

# بررسی تأثیر نوع تیغه‌ها و تراکم تیغه‌های بالک مشبک بر روی ضرایب آیرودینامیکی

بهنام آرزومند<sup>۱</sup>، حمید پرهیزگار<sup>۲</sup> و عباس طربی<sup>۳</sup>

مجتمع دانشگاهی هوافضا

دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۸/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۴/۰۸)

## چکیده

بالک مشبک در واقع یک نوع سطح کنترلی آیرودینامیکی بوده که دارای یک قاب بیرونی و یک ساختار شبکه‌ای مربعی یا لوزی شکل از تیغه‌های نازک متقاطع می‌باشد. هدف از به کارگیری بالک مشبک، تأمین سطح پایدارساز یا سطح کنترلی موشک و در عین حال کاهش گشتاور لولا در سرعت‌هایی است که در آن نیروهای زیادی به بالک‌ها وارد می‌شود. در این تحقیق با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی تأثیر تیغه‌ها و تراکم لوزی‌های بالک مشبک بر روی ضرایب آیرودینامیکی موشک در رژیم جریان مافوق صوت در حالت پایا بررسی شده است. شبیه‌سازی بالک‌های مشبک در این مقاله ابتدا دارای دو نوع تیغه لوزی و صفحه تخت بوده و نتایج حاصله با نتایج آزمایشگاهی نزدیکی که برای آنها موجود بود مقایسه شد و پس از انتخاب تیغه لوزی، تغییر ضرایب آیرودینامیکی موشک با افزایش و کاهش ۵۰ درصدی تعداد لوزی‌های بالک (بدون تغییر در ابعاد کلی قاب بالک) نسبت به حالت مرجع بررسی شده است. نمودارهای مربوط به ضریب نیروی محوری و عمودی همچنین گشتاور پیچشی و مرکز فشار در موشک مفروض به ازای زوایای حمله مختلف در ماخ پروازی ۳ آورده شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی جریان حول دو نوع بالک مشبک ذکر شده نشان از دقت حل عددی در محاسبه پیچیدگی‌های جریان در هندسه‌های دارای بالک‌های مشبک و همچنین تطابق نتایج بالک دارای تیغه لوزی با نتایج تجربی تونل باد می‌باشد. همچنین محاسبات نشان می‌دهد که با افزایش و کاهش ۵۰ درصدی تراکم لوزی‌ها در یک قاب ثابت می‌توان موقعیت مرکز فشار را حدود یک قطر به سمت جلو یا عقب موشک تغییر داد.

**واژه‌های کلیدی:** بالک مشبک، حل عددی ضرایب آیرودینامیکی موشک، تغییر پارامترهای هندسی بالک

## Investigate of Septum Type Effects and Septum Density of Lattice Fin Partitions On Aerodynamics Coefficient

B. Arezoomand

H. Parhizgar

A. Tarabi

Aerospace Engineering Department

Malek-e Ashtar University, Tehran, Iran

(Received: 04/November/2019 ; Accepted:28/June/2020)

### ABSTRACT

Lattice fin is an aerodynamic control surface with an outer frame and square or diamond-shaped grid structure of secant septum. The purpose of grid fins is to provide a level stabilizer or control level of the missile while reducing the hinge moment at speeds in which many forces enter the fins. In this research, with computational fluid dynamics method, the septum and density effect of lattice fins on the aerodynamic coefficients of the missile in steady state and supersonic flow regime has been studied. Simulation of lattice fins in this paper, at first have two types of 3D sharp diamond and flat plates, then compared with the near experiment results that were available to them and after that selecting the 3D sharp diamond septum. At last variant of missile aerodynamic coefficients with 50% increase and decrease of septum density fin (unchanged in the overall dimensions of the fin frame) was compared to the reference state. Diagram of axial and vertical force coefficients, as well as the pitch moment and center of pressure in the assumed missile, are given for various angle attacks in Mach 3. Numerical flow simulation results around two types of lattice fins indicate the accuracy of numerical solution in calculating the flow complexities on lattice-shaped geometries and also matching of 3D sharp diamond septum results with the experimental results of wind tunnel. Also, calculations show that by increasing and decreasing the 50% density of septum in a fixed frame, the position of center of pressure can be changed by about one diameter to the front or rear of missile.

**Keywords:** Lattice Fin, Numerical solution of the aerodynamic coefficients of the missile, Change the geometric parameters of the fin

۱- کارشناس ارشد: behnammaxwell@gmail.com

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

۳- استادیار: abbastarabi@mut.ac.ir

## ۱- مقدمه

بالک مشبک، یک سطح آیرودینامیکی است که از یک قاب بیرونی با شبکه‌ای از تیغه‌های باریک متقاطع<sup>۱</sup> تشکیل شده است. عمده نیروهای تولیدشده توسط بدنه موشک در ناحیه نزدیک به دماغه بوده و مرکز فشار، به آن سمت تمایل دارد؛ لذا معمولاً بدنه موشک به تنهایی هندسه‌ای ناپایدار است و قادر به تأمین پایداری در مسیر پرواز نیست. هدف از به‌کارگیری بالک، متعادل نگه‌داشتن موشک و تأمین پایداری آن و یا تأمین نیرو برای کنترل موشک در مسیر پرواز می‌باشد.

بالک‌های مشبک عموماً در قسمت عقب موشک قرار می‌گیرند و 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 لولاً<sup>۲</sup> 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<sup>۳</sup> کوچک‌تری هستند؛ بنابراین گشتاور لولای کوچک‌تری را تولید می‌کنند و این یعنی به عملگرهای<sup>۴</sup> کوچک‌تری برای چرخش آنها در جریان‌هایی با سرعت بالا نیاز است [۱].

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، راندمان 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<sup>۵</sup> 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 [۲].

بر اساس اسناد و مدارک موجود، نخستین بار روس‌ها (اتحاد جماهیر شوروی سابق) بودند که به‌طور عملیاتی از بالک‌های شبکه‌ای در برخی موشک‌های خود استفاده نمودند. به‌خاطر مزایای این نوع بالک نسبت به بالک‌های صفحه‌ای معمول، تمایل به بهره‌گیری از این بالک‌ها در سال‌های اخیر افزایش چشمگیری یافته تا حدی که استفاده از این نوع بالک‌ها بر روی موشک‌های زمین به زمین روسیه نیز دیده شده است [۳].

از تحقیقات انجام‌شده در این زمینه می‌توان به بررسی‌های ویلیام واشنگتن و مارکز میلر [۴] در سال ۱۹۹۳ 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 در نواحی گذر صوت و در نواحی پایین مافوق صوت، کاهش در نیروی عمودی وجود دارد. میلر و واشنگتن [۵] در سال ۱۹۹۸ 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<sup>۶</sup> و تراکم شبکه‌ها بود که با بیش‌تر شدن آنها میزان نیروی عمودی افزایش می‌یافت و با شکل‌دهی ساده 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 در سال ۲۰۰۲ 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

1- Internal lattice of intersecting thin walls

2- Hinge Moment

3- Chord

4- Actuator

5- Chocked

6- Span

تیز را نیز مورد مطالعه قرار دادند و به همان نتایج پژوهشگران قبلی دست یافتند. در سال ۲۰۱۹ نیز لیو و همکارانش [۱۳] به منظور تولید بالک‌های مشبک مقاوم‌تر و با ساختارهای بالای کیفیتی به پیش‌بینی جریان لزج دم روی بالک مشبک و اثرات تداخل امواج شوک با اغتشاش شار حرارتی روی بالک مشبک پرداختند و به تطابق نسبتاً خوبی از نتایج عددی با نتایج تجربی رسیدند. در سال ۱۳۹۳ نیز هاشم‌آبادی و همکارش [۱۴] بالک‌های مشبک با مقاطع لوزوی و دهانه‌های مختلف را مورد تحلیل و بررسی قرار دادند.

در تمامی تحقیقات انجام شده در جهان تاکنون تأثیرات نوع تیغه‌ها و تراکم لوزی‌های بالک‌های مشبک مورد تحلیل و بررسی قرار نگرفته است و صرفاً اثرات افزایش دهانه و حالت‌های پس‌گراییده مورد توجه واقع شده است؛ لذا تحقیق حاضر به بررسی اثرات نوع تیغه‌ها و تراکم لوزی‌های داخلی بالک مشبک بر روی ضرایب آیرودینامیکی خواهد پرداخت.

## ۲- فرمول‌ها و روابط

جریانی که از سلول‌های بالک مشبک عبور می‌کند در لبه انتهایی هر شبکه امواجی را به وجود می‌آورد که مدل‌سازی این جریان نیازمند حل معادلات ناویراستوکس جریان آشفته در سه بُعد می‌باشد. در حالت کلی معادلات حاکم بر جریان لزج و تراکم‌پذیر شامل معادلات پیوستگی (رابطه (۱))، اندازه حرکت (روابط (۲-۴)) و انرژی (رابطه (۵)) بوده که در زیر آورده شده است [۱۵]:

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:

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

داده‌های تجربی اختلاف دارد. این در حالی بود که در حل غیرلزج، نیروهای حاصل از حل عددی آن‌ها حدود ۱۸ درصد با داده‌های تجربی اختلاف داشت [۶]. برنر [۷] نیز در سال ۲۰۰۱ ضرایب آیرودینامیکی موشکی با نوعی بالک مشبک که شبکه‌های آن مربعی بود و ۴ بالک بر روی موشک با آرایش به علاوه‌ای شکل<sup>۱</sup> 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. همچنین شولین [۸] نیز در سال ۲۰۰۶ 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. در سال ۲۰۱۱ کلس و افتامیس [۹] مطالعاتی را بر روی بالک مشبک با استفاده از حل‌کننده اویلر دکارتی 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 می‌شد. در تحقیقات آنها تطابق بسیار 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<sup>۲</sup> را در شبیه‌سازی و آزمایش‌ها نشان داد.

در سال ۲۰۱۵ دیکباس [۱۰] به مقایسه اثرات کنترلی بالک تخت با بالک مشبک پرداخت. وی موشک خود را با دو آرایش به علاوه‌ای و ضربدری<sup>۳</sup> بالک‌های مشبک مقایسه کرد و پس از انجام تحقیق، حالت ضربدری را برای پایداری و قابلیت مانور بهتر پیشنهاد کرد. از آخرین تحقیقات انجام گرفته در سال ۲۰۱۶ دببسی [۱۱] و فزا [۱۲] به محاسبه ضرایب آیرودینامیکی موشک‌های دارای بالک مشبک برای حالت‌های مختلف عدد ماخ، زاویه حمله و هندسه‌های مختلف پرداختند. آنها همچنین علاوه بر کارهای قبل، تأثیر پس‌گرایی بالک‌های مشبک با لبه فرار

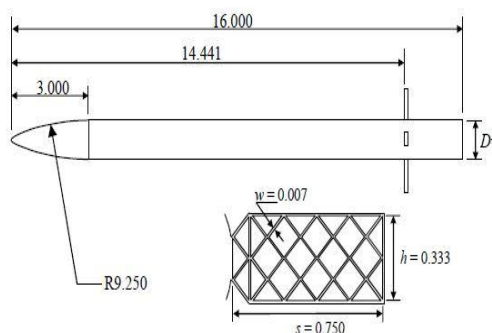
1- Plus

2- Pitch Moments

3- Cross

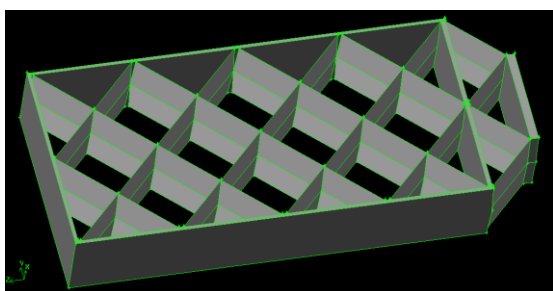
مرجع همراه با بالک مشبک در شکل ۱ نشان داده شده است. برای تحلیل جریان از نرم افزار انسیس فلونت استفاده شده و جریان به صورت پایا، سه بعدی، لزج، مافوق صوت و آشفته در نظر گرفته شده است.

تمام ابعاد مدل بر اساس ضریبی از قطر می باشد. در شبیه سازی حاضر، قطر مدل ۳۰mm در نظر گرفته شده و مدل قرارگیری بالکها در اطراف بدنه به صورت آرایش به علاوه ای شکل است. فاصله دماغه تا انتهای مدل برابر ۴۸۰mm میلی متر، طول دماغه ۹۰mm، فاصله محل بالکها از انتهای موشک ۴۵mm، ارتفاع بالک ۹/۹۹mm، وتر بالک ۳/۵۴mm و طول دهانه آن ۲۲/۵mm است.



شکل (۱): هندسه و ابعاد مدل مرجع [۱۱]

تیغه های بالک مشبک در دو حالت مختلف مدل شده است. در مدل اول تیغه بالکها لوزوی در نظر گرفته شده و در لبه حمله و فرار، نوک تیز می باشند؛ بنابراین بیشترین ضخامت بالک مربوط به قسمت میانی می باشد. در مدل دوم، تیغه های بالک مشبک به صورت صفحه تخت با ضخامتی برابر حداکثر ضخامت موجود در تیغه لوزوی در نظر گرفته شده است. نمونه ای از این بالکها در شکل های (۲-۵) آورده شده است.



شکل (۲): بالک با تیغه لوزوی

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  $\tau_{ij}$  نشان دهنده مؤلفه های تانسور تنش هستند که از رابطه (۵) به دست می آیند:

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

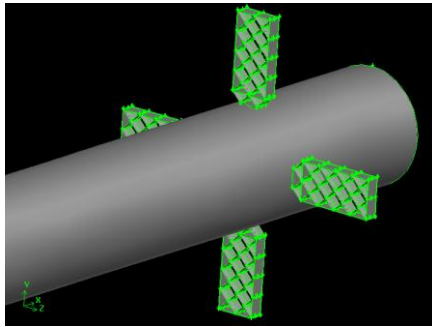
$$\begin{cases} \delta_{ij} = 0 & i \neq j \\ \delta_{ij} = 1 & i = j \end{cases}$$

معادله انرژی:

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

### ۳- اعتبارسنجی روش حل

در این قسمت، اطمینان حاصل کردن از درستی روش حل عددی، دارای اهمیت زیادی است. به این منظور از نتایج موجود در پژوهش های فرنیر [۱۶] و هاشم آبادی [۱۴] برای سنجش اعتبار محاسبه ضرایب آیرودینامیکی استفاده شده است. روند حل مسائل دینامیک سیالات محاسباتی بر اساس تکرار بوده و در طی تکرارهای متناوب بایستی نتایج به نتیجه های نهایی نزدیک شود یا به عبارتی پاسخ مسئله به مقادیر واقعی همگرا شوند. لذا بایستی برای رسیدن به مقادیر صحیح، معیاری برای همگرایی در نظر گرفت؛ این معیار عموماً مقادیر باقیمانده ها می باشد. در تحقیق حاضر علاوه بر بررسی باقیمانده ها<sup>۱</sup>، ثابت شدن تغییرات ضریب نیروی محوری و ضریب نیروی عمودی نیز به عنوان معیار همگرایی حل در نظر گرفته شده اند. هندسه و ابعاد مدل

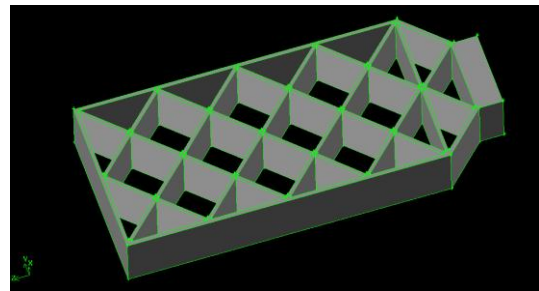


شکل (۷): نمایی نزدیک از هندسه مدل شده

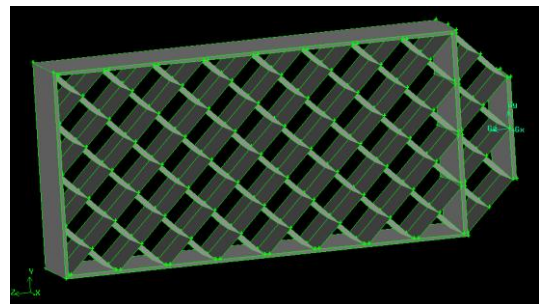
شکل و کیفیت سلول‌های حل عددی (شامل نسبت منطری<sup>۱</sup> و کجی سلول‌ها<sup>۲</sup>) نیز تأثیر به‌سزایی در دقت حل عددی دارد. تأثیر تراکم، همواری و شکل سلول‌ها بر دقت و همگرایی حل به دامنه محاسباتی جریانی که قرار است شبیه‌سازی شود بستگی دارد. به‌طور مثال، سلول‌های خیلی کج در نواحی بدون تغییر سرعت و فشار 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 [۱۷].

شبکه استفاده‌شده 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 ۰/۱ میلی‌متر و تعداد ۱۰ لایه با نرخ رشد ۱/۲ روی دیواره‌های موشک در نظر گرفته شده است. شکل ۸ شبکه ایجادشده در میدان محاسباتی و شکل‌های ۹ و ۱۰ وجود لایه مرزی روی سطح موشک و ساختار شبکه در نزدیکی بالک مشبک را نشان می‌دهد.

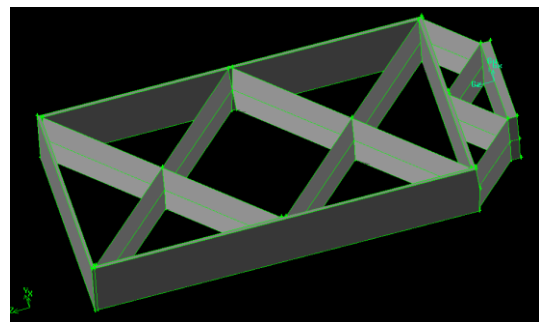
قبل از پرداختن به مطالعه رفتار جریان لازم است مناسب‌ترین شبکه و همچنین مطلوب‌ترین دامنه محاسباتی تولید شود. بدین منظور شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های تقریبی پانصد هزار، یک میلیون، دو میلیون و پنج میلیونی و دامنه‌های محاسباتی مختلفی برای تحلیل مسئله تولید شده و رفتار جریان بر روی آنها بررسی شده است.



شکل (۳): بالک با تیغه صفحه تخت



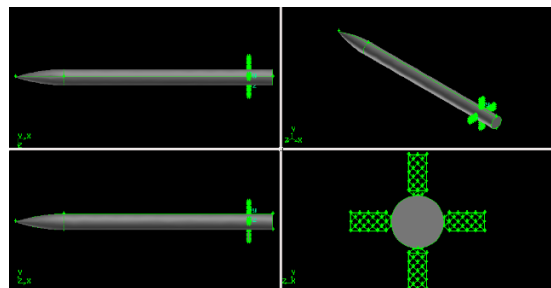
شکل (۴): بالک با تیغه لوزوی و ۲ برابر افزایش تیغه‌ها



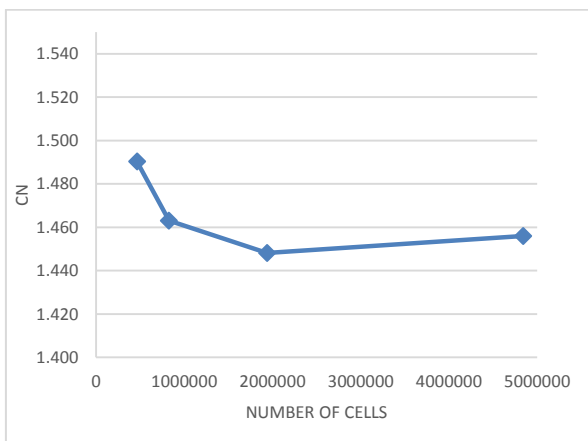
شکل (۵): بالک با تیغه لوزوی و نصف تیغه‌های بالک

مرجع

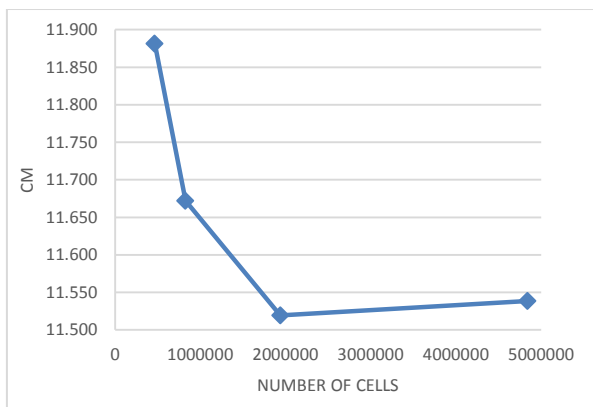
با توجه به ابعاد مدل، هندسه سه‌بعدی مشابه آنچه که در شکل ۶ و در نمایی نزدیک‌تر در شکل ۷ نمایش داده شده، آماده شده است. با توجه به اینکه مدل نسبت به صفحه میانی متقارن است، برای کاهش محاسبات تنها نیمی از میدان حل برای تحلیل‌های عددی در نظر گرفته شده و از شرط مرزی تقارن بدین منظور استفاده گردید.



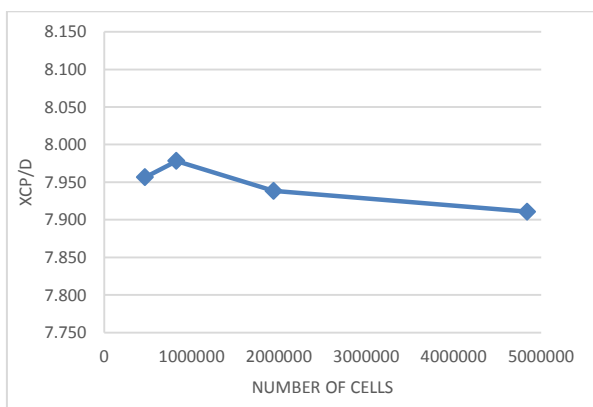
شکل (۶): هندسه مدل‌سازی شده مدل مرجع



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

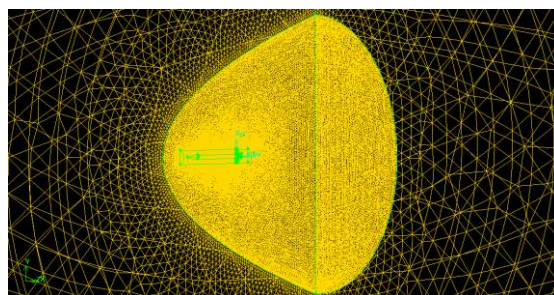


شکل (۱۳): نمودار ضریب گشتاور پیچشی بر حسب تعداد سلول‌های شبکه

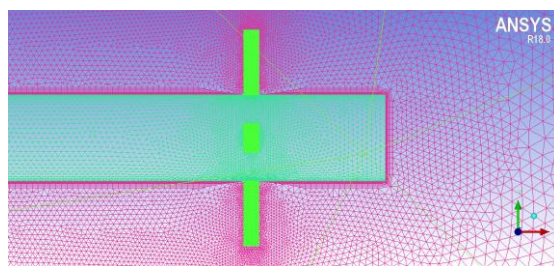


شکل (۱۴): نمودار مقادیر مرکز فشار به قطر بر حسب تعداد سلول‌های شبکه

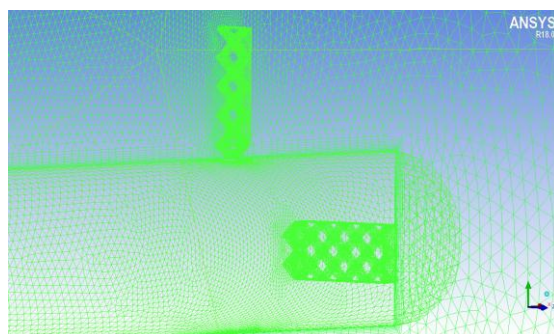
با توجه به پارامتر نسبت کجی زاویه‌ای  $Q_{EAS}$  مشاهده شد که حدود ۸۵ درصد سلول‌ها از کیفیت بالایی برخوردار



شکل (۸): شبکه ایجادشده در میدان محاسباتی جریان

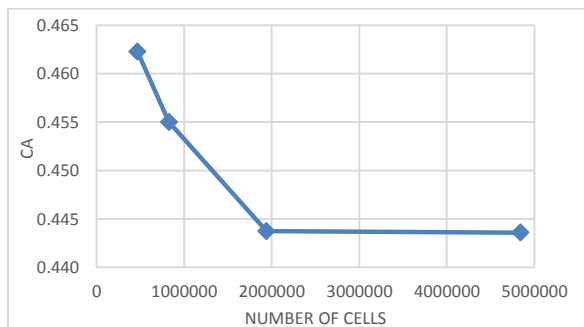


شکل (۹): شبکه لایه مرزی ایجادشده حول بدنه موشک



شکل (۱۰): ساختار شبکه در نزدیکی بالک مشبک

نمودار مربوط به ضریب نیروی محوری در شکل‌های (۱۱-۱۴) نشان‌دهنده این مهم است که شبکه دو میلیونی به همگرایی و درصدهای قابل قبولی برای خطا در حل رسیده و از آن پس با کوچک کردن شبکه، نتایج تغییر چندانی (حدود نیم درصد) با حالت انتخاب‌شده نخواهد داشت.



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

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

#### ۴- بررسی ضرایب آیرودینامیکی

در این قسمت ابتدا به بررسی ضرایب آیرودینامیکی حالت‌های مختلف تیغه‌های بالک مشبک و سپس تراکم‌های مختلف تیغه‌ها پرداخته خواهد شد.

همان‌طور که در جدول ۲ و شکل ۱۵ مشاهده می‌شود نتایج تحلیل عددی نیروی محوری در موشک با بالک دارای تیغه لوزوی از نتایج تونل باد، مقادیر کمتر و در موشک با بالک مشبک با تیغه صفحه تخت، مقادیر بیش‌تری را نشان می‌دهد. در توجیه این مطلب می‌توان گفت با توجه به در دسترس نبودن اندازه‌های جزئی و دقیق شبکه‌های داخلی و قاب بالک مشبک، در حالت اول به اجبار، مقاطع داخلی بالک‌های مشبک، لوزوی و ضخامت قاب، متناسب با داده‌های شهودی در نظر گرفته شده است و در حالت دوم نیز تمامی اندازه‌ها متناسب با مرجع [۱۱]، یکسان انتخاب شده است؛ اما در تست تونل باد ساخت بالک مشبک با تیغه‌های لوزوی بسیار دشوار بوده و احتمالاً تیغه‌های بالک مشبک، صفحه تخت بوده و لبه‌های حمله و فرار آنها سمباده خورده یا پخ زده شده می‌باشند.

نیروی پسا در تمامی وسایل متحرک، نیروی مزاحمی است که در خلاف جهت نیروی پیشران وارد می‌شود؛ این نیرو در برابر حرکت اجسام مقاومت کرده و باعث تلف شدن انرژی می‌گردد. با توجه به اینکه بالک مشبک معمولاً نیروی پسای بالایی دارد، لذا در تحقیق حاضر، طراحی بالکی که نیروی پسای کمتری تولید کند دارای اهمیت است؛ البته در مواردی که تولید گشتاور ترمزی مد نظر باشد عکس این مطلب صادق است. در این بخش نتایج حل عددی حاصل از دو هندسه متفاوت از بالک با نتایج تجربی تونل باد مقایسه شده و در جدول ۲ و نمودارهای مربوط به آن آورده شده است.

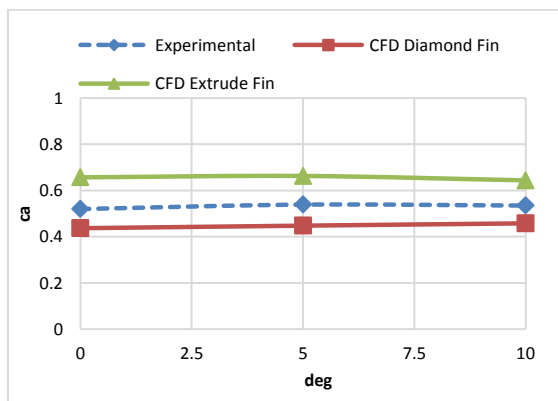
بوده و حدود ۱۵ درصد دارای کیفیت متوسط هستند که با توجه به مطالعات انجام‌شده از تحقیقات کاربردی در صنایع و تطابق با آزمایش‌های تجربی برای هندسه پیچیده حاضر کاملاً قابل قبول می‌باشند. دلیل وجود سلول‌های با کیفیت پایین‌تر، وجود دیواره‌های کوچک در هندسه (مانند لبه قاب و لبه تیغه‌های بالک مشبک) می‌باشد.

مدل‌های آشفته‌گی استفاده‌شده در پژوهش حاضر، مدل تک معادله‌ای اسپالارت آلماراس و مدل‌های دو معادله‌ای شامل  $k - \varepsilon$  Realizable و  $k - \omega$  (SST) است. با توجه به پایین بودن حداکثر زاویه حمله در تحقیق حاضر و ادعای راهنمای نرم‌افزار انسیس فلوننت در رابطه با مدل آشفته‌گی تک معادله‌ای اسپالارت - آلماراس، نتایج استخراج‌شده از این سه مدل در زاویه حمله ۱۰ درجه با توجه به جدول ۱ حاکی از آن است که مدل آشفته‌گی اسپالارت - آلماراس برای حل جریان روی موشک سه‌بعدی، بهترین انتخاب برای تحلیل مسئله می‌باشد.

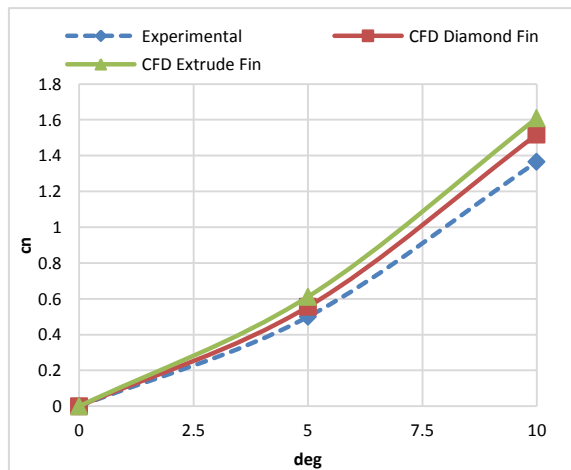
جدول (۱): مقایسه خروجی‌های سه مدل عددی بررسی‌شده با نتایج تجربی تونل باد

عنوان مدل آشفته‌گی	$C_m$	$C_n$	$C_a$	$x_{cp}/D$
اسپالارت - آلماراس	۱۱/۵۱۵	۱/۴۴۷	۰/۴۴۲	۷/۹۵۷
$k - \varepsilon$ Realizable	۱۱/۵۲	۱/۴۵۵۵	۰/۴۲۳	۷/۹۱۸
(SST) $k - \omega$	۱۱/۵۴	۱/۴۵۷	۰/۴۱۴	۷/۹۲۰
مقادیر تجربی تونل باد	۱۰/۱۷۴	۱/۳۶۵	۰/۵۳۵	۷/۵

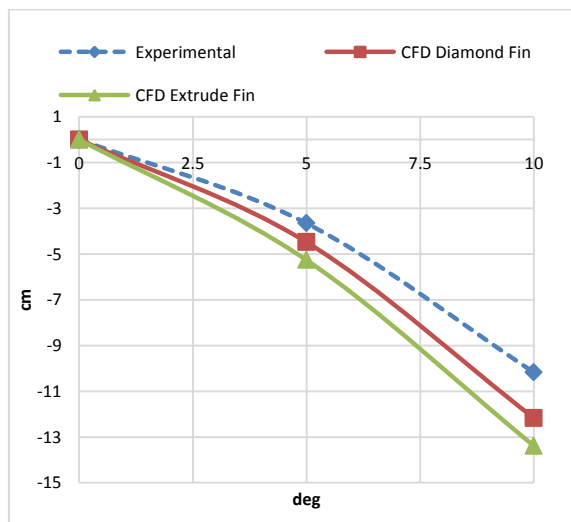
شبیه‌سازی عددی همانند مدل مرجع [۱۶] برای ماخ ۳ و در زوایای حمله صفر، ۵ و ۱۰ درجه به صورت چگالی مبنا و در شرایط کاری سیال تراکم پذیر از نوع گاز ایده‌آل با به‌کارگیری قانون لزجت ساترلند انجام شده و با انتخاب گزینه هدایتگر حل<sup>۱</sup> عدد کورانت از ۰/۱ شروع شده و به تدریج تا ۱ افزایش یافته است. میانگین  $\gamma$  در مدل



شکل (۱۵): ضرایب آیرودینامیکی نیروی محوری بر حسب زاویه حمله



شکل (۱۶): ضرایب آیرودینامیکی نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله



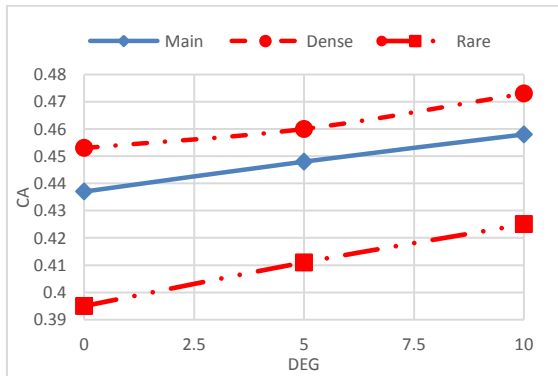
شکل (۱۷): ضرایب آیرودینامیکی گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله

با توجه به جدول ۲ و شکل‌های (۱۸-۱۶) مشاهده می‌شود که نتایج تحلیل عددی نیروی عمودی، گشتاور پیچشی و مرکز فشار به قطر در هر دو حالت مقادیر بیش تری را نسبت به نتایج تجربی تونل باد نشان داده و در تمامی حالت‌ها نتایج حل عددی بالک با تیغه لوزوی، نتایج نزدیک تری به نتایج تجربی تونل باد دارند. میانگین مقدار خطای حل عددی موشک دارای بالک با تیغه لوزوی 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 می‌باشد.

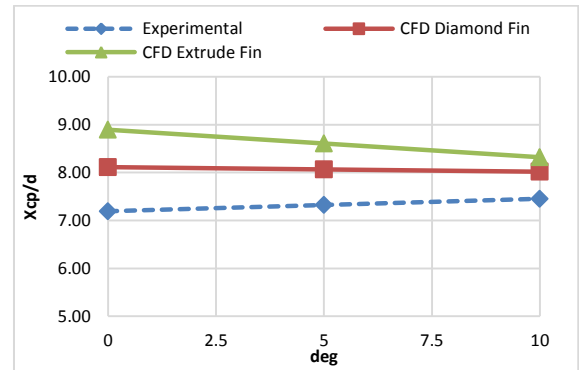
جدول (۲): مقایسه نتایج عددی با نتایج تونل باد در ماخ ۳

زاویه حمله	عنوان	$C_a$	$C_n$	$C_m$	$x_{cp}/D$
۰    ۱۵	نتایج عددی با تیغه لوزوی	۰/۴۴	۰	۰	۸/۱۱
	نتایج عددی با تیغه صفحه تخت	۰/۶۵	۰	۰	۸/۸۹
	نتایج تجربی تونل باد	۰/۵۲	۰	۰	۷/۱۹
۱۵    ۳۰	نتایج عددی با تیغه لوزوی	۰/۴۵	۰/۵۵	-۴/۴۸	۸/۰۷
	نتایج عددی با تیغه صفحه تخت	۰/۶۶	۰/۶۱	-۵/۲۶	۸/۶۱
	نتایج تجربی تونل باد	۰/۵۴	۰/۵۲	-۳/۶۶	۷/۳
۳۰    ۴۵	نتایج عددی با تیغه لوزوی	۰/۴۵	۱/۵۱	-۱۲/۱	۸/۰۲
	نتایج عددی با تیغه صفحه تخت	۰/۶۴	۱/۶۰	-۱۳/۳	۸/۳۲
	نتایج تجربی تونل باد	۰/۵۳	۱/۳۷	-۱۰/۱	۷/۴۸

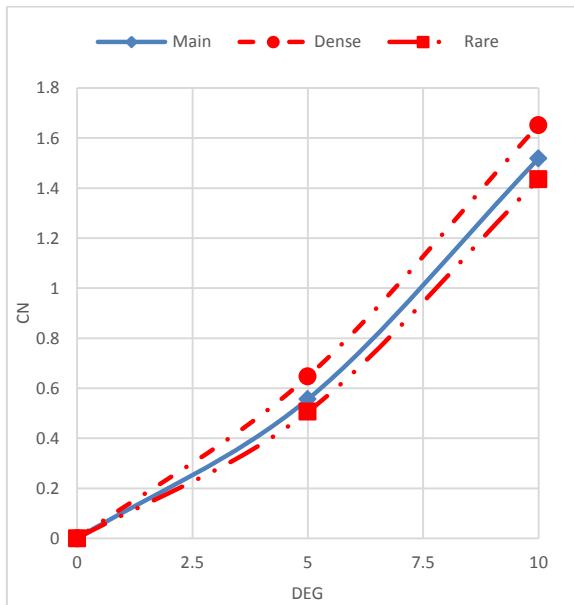




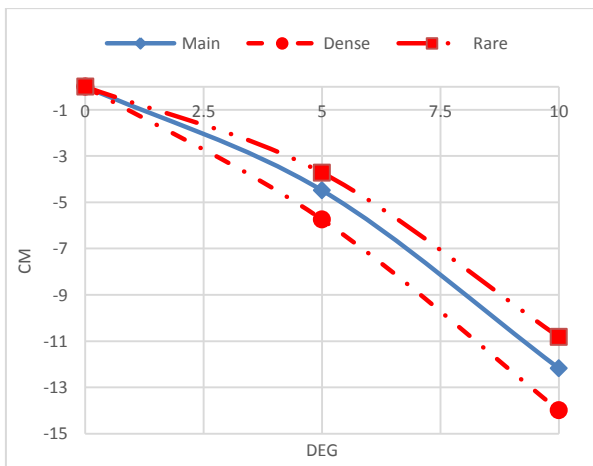
شکل (۱۹): ضرایب آیرودینامیکی نیروی محوری برحسب زاویه حمله



شکل (۱۸): ضرایب آیرودینامیکی مرکز فشار به قطر بر حسب زاویه حمله



شکل (۲۰): ضرایب آیرودینامیکی نیروی عمودی برحسب زاویه حمله



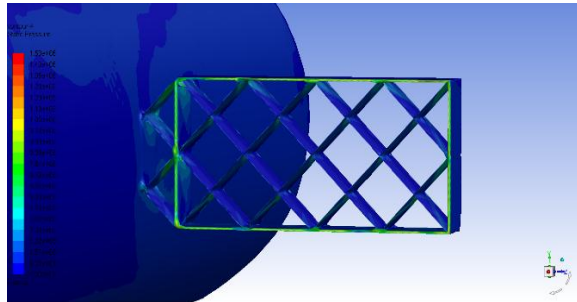
شکل (۲۱): ضرایب آیرودینامیکی گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله

در ادامه نتایج حل عددی حاصل از سه هندسه متفاوت از بالک مشبک دارای تیغه لوزی شامل بالک مرجع و بالک دارای ۲ برابر افزایش تیغه‌ها و بالک با نصف تیغه‌ها نسبت به بالک مرجع در ابعاد یکسان با یکدیگر مقایسه شده و نتایج حاصله در جدول ۳ و شکل‌های (۱۹-۲۲) آورده شده است.

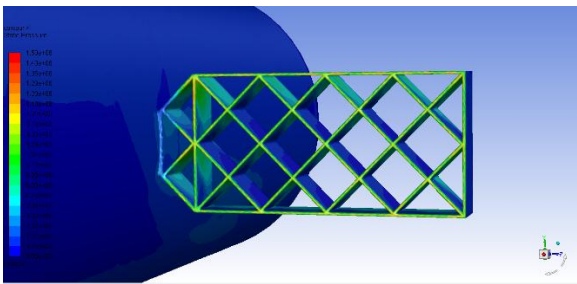
جدول (۳): مقایسه نتایج عددی بالک‌های مشبک در ماخ ۳

زاویه حمله	عنوان	$C_a$	$C_n$	$C_m$	$x_{cp}/D$
۰    ح	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۴	۰	۰	۸/۱۱
	نتایج عددی بالک با افزایش تیغه‌ها	۰/۴۵	۰	۰	۹/۲۸
	نتایج عددی بالک با کاهش تیغه‌ها	۰/۴	۰	۰	۷/۱۶
۹۰    ح	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۵	۰/۵۵	-۴/۴۸	۸/۰۷
	نتایج عددی بالک با افزایش تیغه‌ها	۰/۴۶	۰/۶۵	-۵/۷۵	۸/۸۸
	نتایج عددی بالک با کاهش تیغه‌ها	۰/۴۱	۰/۵۰	-۳/۷۲	۷/۳۵
۱۸۰    ح	نتایج عددی بالک مرجع	۰/۴۵	۱/۴۵	-۱۱/۵	۷/۹۵
	نتایج عددی بالک با افزایش تیغه‌ها	۰/۴۷	۱/۶۵	-۱۳/۹۹	۸/۴۷
	نتایج عددی بالک با کاهش تیغه‌ها	۰/۴۲۵	۱/۴۴	-۱۰/۸۲	۷/۵۴

بالک صفحه تخت که با برخورد ناگهانی هوا به لبه حمله اتفاق می افتد برخوردار خواهد بود؛ بنابراین جریان هوای عبوری، نیروی کمتری را نیز به بالک مشبک با تیغه های لوزوی اعمال خواهد نمود.

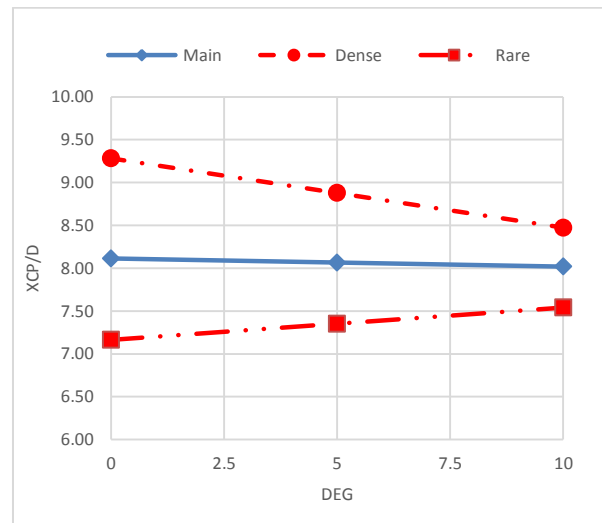


شکل (۲۳): کانتور فشار روی بالک مشبک با تیغه لوزوی در زوایه حمله ۱۰ درجه



شکل (۲۴): کانتور فشار روی بالک مشبک با تیغه صفحه تخت در زوایه حمله ۱۰ درجه

با مشاهده کانتور فشار در شکل (۲۵، ۲۷ و ۲۸)، نتیجه می شود که بیشترین فشار در قسمت های اتصال بالک مشبک به بدنه و قاب خارجی بالک مشبک بوده و با توجه به تیز بودن لبه های حمله و فرار در لوزی های میانی، فشار کمتری به قسمت میانی بالک مشبک وارد می شود؛ اما در کانتور فشار شکل ۲۶، دیده می شود که بیشترین فشار مربوط به تمامی قسمت های لبه حمله بالک مشبک و قسمت های اتصال بالک به بدنه موشک می باشد و پس از عبور از لبه حمله، فشار کمتری به آن وارد می شود. بنابراین با مقایسه و بررسی کانتورهای فشار با یکدیگر به وضوح می توان دریافت که فشارها و در نتیجه نیروهای وارد شده به موشک دارای بالک با ایرفویل لوزوی کمتر از موشک دارای بالک مشبک با ایرفویل صفحه تخت می باشد.

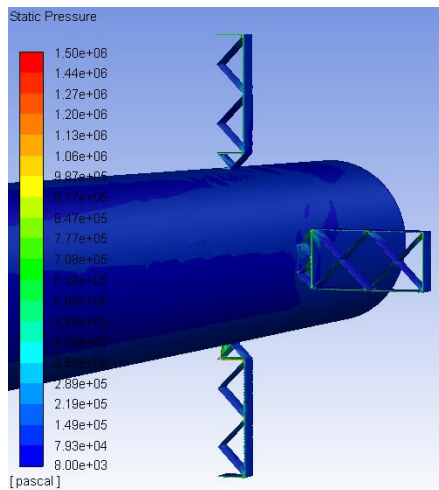


شکل (۲۲): ضرایب آیرودینامیکی مرکز فشار به قطر برحسب زاویه حمله

با توجه به جدول ۳ و بررسی دقیق تحلیل های عددی انجام شده بر روی موشک دارای بالک با ۲ برابر افزایش تیغه ها 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 ۳ درصد، برای ضریب نیروی عمودی حدود ۸ درصد، برای گشتاور پیچشی حدود ۱۴ درصد و برای مرکز فشار حدود ۱۰ درصد می باشد. همچنین در بالک با نصف تیغه های بالک مرجع تمامی ضرایب آیرودینامیکی اندکی کاهش یافته است که متوسط میزان این تغییرات برای ضریب نیروی محوری حدود ۶- درصد، برای ضریب نیروی عمودی حدود ۳- درصد، برای گشتاور پیچشی حدود ۶- درصد و برای مرکز فشار حدود ۷- درصد می باشد.

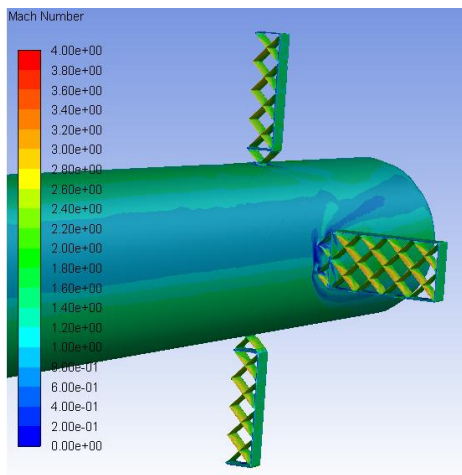
در انتها نیز نمونه هایی از کانتورها و بردارهای سرعت استخراج شده از حل عددی موشک در دو حالت مذکور، ابتدا روی بالک های شبکه ای و سپس در انتهای موشک آورده شده است.

با توجه به کانتور فشار در شکل های (۲۳ و ۲۴) تفاوت ساختارهای لوزوی و صفحه تخت در بالک مشبک به وضوح مشاهده می شود؛ در بالک لوزوی به دلیل نوک تیز بودن لبه حمله و لبه فرار بالک، رژیم جریان از گذر پایتری نسبت به

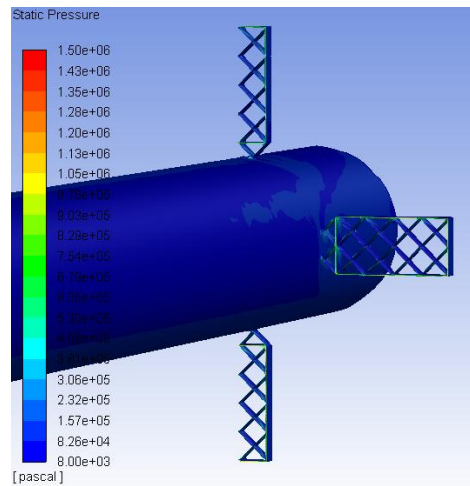


شکل (۲۸): کانتور فشار روی بدنهٔ موشک و بالک با کاهش تیغه‌ها در زوایه حمله ۱۰ درجه

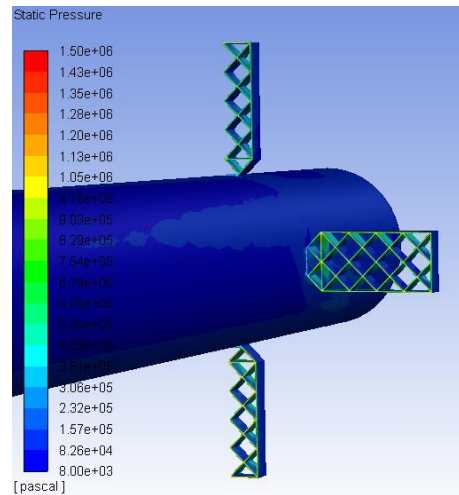
از روابط ترمودینامیکی در مرجع [۲] می‌توان دریافت که فشار با سرعت رابطهٔ معکوس دارد؛ بنابراین در قسمت‌هایی که فشار افزایش می‌یابد، سرعت کاهش یافته و در قسمت‌های کم‌فشار، سرعت افزایش می‌یابد؛ با توجه به این مهم و مشاهدهٔ کانتور عدد ماخ در شکل‌های (۲۹، ۳۱، ۳۲، ۳۳، ۳۵ و ۳۶) مشاهده می‌شود که در قسمت میانی بالک مشبک، عدد ماخ، بیش‌تر از قاب و قسمت‌های اتصال بالک مشبک به بدنه می‌باشد؛ اما با توجه به شکل‌های (۳۰ و ۳۴) واضح است که در لبهٔ حملهٔ بالک مشبک و قسمت‌های اتصال بالک به بدنهٔ موشک، عدد ماخ کاهش محسوسی داشته و پس از آن به حالت اولیه باز خواهند گشت. همچنین در هر دو حالت به دلیل اصطکاک سیال با دیواره، عدد ماخ روی بدنهٔ موشک کاهش یافته است.



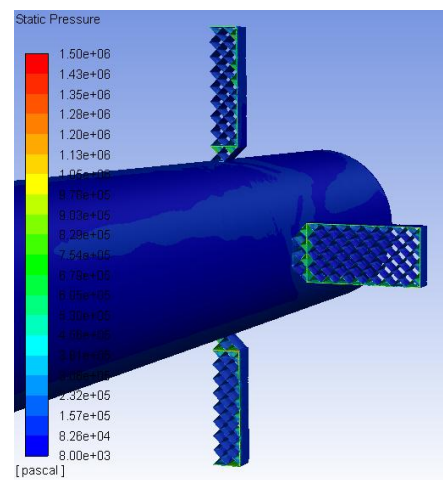
شکل (۲۹): کانتور عدد ماخ روی بدنهٔ موشک دارای بالک با تیغهٔ لوزوی در زوایه حمله ۱۰ درجه



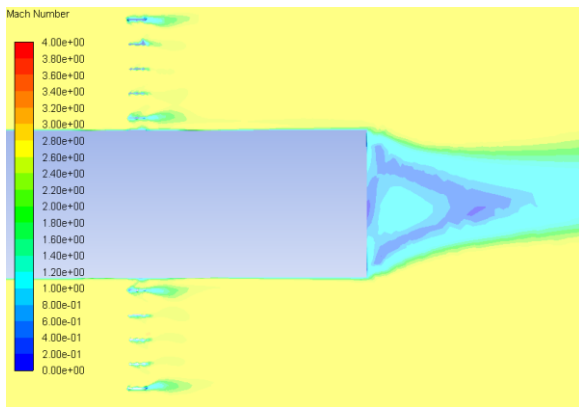
شکل (۲۵): کانتور فشار روی بدنهٔ موشک دارای بالک با تیغهٔ لوزوی در زوایه حمله ۱۰ درجه



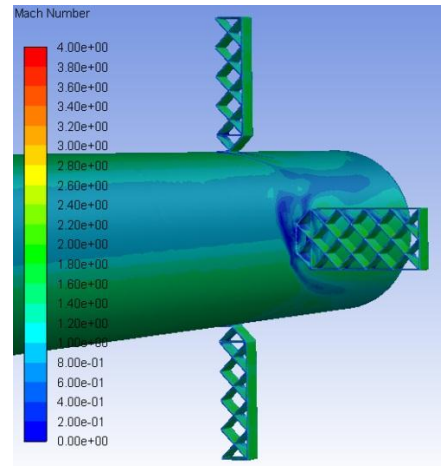
شکل (۲۶): کانتور فشار روی بدنهٔ موشک دارای بالک مشبک با تیغهٔ صفحه تخت در زوایه حمله ۱۰ درجه



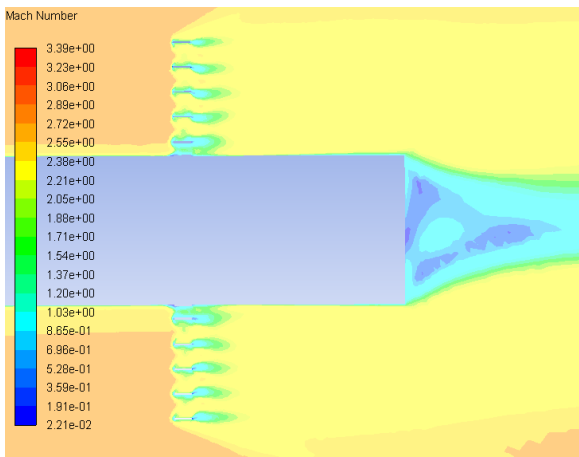
شکل (۲۷): کانتور فشار روی بدنهٔ موشک و بالک با افزایش تیغه‌ها در زوایه حمله ۱۰ درجه



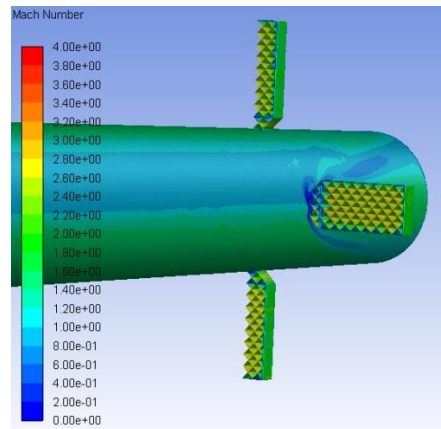
شکل (۳۳): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با تیغه لوزوی در زوایه حمله ۱۰ درجه



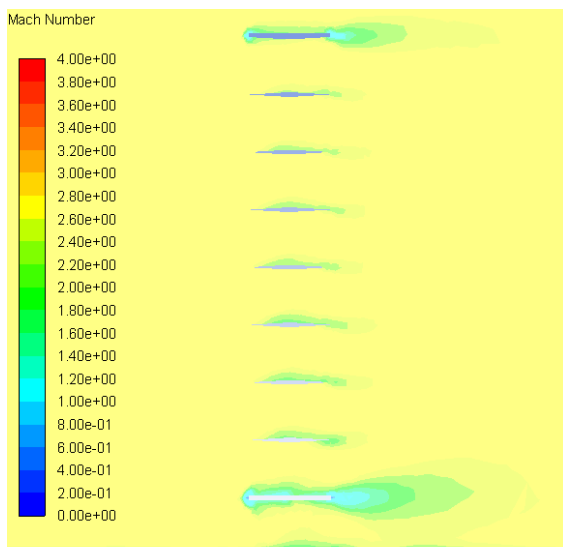
شکل (۳۰): کانتور ماخ روی بدنه موشک دارای بالک مشبک با تیغه صفحه تخت در زوایه حمله ۱۰ درجه



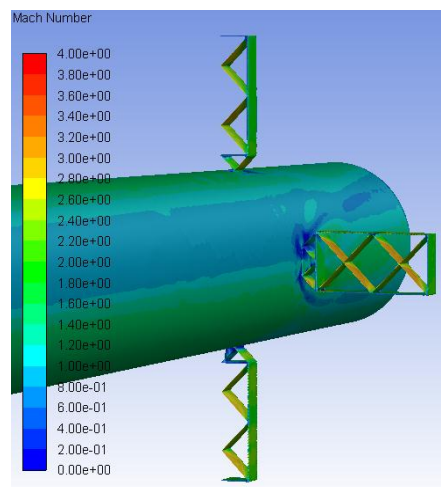
شکل (۳۴): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک بالک مشبک با تیغه صفحه تخت در زوایه حمله ۱۰ درجه



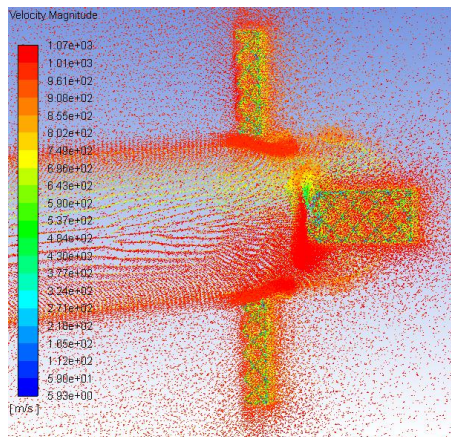
شکل (۳۱): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک با افزایش تیغهها در زوایه حمله ۱۰ درجه



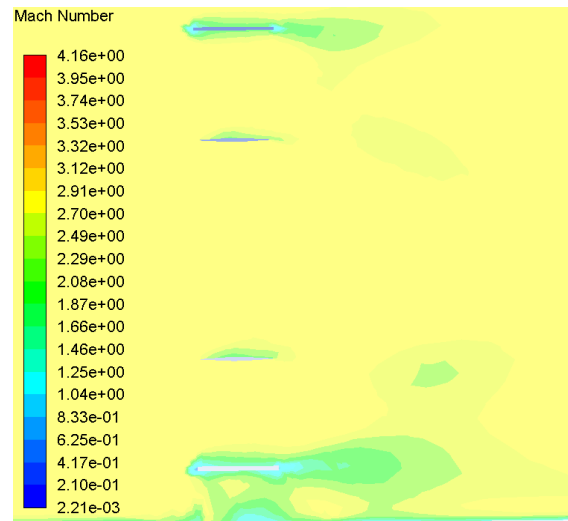
شکل (۳۵): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با افزایش تیغهها در زوایه حمله ۱۰ درجه



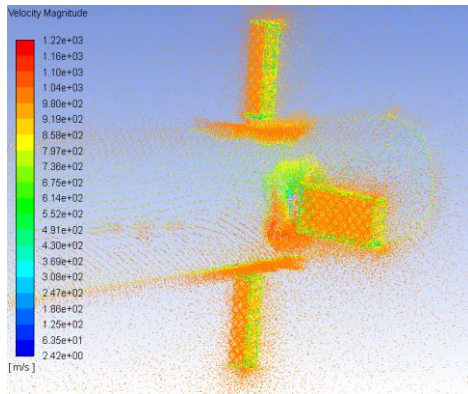
شکل (۳۲): کانتور عدد ماخ روی بدنه موشک و بالک با کاهش تیغهها در زوایه حمله ۱۰ درجه



شکل (۳۸): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک دارای بالک با تیغه صفحه تخت در زاویه حمله ۱۰ درجه



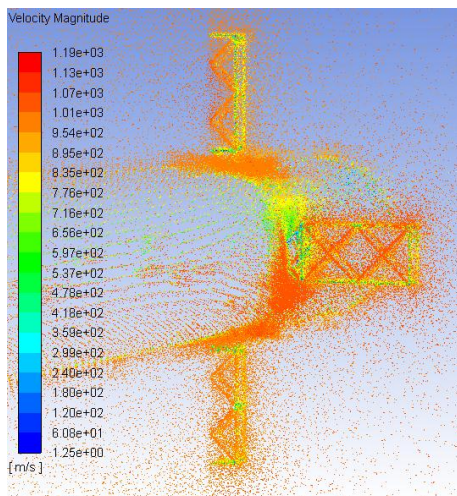
شکل (۳۶): کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن موشک دارای بالک با کاهش تیغه‌ها در زاویه حمله ۱۰ درجه



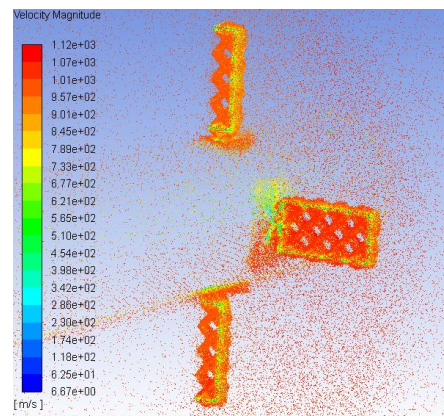
شکل (۳۹): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک و بالک با افزایش تیغه‌ها در زاویه حمله ۱۰ درجه

با مقایسه کانتورهای ماخ در شکل‌های (۲۹ و ۳۰) همچنین (۳۳ و ۳۴) با یکدیگر به وضوح می‌توان دریافت که در موشک دارای بالک با تیغه لوزوی، رژیم جریان از گذری یکنواخت‌تر و سریع‌تری نسبت به موشک دارای بالک مشبک با تیغه صفحه تخت برخوردار است؛ همچنین با دقت در شکل‌های (۳۳ و ۳۴) تأثیر تیغه لوزوی بر گذر رژیم جریان و تشکیل موج ضربه‌ای کاملاً مشهود است.

در شکل‌های (۳۷-۴۰) نیز بردارهای سرعت عبور کننده از انواع بالک مشبک در دامنه محاسباتی جریان سیال برای هر چهار حالت مشاهده می‌شود که با توجه به کانتورهای ماخ، جهت آنها در نواحی بحرانی برای همه حالت‌ها منطقی به نظر می‌رسد.



شکل (۴۰): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک و بالک با کاهش تیغه‌ها در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل (۳۷): بردارهای سرعت در دامنه محاسباتی و روی بدنه موشک دارای بالک با تیغه لوزوی در زاویه حمله ۱۰ درجه

## ۵- نتیجه گیری

ضربه‌ای با یکدیگر در حضور تراکم تیغه‌ها در این حالت می‌باشد.

در رابطه با پدیده‌های فیزیکی اتفاق افتاده در بالک لوزوی بیش‌ترین فشار در قسمت اتصال بالک مشبک به بدنه و قاب خارجی آن می‌باشد در حالی که در بالک صفحه تخت بیش‌ترین فشار مربوط به لبه حمله بالک مشبک و قسمت‌های اتصال بالک به بدنه موشک مذکور است؛ همچنین عدد ماخ در بالک با مقطع لوزوی کاهش کمتری نسبت به بالک صفحه تخت داشته و جریان به‌دلیل نوک‌تیز بودن لبه حمله و لبه فرار بالک از گذر پایتر و مطلوب‌تری نسبت به بالک دارای مقطع صفحه تخت برخوردار است اما در لبه حمله بالک دارای مقطع صفحه تخت، جریان کاهش محسوسی داشته و آشفتگی بالایی در آن ناحیه ایجاد خواهد کرد. در هر دو حالت نیز برخورد جریان به نوک موشک باعث تشکیل موج ضربه‌ای مایلی در قسمت جلویی موشک و بالک مشبک خواهد شد و در قسمت انتهایی موشک نیز به‌دلیل خلاء ایجادشده، سرعت سیال کاهش یافته و بسیار پایین است.

## ۶- مراجع

1. Sharma, N. and Kumar, R. "Missile Grid Fins Analysis Using Computational Fluid Dynamics: A Systematic Review", INCAS Bulletin, Vol. 11, no.1, pp. 151-169, 2019.
2. Shapiro, A. "The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow", The Ronald Press Company, New York, United States, 1953.
3. Munawar, A. "Analysis of Grid Fins as Efficient Control Surface in Comparison to Conventional Planar Fins", Proc. Int. 27th Cong. Aeronautical Sciences, 2010.
4. Washington, W. and Miller, M. "Grid Fins - A new Concept for Missile Stability and Control", in 31<sup>st</sup>. Aerosp. Sci. Meeting, Reno, NV, U.S.A. 1993.
5. Washington, W. and Miller, M. "Experimental Investigations of Grid Fin Aerodynamics: A Synopsis of Nine Wind Tunnel and Three Flight Tests." Proc. RTO AVT Symposium on Missile Aerodynamics, Sorrento, Italy, 1998.
6. DeSpirito, J., Edge, H., Weinacht, P., Sahu, J., and Dinavahi, S. "CFD Analysis of Grid Fins for Maneuvering Missiles", in 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000.
7. Berner, C., Dupuis, A. "Wind Tunnel Tests of a Grid Finned Projectile Configuration", in 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001.

در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی تأثیر ایرفویل تیغه‌های تشکیل‌دهنده بالک مشبک بر ضرایب آیرودینامیکی موشک دارای بالک مشبک در رژیم جریان مافوق صوت بررسی شد. ابتدا با مدل‌سازی دو هندسه از بالک شبکه‌ای که یکی دارای ایرفویل لوزوی و دیگری دارای ایرفویل صفحه تخت که نتایج آزمایشگاهی نزدیکی برای آنها وجود داشت مشخص شد که به‌دلیل پایین بودن بیشینه زاویه حمله در تحقیق حاضر، 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 به‌صورت سه‌بعدی در ماخ پروازی ۳ و در سه زاویه حمله صفر، ۵ و ۱۰ درجه و با به‌کار گرفتن روش چند وجهی کردن شبکه روی سلول‌ها انجام شده است. نتایج حاصل از اجراها بیانگر این مطلب بود که بالک دارای مقطع لوزوی از تطابق بیش‌تری با مدل واقعی ساخته شده و نتایج تجربی تونل باد برخوردار است به‌طوری که میانگین مقدار خطا برای نیروی محوری کمتر از ۱۲ درصد و برای نیروی عمودی کمتر از ۵ درصد به‌دست آمد. همچنین بالک دارای مقطع لوزوی، ضریب نیروی محوری کمتری را نسبت به نتایج تونل باد از خود نشان داد؛ بنابراین گزینه منتخب برای اعمال تغییرات در هندسه بالک شبکه‌ای گردید.

محاسبات نشان می‌دهد که با افزایش و کاهش ۵۰ درصدی تراکم لوزی‌ها در یک قاب ثابت می‌توان موقعیت مرکز فشار را حدود یک قطر به سمت جلو یا عقب موشک تغییر داد.

می‌توان دریافت که با افزایش تیغه‌ها در بالک مشبک، تمامی ضرایب آیرودینامیکی دچار افزایش و کاهش تیغه‌ها دچار کاهش می‌شوند؛ اما بررسی تحلیل‌های عددی حاکی از آن بود که این مقادیر دارای توازن نبوده و این عدم توازن اعداد در ضرایب آیرودینامیکی و بالاتر بودن ضرایب در حالت افزایش ۵۰ درصدی تیغه‌ها نسبت به ۵۰ درصد کاهش تیغه‌ها در بالک مشبک ناشی از تداخل امواج

13. Liu, Y. Xia, Z.-x., Liu, J. "Numerical Simulation of aerodynamic characteristics And Heating for Grid Fin Missiles", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace. Eng., Vol. 233, no. 7, pp. 2368-2377, 2019.
14. Nosratollahi, M., Hashemabadi, M. "Analysis of the Grid Fin Inset Effect on Function of Missile in Aerodynamic Analysis of It", Aerospace Knowledge and Technology Journal, 2014. (in Persian)
15. Anderson, J. D. "Computational Fluid Dynamics", New York: McGraw-Hill, 1995.
16. Fournier, E. "Wind Tunnel Investigation of Grid Fin and Conventional Planar Control Surfaces", in 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001.
17. Dehghani Sanij, M. A. "Numerical Simulation with Fluent 6.3. Tehran: Naghous-e Andishe Company", 2008.
8. Schülein. E., Guyot, D. "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.
9. Kless, J., Aftosmis, M. "Analysis of Grid Fins for Launch Abort Vehicle Using a Cartesian Euler Solver", in 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2011.
10. Dikbas, E. "Design of A Grid Fin Aerodynamic Control Device for Transonic Flight Regime", (Master's Thesis, Middle East Technical University) June 2015.
11. Debiasi, M., Zeng, Y. "Forces and Moments Generated by Swept-Back Grid Fins with Sharp Leading Edges", J. Aircraft, Vol. 53, no. 6, pp. 1964-1968, 2016.
12. Faza, A. "Study of Swept Angle Effects on Grid Fins Aerodynamics Performance", J. Phys. Conf. Ser., Vol. 1005, no. 1, 2018.

