



مطالعه‌ی هواسوتی جریان حول بال‌های مثلثی الماسی، برش‌خورده و بریده با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

حسین محمدی¹، مهدی رamezanizadeh^{2*}

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران

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

*تهران، صندوق پستی 73411-13846، ramezanizadeh@ssau.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 25 دی 1395

پذیرش: 30 فروردین 1396

ارائه در سایت: 27 اردیبهشت 1396

کلید واژگان:

هواسوتی

بال مثلثی الماسی

بال مثلثی برش‌خورده

بال مثلثی بریده

رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

چکیده

در این تحقیق، جریان حول بال‌های مثلثی الماسی، برش‌خورده و بریده به طول وتر ریشه‌ی 360 میلی‌متر با زوایای پس‌گرایی به ترتیب، 53° ، $66^\circ/42^\circ$ و 65° با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بررسی شده است. ضرایب آیرودینامیکی بال‌های مثلثی مذکور محاسبه گردیده و با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه شده که تطابق خوبی با نتایج تجربی مشاهده شده است. شرایط مرزی استفاده شده به منظور محاسبات هواسوتی شامل سرعت جریان آزاد 50 متر بر ثانیه، عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر ریشه بال 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.147 در زاویه‌ی حمله‌ی 15° در نظر گرفته شده است. بال‌های مثلثی مورد مطالعه در این تحقیق، از لحاظ آیرودینامیکی بارها مورد مطالعه قرار گرفته اما طبق بررسی‌های انجام شده، بررسی هواسوتی این بال‌ها تاکنون انجام نشده است. از طرف دیگر، بررسی رفتار صوتی این بال‌ها از دیدگاه میزان آلودگی صوتی و همچنین، از منظر قابلیت ردیابی صوتی پرنده‌های دارای این نوع بال‌ها، دارای اهمیت زیادی است. لذا در این تحقیق، نتایج صدای دریافتی از میکروفون‌های 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 است. با توجه به نتایج به‌دست آمده، تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفون قرار گرفته در فاصله 1.835 متری از نوک بال‌های مذکور در بازه‌ی عدد استروهال صفر تا یک به ترتیب بین 22 الی 66، 10 الی 73 و 9 الی 44 دسی‌بل متغیر است که بیانگر رفتار صوتی بهتر بال مثلثی الماسی نسبت به بال‌های مثلثی برش‌خورده و بریده می‌باشد.

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 65° 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.

1- مقدمه

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

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:

ناپایداری عرضی می‌شود [3].

ایتو و همکارانش در سال 2010، بال مثلثی برش‌خورده⁸ را با کمک جریان روغن⁹ و همچنین توزیع فشار روی سطح بالایی بال مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها توزیع فشار روی سطح بالایی بال مثلثی برش‌خورده را توسط جریان روغن در جریان مافوق صوت دارای عدد ماخ جریان آزاد 2.6 بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که در ناحیه جلوی بال، موج شوک¹⁰ ایجاد نمی‌شود. اما همان‌طور 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 حبایی گردابه به وجود می‌آید [4].

بدکاک در سال 2010، بال مثلثی بریده¹¹ $70^\circ/50^\circ$ درجه را با استفاده از رهیافت رنس¹² و مدل آشفتگی کا-امگا با تصحیحی در چرخش، با شبکه‌بندی 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 آشفتگی¹³ دو معادله‌ای برای شبیه‌سازی عددی جریان حول بال‌های مثلثی استفاده کرده‌اند، به این نتیجه رسیده‌اند این مدل‌ها، لزجت گردابی¹⁴ را درون هسته گردابه¹⁵ بیش از مقدار واقعی‌اش به دست می‌آورد. 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 و یلکاکس استاندارد¹⁶ توسط برنزدما¹⁷ برای کاهش لزجت گردابی درون هسته گردابه ارائه شده است. اساس این روش، حذف عبارت تولید انرژی جنبشی آشفتگی k می‌باشد [5].

در بال مثلثی برش‌خورده در زوایای حمله بالا، پسای نوک بال¹⁸ ایجاد نمی‌شود. دلیل این امر، هندسه خاص این نوع از بال مثلثی می‌باشد. مارساندراو و همکارانش در سال 2010، بال مثلثی برش‌خورده با لبه حمله تیز و زاویه پسگرایی 53.4 درجه را با استفاده از رهیافت ایمپرس¹⁹ در محدوده عدد ماخ 0.4 تا 1.12 و زاویه حمله 0 تا 5.04 درجه در نرم‌افزار فلوئنت مورد بررسی قرار دادند. تعداد نقاط مورد استفاده در شبکه‌بندی این بال برابر با 1.2 میلیون و از نوع $C-H$ می‌باشد. برای حالتی که زاویه حمله 4.24 درجه و عدد ماخ برابر با 0.901 است، در میدان جریان جدایش و شوک ایجاد می‌شود که سبب کاهش فشار و چگالی در نزدیکی لبه حمله از ریشه تا نوک بال می‌شود. از دیگر نتایج به دست آمده از تحقیق آن‌ها این است که گردابه‌های لبه حمله بال از زاویه حمله 3 درجه به بعد آشکار می‌شود [6].

پویت و همکارش در سال 2014، بال مثلثی از نوع الماسی²⁰ با زاویه پسگرایی 53 درجه را روی وسیله پرنده بدون سرنشین جنگی²¹ به نام ساکن²² مورد بررسی قرار دادند. از نرم‌افزار فلوئنت در جریان تراکم‌پذیر

اساسی مختلف می‌باشد. اولین پدیده، صدای ضربه‌ای است که با حرکت صفحه به وجود می‌آید. جابه‌جایی جسم در درون سیال و بارگذاری‌های آیرودینامیکی ناپایدار 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 با شدت بیشتری به انرژی صوتی تبدیل می‌شود (برای مثال در نزدیکی لبه‌ی فرار بال‌های مثلثی) [1].

هوانگ در سال 2004، اندازه‌گیری فشار سطح و نیروی برای متناظر در بالی مثلثی با نسبت منطری² 2 و زاویه پسگرایی 63.4 درجه را در زوایای حمله 4 تا 48 درجه به دست آورد. از داده‌های توزیع فشار، ضریب 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 کوکاک در سال 2009، بال مثلثی بریده با زوایای پسگرایی $76^\circ/40^\circ$ درجه را با روش آشکارسازی جریان روغن در رژیم جریان مادون صوت در زوایای حمله 5، 10 و 15 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 فلوئنت مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که دو جفت گردابه در لبه حمله تشکیل می‌شود که یکی از گردابه‌ها روی سطح لبه حمله داخلی و دیگری روی سطح لبه حمله خارجی می‌باشد. جریان روی بال مثلثی مرکب² و بریده دارای پیچیدگی خاصی می‌باشد، به این دلیل که دو دسته گردابه روی این نوع بال‌ها یکی روی بال اصلی و دیگری روی بال کوچک (زگه) تشکیل می‌شود. لذا نشان دادن تعامل این دو گردابه کار مشکلی است. در تحقیق انجام گرفته توسط کوکاک و همکارانش، سعی شده که تأثیرات زاویه پسگرایی بال داخلی و همچنین نسبت پسگرایی بال داخلی و خارجی روی ضریب غلتشی³ بررسی شود، به این ترتیب که سه مدل مختلف از این نوع بال که همگی دارای مساحت یکسان 0.147 مترمربع و ضخامت 8 میلی‌متر بودند با زوایای پسگرایی متفاوت در تونل باد مادون صوت در سرعت جریان آزاد 30 متر بر ثانیه و عدد رینولدز بر پایه وتر آیرودینامیکی میانگین از 0.52 الی 0.85 میلیون را در نظر گرفتند. محل انفجار گردابه‌ها روی سطح بال، تحت تأثیر تعامل گردابه‌ها می‌باشد. بال مذکور را در زاویه حمله 20 درجه نیز بررسی کردند. در بررسی مذکور، سرعت جریان آزاد را 30 متر بر ثانیه و عدد رینولدز بر پایه وتر آیرودینامیکی میانگین را 0.92 میلیون در نظر گرفتند [3]. آن‌ها نشان دادند که در زوایای پسگرایی⁴ 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 داخلی⁵، گردابه رگه⁶ 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 Brandsma

¹⁸ Apex Drag

¹⁹ Implicit Reynolds-Averaged Navier-Stokes (IMPRANS)

²⁰ Diamond Delta Wing

²¹ Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV)

²² Saccon

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].

تویودا و همکارانش در سال 2015، بال مثلثی بریده را در تونل باد به منظور آشکارسازی رابطه‌ی بین فلپ‌های^{۱۹} داخل لبه‌ی حمله و چگونگی تشکیل گردابه‌ها در ناحیه‌ی بیرونی بال، مورد بررسی قرار داد. ضمناً، نیروهای آیرودینامیکی و آشکارسازی جریان را روی سطح بالایی بال به‌دست آوردند. الگوهای جریان بیانگر این مطلب است که تغییرات غیرخطی به‌دلیل جدایش جریان روی قسمت بیرونی گردابه‌ی داخلی^{۲۰} و قسمت بیرونی مکان تلفیق گردابه‌های داخلی و خارجی می‌باشد [10].

مورو و دولان در سال 2015، صدای ناشی از لبه‌ی فرار گرد شده بالواره^{۲۱} محدودی که از کناره‌ها به دیوار متصل شده است را به‌طور تجربی مورد آزمایش قرار دادند. نسبت منطری بالواره مورد آزمایش را از یک تا 3 در محدوده عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر 7.9×10^5 الی 1.6×10^5 و زاویه حمله صفر تا 6 درجه تغییر دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که در این محدوده عدد رینولدز، بالواره مذکور صدای پهن‌بند همراه با تعدادی صدای ریتمیک به صورت گسسته در زوایای حمله غیرصفر تولید می‌کند. داده‌های مربوط به طیف صدا، مربوط به جریان گردابی سب‌بعدی در نزدیکی نوک بالواره^{۲۲} را به‌منظور بررسی سهم این دو قسمت از بالواره در تولید صدا به‌دست آوردند. تولید صدای ریتمیک، به‌دلیل 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-آزاد^{۲۳} منتقل شود. علاوه براین، با کاهش نسبت منطری بالواره، تولید صدای ریتمیک در عدد رینولدز پایین‌تر و زاویه حمله بالاتر اتفاق می‌افتد [11].

تاکنون صدای ناشی از لبه‌ی فرار ایرفویل‌های متفاوت توسط محققان بسیاری مورد بررسی قرار گرفته است. اما صدای تولید شده توسط بال وسیله‌های 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 هوا-صوتی بال‌های مثلثی مختلف با یکدیگر تاکنون انجام نشده است. این در حالی است که بررسی رفتار صوتی این بال‌ها از دیدگاه میزان آلودگی صوتی در نزدیکی فرودگاه‌ها و همچنین، از منظر قابلیت ردیابی صوتی پرنده‌های دارای این نوع بال‌ها، دارای اهمیت زیادی است. لذا در این تحقیق، ابتدا فیزیک جریان حول بال‌های مثلثی برش‌خورده، بریده و الماسی با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی شده و سپس، با در نظر گرفتن میکروفن‌هایی در پشت لبه‌ی فرار بال‌های مذکور، میزان چگالی طیف قدرت صدا و تراز فشار صدا^{۲۴} با استفاده از نظریه‌ی کرل و الگوی ویلیام-هاوکیگز^{۲۵} مورد مطالعه قرار گرفته است. تمامی شبیه‌سازی‌ها توسط بسته نرم‌افزاری فلوئنت نسخه 15 انجام شده است.

2- معادلات حاکم

به‌منظور شبیه‌سازی جریان از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و مدل زیر شبکه‌ای اسماغورینسکی استفاده شده است. ضمناً برای محاسبه‌ی میدان صوتی جریان، معادله‌ی فوکس ویلیام و هاوکیگز^{۲۶} به‌کار گرفته شده است.

سب‌بعدی پایا و ناپایا و رهیافت رنس استفاده کردند و به‌طور تجربی نیز در تونل باد مادون‌صوت دی.ان.دبلیو-ان.دبلیو-بی^۱، مدل بال مذکور را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها سرعت جریان آزاد در این تونل باد مدار بسته که دارای مقطع آزمون اتمسفریک 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 فلوئنت از روابط گوس-گرین^۲ و مدل‌های آشفتگی اسپالارت آلماراس ادوارد^۳، ویلکاکس-کا-امگا تی.ان.تی^۴ و ویلکاکس-کا-امگا ال.ای.ای^۵ استفاده کردند و محدوده y^+ را از 1.9 الی 6 و شبکه‌بندی حل را بی‌سازمان از نوع شش وجهی^۶ و منشوری^۷ در نظر گرفتند. شبکه‌بندی مذکور، نتایج خیلی خوبی در کنار دیواره‌ها و درون لایه برشی لزج از خود نشان داد. آن‌ها اعلام کردند که گردابه‌های روی سطح بال در زاویه حمله 15 درجه تولید می‌شود. آن‌ها نتایج خیلی خوبی با استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس ادوارد به‌دست آوردند، در حالی که نتایج خوبی از مدل آشفتگی کا-امگا در زاویه حمله 17 درجه به‌دست نیاوردند [7].

محمدی و رمضانی‌زاده در سال 2015، اثر شعاع لبه حمله بر رفتار هواصوتی جریان حول بال مثلثی^۸ با زاویه پسگرایی 50 درجه با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ^۹، نظریه کرل^{۱۰} و مدل ویلیام-هاوکیگز^{۱۱} مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که در زوایای حمله 20 و 25 درجه، نمودار $C_L - \alpha$ نشان می‌دهد که C_L با افزایش عدد رینولدز، اندکی کاهش دارد. آن‌ها تاکید نمودند که در بال با لبه حمله تیز، برای^{۱۲} ناشی از گردابه‌ها سبب ایجاد C_L بزرگ می‌شود که با گرد کردن لبه حمله به سبب مکش^{۱۳}، روندی کاهشی در برای گردابه به‌وجود می‌آید. نسبت C_D به C_L برای بال با لبه‌ی حمله تیز و گرد، به ترتیب در زاویه حمله 6 و 10 درجه بیشترین مقدار را دارند. میزان چگالی طیف قدرت^{۱۴} صوت در اعداد استروهال^{۱۵} صفر تا 0.5، بین 10 تا 130 دسی‌بل متغیر می‌باشد. سطح فشار صوت^{۱۶} در بازه اعداد استروهال از صفر تا 2، روندی نزولی به‌صورت لگاریتمی از 50 تا صفر دسی‌بل را طی می‌کند. ضمناً، مقدار دامنه موج صوتی^{۱۷} گرفته شده توسط میکروفن‌ها، بین 7 تا 38 دسی‌بل می‌باشد [8].

هیترل در سال 2015، آیرودینامیک بال مثلثی هواپیمای جنگنده‌ی خاصی که از نوع بال مثلثی بریده می‌باشد را با شبیه‌سازی معادلات ناویر-استوکس به‌منظور کاوش ساختارهای گردابه‌ی پیچیده میدان جریان در زوایای حمله‌ی بالا قبل و بعد از وقوع پدیده‌ی تفکیک و انفجار گردابه‌ها مورد بررسی قرار داد. توزیع فشار به‌دست آمده توسط اندازه‌گیری‌های انجام شده توسط وی در شبیه‌سازی پرواز آزاد با نتایج موجود عددی حاصل از مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس^{۱۸} و مدل آشفتگی کا-امگا مطابقت خوبی داشت. علاوه بر این، پیچیدگی گردابه‌های تولید شده در رژیم‌های جریان مادون‌صوت و گذر صوتی در زمان تفکیک گردابه‌ها را بررسی کرد که برای این هدف،

¹ DNW-NWB

² Gauss-Green Formulas

³ Spalart-Allmaras 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 Strouhal (St)

¹⁶ Acoustic Pressure

¹⁷ Sound Amplitude (SA)

¹⁸ Spallart Allmaras

¹⁹ Flap

²⁰ Inner Vortex

²¹ Airfoil

²² Airfoil Tip

²³ Free-End

²⁴ Sound Pressure Level (SPL)

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 به‌دست می‌آید:

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

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

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

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

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

در رابطه‌ی فوق، $\bar{u}_i \bar{u}_j$ و $\bar{u}_i \bar{u}_j$ بیانگر متوسط زمانی مؤلفه‌های سرعت می‌باشد τ_{ij} تانسور تنش زیرشبکه‌ای است که باید با استفاده از پارامترهای حل‌شدنی، مدل‌سازی شود. اولین مدلی که در این زمینه ارائه شده، مدل اسمگورینسکی 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 حل‌نشده $\bar{\delta}_{ij}^s$ مربوط می‌سازد [13,12]. در این مدل، لزجت گردابه‌ای به شکل زیر تعریف می‌شود:

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

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

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

که در آن α ثابت کولموگروف می‌باشد. از آنجایی که شبکه‌ی عددی در نزدیکی دیوار صلب متراکم شده است، پهنای شبکه در جهت‌های مختلف متفاوت است. بنابراین، باید از مقداری میانگین که در جهت‌های مختلف به‌دست می‌آید، استفاده شود. در مورد شبکه‌هایی که دارای غیرایزوتروپی متوسط هستند، این میانگین متناسب با متوسط هندسی پهنای شبکه در جهت‌های مختلف است. اگر پهنای فیلتر را برابر با اندازه شبکه در نظر بگیریم، 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 منطری حدود 20 قابل استفاده می‌باشد [12]. ضمناً

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

از آنجا که نوسانات آشفته‌ی مقیاس‌های زیرشبکه‌ای در نزدیکی دیواره به سمت صفر میل می‌کند، لذا لزجت گردابه‌ای ν_t نیز باید به سمت صفر میل نماید. 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 هاوکنیگر [14] استفاده شده است. با توجه به بسط لوکارد²، روابط صوتی مذکور به صورت زیر نوشته می‌شود:

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

که در آن ω فرکانس زاویه‌ای، $f=0$ سطح FWH و $H(f)$ تابع هویساید³ می‌باشد که برای $f > 0$ ، $H(f) = 1$ و برای $f < 0$ ، $H(f) = 0$ می‌باشد. ضمناً،

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

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

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

که در آن جمله‌های $\hat{P}$ ، $\hat{Q}$ ، $\hat{F}_i$ و $\hat{T}_{ij}$ به ترتیب بیانگر دوقطبی، تک قطبی، فشار صوتی دامنه‌ی فرکانس و چهارقطبی می‌باشد. ضمناً، u_i نشان‌دهنده‌ی بردار سرعت سیال، p فشار، ρ_x چگالی جریان آزاد، $\hat{p}$ فشار صوتی، δ_{ij} دلتای کرونیکر و τ_{ij} تانسور تنش لزج می‌باشد. اگر سرعت جریان متوسطی در جهت مختصات x در نظر گرفته شود، تابع سه‌بعدی گرین برای سرعت جریان متوسط در جهت مختصات x به‌صورت 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 به‌صورت $\vec{x} = (x_1, x_2, x_3)^t$ ، $M \equiv U_1/C_\infty$ محل قرارگیری بیننده و $\vec{y} = (y_1, y_2, y_3)^t$ مکان منبع می‌باشد [15].

3-2- 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 هواسوتی جریان در فواصل دور از پشت بال‌های مثلثی و همچنین تاکید بر درستی شرط مرزی انتخاب شده در مرز خروجی، دامنه حل به‌صورت 20 برابر وتر ریشه‌ی بال در پشت الگو و 10 برابر وتر در جلو و بُعد سوم در نظر گرفته شده است که در "شکل‌های 1، 2 و 3" به ترتیب برای بال‌های مثلثی برش‌خورده، بریده و الماسی نشان داده شده است.

"شکل 1" بال مثلثی برش‌خورده 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 به‌صورت آرپ برش خورده است.

² Lockard³ Heaviside Function¹ Lilly

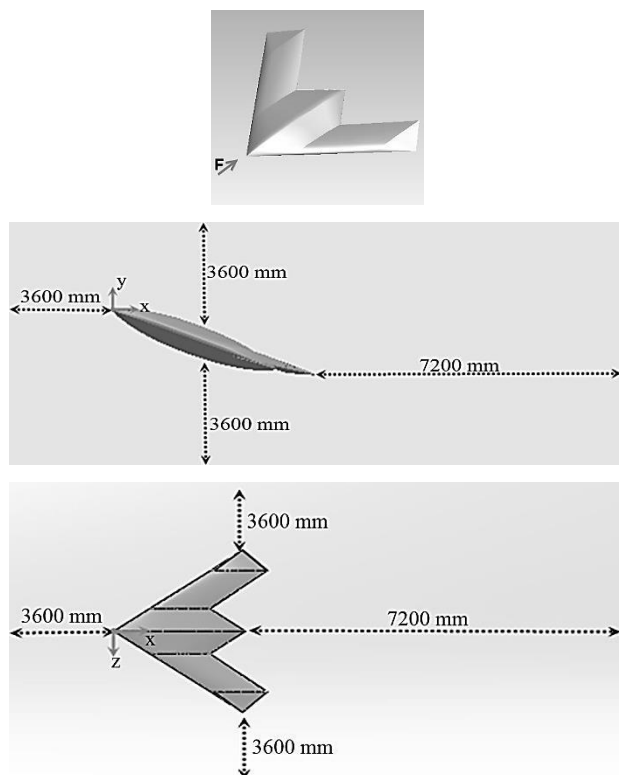


Fig. 3 The Computational Domain of Diamond Delta Wing

شکل 3 مشخصات و دامنه‌ی محاسباتی بال مثلثی الماسی

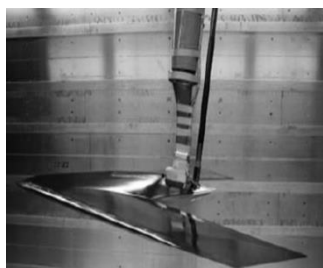


Fig. 4 Setup of Diamond Delta Wing in Wind Tunnel [7]

شکل 4 نحوه قرارگیری بال مثلثی الماسی در تونل باد [7]

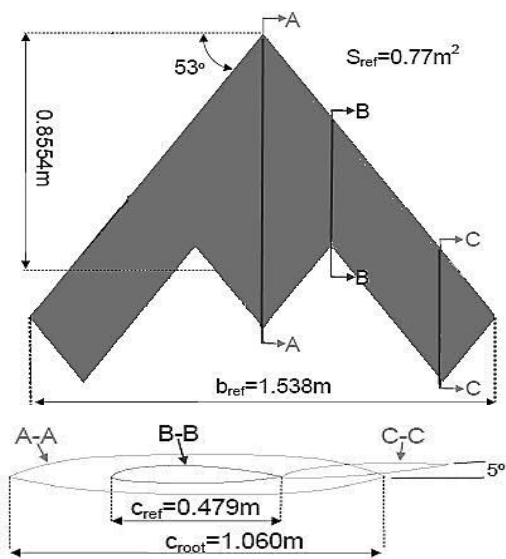


Fig. 5 Geometric parameters of Diamond Delta Wing [7]

شکل 5 ابعاد هندسی بال مثلثی الماسی [7]

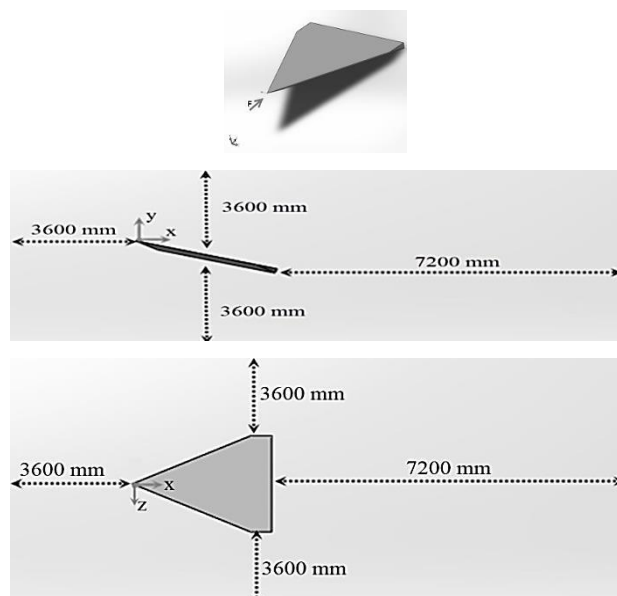


Fig. 1 The Computational Domain of Cropped Delta Wing

شکل 1 مشخصات و دامنه‌ی محاسباتی بال مثلثی برش‌خورده

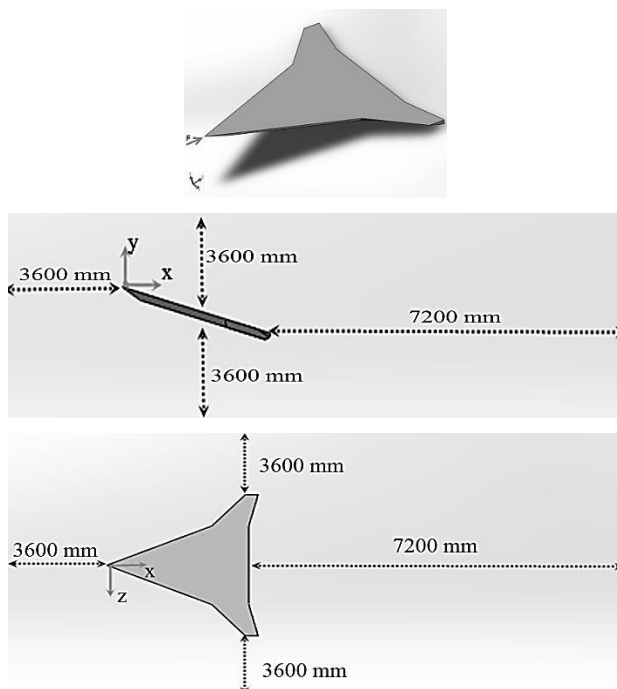


Fig. 2 The Computational Domain of Cranked Delta Wing

شکل 2 مشخصات و دامنه‌ی محاسباتی بال مثلثی بریده

با توجه به "شکل 3"، 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 4" نشان داده شده است، بال الماسی موردنظر در تونل باد مادون‌صوت دی.ان.دبلیو.ان.دبلیو.بی [7] مورد مطالعه قرار گرفته است. با توجه به "شکل 5"، 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.

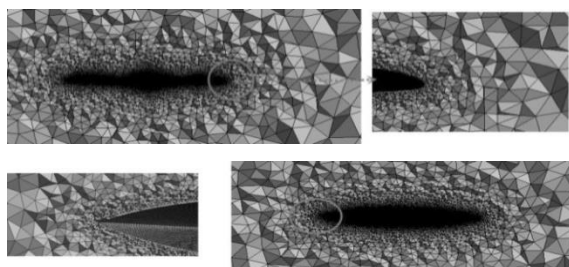


Fig. 6 ICEM Diamond Delta Wing Tetra Mesh

شکل 6 شبکه‌ی محاسباتی در نزدیکی بال مثلثی الماسی

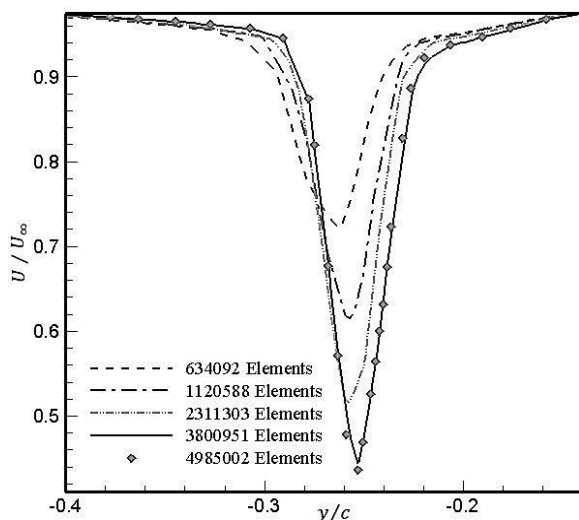
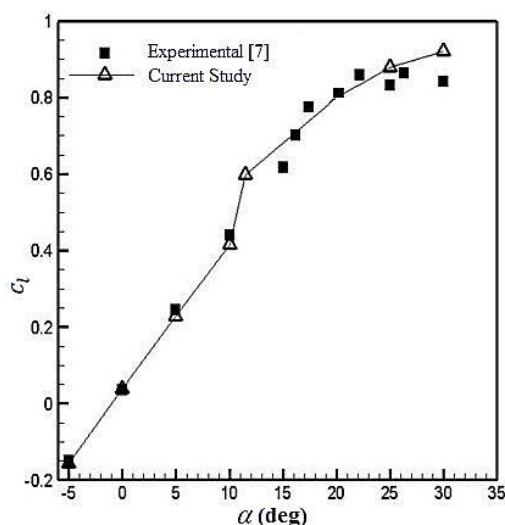


Fig. 7 Diamond Delta Wing Grid Resolution Study

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 خیلی 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 الماسی با لبه‌های حمله‌ی تیز برای بال‌های مثلثی برش خورده و بریده و لبه حمله متوسط گردشده برای بال مثلثی الماسی در نظر گرفته شده است. طول وتر ریشه‌ی بال‌ها 360 میلی‌متر، ضخامت 15 میلی‌متر و زوایای پسگرایی آن‌ها به ترتیب 65° ، $66^\circ/42'$ 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 اسمالگورینسکی-لیلی با ضریب اسمالگورینسکی 0.17 [8]، گسسته‌سازی مکانی مرتبه 2 و گسسته‌سازی زمانی مرتبه 4 رونج-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. حداکثر و حداقل ابعاد شبکه برابر با 1.2 و 0.0035 (بی‌بعد شده براساس وتر ریشه بال) می‌باشد و تعداد تکرار 20 مرتبه در هر گام زمانی برای انجام شبیه‌سازی‌های عددی در این تحقیق 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 آشفته‌گی 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 3020168، 3192773 و 3800951 المان⁶ به ترتیب برای بال‌های مثلثی برش خورده، بریده و الماسی به صورت تتراهدرون⁷ 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 دارای 380051 المان، 682103 گره و عدد اسکینوس⁸ 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-Kutta

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

³ Velocity Inlet

⁴ Pressure Outlet

⁵ Node

⁶ Element

⁷ Tetrahedron

⁸ Skewness

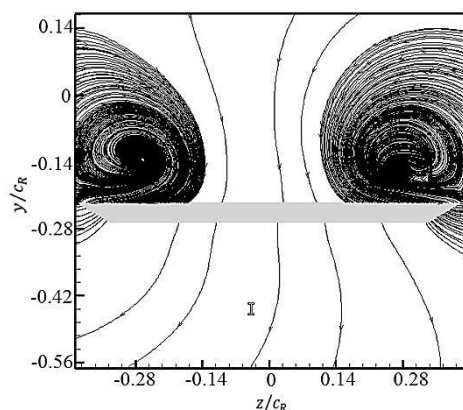


Fig. 11 Streamlines over Cropped Delta Wing at $x/c_R = 0.83$

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

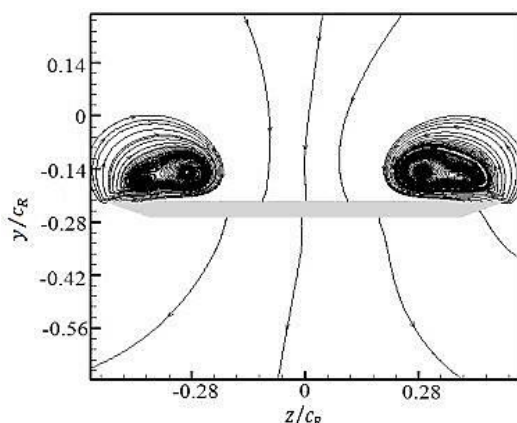


Fig. 12 Streamlines over Cranked Delta Wing at $x/c_R = 0.83$

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

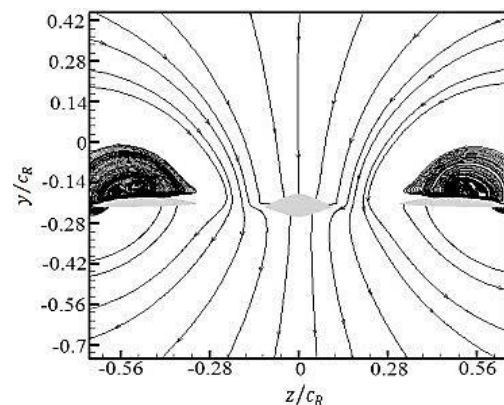


Fig. 13 Streamlines over Diamond Delta Wing at $x/c_R = 0.83$

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 میکروفن‌های A، B و C به‌صورت چگالی طیف قدرت، دامنه‌ی صدا، فشار صوتی و تراز فشار صدا مورد بررسی قرار گرفته است. در جدول 1 و "شکل 14" موقعیت قرارگیری میکروفن‌ها با توجه به

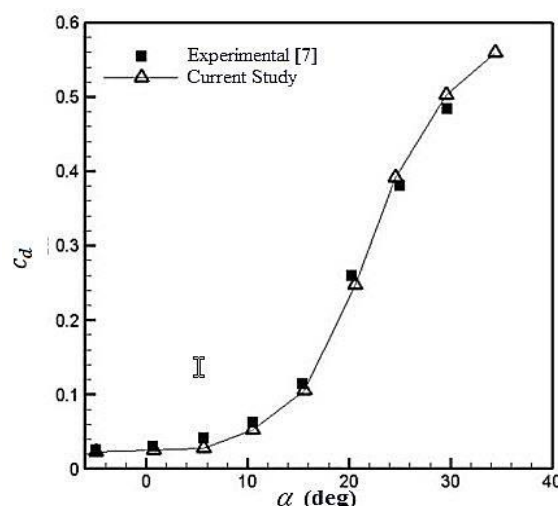


Fig. 9 Drag Coefficient of Diamond Wing at $Re=1.57 \times 10^6$ and $M=0.146$

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 برش‌خورده، بریده 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 گردابه اولیه را در زاویه حمله مذکور نشان می‌دهد. از این‌رو شکل هسته گردابه‌های تشکیل شده در این مقاطع، از حالت دایروی (حضور فقط گردابه اولیه) به حالت بیضوی (حضور گردابه 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 انفجار هسته‌ی 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 پایین‌دست جریان رخ می‌دهد. ضمناً، توزیع محوری جریان در نوک بال دارای ثبات بیشتری نسبت به انتهای بال می‌باشد. با توجه به اطلاعات به‌دست 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

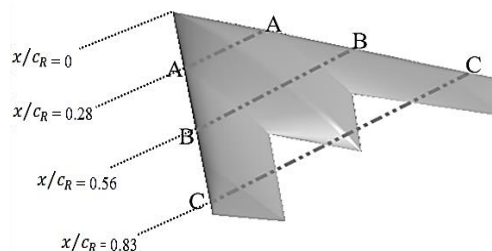


Fig. 10 Three Section Cut on The Delta Wing

شکل 10 نحوه برش مقطع بال در 3 مرحله

جدول 1 محل قرارگیری میکروفن‌ها

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



Fig. 14 Microphones Array at The Wake of The Delta Wing

شکل 14 محل قرارگیری میکروفن‌ها برای بال‌های مثلثی

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

جهت مطالعه‌ی رفتار هواسوتی جریان، پارامترهای مختلفی از جمله طیف‌های مختلف چگالی قدرت صدا، فشار صدا و تراز فشار صدا در میکروفن B در بال‌های مثلثی برش‌خورده، بریده و الماسی در زاویه حمله 15 درجه مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به "شکل 15"، تراز فشار صدای دریافتی توسط میکروفن 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 به‌طور تقریبی به ترتیب بین 22 الی 66، 10 الی 73 و 9 الی 44 دسی‌بل متغیر می‌باشد که از لحاظ مخفی‌کاری صوتی، بیان‌گر 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 بسامد 32.768 کیلوهرتز تنظیم شده‌اند. در تحلیل طیفی داده‌ها از تابع همینگ و پنجره‌ی کاهش مقادیر متوسط، به منظور دسته بندی داده‌های پردازش شده استفاده

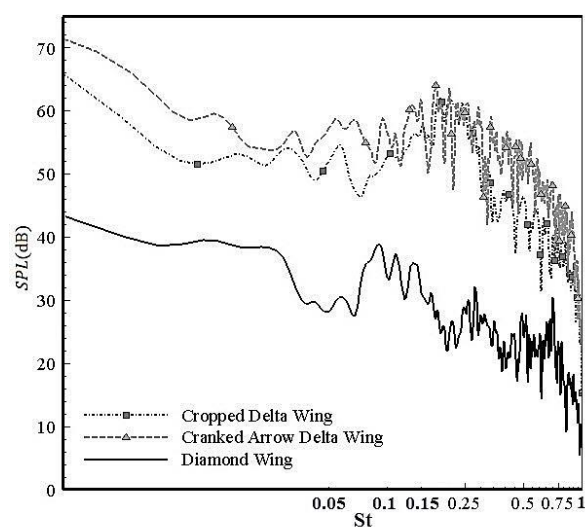


Fig. 15 Sound Pressure Level of The Delta Wings at $AoA = 15$, $Re=1.2 \times 10^6$ and $M=0.147$ From Microphone B

شکل 15 تراز فشار صدای بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفن B در زاویه حمله 15 درجه، عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر ریشه برابر با 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.146.

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 تسانگ، 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 بال مثلثی الماسی کمتر از دو بال دیگر می‌باشد.

فشار صوتی میدان جریان در حوزه‌ی 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 $0 \leq t \leq 1$ استفاده شده است. ضمناً، برای شبیه‌سازی اثرات توزیع فاز مکانی، هر کدام از صفحه‌های تخت به 100 برش در محدوده‌ی $0 \leq \eta \leq 1$ 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 میکروفن‌های مذکور در جریان حول بال مثلثی الماسی می‌باشد که محدوده‌ی آن برای میکروفن‌های 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 میکروفن در پشت بال، به ازای هر دو برابر شدن فاصله، 6 دسی‌بل از تراز فشار صدا کاسته می‌شود. از این‌رو صدای گرفته شده توسط میکروفن 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

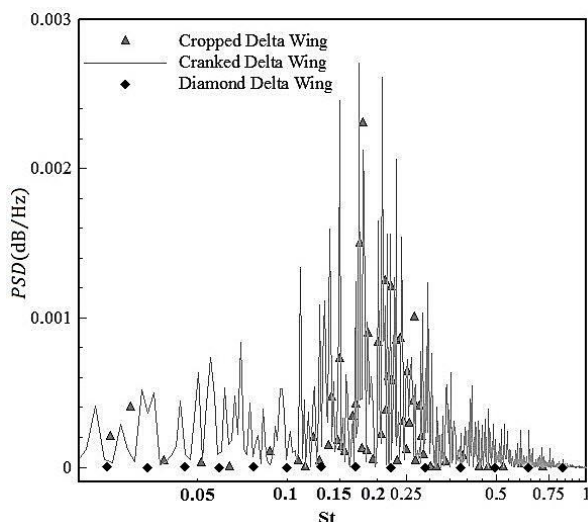


Fig. 16 Power Spectral Density of The Delta Wings at $AoA=15$, $Re=1.2 \times 10^6$ and $M=0.147$ From Microphone B

شکل 16 چگالی طیف قدرت بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفن 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 مخفی‌کاری صوتی و همچنین کاهش آلودگی صوتی، بیان‌گر ارجحیت بال الماسی نسبت به دو بال دیگر است. ضمناً، تغییرات طیف قدرت در محدوده عدد استروهاال 0.1 الی تقریباً 0.25 دارای قله‌های بلندتر نسبت به دیگر محدوده‌های عدد استروهاال می‌باشد که نشان‌دهنده تشکیل گردابه‌های اولیه و ثانویه در این محدوده از عدد استروهاال 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 به‌صورت یک خط مستقیم نشان داده شده است.

9- مراجع

- [1] C. Wagner, T. Huttli, 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. Marthandao, 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. Rinoie, 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: 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.

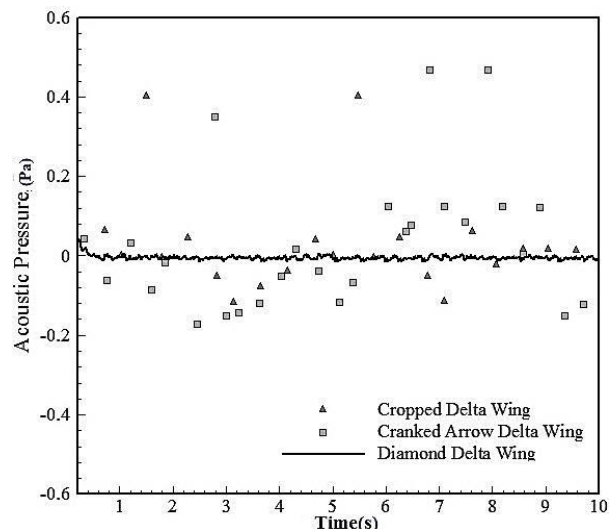


Fig. 17 Acoustic Pressure of The Delta Wings at $AoA=15^\circ$, $Re=1.2 \times 10^6$ and $M=0.147$ From Microphone B

شکل 17 فشار صوتی بال‌های مثلثی مورد مطالعه در میکروفن B در زاویه حمله 15 درجه، عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر ریشه برابر با 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.146

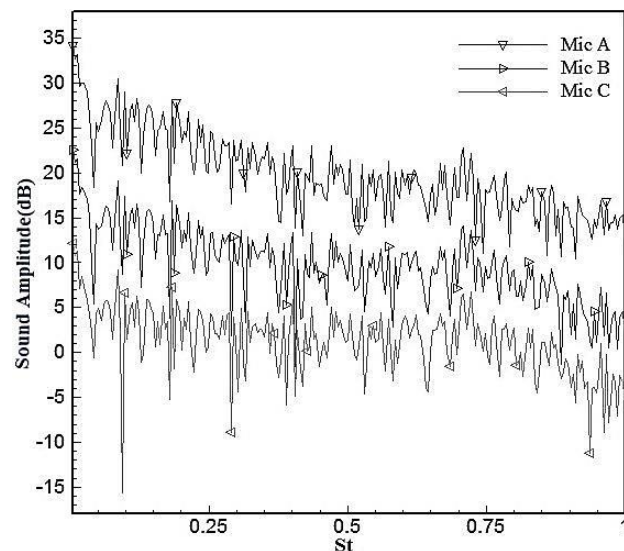


Fig. 18 Sound Amplitude of Diamond Delta Wing at $Re=1.2 \times 10^6$ and $M=0.147$ From Microphones A, B and C

شکل 18 دامنه صدا در بال مثلثی الماسی در میکروفن‌های A، B و C در عدد رینولدز بر پایه‌ی وتر ریشه با 1.2×10^6 و عدد ماخ 0.146

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