



مطالعه‌ی هواصوتی جریان حول بال‌های مثلثی الماسی، برش خورده و بریده با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

حسین محمدی^۱، مهدی رمضانیزاده^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هواصوت، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران

۲- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران

ramezanizadeh@ssau.ac.ir, ۷۳۴۱۱-۱۳۸۴۶

*تهران، صندوق پستی ۷۳۴۱۱-۱۳۸۴۶

چکیده

در این تحقیق، جریان حول بال‌های مثلثی الماسی، برش خورده و بریده به طول وتر ریشه‌ی ۳۶۰ میلی‌متر با زوایای پسگرایی به ترتیب 53° , 66° , 65° با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بررسی شده است. ضرایب آبروپیدینامیکی بال‌های مثلثی مذکور محاسبه گردیده و با نتایج عددی و تحریکی موجود مقایسه شده که تطابق خوبی با نتایج تحریکی مشاهده شده است. شرایط مرزی استفاده شده به منظور محاسبات هواصوتی شامل سرعت جریان آزاد ۵۰ متریکالی، عدد رینولز بر پایهٔ وتر ریشه بال 1.2×10^6 و عدد ماخ ۰.۱۴۷ در زاویهٔ حمله ۱۵ درجه در نظر گرفته شده است. بال‌های مثلثی مورد مطالعه در این تحقیق، از لحاظ آبروپیدینامیکی بازها مورد مطالعه قرار گرفته اما طبق بررسی‌های انجام شده، بررسی هواصوتی این بال‌ها تاکنون انجام نشده است. از طرف دیگر، بررسی رفقار صوتی این بال‌ها از دیدگاه میزان آلدگی صوتی و همچنین، از منظر قابلیت دریافتی صوتی پرندگانهای دارای این نوع بال‌ها، دارای اهمیت زیادی است. لذا در این تحقیق، نتایج صدای دریافتی ازمیکروفون‌های قرار گرفته در ناحیهٔ دنباله بال‌های مورد مطالعه، به صورت چگالی طیف قدرت، فشار صوتی، تراز فشار صدا و دامنه صدا مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به نتایج بدست آمده، تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفون قرار گرفته در فاصله ۱.۸۳۵ متری از نوک بال‌های مذکور در بازه‌ی عدد استرهووال صفر تا یک به ترتیب بین ۲۲ الی ۶۶, ۱۰ الی ۷۳ و ۹ الی ۴۴ دسیبل متغیر است که بیانگر رفقار صوتی بهتر بال مثلثی الماسی نسبت به بال‌های مثلثی برش خورده و بریده می‌باشد.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دربافت: ۲۵ دی ۱۳۹۵

پذیرش: ۳۰ فروردین ۱۳۹۶

ارائه در سایت: ۲۷ اردیبهشت ۱۳۹۶

کلید واژگان:

هواصوتی

بال مثلثی الماسی

بال مثلثی برش خورده

بال مثلثی بریده

رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

Aeroacoustic Investigation of Flow over the Diamond, Cropped and Cranked Arrow Delta Wings Using Large Eddy Simulation Approach

Hossein Mohammadi¹, Mahdi Ramezanizadeh^{2*}

1- Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science & Technology, Tehran, Iran

2- Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science & Technology, Tehran, Iran

*P.O.B. 73411-13846, Tehran, Iran, ramezanizadeh@ssau.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 14 January 2017

Accepted 19 April 2017

Available Online 17 May 2017

Keywords:

Aeroacoustics

Diamond Delta Wing

Cropped Delta Wing

Cranked Arrow Delta Wing

Large Eddy Simulation Approach

ABSTRACT

In this research, flow over Diamond, cropped, and cranked arrow delta wings of 360 millimeters root chord length having 53° , $66^\circ/42^\circ$, and 53° sweep back angles, respectively are investigated using the large eddy simulation approach. Aerodynamic coefficients of the mentioned delta wings are obtained and compared with the available experimental data which showed good agreement. The applied boundary conditions for the aeroacoustic simulations include: free stream velocity of 50 m/s, Reynolds number of 1.2 million based on the root chord, Mach number of 0.147, and angle of attack of 15° . Aerodynamic behaviors of these delta wings are severally studied but their aeroacoustic behaviors are not reported in the literature. However, aeroacoustic behaviors of these wings are highly significant considering their acoustic pollution and acoustic detection of the vehicles having these wings. Therefore, in this research, acoustic measurements of the sound received through the microphones located in the wake region of the mentioned wings are investigated considering the power spectral density, acoustic pressure, sound pressure level, and sound amplitude. Based on the obtained results, amount of sound pressure level measured through the microphone which is placed at 1.835 meter from apex of above wings in the range of Strouhal numbers of zero to 1 is 22 to 66, 10 to 73 and 9 to 44 dB, respectively which indicates that the aeroacoustic behavior of the diamond delta wing is more efficient than the cropped and the cranked arrow delta wings.

می‌شود، به دلیل کاربرد فراوان، بسیار مورد توجه قرار گرفته است. صدای به

وجود آمده در اثر عبور جریان هوا از روی اجسام مختلف، ناشی از دو پدیده‌ی

صدای ناشی از لبه‌ی فرار که از جدایش لایه مرزی در لبه‌های تیز حاصل

۱- مقدمه

Please cite this article using:

H. Mohammadi, M. Ramezanizadeh, Aeroacoustic Investigation of Flow over the Diamond, Cropped and Cranked Arrow Delta Wings Using Large Eddy Simulation Approach, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 5, pp. 430-438, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

نایابدی عرضی می‌شود [3]. ایتو و همکارانش در سال 2010، بال مثلثی برش خورده^۸ را با کمک جریان روغن^۹ و همچنین توزیع فشار روی سطح بالایی بال مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها توزیع فشار روی سطح بالایی بال مثلثی برش خورده را توسط جریان روغن در جریان مافق صوت دارای عدد ماخ جریان آزاد 2.6 بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که در ناحیه جلوی بال، موج شوک^{۱۰} ایجاد نمی‌شود. اما همان طور که جریان روغن به خوبی نشان می‌دهد، در نزدیکی لبه فرار، پدیده شوک رخ می‌دهد. همچنین در دید از کنار، هیچ شوک قوی روی بال دیده نمی‌شود که دلیل آن را وجود منطقه کم فشاری اعلام کردند که در اثر انفجار حبابی گردابه بوجود می‌آید [4].

بکاک در سال 2010، بال مثلثی بزیده^{۱۱} ۷۰°/۵۰° درجه را با استفاده از رهیافت رنس^{۱۲} و مدل آشفتگی کا-امگا با تصحیحی در چهار شرایط شبكه‌بندی با سازمان مورد بررسی قرار داد. او تحقیقاتش را در چهار شرایط پروازی مختلف با زوایای حمله و اعداد ماخ و رینولدز متفاوت انجام داد [5]. محققانیکه از مدل‌های آشفتگی^{۱۳} دو معادله‌ای برای شبیه‌سازی عددی جریان حول بال‌های مثلثی استفاده کردند، به این نتیجه رسیدند این مدل‌ها، لزجت گردابی^{۱۴} را درون هسته گردابه^{۱۵} بیش از مقدار واقعی اش به دست می‌آورند. لذا، مقدار پخش ورتیسیتی بسیار زیاد می‌شود که سبب تنزل قدرت گردابه‌ها شده و حتی ممکن است در زوایای حمله پایین که گردابه‌ها دارای قدرت کمی می‌باشند، باعث حذف گردابه ثانویه گردد. بر این اساس، روشی برای بهبود عملکرد مدل آشفتگی کا-امگا ویلکاکس استاندارد^{۱۶} توسط برنده‌زما^{۱۷} برای کاهش لزجت گردابی درون هسته گردابه ارائه شده است. اساس این روش، حذف عبارت تولید انرژی جنبشی آشفته k می‌باشد [5].

در بال مثلثی برش خورده در زوایای حمله بالا، پسای نوک بال^{۱۸} ایجاد نمی‌شود. دلیل این امر، هندسه خاص این نوع از بال مثلثی می‌باشد. مارساندراو و همکارانش در سال 2010، بال مثلثی برش خورده بال لبه حمله تیز و زاویه پسگرایی ۵۳.۴ درجه را با استفاده از رهیافت ایمپرنس^{۱۹} در محدوده عدد ماخ ۰.۴ تا ۱.۱۲ و زاویه حمله ۰ تا ۵.۰۴ درجه در نرمافزار فلوبنت مورد بررسی قرار دادند. تعداد نقاط مورد استفاده در شبکه‌بندی این پیچیدگی خاصی می‌باشد، به این دلیل که دو دسته گردابه روی این نوع بال‌ها یکی روی بال اصلی و دیگری روی بال کوچک (رگه) تشکیل می‌شود. لذا نشان دادن تعامل این دو گردابه کار مشکلی است. در تحقیق انجام گرفته توسط کواک و همکارانش، سعی شده که تاثیرات زاویه پسگرایی بال داخلی و همچنین نسبت پسگرایی بال داخلی و خارجی روی ضربی غلتشی^{۲۰} بررسی شود، به این ترتیب که سه مدل مختلف از این نوع بال که همگی دارای مساحت یکسان ۰.۱۴۷ مترمربع و ضخامت ۸ میلی‌متر بودند با زوایای پسگرایی متفاوت در تونل باد مادون صوت در سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه و عدد رینولدز بر پایه وتر آبرودینامیکی میانگین از ۰.۵۲ الی ۰.۸۵ میلیون را در نظر گرفتند. محل انفجار گردابه‌ها روی سطح بال، تحت تاثیر تعامل گردابه‌ها می‌باشد. بال مذکور را در زاویه حمله ۲۰ درجه نیز بررسی کردند. در بررسی مذکور، سرعت جریان آزاد را ۳۰ متر بر ثانیه و عدد رینولدز بر پایه وتر آبرودینامیکی میانگین را ۰.۹۲ میلیون در نظر گرفتند [3]. آن‌ها نشان دادند که در زوایای پسگرایی^{۲۱} بالا، تعامل گردابه‌هایی که روی بال داخلی و خارجی در هر دو سمت هواپیما تشکیل می‌شود قابل توجه است و این تعامل به راحتی سبب انفجار نامتقارن گردابه‌ها و یا حتی سبب غلتش آزاد هواپیما می‌شود. گردابه تشکیل شده روی لبه حمله بال داخلی^{۲۲}، گردابه رگه^{۲۳} و گردابه تشکیل شده روی لبه حمله بال خارجی، گردابه بال نامیده می‌شود. تعامل این دو جفت گردابه، در زوایای حمله بالا سبب ایجاد

پویت و همکارش در سال 2014، بال مثلثی از نوع الماسی^{۲۴} با زاویه پسگرایی ۵۳ درجه را روی وسیله پرنده بدون سرنشین جنگی^{۲۵} به نام ساکن^{۲۶} مورد بررسی قرار دادند. از نرمافزار فلوبنت در جریان تراکم پذیر

اساسی مختلف می‌باشد. اولین پدیده، صدای ضربه‌ای است که با حرکت صفحه به وجود می‌آید. جایه‌جایی جسم در درون سیال و بارگذاری‌های آبرودینامیکی نایابدیار روی سطح جسم، سبب تولید نوسانات فشاری می‌شود که مانند صدا منتشر می‌شود. پدیده دوم ناشی از آشفتگی می‌باشد و در نزدیکی هر جسم که در جریان آشفته قرار دارد به وجود می‌آید. آشفتگی به دلیل طبیعت اتفاقی بودنش، دارای طیف فرکانس وسیعی (پهن) می‌باشد. به طور قابل توجه‌ای، در نزدیکی لبه‌های تیز نسبت به جاهای دیگر، انرژی آشفتگی باشد بیشتری به انرژی صوتی تبدیل می‌شود (برای مثال در نزدیکی لبه‌ی فرار بال‌های مثلثی) [1].

هوانگ در سال 2004، اندازه‌گیری فشار سطح و نیروی برآی متناظر در بال مثلثی با نسبت منظری^{۲۷} و زاویه پسگرایی ۶۳.۴ درجه را در زوایای حمله ۴ تا ۴۸ درجه به دست آورد. از داده‌های توزیع فشار، ضربی برآ و مرکز فشار را محاسبه کرد و دریافت که بالاترین بارگذاری روی سطح بال در مقطع نزدیک نوک بال اتفاق می‌افتد. تغییرات ضرایب برآی محلی با زاویه حمله، به صورت غیرخطی می‌باشد به طوری که گردابه‌های لبه حمله، حتی در زوایای حمله کوچک نیز به وجود می‌آیند [2].

هیرای و کواک در سال 2009، بال مثلثی بزیده با زوایای پسگرایی ۷۶°/۴۰° درجه را با روش آشکارسازی جریان روغن در رژیم جریان مادون صوت در زوایای حمله ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه بدون وجود جریان عرضی با شبکه‌بندی بی‌سازمان با استفاده از رهیافت رنس و مدل آشفتگی کا-امگا اس-اس. تی. درجه دوم، در محیط نرمافزار فلوبنت مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که دو جفت گردابه در لبه حمله داخلی و دیگری روی سطح لبه که یکی از گردابه‌ها روی سطح لبه حمله داخلی و دیگری روی سطح لبه حمله خارجی می‌باشد. جریان روی بال مثلثی موکب^{۲۸} و بزیده دارای پیچیدگی خاصی می‌باشد، به این دلیل که دو دسته گردابه روی این نوع بال‌ها یکی روی بال اصلی و دیگری روی بال کوچک (رگه) تشکیل می‌شود. لذا نشان دادن تعامل این دو گردابه کار مشکلی است. در تحقیق انجام گرفته توسط کواک و همکارانش، سعی شده که تاثیرات زاویه پسگرایی بال داخلی و همچنین نسبت پسگرایی بال داخلی و خارجی روی ضربی غلتشی^{۲۹} بررسی شود، به این ترتیب که سه مدل مختلف از این نوع بال که همگی دارای مساحت یکسان ۰.۱۴۷ مترمربع و ضخامت ۸ میلی‌متر بودند با زوایای پسگرایی متفاوت در تونل باد مادون صوت در سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه و عدد رینولدز بر پایه وتر آبرودینامیکی میانگین از ۰.۵۲ الی ۰.۸۵ میلیون را در نظر گرفتند. محل انفجار گردابه‌ها روی سطح بال، تحت تاثیر تعامل گردابه‌ها می‌باشد. بال مذکور را در زاویه حمله ۲۰ درجه نیز بررسی کردند. در بررسی مذکور، سرعت جریان آزاد را ۳۰ متر بر ثانیه و عدد رینولدز بر پایه وتر آبرودینامیکی میانگین را ۰.۹۲ میلیون در نظر گرفتند [3]. آن‌ها نشان دادند که در زوایای پسگرایی^{۳۰} بالا، تعامل گردابه‌هایی که روی بال داخلی و خارجی در هر دو سمت هواپیما تشکیل می‌شود قابل توجه است و این تعامل به راحتی سبب انفجار نامتقارن گردابه‌ها و یا حتی سبب غلتش آزاد هواپیما می‌شود. گردابه تشکیل شده روی لبه حمله بال داخلی^{۳۱}، گردابه رگه^{۳۲} و گردابه تشکیل شده روی لبه حمله بال خارجی، گردابه بال نامیده می‌شود. تعامل این دو جفت گردابه، در زوایای حمله بالا سبب ایجاد

⁸ Cropped Delta Wing

⁹ Oil Flow

¹⁰ Shock Wave

¹¹ Cranked Arrow Delta Wing

¹² Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS)

¹³ Turbulence Modeling

¹⁴ Eddy Viscosity

¹⁵ Vortex Core

¹⁶ Standard Wilcox $k - \omega$

¹⁷ Bransma

¹⁸ Apex Drag

¹⁹ Implicit Reynolds-Averaged NavierStokes(IMPRANS)

²⁰ Diamond Delta Wing

²¹ Unmanned Combat Aerial Vehicle(UCAV)

²² Saccos

¹ Aspect Ratio

² Compound Delta Wing

³ Rolling Moment Characteristics

⁴ Sweep Angle

⁵ Vortex

⁶ Wing

⁷ Strake

جزئیات مربوط به سیستم‌ها و رفتارهای مختلف گردابه‌های لبه‌ی حمله را بررسی کرد [9].

توبیدا و همکارانش در سال 2015، بال مثلثی بردیده را در تونل باد به منظور آشکارسازی رابطه‌ی بین فلپ‌های¹⁹ داخل لبه‌ی حمله و چگونگی تشکیل گردابه‌ها در ناحیه‌ی ببرونی بال، مورد بررسی قرار داد. ضمناً، نیروهای آیرودینامیکی و آشکارسازی جریان را روی سطح بالایی بال به دست آوردند. الگوهای جریان بیانگر این مطلب است که تعییرات غیرخطی بدليل جدایش جریان روی قسمت ببرونی گردابه‌ی داخلی²⁰ و قسمت ببرونی مکان تلفیق گردابه‌های داخلی و خارجی می‌باشد [10].

مورو و دولان در سال 2015، صدای ناشی از لبه‌ی فرار گرد شده بالواره²¹ محدودی که از کناره‌ها به دیوار متصل شده است را به طور تجربی مورد آزمایش قرار دادند. نسبت منظری بالواره مورد آزمایش را از یک تا 3 در محدوده عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر²⁵ (۱.۶×۱۰⁵ الی ۷.۹×۱۰⁵) و زاویه حمله صفر تا 6 درجه تغییر دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که در این محدوده عدد رینولدز، بالواره مذکور صدای پهن‌باند همراه با تعدادی صدای ریتمیک به صورت گسسته در زوایای حمله غیرصفتر تولید می‌کند. داده‌های مربوط به طیف صدا، مربوط به جریان گردابی سبعدی درنزدیکی نوک بالواره²² را به منظور بررسی سهم این دو قسمت از بالواره در تولید صدا به دست آوردند. تولید صدای ریتمیک، بدليل حضور حالت جریان گذرا در لبه‌ی فرار و همراهی ناحیه نیمه جدا شده جریان روی سطح فشار بالواره می‌باشد. در نوک بالواره، با افزایش زاویه حمله، منطقه جدا شده‌ی جریان و مکان منبع صدای ریتمیک در طول لبه‌ی فرار بالواره به منطقه پایان-آزاد²³ منتقل شود. علاوه بر این، با کاهش نسبت منظری بالواره، تولید صدای ریتمیک در عدد رینولدز پایین‌تر و زاویه حمله بالاتر اتفاق می‌افتد [11].

تاكونون صدای ناشی از لبه‌ی فرار ایرفویل‌های متفاوت توسط محققان بسیاری مورد بررسی قرار گرفته است. اما صدای تولید شده توسط بال و سیله‌های پرنده 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، مقایسه‌ی هواصوتی بال‌های مثلثی مختلف با یکدیگر تاكونون انجام نشده است. این در حالی است که بررسی رفتار صوتی این بال‌ها از دیدگاه میزان آلوودگی صوتی در نزدیکی فروگاه‌ها و همچنین، از منظر قابلیت ردیابی صوتی پرنده‌های دارای این نوع بال‌ها، دارای همیت زیادی است. لذا در این تحقیق، ابتدا فیزیک جریان حول بال‌های مثلثی برش خورده، بردیده و الماسی با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی شده و سپس، با درنظر گرفتن میکروفون‌هایی در پشت لبه‌ی فرار بال‌های مذکور، میزان چگالی طیف قدرت صدا و تراز فشار صدا²⁴ با استفاده از نظریه‌ی کرل و الگوی ویلیام-هاوکینگز مورد مطالعه قرار گرفته است. تمامی شبیه‌سازی‌ها توسط بسته نرم‌افزاری فلورینت نسخه 15 انجام شده است.

2- معادلات حاکم

به منظور شبیه‌سازی جریان از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و مدل زیر شبکه‌ای اساماگورینسکی استفاده شده است. ضمناً برای محاسبه‌ی میدان صوتی جریان، معادله‌ی فوکس ویلیام و هاوکینگز به کار گرفته شده است.

¹⁹ Flap

²⁰ Inner Vortex

²¹ Airfoil

²² Airfoil Tip

²³ Free-End

²⁴ Sound Pressure Level(SPL)

س بعدی پایا و نایایا و رهیافت رنس استفاده کردند و به طور تجربی نیز در تونل باد مادون صوت دی. ان. دبلیو-ان. دبلیو.بی¹، مدل بال مذکور را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها سرعت جریان آزاد در این تونل باد مدار بسته که دارای مقطع آزمون اتسفریک می‌باشد را 50 متر بر ثانیه و عدد رینولدز را 1.57 میلیون و همچنین عدد ماخ را 0.146 در نظر گرفتند. برای شبیه‌سازی مدل در نرم‌افزار فلورینت از روابط گوس-گرین² و مدل‌های آشفتگی اسپالارت آلماراس ادوارد³، ویلکاکس کا-امگا تی. ان. تی⁴ و ویلکاکس کا-امگا ال. ای. ای⁵ استفاده کردند و محدوده⁶ + ۰.۹ از ۰.۶ الی ۰.۹ از ۰.۶ شبکه‌بندی حل را بی‌سازمان از نوع شش وجهی⁷ و منشوری⁸ در نظر گرفتند. شبکه‌بندی مذکور، نتایج خیلی خوبی در کنار دیواره‌ها و درون لایه بر بشی لزج از خود نشان داد. آن‌ها اعلام کردند که گردابه‌های روی سطح بال در زاویه حمله ۱۵ درجه تولید می‌شود. آن‌ها نتایج خیلی خوبی با استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس ادوارد به دست آوردند، در حالی که نتایج خوبی از مدل آشفتگی کا-امگا در زاویه حمله ۱۷ درجه به دست نیاوردند [7].

محمدی و رمضانی‌زاده در سال 2015، اثر شعاع لبه حمله بر رفتار هواشنوتوی جریان حول بال مثلثی⁸ با زاویه پسگرایی ۵۰ درجه با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ⁹، نظریه کرل¹⁰ و مدل ویلیام-هاوکینگز¹¹ مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که در زوایای حمله ۲۰ و ۲۵ درجه، نمودار $C_L - C_D$ نشان می‌دهد که در بال لبه حمله تیز، رینولدز، اندکی کاهش دارد. آن‌ها تاکید نمودند که در بال بال لبه حمله تیز، برآی¹² ناشی از گردابه‌ها سبب ایجاد C_L بزرگ می‌شود که با گردیدن لبه حمله به سبب مکش¹³، روندی کاهشی در برآی گردابه به وجود می‌آید. نسبت C_L به C_D در بال بال لبه حمله تیز و گرد، به ترتیب در زاویه حمله ۶ و ۱۰ درجه بیشترین مقدار را دارند. میزان چگالی طیف قدرت¹⁴ صوت در اعداد استروهال¹⁵ صفر تا ۰.۵، بین ۱۰ تا ۱۳۰ دسی‌بل متغیر می‌باشد. سطح فشار صوت¹⁶ در بازه اعداد استروهال از صفر تا ۰.۲ روندی نزولی به صورت لگاریتمی از ۵۰ تا صفر دسی‌بل را طی می‌کند. ضمناً، مقدار دامنه موج صوتی¹⁷ گرفته شده توسط میکروفون‌ها، بین ۷ تا ۳۸ دسی‌بل می‌باشد [8].

هیتلز در سال 2015، آیرودینامیک بال مثلثی هواپیمای جنگنده‌ی خاصی که از نوع بال مثلثی بردیده می‌باشد را با شبیه‌سازی معادلات ناویر-استوکس به منظور کاوش ساختارهای گردابه‌ی پیچیده میدان جریان در زوایای حمله‌ی بالا قبل و بعد از وقوع پدیده‌ی تفکیک و انفارج گردابه‌ها مورد بررسی قرار داد. توزیع فشار به دست آمده توسط اندازه‌گیری‌های انجام شده توسط وی در شبیه‌سازی پرواز آزاد با نتایج موجود عددی حاصل از مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس¹⁸ و مدل آشفتگی کا-امگا مطابقت خوبی داشت. علاوه‌بر این، پیچیدگی گردابه‌های تولید شده در رژیم‌های جریان مادون صوت و گذر صوتی در زمان تفکیک گردابه‌ها را بررسی کرد که برای این هدف،

¹ DNW-NWB

² Gauss-Green Formulas

³ Spalart-Allmaras Edwards One-Equation(SAE)

⁴ Wilcox $k - \omega$ TNT

⁵ Wilcox $k - \omega$ LEA

⁶ Hexahedral

⁷ Prismatic

⁸ Delta Wing

⁹ Large Eddy Simulation

¹⁰ Curle

¹¹ William and Hawkings

¹² Lift

¹³ Suction

¹⁴ Power Spectral Density(PSD)

¹⁵ Strohal(St)

¹⁶ Acoustic Pressure

¹⁷ Sound Amplitude(SA)

¹⁸ Spallart Allmaras

$$\begin{aligned} [\hat{p}H(f)] &= - \int_{f=0} \left[i\omega \hat{Q}(\vec{y}) G_c(\vec{x}, \vec{y}) + \hat{F}_i(\vec{y}) \frac{\partial G_c(\vec{x}, \vec{y})}{\partial y_i} \right] dS \\ &- \int_{f>0} \hat{T}_{ij} H(f) \frac{\partial^2 G_c(\vec{x}, \vec{y})}{\partial y_i \partial y_j} dV \end{aligned} \quad (10)$$

که در آن ω فرکانس زاویه‌ای، $f = 0$ سطح $H(f)$ و FWH تابع $H(f) = 1$ ، $f > 0$ و $H(f) = 0$ برای $f < 0$ هویسا یاد می‌باشد که برای $f = 0$ ، $H(f) = 1$ و برای $f < 0$ $H(f) = 0$ می‌باشد. ضمناً $H(f) = 0$

$$F_i = [p\delta_{ij} - \tau_{ij} + \rho(u_i + U_i)\rho_\infty U_i U_j] \frac{\partial f}{\partial x_j} \quad (11)$$

$$Q = [\rho(u_i + U_i) - \rho_\infty U_i] \frac{\partial f}{\partial x_j} \quad (12)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (\dot{p} - c_\infty^2 \dot{\rho}) \delta_{ij} - \tau_{ij} \quad (13)$$

که در آن جمله‌های \hat{P}, \hat{Q} و T_{ij} به ترتیب بیانگر دوقطبی، تک قطبی، فشار صوتی دائمی فرکانس و چهارقطبی می‌باشد. ضمناً u_i نشان‌دهنده‌ی بردار سرعت سیال، p فشار، ρ_x چگالی جریان آزاد، \dot{p} فشار صوتی، τ_{ij} دلتای کرونیک و τ_{ij} تانسور تش لزج می‌باشد. اگر سرعت جریان متوسطی در جهت مختصاتی x در نظر گرفته شود، تابع سه‌بعدی گرین برای سرعت جریان متوسط در جهت مختصاتی x به صورت زیر بیان می‌شود:

$$G_c(\vec{x}, \vec{y}) = \frac{e^{-ik\sqrt{(x_1-y_1)^2 + (1-M^2)[(x_2-y_2)^2 + (x_3-y_3)^2]} - M(x_1-y_1)}}{4\pi\sqrt{(x_1-y_1)^2 + (1-M^2)[(x_2-y_2)^2 + (x_3-y_3)^2]}(1-M^2)} \quad (14)$$

که در آن، k شماره موج، M عدد ماخ جریان آزاد به صورت $M \equiv U_1/C_\infty = (x_1, x_2, x_3)^t$ ، $M \equiv U_1/C_\infty$ محل قرارگیری بیننده و $(y_1, y_2, y_3)^t$ مکان منبع می‌باشد [15].

3- تراز فشار صدا

در اندازه‌گیری‌های مربوط به مقدار و میزان صدا، از تراز فشار صدا استفاده می‌شود که مقدار آن برابر با نسبت بین فشار صدای عددی و فشار صدای مرجع می‌باشد.

3- شرایط هندسی و محدوده محاسباتی بال‌ها

به منظور دستیابی به اطلاعات هواشنوی جریان در فواصل دور از پشت بال‌های مثلثی و همچنین تاکید بر درستی شرط مرزی انتخاب شده در مرز خروجی، دامنه حل به صورت 20 برابر وتر ریشه‌ی بال در پشت الگو و 10 برابر وتر در جلو و بعد سوم در نظر گرفته شده است که در "شکل‌های 1، 2 و 3" به ترتیب برای بال‌های مثلثی برش خورده، بربد و الماسی نشان داده شده است.

"شکل 1" بال مثلثی برش خورده مورد مطالعه در این تحقیق را نشان می‌دهد که دارای لبه‌ی حمله‌ی تیز و اندازه‌ی وتر 360 میلی‌متر می‌باشد. لذا محدوده‌ی محاسباتی در جلو، بالا و پایین بال‌ها، برابر با 3600 میلی‌متر و در پشت بال‌ها به دلیل ایجاد گردابه‌ها در ناحیه‌ی دنباله، برابر با 7200 میلی‌متر اتخاذ شده است. ضخامت مدل 15 میلی‌متر با طول وتر 0.360 و دهانه 0.285 متر طراحی شده است. زاویه‌ی پسگرایی بال برابر با 65 درجه می‌باشد. قابل ذکر می‌باشد که فاصله نوک بال تا مکان برش 0.305 متر و لبه پایین در 27.62 درجه‌ای از لبه بالا به صورت اُریب برش خورده است.

2-1- معادلات جریان در رهیافت ال.ای.اس

با اعمال فیلتر مکانی به معادلات ناویر-استوکس، معادلات رهیافت ال.ای.اس به شکل زیر به دست می‌آید:

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

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

لازم به ذکر است که خط روی پارامترها، بیانگر کمیت‌های حل شدنی یا به عبارتی مقیاس‌های بزرگ می‌باشد. ضمناً،

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

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

در رابطه‌ی فوق، \bar{u}_i و \bar{u}_j بیانگر متوسط زمانی مؤلفه‌های سرعت می‌باشد و S_{ij} تانسور تنش زیرشبکه‌ای است که باید با استفاده از پارامترهای حل شدنی، مدل‌سازی شود. اولین مدلی که در این زمینه ارائه شده، مدل اسماعیل‌پنسکی است که هنوز به طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد [12]. همانند بیشتر مدل‌های مقیاس زیرشبکه‌ای موجود، این مدل نیز از مفهوم لزجت گردابه‌ای استفاده می‌کند که بخش بی‌اثر تانسورهای مقیاس زیرشبکه‌ای τ_{ij}^a را به نرخ کرنش میدان سرعت حل شدنی $\bar{z}_i \bar{S}_{ij}$ مربوط می‌سازد [13,12]. در این مدل، لزجت گردابه‌ای به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$v_t = (c_s \Delta)^2 |\bar{s}| = (c_s \Delta)^2 (2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

که در آن c_s ضریب اسماعیل‌پنسکی و Δ پهنه‌ای فیلتر می‌باشد. ضمناً، لیلی¹ نشان داد که در شرایط ایده‌آل با در نظر گرفتن تابع قطع فوريه ضریب ضریب اسماعیل‌پنسکی-لیلی به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$c_s = \frac{1}{\pi} \left(\frac{2}{3} \infty \right) \quad (6)$$

که در آن ∞ ثابت کولموگروف می‌باشد. از آنجایی که شبکه‌ی عددی در نزدیکی دیوار صلب متراکم شده است، پهنه‌ای شبکه در جهت‌های مختلف متفاوت است. بنابراین، باید از مقداری میانگین که در جهت‌های مختلف به دست می‌آید، استفاده شود. در مورد شبکه‌هایی که دارای غیرایزوتروپی متوسط هستند، این میانگین متناسب با متوسط هندسی پهنه‌ای شبکه در جهت‌های مختلف است. اگر پهنه‌ای فیلتر را برابر با اندازه شبکه در نظر گیریم، خواهیم داشت:

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

میانگین هندسی مذکور تا نسبت منظری حدود 20 قابل استفاده می‌باشد [12]. ضمناً

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (8)$$

از آنجا که نوسانات آشفتگی مقیاس‌های زیرشبکه‌ای در نزدیکی دیوار به سمت صفر می‌نماید. برای این منظور، تابع استهلاک (تابع استهلاک ون دریست) f_μ به شکل زیر در نظر گرفته شده است:

$$f_\mu = 1 - e^{\left(\frac{-y^+}{26} \right)} \quad (9)$$

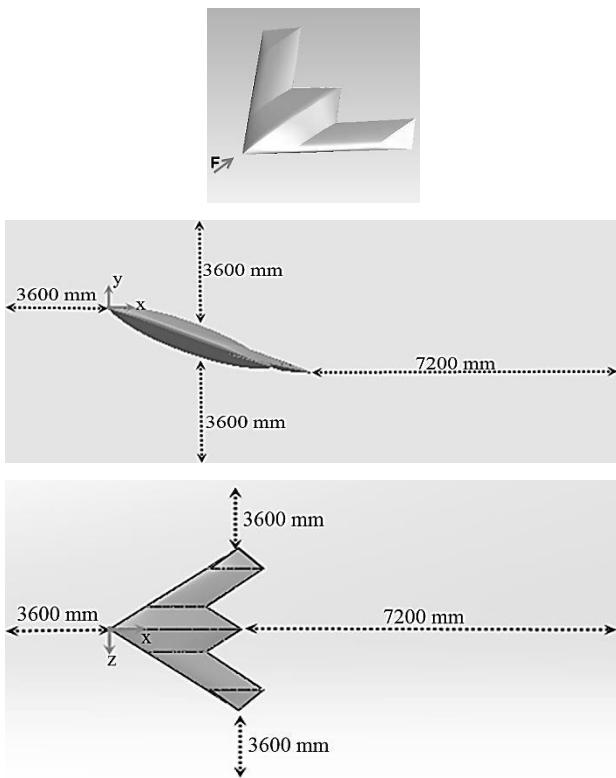
2-2- معادلات مربوط به میدان صوتی

برای شبیه‌سازی صوتی جریان از معادله‌ی فوکس ویلیام و هاوکینز [14] استفاده شده است. با توجه به بسط لوکارد²، روابط صوتی مذکور به صورت زیر نوشته می‌شود:

² Lockard

³ Heaviside Function

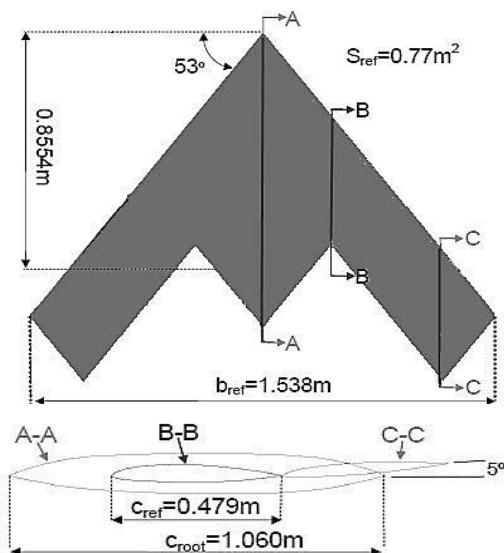
¹ Lilly



شکل ۳ مشخصات و دامنه‌ی محاسباتی بال مثلثی الماسی



شکل ۴ نحوه قرارگیری بال مثلثی الماسی در تونل باد [7]



شکل ۵ ابعاد هندسی بال مثلثی الماسی [7]

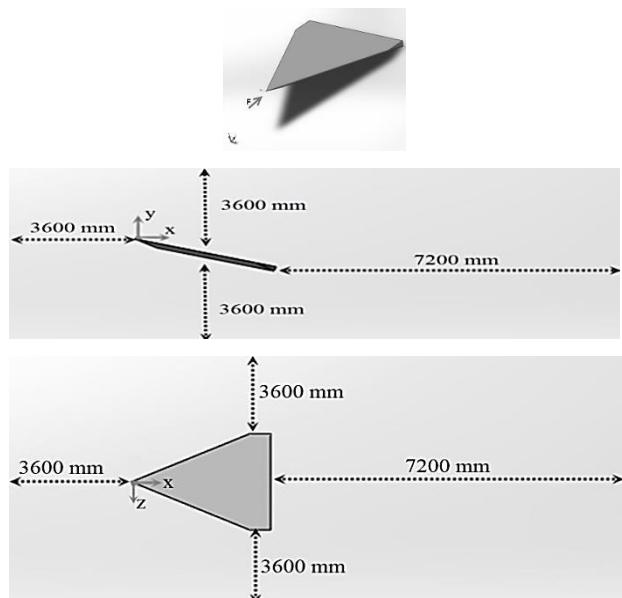


Fig. 1 The Computational Domain of Cropped Delta Wing

شکل ۱ مشخصات و دامنه‌ی محاسباتی بال مثلثی برش خورده

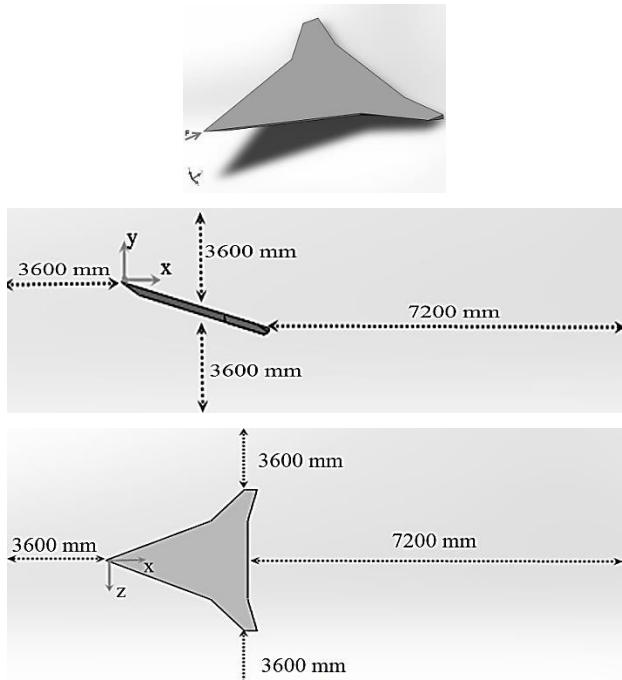


Fig. 2 The Computational Domain of Cranked Delta Wing

شکل ۲ مشخصات و دامنه‌ی محاسباتی بال مثلثی بریده

با توجه به "شکل ۳"، به منظور بی‌بعدسازی و یکسان کردن شرایط هندسی و مرزی بال‌های مورد مطالعه، در این پژوهش طول وتر ریشه‌ی هر دو بال دیگر برابر با طول وتر ریشه بال مثلثی الماسی (360 میلی‌متر) در نظر گرفته شده است و تمامی ابعاد نسبت به وتر ریشه‌ی بال بی‌بعد شده است.

همان‌طور که در "شکل ۴" نشان داده شده است، بال الماسی موردنظر در تونل باد مادون‌صوت دی.ان.دبليو-ان.دبليوبی [7] مورد مطالعه قرار گرفته است. با توجه به "شکل ۵"، بال مثلثی از نوع الماسی با زاویه پسگرایی 53 درجه، اندازه وتر ریشه 1.0601 متر و طول دهانه 1.38 متر با سه بالواره مختلف در مقاطع A-A، B-B و C-C می‌باشد.

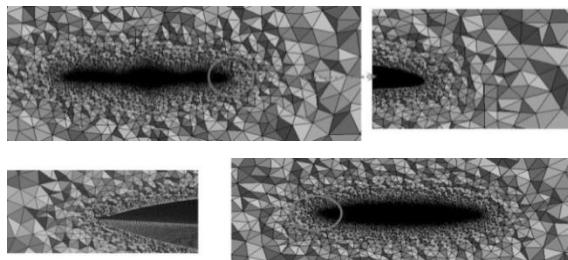


Fig. 6 ICEM Diamond Delta Wing Tetra Mesh

شکل 6 شبکه‌ی محاسباتی در نزدیکی بال مثلثی الماسی

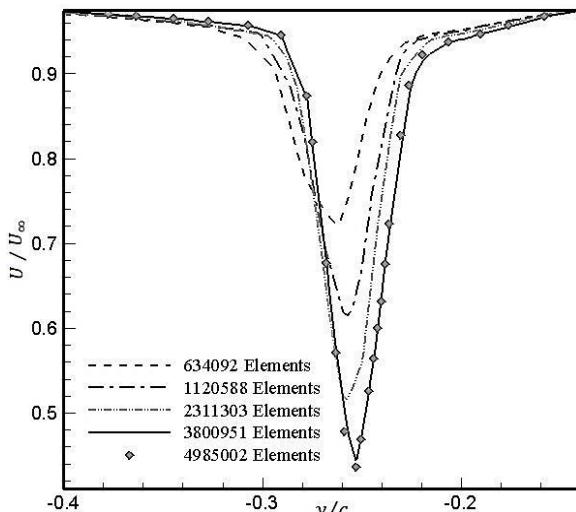
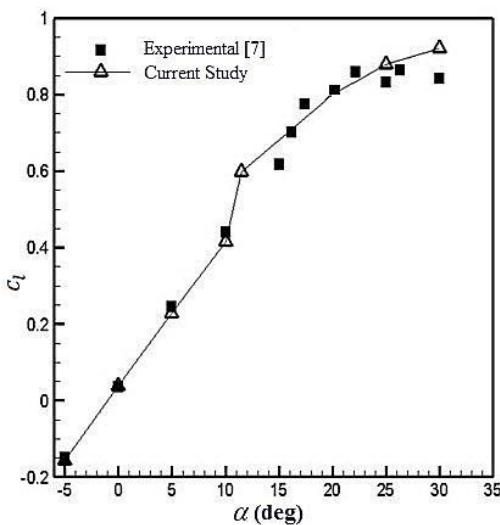


Fig. 7 Diamond Delta Wing Grid Resolution Study

شکل 7 مطالعه‌ی عدم وابستگی حل به شبکه‌ی عددی در بال مثلثی الماسی

شده است. با توجه به "شکل‌های 8 و 9"، نتایج عددی مربوط به ضریب برآ و پسا برای بال مثلثی الماسی با نتایج تجربی [7] تطابق خوبی دارد. البته در زوایای حمله‌ی بالاتر، به دلیل ایجاد گردابه‌ها و یکسان نبودن محل دقیق تفکیک و انفجار گردابه‌های تولید شده در حل تجربی و عددی، مقدار خطای قابل صرف نظری مشاهده می‌شود.

Fig. 8 Lift Coefficient of Diamond Wing at $Re=1.57 \times 10^6$ and $M=0.146$ شکل 8 ضریب برآی بال مثلثی الماسی در عدد رینولدز 1.57×10^6 و عدد ماخ 0.1460

4-روش حل عددی

کلیه شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده در این تحقیق، با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت نسخه 15 انجام شده است. در این تحقیق سه نوع بال مثلثی برش خورده، بریده و لبه حمله متوسط گردشده برای بال مثلثی الماسی در نظر گرفته شده است. طول و تر ریشه‌ی بالا 360 میلی‌متر، ضخامت 15 میلی‌متر و زوایای پسگرایی آن هابه ترتیب $65^\circ/42^\circ/66^\circ$ و 53° می‌باشد که نتایج حاصل با داده‌های تجربی موجود مقایسه شده است. قابل ذکر می‌باشد که حل عددی انجام شده در این تحقیق بر پایه‌ی رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و مدل زیرشبکه‌ای اسماگورینسکی-لیلی با ضریب اسماگورینسکی [8] 0.17، گسته‌سازی مکانی مرتبه 2 و گسته‌سازی زمانی مرتبه 4 رونچ-کوتا¹ مورد مطالعه قرار گرفته است. فشار محیط برابر 101325 پاسکال در نظر گرفته شده و برای حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل² غیردائم استفاده شده است. حداقل ابعاد شبکه برابر با 1.2 و 0.0035 (ب) بعد شده براساس وتر ریشه بال) می‌باشد و تعداد تکرار 20 انتخاب شده است.

پس از همگرایی حل، نتایج حاصل از شبیه‌سازی به مدت 10 ثانیه ثبت و مورد مطالعه قرار گرفته است. ضمناً گام زمانی برای حل 0.01 در نظر گرفته شده است. شرط مرزی ورودی، سرعت³ می‌باشد که برابر با 50 متر بر ثانیه است. ضمناً شدت آشفتگی برابر با 5 درصد، قطر هیدرولیکی 7.2 متر و دما برابر با 300 کلوین انتخاب شده است. شرط مرزی در قسمت خروجی و سطوح در نظر گرفته شده در محدوده محاسباتی، به صورت خروجی فشار⁴ در نظر گرفته شده است.

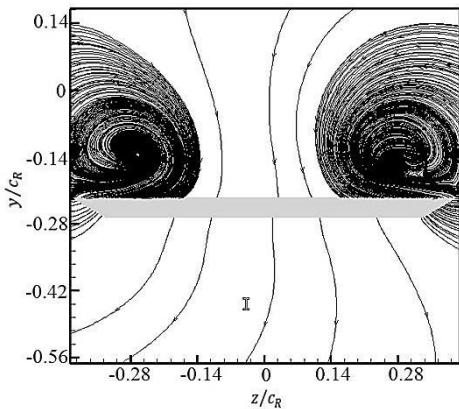
5- مطالعه عدم وابستگی حل به شبکه عددی

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 گره⁵‌های متفاوت برای این مسئله مورد بررسی قرار گرفته‌اند. درنهایت، شبکه‌ای با 3192773 و 3800951 گام⁶ به ترتیب برای بال مثلثی برش خورده، بریده و الماسی به صورت تراهه‌رون⁷ که با نزدیک شدن به سطوح صفحه‌ها، ریزتر می‌شود، به عنوان شبکه‌های بهبود یافته مدنظر قرار گرفته است. در "شکل 6"، شمایی از شبکه به کار رفته برای بال مثلثی الماسی آورده شده است. این شبکه داری 380051 گره و عدد اسکیوینس⁸ برابر با 0.4 می‌باشد. ضمناً، مقدار y^+ برای شبکه بهبود یافته نهایی برای بال مثلثی الماسی برابر با 83 می‌باشد. "شکل 7"، مطالعه‌ی عدم وابستگی حل به شبکه‌ی عددی در بال مثلثی الماسی را نشان می‌دهد.

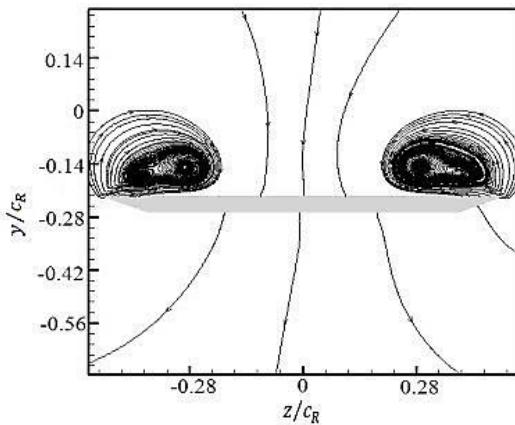
6- محاسبات آیرودینامیکی جریان

محاسبات مربوط به بخش آیرودینامیکی جریان برای بال مثلثی الماسی در عدد ماخ 0.146 و عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر 1.57×10^6 مورد بررسی قرار گرفته است. ضرایب آیرودینامیکی بال‌های مثلثی مذکور محاسبه گردیده و با نتایج تجربی موجود مقایسه شده که تطابق خوبی با نتایج تجربی مشاهده

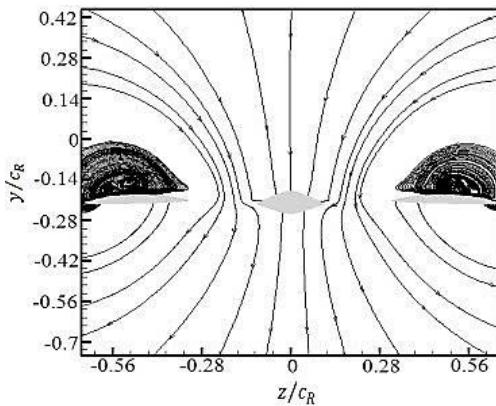
¹ Rung-Kutta² Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations(SIMPLE)³ Velocity Inlet⁴ Pressure Outlet⁵ Node⁶ Element⁷ Tetrahedron⁸ Skewness



شکل 11 خطوط جریان حول بال 1 در $x/c_R = 0.83$



شکل 12 خطوط جریان حول بال 2 در $x/c_R = 0.83$

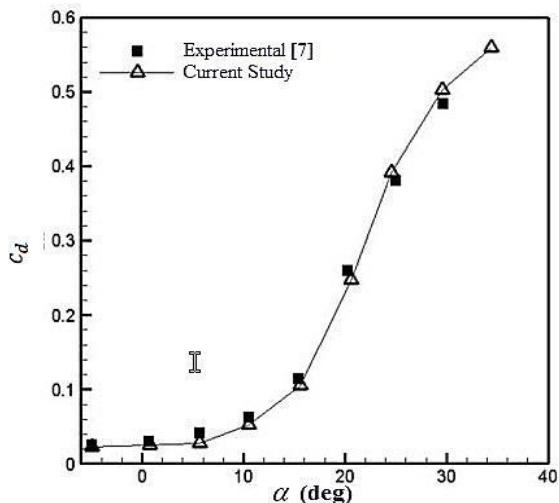


شکل 13 خطوط جریان حول بال 3 در $x/c_R = 0.83$

می‌باشد، اندرکنش گردابه اصلی و رگه اتفاق می‌افتد.

7- رفتار هواصوتی جریان

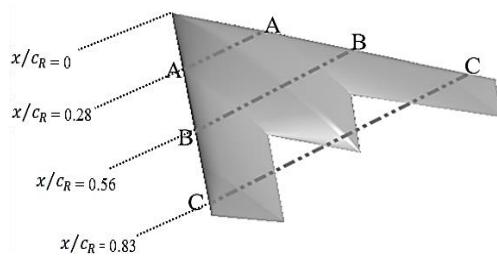
شرایط مرزی استفاده شده در هر سه بال مثلثی مورد مطالعه، به منظور انجام محاسبات هواصوتی شامل سرعت جریان آزاد برابر با 50 متر بر ثانیه، عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر ریشه برابر با 2.1×10^6 و عدد ماخ 0.147 می‌باشد. ضمناً، نتایج صدای دریافتی از میکروفون‌های A، B و C به صورت چگالی طیف قدرت، دامنه‌ی صدا، فشار صوتی و تراز فشار صدا مورد بررسی قرار گرفته است. در جدول 1 و "شکل 14" موقعیت قرارگیری میکروفون‌ها با توجه به



شکل 9 ضریب پسای بال مثلثی الماسی در عدد رینولدز 1.57×10^6 و عدد ماخ 0.146

"شکل 10"، نحوه برش مقطع بال مثلثی در سه مرحله را نشان می‌دهد. در "شکل‌های 11 الی 13"، طرح برداری خطوط جریان حول بال‌های مثلثی برش خورده، بريده و الماسی در برش $x/c_R = 0.83$ در زاویه حمله 15 درجه، ارائه شده است. خطوط جریان در "شکل‌های 11 الی 13"، تشکیل گردابه‌ی ثانویه از قسمت زیرین گردابه‌ی اولیه را در زاویه حمله مذکور نشان می‌دهد. از این‌رو شکل هسته گردابه‌های تشکیل شده در این مقاطع، از حالت دایری (حضور فقط گردابه‌ی اولیه) به حالت بیضوی (حضور گردابه‌ی ثانویه) تبدیل شده‌اند. گردابه‌های تشکیل شده روی بال 2 که علاوه بر بال اصلی دارای بال رگه نیز می‌باشد، بیانگر حضور گردابه‌ی رگه و اندرکنش آن با گردابه‌ی اصلی می‌باشد. از آن‌جا که بال 3 (بال الماسی)، دارای لبه‌ی حمله متوسط 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 این‌گونه نتیجه‌گیری کرد که باید صدای تشکیل شده توسط انفحار هسته گردابه‌های روی سطح بال مثلثی الماسی، نسبت به دیگر بال‌های مورد آزمایش در این تحقیق بسیار کمتر باشد.

با توجه به شکل‌های مذکور، مشخص است که گردابه‌ها در پایین دست جریان رخ می‌دهد. ضمناً، توزیع محوری جریان در نوک بال دارای ثبات بیشتری نسبت به انتهایی بال می‌باشد. با توجه به اطلاعات به دست آمده برای برش‌های مختلف بال، مشاهده می‌شود که در برش دوم نسبت به برش اول، اندازه گردابه مقطعی تقریباً دو برابر شده است و آن هم به علت فاصله بیشتر از نوک بال می‌باشد. ضمناً در برش مذکور، برای بال 2 که دارای بال رگه



شکل 10 نحوه برش مقطع بال در 3 مرحله

شده است. لازم به ذکر است که نمودار تراز فشار صدا با ضریب 0.5 با منحنی درجه 2، هموار¹ شده است.

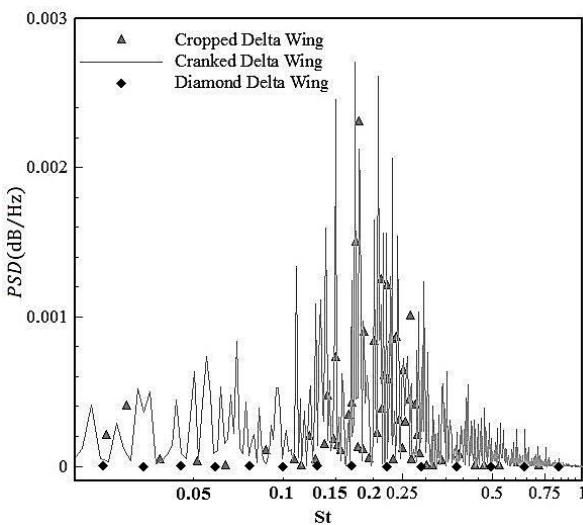
در "شکل 16"، چگالی طیف قدرت برای بال‌های مثلثی مورد مطالعه در این تحقیق آورده شده است. تغییرات طیف قدرت در عدد استروهال 0.1 الی تقریباً 0.25 دارای قله‌های بلندتر نسبت به دیگر محدوده‌های عدد استروهال می‌باشد. با توجه به نتایج حاصله توسط مت و سانگ، می‌توان به این نتیجه رسید که یکی از قله‌های کوچک ایجاد شده در عدد استروهال بسیار پایین مربوط به فرکانس طبیعی ارتعاش بال می‌باشد [18]. محدوده تغییرات چگالی قدرت برای بال‌های مثلثی الماسی کمتر از دو بال دیگر می‌باشد.

فشار صوتی میدان جریان در حوزه زمان، در "شکل 17" نشان داده شده است. فشار صوتی میدان جریان، اثرات استفاده از دو توزیع فاز زمانی و مکانی را نشان می‌دهد. جهت همبستگی زمانی فشار صوتی، از 100 سیگنال لحظه‌ای داده‌های رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در محدوده‌ی 0<St<1 استفاده شده است. ضمناً، برای شبیه‌سازی اثرات توزیع فاز مکانی، هر کدام از صفحه‌های تخت به 100 برش در محدوده‌ی 1<η<7 تقسیم شده است. با توجه به شکل مذکور، فشار صوتی در بال مثلثی ساده نسبت به دو بال دیگر، تغییرات قابل توجهی در بعد زمان دارد.

"شکل 18" بیانگر محدوده دامنه صدای دریافت شده در میکروفون‌های مذکور در جریان حول بال مثلثی الماسی می‌باشد که محدوده‌ی آن برای میکروفون‌های موردنظر به ترتیب تقریباً از 20 الی 35، 4 الی 22 و 7 الی 12 دسی‌بل در عدد استروهال صفر تا یک به صورت نزولی می‌باشد. با دور شدن از میکروفون در پشت بال، به ازای هر دو برابر شدن فاصله، 6 دسی‌بل از تراز فشار صدا کاسته می‌شود. از این رو صدای گرفته شده توسط میکروفون A (55 دسی‌بل)، که در فاصله‌ی 0.367 متری از نوک بال قرار دارد، پس از طی مسیری به فاصله‌ی تقریباً 206.38 متر، میرا شده و مقدارش به صفر نزدیک می‌شود.

8- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، صدای تولید شده در اثر جریان حول بال‌های مثلثی برش



شکل 16 چگالی طیف قدرت بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفون B در زاویه حمله 15 درجه، عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر ریشه برابر با 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.146

جدول 1 محل قرارگیری میکروفون‌ها

Table 1 Location of Microphones

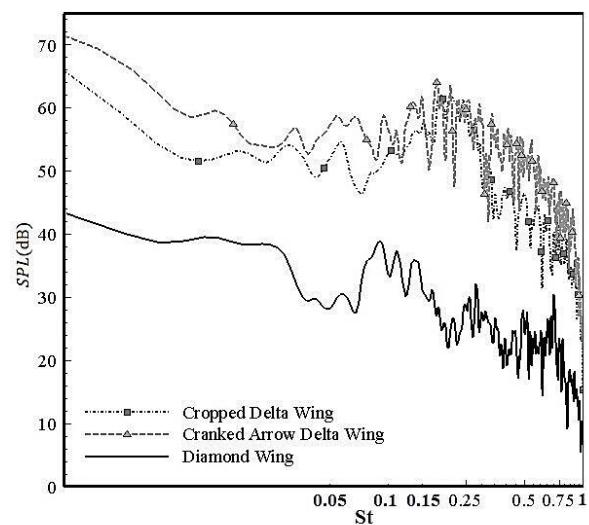
نام	x/c_R	y/c_R	z/c_R
میکروفون A	1.0194	1.6194	0
میکروفون B	5.0972	4.858	0
میکروفون C	15.2916	3.2888	0



شکل 14 محل قرارگیری میکروفون‌ها برای بال‌های مثلثی

مرکز مختصات بال‌های مثلثی ارائه شده است. مکان قرارگیری میکروفون باید به گونه‌ای باشد که تنها امواج صوتی وجود داشته باشد. به عبارت دیگر، در نزدیکی میدان هیدرودینامیکی نباشد [17,8].

جهت مطالعه‌ی رفتار هواشنوتوی جریان، پارامترهای مختلفی از جمله طیف‌های مختلف چگالی قدرت صدا، فشار صدا و تراز فشار صدا در میکروفون B در بال‌های مثلثی برش خورده، بریده و الماسی در زاویه حمله 15 درجه مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به "شکل 15"، تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفون مذکور، در محدوده عدد استروهال صفر الی تقریباً 0.15 و 0.25 الی یک دارای روندی نزولی و در محدوده عدد استروهال 0.25 الی 0.45 دارای روندی صعودی می‌باشد. لازم به ذکر است که تراز فشار صدا در بازه‌ی عدد استروهال صفر الی یک برای بال‌های مذکور به طور تقریبی به ترتیب بین 22 الی 10، 66 و 9 الی 73 دسی‌بل تغییر می‌باشد که از لحاظ مخفی کاری صوتی، بیان گر ارجحیت بال الماسی نسبت به دو بال دیگر است. ضمناً، به منظور کاهش حجم دریافت داده‌های عددی و اداره کردن بهتر آن توسط نرم‌افزار، بیشتر نتایج عددی نمونه‌برداری شده در سامد 32.768 کیلوهرتز تنظیم شده‌اند. در تحلیل طیفی داده‌ها ازتابع همینگ و پنجره‌ی کاهش مقادیر متوسط، به منظور دسته بندی داده‌های پردازش شده استفاده



شکل 15 تراز فشار صدای بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفون B در زاویه حمله

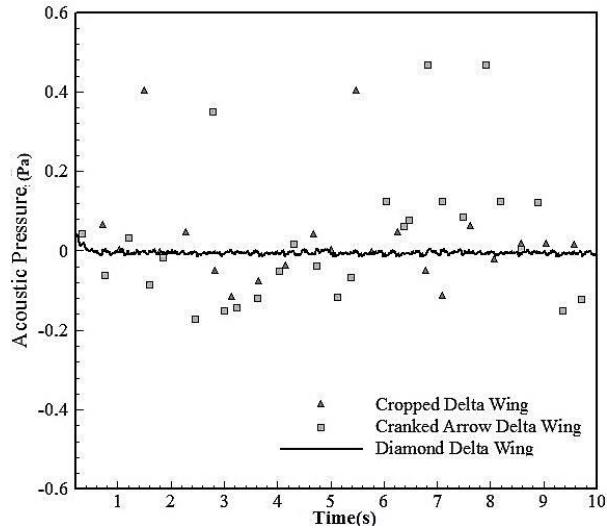
15 درجه، عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر ریشه برابر با 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.146

¹ Smooth

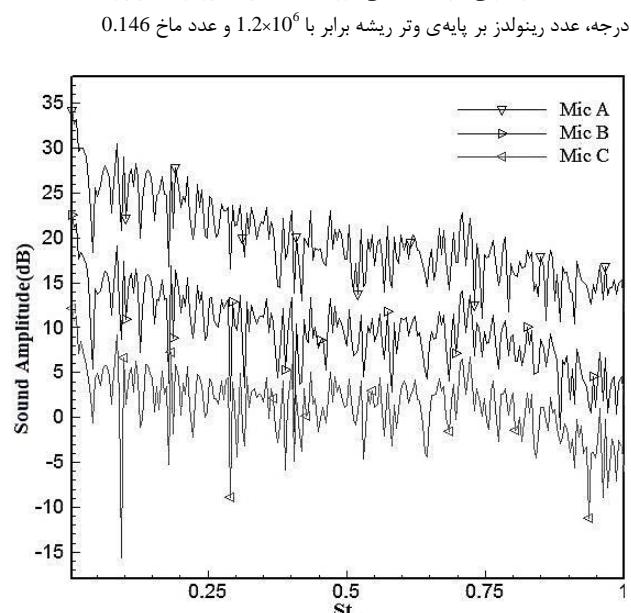
لحاظ مخفی کاری صوتی و همچنین کاهش آلدگی صوتی، بیان گر ارجحیت بال الماسی نسبت به دو بال دیگر است. ضمناً، تغییرات طیف قدرت در محدوده عدد استروهال 0.1 الی تقریباً 0.25 دارای قله‌های بلندتر نسبت به دیگر محدوده‌های عدد استروهال می‌باشد که نشان‌دهنده تشکیل گردابه‌های اولیه و ثانویه در این محدوده از عدد استروهال می‌باشد. این درحالی است که تغییرات ویژگی صوتی نامبرده در بال مثلثی الماسی نسبت به دو بال دیگر مورد مطالعه بسیار کم و ناچیز می‌باشد که تقریباً به صورت یک خط مستقیم نشان داده شده است.

۹- مراجع

- [1] C. Wagner, T. Hutt, P. Sagaut, *Large Eddy Simulation for Acoustics*, Cambridge University Press, Cambridge, 2007.
- [2] X. Z. Huang, A. M. Mitchell, N. G. Verhaagen, Study of vortex breakdown over slender wings, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering* Vol. 32, No. 4, pp. 122-131, 2004.
- [3] D. Y. Kwak, K. Hirai, K. Rinoie, H. Kato, Rolling moment characteristics at high alpha on several planforms of cranked arrow wing configuration, *27th American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference*, San Antonio, Texas, June 22-25, 2009.
- [4] M. Ito, A. Oyama, G. Imai, Mach number effect on flow field over a delta wing in supersonic region, *46th American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Nashville, Tennessee, July 25-28, 2010.
- [5] K. J. Badcock, Evaluation of results from a Reynolds averaged multi block code against F-16xl flight data, *45th American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Science Meeting*, Denver, Colorado, Aug 2-5, 2009.
- [6] D. K. Marthandrao, S. V. Sajjan, P. Honguntikar, Numerical simulation of transonic flow past a cropped delta wing, *Proceedings of The 13th Asian Congress of Fluid Mechanics*, Dhaka, Bangladesh, December 17-21, 2010.
- [7] C. Pevitt, F. Alam, Static computational fluid dynamics simulations around a specialized delta wing, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 100, No. 3, pp. 155-164, 2014.
- [8] M. Ramezanizadeh, A. Mohammadi, 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)
- [9] S. Hitzel, Sub and transonic vortex breakdown flight condition simulations of the F-16xl aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 2, pp. 428-443, 2015.
- [10] K. Toyoda, D. Kwak, M. Noguchi, K. Rinoei, Aerodynamic interference caused by the inboard leading-edge flap on the outboard area of the cranked arrow wing, *Journal of Procedia Engineering*, Vol. 99, No. 2, pp. 1642-1646, 2015.
- [11] D. J. Moreau, C. J. Doolan, Tonal noise production from a wall-mounted finite airfoil, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 363, No. 4, pp. 199-224, 2016.
- [12] M. Taiebi-Rahni, M. Ramezanizadeh, M. R. Keimasi, Three-dimensional turbulent incompressible film cooling simulation using LES and RANS approaches, *Aerospace Mechanics Journal*, Vol. 1, No. 3, pp. 11-20, 2006. (In Persian)
- [13] M. Taeibi-Rahani, M. Ramezanizadeh, D. Ganji, A. Darvan, S. Soleimani, E. Ghasemi, H. Baramia, 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.
- [14] J. E. Ffowcs Williams, D. L. Hawkings, 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. 11, pp. 321-342, 1969.
- [15] R. William, Wolf, K. L. Sanjiva, Trailing edge noise prediction using compressible LES and acoustic analogy, *17th Aeroacoustics Conference*, Portland: Oregon, pp. 230-241, 2011.
- [16] S. W. Rienstra, A. Hirschberg, *An Introduction to Acoustics*, Fifth Edition, pp. 220-225, Eindhoven University of Technology, 2015.
- [17] A. Mohammadi, M. Ramezanizadeh, Numerical investigation of aeroacoustic behavior over tandem cylinders applying large eddy simulation approach, *23rd Annual International Mechanical Engineering Conference, ISME*, pp.100-109, 2015. (In Persian)
- [18] S. B. Mat, *The Analysis of Flow on Round-Edged Delta Wings*, PhD thesis, Dissertation submitted to the Department of Aerospace Engineering, University of Glasgow Malaysia, Glasgow , 2011.



شکل ۱۷ فشار صوتی بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفون B در زاویه حمله 15 درجه، عدد رینولدز برابر با 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.146



شکل ۱۸ دامنه صدا در بال مثلثی الماسی در میکروفون‌های A, B و C در عدد رینولدز برابر با 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.146

خورده، بردیده و الماسی با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مورد مطالعه قرار گرفته است. چگالی طیف قدرت، تراز فشار و فشار صوتی در زاویه حمله 15 درجه برای بال‌های مذکور محاسبه شده است. مشاهده شد که تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفون قرار گرفته در فاصله 1.835 متري از نوک بال‌های مذکور، در محدوده عدد استروهال صفر الی تقریباً 0.15 و 0.25 الی یک دارای روندی نزولی و در محدوده عدد استروهال 0.15 الی 0.25 دارای روندی صعودی می‌باشد. لازم به ذکر است که تراز فشار صدا در بازه‌ی عدد استروهال صفر الی یک برای بال‌های مذکور به طور تقریبی به ترتیب بین 22 الی 66، 10 الی 73 و 9 الی 44 دسیبل متغیر می‌باشد که از