



## تحلیل عددی جریان چرخشی بالای یک بال کِرنِت کایت در مجاورت زمین

محمدجواد بزرگر<sup>1</sup>، مجتبی دهقان منشادی<sup>2\*</sup>

1- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان  
2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان  
\* شاهین شهر، صندوق پستی 153/83145، mut-es.ac.ir، mdmanshadi@

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
دریافت: 27 دی 1395  
پذیرش: 02 اسفند 1395  
ارائه در سایت: 14 فروردین 1396  
کلید واژگان:

اثر سطح

جریان چرخشی

بال کِرنِت کایت

دینامیک سیالات محاسباتی

### چکیده

در طی فازهای نشست و برخاست، ساختارهای جریان و نیروهای آیرودینامیکی متفاوت از میدان جریان آزاد است. دینامیک سیالات محاسباتی جهت مطالعه میدان جریان یک بال کِرنِت کایت در ناحیه اثر سطح با تمرکز بر مطالعه رفتار گردابه‌ها استفاده شده است. زوایای حمله و ارتفاعات مختلف در سرعت جریان آزاد 70m/s بررسی شده است. معیار کیو نشان می‌دهد که در اثر سطح، رفتار گردابه‌ها در زاویه حمله 2° با 0° و زاویه حمله 8° با زوایای 4° و 6° مشابه است. بر طبق توپولوژی بردارهای گردابان فشار در زاویه حمله 2°، مرکز تمامی گردابه‌ها در اثر سطح تقریباً ثابت می‌ماند. گردابی باقیمانده محوری، سرعت محوری و مکش القاشده تمامی گردابه‌ها افزایش می‌یابد و ایزوسطح‌های معیار کیو قطورتر می‌شوند. در زاویه حمله 8° با کاهش ارتفاع، گردابی باقیمانده محوری در گردابه اولیه و گردابه محل شکستگی بال به ترتیب افزایش و کاهش می‌یابد. همچنین، گردابه محل شکستگی به گردابه اولیه نزدیک می‌شود و از سطح بال فاصله می‌گیرد. در زاویه حمله 8°، فروپاشی گردابه ثانویه به بالادست جریان انتقال می‌یابد و تا قبل از فروپاشی قوی‌تر می‌شود. ساختار منسجم گردابه بین لبه حمله و گردابه محل شکستگی در اثر سطح از بین می‌رود و حباب بازچرخشی روی سطح بال تشکیل می‌شود. با کاهش ارتفاع، بیش‌ترین نمو ضرایب برآ و پسا روی سطح زیرین بال اتفاق می‌افتد.

## Numerical Analyses of the Vortical Flow over the Cranked Kite Wing in Ground Proximity

Mohammad Javad Bazrgar, Mojtaba Dehghan Manshadi\*

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran  
\* P.O.B. 153/83145, Shahin shahr, Iran, mdmanshadi@mut-es.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 16 January 2017  
Accepted 20 February 2017  
Available Online 03 April 2017

#### Keywords:

Ground effect  
Vortical flow  
Cranked kite wing  
Computational fluid dynamics

### ABSTRACT

In during take-off and landing phases, flow structures and aerodynamics forces differ from the unbounded flow field. Computational fluid dynamics were used to study the flow field of a cranked kite wing with the focus on studying vortices treatment. Different Angles of attack and heights were investigated at the freestream 70m/s. Q-criteria shows that in ground effect, vortices treatment is at angles of attack 2°, similar to 0° and angle of attack 8° similar to angles 4° and 6°. According to the topology of pressure gradient vectors at the angle of attack 2°, the center of all vortices in ground effect is fixed approximately. Axial residual vorticity, axial velocity and induced suction of all vortices increase and isosurfaces of Q-criteria become thicker. At the angle of attack 8° with decreasing height, axial residual vorticity of the primary vortex and the wing kink location vortex increase and decrease respectively. Also, the kink location vortex approaches the primary vortex and it takes away from the wing surface. At the angle of attack 8°, the coherent structure of vortex between leading edge and the kink location vortex breaks down in ground effect and recirculation bubble form on the wing surface. With decreasing height, the most drag and the lift coefficients increment occur on the lower surface of the wing.

### 1- مقدمه

غیرباریک<sup>5</sup> و بال‌های لامبدا<sup>6</sup> استفاده می‌شود. پهنادهای تارانیس<sup>7</sup> و نرون<sup>8</sup> دارای چنین پیکربندی هستند. این وسیله‌های پرنده، چالش‌های پایداری زیادی دارند. این پرنده‌ها، فاقد خلبان بوده و در طی فازهای نشست و برخاست از سنسورها و سیستم‌های کنترل اتوماتیک استفاده می‌کنند؛ بنابراین برای اطمینان از امنیت پرواز باید آیرودینامیک نزدیک زمین را

در سال‌های اخیر به طراحی وسیله‌های پرنده نظامی بدون سرنشین<sup>1</sup> و هواپیماهای بال پرنده<sup>2</sup> توجه زیادی شده است. این پرنده‌های فاقد دم<sup>3</sup>، دارای بال و بدنه یکپارچه<sup>4</sup> هستند و در بخشی ساختار آن‌ها از بال‌های دلتای

<sup>5</sup> Nonslender

<sup>6</sup> Lambda

<sup>7</sup> Taranis

<sup>8</sup> Neuron

<sup>1</sup> Unmanned combat aircraft vehicles (UCAV)

<sup>2</sup> Flying wing aircraft

<sup>3</sup> Tailless

<sup>4</sup> Blended-wing-body (BWB)

Please cite this article using:

M. J. Bazrgar, M. Dehghan Manshadi, Numerical Analyses of the Vortical Flow over the Cranked Kite Wing in Ground Proximity, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 4, pp. 41-51, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

بررسی و در سیستم‌های کنترلی در نظر گرفت.

مطالعه آئرودینامیک اثر سطح یک هواپیما، اساساً به تغییرات میدان جریان سه‌بعدی در وجود صفحه زمین و به دنبال آن اثر بر عملکرد کلی هواپیما متمرکز شده است. آئرودینامیک اثر سطح، در فازهای نشست و برخاست انواع هواپیما، پرنده‌های اثر سطحی<sup>1</sup> یا اکرانوپلن‌ها<sup>2</sup>، قطارهای با سرعت زیاد و خودروهای مسابقه نقش مهمی دارد. اثر سطح، اولین بار به‌طور جدی در دهه 1920 بررسی شده است. اولین ارزیابی تحلیلی اثر سطح توسط ویزلس برگر در سال 1921 انجام گرفته است [1]. وی با استفاده از تئوری برآی خطی پرنتل<sup>3</sup> و تصویر مدل، سطح زمین را با تصویر آینه‌ای بال در بالای زمین عوض کرد.

اثر سطح بر اساس فیزیک جریان، به دو طبقه‌بندی اثر سطح و تر<sup>4</sup> غالب (دو بعدی) و اثر سطح دهانه غالب<sup>5</sup> (سه بعدی) تقسیم می‌شود [2]. در ایرفویل‌های با زاویه حمله مثبت، پرواز نزدیک سطح زمین منجر به ایجاد فشار زیاد روی سطح زیرین بال می‌شود. این افزایش فشار منجر به افزایش برآ، ممان پیچ منفی و بهبود نسبت برآ به پسا می‌شود. این پدیده، اثر سطح و تر غالب نامیده می‌شود. زمانی که ارتفاع پرواز، کمتر از وتر ایرفویل شود، این اثر مشاهده می‌شود. در بال‌های سه بعدی با زاویه حمله مثبت، پرواز در مجاورت سطح، منجر به محدود شدن گردابه‌های نوک بال<sup>6</sup> و جابجا شدن آن‌ها به طرف بیرون در راستای دهانه بال می‌شود؛ بنابراین نسبت منطری مؤثر نسبت به نسبت منطری هندسی بال بزرگ‌تر می‌شود. هم‌چنین زاویه فروزش<sup>7</sup> و متعاقباً پسای القایی<sup>8</sup> کاهش می‌یابد. این پدیده، اثر سطح دهانه غالب نامیده می‌شود. هنگامی که ارتفاع پرواز کمتر از یک دهانه بال شود، این پدیده اتفاق می‌افتد.

مراجع متعددی از جمله [4,3] اثر سطح را در بال‌های با نسبت منطری بزرگ و زاویه پس‌گرایی کم بررسی کرده‌اند. این بال‌ها در حوزه پرنده‌های اثر سطحی یا کرفت‌های<sup>9</sup> با پرواز طولانی مدت در اثر سطح، بیش‌ترین کاربرد را دارند. در این نوع بال‌ها با کاهش ارتفاع از سطح، ضریب برآ و ممان پیچ منفی افزایش و ضریب پسای کل کاهش می‌یابد. از جمله مزیت‌های این بال‌ها، افزایش قابل توجه بازده آئرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) است. احمد [5]، یک ایرفویل ضخیم را در اثر سطح بررسی کرد. بررسی وی نشان داد که نقطه سکون جریان، به طرف پایین جابجا می‌شود. این مسئله منجر به منحرف شدن بخش بزرگ‌تری از جریان هوا به بالای بال می‌شود. جانگ و همکاران [6] اثر سطح یک بال با مقطع NACA 6409 را در تونل باد بررسی کردند. آن‌ها کاهش گردابه‌های نوک و دنباله<sup>10</sup> بال را در اثر سطح مشاهده کردند.

همه پیکربندی‌ها<sup>11</sup> در وسیله‌های پرنده، دارای مزیت افزایش زیاد در بازده آئرودینامیکی نیستند و دچار اثر سطح معکوس می‌شوند. در واقع با کاهش ارتفاع، برآ و پسا زیاد می‌شود و بازده آئرودینامیکی تنها اندکی افزایش می‌یابد. مرجع [7] اثر سطح دائم یا ارتفاع ثابت را بر مدل دلتای باریک استاندارد VFE-2 در زاویه حمله 20° بررسی کردند. نتایج بررسی آن‌ها نشان

داد که با کاهش ارتفاع از سطح، برآ، پسا و ممان پیچ منفی<sup>12</sup> به‌طور غیرخطی افزایش می‌یابد. بازده آئرودینامیکی با ارتفاع تغییر اندکی می‌کند و در حالت کلی روند افزایشی با کاهش ارتفاع دارد. بررسی میدان جریان نشان داد که موقعیت هسته گردابه در اثر سطح تقریباً ثابت بوده است. در ناحیه محصور بین زیر بال و زمین، مؤلفه سرعت در راستای جریان و سرعت عمود بر زمین کاهش و سرعت در راستای دهانه نسبت به جریان آزاد بزرگ‌تر می‌شود. ایرل [8]، اثر سطح روی یک بال دلتای باریک را بررسی کرد. بررسی‌ها نشان داد که فشار بر سطح زیرین افزایش می‌یابد. این افزایش فشار، با بزرگ‌تر شدن زاویه حمله افزایش می‌یابد. نتیجه کلی اثر سطح، افزایش نیروی عمودی است.

میوسج و پرنس [9] مطالعه عددی و تجربی اثر سطح بر بال دلتای معکوس با لبه حمله<sup>13</sup> w شکل را از جریان آزاد تا نسبت ارتفاع به دهانه 0.09 بررسی کردند. در تمام نسبت‌های ارتفاع مورد بررسی، هیچ اختلاف قابل توجهی در ضریب پسا مشاهده نشد. احمد و گوناراتن [10] یک بال ضخیم با نسبت منطری کم را در مجاورت زمین بررسی کردند. ثابت ماندن ضریب پسا و کاهش ضریب برآ با افزایش ارتفاع مشاهده شد. چانز و همکاران [11] مدل پهپاد V شکل را در اثر سطح بررسی کردند. نتایج نشان داد که در نزدیک زمین، ممان حول مرکز آئرودینامیکی افزایش می‌یابد و بال از پایداری تقریباً خنثی حول مرکز آئرودینامیکی به پایداری مثبت انتقال می‌یابد. دهقان منشادی و بذرگر [12] ضرایب آئرودینامیکی یک بال لامبدا را در اثر سطح استاتیک بررسی کردند. نتایج بررسی آن‌ها نشان داد که با کاهش ارتفاع پرواز، پسا، برآ، شیب منحنی برآ، ممان پیچ حول مرکز جرم بال، بازده آئرودینامیکی، پسای پارازیت<sup>14</sup>، افزایش یافته و پسای القایی کاهش می‌یابد. اما تغییرات ضرایب آئرودینامیکی میدان جریان سطوح زیرین و بالایی بال به‌طور جداگانه بررسی نشد. بررسی توزیع فشار روی سطح زیرین در زاویه حمله 8° نشان داد که با کاهش ارتفاع پرواز، فشار استاتیک زیر بال به علت مسدود شدن جریان بین بال و زمین افزایش می‌یابد. این افزایش فشار به اثر صعود<sup>15</sup> یا بالش هوایی<sup>16</sup> معروف است. هم‌چنین، فشار دینامیکی جریان زیر بال کاهش می‌یابد.

مطالعه مراجع گذشته نشان می‌دهد که رفتار آئرودینامیکی یک بال در اثر سطح، به پیکربندی وسیله وابسته است. بیش‌تر مطالعات گذشته به بررسی ضرایب آئرودینامیکی پرداخته و اکثراً در حوزه پرنده‌های اثر سطحی می‌باشند. مطالعات خیلی کمی به بررسی میدان جریان پرداخته‌اند. در این مطالعه، میدان جریان یکی از بال‌های لامبدا معروف به پلنفرم کِرکت‌کایت<sup>17</sup> با تمرکز بیش‌تر بر رفتار گردابه‌های تشکیل شده در بالای بال در مجاورت زمین بررسی شده است. مکانیزم اثر سطح روی سطح بالایی این بال‌ها، متفاوت از بال‌های با نسبت منطری بزرگ است؛ زیرا به‌جای برآ جریان پتانسیل، به برآ گردابه<sup>17</sup> مرتبط می‌باشد. هم‌چنین تغییرات ضرایب برآ و پسا سطوح زیرین و بالایی بال به‌طور جداگانه نسبت به میدان جریان آزاد مطالعه شده است.

## 2- بیان مسئله و توصیف روش شبیه‌سازی

در این مطالعه، میدان جریان یک بال تخت با پس‌گرایی دوگانه لبه حمله 54.5°/29.5° در مجاورت زمین با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی

<sup>12</sup> Nose-down moment

<sup>13</sup> Parasite drag

<sup>14</sup> Ram effect

<sup>15</sup> Air cushion

<sup>16</sup> Cranked kite

<sup>17</sup> Vortex lift

<sup>1</sup> Wing in ground (WIG)

<sup>2</sup> Ekranoplan

<sup>3</sup> Prandtl

<sup>4</sup> Chord

<sup>5</sup> Span

<sup>6</sup> Tip vortex

<sup>7</sup> Downwash

<sup>8</sup> Downwash

<sup>9</sup> Craft

<sup>10</sup> Wake

<sup>11</sup> Configuration

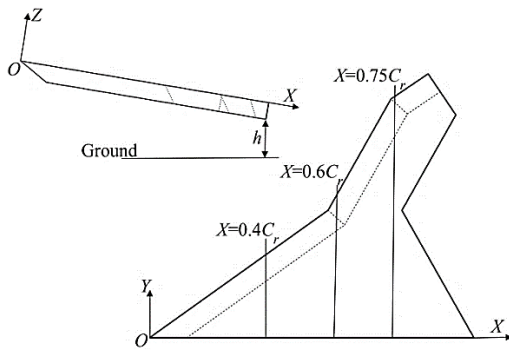


Fig. 1 Coordinate system and wing geometry

شکل 1 سیستم مختصات و هندسه بال

جدول 1 مشخصه‌های مدل لامبدا شکل

Table 1 Model specifications of the Lambda-Shaped

دهانه	وتر ریشه	وتر آیرودینامیکی متوسط	ضخامت	نسبت منفری
732mm	450mm	225mm	30mm	4.08

است. حل گر فشار مینا با دقت مضاعف به‌عنوان الگوریتم حل استفاده شده است. همگرایی حل هنگامی است که ضرایب برآ و پسا ثابت شوند. در قرن شانزدهم میلادی، لئوناردو داوینچی اصل تقابل<sup>۹</sup> آیرودینامیکی را ارائه داد. برطبق این اصل، اگر جسم از میان یک محیط سیال با سرعت معین حرکت کند، نتایج حاصل با حالت عبور سیال با همان سرعت بر روی جسم، یکسان خواهد بود. این اصل در دینامیک سیالات محاسباتی به‌طور گسترده استفاده می‌شود. در درستی ماهیت جریان در چارچوب جسم ساکن، در برخی حالت‌های خاص مثل اثر سطح ابهام وجود دارد. برابر و همکاران [17]، اثر چارچوب مرجع انتخاب شده بر آیرودینامیک اثر سطح را بررسی کردند. بررسی آن‌ها نشان داد که بین نتایج چارچوب جسم ساکن و سیال ساکن اختلاف خیلی کمی وجود دارد. در این مطالعه از چارچوب جسم ساکن در سیال متحرک استفاده شده است. در "شکل 2"، دامنه محاسباتی و شرایط مرزهای جریان نشان داده شده است. نیمه مدل در این مطالعه استفاده شده است؛ زیرا مدل زاویه جانبی ندارد. در حالت اثر سطح، شرط مرزی دیواره بدون لغزش روی سطوح بال، شرط مرزی تقارن در زمین [19,18] و صفحه تقارن، شرط مرزی گرادیان سرعت صفر با فشار یکنواخت در مرز پایین دست و شرط مرزی سرعت ورودی یکنواخت با گرادیان فشار صفر در مرزهای جانبی و بالادست جریان استفاده شده است. در جریان آزاد، شرط مرزی سرعت ورودی یکنواخت با گرادیان فشار صفر در صفحه زمین اعمال شده است.

1, 2, 3: Velocity Inlet 5: Symmetry Plane  
4: Pressure Outlet 6: Symmetry (Ground Plane)

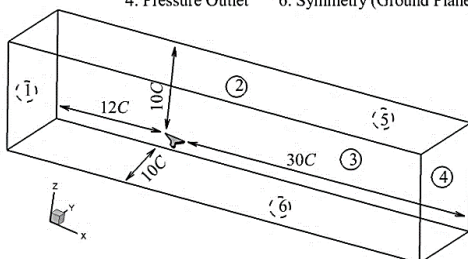


Fig. 2 Computational domain and boundary condition in ground effect

شکل 2 دامنه محاسباتی و شرایط مرزی در اثر سطح

بررسی شده است. شماتیکی از هندسه بال و سیستم مختصات استفاده شده در این مطالعه در "شکل 1" نشان داده شده است. لبه حمله بال تیز است و زاویه پخ<sup>۱</sup> در لبه حمله 45° است. سایر مشخصات بال در جدول 1 ارائه شده است. فاصله از سطح زمین، h، به‌عنوان فاصله بین پایین‌ترین نقطه بال تا زمین تعریف شده است. این فاصله با وتر ریشه بی‌بعد شده است. نسبت‌های h/C\_r مورد بررسی در این مطالعه برابر 5، 0.5، 0.3، 0.1 و 0.05 است. زوایای مورد بررسی برابر 0°، 2°، 4°، 6° و 8° است. تمام شبیه‌سازی‌ها در سرعت جریان آزاد 70m/s انجام گرفته است. عدد رینولدز براساس وتر آیرودینامیکی متوسط و سرعت جریان آزاد تقریباً 1×10<sup>6</sup> است. جریان اطراف بال فرض می‌شود که سه بعدی، آشفته، دائم و تراکم ناپذیر باشد. جریان آشفته هوا، با معادلات ناویر-استوکس متوسط رینولدز<sup>۲</sup> توصیف می‌شود که معادلات آن در روابط (1) تا (3) ارائه شده است.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} (-\bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (2)$$

$$-\rho \bar{u}_i \bar{u}_j = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left( \rho K + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (3)$$

با توجه به مواردی از قبیل ناچیز بودن اثرات عدد رینولدز بر گردابه اولیه در بال‌های با جریان گردابه غالب و با لبه حمله تیز [13]، تعداد قابل توجه شبکه موردنیاز در راستای وتر بال جهت مدل‌سازی ناحیه گذار [14]،<sup>۳</sup> کوچک موردنیاز جهت شبیه‌سازی گذار، عدم وجود داده‌های تجربی مدل موردبررسی برای مقایسه، نسبتاً بزرگ بودن عدد رینولدز جریان آزاد و در نتیجه احتمالاً محدود بودن جریان آرام به ناحیه کوچک نزدیک رأس بال، گذار جریان از آرام به آشفته شبیه‌سازی نشده و جریان کاملاً آشفته فرض شده است. جریان آشفته با مدل K- $\omega$  SST<sup>۴</sup> مدل‌سازی شده است که معادلات اصلی آن در روابط (4) و (5) ارائه و جزئیات کامل در مرجع [15] موجود است.

$$\rho \frac{\partial}{\partial x_i} (K u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_K} \right) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] + G_K - Y_K \quad (4)$$

$$\rho \frac{\partial}{\partial x_i} (\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (5)$$

K، انرژی جنبشی آشفتگی و  $\omega$ ، نرخ اضمحلال<sup>۵</sup> ویژه انرژی آشفتگی است. در رابطه (5)،  $G_\omega$  تولید انرژی جنبشی آشفتگی،  $Y_\omega$  اضمحلال ناشی از آشفتگی،  $\sigma_\omega$  عدد پراختل آشفتگی و  $D_\omega$  دیفیوژن عرضی مربوط به  $\omega$  است. این مدل، یک مدل ترکیبی است که در ناحیه کاملاً آشفته از مدل K- $\omega$  ویلکاکس<sup>۶</sup> به مدل K- $\epsilon$  سوئیچ می‌کند تا از حساسیت به اغتشاشات جریان کاسته شود. این مدل با کم‌ترین هزینه محاسباتی برای جریان‌های با گرادیان فشار بزرگ و جدایش لایه مرزی مناسب‌تر است. هم‌چنین این مدل در پیش‌بینی قدرت و موقعیت گردابه‌ها مناسب‌تر است [16].

معادلات حاکم بر جریان با استفاده از روش حجم محدود در نرم‌افزار فلونت<sup>۷</sup> حل شده‌اند. روش گسسته‌سازی مرتبه دوم بالادست<sup>۸</sup> برای معادلات مومنتم، انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اضمحلال ویژه آشفتگی بکار برده شده است. الگوریتم سیمیل<sup>۸</sup> جهت کوپل کردن سرعت و فشار استفاده شده

<sup>1</sup> Bevel

<sup>2</sup> Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS)

<sup>3</sup> Shear stress transport

<sup>4</sup> Dissipation

<sup>5</sup> Wilcox

<sup>6</sup> Fluent

<sup>7</sup> Upwind

<sup>8</sup> Semi implicit method for pressure linked equations (SIMPLE)

<sup>9</sup> Reciprocity

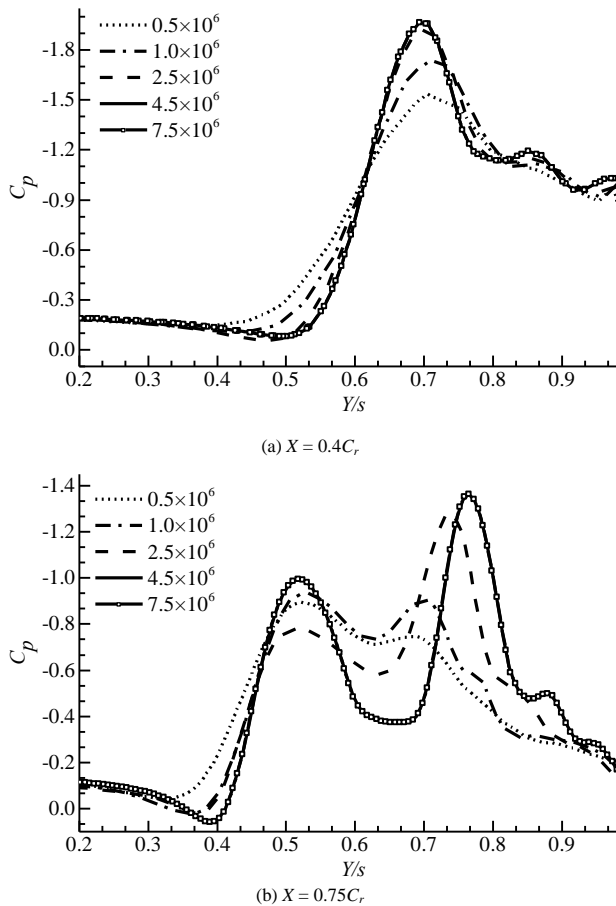


Fig. 4 Variation of  $C_p$  on the upper surface of the wing with grid number at angle of attack  $8^\circ$

شکل 4 تغییرات  $C_p$  روی سطح بالایی بال با تعداد المان‌های شبکه در زاویه حمله  $8^\circ$

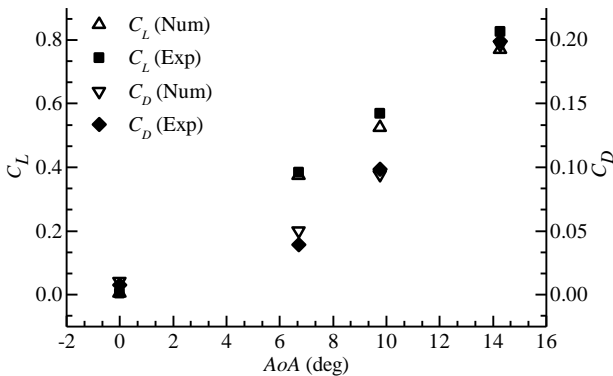


Fig. 5 Comparison of computed  $C_L$  and  $C_D$  with experimental data

شکل 5 مقایسه  $C_L$  و  $C_D$  محاسبه شده و داده‌های تجربی

جریان آزاد را در زاویه حمله  $8^\circ$  نشان می‌دهد. ممان پیچ، حول مرکز جرم بال گرفته شده است. تغییرات آیرودینامیکی ایجاد شده به وسیله اثر سطح، به تغییرات میدان جریان سطوح زیرین و بالایی بال مربوط می‌شود. ضرایب برآ، پسا و ممان پیچ با کاهش ارتفاع از سطح، افزایش می‌یابد. بیشترین تغییرات مربوط به محدوده ارتفاع  $0.05 \leq h/C_r \leq 0.3$  است. در زاویه حمله  $8^\circ$  با ارتفاع بی‌بعد 0.05، درصد تغییرات نسبی ضرایب برآ، پسا کل و ممان پیچ به ترتیب برابر 54.5، 33.9 و 30.5 درصد است. اندازه نیرویی سطح بالا، بزرگ‌تر از سطح زیرین است. بنابراین سطح بالایی، سهم بیشتری در نیروی کل دارد. این

شبکه با نرم‌افزار انسیس مشینگ<sup>1</sup> تولید شده است. در "شکل 3"، برشی از شبکه محاسباتی اطراف مدل نشان داده شده است. دامنه محاسباتی ترکیبی از المان‌های هرمی و منشوری است. با توجه به نزدیک بودن مدل به سطح زمین، برای هر ترکیبی از ارتفاع و زاویه حمله، شبکه‌ای جداگانه تولید شده است. تعداد 25 لایه المان منشوری در لایه‌مرزی با نرخ رشد 1.22 قرار گرفته است. مدل  $K-\omega$  SST در محدوده  $0 \leq y^+ \leq 5$  برقرار است.  $y^+$  اولین لایه تمامی المان‌ها، کمتر از 2 است؛ بنابراین مدل  $K-\omega$  SST در این شبکه قابل استفاده است. استقلال حل از تعداد المان‌های شبکه، از طریق بررسی تغییرات ضریب فشار روی سطح بالایی انجام گرفته است. "شکل 4"، توزیع فشار دو مقطع از بال در جریان آزاد با زاویه حمله  $8^\circ$  را نشان می‌دهد. در شبکه با تعداد  $4.5 \times 10^6$  حساسیت ضریب فشار به تعداد المان، تقریباً از بین می‌رود. سایر شبیه‌سازی‌ها با ابعاد شبکه  $4.5 \times 10^6$  تولید شده است. با توجه به تغییر فاصله بال از سطح، تعداد المان‌های هر شبکه مقداری متفاوت است.

### 3- نتایج محاسباتی و آنالیز

#### 3-1- اعتبارسنجی حلگر

داده‌های تجربی مربوط به اثر سطح در مدل مورد مطالعه در این پژوهش در دسترس نیست. بنابراین جهت اعتبارسنجی حلگر، از نتایج آزمایشگاهی لی و همکاران [20] استفاده شده است. مدل موردنظر، یک بال دلتا با زاویه پس‌گرایی  $65^\circ$  است. نسبت فاصله مرکز آیرودینامیکی بال از سطح زمین به وتر ریشه بال برابر 0.3 است. عدد رینولدز بر اساس وتر آیرودینامیکی متوسط برابر  $4 \times 10^5$  است. "شکل 5" مقایسه بین ضرایب پسا و برآی کار حاضر با نتایج آزمایشگاهی را نشان می‌دهد. انطباق خوبی بین نتایج تجربی و کار حاضر وجود دارد به طوری که حداکثر خطا 8 درصد است.

#### 3-2- ضرایب برآ و پسا در اثر سطح

در ارتفاع  $h$  از سطح زمین، نمو<sup>2</sup> تغییر برآی کل، برآی سطح زیرین و سطح بالایی نسبت به میدان جریان آزاد به شکل روابط (6) تا (8) تعریف شده است.

$$\Delta(C_{L,Total}) = (C_{L,Total})^h - (C_{L,Total})^{OGE} \quad (6)$$

$$\Delta(C_{L,Lower}) = (C_{L,Lower})^h - (C_{L,Lower})^{OGE} \quad (7)$$

$$\Delta(C_{L,Upper}) = (C_{L,Upper})^h - (C_{L,Upper})^{OGE} \quad (8)$$

روابط مشابهی برای ضرایب پسا و ممان پیچ تعریف می‌شود. "شکل‌های 6 تا 8" به ترتیب روند تغییرات برآ، پسا و ممان پیچ و نمو هر یک نسبت به

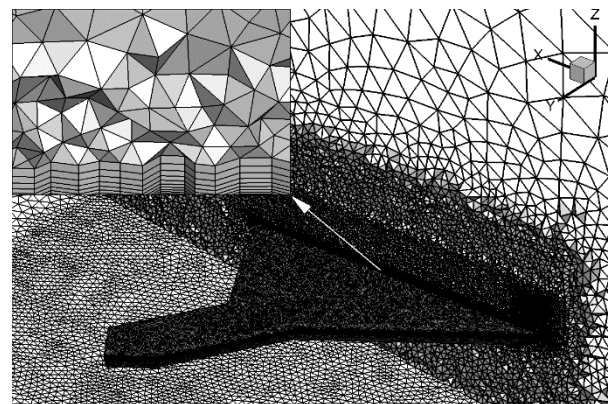


Fig. 3 Computational grid in the region near wing

شکل 3 شبکه محاسباتی در ناحیه نزدیک بال

<sup>1</sup> Ansys meshing  
<sup>2</sup> Increment

بودن جریان، معیار کیو با رابطه (9) تعریف می‌شود.

$$Q = (\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij})/2 \quad (9)$$

که  $\Omega_{ij}$  و  $S_{ij}$  به ترتیب تانسورهای چرخش<sup>2</sup> و نرخ کرنش<sup>3</sup> هستند؛ بنابراین مقادیر مثبت کیو نشان‌دهنده‌ی ناحیه‌هایی از جریان است که تانسور چرخش بزرگتر از تانسور کرنش است و در حالت کلی متناظر با بخش هسته گردابه‌ها است. در واقع کیو، پایا<sup>4</sup> دوم تانسور گرادیان سرعت است [21].

در "شکل 9" ساختار گردابه‌های بالای بال با استفاده از معیار کیو در جریان آزاد و ارتفاع بی‌بعد 0.05 برای تمام زوایای حمله رسم شده است. در زاویه حمله 0°، گردابه‌های لبه حمله در جریان آزاد نسبتاً ضعیف هستند و با کاهش ارتفاع، ساختار گردابه‌ها قوی‌تر شده است. قطورتر شدن گردابه به معنی افزایش چرخش است؛ بنابراین گردابه‌ها قوی‌تر شده و مکش بیش‌تری روی سطح بالایی بال ایجاد می‌کنند. در زاویه حمله 2°، گردابه‌ها در جریان آزاد قوی‌تر شده و با کاهش ارتفاع رفتاری مشابه با زاویه 0° برای گردابه‌ها مشاهده شده است. ساختار گردابه اولیه<sup>5</sup> در زوایای 4°، 6° و 8° با کم شدن ارتفاع، قوی‌تر می‌شود ولی گردابه محل شکستگی<sup>6</sup> بال ضعیف‌تر می‌شوند. با ضعیف‌تر شدن گردابه‌ها، قطر آن‌ها کاهش یافته؛ بنابراین مکش کمتری را ایجاد می‌کنند. هم‌چنین فروپاشی<sup>7</sup> گردابه ثانویه<sup>8</sup> به بالادست جریان جابجا می‌شود. در زوایای حمله 6° و 8°، ساختار گردابه‌ای جدیدی در بخش بیرونی بال در ارتفاع بی‌بعد 0.05 تشکیل شده است. با توجه به این‌که رفتار گردابه‌ها در زاویه حمله 2° و 0° و زاویه حمله 8° با زوایای 4° و 6° مشابه است؛ بنابراین در ادامه بحث، میدان جریان آزاد و ارتفاع بی‌بعد 0.05 در صفحات عمود بر بال، فقط در زوایای 2° و 8° مقایسه شده‌اند.

در "شکل 10" کانتورهای ضریب فشار همراه با خطوط جریان<sup>9</sup> برحسب بردارهای گرادیان فشار، در صفحه عمود بر بال در مقطع  $X=0.6C_r$  رسم شده است. جهت بردار گرادیان یک کمیت اسکالر، جهت نرخ ماکزیمم تغییرات آن کمیت را در یک نقطه معین نشان می‌دهد. با توجه به این‌که در هسته گردابه‌ها، گرادیان فشار بزرگی وجود دارد؛ بنابراین واگرا شدن خطوط از یک نقطه، بیان‌گر مرکز گردابه است. نقاط بحرانی از دیدگاه توپولوژی جریان، نقاطی در جریان هستند که اندازه<sup>10</sup> میدان‌های برداری از قبیل سرعت و گرادیان فشار در آن نقاط صفر است. توپولوژی میدان سرعت، به چارچوب مرجع<sup>11</sup> وابسته است؛ اما میدان گرادیان فشار، مستقل از حرکت ناظر بدون شتاب است. ساختار جریان براساس بردارهای گرادیان فشار، از مجموعه‌ای نقاط گره ناپایدار<sup>12</sup> (واگرا شدن خطوط از یک نقطه بحرانی) در نزدیک مرکز گردابه‌ها تشکیل شده است. مرکز گردابه‌ها به وسیله نقاط زینی<sup>13</sup> (تقاطع ظاهری خطوط جریان) از یکدیگر جدا شده‌اند [22].

در "شکل 10" یکی از نقاط زینی و یکی از گره‌های ناپایدار نشان داده شده است. گره مشخص شده، مرکز گردابه اولیه را در زاویه حمله 2° نشان می‌دهد. در این مقطع، مرکز گردابه‌ها با کم شدن ارتفاع تقریباً ثابت مانده‌اند. در زاویه حمله 2°، در  $Y/s$  تقریباً برابر با 0.52، خطوط به سمت یک نقطه

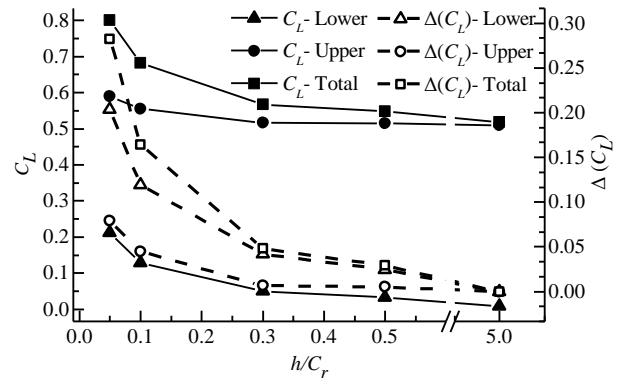


Fig. 6 Lift coefficient and its increment with height for  $AoA = 8^\circ$

شکل 6 ضریب برآ و نمو آن با ارتفاع برای  $AoA = 8^\circ$

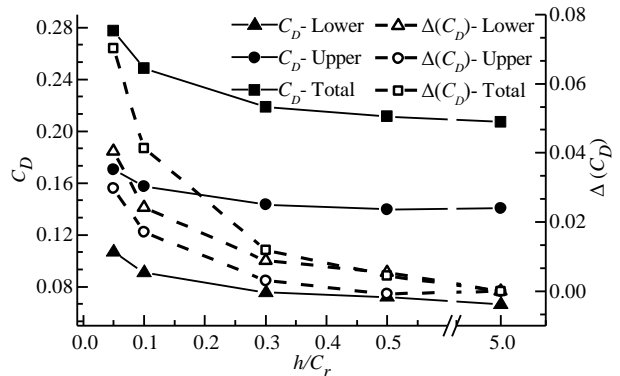


Fig. 7 Drag coefficient and its increment with height for  $AoA = 8^\circ$

شکل 7 ضریب پسا و نمو آن با ارتفاع برای  $AoA = 8^\circ$

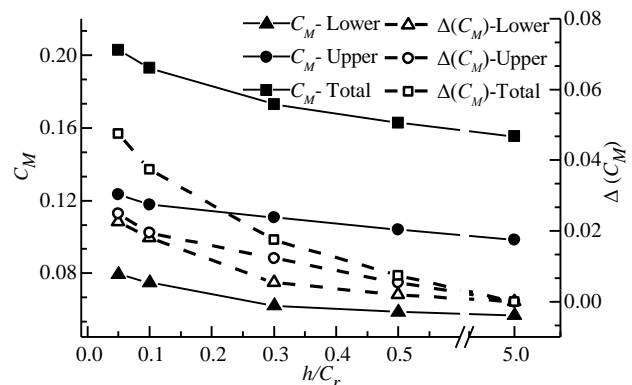


Fig. 8 Pitching moment coefficient and its increment with height for  $AoA = 8^\circ$

شکل 8 ضریب ممان پیچ و نمو آن با ارتفاع برای  $AoA = 8^\circ$

سطح با گردابه‌های لبه حمله غالب شده است. اما بیش‌ترین تغییرات ضرایب آیرودینامیکی مربوط به سطح زیرین بال است. بنابراین اثر سطح، میدان جریان زیر بال را بیش‌تر تحت تأثیر قرار می‌دهد. تغییر در ضرایب آیرودینامیکی سطح زیرین، ناشی از افزایش قابل توجه فشار مسیر بین زیر بال و زمین است [12]. این افزایش فشار، منجر به تغییر رفتار گردابه‌های تشکیل شده در بالای بال می‌شود.

### 3-3- ساختارهای چرخشی در اثر سطح

در این بخش رفتار گردابه‌های لبه حمله بررسی شده است. معیار کیو<sup>1</sup> جهت استخراج ساختارهای چرخشی استفاده شده است. با توجه به تراکم ناپذیر

<sup>1</sup> Q-criteria

<sup>2</sup> Rotation

<sup>3</sup> Strain

<sup>4</sup> Invariant

<sup>5</sup> Primary vortex

<sup>6</sup> Kink location vortex

<sup>7</sup> Breakdown

<sup>8</sup> Secondary vortex

<sup>9</sup> Streamtrace

<sup>10</sup> Norm

<sup>11</sup> Frame reference

<sup>12</sup> Unstable Node

<sup>13</sup> Saddle

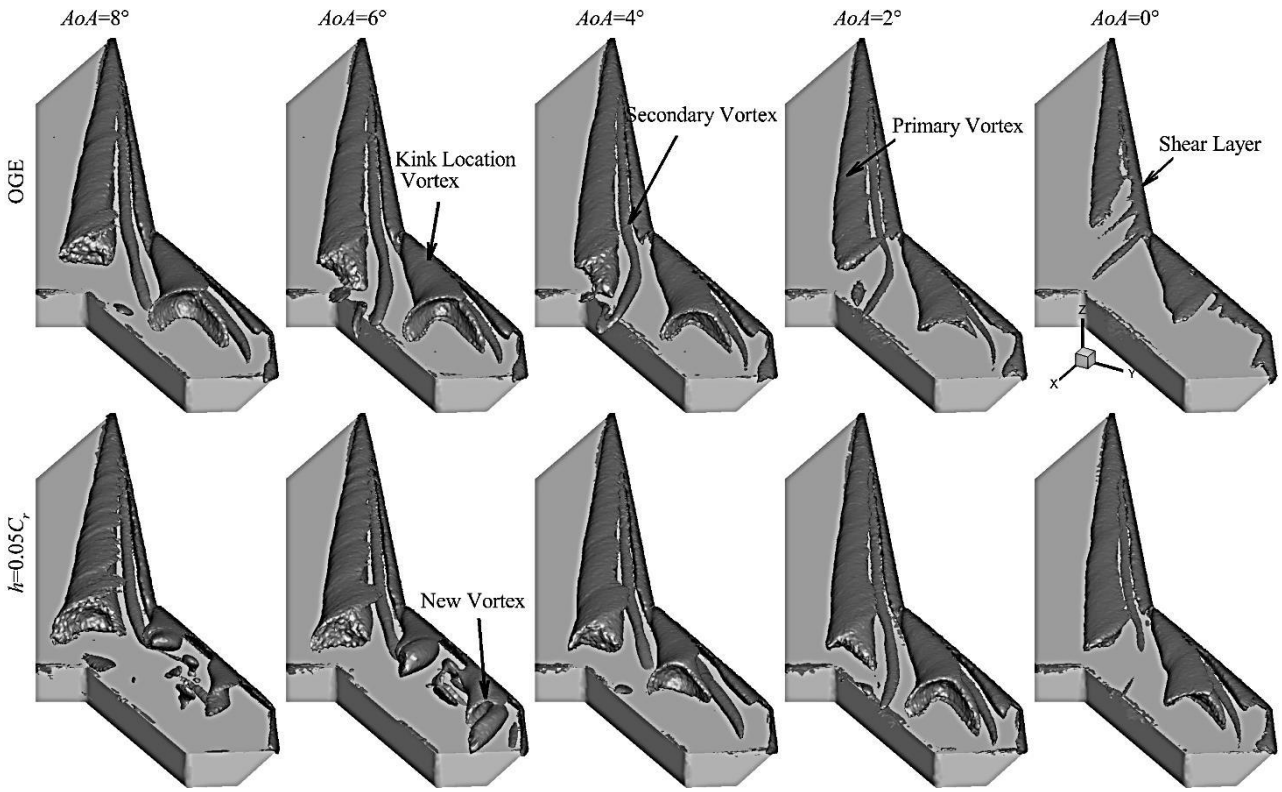


Fig. 9 Comparison between isosurface of  $Q = 200 U^2 / C_r^2$  in free stream and  $h = 0.05 C_r$

شکل 9 مقایسه بین ایزو سطح  $Q = 200 U^2 / C_r^2$  در جریان آزاد و  $h = 0.05 C_r$

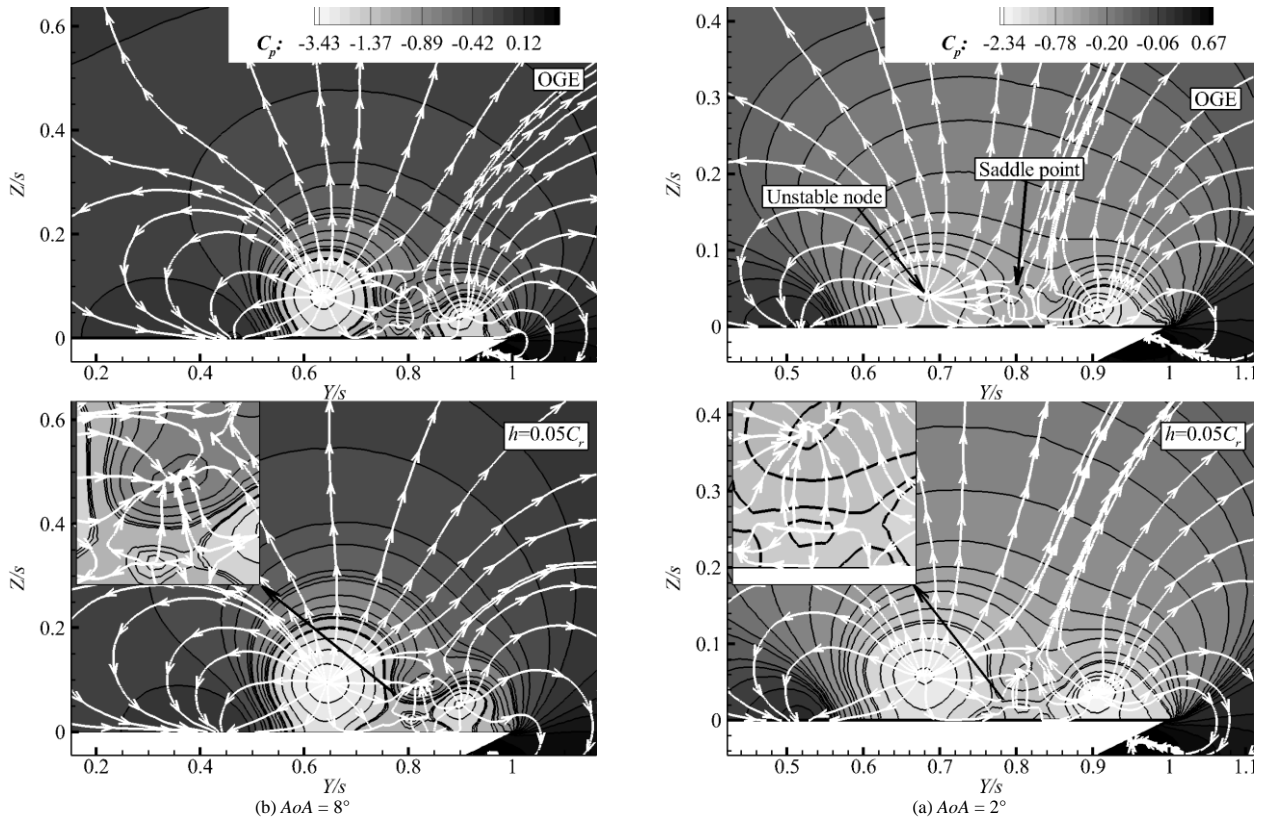


Fig. 10 Pressure coefficient contours and streamtrace based on pressure gradient vectors in cross section  $X=0.6 C_r$

شکل 10 کانتورهای ضریب فشار و خطوط جریان براساس بردارهای گردابان فشار در مقطع  $X=0.6 C_r$

روی سطح بالایی بال همگرا شده‌اند. این نقطه در واقع نقطه اتصال گردابه اولیه را نشان می‌دهد. سرعت زیاد در ناحیه گردابه‌ها منجر به تشکیل



قائل شود. براساس این روش، حرکت سیال از سه حرکت اصلی کرنش، برش و چرخش جسم صلب<sup>4</sup> تشکیل شده است که هر یک از آنها متناظر با بخشی از تانسور گرادیان سرعت است. هدف اصلی این روش، جدا کردن گردابی ناشی شده از چرخش جسم صلب از گردابی ایجاد شده توسط برش است. نحوه محاسبه گردابی باقیمانده در صفحات عمود بر بال با نرمال در راستای  $X$  در روابط (10) تا (12) تعریف شده است [23].

$$\omega_{RES_x} = \begin{cases} (\text{sgn } \omega_x)[|\omega_x| - |S_D|] & |\omega_x| \geq |S_D| \\ 0 & |\omega_x| < |S_D| \end{cases} \quad (10)$$

در اینجا

$$\omega_x = (w_y - v_z)/2 \quad (11)$$

ناحیه‌ای کم‌فشار می‌شود. این ناحیه کم‌فشار در کانتورهای رسم شده در "شکل 10" مشاهده می‌شود. در مقطع  $X=0.06C_r$ ، افزایش مکش گردابه‌ها در ناحیه اثر سطح در هر دو زاویه حمله مشاهده می‌شود. ناحیه بزرگ‌نمایی شده، گردابه ثانویه را نشان می‌دهد. در این مقطع، افزایش مکش گردابه محل شکستگی در زاویه حمله  $8^\circ$ ، حاکی از قوی‌تر شدن این گردابه تا قبل از ضعیف‌تر شدن یا فروپاشی است.

در "شکل 11" کانتورهای گردابی باقیمانده<sup>1</sup> براساس روش تجزیه سه‌گانه و خطوط جریان براساس بردارهای گرادیان فشار در صفحات عمود بر بال نشان داده شده است. این روش براساس این حقیقت است که گردابی نمی‌تواند بین حرکت برش محض<sup>2</sup> و حرکت چرخش<sup>3</sup> واقعی گردابه تمایز

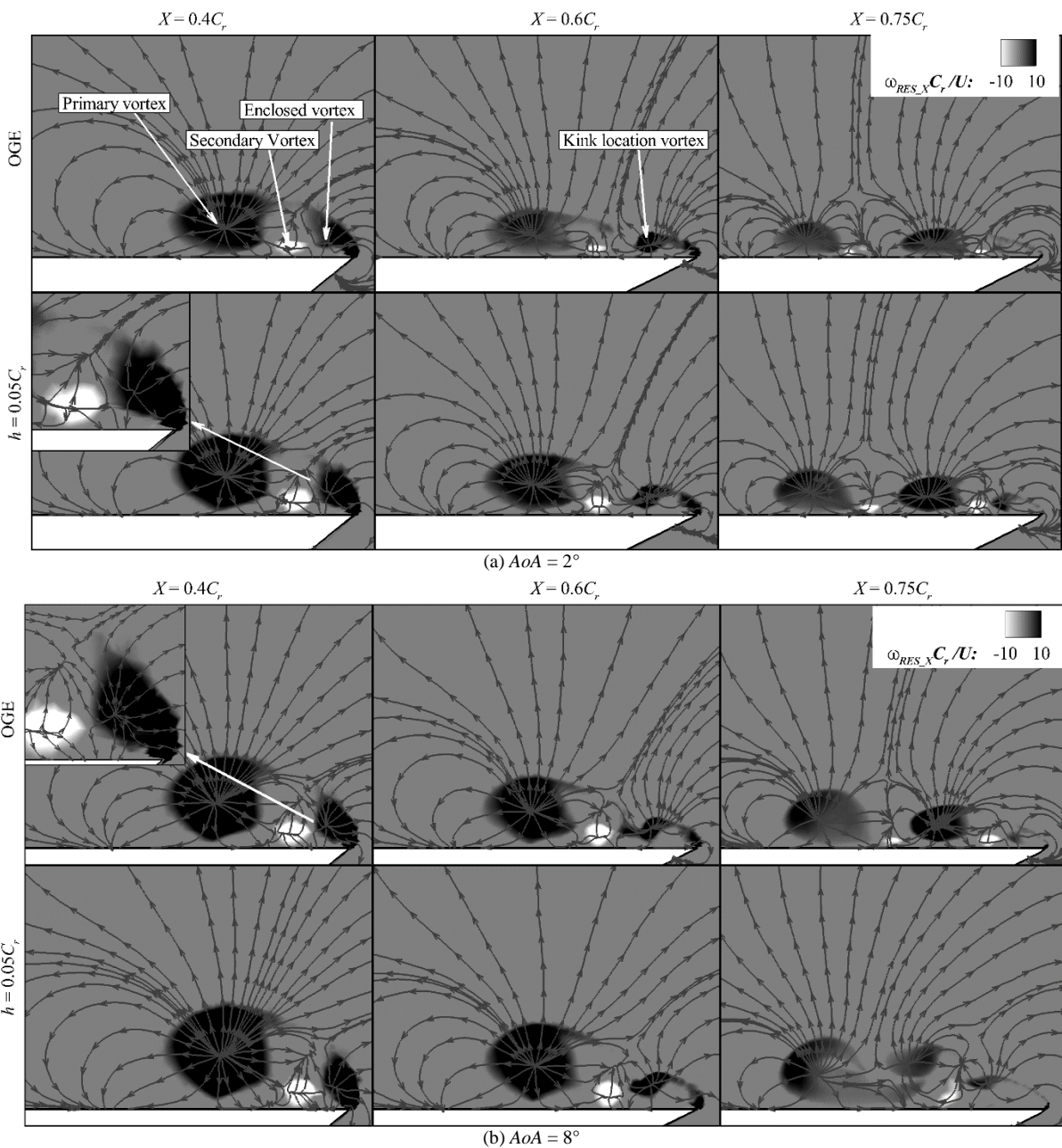


Fig. 11 Residual vorticity contours and streamtrace based on gradient pressure vectors in planes normal to the wing

شکل 11 کانتورهای گردابی باقیمانده و خطوط جریان بر اساس بردار گرادیان فشار در صفحات عمود بر بال

<sup>3</sup> Swirl

<sup>4</sup> Rigid-body rotation

<sup>1</sup> Residual vorticity

<sup>2</sup> Pure shear

مقطع، گردابه اولیه و گردابه محل شکستگی به یکدیگر نزدیکتر شده و به نوعی با یکدیگر ترکیب می‌شوند که نتیجه آن تشکیل گردابه‌ای بزرگتر است. هم‌چنین در این مقطع با کاهش ارتفاع، از بین رفتن گردابی باقیمانده منفی مربوط به گردابه ثانویه مشاهده می‌شود؛ بنابراین کاهش ارتفاع منجر انتقال فروپاشی گردابه ثانویه به بالادست در زاویه حمله  $8^\circ$  می‌شود. گردابه‌ای با چرخش ساعت‌گرد در بین گردابه محل شکستگی بال و لبه حمله بال در زاویه حمله  $2^\circ$  تشکیل می‌شود. در این زاویه، گردابه ذکرشده در اثر سطح قوی‌تر می‌شود. اما در زاویه حمله  $8^\circ$  این ساختار در اثر سطح از بین رفته و جریان برگشتی در آن ناحیه تشکیل می‌شود. این مسئله در ایزو سطح "شکل 9" مشاهده می‌شود.

در "شکل 13" کانتورهای ضریب فشار روی سطح بالایی بال همراه با محور گردابه‌ها و روبان‌های جریان، در زوایای  $2^\circ$  و  $8^\circ$  رسم شده است. روبان‌های جریان از اتصال دو خط جریان سه‌بعدی برحسب بردار سرعت ساخته می‌شوند. محور گردابه‌ها با خط‌چین سفید رنگ نمایش داده شده‌اند. حداکثر موضعی مکش روی سطح بالایی، نشان‌دهنده تصویر مسیر هسته گردابه‌های بالای بال است. در زاویه حمله  $2^\circ$  با کاهش ارتفاع، مکش ایجاد شده به وسیله تمامی گردابه‌ها بیشتر می‌شود. این افزایش فشار منفی ناشی از قوی‌تر شدن گردابه‌ها در اثر سطح است. در زاویه حمله  $8^\circ$ ، مکش ایجاد شده توسط گردابه‌های محل شکستگی و اولیه در ناحیه اثر سطح به ترتیب کاهش و افزایش یافته‌اند. این کاهش مکش القا شده توسط گردابه محل شکستگی، به دلیل فاصله گرفتن این گردابه از سطح و ضعیف‌تر شدن ساختار منسجم این گردابه است. در اثر سطح، گردابه اولیه مقداری از سطح بال فاصله می‌گیرد، بنابراین مقدار مکش القا روی سطح باید کاهش یابد؛ اما به دلیل غالب بودن اثر افزایش گردابی باقیمانده و به بیان دیگر افزایش چرخش گردابه اولیه، مکش القا شده روی سطح بالایی زیادتر می‌شود.

"شکل 14"، خطوط جریان براساس بردارهای سرعت و کانتورهای سرعت محوری بی‌بعد در صفحات عمود بر بال را نشان می‌دهد. در زاویه حمله  $2^\circ$ ، افزایش سرعت محوری برای تمامی گردابه‌ها در اثر سطح مشاهده می‌شود. خطوط جریان، بزرگ‌تر شدن ناحیه چرخشی را نشان می‌دهند. در زاویه حمله  $8^\circ$ ، در  $X = 0.4C_r$  سرعت محوری در اثر سطح افزایش یافته و ناحیه چرخشی بزرگ‌تر می‌شود. در این زاویه با کاهش ارتفاع پرواز، نزدیک‌تر شدن گردابه محل شکستگی بال به گردابه اولیه در  $X = 0.75C_r$  مشاهده می‌شود. وجود سرعت محوری منفی، حاکی از تشکیل حباب باز چرخشی روی بال در اثر سطح است. ناحیه بزرگ‌نمایی شده، خطوط جریان مربوط به حباب باز چرخشی را نشان می‌دهد. جهت واضح‌تر شدن شکل، کانتورهای سرعت محوری در ناحیه بزرگ‌نمایی رسم نشده است. کانتورهای سرعت محوری در زاویه حمله  $8^\circ$ ، گردابه جدید تشکیل شده در اثر سطح را در  $X = 0.75C_r$  نشان می‌دهند. این گردابه در بخش بیرونی بال قرار دارد. این ساختار در ایزو سطح "شکل 9" نشان داده شده است.

#### 3-4- میدان جریان زیر بال

در جدول 2 مقادیر میانگین مؤلفه سرعت در راستای دهانه بال ارائه شده است. متوسط‌گیری در ناحیه محصور بین زیر بال و زمین در صفحات عمود بر بال انجام گرفته است. در جریان آزاد، جریان هوا می‌تواند به‌طور آزادانه بدون قید زمین حرکت کند. در حالت اثر سطح، جریان هوا به دلیل محدودیت صفحه زمین در راستای دهانه بال رانده می‌شود. در زاویه حمله  $2^\circ$  و  $8^\circ$ ، پرواز در ناحیه اثر سطح منجر می‌شود که در زیر بال، مؤلفه سرعت در راستای

$$S_D = \left( \sqrt{(v_y - w_z)^2 + (w_y + v_z)^2} \right) / 2 \quad (12)$$

مقادیر مثبت گردابی باقیمانده، نشان‌دهنده چرخش خلاف جهت عقربه ساعت و مقادیر منفی نشان‌دهنده چرخش ساعت‌گرد است. گردابه اولیه و گردابه محل شکستگی بال دارای گردابی مثبت هستند، درحالی‌که گردابه ثانویه، گردابی منفی دارد. گردابه ثانویه در بین لبه حمله و گردابه اولیه قرار دارد. بال‌های دلتا با زاویه پس‌گرایی کمتر از  $60^\circ$  را بال دلتای غیرباریک گویند. از جمله مشخصه‌های این نوع بال‌ها تشکیل ساختار گردابه دوگانه قابل تمایز در یک محدوده رینولدز و زاویه حمله است. این ساختار با افزایش عدد رینولدز در لایه برشی محصور می‌شود و از طریق کانتورهای گردابی قابل تشخیص نیست. در مقطع  $X = 0.4C_r$  "شکل 11"، این گردابه محصور شده در ناحیه بزرگ‌نمایی شده نشان داده شده است. مراجع [25,24] علاوه بر گردابه اولیه، وجود ساختار گردابه‌ای پایدار که در لایه برشی محصور شده است را تأیید کرده‌اند. به نظر می‌رسد که این ساختار محصور شده همان گردابه جفتی باشد که با افزایش عدد رینولدز، ساختار آن به تدریج کوچک‌تر و به سطح بال نزدیک‌تر شده است. با توجه به این که تصویر بردارهای سرعت در صفحات دو بعدی در یک میدان جریان سه بعدی، به زاویه صفحه با عمود بر محور گردابه وابسته است؛ بنابراین صفحه‌های عمود بر لبه حمله بال و عمود بر بال در  $X/C_r$  تقریباً 0.4 جهت نمایش این گردابه در "شکل 12" رسم شده است؛ زیرا این صفحه به عمود بر محور گردابه، نزدیک‌تر است. خطوط جریان رسم شده در این شکل، ناحیه سیال چرخشی مربوط به گردابه محصور شده را نشان می‌دهد. این گردابه، گردابی هم علامت با گردابه اولیه دارد. برطبق "شکل 11" با کاهش ارتفاع، در تمامی مقاطع در زاویه حمله  $2^\circ$ ، گردابی باقیمانده تمامی گردابه‌ها زیادتر شده است. گردابه‌ها تقریباً ثابت بوده و مقدار کمی از سطح فاصله گرفته و به طرف بیرون در راستای دهانه بال جابجا شده‌اند. افزایش گردابی باقیمانده، به معنی قوی‌تر شدن گردابه، افزایش چرخش و افزایش مکش القا شده روی سطح بالایی بال و به دنبال آن افزایش برآ است. در زاویه حمله  $8^\circ$ ، کاهش ارتفاع باعث افزایش گردابی باقیمانده در گردابه اولیه در مقطع 0.4 و 0.6 می‌شود. در مقطع 0.75، گردابه محل شکستگی به شدت ضعیف‌تر شده و مقدار زیادی از سطح بال فاصله می‌گیرد. کاهش گردابی باقیمانده به معنی ضعیف‌تر شدن ساختار گردابه است. در این

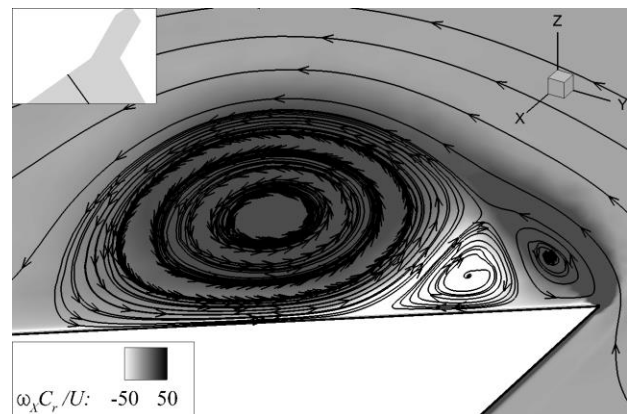
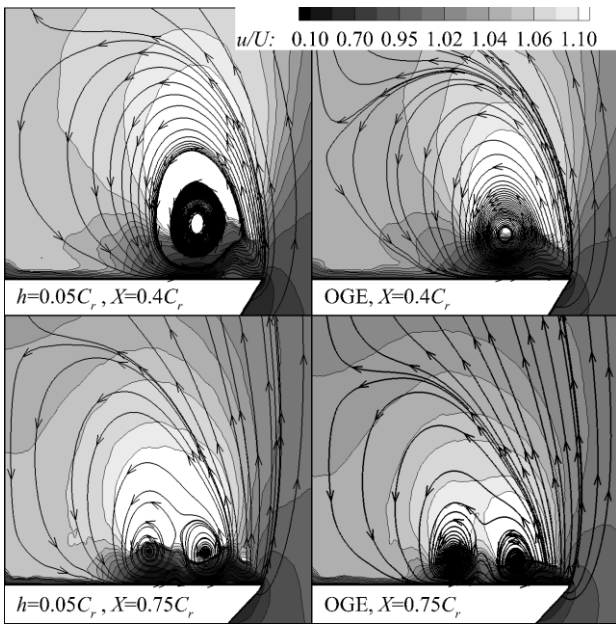


Fig. 12 Vorticity contours and streamtrace based on velocity vectors in the plane normal to leading edge

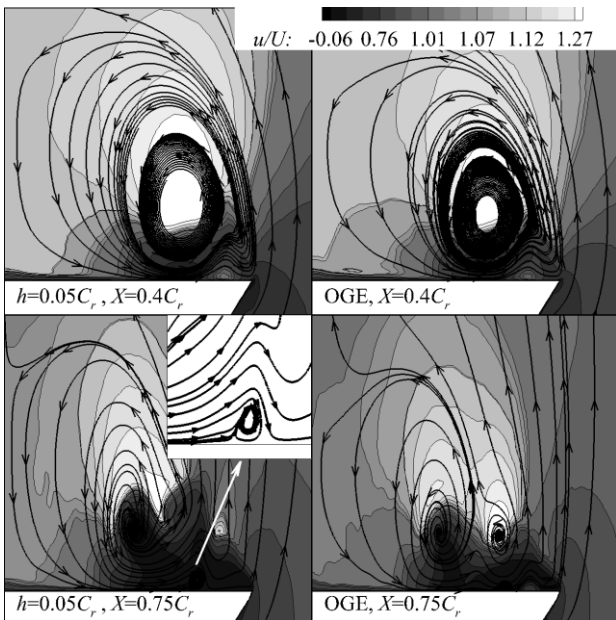
شکل 12 کانتورهای گردابی و خطوط جریان براساس بردار سرعت در صفحه عمود بر لبه حمله

<sup>1</sup> Dual vortex  
<sup>2</sup> Project





(a)  $AoA = 2^\circ$



(b)  $AoA = 8^\circ$

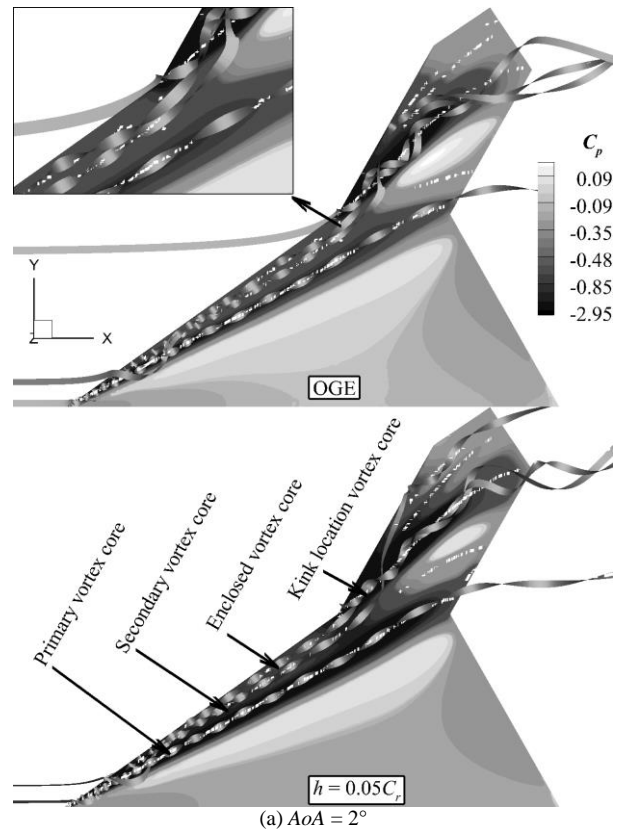
**Fig. 14** Axial velocity contours and streamtrace based on velocity vectors in planes normal to the wing

شکل 14 کانتورهای سرعت محوری و خطوط جریان براساس بردارهای سرعت در صفحات عمود بر بال

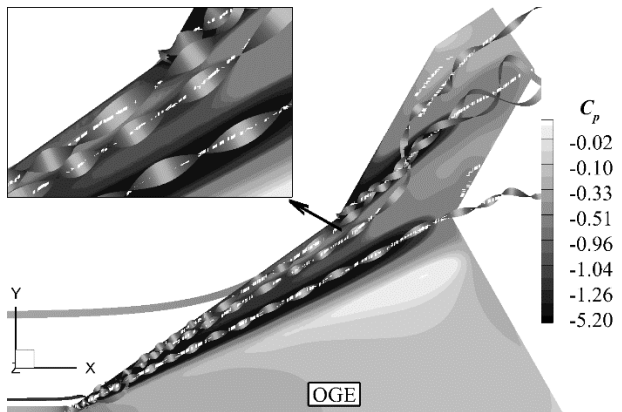
جدول 2 میانگین مؤلفه سرعت بی بعد در راستای دهانه  $\bar{v}/U$  در زیر بال

**Table 2** An average of spanwise dimensionless velocity component  $\bar{v}/U$  under the wing

$h = 0.05C_r$	OGE	مقطع	
0.088	0.032	$X = 0.4C_r$	زاویه حمله $2^\circ$
0.065	0.026	$X = 0.6C_r$	
0.083	0.056	$X = 0.75C_r$	
0.129	0.057	$X = 0.4C_r$	زاویه حمله $8^\circ$
0.145	0.046	$X = 0.6C_r$	
0.169	0.060	$X = 0.75C_r$	



(a)  $AoA = 2^\circ$



(b)  $AoA = 8^\circ$

**Fig. 13** Pressure coefficient contours on upper surface with vortices axis and flow ribbons for free stream and  $h = 0.05C_r$

شکل 13 کانتورهای ضریب فشار روی سطح بالایی همراه با محور گردابه‌ها و روبان‌های جریان برای جریان آزاد و  $h = 0.05C_r$

$W_Y$  مشتق مؤلفه سرعت در راستای  $Z$  نسبت به  $Y$  ( $s^{-1}$ )  
 $X$  مختصات در راستای وتر  
 $x_i$  مختصات کارترزین  
 $Y$  مختصات در راستای دهانه  
 $y^+$  فاصله بی‌بعد اولین المان تا دیواره  
 $Z$  مختصات در راستای عمود بر بال

**علائم یونانی**

$\delta_{ij}$  دلتای کرانکر  
 $\Delta$  نمو نیرو در اثر سطح نسبت به جریان آزاد  
 $\mu$  لزجت دینامیکی ( $kgm^{-1}s^{-1}$ )  
 $\mu_t$  لزجت آشفته ( $kgs^{-1}m^{-1}$ )  
 $\rho$  چگالی ( $kgm^{-3}$ )  
 $\omega_{RES,X}$  گردابی باقیمانده محوری ( $s^{-1}$ )  
 $\Omega_{ij}$  تانسور چرخش ( $s^{-2}$ )

**6- مراجع**

[1] E. Cui, X. Zhang, *Ground Effect Aerodynamics*, R. Blockey, W. Shyy (Eds.), *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, pp. 245-256, New York: John Wiley & Sons, 2010.  
 [2] K. V. Rozhdestvensky, Wing-in-ground effect vehicles, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, No. 3, pp. 211-283, 2006.  
 [3] E. A. H. Abedini, A. Investigating the ground effect on aerodynamic characteristics of airfoil in oscillatory flow, *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 5, No. 3, pp. 182-196, 2015. (in Persian)  
 [4] S. Jamei, A. Maimun, S. Mansor, N. Azwadi, A. Priyanto, Design Parametric Study of a Compound Wing-in-Ground Effect. II: Aerodynamics Coefficients, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 29, No. 1, 2016.  
 [5] M. R. Ahmed, Flow over thick airfoils in ground effect-an investigation on the influence of camber, *Proceedings of the 24th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, Yokohama, Japan, 29 Aug - 3 Sept, 2004.  
 [6] K. H. Jung, H. H. Chun, H. J. Kim, Experimental investigation of wing-in-ground effect with a NACA6409 section, *Journal of Marine Science and Technology*, Vol. 13, No. 4, pp. 317-327, 2008.  
 [7] Y. Qin, Q. Qu, P. Liu, Y. Tian, Z. Lu, DDES study of the aerodynamic forces and flow physics of a delta wing in static ground effect, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 43, pp. 423-436, 2015.  
 [8] J. Er-El, D. Weihs, Ground effect on slender wings at moderate and high angles of attack, *Journal of Aircraft*, Vol. 23, No. 5, pp. 357-358, 1986.  
 [9] M. Musaj, S. Prince, Numerical and experimental investigation of the aerodynamics of an unconventional w-leading edge reversed delta wing in ground effect, *26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, Alaska, USA, Sept 14-19, 2008.  
 [10] N. A. Ahmed, J. Goonaratne, Lift Augmentation of a Low-Aspect-Ratio Thick Wing in Ground Effect, *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 2, pp. 381-384, 2002.  
 [11] B. Jones, M. Franke, E. Stephen, Aerodynamic Ground Effects of a Tailless Chevron-Shaped UCAV Model, *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, California, USA, June 5-8, 2006.  
 [12] M. J. Bazrgar, M. Dehghan Manshadi, The numerical investigation of the aerodynamics of a lambda wing in static ground effect, *Tabriz University Mechanics Journal*, In Press. (in Persian)  
 [13] A. Furman, C. Breitsamter, Turbulent and unsteady flow characteristics of delta wing vortex systems, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, No. 1, pp. 32-44, 2013.  
 [14] G. L. Halila, E. D. Bigarella, A. P. Antunes, J. L. F. Azevedo, Inflow turbulence effects on transition prediction using a correlation-based transition model, *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, San Diego, California, USA, Jan 4-8, 2016.

دهانه بال به علت افزایش گرادیان فشار مطلوب در راستای دهانه بزرگتر شود. بهبود گرادیان فشار مطلوب ناشی از افزایش فشار زیر بال است؛ بنابراین جریان بیش‌تری از زیر مدل به بالای بال وارد می‌شود.

**4- نتیجه‌گیری**

در این مطالعه عددی، ساختارهای چرخشی بالای یک بال کِرنت‌کاپیت با لبه حمله تیز در سرعت جریان آزاد برابر با 70m/s، در ارتفاعات و زوایای حمله مختلف بررسی شده است. نتایج به‌دست آمده عبارت‌اند از:  
 (الف) بیش‌ترین نمو نیرویی در اثر سطح مربوط به سطح زیرین بال است.  
 (ب) پرواز در ناحیه اثر سطح منجر می‌شود که در زیر بال، مؤلفه سرعت در راستای دهانه بال بزرگ‌تر می‌شود.  
 (پ) تشکیل گردابه محصورشده در لایه برشی  
 (ت) با کاهش ارتفاع پرواز، گردابه اولیه در تمام زوایای حمله قوی‌تر می‌شود. قوی‌تر شدن گردابه اولیه با افزایش گردابی باقیمانده محوری، سرعت محوری و مکش القا شده روی سطح بالایی بال همراه است.  
 (ث) هسته‌ی گردابه اولیه در اثر سطح تقریباً ثابت است و فقط مقدار اندکی عمود بر بال به‌طرف بالا و در راستای دهانه به طرف بیرون جابجا شده است.  
 (ج) گردابه محل شکستگی بال و گردابه ثانویه، در زوایای حمله  $0^\circ$  و  $2^\circ$  رفتاری مشابه با گردابه اولیه در اثر سطح داشته‌اند.  
 (چ) اثر سطح، منجر به ضعیف‌تر شدن گردابه محل شکستگی بال در زوایای حمله  $4^\circ$ ،  $6^\circ$  و  $8^\circ$  می‌شود و این گردابه از سطح بال فاصله می‌گیرد. همچنین فروپاشی گردابه ثانویه به رأس بال نزدیک‌تر و تا قبل از فروپاشی قوی‌تر شده است.  
 (ح) در اثر سطح، حباب بازچرخشی روی سطح بالایی بال در زاویه حمله  $8^\circ$  تشکیل می‌شود.

**5- فهرست علائم**

$AoA$  زاویه حمله (degree)  
 $C$  وتر متوسط آیرودینامیکی  
 $C_D$  ضریب پسا  
 $C_L$  ضریب برآ  
 $C_r$  وتر ریشه (mm)  
 $C_p$  ضریب فشار  
 $h$  ارتفاع بال از سطح زمین (mm)  
 $K$  انرژی جنبشی آشفته ( $m^2s^{-2}$ )  
 $OGE$  پرواز خارج از اثر سطح  
 $P$  فشار استاتیک ( $Nm^{-2}$ )  
 $Q$  پایا دوم تانسور گرادیان سرعت  
 $s$  نصف دهانه محلی (mm)  
 $S_D$  گردابی برش ( $s^{-1}$ )  
 $S_{ij}$  تانسور نرخ کرنش ( $s^{-2}$ )  
 $U$  سرعت جریان آزاد ( $ms^{-1}$ )  
 $u$  سرعت محوری یا مؤلفه سرعت در راستای  $X$  ( $ms^{-1}$ )  
 $u_i$  مؤلفه‌های متوسط زمانی سرعت ( $ms^{-1}$ )  
 $\hat{u}_i$  مؤلفه‌های نوسانی سرعت ( $ms^{-1}$ )  
 $v_z$  مشتق مؤلفه سرعت در راستای  $Y$  نسبت به  $Z$  ( $s^{-1}$ )  
 $\bar{v}$  متوسط مؤلفه سرعت در راستای محور  $Y$  ( $ms^{-1}$ )

- [20] P. H. Lee, C. E. Lan, V. U. Muirhead, An experimental investigation of dynamic ground effect, *NASA Contractor Report 4105*, pp. 1-86, 1987.
- [21] J. C. R. Hunt, Eddies Stream, and Convergence Zones in Turbulent Flows, *Technical Report CTR-S88*, Center for Turbulence Research, pp. 193-208, 1988.
- [22] B. Cantwel, G. Lewis, J. Chen, Topology of three-dimensional, variable density flows, *Tenth Australasian Fluid Mechanics Conference*, University of Melbourne, Australia, Dec. 11-15, 1989.
- [23] V. Kolář, J. Šístek, F. Cirak, P. Moses, Average Corotation of Line Segments Near a Point and Vortex Identification, *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 11, pp. 2678-2694, 2013.
- [24] A. Honkan, J. Andreopoulos, Instantaneous Three-Dimensional Vorticity Measurements in Vortical Flow over a Delta Wing, *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 10, pp. 1612-1620, 1997.
- [25] B. Yaniktepe, D. Rockwell, Flow Structure on a Delta Wing of Low Sweep Angle, *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 3, pp. 513-523, 2004.
- [15] F. R. Menter, Zonal Two Equation k-w Turbulence Models For Aerodynamic Flows, in *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference*, Orlando, Florida, USA, July 6-9, 1993.
- [16] M. Allan, *A CFD investigation of wind tunnel interference on delta wing aerodynamics*, PhD Thesis, University of Glasgow, 2002.
- [17] T. Barber, J. Keogh, J. Reizes, The effect of reference frame selection on modelled turbulence for ground effect aerodynamics simulations, *Tenth international symposium on turbulence and shear flow phenomena*, The University of Melbourne, Australia, June 30 - July 3, 2015.
- [18] M. D. Manshadi, F. Pourfattah, Numerical study about role of ground effect on flow transition from laminar to turbulent regime at low Reynolds number, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 9, pp. 203-210, 2014. (in Persian فارسی)
- [19] S. Schmid, T. Lutz, E. Krämer, Impact of Modelling Approaches on the Prediction of Ground Effect Aerodynamics, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 3, No. 3, pp. 419-429, 2009.