

مطالعه عددی پدیده هواسوتی جریان عبوری از بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی، با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

مهدی رمضانی‌زاده^۱ حسین محمدی^۲
 دانشکده مهندسی هوافضا مرکز تحصیلات تکمیلی
 دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

(تاریخ دریافت: ۹۴/۱۲/۲۷؛ تاریخ پذیرش: ۹۵/۱۰/۲۹)

چکیده

در این تحقیق، جریان حول بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی به طول وتر ریشه ۳۶۰ میلی‌متر با زوایای پس‌گرایی به ترتیب، 50° ، $80^\circ/65^\circ$ و 53° ، با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و مدل زیرشبکه‌ای اسمانگورینسکی- لیلی بررسی شده است. ضرایب آیرودینامیکی بال‌های مثلثی مذکور محاسبه شده و با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه شده که تطابق خوبی با نتایج تجربی مشاهده می‌شود. شرایط مرزی استفاده شده، به منظور انجام محاسبات هواسوتی به این صورت است که سرعت جریان آزاد برابر ۵۰ متر بر ثانیه، عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه برابر 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.147 در زاویه حمله 15° درجه می‌باشند. نتایج صدای دریافتی از میکروفن‌های قرار گرفته در ناحیه دنباله بال‌های مورد مطالعه، به صورت چگالی طیف قدرت، فشار صوتی، تراز فشار صدا و دامنه صدا مورد بررسی قرار گرفته اند. تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفن قرار گرفته در فاصله 1.835 متری از نوک بال‌های مذکور در بازه عدد استروهال 0 الی 1 به ترتیب بین 24 الی 69 ، 10 الی 54 و 9 الی 44 دسی‌بل متغیر است که از لحاظ مخفی‌کاری صوتی، بیان‌گر ارجحیت بال الماسی نسبت به دو بال دیگر می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: پدیده هواسوتی، بال مثلثی الماسی، تراز فشار صدا، اندرکنش گردابه‌ها، رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، عدد استروهال

Numerical Investigation of Aeroacoustic Phenomenon Flow over Tailless, Double, and Diamond Delta Wings, Using Large Eddy Simulation

M. Ramezanizadeh
 Aerospace Engineering Department,
 Shahid Sattari Aeronautical University
 of Science & Technology

H. Mohammadi
 Graduate Studies,
 Shahid Sattari Aeronautical University
 of Science & Technology

(Received: 18/March/2016; Accepted: 18/January/2017)

ABSTRACT

The objective of this paper is to obtain acoustical behavior of flow around 50° tailless, $80^\circ/65^\circ$ double and 53° diamond delta wing configurations, using large eddy simulation. Validation of the aerodynamic coefficients is performed using available experimental results, showing good agreements. CFD simulations were performed for 15° degree angles of attack at a Mach number of 0.147 and a Reynolds number of 1.2 million, based on the root chord root chord of the wings (is 360 mm). Acoustic measurements, such as power spectral density, acoustic pressure, sound pressure level, and sound amplitude were taken, using 3 microphones in the wake region of the mentioned wings. The amount of sound pressure level of microphone, which is placed at 1.835 meter from apex of above wings in DK Strouhal number 0 to 1 is, 24 to 69 , 10 to 54 and 9 to 44 . Hence, for purposes of being silence, aeroacoustics values indicate that diamond delta wing is more preferable than tailless and double delta wing.

Keywords: Aeroacoustics, Diamond Delta Wing, Sound Pressure Level, Vortex Interactions, Large Eddy Simulation Approach, Strouhal Number

۱- مقدمه

بال مثلثی^۱ در زوایای حمله بالا در منطقه گذر صوتی و یا مافوق صوت دارای میدان جریان پیچیده‌ای است که شامل جدایش جریان، تولید موج ضربه‌ای و همچنین تشکیل و رشد دو گردابه مقیاس بزرگ روی سطح بالایی بال می‌باشد. این گردابه‌ها تقریباً روی خطی مستقیم از نوک بال^۲ تا قسمت انتهایی بال ادامه پیدا می‌کند. زاویه حمله‌ای که برای اولین بار گردابه‌ها روی بال تشکیل می‌شود، به طور مستقیم بستگی به مقدار زاویه پسگرایی^۳ بال دارد [۱].

ورهاگن در سال ۲۰۱۰، بال مثلثی ساده با زاویه پسگرایی 50° بالبه‌های حمله متفاوت را در تونل باد مادون صوت مورد آزمایش قرارداد. اغلب آزمایش‌ها در سرعت جریان آزاد در حدود ۵۰ متر بر ثانیه انجام شده که عدد رینولدز آن حدود $1/2 \times 10^6$ می‌باشد. از دو روش جریان روغن و پی.آی.وی^۴ برای انجام تحقیقاتش استفاده کرد. وی مشاهده کرد که به اوج رسیدن نمودار ضریب برآ^۵ زمانی به تأخیر می‌افتد که لبه‌های بال گرد باشد. افزایش شعاع لبه حمله سبب کاهش ضریب پسا^۶ می‌شود که این امر به دلیل افزایش در مکش لبه حمله می‌باشد. وی اذعان داشت که با گرد کردن لبه حمله، می‌توان از قدرت و اندازه گردابه اولیه کاست. ضمناً، مقدار اندکی به ورتیسیتته محوری در لایه برشی آزاد^۷ در نزدیکی لبه حمله افزوده می‌شود [۲].

آلگرنی^۸ در سال ۲۰۱۰، بال مثلثی مرکب $65^\circ/40^\circ$ در زوایای حمله ۸ الی ۹۲ درجه با عدد رینولدز $2/67 \times 10^5$ و عدد ماخ $0/04$ را مورد بررسی قرار داد. رهیافت و مدل آشفتگی استفاده شده، به ترتیب رنس^۹ و کا- امگا اس.اس.تی^{۱۰} بود. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده، می‌توان با این مدل آشفتگی نواحی نزدیک نوک بال را به خوبی شبیه‌سازی کرد [۳].

ولف^{۱۱} و همکارش در سال ۲۰۱۱، به محاسبه صدای ساطع شده از لبه فرار ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با لبه فرار گرد شده با

استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ پرداختند. تعامل بین لایه‌های مرزی آشفته و لبه فرار باعث تولید صدای پهن‌بند^{۱۲} در لبه فرار شده و ریزش گردابه‌ها که حاصل لایه‌های مرزی آرام می‌باشد، در این ناحیه به تولید صدای ریتیمیک می‌پردازد. ایشان پردازش‌ها را در دو عدد ماخ متفاوت $0/115$ و $0/4$ در زوایای حمله ۰ و ۵ درجه و عدد رینولدز بر پایه وتر $408,000$ و پردازش‌های صوتی را توسط معادلات فوکس- ویلیام و هاوکینگز^{۱۳} انجام دادند. به‌منظور معتبرسازی نتایج عددی به‌دست‌آمده، شبیه‌سازی جریان و نتایج صوتی به‌دست‌آمده با داده‌های تجربی مقایسه نمودند و تطابق خوبی مشاهده کردند. عنوان نمودند که ریتیم صدای پهن ریزش گردابه‌ها توسط ریزش گردابه‌ها در لایه مرزی آرام تولید می‌شود. با توجه به این‌که لبه فرار گرد شده بود، طیف فشار سطح پهن‌بند در شبیه‌سازی عددی و همچنین صدای ناشی از ریزش گردابه‌ها را مشاهده نمودند. از تاثیر منابع صدای چهارقطبی غیرخطی روی تابش صدای دوردست چشم‌پوشی کردند و نتایج هواصوتی به‌دست‌آمده، همخوانی خیلی خوبی با نتایج تجربی نشان داد [۴].

کوزا^{۱۴} و همکارش در سال ۲۰۱۱، صدای پهن باند ناشی از لبه فرار ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را با استفاده از رهیافت ناپایای میان‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس، توسط حل معادلات اغتشاشی صوت در محدوده‌ای از فرکانس محاسبه کردند. برای این کار از معادلات کامل ویلیام و هاوکینگز برای ارزیابی صدای دوردست استفاده کردند. تولید صدا توسط میدان جریان آشفته حول جسم مذکور در زاویه حمله صفر درجه مورد بررسی قرار گرفته و به منظور جلوگیری از تولید صدا در اثر ریزش گردابه‌ها در ناحیه دنباله، ایرفویل مورد استفاده دارای لبه فرار تیز بوده و وتر و دهانه آن به ترتیب برابر با $0/3$ و $0/4$ متر بود. نتایج به‌دست‌آمده توسط ایشان در محدوده فرکانس $11,000$ الی $6,000$ هرتز تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد [۵].

دولان^{۱۵} و همکارانش در سال ۲۰۱۲، ریزش گردابه‌ها و صدای ریتیمیک صفحه تخت با لبه فرار تیز و دارای شیب تند را به صورت دو بعدی مورد بررسی قرار دادند. شبیه‌سازی عددی ریزش گردابه‌ها از لبه فرار با شیب تند یک صفحه تخت را در

1 -Delta Wing

2 -Apex

3 -Sweep Angle

4 - Particle Image Velocimetry(PIV)

5 -Lift Coefficient

6 -Drag Coefficient

7 - Free Shear Layer

8 -Al-Garni

9- Reynolds Averaged Navier Stokes(RANS)

10 - $k - \omega$ SST

11 -Wolf

12 -Broad-Band

13 - FfowcsWilliam and Hawkings (FWH)

14 -Cozza

15 -Doolan

صفر تا ۶۰ درجه تغییر دادند. در صورتی که محدوده زاویه حمله را در شبیه‌سازی‌های عددی بین ۳۰ تا ۴۰ درجه انتخاب کردند. لازم به ذکر است که در این محدوده از زاویه حمله، گردابه تشکیل شده روی بال مورد آزمایش از هم تفکیک می‌شود. آنها میانگین زمانی نقاط شروع انفجار گردابه‌ها را روی سطح بال مثلثی مرکب بررسی کردند. به این نتیجه رسیدند که با افزایش زاویه حمله، گردابه‌ها بیشتر در جریان بالادست تفکیک می‌شود به طوری که شروع تفکیک گردابه‌ها در زاویه حمله ۳۰ درجه، بر حسب فاصله بی‌بعد شده، برابر با ۲ می‌باشد. در حالی که تفکیک گردابه‌ها در زاویه حمله ۴۰ درجه، بر حسب فاصله بی‌بعد شده، برابر با ۰/۹ می‌باشد [۸].

تاکنون صدای ناشی از لبه فرار ایرفویل‌های متفاوت توسط محققان بسیاری مورد بررسی قرار گرفته است. اما صدای تولید شده توسط بال وسیله‌های پرند کمتر مورد توجه قرار گرفته است. ضمناً بال‌های مورد مطالعه در این تحقیق، از لحاظ آیرودینامیکی بارها مورد مطالعه قرار گرفته است، اما طبق بررسی‌های انجام شده، مقایسه هوا-صوتی بال‌های مثلثی مختلف با یکدیگر تاکنون انجام نشده است. لذا در این تحقیق، ابتدا فیزیک جریان حول بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی^۷ با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی شده و سپس با در نظر گرفتن میکروفن‌هایی در پشت لبه فرار بال‌های مذکور، میزان چگالی طیف قدرت صدا^۸ و طیف انتشار امواج^۹ با استفاده از نظریه کرل^{۱۰} و الگوی ویلیام-هاوکینگز^{۱۱} مورد مطالعه قرار گرفته است. تمامی شبیه‌سازی‌ها توسط بسته نرم‌افزاری فلونت نسخه ۱۵ انجام شده است.

۲- معادلات حاکم

در این بخش به معرفی رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ پرداخته شده است. اساس این رهیافت بر حل مستقیم مقیاس‌های بزرگ و مدل‌سازی ریز مقیاس‌ها استوار می‌باشد. اولین مدلی که در این زمینه ارائه شده، مدل اسماغورینسکی^{۱۱} است که هنوز به‌طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد. از این رو، در ابتدا معادلات ال.ای.اس معرفی شده و سپس

جریان یکنواخت به صورت تراکم‌ناپذیر مورد بررسی قرار دادند. نتایج به‌دست‌آمده را با نتایج تجربی که شامل نوسانات سرعت و صدای ساطع شده در ناحیه دنباله لبه فرار و لایه‌های مرزی صفحه تخت می‌باشد، مقایسه نمودند و ریزش گردابه‌ها از لبه فرار با سه فرکانس غالب متفاوت را به‌دست آوردند. آنها بر این باور بودند که می‌توان پخش انتقالی ضعیفی که حباب جدا شده از سطح بالایی صفحه تولید می‌کند را به طور تناوبی با فرآیند ریزش گردابه‌ها از لبه فرار کوپل دانست. همچنین، این پخش ضعیف ناحیه جدا شده، سبب توزیع گردابه شده و منجر به تولید سه مود فرکانسی مذکور می‌شود [۶].

سها^۱ و همکارانش در سال ۲۰۱۳، تحقیقاتی را روی بال مثلثی مرکب لبه تیز با زاویه پسگرایی $76^\circ/40^\circ$ در رژیم جریان مادون‌صوت در زوایای حمله ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه با استفاده از نرم‌افزار فلونت انجام دادند. آن‌ها از مدل آشفتگی کا-امگا اس.اس.تی مرتبه دو رنس با شبکه‌بندی بی‌سازمان استفاده کردند. سرعت جریان آزاد را ۱۵ متر بر ثانیه و عدد رینولدز بر پایه وتر آیرودینامیکی متوسط را 2×10^5 در نظر گرفتند. نتایج به‌دست‌آمده با نتایج موجود تجربی سازگاری خوبی نشان داد. به طوری که گردابه‌های ایجاد شده روی بال اصلی^۲ و رگه^۳ و محل جدایش آن‌ها از روی سطح بال، از لبه حمله تا لبه فرار، در زاویه حمله ۵ درجه قابل تشخیص و شناسایی بود. آنها نشان دادند که با افزایش زاویه حمله به ۱۰ درجه، شیب گردابه تشکیل شده روی بال اصلی کم می‌شود و تقریباً به صورت یک خط راست در می‌آید در صورتی که گردابه روی رگه، دارای انحنا می‌باشد [۷].

جیان^۴ و همکارانش در سال ۲۰۱۴، روی بال مثلثی مرکب^۵ $80^\circ/65^\circ$ در نرم‌افزار فلونت با استفاده از مدل آشفتگی دی.دی.ای.اس^۶ بر پایه مدل آشفتگی کا-امگا اس.اس.تی برای محاسبه محل ایجاد و انفجار گردابه‌ها، تحقیقاتی انجام دادند. عدد ماخ را در آزمایش ایرفویل ناکا-۰۰۲۱ برابر با ۰/۱، عدد رینولدز را $1/2 \times 10^6$ ، زاویه حمله را ۶۰ درجه و طول وتر را ۰/۱۲۵ متر در نظر گرفتند. برای نشان دادن جدایش کامل جریان از روی سطح بال در آزمایش تجربی، زاویه حمله را از

7 -Diamond Delta Wing
8- Power Spectral Density
9 - Sound Pressure Level
10 -Curl
11 -Smagorinsky

1 -Saha
2 -Wing
3 -Starke
4 -Jian
5 -Compound Delta Wing
6 -Improved Delayed Detached Eddy Simulation (IDDES)

از آنجایی که شبکه عددی در نزدیکی دیوار صلب متراکم شده است، پهنای شبکه در جهت‌های مختلف متفاوت است. بنابراین، باید از یک مقدار میانگین که در جهت‌های مختلف به دست می‌آید، به جای پهنای فیلتر استفاده شود. در مورد شبکه‌هایی که دارای غیرایزوتروپی متوسط هستند، این میانگین برابر با متوسط هندسی پهنای شبکه در جهت‌های مختلف است. پهنای فیلتر برابر با اندازه شبکه در نظر گرفته شده و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3} = (\Delta V_{ijk})^{1/3}, \quad (7)$$

که این میانگین هندسی تا نسبت منظری حدود ۲۰ قابل استفاده می‌باشد [۹]. در مقایسه با معادلات اصلی ناویر-استوکس، در رهیافت ال.ای.اس \bar{u}_i به جای u_i ، $\bar{P} + 1/3 \delta_{ij} \tau_{kk}$ به جای P و $v + v_i$ به جای v (لزوجت گردابه‌ای نام دارد) قرار می‌گیرد [۹]. از آنجایی که نوسانات آشفتگی مقیاس‌های زیرشبکه‌ای در نزدیکی دیواره به سمت صفر میل می‌کند، لذا لزجت گردابه‌ای v_i نیز باید به سمت صفر میل نماید. برای این منظور، تابع استهلاک (تابع استهلاک وَن-دریست) f_μ به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$f_\mu = 1 - e^{-\left(\frac{-y^+}{26}\right)}. \quad (8)$$

۲-۲- معادلات مربوط به میدان صوتی

برای شبیه‌سازی صوتی از معادله فوکس ویلیام و هاوکینگز [۱۱-۱۲] و رابطه کِرل استفاده شده است. رابطه انتگرالی قیاس لایتیل^۴ را می‌توان برای جریان‌هایی که در کنار دیواره هستند، تعمیم داد. در این قسمت، رویکرد کِرل مورد بررسی قرار گرفته است. به جای فشار، p' به عنوان یکی از متغیرهای هواسوتی، از جمله چگالی ρ' ، استفاده می‌شود [۱۲].

قابل ذکر می‌باشد که روابط و قیاس‌های هواسوتی از قبیل قیاس لایتیل که به بررسی منابع تولید صدا، رابطه کِرل که تعمیم قیاس لایتیل در جریان‌های کنار دیواره است و همچنین رابطه فوکس ویلیام و هاوکینگز که از سطح کنترل متحرک، به جای سطح کنترل ثابت (استفاده شده در رابطه کِرل) مورد استفاده قرار می‌گیرد، پرداخته شده است.

معادلات مرتبط با مدل زیرشبکه‌ای^۱ مذکور آورده شده است. معادلات مرتبط با جریان صوتی نیز به صورت رابطه کِرل آورده شده است.

۲-۱- معادلات جریان در رهیافت ال.ای.اس^۲

معادلات حاکم در رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ عبارتند از:

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

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

که در آن، خط روی پارامترها بیانگر کمیت‌های حل شدنی یا به عبارتی مقیاس‌های بزرگ است. همچنین:

$$\sigma_{ij} = (2\mu S_{ij}), \quad (3)$$

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

که در آن، $\bar{u}_i \bar{u}_j$ و $\bar{u}_i \bar{u}_j$ بیانگر متوسط زمانی مؤلفه‌های سرعت و τ_{ij} تانسور تنش زیرشبکه‌ای می‌باشد که باید با استفاده از پارامترهای حل شدنی یا همان مقیاس‌های بزرگ مدل‌سازی شود [۹]. همانند بیشتر مدل‌های زیرشبکه‌ای موجود، مدل اسمگورینسکی نیز از مفهوم لزجت گردابه‌ای^۳ استفاده می‌کند که بخش بی‌اثر تانسورهای مقیاس زیرشبکه‌ای τ_{ij}^a را به نرخ کرنش میدان سرعت حل شدنی \bar{S}_{ij} مربوط می‌سازد [۹-۱۰]. با فرض تعادل (مقیاس‌های کوچک تمام انرژی دریافتی از مقیاس‌های بزرگ را به طور آبی و بسیار سریع مستهلک می‌کنند)، رابطه‌ای برای v_i به صورت زیر حاصل می‌گردد:

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

که در آن، C_s ثابت اسمگورینسکی، $|\bar{S}| = (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij})^{1/2}$ و نیز پهنای فیلتر می‌باشد. همچنین داریم:

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right). \quad (6)$$

1 - Subgrid Scale (SGS)

2 - Large Eddy Simulation (LES)

3 - Eddy Viscosity

$$[p'H(f)] = - \int_{f=0} \left[i\omega Q'(\bar{y})G_c(\bar{x},\bar{y}) + F_i(\bar{y}) \frac{\partial G_c(\bar{x},\bar{y})}{\partial y_i} \right] dS \\ - \int_{f>0} T_{ij} H(f) \frac{\partial^2 G_c(\bar{x},\bar{y})}{\partial y_i \partial y_j} dV, \quad (12)$$

که در آن، ω فرکانس زاویه‌ای، $f=0$ سطح FWH و $H(f)$ تابع هویساید^۵ می‌باشد که برای $f > 0$ ، $H(f) = 1$ و برای $f < 0$ ، $H(f) = 0$ می‌باشد که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F_i = \left[p\delta_{ij} - \tau_{ij} + \rho(u_i + U_i)(u_j + U_j) \rho_{\infty} U_i U_j \right] \frac{\partial f}{\partial x_j}, \quad (13)$$

$$Q = \left[\rho(u_i + U_i) - \rho_{\infty} U_i \right] \frac{\partial f}{\partial x_i}, \quad (14)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (P' - C_{\infty}^2 \rho') \delta_{ij} - \tau_{ij}, \quad (15)$$

که در آن، جمله‌های F_i ، Q ، P' و T_{ij} به ترتیب بیانگر دوقطبی، تک قطبی، فشارصوتی دامنه فرکانس و چهارقطبی می‌باشد. در اینجا u_i نشان دهنده بردار سرعت سیال، p فشار، ρ_x چگالی جریان آزاد، ρ' فشار صوتی، δ_{ij} دلتای کرونیکر و τ_{ij} تانسور تنش لزجت می‌باشد.

۲-۳- شرایط هندسی و محدوده محاسباتی بال‌ها

به منظور دستیابی به اطلاعات هواصوتی جریان در فواصل دور از پشت بال‌های مثلثی و همچنین تاکید بر درستی شرط مرزی انتخاب شده در مرز خروجی، دامنه حل به صورت ۲۰ برابر وتر ریشه بال در پشت الگو و ۱۰ برابر وتر در جلو و در بعد سوم در نظر گرفته شده است که در شکل‌های ۱ الی ۳ به ترتیب برای بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی قابل مشاهده می‌باشد. طول وتر ریشه بال‌های مورد مطالعه برابر با ۳۶۰ میلی‌متر می‌باشد. لذا محدوده محاسباتی در جلو، بالا و پایین بال‌ها، برابر با ۳۶۰۰ میلی‌متر و در پشت بال‌ها به دلیل ایجاد گردابه‌ها در ناحیه دنباله، برابر با ۷۲۰۰ میلی‌متر اتخاذ شده است. در شکل ۳، محدوده محاسباتی به صورت مقیاس کامل آورده شده است.

شکل‌های ۴ و ۵، هندسه و نحوه قرارگیری بال مثلثی الماسی را در تونل باد مادون صوت نشان می‌دهد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی جریان حول بال‌های مذکور با داده‌های تجربی و عددی موجود [۲، ۳ و ۱۶]، مقایسه شده است.

فرض بر این است که منابع صدا، سبب ایجاد نوسانات خطی از مرجع حالت سیال سکون می‌شوند. لایتیل رویکرد مذکور را به صورت ناحیه‌ای از منبعی اختیاری که توسط سیال ساکن احاطه شده است تعمیم داد. در نتیجه نمی‌توان این‌گونه فرض کرد که ناحیه‌ای که منبع صدا در آنجا قرار دارد، نوسانات خطی از حالت مرجع می‌باشد. فرض بر این است که شنونده توسط سیال ساکن مرجع احاطه شده است که در آن نوسانات صوتی کوچک به طور دقیق توسط معادله موج خطی همگن بیان شده است. قیاس لایتیل برای چگالی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial f_i}{\partial x_i}, \quad (9)$$

که در آن، تانسور تنش لایتیل، T_{ij} ، به صورت زیر بیان می‌شود:

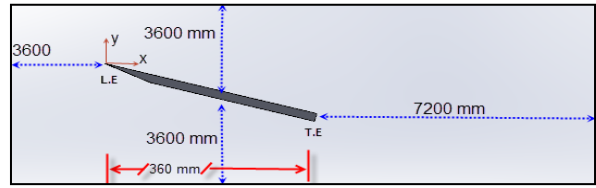
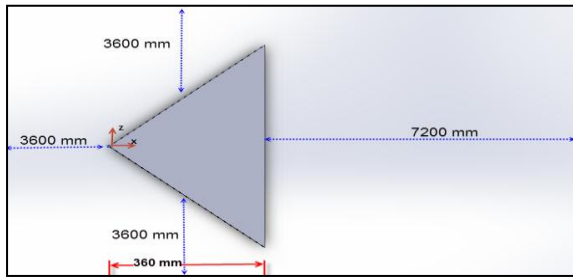
$$T_{ij} = P_{ij} + \rho v_i v_j - c_0^2 \rho \delta_{ij}. \quad (10)$$

لایتیل در انتخاب اولیه خود، چگالی را به عنوان متغیر وابسته در نظر گرفت که در اینجا نیز چگالی به این شکل در نظر گرفته شده است. سطح ثابت s با بردار نرمال بیرونی n را در نظر گرفته و تئوری گرین به حجم v را در خارج از s به کار می‌گیریم. با استفاده از انتگرال جزئی و مشخصه‌های متقارن $\frac{\partial G_0}{\partial x_i} = -\frac{\partial G_0}{\partial y_i}$ و $\frac{\partial G_0}{\partial t} = -\frac{\partial G_0}{\partial \tau}$ از تابع گرین G_0 ، به معادله گلدستین^۱ و رینسترا^۲ خواهیم رسید که به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۳-۱۴]:

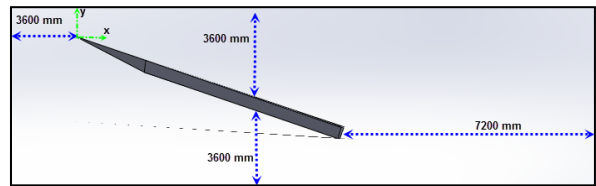
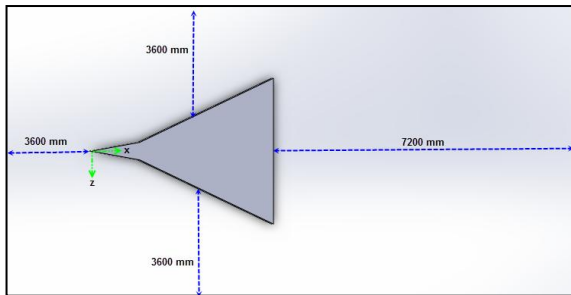
$$P'(x, t) = c_0^2 \rho'(x, t) \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_v \left[\frac{T_{ij}}{4\pi r} \right]_{\tau=t_e} dV_y \quad (11) \\ + \frac{\partial}{\partial t} \int_s \left[\frac{\rho v_i}{4\pi r} \right]_{\tau=t_e} n_i ds - \frac{\partial}{\partial x_j} \int_s \left[\frac{P_{ij} + \rho v_i v_j}{4\pi r} \right]_{\tau=t_e} n_j ds.$$

همان‌طور که قبلاً ذکر شد، از قیاس صوتی فوکس ویلیهام و هاوکینگز^۳ [۱۳] برای شبیه‌سازی صوتی استفاده شده است که با توجه به بسط لوکار^۴ رابطه صوتی قبلی به صورت رابطه (۱۲) نوشته می‌شود:

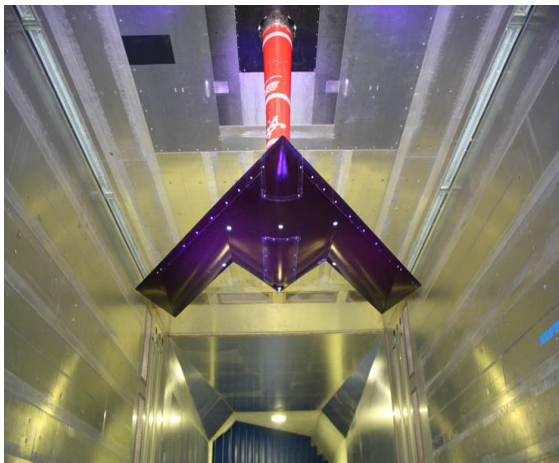
1 - Goldstein
2 - Reinstra
3 - Ffowcs William and Hawkings (FWH)
4 - Lockard



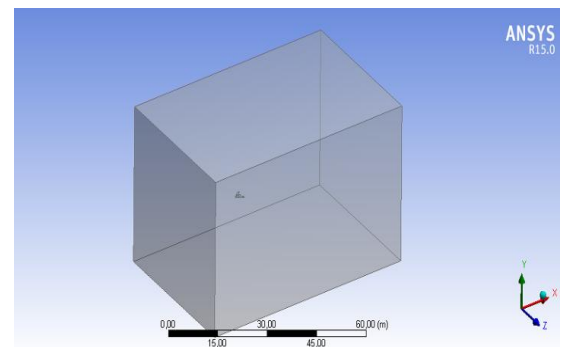
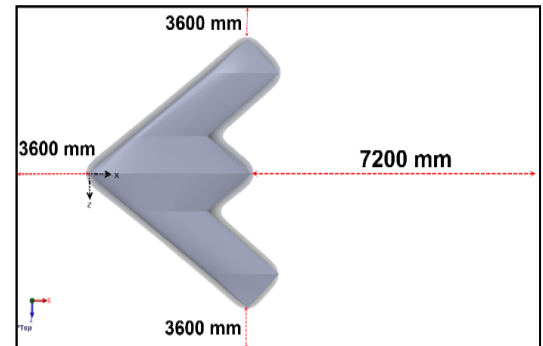
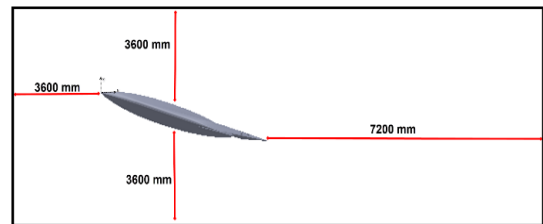
شکل (۱): مشخصات و دامنه محاسباتی بال مثلی ساده.



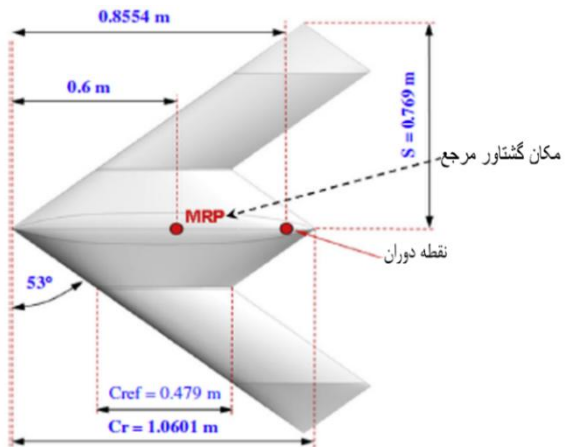
شکل (۲): مشخصات و دامنه محاسباتی بال مثلی مرکب.



شکل (۴): بال مثلی الماسی در تونل باد مادون صوت [۱۵].



شکل (۳): مشخصات و دامنه محاسباتی بال مثلی الماسی.



شکل (۵): ابعاد هندسی بال مثلی الماسی [۱۵].

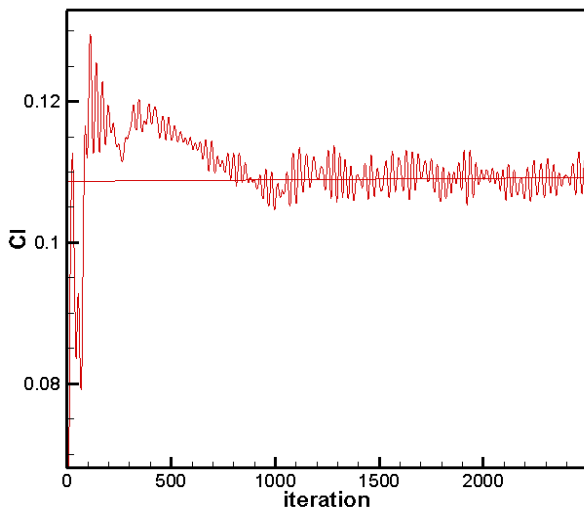
۳- روش حل عددی

در این تحقیق، سه نوع بال مثلثی ساده، مرکب و الماسی با لبه‌های حمله تیز برای بال مثلثی ساده و مرکب و لبه حمله گردشده برای بال مثلثی الماسی، با طول وتر ریشه ۳۶۰ میلی‌متر و ضخامت ۱۵ میلی‌متر مورد بررسی قرار گرفته است. زوایای پسگرایی بال‌های مذکور به ترتیب، 50° ، $80^\circ/65^\circ$ و 53° می‌باشد که با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی شده و نتایج حاصل با نتایج موجود مقایسه شده است. لازم به ذکر است که در حل عددی انجام شده در این تحقیق از مدل زیرشبکه‌ای اسمانگورینسکی-لیلی با ضریب اسمانگورینسکی ۰/۱۷ (بر اساس تحقیق انجام شده توسط رضانی‌زاده و محمدی در سال ۲۰۱۵، ضریب ۰/۱۷ برای تحلیل جریان حول بال مثلثی مناسب تشخیص داده شده است [۱۶]). گسسته‌سازی مکانی مرتبه ۲ و گسسته‌سازی زمانی مرتبه ۴ رونج-کوتا^۱ استفاده شده است.

فشار محیط برابر با ۱۰۱,۳۲۵ پاسکال در نظر گرفته شده و برای حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل^۲ غیردائم استفاده شده است. حداکثر و حداقل ابعاد شبکه برابر با ۱/۳۴ و ۰/۰۰۴ (بی‌بعد شده بر اساس وتر ریشه بال) می‌باشد و بنابراین، با در نظر گرفتن گام زمانی ۰/۰۱ ثانیه در شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده، حداکثر عدد سی.اف.ال برابر با ۰/۹۸ شده است. لازم به ذکر است که در تعیین گام زمانی مذکور، سایر تحقیقات عددی انجام شده در این زمینه نیز مورد مطالعه قرار گرفته و محدودیت‌های سخت‌افزاری موجود نیز در آن لحاظ شده است. برای تعیین تعداد تکرار مورد نیاز در هر گام زمانی، به منظور کاهش مؤثر تعداد تکرارها، در چهار مرحله تعداد تکرارها تغییر داده شده است (شامل ۵، ۱۰، ۲۰ و ۴۰ تکرار). لذا با توجه به نزدیک بودن نتایج به دست آمده به داده‌های تجربی موجود، تعداد تکرار ۲۰ مرتبه در هر گام زمانی برای انجام شبیه‌سازی‌های عددی در این تحقیق انتخاب شده است.

کلید پردازش‌های انجام شده ابتدا به صورت پایا با استفاده از رهیافت ال.ای.اس (با اعمال مدل آشفتگی مورد نظر) به همگرایی رسیده است (منظور همگرایی اولیه پس از اعمال شرایط مرزی و شرط اولیه سرعت بی‌بعد برابر با یک در سایر

نقاط جریان می‌باشد). سپس، ادامه حل به صورت ناپایا انجام شده و پس از همگرایی حل، شبیه‌سازی عددی جریان به مدت ۱۰ ثانیه ثبت و مورد مطالعه قرار گرفته است. در شکل ۶، همگرایی ضریب برآ نسبت به زمان حل مسئله برای بال مثلثی الماسی در زاویه حمله ۳ درجه، عدد رینولدز $10^6 \times 1/57$ و عدد ماخ ۰/۱۴۶ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقدار ضریب برآ در این زاویه حمله، پس از همگرایی حل حدود ۰/۱۰۹ و متغیر نسبت به زمان می‌باشد.



شکل (۶): همگرایی ضریب برآ نسبت به زمان برای بال الماسی در زاویه حمله ۳ درجه، عدد رینولدز $10^6 \times 1/57$ و عدد ماخ ۰/۱۴۶.

با توجه به محدوده محاسباتی در راستای جریان که ۱۱/۱۶ متر و سرعت جریان آزاد که ۵۰ متر بر ثانیه می‌باشد، زمانی برابر با ۰/۲۲ ثانیه طول می‌کشد تا یک ذره از جریان عبوری، محدوده محاسباتی مورد حل را طی کند. لذا مدت زمان ۱۰ ثانیه که تقریباً ۴۵ برابر این زمان می‌باشد، برای اخذ داده‌های جریان در نظر گرفته شده است.

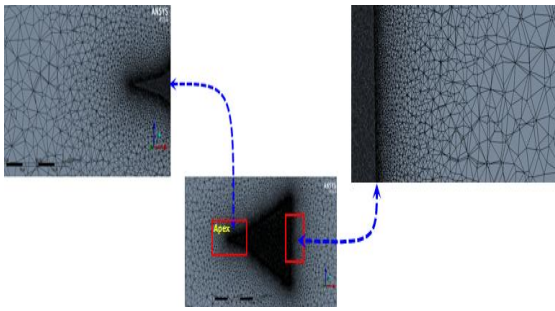
شرط مرزی ورودی، فقط سرعت^۳ می‌باشد که برابر با ۵۰ متر بر ثانیه است. ضمناً شدت آشفتگی برابر با ۵ درصد، قطر هیدرولیکی ۷/۲ متر و دما برابر با ۳۰۰ کلوین انتخاب شده است. شرط مرزی در قسمت خروجی و دیواره‌های در نظر گرفته شده در محدوده محاسباتی، به صورت خروجی فشار^۴ در نظر گرفته شده است.

1 -Rung-Kutta

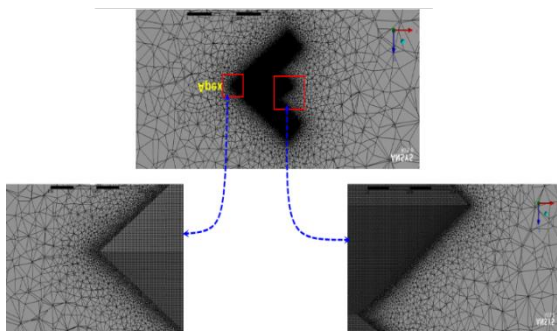
2 -Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations(SIMPLE)

3 - Velocity Inlet

4 - Pressure Outlet

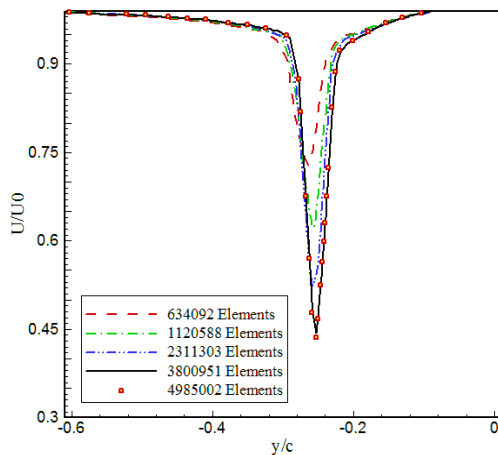


شکل (۸): شبکه محاسباتی در نزدیکی بال مثلثی مرکب.



شکل (۹): شبکه محاسباتی در نزدیکی بال مثلثی الماسی.

مطالعه عدم وابستگی حل به شبکه عددی حول بال مثلثی الماسی به صورت پروفیل متوسط‌گیری زمانی در خروجی سرعت در نرم‌افزار، به صورت سرعت متوسط بی‌بعد شده، در شکل ۱۰ در سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه آورده شده است. همان‌طور که مشخص می‌باشد، نتایج حاصل از شبکه‌بندی با تعداد المان ۴۸۲۵۰۰۲ با نتایج حاصل از شبکه‌بندی با تعداد المان ۳۸۰۰۹۵۱ تقریباً دارای مقادیر یکسان در پروفیل سرعت بی‌بعد شده می‌باشد.



شکل (۱۰): مطالعه عدم وابستگی حل به شبکه عددی در بال

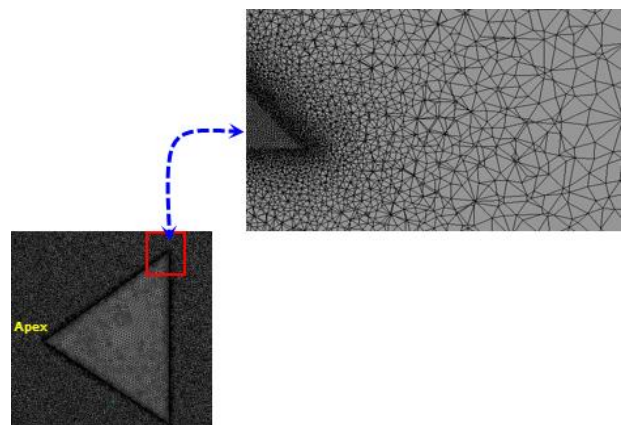
مثلثی الماسی با استفاده پروفیل متوسط‌گیری شده زمانی

سرعت در $x/c = 1/0.194$

۴- مطالعه عدم وابستگی حل به شبکه عددی

جهت انتخاب شبکه محاسباتی مناسب که در آن خطاهای عددی به حداقل برسد و از طرف دیگر هزینه محاسبات بهینه شود، شبکه‌های مختلفی با تعداد گره‌های متفاوت برای این مسئله مورد بررسی قرار گرفته‌اند. برای نمونه، در بال مثلثی الماسی، ۵ شبکه مختلف با تعداد المان‌های مختلفی از جمله، ۶۳۴,۰۹۲، ۱,۱۲۰,۵۸۸، ۲,۳۱۱,۳۰۳، ۳,۸۰۰,۹۵۱ و ۴,۹۸۵,۰۰۲ المان، مورد مطالعه قرار گرفته است. در نهایت، شبکه‌های با ۳,۸۰۰,۹۵۱ و ۳,۱۹۹,۰۲۱ المان و ۳,۰۰۲,۳۲۰ و ۳,۸۰۰,۹۵۱ المان به ترتیب برای بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی به صورت تتراهدرون^۳ که با نزدیک شدن به سطوح صفحه‌ها، ریزتر می‌شوند، به عنوان شبکه‌های بهینه مورد استفاده قرار گرفته است.

به دلیل اثرات ناشی از گردابه‌های کوچک درون لایه مرزی، روی مسائل صوتی در کلیه شبکه‌های مورد مطالعه، از شبکه‌های لایه مرزی روی سطح استفاده شده است. ضمناً قابل ذکر می‌باشد که مقدار y^+ برای شبکه بهینه انتخاب شده برای بال مثلثی الماسی برابر با ۸۳ می‌باشد. شبکه‌های عددی مذکور در شکل‌های ۷ الی ۹ نشان داده شده است. به عنوان نمونه، جزئیات شبکه مورد محاسبه برای بال مثلثی الماسی به گونه‌ای می‌باشد که تعداد المان‌ها برابر با ۳,۸۰۰,۹۵۱، تعداد گره‌ها برابر با ۶,۸۲۱,۰۰۳، تعداد فیس^۴ برابر با ۷,۳۰۰,۵۹۴، عدد اسکینوس^۵ برابر با ۰/۴ و نسبت منظری^۶ برابر با ۱/۷ می‌باشد



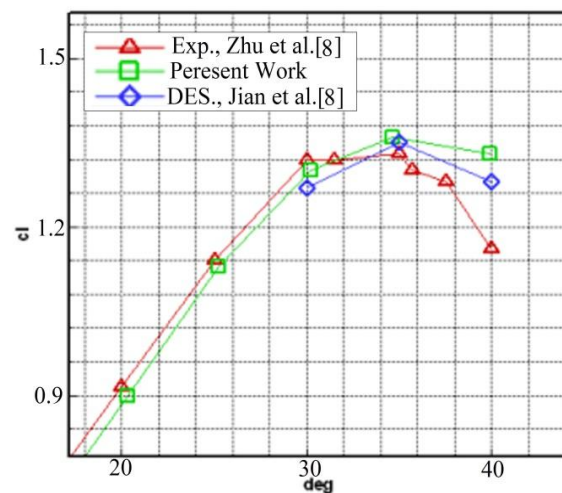
شکل (۷): شبکه‌ی محاسباتی در نزدیکی بال مثلثی ساده.

- 1 - Node
- 2 - Element
- 3 - Tetrahedron
- 4 - Face
- 5 - Skewness
- 6 - Aspect Ratio

۵- محاسبات آیرودینامیکی جریان

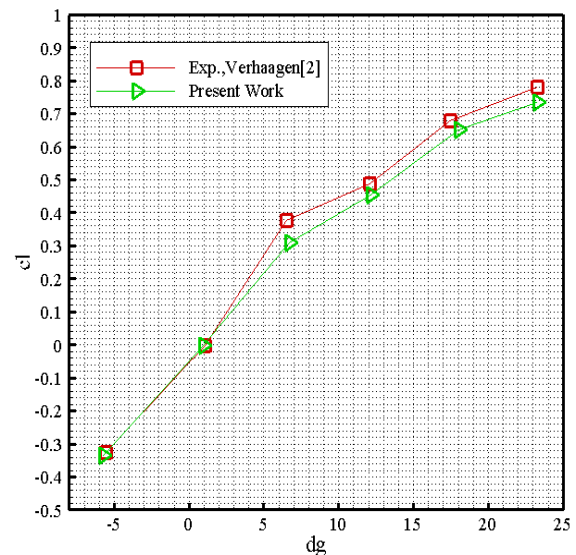
محاسبات مربوط به رفتار آیرودینامیکی جریان برای بال مثلثی ساده در عدد ماخ ۰/۱۴۷ و عدد رینولدز بر پایه وتر $۱/۲ \times ۱۰^۶$ ، برای بال مثلثی مرکب، در عدد ماخ ۰/۱ و عدد رینولدز $۲/۷ \times ۱۰^۵$ و برای بال مثلثی الماسی در عدد ماخ ۰/۱۴۶ و عدد رینولدز بر پایه وتر $۱/۵۷ \times ۱۰^۶$ مورد بررسی قرار گرفته است. ضرایب آیرودینامیکی روی سطح بالایی بال‌های مثلثی مذکور محاسبه گردیده و با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه شده که تطابق خوبی را با نتایج تجربی نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که در این تحقیق، هدف بررسی میدان صوتی جریان حول بال‌های مثلثی مختلف است که معمولاً در مراحل پروازی وارد محدوده واماندگی نمی‌شوند.

در شکل‌های ۱۱ الی ۱۳، ضرایب به‌دست‌آمده مربوط به بال‌ها نشان داده شده است. به دلیل اریب بودن شکل لبه حمله برای هر دو بال ساده و مرکب، ضریب برآی مثبت در $\alpha = 0$ به‌دست می‌آید. با توجه به شکل ۱۱، ضریب برآی بال مثلثی ساده به صورت خطی تا زاویه حمله ۵ درجه افزایش می‌یابد. در بالاتر از این زاویه، شیب $C_l - \alpha$ با توجه به وقوع گردابه پشت سرهم دچار تغییرات می‌گردد [۱۶].



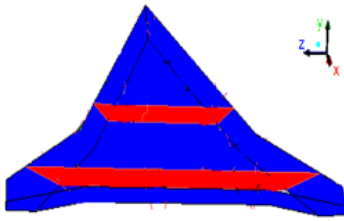
شکل (۱۲): نمودار ضریب برآ نسبت به زاویه حمله بال مثلثی مرکب در عدد ماخ ۰/۱ و عدد رینولدز $۲/۷ \times ۱۰^۵$.

با توجه به شکل ۱۳، نتایج عددی مربوط به ضریب برآ بال مثلثی الماسی در عدد ماخ ۰/۱۴۶ و عدد رینولدز بر پایه وتر $۱/۵۷ \times ۱۰^۶$ مورد بررسی قرار گرفته است. ضریب برآ روی سطح بالایی بال مثلثی مذکور نشان می‌دهد که نتایج عددی به‌دست‌آمده در زوایای حمله مختلف (به غیر از زاویه حمله ۱۰ درجه که حل عددی دچار پرش کوچکی شده است) با نتایج تجربی [۱۵]، تطابق خوبی دارد. در زوایای حمله بالاتر، به دلیل ایجاد گردابه‌ها و یکسان نبودن محل دقیق تفکیک گردابه‌های تولید شده در شبیه‌سازی عددی و داده‌های تجربی، خطا در مقادیر ضریب برآ مشاهده می‌شود. ضمن این که در حل عددی، واماندگی در زاویه حمله بالاتر نسبت به داده‌های تجربی اتفاق می‌افتد. قابل ذکر است که نتایج حاصل از نرم‌افزار فلوئنت پس از واماندگی قابل استناد نمی‌باشد. البته، در این تحقیق،



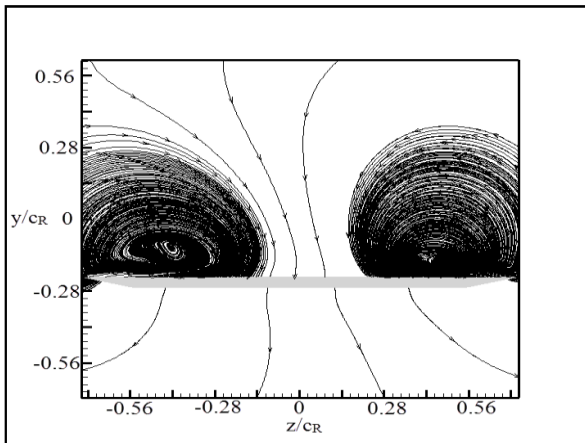
شکل (۱۱): ضریب برآ در عدد ماخ ۰/۱۴۷ و عدد رینولدز بر پایه وتر $۱/۲ \times ۱۰^۶$ برای بال مثلثی ساده.

همان‌طور که در شکل ۱۲ مشخص است، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی انجام شده با نتایج عددی (دی.ای.اس) و تجربی موجود مقایسه شده است. محاسبات ضریب برآ برای بال

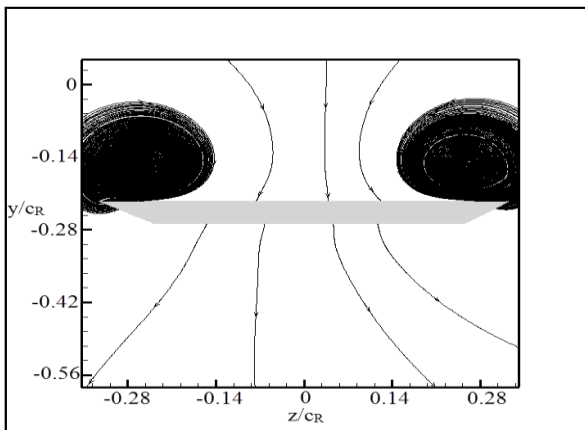


شکل (۱۴): نحوه برش مقطع بال در ۲ مرحله.

با توجه به شکل‌ها، مشخص است که گردابه‌ها در پایین دست جریان تشکیل می‌شوند. ضمناً، توزیع محوری جریان در نوک بال، نسبت به انتهای بال، دارای ثبات بیشتری است. با توجه به اطلاعات به دست آمده برای برش‌های مختلف بال، اندازه گردابه مقطعی در برش دوم نسبت به برش اول، تقریباً دو برابر شده است و آن هم به علت فاصله بیشتر از نوک بال می‌باشد. در ضمن برای برش مذکور، در بال شماره ۲ که دارای بال رگه می‌باشد، اندرکنش گردابه اصلی و رگه اتفاق می‌افتد.

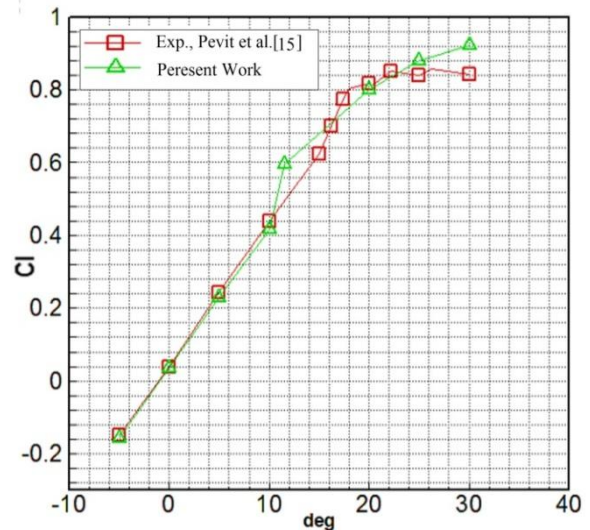


شکل (۱۵): خطوط جریان حول بال شماره ۱ در $x/c_R = 0/83$



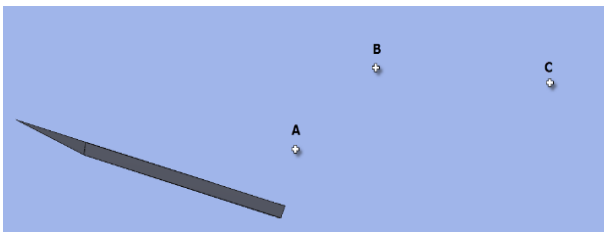
شکل (۱۶): خطوط جریان حول بال شماره ۲ در $x/c_R = 0/83$

هدف بررسی میدان صوتی جریان حول بال مثلثی مختلف است که معمولاً در مراحل پروازی وارد محدوده واماندگی نمی‌شود.



شکل (۱۳): ضریب برآ برای بال مثلثی الماسی در عدد رینولدز $10^6 \times 1/57$ و عدد ماخ $0/146$.

شکل ۱۴، نحوه برش مقطع بال مثلثی در دو مرحله را نشان می‌دهد. در شکل‌های ۱۵ الی ۱۷، خطوط جریان حول بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی در برش $x/c_R = 0/83$ در زاویه حمله ۱۵ درجه، ارائه شده است. خطوط جریان در شکل‌های ۱۵ الی ۱۷، تشکیل گردابه ثانویه از قسمت زیرین گردابه اولیه را در زاویه حمله مذکور نشان می‌دهد. از این رو، شکل هسته گردابه‌های تشکیل شده در این مقاطع، از حالت دایروی (حضور فقط گردابه اولیه) به حالت بیضوی (حضور گردابه ثانویه) تبدیل شده است. لحظه توزیع محوری گردابه، شواهدی از سرعت لایه‌های برشی آزاد در حال شکست یک جریان بسیار آشفته را نشان می‌دهد. گردابه‌های تشکیل شده روی بال شماره ۲ که علاوه بر بال اصلی دارای بال رگه نیز می‌باشد، بیانگر حضور گردابه رگه و اندرکنش آن با گردابه اصلی می‌باشد. از آنجایی که بال شماره ۳ (بال مثلثی الماسی)، دارای لبه حمله گرد شده می‌باشد، هسته گردابه‌های تشکیل شده روی سطح این بال، بسیار کوچک‌تر از بال‌های دیگر می‌باشد و به سطح بال نزدیک‌تر است. بنابراین، می‌توان به این نتیجه رسید که صدای تشکیل شده توسط انفجار هسته گردابه‌های روی سطح بال مثلثی الماسی، نسبت به دیگر بال‌های مورد آزمایش در این تحقیق بسیار کمتر می‌باشد.

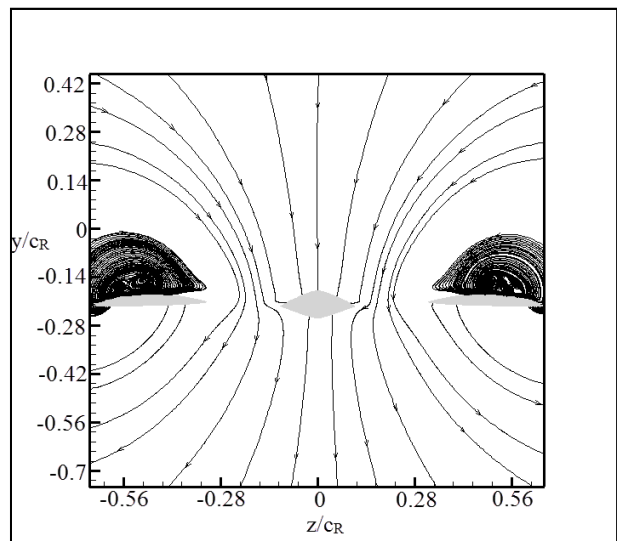


شکل (۱۸): محل قرارگیری میکروفن‌ها برای بال‌های مثلثی.

به منظور بررسی رفتار هواسوتی جریان، پارامترهای مختلفی از جمله طیف‌های مختلف چگالی قدرت صدا، فشار صدا و تراز فشار صدا در میکروفن قرار گرفته در فاصله $1/835$ متری از نوک بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی در زاویه حمله 15° درجه مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به شکل ۱۹، تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفن مذکور، در بال مثلثی ساده، در محدوده عدد استروهال صفر الی تقریباً $0/3$ صعودی و در محدوده $0/3$ الی 1 روند نزولی دارد و برای بال مثلثی مرکب و الماسی در محدوده عدد استروهال صفر الی تقریباً $0/7$ و $0/25$ الی 1 روند نزولی و در محدوده عدد استروهال $0/7$ الی $0/25$ روند صعودی دارد. قابل ذکر می‌باشد که تراز فشار صدا در بازه عدد استروهال صفر تا 1 برای بال‌های مذکور به طور تقریبی به ترتیب بین 24 الی 69 ، 10 الی 54 و 9 الی 44 دسی‌بل متغیر می‌باشد که از لحاظ مخفی‌کاری صوتی، بیان‌گر ارجحیت بال الماسی نسبت به دو بال دیگر است. در توضیح عدد استروهال می‌توان اشاره کرد که عدد بی‌بعدی است که در دینامیک سیالات برای توصیف مکانیزم جریان نوسانی سیال مورد استفاده قرار می‌گیرد و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$St = \frac{fl}{v}, \quad (16)$$

که در آن، St نشان‌دهنده عدد استروهال، f فرکانس نوسانات، l طول مشخصه (مثلاً قطر هیدرولیکی) و v سرعت سیال می‌باشد [۱۸]. ضمناً به منظور کاهش حجم دریافت داده‌های عددی و اداره کردن بهتر آن توسط نرم‌افزار، بیشتر نتایج عددی نمونه‌برداری شده در بسامد $32/768$ کیلوهرتز تنظیم شده‌اند. در تحلیل طیفی داده‌ها از تابع همینگ^۱ و پنجره کاهش مقادیر متوسط^۲، به منظور دسته‌بندی داده‌های پردازش شده استفاده



شکل (۱۷): خطوط جریان حول بال شماره ۳ در $x/cr = 0/83$.

۶- رفتار هواسوتی جریان

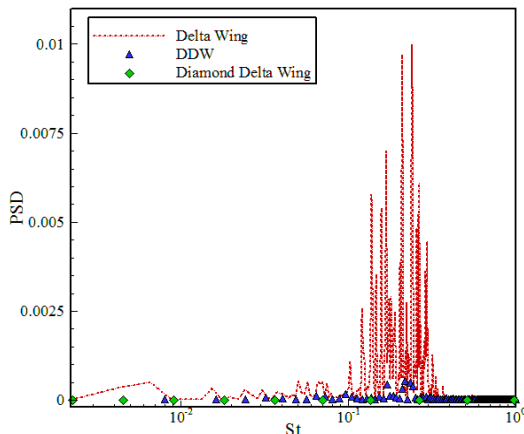
مطالعه عددی اثرات هندسه بال‌های نامبرده بر رفتار هواسوتی جریان، با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، نظریه کِرل و الگوی ویلیام-هاوکینگز انجام شده است، ضمناً شرایط مرزی استفاده شده در هر سه بال مثلثی مورد مطالعه، شامل سرعت جریان آزاد برابر با 50 متر بر ثانیه، عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه برابر با $10^6 \times 1/2$ و عدد ماخ $0/147$ می‌باشد. نتایج صدای دریافتی از میکروفن‌های A، B و C به صورت چگالی طیف قدرت، دامنه صدا، فشار صوتی و تراز فشار صدا مورد بررسی قرار گرفته است.

در جدول ۱ و شکل ۱۸، موقعیت قرارگیری میکروفن‌ها با توجه به مرکز مختصات بال‌های مثلثی ارائه شده است. مکان قرارگیری میکروفن باید در جایی باشد که تنها امواج صوتی وجود داشته باشند. به عبارت دیگر، در نزدیکی میدان هیدرودینامیکی نباشد [۱۶-۱۷].

جدول (۱): محل قرارگیری میکروفن‌ها.

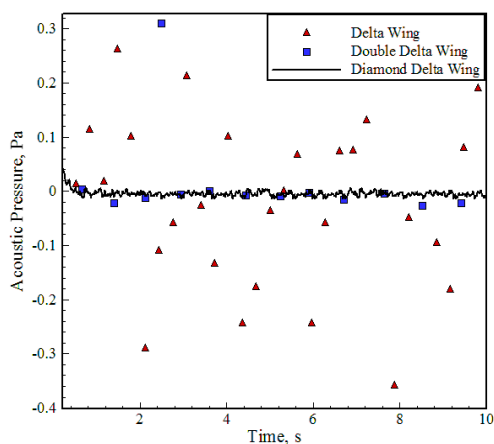
نام	x/cr	y/cr	z/cr
میکروفن A	$1/0194$	$1/6194$	۰
میکروفن B	$5/0972$	$4/858$	۰
میکروفن C	$15/2916$	$3/2888$	۰

1 -Hamming Function
2 -Subtract Mean Values



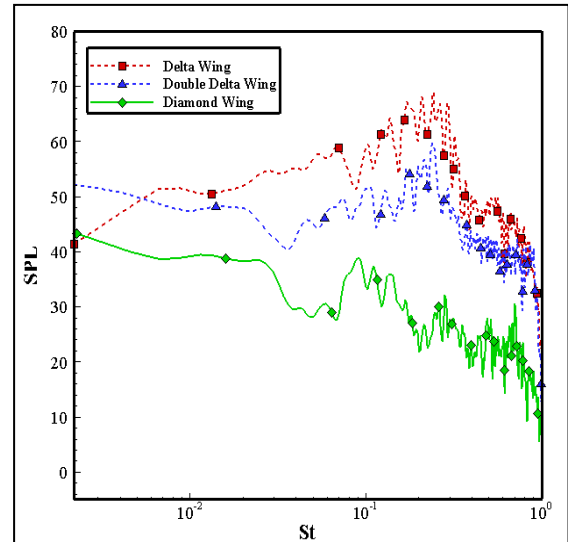
شکل (۲۰): چگالی طیف قدرت بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفن B در زاویه حمله ۱۵ درجه، عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه برابر با $10^6 \times 1/2$ و عدد ماخ 0.147 .

فشار صوتی میدان جریان در حوزه زمان، در شکل ۲۱ نشان داده شده است. فشار صوتی میدان جریان، اثرات استفاده از توزیع فاز زمانی و مکانی را نشان می‌دهد. جهت همبستگی زمانی فشار صوتی، از 100 سیگنال لحظه‌ای داده‌های رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در محدوده $0 \leq \tau \leq 1$ استفاده شده است. برای شبیه‌سازی اثرات توزیع فاز مکانی، هرکدام از صفحه‌های تخت به 100 برش در محدوده $0 \leq \eta \leq 1$ تقسیم شده است. با توجه به شکل ۲۱، فشار صوتی در بال مثلثی ساده نسبت به دو بال دیگر، تغییرات قابل توجهی در بعد زمان دارد. فشار صوتی مربوط به بال مثلثی الماسی نسبت به فشار صوتی دو بال مثلثی ساده و مرکب، بسیار کمتر می‌باشد. به طوری که تغییرات فشار صوتی بال مثلثی الماسی در قیاس با فشار صوتی دو بال مذکور دیگر، تقریباً شبیه یک خط راست می‌باشد.



شکل (۲۱): فشار صدای بال‌های مثلثی در میکروفن B در زاویه حمله ۱۵ درجه، عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه برابر با $10^6 \times 1/2$ و عدد ماخ 0.147 .

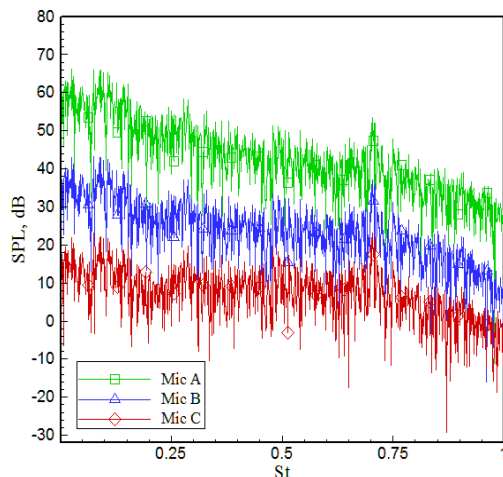
شده است. قابل ذکر می‌باشد که نمودار تراز فشار صدا با ضریب 0.5 با منحنی درجه ۲، هموار شده^۱ است.



شکل (۱۹): تراز فشار صدای بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفن B در زاویه حمله ۱۵ درجه، عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه برابر با $10^6 \times 1/2$ و عدد ماخ 0.147 .

در شکل ۲۰، چگالی طیف قدرت برای بال‌های مثلثی مورد مطالعه در این تحقیق آورده شده است. طیف قدرت در عدد استروهال صفر الی تقریباً 0.1 و 0.45 الی 1 کمتر دچار تغییر شده است. با افزایش عدد استروهال از 0.1 تا 0.45 تغییرات مذکور بسیار محسوس می‌باشد. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده توسط مت^۲ و تسانگ^۳، می‌توان به این نتیجه رسید که یکی از قله‌های کوچک ایجاد شده در عدد استروهال بسیار پایین، مربوط به فرکانس طبیعی ارتعاش بال می‌باشد [۱۹]. در شکل مذکور، نقاط اوج فرکانس زیادی قابل مشاهده می‌باشد. اولین قله غالب در نمودار چگالی طیف قدرت بال‌های مثلثی، به احتمال زیاد منتسب به مشخصه‌های جریان روی بال می‌باشد. قله نامبرده مربوط به تشکیل و انفجار گردابه اولیه از نوک تا انتهای بال می‌باشد. پدیده تفکیک در ناحیه لبه فرار بال، سبب کاهش همبستگی گردابه اولیه می‌گردد که نتیجه آن، به وجود آمدن فرکانس‌های کوچک می‌باشد که دور تا دور فرکانس گردابه اولیه را در نمودار طیف قدرت بال‌های مثلثی احاطه کرده است. در ضمن، محدوده تغییرات چگالی قدرت برای بال مثلثی الماسی کمتر از دو بال دیگر می‌باشد.

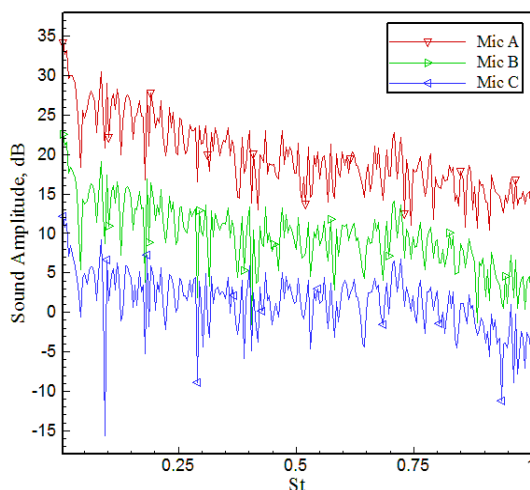
1 -Smooth
2 -Mat
3 -Tsang



شکل (۲۲): مقایسه چگالی طیف قدرت به صورت لگاریتمی در میکروفن‌های قرار گرفته در پشت بال مثلثی مورد مطالعه در زاویه حمله ۱۵ درجه و عدد رینولدز 1.0×10^6 را نشان می‌دهد. همان‌طور که انتظار می‌رفت، میزان طیف صدای دریافتی توسط میکروفن A (که در مکانی نزدیک‌تر به لبه فرار بال مورد مطالعه قرار گرفته است)، نسبت به دو میکروفن دیگر، بسیار بیشتر می‌باشد.

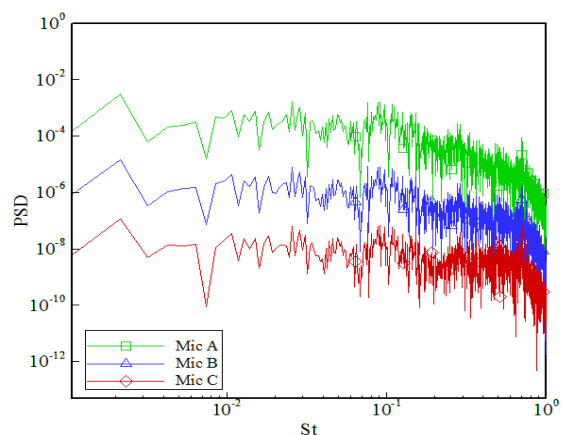
همان‌طور که در شکل ۲۳ مشخص است، تراز فشار صدا در محدوده عدد استروهال صفر تا ۱ برای بال مثلثی مذکور در هر سه میکروفن مورد مطالعه آورده شده است. محدوده تراز فشار صدا در میکروفن‌های A، B و C به ترتیب از ۳۰ الی ۶۰، ۱۰ الی ۳۵ و ۱۰ تا ۱۵ دسی‌بل می‌باشد که همان‌طور انتظار می‌رفت، صدای گرفته شده توسط میکروفن A که در فاصله ۰/۷ میلی‌متر پشت لبه فرار بال قرار دارد، خیلی بیشتر از دو میکروفن دیگر می‌باشد.

شکل ۲۴، بیانگر محدوده دامنه صدای تولید شده در میکروفن‌های مذکور توسط بال مثلثی الماسی می‌باشد که محدوده آن برای میکروفن‌های مذکور به ترتیب تقریباً از ۲۰ الی ۳۵، ۴ الی ۲۲ و ۷- الی ۱۲ دسی‌بل در عدد استروهال صفر تا ۱ به صورت نزولی، می‌باشد. با دور شدن از میکروفن در پشت بال، به ازای هر دو برابر شدن فاصله، ۶ دسی‌بل از تراز فشار صدا کاسته می‌شود. از این رو صدای گرفته شده توسط میکروفن A (۵۵ دسی‌بل) که در فاصله ۰/۳۶۷ متری از نوک بال قرار دارد، پس از طی مسیری به فاصله تقریباً ۲۰۶/۳۸ متر میرا شده و مقدارش به صفر نزدیک می‌شود.



شکل (۲۳): تراز فشار صدا بال الماسی در میکروفن‌های A، B و C در عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه 1.0×10^6 و عدد ماخ ۰/۱۴۷.

شکل ۲۴: دامنه صدا در بال مثلثی الماسی در میکروفن‌های A، B و C در عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه با 1.0×10^6 و عدد ماخ ۰/۱۴۷.



شکل (۲۴): چگالی طیف قدرت در بال مثلثی الماسی در میکروفن‌های A، B و C در عدد رینولدز بر پایه وتر ریشه 1.0×10^6 و عدد ماخ ۰/۱۴۷.

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، نتایج حاصل از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت نسخه ۱۵ با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه شده است. مشاهده شد که نتایج به‌دست‌آمده در این تحقیق با نتایج موجود برای بال مثلثی ساده، مرکب و الماسی به ترتیب تا زوایای حمله ۲۰، ۳۵ و ۲۵ درجه مطابقت خوبی دارد. در زوایای بیشتر از زوایای مذکور تطابق کمتری بین نتایج عددی و تجربی به دلیل خطاهای موجود در روش حل عددی توسط نرم‌افزار مشاهده می‌شود.

- Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 1, pp. 234-241 2013.
4. William, R., Wolf, and Sanjiva, K.L. "Trailing Edge Noise Prediction, Using Compressible LES and Acoustic Analogy", AIAA Journal, Vol. 49, No. 4, pp. 824-835, 2011.
 5. Cozza, I.F., Lob, A., and Arina, R. "Broadband Trailing-Edge Noise Prediction with Stochastic Source Model", Journal of Computers and Fluid, Vol. 57, pp. 98-109, 2012.
 6. Doolan, C.J., Tetlow, M.R., Moreau, D.J., and Brooks, L.A. "Vortex Shedding and Tonal Noise from a Sharp Bevelled Trailing Edge", AIAA Aerospace Sciences Meeting, Vol. 50, No.2, pp. 1-20, 2012.
 7. Saha, S. and Majumda, B. "Modeling and Simulation on Double Delta Wing", International Journal of Advanced Computer Research, Vol. 3, No. 1, pp. 201-205, 2013.
 8. Jian, L., Haisheng, S., Zhitao, L. and Zhixiang, X. "Numerical Investigation of Unsteady Vortex Breakdown Past 80/65 Double-Delta Wing", Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 27, No. 3, pp. 521-530, 2014.
 9. Taiebi-Rahni, M., Ramezanizadeh, M., Keimasi, M.R. "3-Dimensional Turbulent Incompressible Film Cooling Simulation, Using LES and RANS Approaches" Aerospace Mechanics Journal, Vol. 1, No. 3, pp. 11-20, 2006 (In Persian).
 10. Taeibi-Rahani, M., Ramezanizadeh, M., Ganji, D., Darvan, A., Soleimani, S., Ghasemi, E., and Bararnia, H. "Comprative 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.
 11. Ffowcs Williams, J.E. and Hawkins, D.L. "Sound Generation by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion", Philosophical Transaction of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences. Vol. 264, No. 1151, pp.321-342, 1969.
 12. Wagner, C., Huttli, T., and Sagaut, p. "Large-Eddy Simulation for Acoustics", Cambridge University Press, Cambridge, 2007.
 13. Rienstra, S.W. and Hirschberg, A. "An Introduction to Acoustics", Eindhoven University of Technology, Eindhoven, 2015.
 14. Tuccillo, R. and Notarnicola, L. "Aeroacoustic Methods for Low-Noise Technologies Design", Faculty of Ingegneria Dipartimento di Meccanica Energetica, Napoli, 2014.
- صدای تولید شده توسط بال‌های مثلثی ساده، مرکب و الماسی با یکدیگر مقایسه شد.
- چگالی طیف قدرت، تراز فشار و فشار صوتی در زاویه حمله ۱۵ درجه به دست آمد. مشاهده شد که تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفن قرار گرفته در فاصله ۱/۸۳۵ متری از نوک بال‌های مذکور، در بال مثلثی ساده، در محدوده عدد استروهمال صفر الی تقریباً ۰/۳ صعودی و در محدوده ۰/۳ الی ۱ روند نزولی دارد و برای بال مثلثی مرکب و الماسی در محدوده عدد استروهمال صفر الی تقریباً ۰/۰۷ و ۰/۲۵ الی ۱ روند نزولی و در محدوده عدد استروهمال ۰/۰۷ الی ۰/۲۵ روند صعودی دارد. قابل ذکر می‌باشد که تراز فشار صدا در بازه عدد استروهمال صفر تا ۱ برای بال‌های مذکور به طور تقریبی به ترتیب بین ۲۴ الی ۶۹، ۱۰ الی ۵۴ و ۹ الی ۴۴ دسی‌بل متغیر می‌باشد که از لحاظ مخفی‌کاری صوتی، بیان‌گر ارجحیت بال الماسی نسبت به دو بال دیگر است. با افزایش عدد استروهمال از ۰/۱ تا ۰/۴۵، تغییرات نامبرده بسیار محسوس می‌باشد.
- پدیده تفکیک گردابه‌ها در ناحیه لبه فرار بال، سبب کاهش همبستگی گردابه اولیه می‌گردد که نتیجه آن به وجود آمدن فرکانس‌های کوچک می‌باشد که دور تا دور فرکانس گردابه اولیه را در نمودار طیف قدرت بال‌های مثلثی احاطه کرده است. در بال مثلثی الماسی، محدوده تراز فشار صدا در میکروفن‌های A، B و C به ترتیب از ۳۰ الی ۶۰، ۱۰ الی ۳۵ و ۱۰- تا ۱۵ دسی‌بل می‌باشد. محدوده دامنه صدای تولیدشده در میکروفن‌های مذکور توسط بال مثلثی الماسی به ترتیب تقریباً از ۲۰ الی ۳۵، ۴ الی ۲۲ و ۷- الی ۱۲ دسی‌بل در عدد استروهمال صفر تا ۱ به صورت نزولی می‌باشد.
- ### ۹- مراجع
1. Sivabharathy, S.J. "Investigation of Flow Field around Double Delta Wing with Apex Flap at Subsonic Speed", M.Sc. Thesis, Birla Institute of Technology, Department of Space Engineering and Rocketry, Mesra, 2012.
 2. Verhaagen, N.G. "Effect of Leading Edge Radius on Aerodynamic Charecteristics of 50° Delta Wings", AIAA Aerospace Sciences Meeting, Vol. 49, No. 2, pp. 858-871, 2011.
 3. Al-Garni, A. and Saeed, F. "Experimental and Numerical Investigation of 65-deg Delta and 65/40-deg Double-Delta Wings in Sideslip",

- Journal of Acoustical Engineering Society of Iran, Vol. 2, No. 2, 2015 (In Persian).
18. Elsayed, M., Scarano, F. and Verhaagen, N.G. "Leading-Edge Shape Effect on the Flow over Non-Slender Delta Wings", Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Vol. 46, No. 3, pp. 823-834, 2008.
 19. Mat, S.B. "The Analysis of Flow on Round-Edged Delta Wings", PhD Dissertation, Department of Aerospace Engineering, University of Glasgow, Malaysia, 2011.
 15. Pevitt, C. and Alam, F. "Static Computational Fluid Dynamics Simulations around a Specialized Delta Wing, School of Aerospace Mechanical and Manufacturing Engineering", RMIT University, Melbourne, Australia, 2014.
 16. Ramezanizadeh, M. and Mohammadi, A. "Numerical Investigation of Delta Wing Leading Edge Effect on the Flow, Using Large Eddy Simulation Approach," Aerospace Mechanics Journal, Vol. 3, No. 3, pp. 49-60, 2016 (In Persian).
 17. Mohammadi, A., and Ramezanizadeh, M. "Numerical Investigation of Aeroacoustic Behavior of Flow over Tandem Cylinders Applying Large Eddy Simulation Approach,"