

# مطالعه عددی اثرات شکل لبه حمله بال‌های مثلثی بر رفتار جریان با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

مهدی رضانی‌زاده<sup>۱</sup> عبدالله محمدی<sup>۲</sup>

دانشکده مهندسی هوافضا

مرکز تحصیلات تکمیلی

دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۱۰/۱۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۶/۱۲)

## چکیده

تعیین مشخصه‌ها و رفتار جریان سیال و به‌دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی، جزء مسائل مهم و قابل توجه در بررسی جریان حول اجسام می‌باشد. در این تحقیق، اثرات شعاع لبه حمله بر رفتار جریان حول بال‌مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۵۰ درجه در اعداد رینولدز بین  $0.5 \times 10^6$  الی  $2.5 \times 10^6$  به‌صورت عددی مطالعه شده است. سه مدل هندسی مختلف شامل مدل دارای لبه حمله تیز و دو مدل دارای لبه حمله نیم‌دایره با شعاع متفاوت مورد بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در نرم‌افزار فلوئنت ویرایش ۱۴ انجام شده و صحت و دقت روش عددی به کار گرفته شده، با استفاده از نتایج تجربی موجود بررسی شده که مطابقت خوبی را نشان می‌دهد. تأثیر شعاع لبه حمله روی ضرایب آیرودینامیکی، اندازه و محل گردابه‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به نتایج به‌دست آمده، در یک زاویه حمله ثابت، افزایش شعاع لبه حمله بال سبب کاهش ضریب گشتاور پیچشی می‌شود. همچنین، اندازه و قدرت گردابه اولیه و مقادیر نیروهای برآ و پسا کاهش می‌یابد. هنگامی که عدد رینولدز بین  $0.5 \times 10^6$  تا  $0.97 \times 10^6$  است، ضریب برآ تمایل به افزایش ۶ تا ۸ درصدی دارد، اما در اعداد رینولدز بزرگ‌تر، افزایش محسوسی در آن مشاهده نمی‌شود. همچنین در زاویه حمله ۲۰ و ۲۵ درجه، با افزایش عدد رینولدز، ضریب برآ کاهش محسوسی می‌یابد. در بال مثلثی دارای لبه حمله تیز، گردابه‌های قوی‌تری تشکیل می‌شود که منجر به ضریب برآی بزرگ‌تری می‌گردد. با گرد کردن لبه حمله، به سبب تضعیف گردابه‌های مذکور، ضریب برآ کاهش می‌یابد.

**واژه‌های کلیدی:** بال‌های مثلثی، رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، هندسه لبه حمله بال، گردابه، ضرایب آیرودینامیکی.

## Numerical Investigation of Delta Wings Leading Edge Configuration Effects on the Flow Behavior Using Large Eddy Simulation Approach

M. Ramezanizadeh

A. Mohammadi

Aerospace Engineering Department

Graduate Studies Center,

Shahid Sattari Aeronautical

University of Science & Technology

(Received: 6/January/2015; Accepted: 3/September/2015)

### ABSTRACT

Determining characteristics and behavior of fluid flow and obtaining the aerodynamic coefficients are important and considerable tasks in investigation of flow over the bodies. In this research, leading edge radius effects on the flow behavior over a delta wing with a sweep angle of 50 degree at different Reynolds numbers between  $0.5 \times 10^6$  and  $2.5 \times 10^6$  are investigated numerically. Three different leading edge models including one sharp and two round (having different radius) are studied. Validation of the results is performed using available experimental results which showed good agreements. Leading edge radius effects on the aerodynamic coefficients and size and location of the vortices are investigated. Based on the obtained results, on a fixed angle of attack, increasing the wing leading edge radius reduces the moment coefficient. Also, it decreases size and strength of the preliminary vortex and magnitude of the lift and drag forces. When the Reynolds number varies Between  $0.5 \times 10^6$  and  $0.97 \times 10^6$ , the lift coefficient tends to experience a 6 to 8 percent raise, while at higher Reynolds numbers, no considerable raisings observes. Also, at angle of attacks of 20 and 25 degrees, by increasing the Reynolds number, the lift coefficient graph experiences a noticeable reduction. At the sharp leading edge delta wing, stronger vortices generate which results higher lift coefficient. By rounding the leading edge, due to weakening the aforementioned vortices, the lift coefficient decreases.

**Keywords:** Delta Wings, Large Eddy Simulation Approach, Wing Leading Edge Configuration, Vortex, Aerodynamic Coefficient

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): ramezanizadeh@ssau.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد: mohammadia@chmail.ir

## ۱- مقدمه

در سال‌های اخیر توجه زیادی به طراحی هواپیماهای جنگی بدون سرنشین<sup>۱</sup> شده است. این طراحی‌ها مستلزم رعایت مواردی همچون داشتن وزن کم، جهت بهبود مقدار برآی اعمالی، نسبت مساحت منطقی و مانورپذیری در زوایای حمله بالا می‌باشد. در سال‌های گذشته، بیشتر تحقیقات در مورد بال‌های مثلثی اصطلاحاً باریک<sup>۲</sup> با زاویه پس‌گرای  $\alpha \geq 60^\circ$  انجام شده است. ساختار جریان حول یک بال مثلثی پهن با جریان حول یک بال مثلثی باریک، متفاوت است. کاهش زاویه پس‌گرایی از  $65^\circ$  درجه به  $50^\circ$  درجه، در شکل‌گیری گردابه اولیه حول سطح بال مؤثر بوده و موجب اندرکنشی قوی میان گردابه و سطح بال می‌شود. گوردنیر<sup>۳</sup> و ویزبال<sup>۴</sup> [۱] در سال ۲۰۰۳ اندرکنش بین گردابه‌های حول بال مثلثی را مطالعه نمودند و اعلام کردند که در زاویه حمله  $5^\circ$  درجه، گردابه اولیه به دو گردابه جداگانه روی بال تجزیه می‌شود. به عبارت دیگر، ساختار هسته گردابه اولیه، دوگانه شده که این موضوع توسط آزمایش‌های انجام شده به وسیله تیلور<sup>۵</sup> و همکاران [۲] نیز تأیید شده است. به عبارت دیگر، ساختار جریان گردابه به مقدار عدد رینولدز حساس است به طوری که در گردابه حول بال مثلثی باریک، این حساسیت وجود ندارد. آنها اعلام نمودند که در زاویه حمله بیشتر، فاصله بین گردابه اولیه و بال افزایش یافته، به صورتی که تنها یک گردابه اولیه واحد رشد می‌کند و ساختار جریان حول بال مثلثی پهن، مشابه جریان حول یک بال مثلثی باریک می‌شود.

تیلور و همکاران [۲] در سال ۲۰۰۳ رابطه محل انفجار گردابه با زاویه حمله جریان حول بال مثلثی در عدد رینولدز  $13,000$  را بررسی نمودند. در آزمایش آنها، محل انفجار در  $\alpha = 2/5$  مشاهده و با افزایش زاویه حمله، جابه‌جا شده بود. جریان پایای ضعیفی حول بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی  $50^\circ$  درجه نسبت به جریان حول بال باریک، با تغییرات  $\alpha$  کم، تا  $50\%$  وتر مشاهده نمودند. آنها نشان دادند که ناپایداری لایه برشی در جدانشدن جریان از لبه‌ها و نوسانات محل انفجار گردابه جریان، اثری بزرگ در ساختار گردابه‌های حول بال مثلثی می‌گذارد.

تفاوت دیگر در نحوه فروپاشی هسته گردابه است. در بال مثلثی باریک، ترکیدن در اثر اندرکنش بین گردابه اولیه حول نوک بال و سطح ایجاد می‌شود. در اغلب مطالعات تجربی، مجموعه‌ای ماریچی از انفجار گردابه‌ها مشاهده می‌شود [۳]. در مقایسه با بال مثلثی باریک، گردابه اولیه حول یک بال مثلثی ( $\alpha = 50^\circ$ ) از یک‌دیگر جدا بوده و اندرکنش با لایه‌مرزی روی سطح، قوی‌تر است. گوردنیر و همکاران [۴] در سال ۲۰۰۷ حل عددی برای توسعه هسته جریان حول چنین بال مثلثی را در زاویه حمله  $15^\circ$  درجه و اعداد رینولدز  $2 \times 10^5$  تا  $2 \times 10^6$  انجام دادند. در اعداد رینولدز کم، بیش‌ترین میانگین سرعت محوری را در  $x/c = 0.14$ ، برابر با  $2/91 U_\infty$  پیش‌بینی کردند و با افزایش عدد رینولدز، این سرعت به مقدار  $2/21 U_\infty$  کاهش می‌یابد.

لو<sup>۶</sup> و همکارانش [۵] در سال ۲۰۱۰ منبع میکروگردابه‌های ناشی از جریان حول بال‌های مثلثی با زاویه حمله صفر درجه و عدد ماخ  $2/5$  را مورد مطالعه قرار دادند. در مطالعه آنها، جدایش در لبه حمله بال و اطراف منبع میکروگردابه، به شکل گردابه‌ای نعل‌اسبی ضعیف است. علاوه بر این، آنها اعلام نمودند که هندسه منبع میکروگردابه‌ها، متشکل از یک جفت گردابه اولیه و رشته‌های فعال گردابه می‌باشد. ناپایداری جریان ناشی از انفجار متقارن گردابه‌ها، سبب ایجاد منبع میکروگردابه در لبه فرار می‌شود. مینگ<sup>۷</sup> و همکارانش [۶] در سال ۲۰۱۱ مسئله پایداری گردابه‌های جریان حول بال‌های مثلثی در سرعت جریان آزاد  $35 \text{ m/s}$ ، اعداد رینولدز  $0.9 \times 10^6$  تا  $2/4 \times 10^6$  و همچنین زوایای حمله صفر تا  $35^\circ$  درجه در شرایط اتمسفریک را مورد مطالعه قرار دادند. اغتشاشات جریان آزاد سیال در حدود  $0.08\%$  درصد و فرکانس ایجادی  $2$  هرتز بود. براساس تحقیق آنها، برای داشتن گردابه‌های متقارن، انتهای لبه فرار بال مثلثی باید تخت باشد. فاکاموتو<sup>۸</sup> و همکارانش [۷] در سال ۲۰۱۱ شبیه‌سازی عددی اثر عدد ماخ بر گردابه‌های جریان حول بال مثلثی در عدد رینولدز  $1/56 \times 10^6$  و عدد ماخ متغیر  $0.67$  تا  $0.6$  در زوایای حمله  $27^\circ$ ،  $30^\circ$  و  $33^\circ$  درجه را انجام دادند. براساس مطالعه مذکور، محل تشکیل گردابه‌ها، طول و نوسانات فرکانس و پایداری جریان، متأثر از عدد ماخ بوده و با افزایش عدد ماخ، تشکیل گردابه‌ها سریع‌تر و نوسانات فرکانس افزایش می‌یابد.

- 1- UCAV
- 2- Slender
- 3- Gordnir
- 4- Visbal
- 5- Taylor

- 6- Lu
- 7- Meng
- 8- Fukumoto

گردابه‌ها باعث افزایش قابلیت مانور در جنگ‌های هوایی می‌گردد.

در دسترس بودن رهیافت‌های وابسته به زمان جهت شبیه‌سازی میدان جریان مانند رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (ال. ای. اس)<sup>۴</sup>، راه را برای مطالعه پدیده‌های جریان ناپایا، از نظر کمی و کیفی باز می‌کند. در این تحقیق، توجه خاصی به اثرات شعاع لبه در ساختار جریان تشکیل گردابه‌ها شده است. در اکثر تحقیقات قبلی، فقط مدل بال مثلثی با لبه‌های تیز بررسی شده است. ولی در این تحقیق، مجموعه‌ای از سه مدل هندسی دارای زاویه پس‌گرایی ۵۰ درجه در نظر گرفته شده که شامل یک مدل دارای لبه حمله تیز و دو مدل دارای لبه حمله نیم‌دایره‌ای با شعاع متفاوت می‌باشد.

## ۲- معادلات حاکم

در هر جریان آشفته، اندازه بزرگ‌ترین مقیاس‌های طولی در حدود ابعاد دامنه حل بوده و کوچک‌ترین آنها به گردابه‌های در حال اضمحلال مربوط بوده که در آنها اثرات لزجت غالب می‌باشد [۱۰]. در رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، معادلات ناویر-استوکس برای گردابه‌هایی حل می‌شود که بزرگ‌تر از ابعاد شبکه هستند و اثر مقیاس‌های زیر شبکه‌ای مدل می‌شود. غالباً، مقیاس‌های بزرگ عامل تأثیرگذار بر اختلاط، انتقال حرارت و سایر کمیت‌های مهندسی بوده و مقیاس‌های کوچک رفتار کم‌وبیش عمومی از خود نشان داده و بر کارکرد مقیاس‌های بزرگ تأثیر می‌گذارند. این دو مقیاس توسط تابع فیلتر از هم جدا می‌شوند [۱۱]. معادلات حاکم در رهیافت ال. ای. اس عبارت‌اند از:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = - \left( \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} \right) + \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\sigma}_{ij} - \tau_{ij}) \quad (2)$$

که در آن:

$$\bar{\sigma}_{ij} = (2\mu S_{ij}) \quad (3)$$

$$\tau_{ij} = (\bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (4)$$

$\tau_{ij}$  تانسور تنش زیرشبکه‌ای است که باید مدل شود. اولین مدلی که در این زمینه ارائه شده، مدل اسمگورینسکی است که هنوز به‌طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۱].

سها<sup>۱</sup> و ماجومدار<sup>۲</sup> [۸] در سال ۲۰۱۲ فیزیک گردابه‌های جریان حول بال‌های مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۶۵ درجه در عدد رینولدز  $1 \times 10^6$  و سرعت جریان آزاد  $15 \text{ m/s}$  را مورد مطالعه قرار دادند. رهیافت و مدل آشفتگی استفاده شده آنها، به ترتیب میانگین‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس (رَنس)<sup>۳</sup> و تنش برشی  $k-\omega$  با دقت مرتبه ۲ بود. نتایج تحقیق مذکور نشان داد که شروع تجزیه گردابه‌ها در لبه فرار از زاویه حمله ۱۵ درجه می‌باشد. ضمناً، توپولوژی جریان و ویژگی‌های گردابه اولیه، گردابه ثانویه و خطوط جدایی تا حدودی شبیه هم می‌باشد.

ویزبال و گوردنیر [۹] در سال ۲۰۱۱ شبیه‌سازی عددی تنش برشی لایه‌های جریان گذرنده حول بال‌های مثلثی در اعداد رینولدز متغیر  $0.5 \times 10^6$  تا  $1.6 \times 10^6$ ، عدد ماخ  $0.1$  و زاویه حمله ۲۵ درجه را انجام دادند. طبق نتایج آن‌ها، در اعداد رینولدز بسیار کم، یک لایه برشی ثابت بدون هیچ‌گونه ریزساختاری در بالای بال ایجاد می‌شود. همان‌طور که عدد رینولدز افزایش می‌یابد، ریزساختارهای ناپایدار حول لبه حمله به وجود می‌آیند. محل شروع تشکیل ریزساختارهای ناپایدار در طول بال، با افزایش عدد رینولدز نزدیک رأس بال مثلثی خواهد بود. شکل‌گیری دوره‌ای ریزساختارهای ناپایدار، با جدایی لایه مرزی و انفجار گردابه حول سطح بالایی بال ایجاد می‌شود. این عدم تعادل طبیعی بوده و توسط آشفتگی جریان آزاد، تجزیه گردابه و یا جدایش در لبه فرار ایجاد نمی‌شود.

در سرعت‌های کم و زاویه حمله بالا، بال‌های مثلثی نیروی برآی زیادی را با توجه به خاصیت گردابه‌های قوی که ناشی از لبه حمله تیز بال است، تولید می‌کنند. در سرعت‌های مافوق صوت، بال‌های مثلثی با زاویه پس‌گرایی بالا و زاویه حمله کم نیروی مقاوم مطلوبی دارند. گردابه‌های حول بال مثلثی، همانند بسته‌های حاوی انرژی هستند که با افزایش زاویه حمله سریعاً افزایش پیدا می‌کنند. این انرژی، باعث القای یک میدان سرعت حول سطح بالایی بال می‌گردد که موجب کاهش فشار می‌شود. نتیجه این رفتار، تولید نیروی برآی اضافی به نام برآی گردابه‌ای می‌باشد که به‌طور غیرخطی با افزایش زاویه حمله، افزایش می‌یابد. این نیروی برآی، بیش از نصف کل نیروی برآی به خود اختصاص می‌دهد و باعث افزایش توانایی‌ها و قابلیت‌ها هواپیما هنگام فرود و ... می‌گردد. تولید نیروی برآی القایی توسط

1- Saha

2- Majumdar

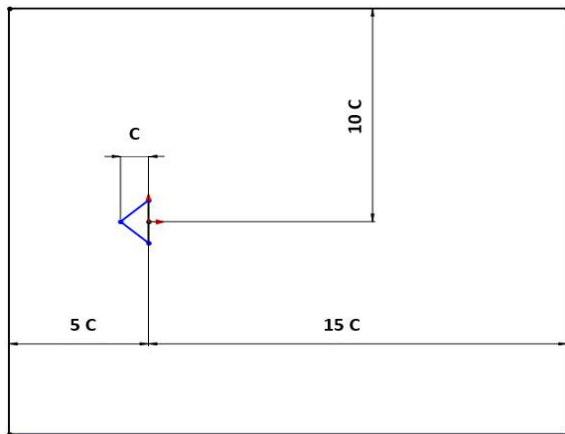
3- Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

4- Large Eddy Simulation (LES)

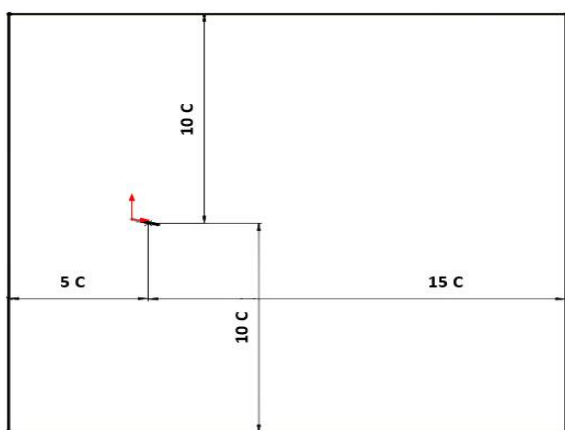
جریان آزاد در حدود  $50 \text{ m/s}$  است که عدد رینولدز متناظر با آن برابر با  $10^6 \times 1/2$  می‌باشد. ضمناً، گام زمانی  $0.1$  ثانیه و تعداد تکرار در هر گام زمانی  $40$  بار در نظر گرفته شده است. پس از هم‌گرایی حل، شبیه‌سازی عددی جریان تا  $21$  ثانیه انجام شده است.

#### ۴- شرایط مرزی و هندسه بال

به‌منظور دستیابی به اطلاعات جریان در فواصل دور از پشت مدل و همچنین تأکید بر صحت شرط مرزی انتخاب‌شده در مرز خروجی (شکل ۱ و ۲)، دامنه حل به‌صورت  $15c$  برابر وتر بال در پشت مدل،  $5c$  برابر وتر بال در جلو مدل،  $10c$  برابر وتر بال در جوانب مدل و  $10c$  برابر وتر بال در بعد سوم، در نظر گرفته شده است.



شکل (۱): دامنه محاسباتی نزدیک بال مثلثی (صفحه XZ).



شکل (۲): دامنه محاسباتی نزدیک بال مثلثی (صفحه XY).

هندسه انواع لبه‌های حمله بال در نظر گرفته‌شده در این تحقیق در شکل ۳ نشان داده شده است. بال مثلثی به‌کاررفته

همانند بیش‌تر مدل‌های مقیاس زیرشبکه‌ای موجود، این مدل نیز از مفهوم لزجت گردابه‌ای استفاده می‌کند که بخش بی‌اثر (کروی) تانسورهای مقیاس زیرشبکه‌ای  $\tau_{ij}^a$  را به نرخ کرنش میدان سرعت حل‌شدنی  $\bar{S}_{ij}$  مربوط می‌سازد [۱۱-۱۰]. با فرض تعادل (مقیاس‌های کوچک تمام انرژی دریافتی از مقیاس‌های بزرگ را به‌طور آنی و بسیار سریع مستهلک می‌کنند) رابطه‌ای برای  $v_i$  به‌صورت زیر حاصل می‌گردد:

$$v_i = (C_s \Delta)^2 |\bar{S}| \quad (5)$$

که در آن،  $C_s$  ضریب اسماکورینسکی،  $|\bar{S}| = (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij})^{1/2}$  و پهنای فیلتر (طول فیلتر) برابر با اندازه شبکه در نظر گرفته‌شده و به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3} = (\Delta V_{ijk})^{1/3} \quad (6)$$

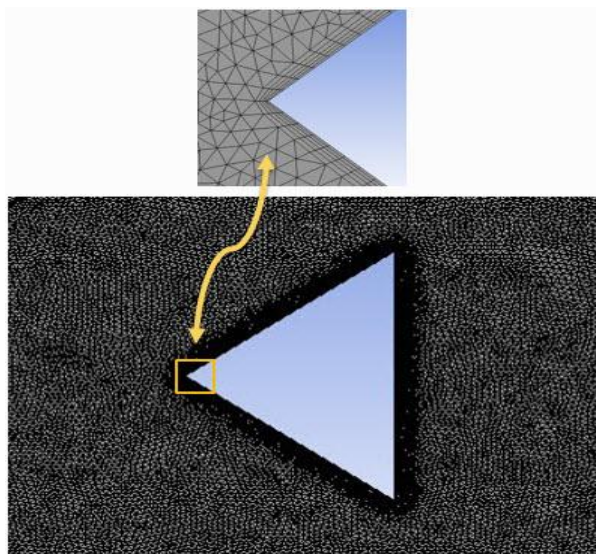
در معادلات اصلی ناویر-استوکس،  $\bar{u}_i$  به‌جای  $u_i$ ، گردابه‌ای نام دارد) قرار می‌گیرد [۱۱]. از آنجاکه نوسانات آشفتگی مقیاس‌های زیرشبکه‌ای در نزدیکی دیواره به‌سمت صفر میل می‌کند، لذا لزجت گردابه‌ای  $v_i$  نیز باید به‌سمت صفر میل نماید. برای این منظور، یک تابع استهلاک (تابع استهلاک ون‌دریست)  $f_\mu$  به‌فرم زیر در نظر گرفته شده است:

$$f_\mu = 1 - e^{\left(\frac{-y^+}{26}\right)} \quad (7)$$

با تعریف تابع استهلاک  $f_\mu$ ، برای اعمال آن بر لزجت گردابه‌ای، در رابطه (۵) به‌جای ضریب  $C_s$  از ضریب  $C_s f_\mu$  استفاده شده است [۱۱].

#### ۳- روش حل عددی

شبیه‌سازی عددی انجام‌شده در این تحقیق، توسط نرم‌افزار فلوئنت ویرایش ۱۴ انجام شده است. در این مطالعه، رهیافت ال.ای. اس با مدل زیرشبکه‌ای اسماکورینسکی با ضریب ثابت  $0.17$  و گسسته‌سازی مکانی مرتبه ۲ و گسسته‌سازی زمانی مرتبه ۴ رونگ-کوتا مورد استفاده قرار گرفته است. فشار محیط به‌صورت ثابت ( $650 \text{ mmHg}$ ) و به‌منظور حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل غیردایم استفاده شده است. سرعت



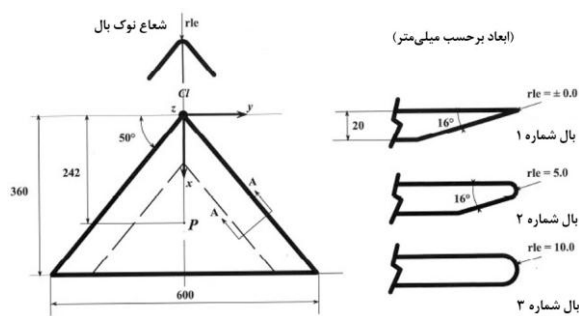
شکل (۴): شبکه محاسباتی نزدیک بال مثلثی.

۶- اثرات شکل لبه حمله بر مشخصه‌های آیرودینامیکی

به منظور بررسی رفتار جریان، علاوه بر ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا، خطوط جریان در مقاطع مختلف و تأثیر عدد رینولدز بر ضرایب در زوایای حمله مختلف نیز مورد مطالعه قرار گرفته است. در شکل‌های ۵-۶، نتایج ضرایب برآ و پسا برحسب زاویه حمله حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی [۱۲] مقایسه شده است. با توجه به مقایسه مذکور، مشاهده می‌شود که نتایج عددی تا زاویه حمله ۲۰ درجه قابل اعتماد بوده و مطابقت بسیار خوبی مشاهده می‌شود.

با مقایسه توزیع ضریب برآ برحسب زاویه حمله برای سه مدل مختلف لبه حمله بال در شکل ۵ مشاهده می‌شود که با افزایش شعاع لبه حمله، ضریب برآ کاهش می‌یابد. باید توجه داشت که در بال شماره ۳ با لبه‌های گرد متقارن، در  $\alpha = 0$ ، مقدار ضریب برآ صفر می‌باشد. دو بال دیگر که دارای لبه‌هایی اریب هستند، ضریب برآ در زاویه حمله صفر، دارای مقدار مثبتی می‌باشد. ضریب برآی بال شماره ۱ دارای رابطه‌ای خطی نسبت به زاویه حمله تا ۵ درجه می‌باشد. در زوایای حمله بالاتر، شیب منحنی  $C_L - \alpha$  با توجه به وقوع گردابه‌های پشت سرهم حول این بال کاهش می‌یابد. در مدل‌های بال شماره ۲ و ۳ که دارای لبه‌های گرد می‌باشند، در مقایسه با بال دارای لبه تیز، محدوده خطی  $C_L - \alpha$  بیشتر است. شروع افت برآی هر سه مدل بال را می‌توان در  $\alpha$ های بزرگ‌تر از ۲۰ مشاهده نمود. همان‌طور که مشاهده می‌شود، هنگامی که لبه حمله بال گرد باشد، رسیدن به نقطه حداکثر برآ به تأخیر می‌افتد.

در حل دارای ضخامت ۲۰ میلی‌متر، ارتفاع ۳۶۰ میلی‌متر و قاعده ۶۰۰ میلی‌متر می‌باشد. بال شماره ۱ دارای لبه تیز بوده و با زاویه ۱۶ درجه از لبه بالا به صورت اریب برش خورده است. بال شماره ۲ دارای یک لبه نیم‌دایره با شعاع ۵ میلی‌متری ( $r_{le}/c = 0.0139$ ) و بال شماره ۳ دارای لبه نیم‌دایره با شعاع ۱۰ میلی‌متری ( $r_{le}/c = 0.0278$ ) که نیمی از ضخامت مدل نیز می‌باشد. شعاع گرد شدن در نوک بال نیز باید هم‌اندازه شعاع لبه حمله باشد. نسبت ضخامت لبه فرار به وتر بال  $t/c = 0.056$  می‌باشد. سرعت جریان آزاد در حدود  $50 m/s$  که عدد رینولدز آن برابر با حدود  $10^6 \times 1/2$  می‌باشد؛ اما به منظور مطالعه اثر عدد رینولدز برای برخی از  $\alpha$ ، نتایج را در عدد رینولدزهای  $10^6 \times 0.5$ ،  $10^6 \times 1$ ،  $10^6 \times 1.5$  و  $2 \times 10^6$  و  $2.5 \times 10^6$  به دست آورده شده است.



شکل (۳): ابعاد هندسی لبه حمله بال‌های مثلثی [۱۲].

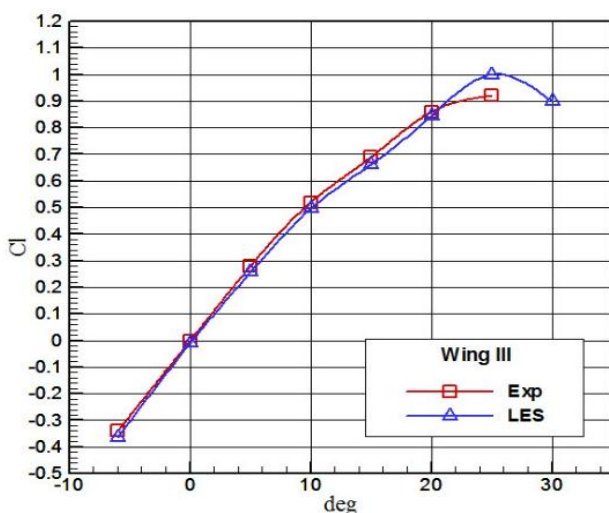
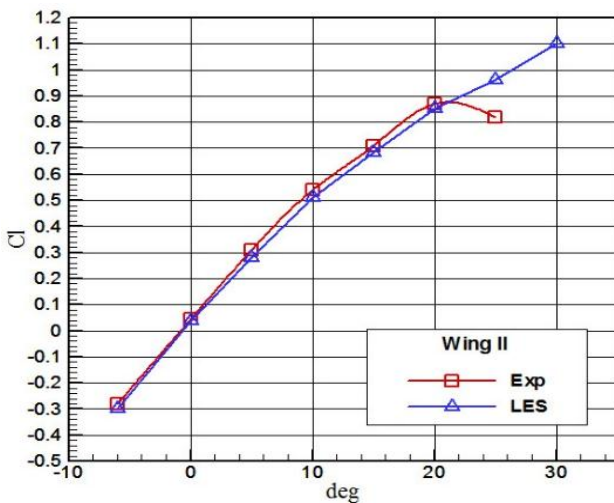
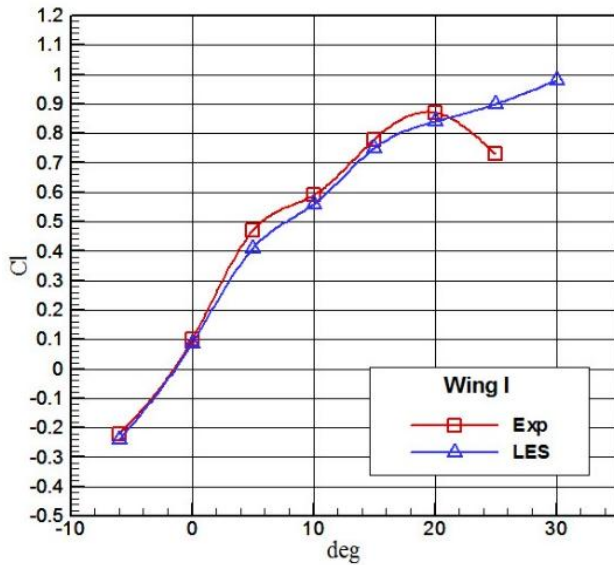
۵- مطالعه عدم وابستگی حل به شبکه‌ی عددی

برای بررسی عدم وابستگی حل به شبکه عددی در حالت سه بعدی و انتخاب شبکه محاسباتی بهینه، شبکه‌های مختلفی با تعداد گره‌های متفاوت برای این مسئله در نظر گرفته شده و پس از حل جریان، ضرایب آیرودینامیکی بال شماره یک در زاویه حمله ۱۰ درجه، با یکدیگر مقایسه شده است. همان‌گونه که در جدول ۱ نشان داده شده است، با توجه به نزدیکی جواب‌ها در شبکه‌های ۲ و ۳، شبکه دوم با ۳۳۰۷۰۰۹ المان هیبریدی برای حل برگزیده شده است. بخشی از شمای کلی شبکه محاسباتی در شکل ۴ و تعداد گره‌های مربوط به شبکه‌های مختلف در جدول ۱ آورده شده است.

جدول (۱): مقایسه مقادیر ضرایب آیرودینامیکی حاصل از

شبکه‌های عددی مختلف در نظر گرفته شده در این تحقیق.

ردیف	تعداد گره	$C_L$	$C_D$
۱	۱۰۱۷۹۲۳	۰.۳۴۵۹	۰.۰۸۵۴
۲	۳۳۰۷۰۰۹	۰.۵۶۷۴	۰.۱۶۹۶
۳	۶۲۳۰۹۷۱	۰.۵۷۰۱	۰.۱۷۱۰



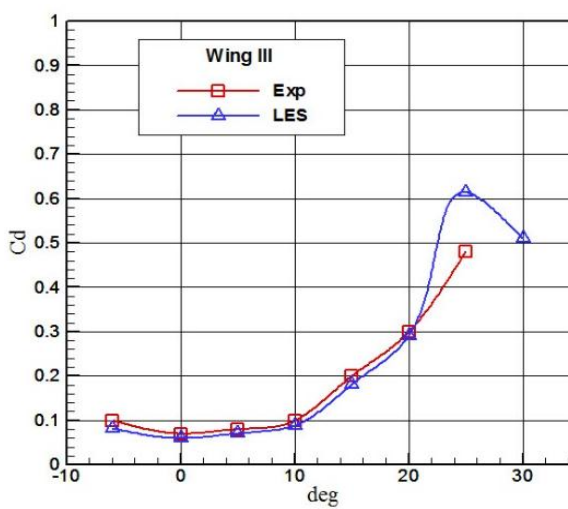
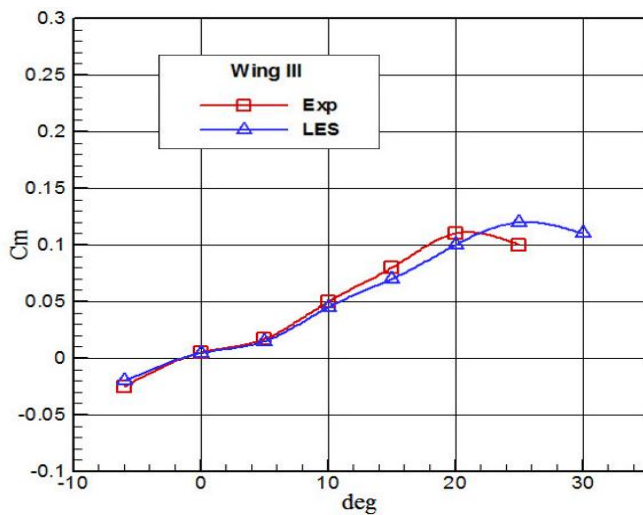
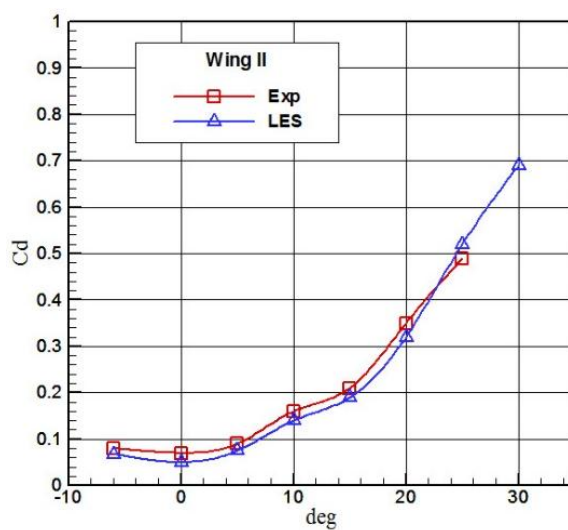
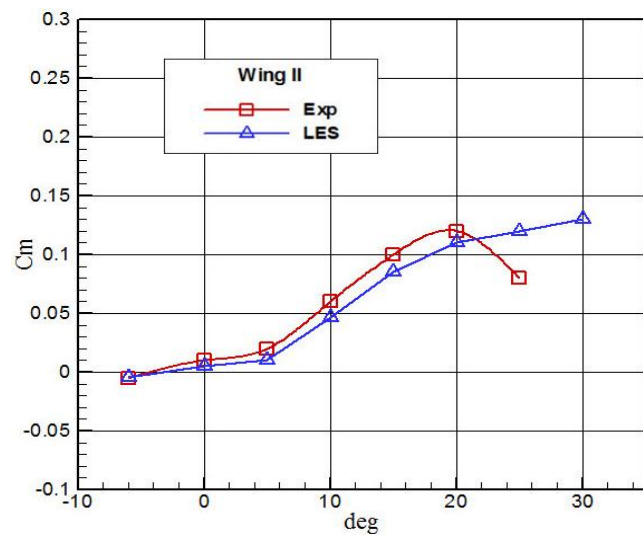
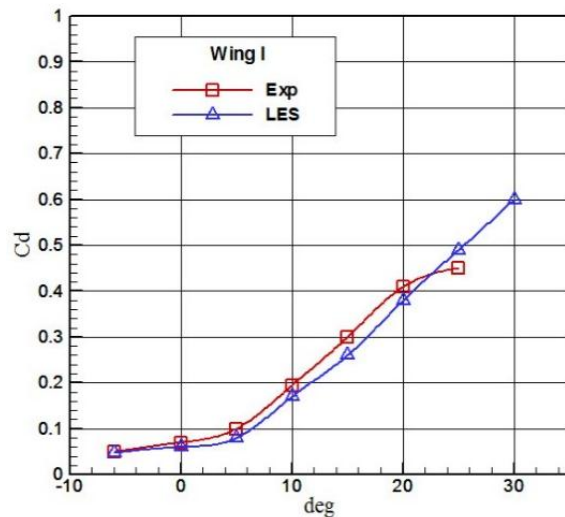
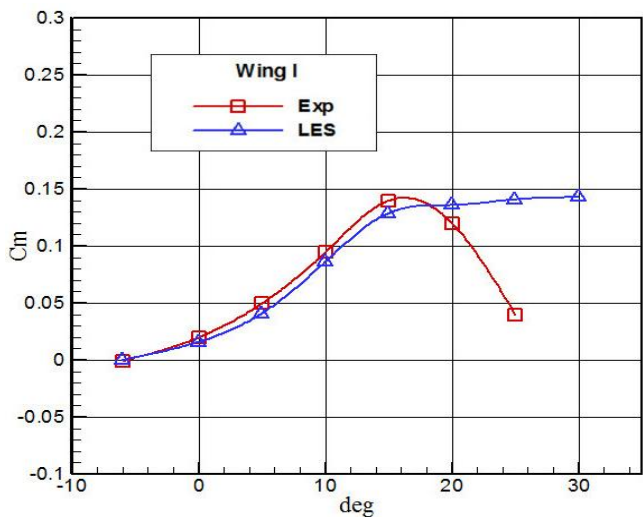
شکل (۵): مقایسه ضریب برای مدل‌های مختلف لبه حمله بال مثلی با نتایج تجربی [۱۲].

شکل لبه حمله بر منشأ و محل خط جدایش اولیه، اندازه و موقعیت گردابه اولیه و اندرکنش سطح بالادست بال با گردابه، تأثیر می‌گذارد [۸]. با افزایش شعاع لبه حمله، اندازه و قدرت گردابه اولیه تمایل به کاهش دارد. این موضوع مرتبط با کاهش ناشی از اوج مکش فشار است. نتایج عددی ارائه شده در شکل‌های ۶-۵ نشان می‌دهد که افزایش در شعاع لبه حمله، برآ را کاهش و مقدار پسا را کمی کاهش می‌دهد. این نتایج سبب بالارفتن نسبت برآ به پسا می‌شود. اطلاعات موجود نشان می‌دهد که در مقایسه با بال مثلی باریک، شکل لبه بال باریک دارای اثر قابل توجهی روی برآ، پسا و قدرت گردابه می‌باشد. همان‌طور که در شکل ۶ نشان داده شده است، افزایش شعاع لبه حمله سبب کاهش ضریب پسا می‌شود. این امر به دلیل افزایش در مکش لبه حمله می‌باشد که ناشی از اندرکنش بین برآی گردابه و لبه حمله می‌باشد. در بال شماره ۱، برآی گردابه سبب ایجاد  $C_L$  بزرگ می‌شود. گرد کردن لبه حمله به سبب مکش، روند کاهش برآی گردابه را افزایش خواهد داد. نسبت  $C_L$  به  $C_D$  برای بال با لبه حمله تیز و گرد، به ترتیب در زوایای حمله ۶ و ۱۰ درجه بیش‌ترین مقدار را دارد. در بال دارای لبه حمله تیز، برآی ناشی از گردابه‌ها سبب ایجاد  $C_L$  بزرگ می‌شود که با گرد کردن لبه حمله به سبب مکش، روندی کاهش برای برآی گردابه خواهیم داشت.

در شکل ۷ اثرات شعاع لبه حمله بال مثلی بر ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله نشان داده شده است. در یک زاویه حمله ثابت، افزایش شعاع لبه حمله بال، سبب کاهش ضریب گشتاور پیچشی می‌شود. در  $\alpha$ های بالاتر از ۲۰ درجه، ضریب گشتاور پیچشی، روندی کاهش با شیب زیاد را خواهد داشت، در حالی که اگر از لبه‌های حمله گرد استفاده شود، این روند به تأخیر می‌افتد.

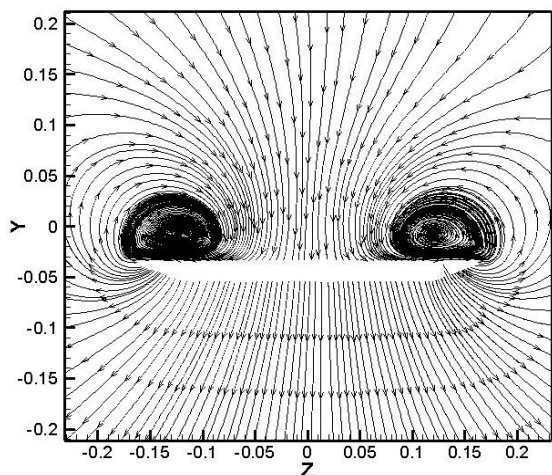
خطوط جریان حول بال‌های مثلی ارائه شده در شکل‌های ۸ الی ۱۳ نشان می‌دهد که هسته گردابه، کم‌وبیش بیضوی می‌باشد. در این شکل‌ها، خطوط جریان در صفحه  $YZ$  در دو مقطع  $X/C=0/5$  و  $X/C=0/25$  برای هر سه مدل بال ترسیم شده است. هسته گردابه تشکیل شده حول بال شماره ۳، در مقایسه با بال شماره ۱، به‌طور قابل توجهی کوچک‌تر و در واقع به سطح بال نزدیک‌تر است. با مقایسه خطوط جریان ارائه شده در دو مقطع مذکور، اندازه گردابه شکل گرفته روی سطح بال تقریباً دو برابر شده است که به علت فاصله گرفتن از رأس بال و توسعه گردابه‌ها در جریان می‌باشد.



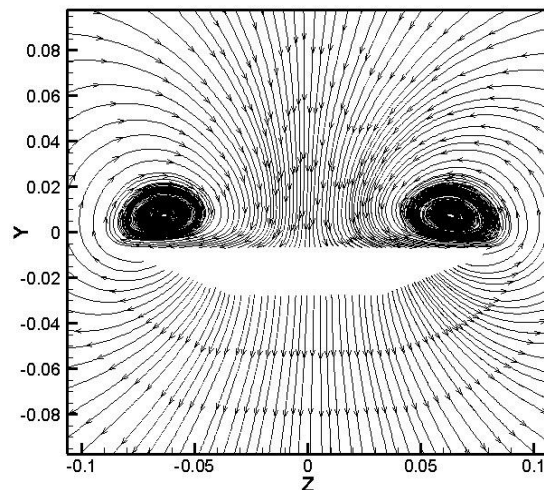


شکل (۷): مقایسه ضریب گشتاور پیچشی مدل‌های مختلف لبه حمله بال مثلثی با نتایج تجربی [۱۲].

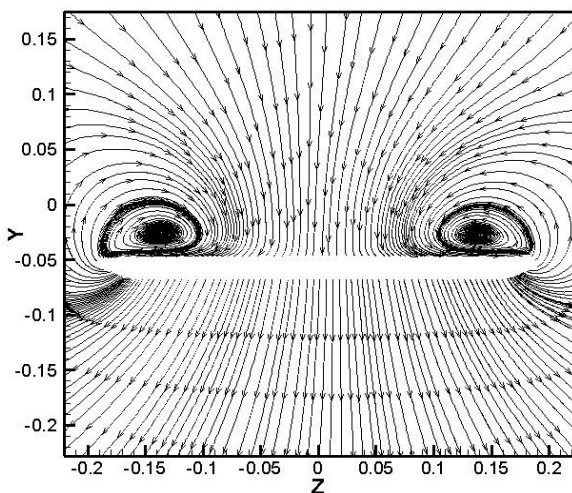
شکل (۶): مقایسه ضریب پسای مدل‌های مختلف لبه حمله بال مثلثی با نتایج تجربی [۱۲].



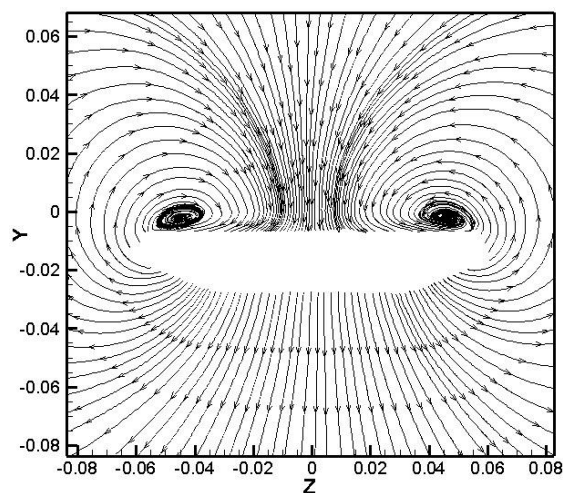
شکل (۱۱): خطوط جریان حول بال شماره ۱ در  $X/C=0/5$



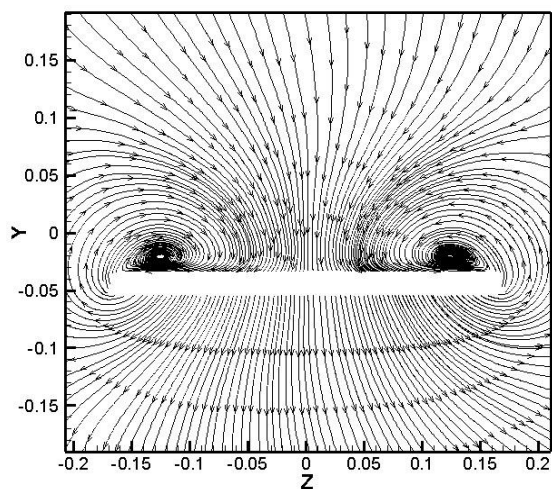
شکل (۸): خطوط جریان حول بال شماره ۱ در  $X/C=0/25$



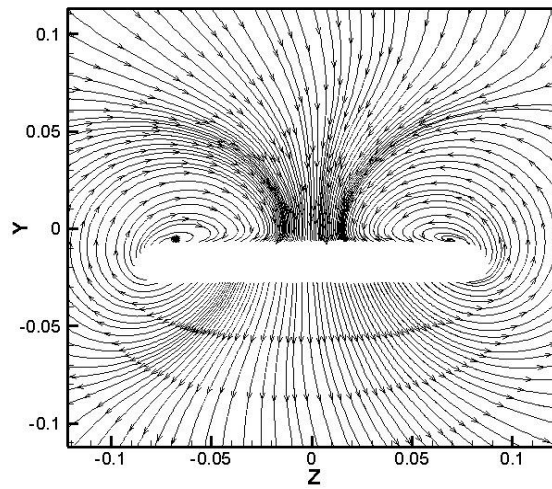
شکل (۱۲): خطوط جریان حول بال شماره ۲ در  $X/C=0/5$



شکل (۹): خطوط جریان حول بال شماره ۲ در  $X/C=0/25$

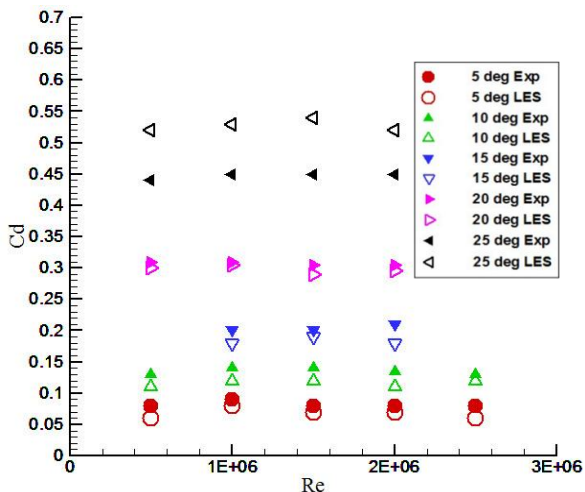


شکل (۱۳): خطوط جریان حول بال شماره ۳ در  $X/C=0/5$



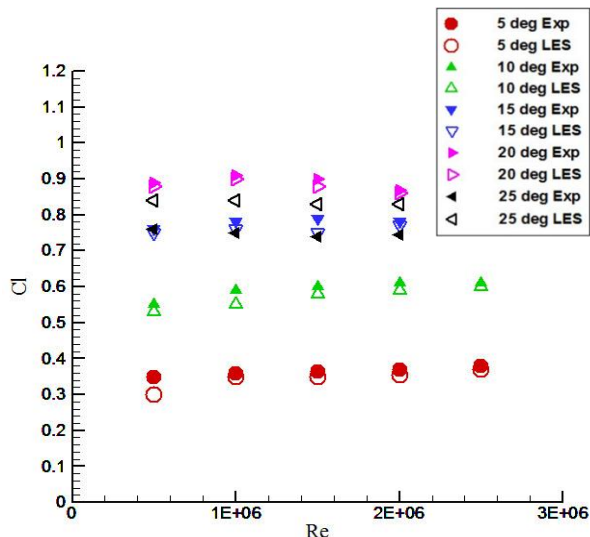
شکل (۱۰): خطوط جریان حول بال شماره ۳ در  $X/C=0/25$





شکل (۱۵): اثر عدد رینولدز روی ضریب پسا در زاویه‌های حمله مختلف بال شماره ۳.

اثرات تغییر عدد رینولدز بر  $C_D$  و  $C_L$  برای دو بال ۱ و ۳ تقریباً یکسان است. شکل‌های ۱۷-۱۶ نشان می‌دهند هنگامی که عدد رینولدز بین  $0.5 \times 10^6$  تا  $0.97 \times 10^6$  است، ضریب برآ تمایل به افزایش ۶ الی ۸ درصدی دارد. درحالی‌که در اعداد رینولدز بزرگ‌تر، مخصوصاً در زاویه حمله ۱۵ درجه، تغییر محسوسی در  $C_L$  مشاهده نمی‌شود. در زاویه حمله ۲۰ و ۲۵ درجه، نمودارهای  $C_L - Re$  نشان می‌دهند که با افزایش عدد رینولدز، ضریب برآ افت اندکی دارد.



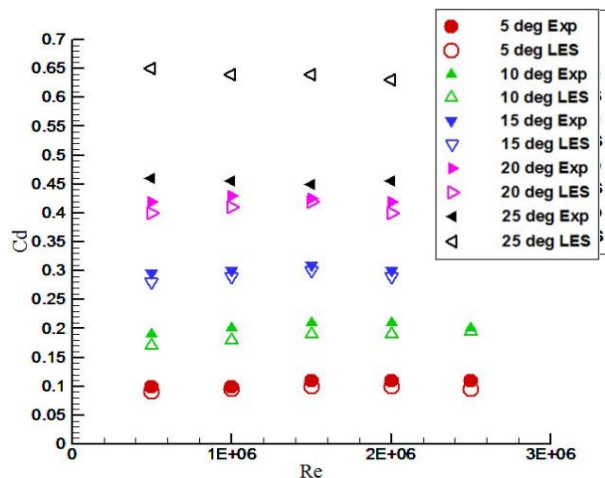
شکل (۱۶): اثر عدد رینولدز روی ضریب برآ در زاویه‌های حمله مختلف بال شماره ۱.

نمودارهای  $U_{rms}$ ،  $V_{rms}$  و  $W_{rms}$  در شکل‌های ۲۰-۱۸ ترسیم شده است. همان‌طور که در این شکل‌ها دیده می‌شود، مقادیر

لازم به ذکر است که برخلاف لبه‌های تیز، در لبه‌های گرد محل جدایی اولیه و ساختار جریان نسبت به عدد رینولدز حساس می‌باشد. انحنای لبه در محل نقطه انفجار نیز مؤثر است و افزایش شعاع لبه حمله بال بر حرکت نقطه انفجار در جهت پایین دست تأثیر می‌گذارد [۱۲].

در شکل‌های ۱۷-۱۴، اثر تغییر عدد رینولدز بر ضرایب برآ و پسای مدل‌های بال شماره ۱ و ۳، در پنج زاویه حمله مختلف الی ۲۵ درجه نشان داده شده است. پنج عدد رینولدز مختلف بین  $0.5 \times 10^6$  تا  $2.5 \times 10^6$  در نظر گرفته شده است و نتایج شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ با نتایج تجربی موجود مقایسه شده است. با دقت در این شکل‌ها مشاهده می‌شود که، تا زاویه حمله ۲۰ درجه، ضرایب برآ و پسای حاصل از شبیه‌سازی عددی مطابقت بسیار خوبی با داده‌های تجربی نشان می‌دهد. البته، در زاویه حمله ۲۵ درجه، تفاوت قابل‌توجهی در نتایج مشاهده می‌شود که بیان‌گر قابل‌اعتماد نبودن نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی از این زاویه حمله به بعد می‌باشد.

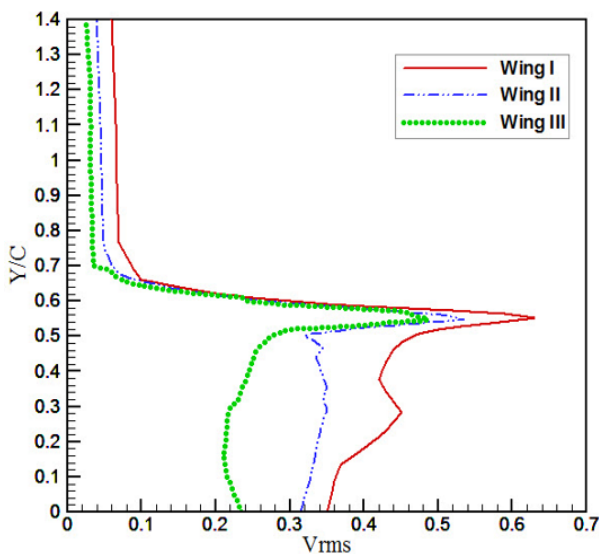
با دقت در دو شکل ۱۴ و ۱۵، مشاهده می‌شود که تا زاویه حمله ۲۰ درجه، مقادیر ضریب پسای محاسبه شده با داده‌های تجربی مطابقت خوبی دارد. علاوه بر این، مشاهده می‌شود که تطابق بین نتایج عددی و تجربی در مورد بال شماره ۱ کمی بهتر از تطابق مذکور در بال شماره ۳ می‌باشد. ولی در زاویه حمله ۲۵ درجه، اختلاف فاحشی بین نتایج تجربی و عددی ایجاد شده است که بیان‌گر غیرقابل اعتماد بودن نتایج در این زاویه حمله و بالاتر از آن می‌باشد. ضمناً، این اختلاف، در مقایسه با بال شماره ۳، در بال شماره ۱ بیش‌تر می‌باشد.



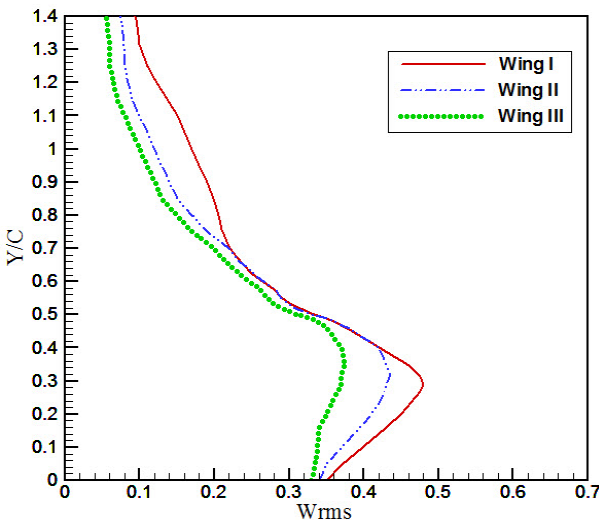
شکل (۱۴): اثر عدد رینولدز روی ضریب پسا در زاویه‌های حمله مختلف بال شماره ۱.

همان طور که انتظار می‌رود، در فواصل اولیه پشت مدل، به علت حضور گردابه‌های بزرگ‌تر و پر قدرت‌تر، انرژی آشفتگی ذرات سیال نسبت به فواصل دورتر از مدل بیشتر است.

با توجه به وجود لبه‌های تیز در بال شماره ۱، حتی در اعداد رینولدز پایین نیز جریان سیال از روی جسم جدا شده و باعث به وجود آمدن جریان‌های برگشتی در پشت مدل می‌گردد. لذا، در محدوده اعداد رینولدز  $5 \times 10^5$  تا  $25 \times 10^5$ ، تغییراتی در رژیم جریان مشاهده نشده و صرفاً تغییراتی در اندازه مؤلفه‌های سرعت به وجود می‌آید. الگوی مشابه پروفیل‌های سرعت در این محدوده سرعت، در شکل ۲۲ نشان داده شده است.

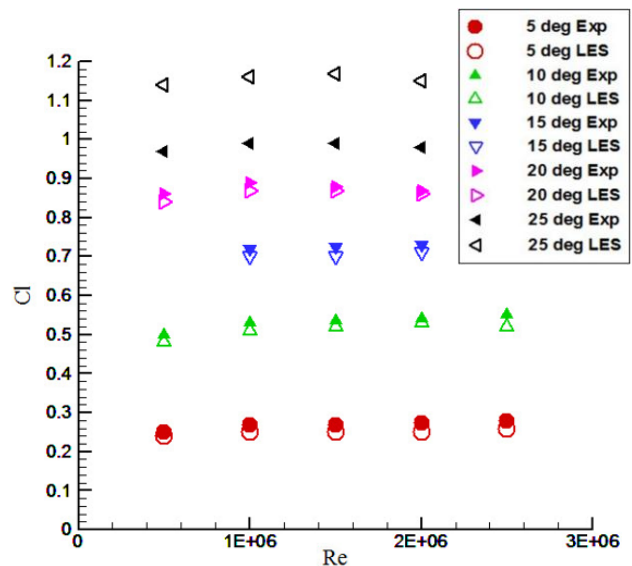


شکل (۱۹): منحنی تغییرات  $V_{rms}$  در کل میدان جریان.

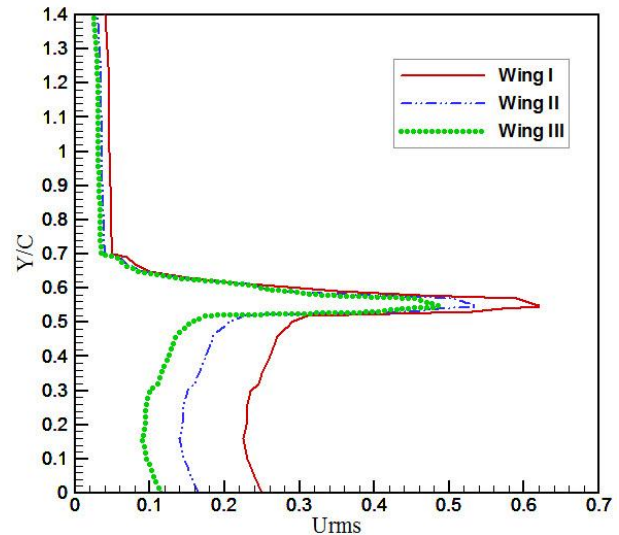


شکل (۲۰): منحنی تغییرات  $W_{rms}$  در کل میدان جریان.

یشینه مؤلفه‌های نوسانی سرعت در حوالی خط مرکزی، ناشی از تداخل گردابه‌های تشکیل شده در لبه حمله مدل می‌باشد. با افزایش فاصله از مدل در امتداد جریان، مقادیر بیشینه کاهش یافته و در فواصل دور از شدت تغییرات آن کاسته می‌شود. علت این امر نیز کاهش قدرت گردابه‌ها در مقاطع دورتر از مدل می‌باشد.



شکل (۱۷): اثر عدد رینولدز روی ضریب برآ در زاویه‌های حمله مختلف بال شماره ۳.



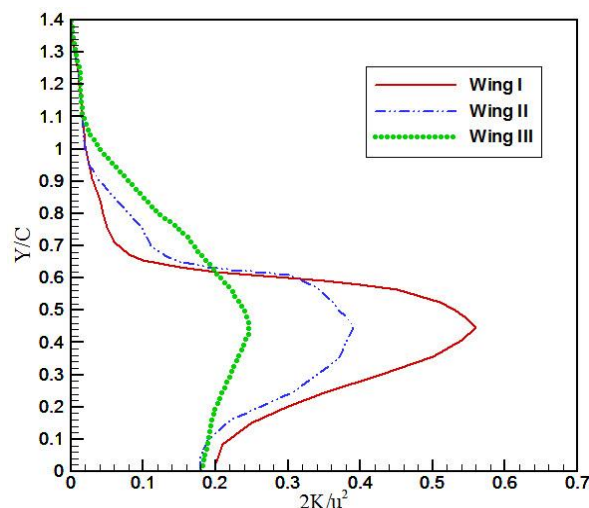
شکل (۱۸): منحنی تغییرات  $U_{rms}$  در کل میدان جریان.

با محاسبه مؤلفه‌های نوسانی  $u'$ ،  $v'$  و  $w'$ ، روند تغییرات انرژی آشفتگی در میدان جریان حول بال مثلثی در شکل ۲۱ نشان داده شده است.  $k = \frac{1}{2}(u'^2 + v'^2 + w'^2)^{1/2}$

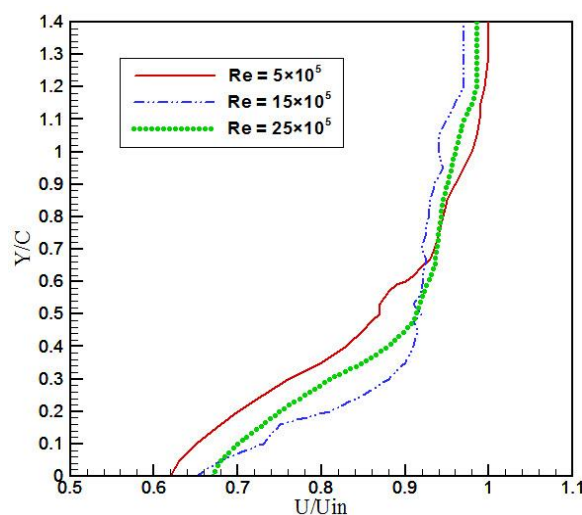
حمله، روند شکل‌گیری گردابه‌ها به تأخیر می‌افتد. در یک زاویه حمله ( $\alpha$ ) ثابت، افزایش شعاع لبه حمله بال، سبب کاهش ضریب گشتاور پیچشی می‌شود. در زاویه‌های فراتر از ۲۰ درجه، گردابه در تمام طول بال ایجاد می‌شود که در نتیجه باعث از دست رفتن برآی زیادی، به‌ویژه، هنگامی که لبه‌های بال تیز است، می‌شود. در زوایای حمله بالا، روندی کاهش با شیب زیاد ایجاد می‌شود در حالی که اگر از لبه‌های حمله گرد استفاده شود، روند نزولی ایجاد می‌افتد.  $C_L - Re$  نشان می‌دهد، هنگامی که عدد رینولدز  $0.5 \times 10^6$  تا  $0.97 \times 10^6$  است، ضریب برآ تمایل به افزایش ۶ تا ۸ درصدی دارد، اما در رینولدز بزرگ‌تر، افزایش  $C_L$  نزدیک صفر است. در زاویه حمله ۲۰ و ۲۵ درجه،  $C_L - \alpha$  نشان می‌دهد که  $C_L$  با افزایش عدد رینولدز، اندکی کاهش دارد. در بال با لبه حمله تیز، برآی ناشی از گردابه‌ها سبب ایجاد  $C_L$  بزرگ می‌شود که با گرد کردن لبه حمله به سبب مکش، روندی کاهش برای برآی گردابه خواهیم داشت. نسبت  $C_L$  به  $C_D$  برای بال با لبه حمله تیز و گرد، به ترتیب در زاویه حمله ۶ و ۱۰ بیشترین مقدار را دارند.

#### ۷- مراجع

- Gordnier, R.E. and Visbal, M.R. "High-Order Compact Difference Scheme Applied to the Simulation of a Low Sweep Delta Wing Flow", AIAA Journal, Vol. 41, pp. 552-562, 2003.
- Taylor, G.S., Schnorbus, T. and Gursul, I. "An Investigation of Vortex Flows over Low Sweep Delta Wings", 33<sup>rd</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibits, Orlando, Florida, USA, 23-26 June 2003.
- Ruith, M.R., Chen, P., Meiburg, E. and Maxworthy, T. "Three-Dimensional Vortex Breakdown in Swirling Jets and Wakes", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 486, pp. 331-378, 2003.
- Gordnier, R.E., Visbal, M.R., Gursul, I. and Wang, Z. "Computational and Experimental Investigation of a Nonslender Delta Wing", AIAA Journal, Vol. 47, No. 8, pp. 1811-1825, 2009.
- Lu, F.K., Pierce, A.J., Shih, Y., Liu, C. and Li, Q. "Experimental and Numerical Study of Flow Topology Past Micro Vortex Generators", AIAA Journal, Vol. 48, pp. 333-343, 2010.
- Meng, X. Cai, Z.Q., Luo, S. and Liu, F. "Experimental Investigations on Stability of Vortex Flow over Slender Delta Wing with Dorsal Fin", AIAA Journal, Vol. 49, pp. 464-475, 2011.
- Fukumoto, H., Ishikawa, Y., Nonomura, T. and Fujii, K. "Mach Number Effects on Vortex Breakdown in Subsonic Flow over a Delta Wing", AIAA Journal, Vol. 51, No. 9, pp. 265-276, 2011.



شکل (۲۱): تغییرات انرژی آشفتگی در کل میدان جریان.



شکل (۲۲): سرعت‌های متوسط اندازه‌گیری شده در امتداد جریان و زاویه حمله صفر.

#### ۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، اثر شعاع لبه حمله بر رفتار جریان حول بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۵۰ درجه با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ با ضریب اسمانگورینسکی ۰/۱۷، مورد مطالعه قرار گرفته است. به‌طور کلی، در این شبیه‌سازی، مطابقت منطقی و خوبی با نتایج تجربی حاصل شده است. مطالعات عددی نشان می‌دهد که اگر شعاع لبه حمله بال باعث تشدید در تشکیل گردابه‌ها شود، ضریب پسا مربوط به آن حالت افزایش یافته و بالعکس با کم شدن گستره گردابه‌ها، ضریب پسا کاهش می‌یابد. ضمناً، افزایش شعاع لبه حمله سبب تغییر خط جدایش می‌شود، به این صورت که با افزایش زاویه شعاع لبه

8. Saha, S. and Majumdar, B. "Experimental and Numerical Study of Surface Flow Pattern on Delta Wing", IGETAE, Vol. 2, No. 3, pp 97-109, 2012.
9. Visbal, M.R. and Gordnier, R.E. "Origin of Stationary Shear-Layer Sub-Structures above Delta Wings", Air Force Research Laboratory, RTO-TR-AVT-080, 2011.
10. Farhadiazar, R., Ramezanizadeh, M., Taeibi-Rahni, M. and Salimi, M. "Compound Triple Jets Film Cooling Improvements Via Velocity and Density Ratios: Large Eddy Simulation", Fluids Engineering, Transactions of the ASME, Vol. 133, No. 3, pp. 202-213, 2011.
11. Taeibi, M., Ramezanizadeh, M., Ganji, D.D., Darvan, A., Soleimani, S., Ghasemi, E. and Bararnia, H. "Comparative Study of Large Eddy Simulation of Film Cooling Using a Dynamic Global Coefficient Subgrid Scale Eddy-Viscosity Model with RANS and Smagorinsky Modeling", International Communications in Heat and Mass Transfer, Vol. 38, No. 5, pp. 659-667, 2011.
12. Verhaagen, N.G. "Effects of Leading Edge Radius on Aerodynamic Characteristics of 50 Delta Wings", AIAA Journal, Vol. 49, No. 2, pp. 858-871, 2011.