این تحقیق این بررسی صورت گرفته و مشخص شد که میدان با ابعاد شبکه 180×450 به عنوان یک میدان حل عددی مناسب می باشد، به طوری که با ریز تر کردن سلول ها تغییری در نتایج حاصل نمی شود (شکل ۲).

شکل ۳ نتایج تجربی و عددی مربوط به مرجع [۲] را برای بال با $AR=2$ نشان می دهد و بیانگر سازگاری خوب بین مقادیر تجربی و مقادیر عددی به دست آمده است.

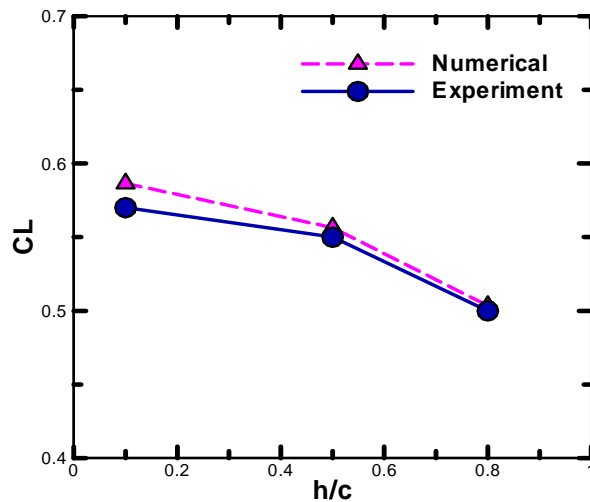
در شکل ۴ حوزه حل سه بعدی نشان داده شده است. به منظور بررسی استقلال از ابعاد حوزه حل و شبکه محاسباتی در حالت سه بعدی فرآیندی مشابه با دو بعدی انجام گرفته که نتایج آن در جدول ۱ ارائه شده است. با توجه به داده های موجود در جدول مذکور، حالت (ج) به عنوان حالت بهینه انتخاب شده است.

جدول ۱- بررسی استقلال از شبکه و حوزه حل سه بعدی

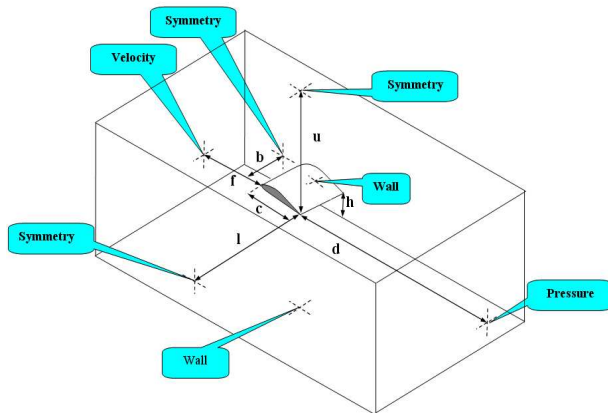
ردیف	تعداد سلول	ابعاد	CL	CD
الف	۴۰۳۸۰۰ سلول	$f=2c, b=6c$ $u=4c, l=2c$	۱/۰۰۹۷	۰/۰۹۱۱
ب	۴۳۳۶۳۸ سلول	$f=2c, b=6c$ $u=4c, l=2c$	۱/۰۰۳۶	۰/۰۹۰۰
ج	۴۷۸۶۸۰ سلول	$f=2c, b=6c$ $u=4c, l=2c$	۰/۹۵۳۲	۰/۰۸۶۳
د	۵۷۵۰۵۵ سلول	$f=4c, b=6c$ $u=4c, l=4c$	۰/۹۲۶۰	۰/۰۸۴۷



شکل ۲- نمودار توزیع فشار روی بالواره NACA0015 در زاویه حمله ۱۰ درجه و $h/c=0.2$ برای تعداد سلولهای مختلف



شکل ۳- ضریب برای تجربی و عددی بالواره با مقطع NACA 0015 در حالت دو بعدی و زاویه حمله ۵ درجه در فواصل مختلف از زمین



شکل ۴- شرایط مرزی و ابعاد میدان محاسباتی دو بعدی

مشخص شده است و می‌تواند به عنوان معیاری برای برگشت جریان محسوب شده و ناحیه جدایش را نشان دهد. مشاهده می‌شود که از ریشه به سمت نوک بال ناحیه خط چین (یعنی ناحیه با سرعت X منفی) کوچکتر می‌شود که بیانگر کاهش جدایش جریان در آن منطقه است. با توجه به اینکه از ریشه به سمت نوک بال حرکت سیال در جهت سوم آسانتر می‌شود و اختلاف فشار بین سطح بالا و پایین بال کمتر می‌گردد، تغییرات فشار معکوس نیز در این ناحیه کم شده و موجب کاهش جدایش می‌گردد.

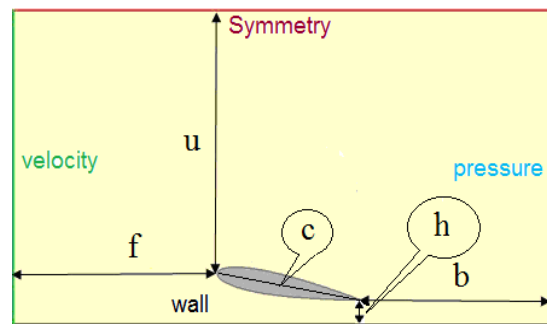
شکل ۱۰ توزیع ضریب فشار روی سطح بالواره و صفحه تقارن بال با $AR=2$ در زاویه حمله ۸ درجه و $h/c=0.05$ را نشان می‌دهد. ناحیه مشخص شده با دایره در این شکل، توزیع فشار در ناحیه جدایش را نشان داده و بیانگر آن است که در این ناحیه تغییرات ضریب فشار کم می‌شود. یعنی تغییرات فشار بعد از نقطه جدایش از تغییرات قبل از آن کمتر است. این شکل همچنین بیشتر بودن شیب فشار (تغییرات فشار معکوس) را در حالت دو بعدی نشان می‌دهد و تأییدی بر موارد بیان شده قبلی است.

نتیجه گیری

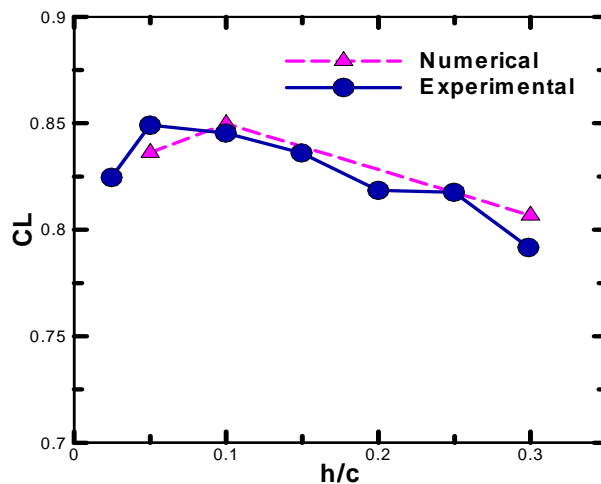
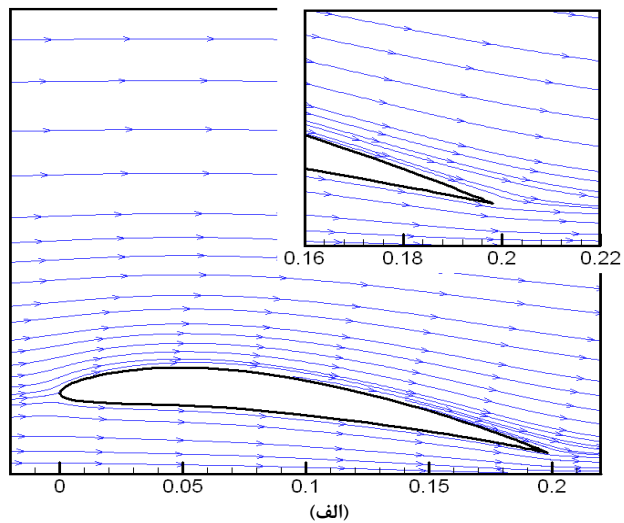
در این تحقیق شبیه سازی جریان روی بال در نزدیکی سطح زمین در حالت دو بعدی و سه بعدی انجام شد و اثر پارامترهای مختلف بر جدایش جریان بررسی شد. در ابتدا به منظور اعتبار سنجی نتایج دو بعدی و سه بعدی هر کدام به طور جداگانه با داده های تجربی منتشر شده مقایسه گردید و سازگاری خوبی را نشان داد. در ادامه نتایج زیر به دست آمد

- ۱- با کاهش فاصله از سطح زمین جدایش جریان افزایش می‌یابد.
- ۲- با افزایش نسبت منطری تغییرات فشار معکوس ($\frac{\partial P}{\partial x} < 0$) و در نتیجه جدایش بیشتر می‌شود.
- ۳- بر روی سطح بال از ریشه به سمت نوک بال جدایش جریان کاهش پیدا می‌کند.

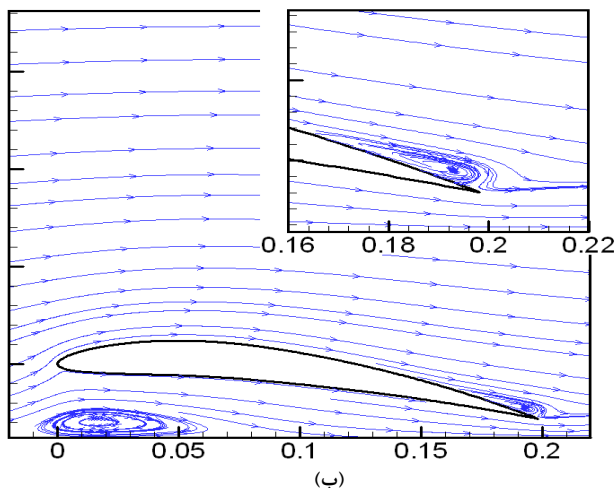
شکل ها و نمودارها



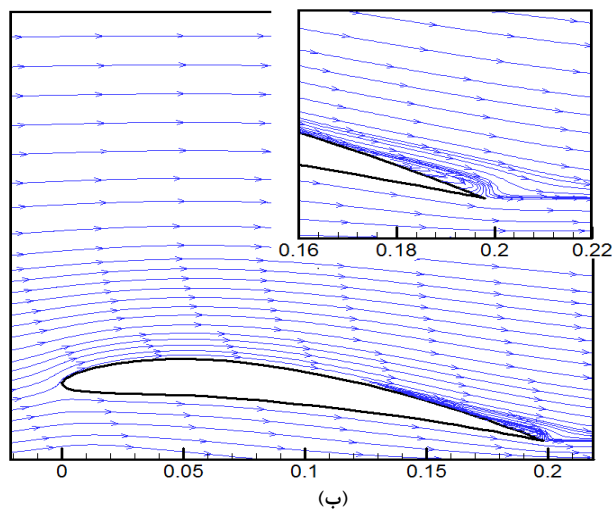
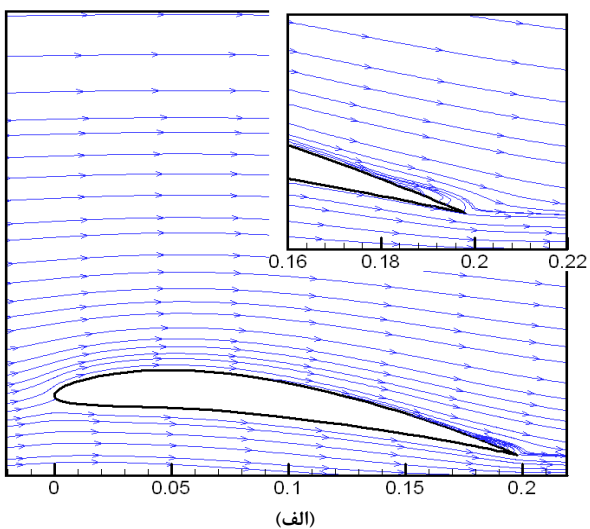
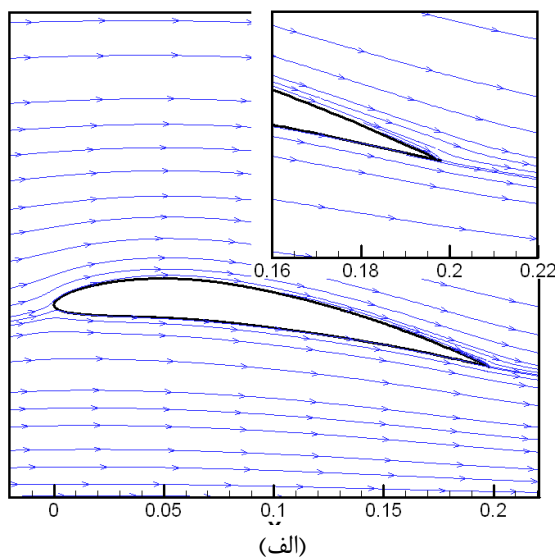
شکل ۱- شرایط مرزی و ابعاد میدان محاسباتی دو بعدی



شکل ۵- ضریب برای تجربی و عددی بال با مقطع NACA ۶۴۰۹ و $AR=2$ و زاویه حمله ۸ درجه در فواصل مختلف از زمین



شکل ۷- خطوط جریان در صفحه تقارن بال برای زاویه حمله ۸ درجه ($AR=1$ (الف) و $h/c=0.05$ (ب) $AR=\infty$ (دو بعدی))



شکل ۶- خطوط جریان در صفحه تقارن بال برای $AR=2$ و زاویه حمله ۸ درجه و $h/c=0.05$ (ب) و $h/c=0.3$ (الف)

مراجع

1.M. Takahisa, K. Takuma, S. Yoshioka, and Y. Kohama, "Study of Unsteady Characteristics of Wings in Ground Effect" in Third International Symposium on Tran disciplinary Fluid Integration JAPAN, 2006

2.M. Ahmed and S. Sharma, "An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect," Experimental Thermal and Fluid Science, vol. 29, pp. 633-647, 2005.

3.M. Ahmed, S. H. Ali, G. M. Imran, and S. D. Sharma, "Experimental investigation of the flow field of a symmetrical airfoil in ground effect," in 21st Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, 2003.

4. M. Ahmed, T. Takasaki, and Y. Kohama, "Experiments on the Aerodynamics of a Cambered Airfoil in Ground Effect," in 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2006.

5.K. Jung, H. Chun, and H. Kim, "Experimental investigation of wing-in-ground effect with a NACA6409 section," Journal of marine science and technology, vol. 13, pp. 317-327, 2008.

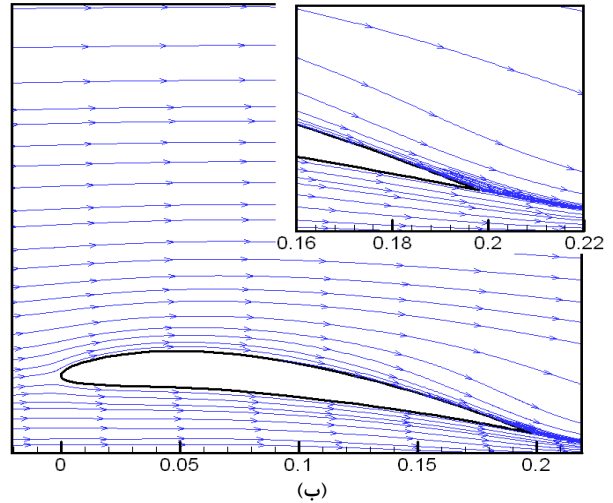
6.J. O. David and A. Jeff, "Experimental Investigation of Various Winglet Designs for a Wing in Ground Effect," in 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, 2004, pp. 1-10.

7. Y. Moon, H. Oh, and J. Seo, "Aerodynamic investigation of three-dimensional wings in ground effect for aero-levitation electric vehicle," Aerospace science and technology, vol. 9, pp. 485-494, 2005.

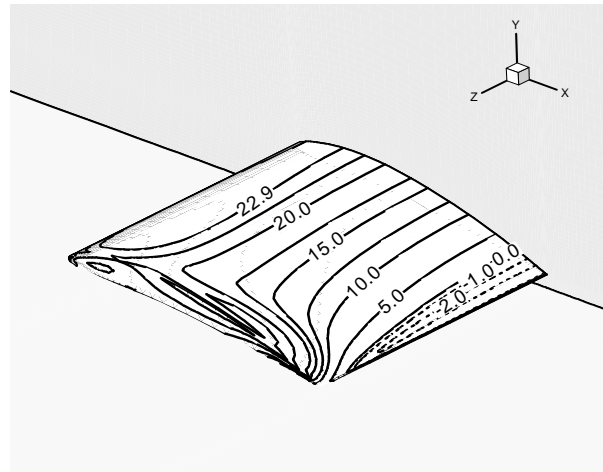
8.K. Park and J. Lee, "Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect," Journal of mechanical science and technology, vol. 22, pp. 2578-2589, 2008.

9. K. Park, B. Kim, J. Lee, and K. Kim, "Aerodynamics and Optimization of Airfoil Under Ground Effect," International Journal of Mechanical Systems Science and Engineering, vol. 1, 2009.

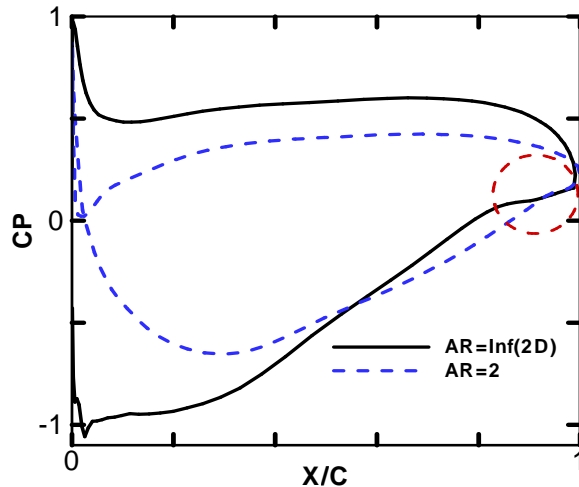
10.J. Lee, C. Hong, B. Kim, K. Park, and J. Ahn, "Optimization of Wings in Ground Effect Using Multi-Objective Genetic Algorithm," in 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida, 2010.



شکل ۸- خطوط جریان در اطراف بال با $AR=2$ ، زاویه حمله ۸ درجه و $h/c=0/3$ در صفحات (الف) $z/b=0/5$ ، (ب) $z/b=0/9$



شکل ۹- خطوط هم تراز سرعت بر روی سطح بال با $AR=2$ ، زاویه حمله ۸ درجه و $h/c=0/5$



شکل ۱۰- توزیع ضریب فشار روی سطح بالواره و صفحه وسط بال بال با $AR=2$ در زاویه حمله ۸ درجه و $h/c=0/5$