

((یادداشت مهندسی))

تحلیل عددی موشک دارای بالک‌های مشبک و بررسی تأثیر نوع

هندسه بالک بر روی ضرایب آیرودینامیکی

عباس طربی^۳حمید پرهیزگار^۲بهنام آرزومند^۱

مجتمع دانشگاهی هوافضا،

دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۵/۱۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۲/۱۵)

چکیده

در تحقیق حاضر، با استفاده از روش عددی، تأثیر نوع هندسه بالک مشبک بر روی ضرایب آیرودینامیکی موشک در رژیم جریان مافوق صوت در حالت پایا بررسی شده است. بالک مشبک در واقع یک نوع سطح کنترلی آیرودینامیکی بوده که با ساختاری شبکه‌ای (مربعی یا لوزی شکل) از تیغه‌های نازک متقاطع، دارای مزایای بسیاری می‌باشد. این بالک‌ها سطح پایدارساز یا سطح کنترلی بالایی برای موشک تأمین می‌کند. بالک‌های مشبک شبیه‌سازی شده در مقاله حاضر، دارای شبکه‌های لوزی بوده و تغییر ضرایب آیرودینامیکی موشک با افزایش ۲۵ و ۵۰ درصدی دهانه، افزایش ۵۰ و ۱۰۰ درصدی وتر و افزایش ۱/۵ برابری پهنا با فرض ثابت بودن ضخامت بالک (بدون تغییر در ابعاد کلی قاب بالک) بررسی شده است. در ابتدا ضرایب نیروی محوری و عمودی همچنین گشتاور پیچشی و مرکز فشار موشک با بالک مشبک اصلی در زوایای حمله مختلف در ماک پروازی ۳ محاسبه شده و با نتایج عددی و تجربی موجود در مقالات مقایسه شده است. نتایج مقایسه، نشان از دقت حل عددی در محاسبه پیچیدگی‌های جریان در موشک دارای بالک‌های مشبک با نتایج تجربی تونل باد را دارد. در ادامه با افزایش دهانه، وتر و پهناي بالک مشبک، تغییرات ضرایب آیرودینامیکی موشک نسبت به موشک مرجع بررسی شده است. محاسبات نشان می‌دهد که با افزایش دهانه و وتر، تمامی ضرایب آیرودینامیکی افزایش یافته و با افزایش پهنا با ثابت بودن ضخامت، میزان پسا تا حدودی کاهش و بقیه ضرایب آیرودینامیکی افزایش خواهند یافت.

واژه‌های کلیدی: بالک مشبک، حل عددی، ضرایب آیرودینامیکی موشک، تغییر هندسه بالک مشبک، افزایش دهانه، وتر و پهنا.

Numerical Analysis of Missile With Grid Fins and Investigating the Fin Type Geometry Effects On Aerodynamics Coefficients

B. Arezoomand

H. Parhizgar

A. Tarabi

Aerospace Engineering Department,
Malek-e Ashtar University, Tehran

(Received: 29/July/2019 ; Accepted: 04/May/2020)

Abstract

In this article, investigating fin type geometry effects with numerical analysis on aerodynamics coefficients in steady state and supersonic flow. In fact the Grid Fin is an aerodynamic control surface with a grid structure (square or rhomboid) of thin septum that has many advantages and provide high levels of stabilizer or control surface for the missile. The simulated lattice fins in this paper have rhomboid partitions and investigating the variance of aerodynamic coefficients of the missile with an increase of 25% & 50% in the span, an increase of 50% & 100% in chords and an increase of 1.5 times the width with the constant fin thickness assumption (no change in general dimensions of the fin frame). Initially, the axial and vertical force coefficients as well as the pitch moment and center of pressure on missile were calculated at various angles of flight on Mach 3 in main grid fin and compared with numerical and experimental results in reference articles. The results of the comparison show the numerical resolution accuracy on calculating the flow complexities in the missile latticework with the experimental results of the wind tunnel. Further, by increasing the span, chord and lattice width, the aerodynamic coefficients variant of the missile were compared to the reference missile. Calculations show that by increasing the span and chord, all the aerodynamic coefficients will increase to the extent that they will be mentioned, and with increasing width with constant fin thickness, Drag coefficient will be reduced to a small extent and the remaining aerodynamic coefficients will increase.

Keywords: Grid Fin, Lattice Fin, Numerical (CFD) analysis, Aerodynamics Coefficient of Missile, Change the lattice fin geometry, Increase span, chord and width

۱- دانشجویی کارشناسی ارشد: behnammaxwell@gmail.com

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): hparhiz@mut.ac.ir

۳- استادیار: abbastarabi@mut.ac.ir

۱- مقدمه

در نواحی گذر صوت و در نواحی پایین مافوق صوت، کاهش در نیروی عمودی وجود دارد. میلر و واشنگتن [۳] مدل‌های مختلف از بالک مشبک را در تونل باد و سه آزمایش پرواز بررسی کردند و به نتایجی از قبیل عملکرد بهتر بالک مشبک در ماخ‌ها و زوایای حمله بالاتر و کاهش ۲۵ درصدی میزان پسا در بالک مشبک دست یافتند. از دیگر یافته‌های آنها تأثیر تغییرات میزان دهانه^۶ و تراکم شبکه‌ها بود که با بیش‌تر شدن آنها میزان نیروی عمودی افزایش می‌یافت و با شکل‌دهی سادس مقطع بیرونی و کاهش ضخامت قاب یا ترکیب وابسته آن می‌توانست پسای سطوح و دیگر ویژگی‌های آیرودینامیک را به‌طور قابل توجهی تغییر دهد.

دسپیریتو و همکارانش محاسبات عددی لزج بر روی بالک‌های شبکه‌ای را انجام دادند و در حل عددی‌شان به این نتیجه رسیدند که نیروی عمودی در حدود ۱۱ درصد و نیروی محوری تنها ۶/۵ درصد با داده‌های تجربی اختلاف دارد. این در حالی بود که در حل غیرلزج، نیروی محوری حاصل از حل عددی آن‌ها حدود ۱۸ درصد با داده‌های تجربی اختلاف داشت [۴].

برنر [۵] نیز ضرایب آیرودینامیکی موشکی با نوعی بالک مشبک که شبکه‌های آن مربعی بود و ۴ بالک بر روی موشک با آرایش به‌علاوه‌ای شکل^۷ قرار گرفته بود را مورد مطالعه و بررسی قرار داد. او آزمایش‌های خود را در اعداد ماخ بین ۰/۶ تا ۳ و در زوایای حمله ۱۵- تا ۱۵+ با چرخش غلت صفر تا ۴۵ درجه انجام داد و به این نتیجه رسید که ضرایب آیرودینامیکی $CM\alpha$ و $CN\alpha$ در این حالت، مخالف حالت استاندارد می‌باشد.

شولین [۶] نیز مزایا و معایب بالک‌های مشبک و بالک‌های تخت را در انواع رژیم‌های صوتی مورد مطالعه قرار داده و اثرات انواع مختلف برش‌ها بر روی بالک شبکه‌ای را بررسی کرده است.

کلس و افتامیس [۷] مطالعاتی را بر روی بالک مشبک با استفاده از حل‌کننده اویلر انجام دادند. آنها شبیه‌سازی خود را بر روی ۱۲ عدد ماخ مختلف در زوایای حمله ۰/۵، ۲/۵ و ۱۵ درجه و در ۶ هندسه مختلف اجرا کردند. شبکه‌بندی نهایی آنها بین ۷ تا ۸ میلیون سلول را شامل

بالک مشبک، یک سطح آیرودینامیکی است که شامل قاب بیرونی با شبکه‌ای از تیغه‌های باریک متقاطع^۱ می‌باشد. بر خلاف بالک‌های معمولی که به‌صورت موازی با جهت جریان قرار داده می‌شوند، بالک‌های مشبک به‌صورت عمود بر جریان نصب می‌گردند. در اصل وظیفه پایدارسازی موشک یا تولید نیروی کنترلی توسط همین تیغه‌های داخلی به انجام می‌رسد. استفاده از بالک مشبک می‌تواند گشتاور لول^۲ در کنترل را به‌طور قابل توجهی کاهش دهد که یک مشکل بسیار معمول در موشک‌های بزرگی است که کنترل آنها به‌وسیله دم انجام می‌شود. مزیت اصلی بالک مشبک این است که نسبت به بالک‌های معمولی دارای وتر^۳ کوچک‌تری هستند؛ بنابراین گشتاور لولای کوچک‌تری را تولید می‌کنند و این یعنی به عملگرهای^۴ کوچک‌تری برای چرخش آنها در جریان‌هایی با سرعت بالا نیاز است.

یکی از خصوصیات مهم آیرودینامیکی بالک مشبک، مربوط به پسا است که می‌تواند بسته به سرعت جریان هوا، مزیت یا عیب محسوب گردد. در سرعت‌های زیرصوتی پایین، بازده پسا و کنترل یک بالک مشبک همانند یک بالک معمولی است، زیرا شکل نازک جداره‌های شبکه‌ای، تلاطم بسیار کمی در جریان هوای عبوری ایجاد می‌کند. ولی رفتار بالک مشبک در عددهای ماخ نزدیک به ۱ بسیار متفاوت می‌شود. در رژیم گذر صوتی، جریان داخل شبکه‌های بالک اصطلاحاً خفه^۵ شده و به این ترتیب نسبت جریان عبوری از شبکه‌ها محدود می‌شود و رفتار بالک مشبک در این حالت شبیه رفتار صفحه تختی است که عمود بر جریان قرار گرفته باشد و نیروی پسا در این حالت بسیار بالا می‌رود [۱].

از تحقیقات انجام‌شده در این زمینه می‌توان به بررسی‌های ویلیام واشنگتن و مارکز میلر [۲] که بر روی دو نمونه از بالک مشبک در تونل باد صورت گرفت اشاره کرد. ایشان در تحقیقاتشان دریافتند که هر چه تراکم شبکه‌های بالک بیش‌تر باشد، نیروی عمودی آن بیش‌تر می‌شود ولی

1 Internal lattice of intersecting thin walls

2 Hinge Moment

3 Chord

4 Actuator

5 Chocked

6 Span

7 Plus

مختلف می‌باشد تا جهت جلوگیری از پیچیدگی و افزایش هزینه‌های ساختی برای تراکم بیش‌تر تیغه‌های داخلی این نوع بالک، از تغییرات هندسه برای انتخاب آنها استفاده کرد؛ این تغییرات که تا به حال کمتر روی آنها بحث شده است در ادامه ذکر خواهد شد.

پس از ارائه روابط حاکم و اعتبارسنجی شبکه و روش عددی مورد استفاده، تأثیر تغییر هندسه بالک‌ها در یک قاب ثابت مورد مطالعه قرار خواهد گرفت.

۲- معادلات حاکم

جریانی که از سلول‌های بالک مشبک عبور می‌کند در لب انتهایی هر شبکه امواجی را به وجود می‌آورد که مدل‌سازی این جریان نیازمند حل معادلات ناویر-استوکس جریان آشفته در سه بُعد می‌باشد. در حالت کلی معادلات حاکم بر جریان لزج و تراکم‌پذیر شامل معادلات پیوستگی (رابطه (۱))، اندازه حرکت (روابط (۲ تا ۴)) و انرژی (رابطه (۶)) بوده که در زیر آورده شده است [۱۲]:

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

معادله اندازه حرکت در راستای x:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (2)$$

معادله اندازه حرکت در راستای y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (3)$$

معادله اندازه حرکت در راستای z:

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (4)$$

در معادلات بالا τ_{ij} نشان‌دهنده مؤلفه‌های تانسور

می‌شد. در تحقیقات آنها تطابق خوبی برای اعداد ماخ بزرگ‌تر از یک در شبیه‌سازی عددی و نتایج تونل باد وجود داشت. از دیگر نتایج آنها این بود که بالک مشبک با زاویه عقب‌گرد، بالاترین مزیت گشتاور پیچشی^۱ را در شبیه‌سازی و آزمایشات نشان داد.

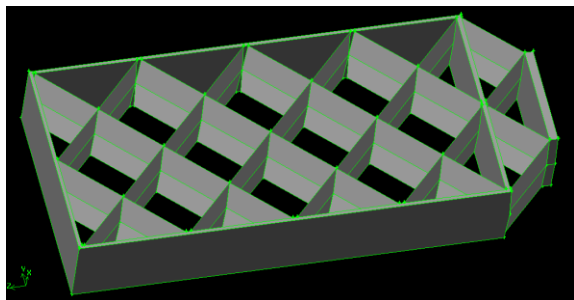
از آخرین تحقیقات انجام‌گرفته دیبایسی [۸] به محاسبه ضرایب آیرودینامیکی موشک‌های دارای بالک مشبک برای حالت‌های مختلف عدد ماخ، زاویه حمله و هندسه‌های مختلف پرداخت. ایشان همچنین علاوه بر کارهای قبل، تأثیر پس‌گرایی بالک‌های مشبک با لبه فرار تیز را نیز مورد مطالعه قرار داد و به همان نتایج پژوهشگران قبلی دست یافت.

از تحقیقات داخلی انجام گرفته هاشم آبادی و همکارش [۹] علاوه بر تحلیل کامل موشک دارای بالک مشبک و اعتبارسنجی آن، بالک‌های مختلف در رژیم مافوق صوت را به تنهایی اجرا گرفته و اثر آن در حالت بالک تنها و مجموعه کامل موشک و بالک را به دست آوردند. هدف از پژوهش آنها بررسی میزان تأثیر افزایش دهانه بالک بر روی ضرایب آیرودینامیکی و اعتبارسنجی کامل روش حل و نرم‌افزار می‌باشد که کمتر روی آن بحث شده است. غلامی و همکارش [۱۰] نیز دو حالت از بالک‌های مشبک نسبت به یک بالک مشبک مرجع که نتایج تجربی و عددی آن موجود بوده، مورد بررسی قرار دادند. این تحلیل‌ها برای اعداد ماخ ۰/۷۵، ۰/۹ و ۱/۳ در زوایای حمله صفر، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه انجام شده و بررسی‌ها برای حالت‌های مختلف وتر و ارتفاع به روش حجم محدود و با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت انجام شده است؛ همچنین ضرایب آیرودینامیکی برای حالت‌های مختلف عدد ماخ و زاویه حمله برای هندسه‌های مختلف محاسبه شده است. و رهنی و همکارش [۱۱] ضرایب آیرودینامیکی دو نوع بالک مسطح با یک نوع بالک مشبک به‌عنوان بالک پایدارکننده در یک پرند دو مرحله‌ای را مورد مقایسه قرار دادند.

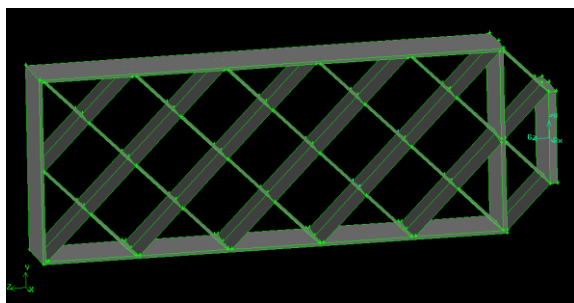
هدف تحقیق حاضر بررسی تغییرات هندسی بالک مشبک در حالت‌های افزایشی و در زوایای حمله مختلف و تأثیر تغییرات آن روی ضرایب آیرودینامیکی موشک به‌منظور انتخاب بهترین بالک بر روی موشک‌هایی با مأموریت‌های

تمام ابعاد مدل بر اساس ضریبی از قطر می‌باشد. در شبیه‌سازی حاضر، قطر مدل ۳۰ mm در نظر گرفته شده و مدل قرارگیری بالک‌ها در اطراف بدنه به صورت آرایش به‌علاوه‌ای شکل است. فاصله دماغه تا انتهای مدل برابر ۴۸۰ mm، طول دماغه ۹۰ mm، فاصله محل بالک‌ها از انتهای موشک ۴۵ mm، ارتفاع بالک ۹/۹۹ mm، وتر بالک ۳/۴ mm و طول اسپن آن ۲۲/۵ mm است.

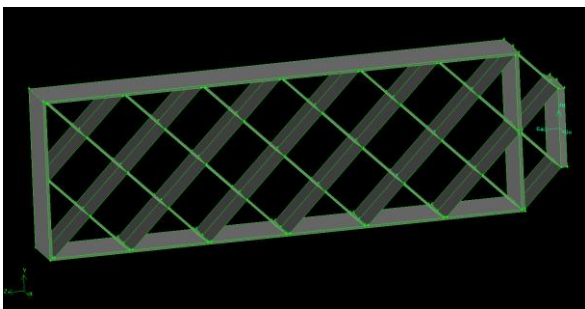
در این تحقیق علاوه بر بالک مدل مرجع، بالک‌هایی با افزایش دهانه، وتر و پهنا با فرض ثابت بودن ضخامت $(t/c = cte)$ شبیه‌سازی شده‌اند. تیغه‌های بالک مشبک با ایرفویل لوزوی مدل شده و در لب حمله و فرار، نوک تیز می‌باشند؛ بنابراین بیشترین ضخامت بالک مربوط به قسمت میانی آن است. نمونه‌ای از بالک‌های مدل شده تحقیق حاضر در شکل‌های (۲ تا ۷) آورده شده است.



شکل (۲): هندسه بالک مرجع



شکل (۳): هندسه بالک با ۲۵ درصد افزایش دهانه



شکل (۴): هندسه بالک با ۵۰ درصد افزایش دهانه

تنش هستند که از رابطه (۵) به دست می‌آیند:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (5)$$

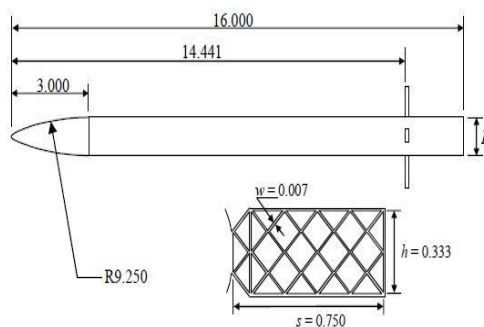
$$\begin{cases} \delta_{ij} = 0 & i \neq j \\ \delta_{ij} = 1 & i = j \end{cases}$$

معادله انرژی:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \vec{V} \right) \right] \\ & = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) \\ & \quad + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \\ & \quad - \frac{\partial (up)}{\partial x} - \frac{\partial (vp)}{\partial y} - \frac{\partial (wp)}{\partial z} \\ & \quad + \frac{\partial (u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (u\tau_{zx})}{\partial z} \\ & \quad + \frac{\partial (v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial (v\tau_{zy})}{\partial z} \\ & \quad + \frac{\partial (w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial (w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial (w\tau_{zz})}{\partial z} + \rho \vec{f} \cdot \vec{V} \end{aligned} \quad (6)$$

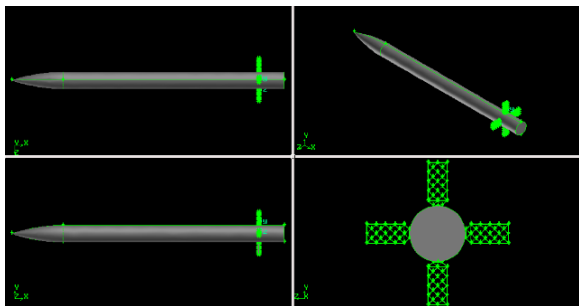
۳- نتایج

در این قسمت، در این بخش از نتایج فرنیئر [۱۳] و هاشم آبادی [۹] برای اعتبارسنجی روش عددی منتخب، استفاده شده است. هندسه و ابعاد مدل مرجع همراه با بالک مشبک در شکل ۱ نشان داده شده است. برای تحلیل جریان از نرم‌افزار انسیس فلونت استفاده شده و جریان به صورت پایا، سه‌بعدی، لزج، مافوق صوت و آشفته در نظر گرفته شده است.



شکل (۱): هندسه و ابعاد مدل مرجع [۸]

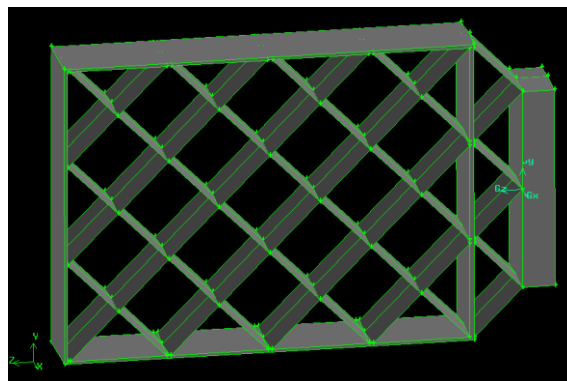
شکل و کیفیت سلول‌های حل عددی (شامل نسبت منظری^۱ و کجی سلول‌ها^۲) نیز تأثیر به‌سزایی در دقت حل عددی دارد. تأثیر تراکم، همواری و شکل سلول‌ها بر دقت و همگرایی حل به دامنه محاسباتی جریانی که قرار است شبیه‌سازی شود بستگی دارد. به‌طور مثال، سلول‌های خیلی کج در نواحی بدون تغییر سرعت و فشار جریان می‌توانند مورد استفاده قرار گیرند، اما در نواحی دارای گرادیان‌های شدید این سلول‌ها خیلی به حل عددی صدمه خواهند زد. بنابراین نباید از آنها استفاده کرد. اما چون در ابتدا امکان پیدایش گرادیان‌های شدید قابل تشخیص نیست باید در کل قلمرو جریان، شبکه‌ای با کیفیت بالا ایجاد نمود [۱۴].



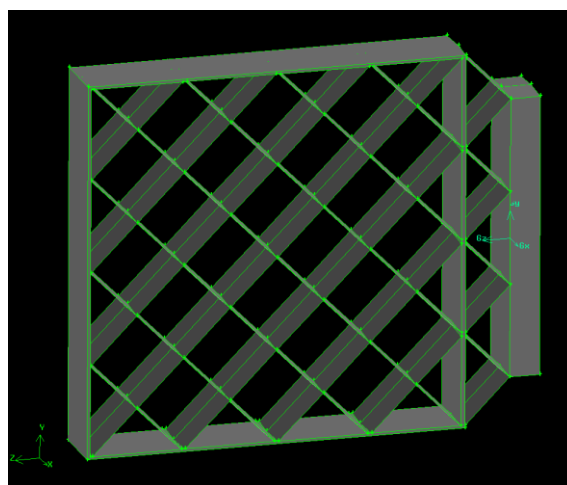
شکل (۸): هندسه مدل‌سازی شده مدل مرجع

شبکه استفاده شده در این تحقیق از نوع بی‌سازمان بوده و در ناحیه مجاورت دیواره تا حد قابل قبولی متراکم گردیده است. از شبکه لایه مرزی نیز برای محاسبه دقیق‌تر پسای اصطکاکی استفاده شده است. در شبکه لایه‌مرزی تحقیق حاضر، فاصله اولین لایه تا بدنه 0.1 mm و تعداد ۱۰ لایه با نرخ رشد $1/2$ روی دیواره‌های موشک در نظر گرفته شده است. شکل ۹ شبکه ایجاد شده در میدان محاسباتی و شکل ۱۰ وجود لایه مرزی روی سطح موشک را نشان می‌دهد.

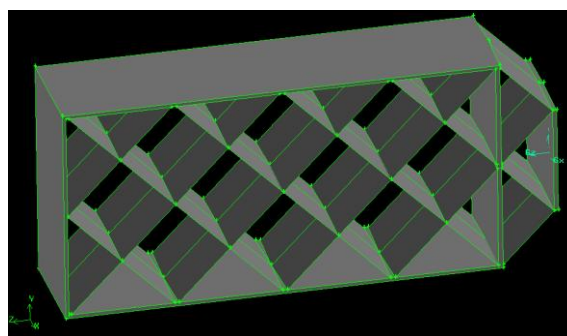
قبل از پرداختن به مطالعه رفتار جریان لازم است مناسب‌ترین شبکه و همچنین مطلوب‌ترین دامنه محاسباتی تولید شود. بدین منظور شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های تقریبی پانصد هزار، یک میلیون، دو میلیون و پنج میلیونی و دامنه‌های محاسباتی مختلفی برای تحلیل مسئله تولید شده و رفتار جریان بر روی آنها بررسی شده است.



شکل (۵): هندسه بالک با ۵۰ درصد افزایش وتر



شکل (۶): هندسه بالک با ۱۰۰ درصد افزایش وتر



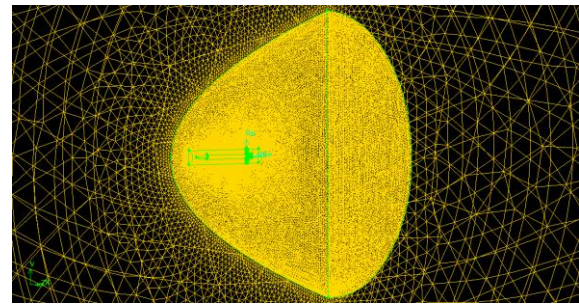
شکل (۷): هندسه بالک با $1/5$ برابر افزایش پهنا

با توجه به ابعاد مدل، هندسه سه‌بعدی مشابه آنچه که در شکل ۸ نمایش داده شده، آماده شده است. با توجه به اینکه مدل نسبت به صفحک میانی متقارن است، برای کاهش محاسبات تنها نیمی از میدان حل برای تحلیل‌های عددی در نظر گرفته شده و از شرط مرزی تقارن بدین منظور استفاده گردید.

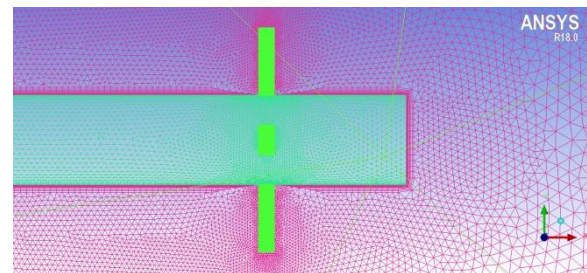
1- Aspect Ratio
2- Skewness

نمودارهای مربوط به ضرایب آیرودینامیکی در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ نشان‌دهنده این مهم است که شبکه دو میلیونی به همگرایی و درصدهای قابل قبولی برای خطا در حل رسیده و از آن پس با ریز کردن شبکه، نتایج تغییر چندانی (حدود نیم درصد) با حالت انتخاب‌شده نخواهد داشت.

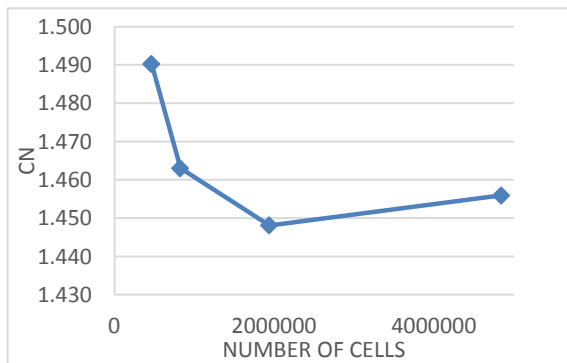
با توجه به پارامتر نسبت کجی زاویه‌ای Q_{EAS} مشاهده شد که حدود ۸۵ درصد سلول‌ها از کیفیت بالایی برخوردار بوده و حدود ۱۵ درصد دارای کیفیت متوسط هستند که برای هندسه پیچیده حاضر کاملاً قابل قبول می‌باشند. دلیل وجود سلول‌های با کیفیت پایین‌تر، وجود دیواره‌های کوچک در هندسه (مانند لب قاب و لب تیغه‌های بالک مشبک) می‌باشد. البته تعداد سلول‌های بی کیفیت به اندازه‌ای نیست که بتواند همگرایی حل را مختل کند و در جریان حل عددی نیز این قضیه مشخص شده است.



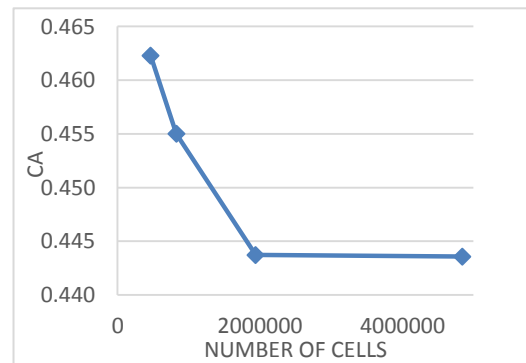
شکل (۹): شبکه ایجادشده در میدان محاسباتی جریان



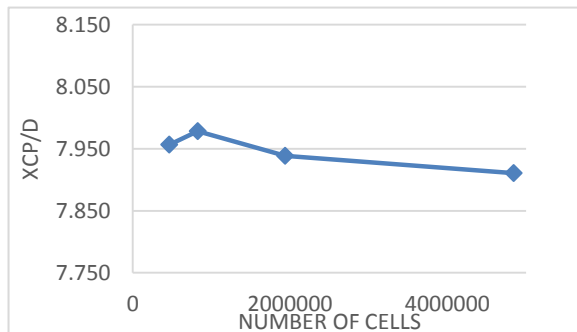
شکل (۱۰): شبکه لایه مرزی ایجادشده حول بدنه موشک



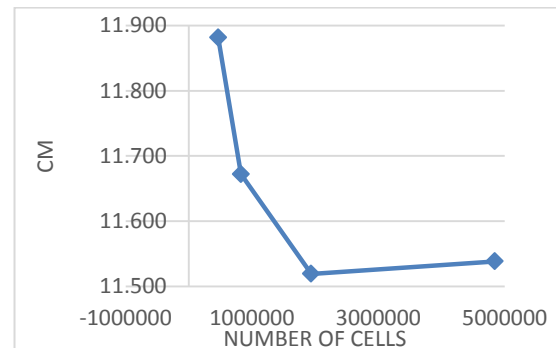
شکل (۱۲): نمودار ضریب نیروی عمودی بر حسب تعداد سلول‌های شبکه



شکل (۱۱): نمودار ضریب نیروی محوری بر حسب تعداد سلول‌های شبکه



شکل (۱۴): نمودار مقادیر مرکز فشار به قطر بر حسب تعداد سلول‌های شبکه



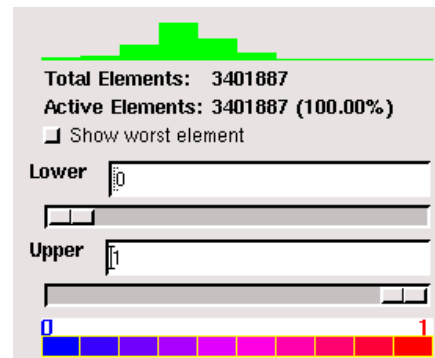
شکل (۱۳): نمودار ضریب گشتاور پیچشی بر حسب تعداد سلول‌های شبکه

اسپالارت- آلماراس در این مسئله مقداری در حدود ۴۶ می باشد که در محدوده قابل قبولی قرار گرفته است. لازم به ذکر است تمامی حل های عددی با روش ROE-FDS و از نوع بالادست مرتبه دوم انجام گرفته است.

نتایج عددی حاصله در مقایسه با نتایج مرجع [۱۳] در جدول ۲ آورده شده است. مشاهده می شود که میانگین مقدار خطای حل عددی موشک نسبت به نتایج تجربی تونل باد برای نیروی محوری حدود ۱۲ درصد، برای نیروی عمودی حدود ۶ درصد و برای گشتاور پیچشی حدود ۹ درصد می باشد. با توجه به اینکه بالک مشبک معمولاً نیروی پسای بالایی دارد، لذا طراحی بالکی که پسای کمتری تولید کند دارای اهمیت است. در این بخش نتایج حل عددی حاصل از شش هندسه متفاوت از بالک مشبک شامل بالک اصلی و بالک داری ۲۵ و ۵۰ درصد افزایش دهانه، ۵۰ و ۱۰۰ درصد افزایش وتر و ۱/۵ برابر افزایش پهنا با ثابت بودن ضخامت نسبت به بالک مرجع و لوزی های یکسان با یکدیگر مقایسه شده و در شکل های ۱۶ تا ۱۹ و جدول ۳ آورده شده است.

جدول (۲): مقایسه خروجی مدل اسپالارت - آلماراس با نتایج تجربی تونل باد در زوایای حمله صفر، ۵ و ۱۰ درجه

زاویه حمله	عنوان	C_a	C_n	C_m	x_{cp}/D
۰	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۴	۰	۰	۸/۱۱
	نتایج تجربی تونل باد	۰/۵۲	۰	۰	۷/۱۹
۵	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۵	۰/۵۵	۴/۴۸	۸/۰۷
	نتایج تجربی تونل باد	۰/۵۴	۰/۵۲	۳/۶۶	۷/۳
۱۰	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۶	۱/۵۱	۱/۷	۸/۰۲
	نتایج تجربی تونل باد	۰/۵۳	۱/۳۷	۱۰/۱	۷/۴۸



شکل (۱۵): محدوده سلول ها در نسبت کجی زاویه ای

مدل های آشفتگی استفاده شده در پژوهش حاضر، مدل تک معادله ای اسپالارت آلماراس و مدل های دو معادله ای شامل $k - \epsilon$ Realizable و $k - \omega$ SST است. نتایج استخراج شده از این سه مدل در زاویه حمله ۱۰ درجه که بالاترین زاویه حمله مورد بررسی در تحقیق حاضر می باشد با توجه به جدول ۱ حاکی از آن است که مدل آشفتگی اسپالارت - آلماراس برای حل جریان روی موشک سه بعدی، بهترین انتخاب برای تحلیل مسئله می باشد. این انتخاب به دلیل پایین بودن بیشینه زاویه حمله مورد بررسی تحقیق حاضر است و در صورت افزایش بیش تر زاویه حمله، باید از مدل آشفتگی $k - \omega$ SST استفاده کرد.

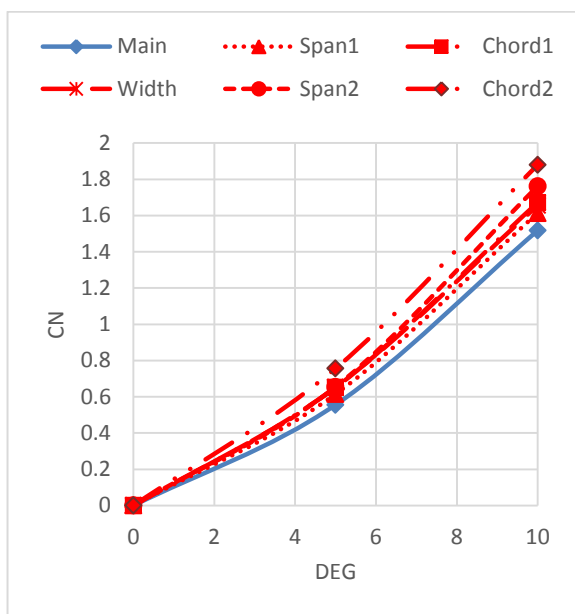
جدول (۱): مقایسه خروجی های مدل های عددی بررسی

شده با نتایج تجربی تونل باد

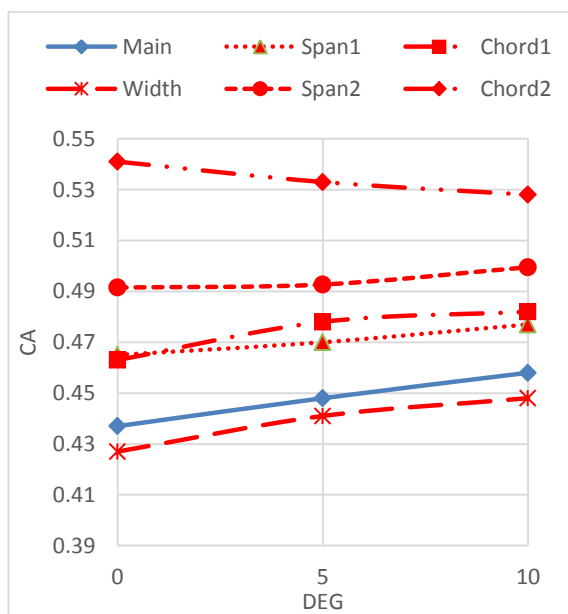
عنوان مدل اغتشاشی	C_a	C_n	C_m	x_{cp}/D
اسپالارت - آلماراس	۰/۴۴۲	۱/۴۴۷	۱۱/۵۱۵	۷/۹۵۷
$k - \epsilon$ Realizable	۰/۴۲۳	۱/۴۵۵	۱۱/۵۲	۷/۹۱۸
$k - \omega$ (SST)	۰/۴۱۴	۱/۴۵۷	۱۱/۵۴	۷/۹۲۰
مقادیر تجربی تونل باد	۰/۵۳۵	۱/۳۶۵	۱۰/۱۷۴	۷/۵

شبیه سازی عددی همانند مدل مرجع [۱۳] برای ماخ ۳ و در زوایای حمله صفر، ۵ و ۱۰ درجه به صورت چگالی مبنا و در شرایط کاری سیال تراکم پذیر از نوع گاز ایده آل با به کارگیری قانون لزجت ساترلند انجام شده و با انتخاب گزینه هدایتگر حل^۱ عدد کورانت از ۰/۱ شروع شده و به تدریج تا ۱ افزایش یافته است. میانگین y^+ در مدل

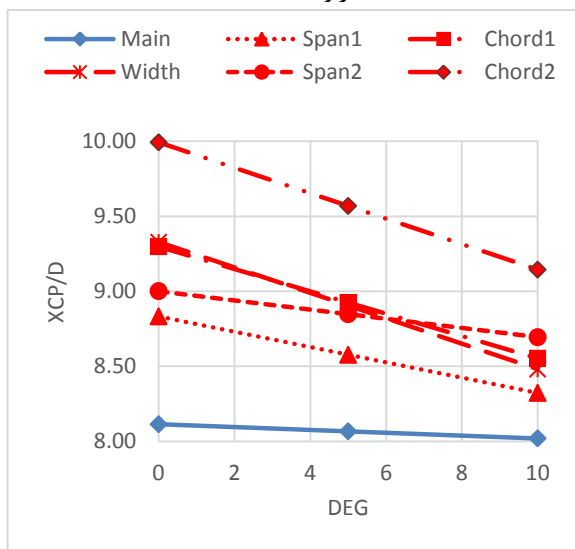
1- Solution Streeing



شکل (۱۷): ضرایب آیرودینامیکی نیروی عمودی برحسب زاویه حمله

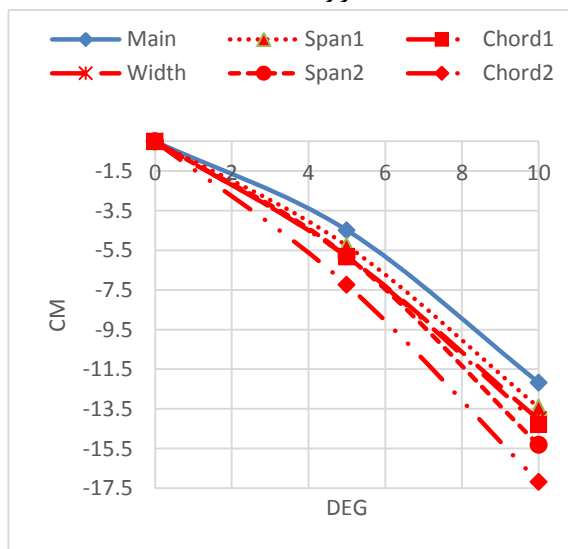


شکل (۱۶): ضرایب آیرودینامیکی نیروی محوری برحسب زاویه حمله



شکل (۱۹): ضرایب آیرودینامیکی مرکز فشار به قطر برحسب زاویه حمله

میزان این تغییرات برای ضریب نیروی محوری حدود ۵ درصد، برای ضریب نیروی عمودی حدود ۴/۵ درصد، برای ضریب گشتاور پیچشی حدود ۸ درصد و برای مقدار مرکز فشار بر قطر حدود ۳ درصد می‌باشد. برای بالک با ۵۰ درصد افزایش وتر تمامی ضرایب آیرودینامیکی اندکی افزایش یافته و متوسط میزان این تغییرات برای ضریب نیروی محوری حدود ۶ درصد، برای ضریب نیروی عمودی حدود ۹ درصد، برای ضریب گشتاور پیچشی حدود ۱۶ درصد و برای مقدار مرکز فشار حدود ۱۱ درصد می‌باشد. برای بالک با ۱۰۰ درصد افزایش وتر تمامی ضرایب



شکل (۱۸): ضرایب آیرودینامیکی گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله

با توجه به جدول ۳ و بررسی دقیق تحلیل‌های عددی انجام شده بر روی موشک دارای بالک با ۲۵ درصد افزایش دهانه و مقایسه آن با هندسه اصلی مشاهده شد که در این حالت، تمامی ضرایب آیرودینامیکی دچار تغییر شده و اندکی افزایش یافته است. متوسط میزان این تغییرات برای ضریب نیروی محوری حدود ۵ درصد، برای ضریب نیروی عمودی حدود ۵/۵ درصد، برای ضریب گشتاور پیچشی حدود ۹ درصد و برای مقدار مرکز فشار بر قطر حدود ۶ درصد می‌باشد. برای بالک با ۵۰ درصد افزایش دهانه، تمامی ضرایب آیرودینامیکی اندکی افزایش یافته و متوسط

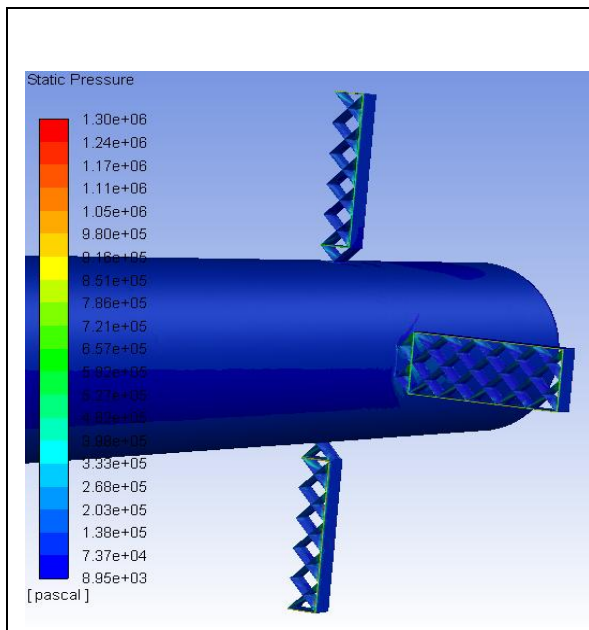
دهانه			
۸/۸۵	-۵/۷۹	۰/۶۵۵	۰/۴۹۲
۸/۹۲	-۵/۸۲	۰/۶۵۳	۰/۴۷۸
۹/۵۷	-۷/۲۴	۰/۷۵۶	۰/۵۳۳
۸/۹۰	-۵/۸۰	۰/۶۵۲	۰/۴۴۱
۸/۰۲	-۱۲/۱۷	۱/۵۱	۰/۴۵۸
۸/۳۲	-۱۳/۴۳	۱/۶۱۴	۰/۴۷۷
۸/۶۹	-۱۵/۳۲	۱/۷۶۲	۰/۵۰
۸/۵۵	-۱۴/۳۰	۱/۶۷۲	۰/۴۸۲
۹/۱۴	-۱۷/۱۹	۱/۸۸	۰/۵۲۸
۸/۴۸	-۱۴/۰۴	۱/۶۵۶	۰/۴۴۸

در ادامه نیز نمونه‌هایی از کانتورها و بردارهای سرعت استخراج شده از حل عددی موشک در شش حالت مذکور نشان داده شده است. با توجه به کانتور فشار در شکل‌های ۲۰ تا ۲۵ مشاهده می‌شود که بیشترین فشار در قسمت‌های اتصال بالک مشبک به بدنه و قباب خارجی بالک مشبک بوده و با توجه به تیز بودن لبه‌های حمله و فرار در لوزی‌های میانی، فشار کمتری به قسمت میانی بالک مشبک وارد می‌شود.

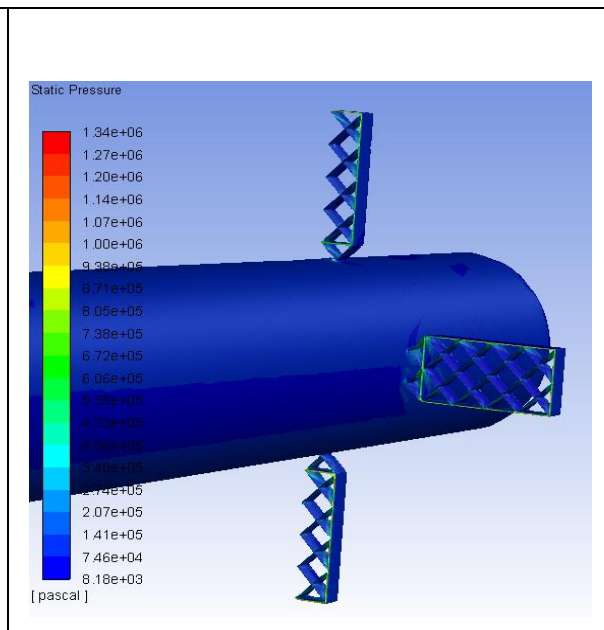
آیرودینامیکی افزایش یافته و متوسط میزان این تغییرات برای ضریب نیروی محوری حدود ۱۳/۵ درصد، برای ضریب نیروی عمودی حدود ۱۳ درصد، برای ضریب گشتاور پیچشی حدود ۲۱/۵ درصد و برای مقدار مرکز فشار حدود ۱۱/۵ درصد می‌باشد؛ همچنین در بالک با ۱/۵ برابر افزایش پهنا، ضریب نیروی محوری حدود ۲- درصد، ضریب نیروی عمودی حدود ۹ درصد، ضریب گشتاور پیچشی حدود ۱۵ درصد و مقدار مرکز فشار به قطر حدود ۱۰ درصد افزایش یافته است.

جدول (۳): مقایسه نتایج عددی بالک‌های مشبک در ماخ ۳

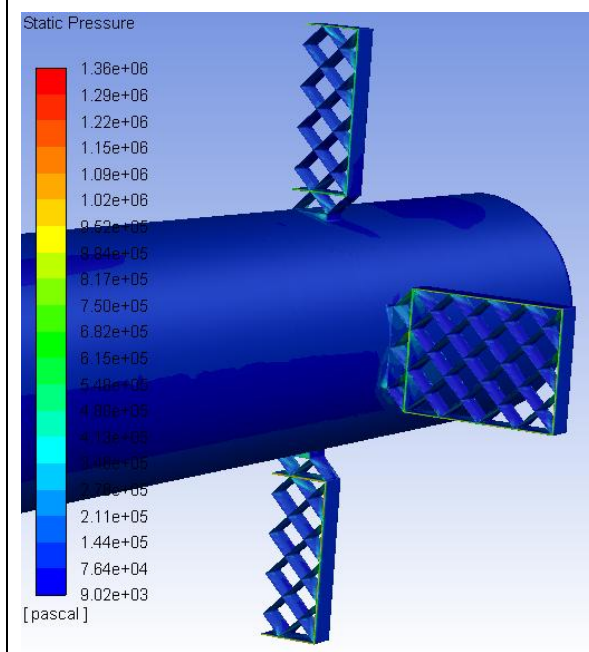
زاویه حمله	عنوان	C_a	C_n	C_m	x_{cp}/D
۰ = α	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۳۷	۰	۰	۸/۱۱
	نتایج عددی بالک با ۲۵ درصد افزایش دهانه	۰/۴۶۵	۰	۰	۸/۸۳
	نتایج عددی بالک با ۵۰ درصد افزایش دهانه	۰/۴۹۱	۰	۰	۹/۰۰
	نتایج عددی بالک با ۵۰ درصد افزایش وتر	۰/۴۶۳	۰	۰	۹/۳۰
۳۰ = α	نتایج عددی بالک با ۱۰۰ درصد افزایش وتر	۰/۵۴۱	۰	۰	۹/۹۹
	نتایج عددی بالک بالک با ۱/۵ افزایش پهنا	۰/۴۲۷	۰	۰	۹/۳۳
	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۴۸	۰/۵۵	-۴/۴۸	۸/۰۷
	نتایج عددی بالک با ۲۵ درصد افزایش	۰/۴۷۰	۰/۶۱۵	-۵/۲۷	۸/۵۸



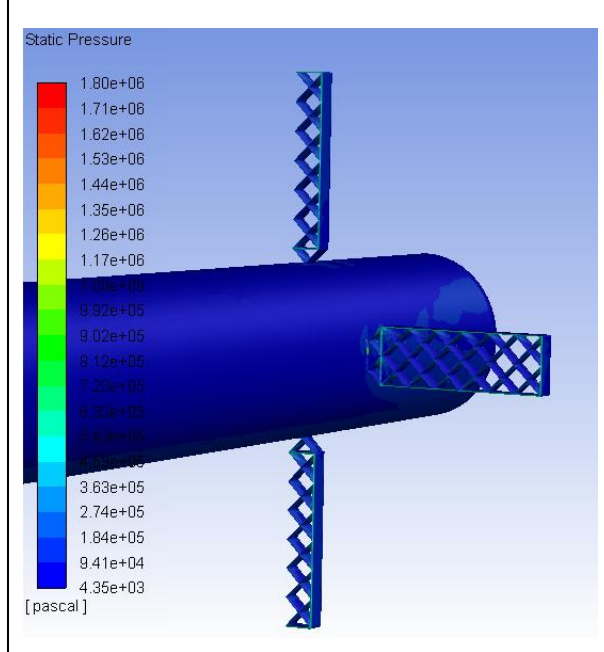
شکل (۲۱): کانتور فشار روی بدنه موشک و بالک با ۲۵ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل (۲۰): کانتور فشار روی بدنه موشک و بالک مرجع در زاویه حمله ۱۰ درجه



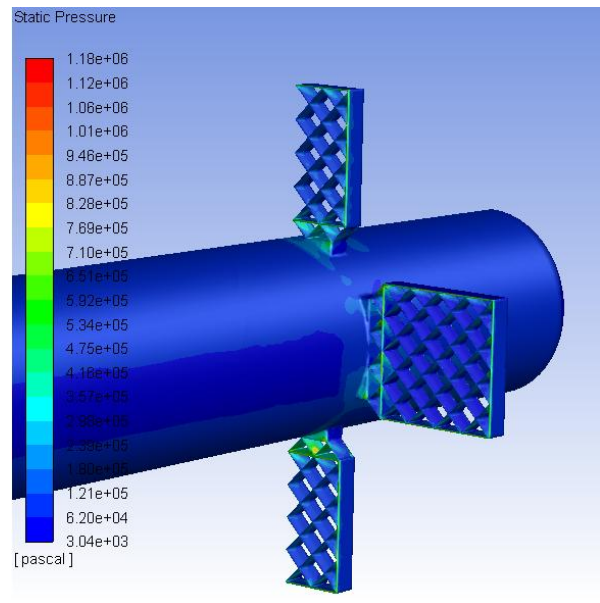
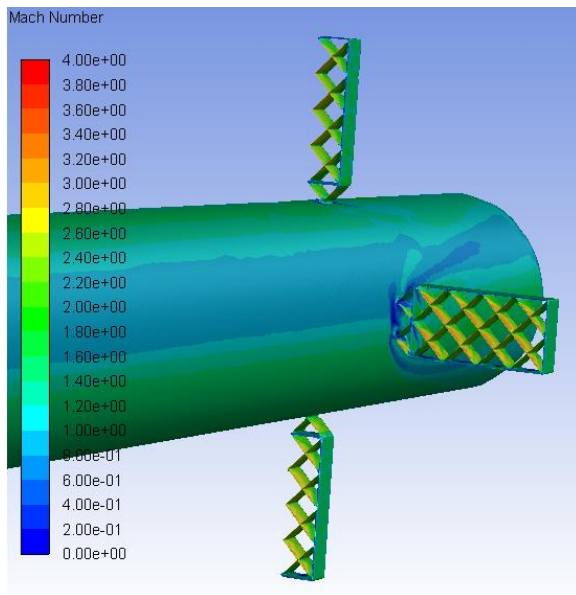
شکل (۲۳): کانتور فشار روی بدنه موشک و بالک با ۵۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل (۲۲): کانتور فشار روی بدنه موشک و بالک با ۵۰ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه

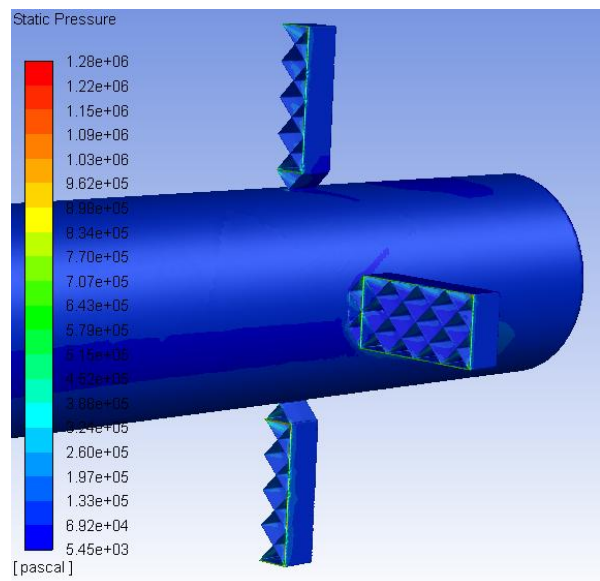
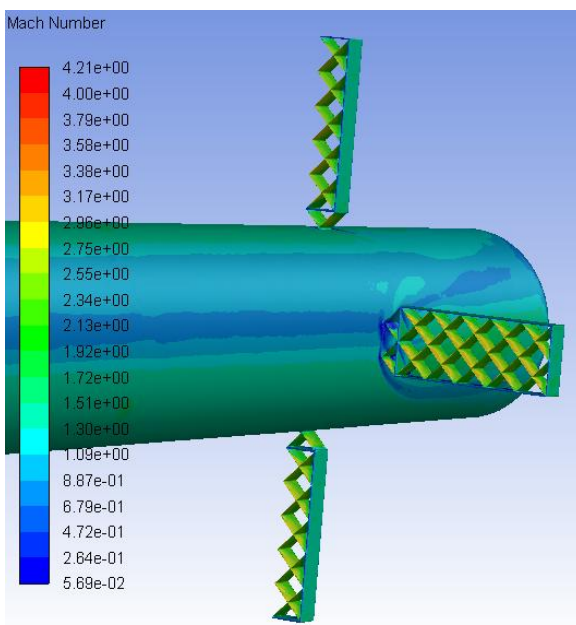
بدنه می‌باشد؛ همچنین به دلیل اصطکاک سیال با دیواره، عدد ماخ روی بدنه موشک کاهش یافته است.

با بررسی کانتورهای عدد ماخ در شکل‌های ۲۲ تا ۲۷ رژیم‌های جریان عبوری از مقاطع بالک‌های مشبک مشاهده می‌شود:



شکل (۲۴): کانتور فشار روی بدنه موشک و بالک با ۱۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه

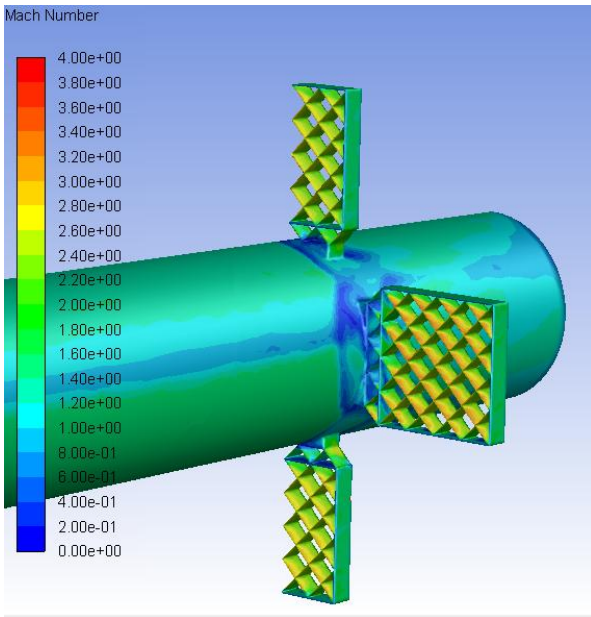
شکل (۲۶): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک مرجع در زاویه حمله ۱۰ درجه



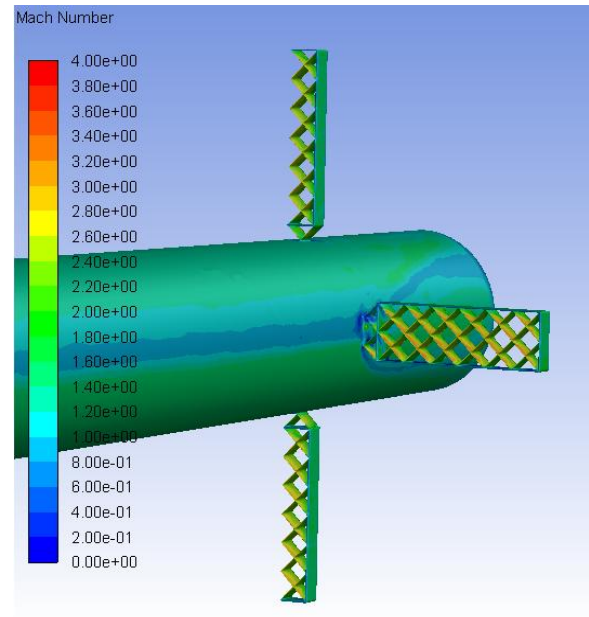
شکل (۲۵): کانتور فشار روی بدنه موشک و بالک با ۱/۵ برابر افزایش پهنا در زاویه حمله ۱۰ درجه

شکل (۲۷): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک با ۲۵ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه

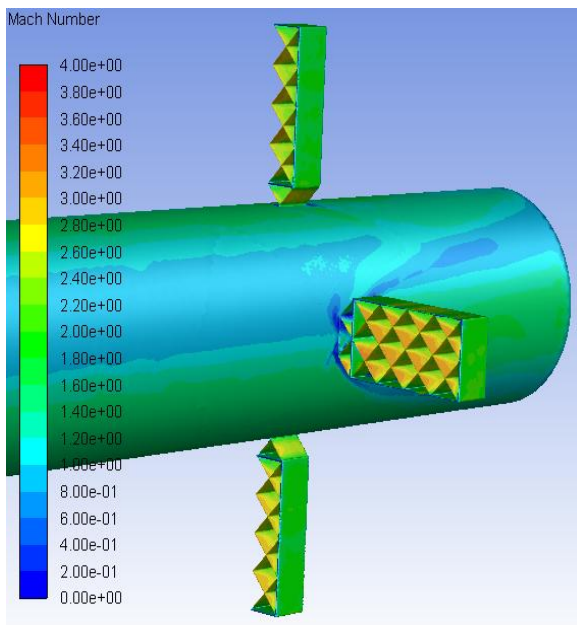
از روابط ترمودینامیکی در مرجع [۱] می‌توان دریافت که فشار با سرعت رابطه معکوس دارد؛ بنابراین، در قسمت‌هایی که فشار افزایش می‌یابد، سرعت کاهش یافته و در قسمت‌های کم فشار، سرعت افزایش می‌یابد؛ با توجه به این مهم و مشاهده کانتور عدد ماخ در شکل‌های ۲۶ تا ۲۱ مشاهده می‌شود که در قسمت میانی بالک مشبک، عدد ماخ، بیش‌تر از قاب و قسمت‌های اتصال بالک مشبک به



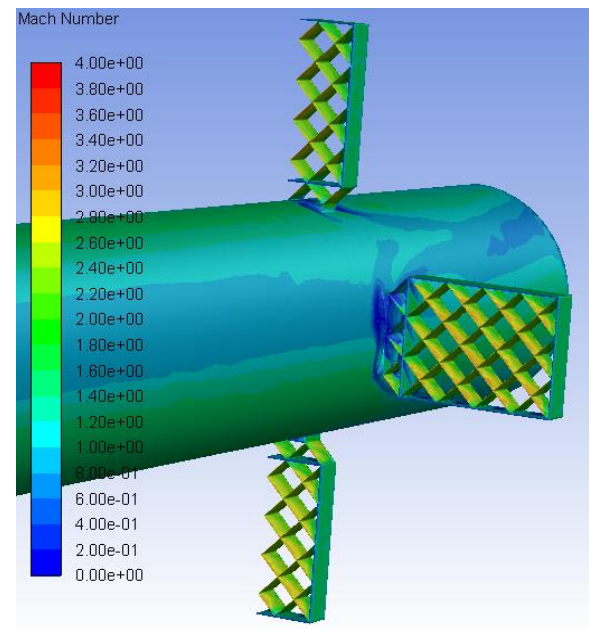
شکل (۳۰): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک با ۱۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه



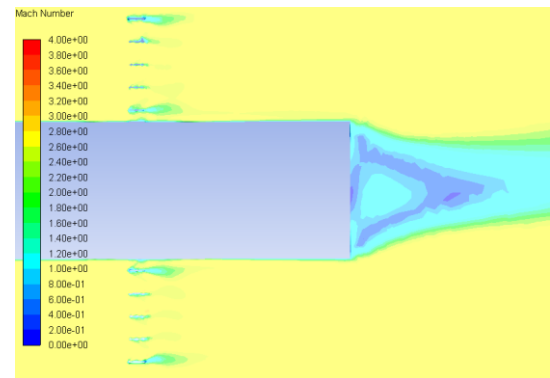
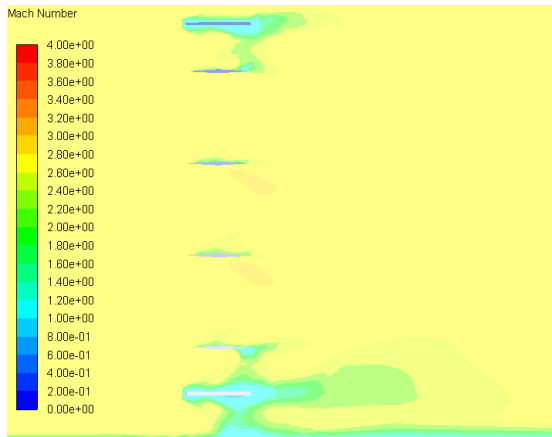
شکل (۲۸): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک با ۵۰ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل (۳۱): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک با ۱/۵ برابر افزایش پهنا در زاویه حمله ۱۰ درجه

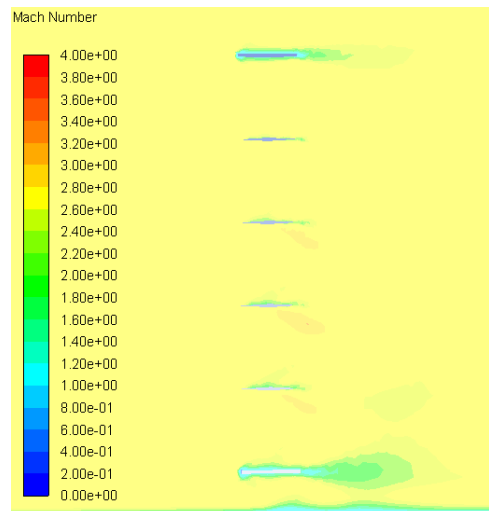
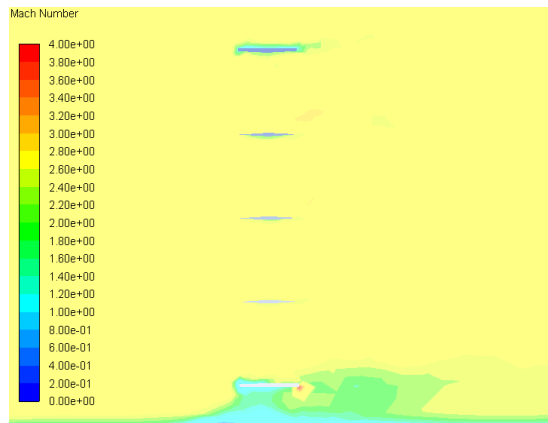


شکل (۲۹): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک با ۵۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه



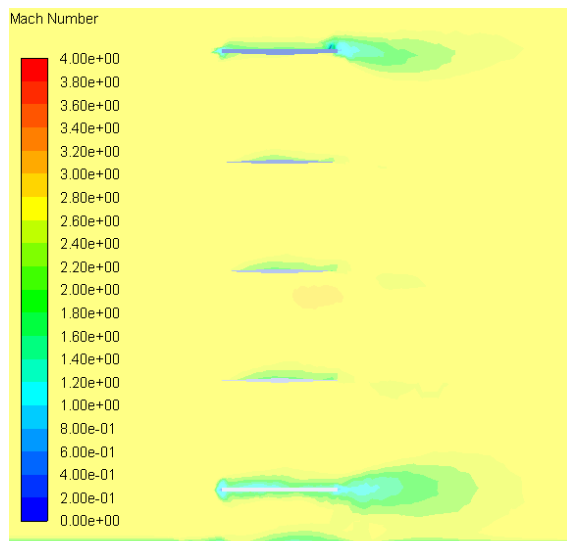
شکل (۳۲): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک مرجع در زاویه حمله ۱۰ درجه

شکل (۳۵): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با ۵۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه

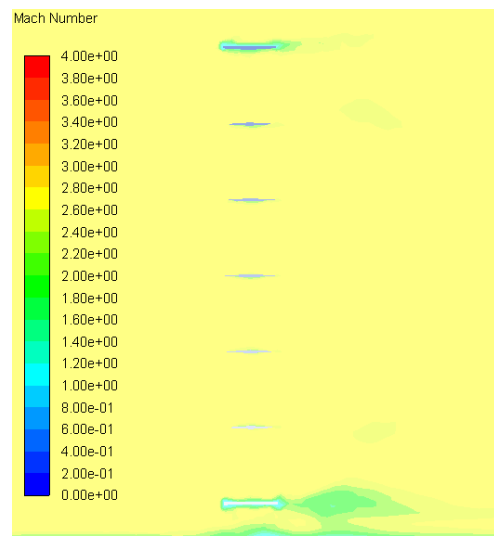


شکل (۳۶): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با ۱۰۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه

شکل (۳۳): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با ۲۵ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه



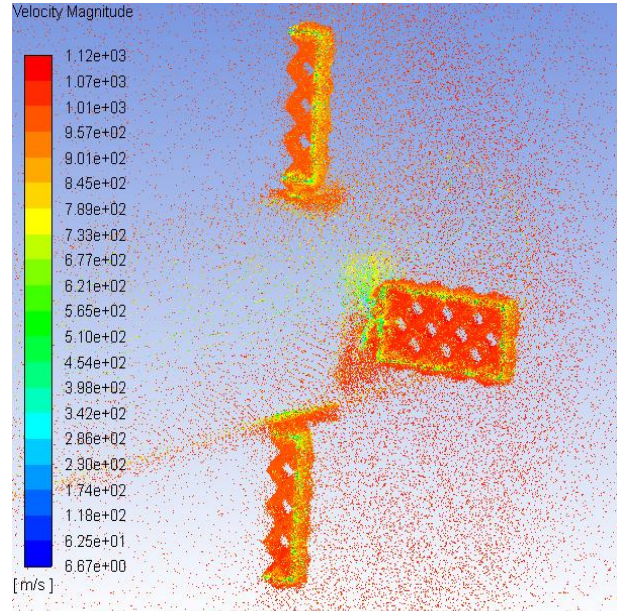
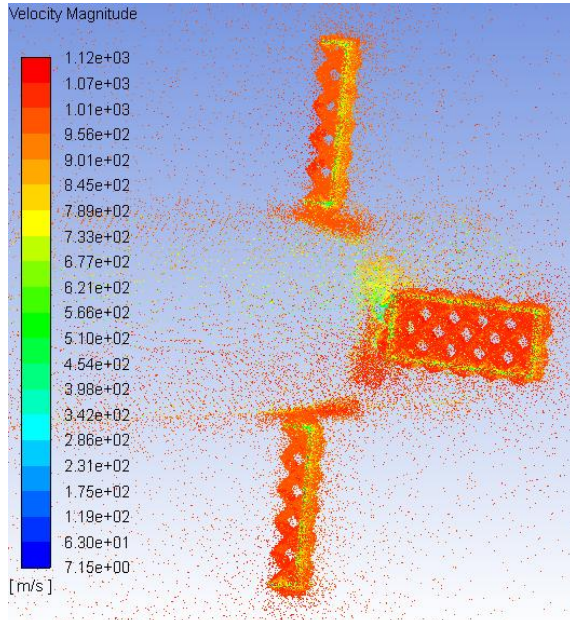
شکل (۳۷): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با ۱/۵ برابر افزایش پهنا در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل (۳۴): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با ۵۰ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه

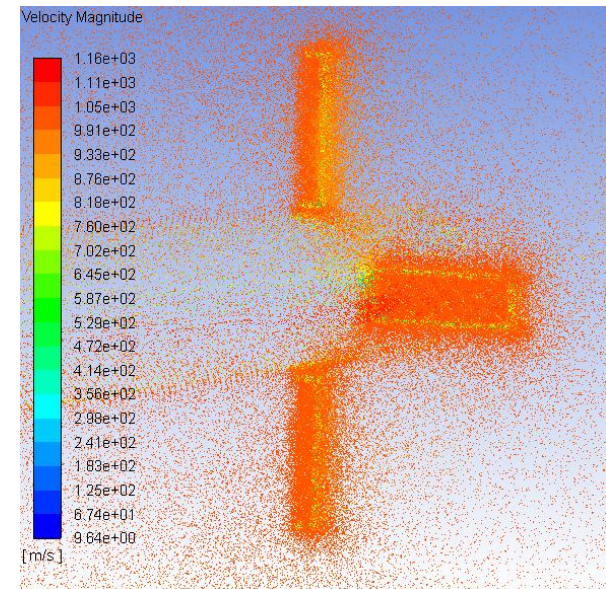
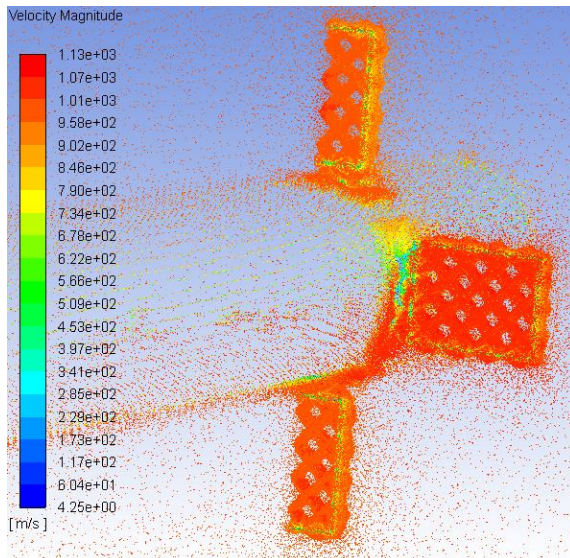
مشاهده می‌شود که با توجه به کانتورهای ماخ، جهت آنها در نواحی بحرانی برای هر سه حالت منطقی به نظر می‌رسد.

همچنین در شکل‌های (۳۸ تا ۴۳) نیز بردارهای سرعت عبورکننده از بالک مشبک در دامنه محاسباتی جریان سیال



شکل (۳۹): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک و بالک با ۲۵ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه

شکل (۳۸): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه و بالک موشک مرجع در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل (۴۱): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک و بالک با ۵۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه

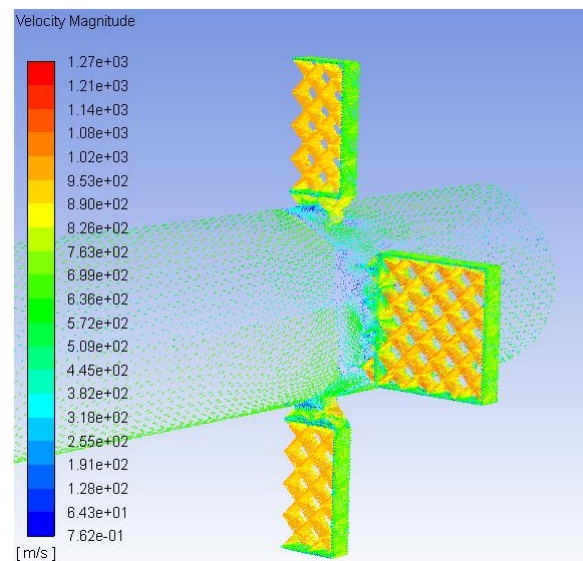
شکل (۴۰): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک و بالک با ۵۰ درصد افزایش دهانه در زاویه حمله ۱۰ درجه

وجود داشت مشخص شد که استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت - آلماراس با شبکه لایه مرزی مناسب روی بدنه موشک منجر به نتایج عددی با دقت قابل قبولی نسبت به دیگر مدل‌های آشفتگی می‌شود. این شبیه‌سازی در حالت پایا و جریان لزج به صورت سه بعدی در ماخ پروازی ۳ و در سه زاویه حمله صفر، ۵ و ۱۰ درجه با بالک‌های دارای لوزی‌های یکسان و با افزایش ۲۵ و ۵۰ درصد دهانه، افزایش ۵۰ و ۱۰۰ درصدی وتر و افزایش ۱/۵ برابری پهنا برای بالک‌های مشبک انجام شده است.

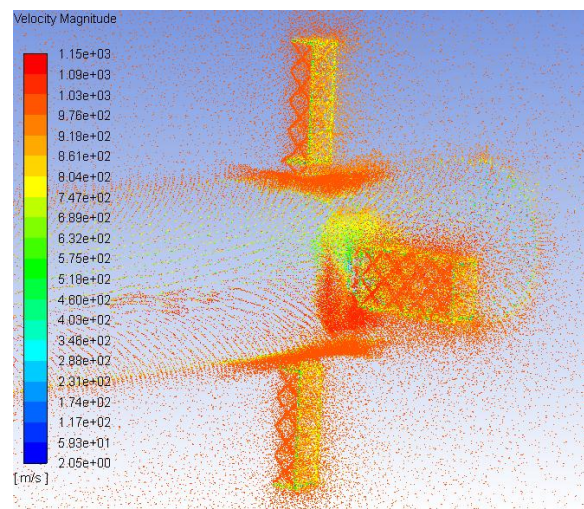
با توجه به بررسی دقیق تحلیل‌های عددی انجام شده بر روی موشک دارای بالک‌های با ۲۵ و ۵۰ درصد افزایش دهانه و مقایسه آن با هندسه اصلی مشاهده شد که در این حالت‌ها، تمامی ضرایب آیرودینامیکی با نسبت‌هایی که ذکر گردید دچار تغییر شده و اندکی افزایش یافته است. برای بالک‌هایی با ۵۰ و ۱۰۰ درصد افزایش وتر نیز تمامی ضرایب آیرودینامیکی افزایش یافته و متوسط میزان تغییرات تمامی ضرایب آیرودینامیکی برای این نوع بالک از دیگر حالت‌های بررسی شده در تحقیق حاضر بالاتر است؛ بنابراین، می‌توان از مقاصد خاصی برای بهره‌گیری از این نوع بالک در مقایسه با انواع دیگر از بالک‌های مشبک تحلیل شده استفاده کرد؛ همچنین می‌توان گفت پدیده‌های فیزیکی اتفاق افتاده در تحقیق حاضر از تشابه و تطابق بسیار بالایی نسبت به هندسه مرجع برخوردار است. در بالک با ۱/۵ برابر افزایش پهنا، به دلیل ثابت بودن ضخامت بالک، هندسه مفروض دچار کشیدگی شده و ضریب نیروی محوری در مقایسه با بالک مرجع اندکی دچار کاهش شده و دیگر ضرایب آیرودینامیکی بررسی شده در تحقیق حاضر افزایش یافته است.

۵- مراجع

1. A. Shapiro, The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow I. New York: The Ronald Press Company, 1953.
2. W. WASHINGTON and M. MILLER, "Grid fins - A new concept for missile stability and control," in 31st Aerospace Sciences Meeting, 1993.
3. W. WASHINGTON and M. MILLER, "Experimental Investigations of Grid Fin Aerodynamics: A Synopsis of Nine Wind Tunnel and Three Flight Tests." Sorrento, Italy:



شکل (۴۲): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک و بالک با ۱۰۰ درصد افزایش وتر در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل (۴۳): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک و بالک با ۱/۵ برابر افزایش پهنا در زاویه حمله ۱۰ درجه

۴- جمع‌بندی

در این قسمت، در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی تأثیر تغییر هندسه بالک مشبک بر ضرایب آیرودینامیکی موشک دارای بالک مشبک در رژیم جریان مافوق صوت و حالت پایا بررسی شد. ابتدا با مدل‌سازی هندسه مرجع از بالک شبکه‌ای که دارای تیغه‌های لوزی بوده و نتایج آزمایشگاهی نزدیکی برای آن

9. M. Nosratollahi and M. Hashemabadi, "Analysis of the Grid Fin Inset Effect on Function of Missile in Aerodynamic Analysis of It," (in Persian), Quarterly of Aerospace Knowledge and Technology, 2014.
10. M. Mahdi and A. Gholmi, "Numerical Analysis of Geometry Effect on Grid Fins Aerodynamics Coefficient," (in Persian), Tehran University, 2015.
11. M. Mahdi and A. Rahni, "A Numerical Analysis of Aerodynamic Performance of Planar and Grid Fins as Stabilizers in Double-stage Aircrafts," (in Persian), Modares Mechanical Engineering, vol. 16, no. 12, pp. 711-721, 2017.
12. J. D. Anderson, Computational Fluid Dynamics. McGraw-Hill, 1995.
13. E. Fournier, "Wind tunnel investigation of grid fin and conventional planar control surfaces," in 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001.
14. M. A. Dehghani Sanij, Numerical simulation with Fluent 6.3. Tehran: Naghous-e Andishe Company, 2008.
- Proceedings of RTO AVT Symposium on Missile Aerodynamics, 1998.
4. J. DeSpirito, H. Edge, P. Weinacht, J. Sahu, and S. Dinavahi, "CFD analysis of grid fins for maneuvering missiles," in 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000.
5. C. Berner and A. Dupuis, "Wind tunnel tests of a grid finned projectile configuration," in 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001.
6. E. Schülein and D. Guyot, "Novel High-Performance Grid Fins for Missile Control at High Speeds: Preliminary Numerical and Experimental Investigations In Innovative Missile Systems," Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-135, 2006.
7. J. Kless and M. Aftosmis, "Analysis of Grid Fins for Launch Abort Vehicle Using a Cartesian Euler Solver," in 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2011.
8. M. Debiassi and Y. Zeng, "Forces and Moments Generated by Swept-Back Grid Fins with Sharp Leading Edges," Journal of Aircraft, vol. 53, no. 6, pp. 1964-1968, 2016.