

بررسی تأثیر مؤلفه‌های هندسی بالک بر عملکرد آیرودینامیکی

موشک

علی اصغر نادری^۳
دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه امام علی (ع)

خشایار یزدانی^۲
دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه گیلان

امیر حمزه فرج‌الهی^۱
دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه امام علی (ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۷/۰۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۱۱/۱۲)

چکیده

در طراحی آیرودینامیک موشک، لازم است فضای طراحی وسیعی مورد بررسی قرار گیرد. پیچیدگی یک فضای طراحی به تعداد متغیرهای ورودی بستگی دارد. قطر موشک، دماغه، طول بدنه، تعداد ردیف بالک‌ها، تعداد بالک‌ها برای هر ردیف، اندازه و شکل هر بالک‌ها و مقطع عرضی آن‌ها می‌تواند به‌عنوان نمونه‌هایی برای متغیرهای طراحی ارائه شود. در این تحقیق مشخصه‌های آیرودینامیکی نیروی درگ (بسا)، نیروی لیفت (برآ)، گشتاور چرخشی، مانورپذیری، نسبت نیروی لیفت به درگ و همچنین نیروی فشاری در اعداد ماخ و زاویه حمله مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده دیده شد که ضرایب آیرودینامیکی با افزودن بالک در جلوی موشک افزایش یافته است. همچنین مشاهده می‌شود که پایداری موشک در حالت نزدیک بودن بالک به انتهای موشک بهبود می‌یابد ولی نسبت نیروی لیفت به درگ و مانورپذیری کاهش می‌یابد. همچنین مشخص شد که با افزایش طول و ارتفاع بالک نیروی لیفت به نیروی درگ، نیروی عمودی و نیز پایداری موشک افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده شد که نسبت نیروی لیفت به نیروی درگ نیز با بیشتر شدن تعداد ردیف بالک، افزایش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: آیرودینامیک، بالک، زاویه حمله، عدد ماخ

The Effect of the Geometric Parameters of the Fin on Aerodynamic Performance of Missile.

A. H. Farajollahi
Mechanical Engineering
Department
Imam Ali University

Kh. Yazdani
Mechanical Engineering
Department
Gilan University

A. A. Naderi
Mechanical Engineering
Department
Imam ALi University

(Received: 01/October/2019 ; Accepted: 01/February/2020)

Abstract

In the aerodynamic design of missiles, it is necessary to consider a wide design space. The complexity of a design space depends on the number of input variables. Missile diameter, nozzle, body length, the number of rows of fin, the number of fins for each row, the size and shape of each fin, and their cross-section can be provided as examples of design variables. In this study, the aerodynamic characteristics of drag force, lift force, rotational torque, maneuverability, lift-drag force ratio as well as compressive force at Mach numbers and different attack angles were investigated. The results showed that aerodynamic coefficients increased with the addition of a fin in front of the missile. It is also observed that the stability of the missile improves when the fin is near the end of the missile but the ratio of lift to drag and maneuverability is reduced. It was also found that by increasing the length and height of the fin lifting force to the drag force, vertical force and the stability of missile increases. Also, it was observed that lift-drag force ratio increases with the increase in the number of fin rows.

Keywords: Aerodynamic, Fin, Attack angle, Mach number

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): a.farajollahi@sharif.edu

۲- کارشناسی ارشد: kh.yazdani92@gmail.com

۳- استادیار: aa.nadari@gmail.com

فهرست علائم و اختصارات

C_μ	ضریب ثابت مدل آشفتگی k-ε
c_p	ظرفیت گرمایی ویژه، J/kg k
h	آنتالپی، J/kg
k	انرژی جنبشی آشفتگی، J
K	ضریب رسانش حرارتی، K/m k
T	دما، °C
علائم یونانی	
ϵ	نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفتگی، W
ρ	چگالی، kg/m ³

۱- مقدمه

مهندسی است. طراحی پیکربندی موشک‌ها یکی از جالب‌ترین و شاید پیچیده‌ترین وظایف مهندس طراح وسایل پرنده است که در آن زمینه‌های گوناگون علمی را می‌بایست در نظر گرفت. برای این منظور، نیازمند دانش وسیعی در زمینه‌های آیرودینامیک، ترمودینامیک، سینماتیک جلوبرنده‌ها، طراحی سازه و غیره است. در طراحی پیکربندی موشک‌ها، در بسیاری از موارد نیازمند هماهنگی و توافق بین قسمت‌های مختلف است تا در نهایت یک سلاح کارآمد ارائه شود. در این بین طراحی بالک موشک و بررسی تأثیر آن بر عملکرد آیرودینامیکی بسیار مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است.

آکگول^۳ و همکاران [۱] در پژوهشی به بررسی عددی پیکربندی یک موشک با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و کدهای نیمه تجربی پرداخته و ضرایب آیرودینامیکی را محاسبه کردند. در این تحقیق ضرایب آیرودینامیکی محاسبه شده با داده‌های آزمایشی تست‌های تونل باد موجود مقایسه شده است. پس از این مقایسه، آن‌ها دریافتند که نتایج دینامیک سیالات محاسباتی در بهترین شرایط با داده‌های تجربی توافق دارند.

یانگ^۴ و همکاران [۲] شکل آیرودینامیکی را برای موشک‌های کانارد کنترل برای به حداکثر رساندن دامنه پرواز مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها برای تحلیل آیرودینامیکی موشک و به دست آوردن ضرایب آن از کد شبیه‌سازی استفاده کردند. در این تحلیل تأثیر عوامل مختلف بر ضرایب آیرودینامیکی، هدایت و سیستم کنترلی موشک مورد بررسی قرار گرفت.

تانریکولو^۵ و ارکان^۶ [۳] در مطالعه خود به بررسی پیکربندی موشک پرداختند. در این پژوهش یک مطالعه موردی ارائه شده است که در آن پیکربندی خارجی یک موشک در سرعت زیر صوت انجام شده است. سه مورد هزینه مربوط به ثبات، دامنه و عملکرد و تابع محدودیت مرتبط با ثبات در مطالعه مورد بررسی قرار گرفته است.

تونیل^۷ [۴] یک ابزار طراحی پیکربندی خارجی را توسعه داد که از الگوریتم ژنتیک به‌عنوان روش بهینه‌سازی

مطالعه بر رفتار جریان هوا در اطراف وسایل پرنده از قبیل موشک‌ها و اثر جریان هوای این اجسام در شاخه‌ای از علوم به نام آیرودینامیک مورد بررسی قرار می‌گیرد. طراحی اشکال آیرودینامیکی همیشه به‌عنوان یکی از مسائل چالش‌برانگیز در حوزه‌ی مطالعات دینامیک سیالات بوده است. دینامیک سیالات محاسباتی از ابتدای امر نقش بسیار ارزنده‌ای را در فرآیندهای طراحی آیرودینامیکی بر عهده داشته است. این در حالی است که این شاخه از علم، کماکان نیز به‌طور وسیع به‌عنوان ابزاری برای تحلیل پیکربندی‌های آیرودینامیکی به‌منظور کمک به فرآیندی بهینه‌سازی آن‌ها استفاده می‌شود. اگرچه در گذشته کوشش‌های بسیاری در استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی به‌عنوان وسیله‌ای برای طراحی مستقیم انجام شده، ولی به‌جرت می‌توان گفت هیچ‌گاه به این اندازه که امروزه از کاربردهای دینامیک سیالات محاسباتی در طراحی‌ها بهره گرفته می‌شود، استفاده نشده است. علت این استقبال قابلیت دسترسی مناسب، ضمن پیشرفت الگوریتم‌های جدید و کارآمد طراحی در این زمینه است. در طراحی آیرودینامیک موشک، متغیرهای ورودی مانند قطر موشک، دماغه، طول بدنه، قطر سوراخ خروج گازها از بخش انتهایی، تعداد ردیف بالک‌ها، تعداد بالک‌ها برای هر ردیف، اندازه و شکل هر بالک‌ها و مقطع عرضی آن‌ها می‌تواند به‌عنوان نمونه‌هایی برای متغیرهای طراحی ارائه شود. پارامترهای عملکرد آیرودینامیکی مانند مانور پذیری، اثربخشی کنترل، ثبات استاتیک و دینامیکی، نسبت نیروی برآ^۱ به بسا^۲، اهداف اصلی برای بهینه‌سازی یک طراحی

3 Akgül
4 Yang
5 Tanrikulu
6 Ercan
7 Tunil

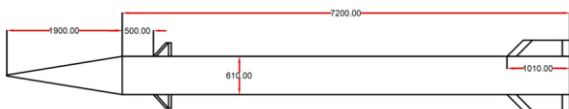
1 Lift
2 Drag

روش ترکیبی مورد تحقیق قرار داد. دم از هشت بالک با یک بخش گوه تشکیل شده است. تجزیه و تحلیل حاضر برای بررسی اثر شکل هندسی سطح مقطع بالک بر روی نیروی وارد بر بالک برای تمام اعداد ماخ صورت گرفته است. نتایج با داده‌های تجربی در اعداد ماخ در بین ۰/۶ و ۳/۶ ارزیابی و مقایسه شده است.

طراحی آیرودینامیکی موشک که مربوط به نیروهای وارده بر سطح خارجی می‌شود، یکی از بخش‌های اساسی در طراحی موشک‌ها است. مشخصه‌های عملکردی اصلی در طراحی آیرودینامیکی موشک‌ها شامل نسبت نیروی بالابرنده به بسا، پایداری استاتیکی و دینامیکی، مانورپذیری و اثربخشی کنترل است. یکی از گام‌های مهم فاز طراحی موشک، طراحی بالک‌های آن است. یکی از اهداف اصلی در طراحی موشک افزایش برد موشک است. از جمله عوامل تأثیرگذار بر برد نهایی موشک، میزان پسای وارده بر آن و میزان نیروی جلوبرنده آن است. در یک موشک معمولاً گرداب‌های ناشی از جریان اطراف بالک‌ها موجب تضعیف عملکرد و افزایش نیروی بسا می‌شود؛ بنابراین مشخصه‌های هندسی تأثیر بسزایی در پارامترهای عملکردی موشک خواهد داشت. از این رو هدف این پروژه بررسی تأثیر ساختمان هندسی و چیدمان بالک‌ها روی نیروهای آیرودینامیکی موشک در شرایط مختلف کاری است. شرایط کاری که در این مطالعه مورد بررسی قرار گرفت شامل عدد ماخ، زاویه حمله، موقعیت بالک، تعداد بالک و شکل هندسی است.

۲- هندسه موشک و فضای محاسباتی

هندسه موشک در شکل ۱ نشان داده شده است. طول کلی موشک برابر ۹/۱ متر، قطر ۰/۶۱ متر و جلوی موشک به صورت مخروطی با طول ۱/۹ متر می‌باشد. همه مقاطع بالک‌ها به صورت ایرفویل‌هایی با نوک تیز در نظر گرفته شده‌اند.



شکل (۱): نمای شماتیک موشک

و کد نیمه تجربی برای تحلیل آیرودینامیکی موشک استفاده می‌کرد. ایشان نشان داد که روش پیشنهادی قادر به اندازه‌گیری موشک‌ها بسته به اهداف عملکرد پرواز است.

گریوز^۱ و فورنیر^۲ [۵] در تحقیقی با استفاده از تونل باد به بررسی ویژگی‌های پایداری و کنترلی یک موشک هوا-هوا با بالک‌های مثلثی کانارد و بال دوزنقه‌ای در اعداد ماخ از ۰/۲ تا ۴/۶۳ پرداختند. نتایج حاکی از آن است که کاناردها در تولید گشتاور پیچشی در اکثر محدوده زاویه‌ی حمله و اعداد ماخ مورد آزمایش تأثیرگذار است و تغییرات در گشتاور پیچشی نسبت خطی است. کارایی کانارد با افزایش زاویه حمله در عدد ماخ حدود ۲/۵ کاهش می‌یابد. در اعداد ماخ بالاتر از ۲/۵ در زاویه‌های حمله متوسط تا شدید، اثربخشی کانارد کاهش می‌یابد. شبیه‌سازی‌های شروع پرواز تأثیر کمی بر ویژگی‌های بالابری و پیچشی می‌گذارند، اما باعث افزایش نیروی بسا می‌شوند و این افزایش در نیروی بسا باعث می‌شود گشتاور چرخشی افزایش می‌دهد و باعث ایجاد شکل هندسی نامتقارن می‌شوند.

یین^۳ و همکاران [۶] در پژوهشی از یک روش عددی برای مطالعه یک بال سه‌بعدی برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی آن ارائه دادند. آنها برای حل عددی خود از نرم‌افزار تجاری فلونت بهره بردند. عملکرد آیرودینامیکی بال‌های بهینه‌شده به‌طور قابل توجهی بهبود یافته است؛ که نشان می‌دهد که این روش می‌تواند در موارد دیگر گسترش یافته و مورد استفاده قرار گیرد.

یو^۴ و همکاران [۷] به‌منظور محاسبه مشخصه آیرودینامیکی موشک هوا به هوا در اعداد ماخ مختلف و زوایای مختلف حمله، با استفاده از نرم‌افزار فلونت، معادلات ناویر-استوکس را به صورت سه‌بعدی و آشفته حل کردند. آنها ضریب گشتاور خمشی، ضریب برآ و ضریب بسا را در اعداد ماخ مختلف و زوایای حمله به دست آوردند. همچنین آنان توزیع فشار، دما و سرعت جریان هوا را نیز به دست آوردند. نتایج نشان داد که می‌تواند نتایج محاسبات عددی برای طراحی شکل موشک ارائه کرد.

سیگال^۵ [۸] در تحقیق ویژگی‌های آیرودینامیکی موشک دم کنترل را با استفاده از کد نیمه تجربی و یک

1 Graves
2 Fournier
3 Yin
4 Yue
5 Sigal

۳- معادلات

در این پژوهش برای شبیه‌سازی عددی و گسسته‌سازی معادلات حاکم بر جریان سیال اطراف جسم از روش حجم محدود و استفاده شده است. معادلات حاکم برای تحقیق حاضر که جریان آن تحت شرایط سه بعدی، لزج، تک فاز با صرف نظر از نیروهای حجمی قرار دارد، شامل معادلات پیوستگی، مومنتم (ناویر استوکس) و انرژی است و به ترتیب توسط روابط زیر توصیف می‌شوند [۷].

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

$$\rho \left[\frac{\partial}{\partial t} (\vec{V}) + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} \right] = -\nabla p + \bar{\bar{\nabla}} \bar{\bar{\tau}} + \rho f \quad (1)$$

$$\rho \left[\frac{\partial h}{\partial t} + \nabla \cdot (h \vec{V}) \right] = -\frac{Dp}{Dt} + \nabla \cdot [K \nabla T] + \bar{\bar{\tau}} \frac{\partial V_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

در رابطه (۲) f مجموع نیروهای حجمی بر واحد جرم است. همچنین در رابطه (۳)، رابطه $\delta h = c_p \delta T$ برقرار است. در روابط فوق لزجت حاصل مجموع لزجت سیال و لزجت آشفتگی می‌باشد که لزجت آشفتگی از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

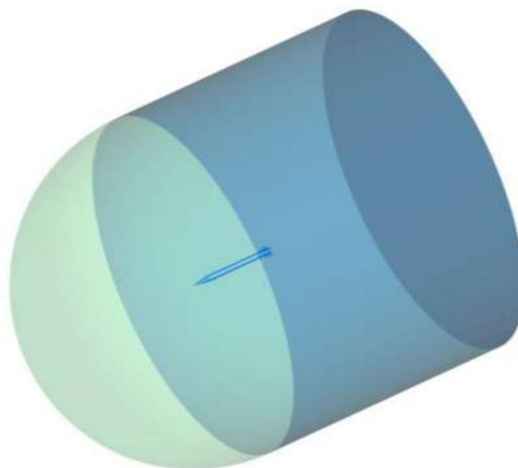
$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$

برای ورود جریان به دامنه حل و همچنین اطراف دامنه حل از شرط میدان فشار دوردست استفاده شده است و برای خروج جریان از شرط فشار خروجی و برای دیواره‌های موشک و بالک‌ها از شرط عدم لغزش و نفوذناپذیری استفاده شده است. فشار استاتیک جریان آزاد ۱ اتمسفر و دمای آن ۳۰۰ کلوین است. جریان هوا از رفتار گاز ایده آل پیروی می‌کنند. محاسبات برای اعداد ماخ و برای زاویه حمله‌های مختلف انجام شده است.

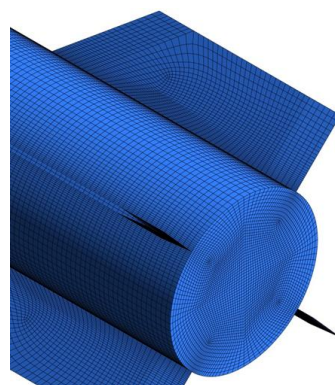
۴- استقلال از شبکه و صحت‌سنجی نتایج

به منظور بررسی عدم وابستگی نتایج حل عددی به شبکه محاسباتی، ضریب بسا برای عدد ماخ در زاویه حمله ۱۰ درجه به عنوان پارامتر استقلال از شبکه انتخاب شده است. همان گونه که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، برای مطالعه استقلال از شبکه از چهار شبکه بندی مختلف استفاده شده است. با توجه به شکل برای موشک موردنظر از شبکه‌ای با

برای مش بندی هندسه موردنظر، از نرم‌افزار گمبیت^۱ استفاده شده است. با توجه به هندسه بسیار پیچیده موشک‌ها و ابعاد بزرگ آن‌ها، شبکه بندی دقیق و کارآمد، برای رسیدن به جواب‌های دقیق و همگرایی مناسب در اولویت قرار دارد. با توجه به ابعاد بزرگ موشک، دامنه مورد مطالعه از هر طرف ۶۰ برابر قطر موشک در نظر گرفته شده است (شکل ۲). این دامنه بزرگ و همچنین وجود بالک‌های به مراتب کوچک‌تر بر روی موشک سبب افزایش شدید تعداد سلول‌های محاسباتی گردیده است (شکل ۳). این ساختار منظم برای مش بندی موشک، خود نیازمند وقت و پیچیدگی‌های بسیاری است. در هر شبیه‌سازی عددی، ایجاد یک شبکه بندی با کیفیت مناسب، اولین و مهم‌ترین قدم برای رسیدن به نتایج دقیق است. در تمام دامنه به جز در اطراف بالک مشبک از مش بندی با ساختار منظم استفاده شده است.



شکل (۲): فضای محاسباتی



شکل (۳): شبکه بندی هندسه موشک

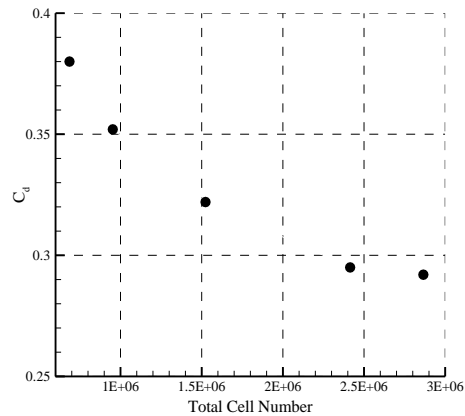
همان‌گونه که از شکل ۶ مشاهده می‌شود نتایج مربوط به ضریب بسا با خطای ۱۷ درصد با نتایج تجربی تطابق دارد.

۵- نتایج

در این تحقیق مشخصه‌های آیرودینامیکی نیروی درگ (بسا)، نیروی لیفت (برآ)، مانورپذیری، نسبت نیروی لیفت به درگ و همچنین نیروی فشاری در اعداد ماخ و زاویه حمله مختلف مورد بررسی قرار گرفتند.

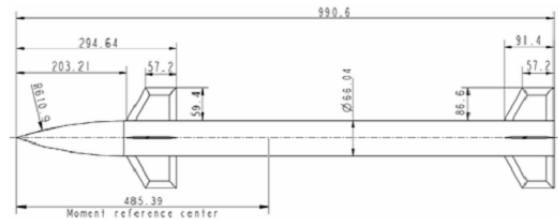
در شکل ۷ ضرایب نیروی لیفت (C_D)، نیروی درگ (C_L)، ضریب گشتاور چرخشی تقسیم بر زاویه حمله ($C_{m\alpha}$)، ضریب نیروی عمودی (C_N) نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل ۷-الف مشاهده می‌شود، ضریب نیروی لیفت در اعداد ماخ مختلف تغییر اندکی پیدا می‌کند. با این وجود در زاویه حمله ۱۰ تا عدد ماخ ۱/۵، این ضریب ابتدا کاهش پیدا کرده و پس از آن با ورود به منطقه فراصوت، افزایش پیدا می‌کند. اما در زاویه حمله ۵ و ۰ این تغییر بسیار ناچیز است. همچنین با توجه به شکل ۷-ب مشاهده می‌شود که ضریب نیروی درگ در زوایای حمله ۱۰، ۵ و ۰ ابتدا تا عدد ماخ ۱/۵ افزایش می‌یابد و با افزایش عدد ماخ در منطقه فراصوت، مقدار آن کاهش پیدا می‌کند. در شکل ۷-ج $C_{m\alpha}$ که نشان‌دهنده پایداری موشک است، نشان داده شده است. این ضریب تغییرات گشتاور چرخشی را نسبت به افزایش زاویه حمله نمایش می‌دهد و مقادیر منفی برای آن حاکی از پایداری موشک است. در زاویه ۱، تا عدد ماخ ۱/۵ و در زاویه حمله ۵ و ۰ تا عدد ماخ ۲ موشک در حالت پایدار قرار دارد ولی بعد از این اعداد ماخ موشک با میزانی از ناپایداری مواجه می‌شود. مانورپذیری قابلیت موشک برای تغییر سرعت و جهت در یک زمان تعریف می‌شود. این مشخصه رابطه‌ای مستقیم با ضریب نیروی عمودی دارد، بنابراین برای بررسی این مشخصه ضریب نیروی عمودی در اعداد ماخ و در زوایای حمله مختلف در شکل ۷-د نشان داده شده است. همان‌گونه که مشخص است این ضریب در اعداد ماخ مختلف تغییر اندکی پیدا می‌کند. با این وجود با افزایش زاویه حمله، مانورپذیری موشک افزایش می‌یابد.

تعداد ۲۴۱۴۳۸۴ سلول و با ساختار منظم به‌عنوان شبکه مناسب انتخاب شده است. لازم به ذکر است که استقلال از شبکه برای دیگر شرایط نیز مورد بررسی قرار گرفته است.



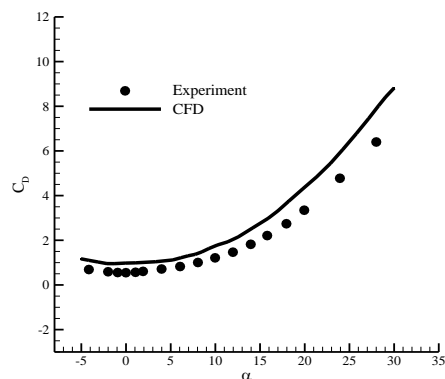
شکل (۴): تغییرات ضریب بسا بر حسب تعداد سلول

به‌منظور بررسی صحت نتایج عددی حاضر، نتایج پژوهش حاضر با نتایج آنگول و همکاران [۱] مقایسه شده است. ابعاد موشک مورد بررسی آنها به‌صورت شکل ۵ است.



شکل (۵): هندسه دو بعدی موشک تحقیق مرجع [۱] (ابعاد به سانتیمتر)

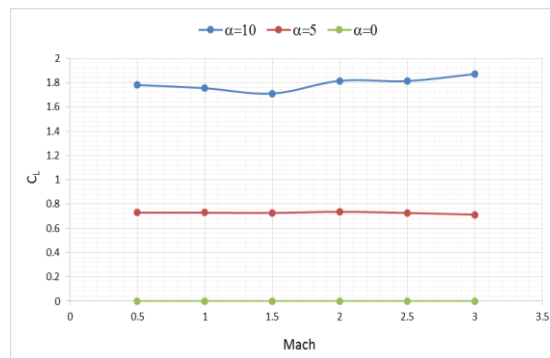
به این منظور نتایج ضریب بسا و ضریب در عدد ماخ ۱/۷۵ در زاویه حمله ۵- تا ۳۰ درجه مورد بررسی قرار گرفته است.



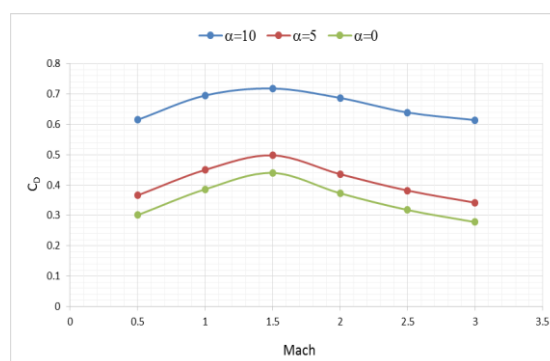
شکل (۶): مقایسه ضریب بسا حل عددی حاضر با نتایج تجربی

در ادامه ابتدا با افزودن یک ردیف بالک (۴ عدد) که در زاوایای ۰، ۹۰، ۱۸۰ و ۲۷۰ درجه سطح موشک و در فاصله ۲/۴ از نوک موشک قرار داده شدند، نتایج بررسی و با نتایج یک موشک بدون بالک جلویی مقایسه گردید.

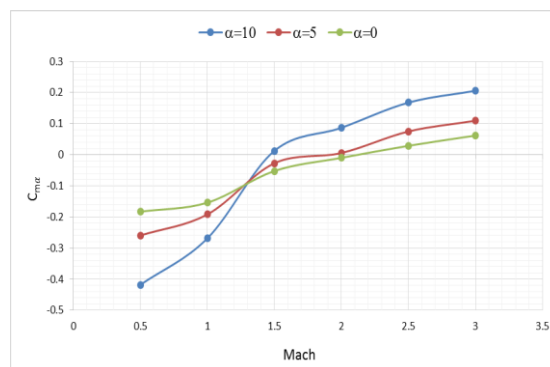
در شکل ۸ پارامترهای مهم در حالت اضافه کردن بالک جلویی با حالت بدون بالک مقایسه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود در این حالت تمامی ضرایب افزایش پیدا کرده است. افزایش ضریب نیروی نسبت نیروی لیفت به درگ و ضریب نیروی عمودی موجب بهبودی عملکرد آیرودینامیکی موشک می‌شود، ولی افزایش $C_{m\alpha}$ موجب کاهش پایداری موشک می‌شود. پایداری موشک رابطه مستقیمی با مرکز جرم موشک دارد، به این طریق که اگر مرکز جرم موشک به سمت جلوی موشک نزدیک‌تر گردد پایداری موشک کاهش می‌یابد. به همین دلیل با اضافه کردن بالک در جلوی موشک پایداری آن کاهش پیدا می‌کند. علی‌رغم این که افزایش ضریب نیروی درگ نکته منفی در طراحی موشک است ولی با توجه به شکل ۸-الف مشاهده می‌شود که نسبت نیروی لیفت به نیروی درگ با اضافه کردن بالک جلوی موشک افزایش می‌یابد که این پارامتر مشخص می‌کند که به طور کلی اضافه کردن بالک موشک جلوی موشک به منظور افزایش برد موشک مؤثر است.



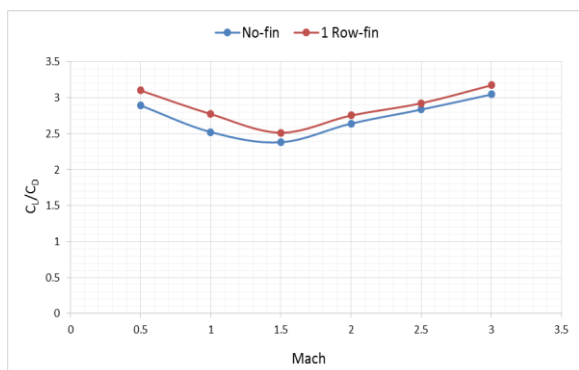
الف) ضریب نیروی لیفت



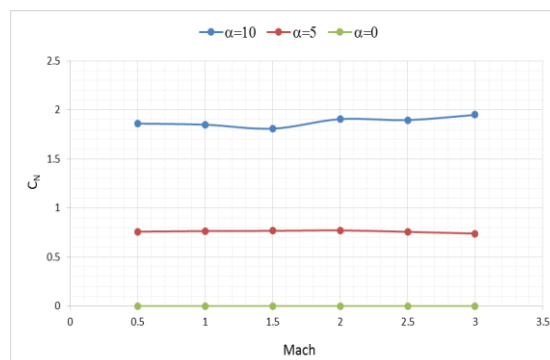
ب) ضریب نیروی درگ



ج) نسبت ضریب گشتاور چرخشی به زاویه حمله



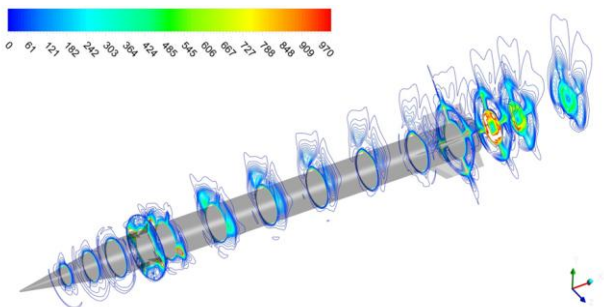
الف) ضریب نیروی لیفت به نیروی درگ



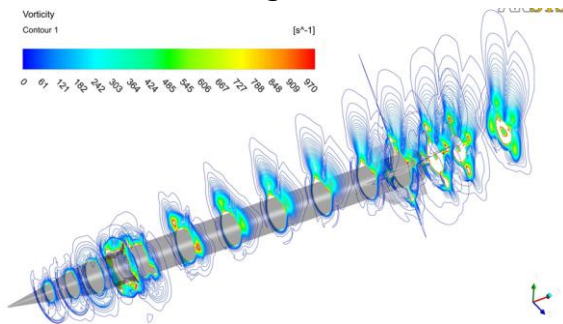
د) ضریب نیروی عمودی

شکل (۷): پارامترهای آیرودینامیکی موشک در حالت بدون بالک جلویی

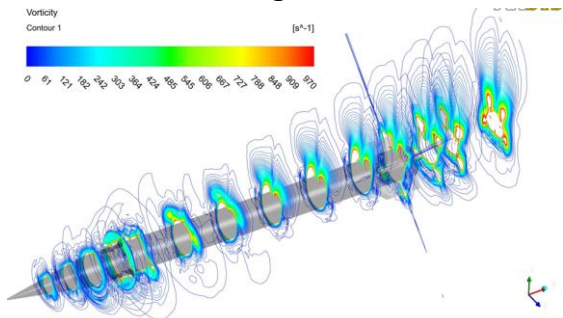
جانمایی‌ها موجب بهبود نیروی لیفت و مانورپذیری می‌شود. ولی همان‌گونه که در بخش‌های قبلی اشاره شد، اضافه کردن بالک موجب کاهش پایداری و افزایش نیروی درگ می‌شود. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده مشاهده می‌شود که با نزدیک کردن بالک به انتهای موشک (افزایش فاصله با نوک موشک) به دلیل اینکه مرکز ثقل موشک به عقب موشک نزدیک‌تر می‌شود، پایداری موشک بهبود می‌یابد و در عدد ماخ ۳ در فاصله ۴/۹ متر، ۶ و ۷ برابر و یا بیشتر از حالت بدون بالک است. ولی ذکر این نکته ضروری است با دور شدن بالک از نوک موشک نسبت نیروی لیفت به درگ و مانورپذیری کاهش می‌یابد ولی همچنان این مقادیر از حالت بدون بالک بیشتر خواهد بود.



(الف) ماخ ۰/۵

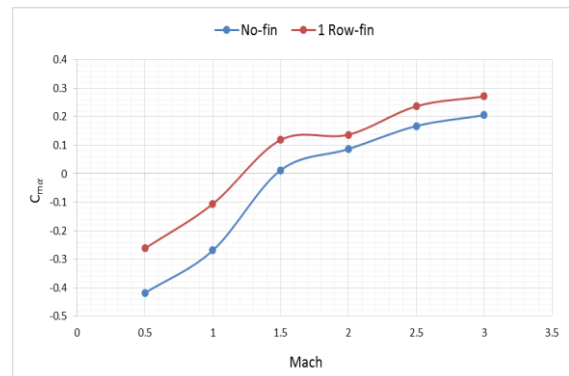


(ب) ماخ ۱/۵

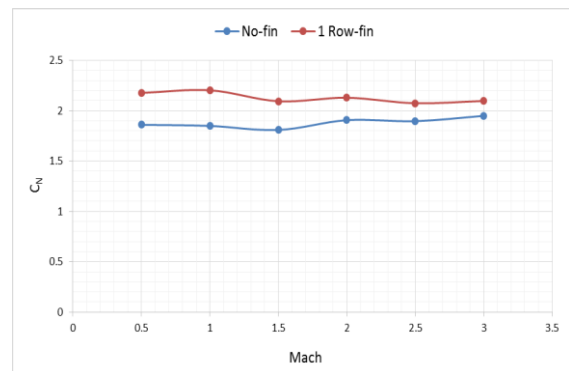


(ج) ماخ ۳

شکل (۹): گردابه‌های ایجادشده در اطراف موشک در زاویه حمله ۱۰ درجه



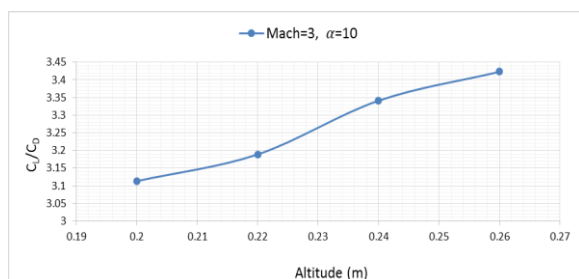
(ب) نسبت ضریب گشتاور چرخشی به زاویه حمله



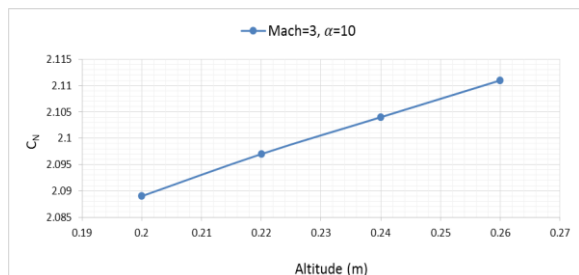
(ج) ضریب نیروی عمودی

شکل (۸): پارامترهای آیرودینامیکی موشک

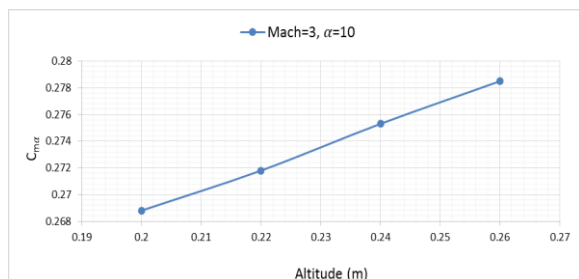
گردابه‌های تشکیل‌شده در اطراف موشک تأثیر خیلی زیادی بر روی خصوصیات آیرودینامیکی می‌گذارد، لذا بررسی دقیق آن‌ها در اطراف موشک از ضروریات است. به‌عنوان نمونه، گردابه‌های ایجادشده در اطراف موشک در شکل ۹ در اعداد ماخ مختلف و زاویه حمله ۱۰ نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل مشخص است در پشت بالک جلوی موشک و نیز انتهای موشک به علت جدایش جریان گرداب تشکیل می‌شود. البته گردابه پشت موشک در قیاس با گردابه‌های ایجادشده در نزدیکی سطح موشک بسیار حجیم‌تر است. همچنین مشاهده می‌شود، با افزایش عدد ماخ گردابه بزرگ‌تری ایجاد می‌شود و جریان بیشتری دچار این پدیده می‌شود. تأثیر جانمایی مختلف بالک بر روی موشک مورد بررسی قرار گرفته است. فاصله بالک از نوک موشک برابر ۲/۴، ۲/۹، ۳/۴، ۳/۹، ۴/۴، ۴/۹، ۵/۹ و ۶/۹ متر در نظر گرفته شده است. جدول ۱ ضرایب آیرودینامیکی را برای جانمایی‌های مختلف را در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۱۰ نمایش می‌دهد. همان‌گونه که در جدول ۱ مشاهده می‌شود استفاده از بالک در تمام



الف) ضریب نیروی لیفت به نیروی درگ



ب) ضریب نیروی عمودی



ج) نسبت ضریب گشتاور چرخشی به زاویه حمله

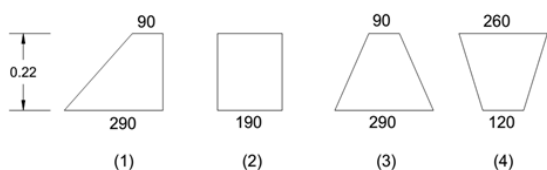
شکل (۱۰): بررسی مشخصه‌های آیرودینامیکی برای ارتفاع بالک مختلف

همچنین تأثیر طول بخشی از بالک که بر روی سطح موشک واقع شده است بر پارامترهای مختلف مورد بررسی قرار داده شده است. همان‌گونه که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود با افزایش طول بالک، تمامی مشخصه‌ها آیرودینامیکی افزایش می‌یابد. با دقت بیشتر به شکل ۱۱- الف دیده می‌شود که درصد افزایش ضریب نیروی درگ نسبت به درصد افزایش ضریب نیروی لیفت بسیار کوچک‌تر است. همین موضوع باعث می‌شود که نسبت نیروی لیفت به نیروی درگ روند صعودی با افزایش طول بالک داشته باشد. ذکر این نکته ضروری است که شیب افزایش نسبت نیروی لیفت به نیروی درگ در حال کاهش است و با توجه به اینکه نسبت ضریب نیروی چرخشی به زاویه حمله نیز با افزایش طول بالک افزایش می‌یابد (شکل ۱۱- ج)، در نتیجه افزایش طول بیش از حد بالک منطقی به نظر نمی‌رسد.

جدول (۱): مقایسه مقادیر پارامترهای آیرودینامیکی در فواصل مختلف جانمایی بالک.

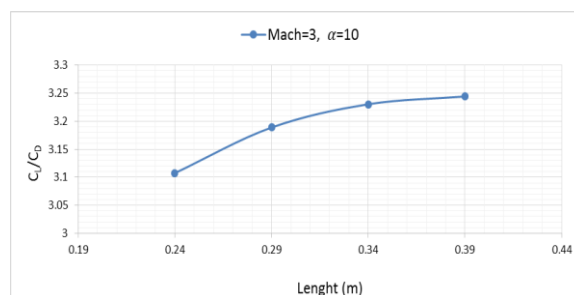
فاصله	C_D	C_L	C_N	$C_{M\alpha}$	C_L/C_D
بدون بالک	۱/۷۸	۰/۶۱۵	۱/۸۶	-۰/۴۱۸	۲/۸۹
۲/۴m	۲/۰۹۱	۰/۶۷۴	۲/۱۷۶	-۰/۲۶۲	۳/۱۰۲
۲/۹m	۲/۰۸۱	۰/۶۷۴	۲/۱۶۷	-۰/۲۸۹	۳/۰۸۹
۳/۹m	۲/۰۵۶	۰/۶۶۹	۲/۱۴۱	-۰/۳۴	۳/۰۷۱
۴/۹m	۲/۰۱۸	۰/۶۶۳	۲/۱۰۳	-۰/۳۸۸	۳/۰۴۶
۵/۹m	۱/۹۵۱	۰/۶۵۲	۲/۰۴۲	-۰/۴۲۵	۳/۰۰۳
۶/۹m	۱/۸۳۵	۰/۶۳	۱/۹۱۷	-۰/۳۵۶	۲/۹۱۱

همچنین یکی دیگر از مشخصه‌های هندسی قابل بررسی ارتفاع و طول بالک موشک است. در این راستا ارتفاع بالک از ۰/۲ متر تا ۰/۲۶ متر تغییر می‌یابد. سایر مشخصه‌های هندسی بالک از قبیل طول و فاصله از نوک موشک به منظور درک بهتر تأثیر ارتفاع بالک ثابت نگه‌داشته شده‌اند. نتایج در عدد ماخ ۳ که جریان فراصوتی است و در زاویه حمله ۱۰ ارائه شده است. همان‌گونه که در شکل ۱۰ دیده می‌شود برخی از مشخصه‌های مهم آیرودینامیکی در ۴ ارتفاع مختلف نشان داده شده است. با توجه به شکل ۱۰- الف مشاهده می‌شود، نسبت نیروی لیفت به نیروی درگ با افزایش ارتفاع افزایش می‌یابد. همچنین نیروی عمودی با افزایش ارتفاع بالک افزایش می‌یابد و موجب بهبود مانورپذیری موشک می‌شود (شکل ۱۰- ب). همچنین با توجه به شکل ۱۰- ج دیده می‌شود که نسبت ضریب نیروی چرخشی به زاویه حمله نیز با افزایش ارتفاع، افزایش می‌یابد که نکته مثبتی نیست. علیرغم این موضوع با دقت بیشتر به نمودارهای ذکر شده نشان خواهد داد که درصد افزایش نسبت نیروی لیفت به نیروی درگ حدوداً دو برابر درصد افزایش نسبت ضریب نیروی چرخشی به زاویه حمله است.

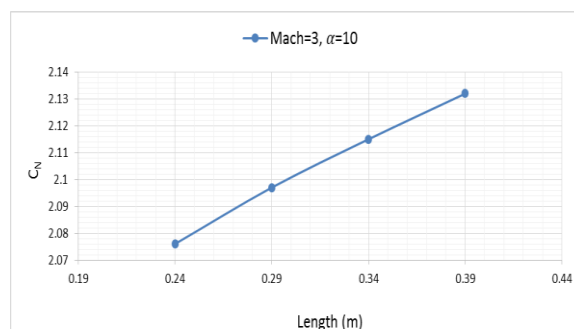


شکل (۱۲): مشخصات هندسی بالک‌های مورد مطالعه

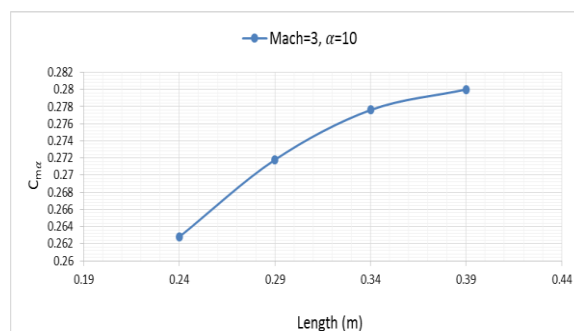
در شکل ۱۳ مشخصه‌های آیرودینامیکی برای چهار هندسه مختلف در عدد ماخ ۳ و زاویه حمله ۱۰ ارائه شده است. با توجه به شکل ۱۳-الف هندسه شماره ۱ و هندسه شماره ۳ دارای بیشترین نیروی لیفت هستند. با این وجود با توجه به اینکه ضریب نیروی درگ هندسه شماره ۳ پایین‌تر از ضریب درگ هندسه شماره ۱ است (شکل ۱۳-ب)، مشاهده می‌شود که هندسه شماره ۳ دارای بهترین عملکرد در نسبت ضریب لیفت به ضریب درگ است (شکل ۱۳-ه). علت این امر اینست که به دلیل داشتن سطح شیب‌دار در پایین‌دست جریان در این هندسه، جدایش جریان دیرتر رخ داده و موجب کاهش نیروی درگ می‌شود. ولی در هندسه شماره ۴ به دلیل ایجاد مانع در جهت جریان و گیر افتادن جریان و نیز ایجاد گردابه شدید در پشت بالک، هم دارای نیروی درگ بالاتر است و هم نیروی لیفت پایین‌تری تولید می‌کند. هندسه شماره ۲ نیز تا حدودی مشابه هندسه شماره ۴ است، با این تفاوت که شدت ایجاد نیروی درگ و افت نیروی لیفت به نسبت پایین‌تر از هندسه شماره ۴ است. در زمینه ایجاد نیروی عمودی که در شکل ۱۳-د نشان داده شده است، مشاهده می‌شود که هندسه ۱ و ۳ عملکرد بهتری دارند، با این تفاوت که هندسه شماره ۱ تا حدودی مانورپذیری بهتری نسبت به هندسه شماره ۳ دارد. همچنین با مشاهده شکل ۱۳-ج دریافت می‌شود که هندسه شماره ۲ دارای پایداری بیشتری نسبت به سایر هندسه‌ها می‌باشد. نتیجه دیگری که از این شکل دریافت می‌شود این است که هندسه شماره ۴ در این زمینه نیز دارای بدترین عملکرد نسبت به سایر هندسه‌ها دارد.



الف) ضریب نیروی لیفت به نیروی درگ



ب) ضریب نیروی عمودی

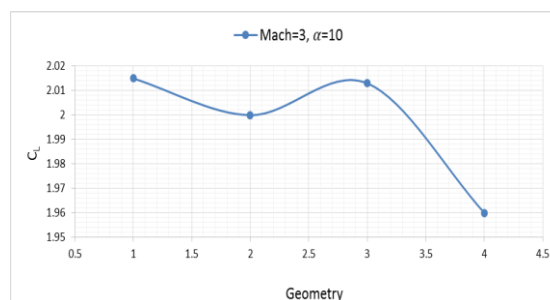


ج) نسبت ضریب گشتاور چرخشی به زاویه حمله

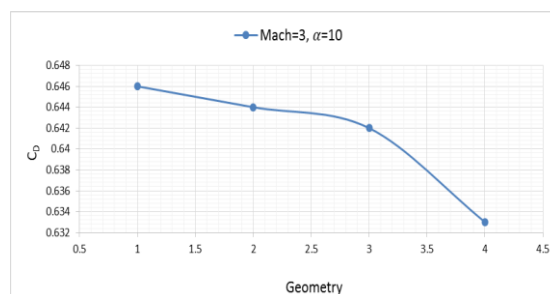
شکل (۱۱): بررسی مشخصه‌های آیرودینامیکی برای طول بالک مختلف

در ادامه نوع هندسه بالک نیز مورد بررسی قرار گرفت. در این مورد چهار شکل هندسی شامل سه نوع دوزنقه‌ای (ساده، دوزنقه‌ای با لبه حمله به سمت عقب برگشته و همچنین هندسه دوزنقه‌ای با لبه به سمت جلو برگشته) و نیز یک هندسه مستطیلی با هم مقایسه شدند. شکل هندسی این اشکال با مشخصات آن در شکل ۱۲ نشان داده شده است. ابعاد این اشکال طوری انتخاب شده‌اند که دارای مساحت یکسانی باشند تا بتوان مقایسه بهتری بین آنها صورت داد.

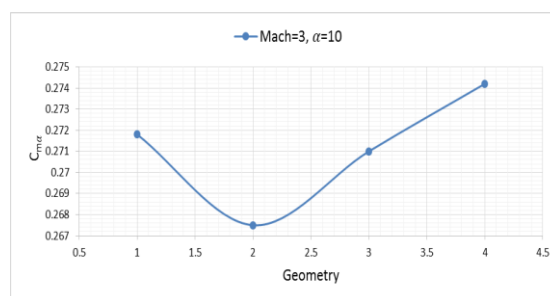
یکی از پارامترهای تاثیرگذار بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر موشک تعداد بالک و تعداد ردیف‌های قرارگیری این بالک‌ها بر روی سطح موشک است. به‌منظور بررسی این موضوع، در این بخش تأثیر سه نوع آرایش بالک که شامل ۲، ۳ و ۴ ردیف بالک چهارتایی بررسی و با آرایش یک ردیفه این بالک‌ها مقایسه شده است. در ابتدا برای مقایسه تعداد ردیف بالک فاصله بالک‌ها از یکدیگر برابر ۰/۵ متر در هر سه حالت در نظر گرفته شده است. در شکل ۱۴ مشخصه‌های آیرودینامیکی موشک به ترتیب برای عدد ماخ ۳ در حالت‌های ۱، ۲، ۳ و ۴ ردیف بالک نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با افزایش تعداد ردیف ضریب نیروی لیفت و همچنین ضریب نیروی درگ افزایش پیدا می‌کند، اما به دلیل اینکه شدت افزایش ضریب نیروی لیفت بیشتر است نسبت ضریب نیروی لیفت به ضریب نیروی درگ نیز با بیشتر شدن تعداد ردیف بالک، افزایش می‌یابد. ذکر این نکته ضروری است که شیب افزایش این نسبت با بیشتر شدن تعداد ردیف بالک رو به کاهش است، بنابراین استفاده از ردیف‌های بیشتر با توجه به اینکه موجب کاهش در پایداری موشک می‌شود، نمی‌تواند در یک دید کلی لزوماً موجب بهبود طراحی آیرودینامیکی موشک باشد.



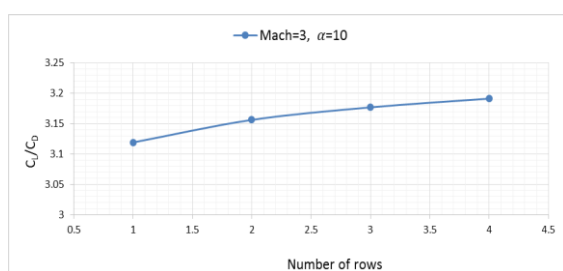
(الف) ضریب نیروی لیفت



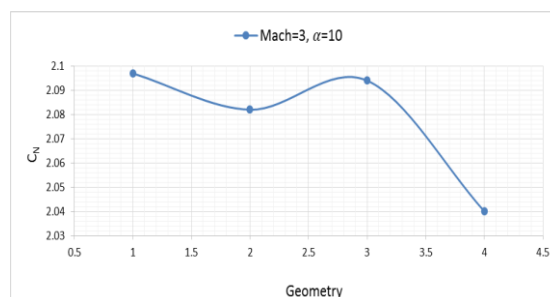
(ب) ضریب نیروی درگ



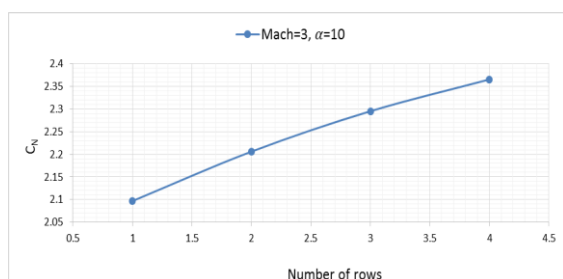
(ج) نسبت ضریب گشتاور چرخشی به زاویه حمله



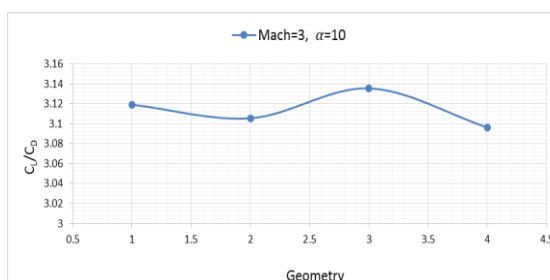
(الف) ضریب نیروی لیفت به نیروی درگ



(د) ضریب نیروی عمودی



(ب) ضریب نیروی عمودی



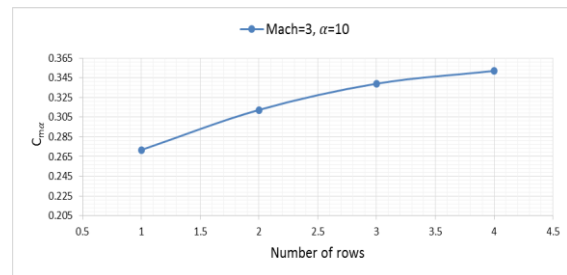
(ه) ضریب نیروی لیفت به نیروی درگ

شکل (۱۳): بررسی مشخصه‌های آیرودینامیکی برای هندسه بالک مختلف

ردیف‌های بالک نیز مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که با افزایش تعداد ردیف ضریب نیروی لیفت و همچنین ضریب نیروی درگ افزایش پیدا می‌کند، اما به دلیل این‌که شدت افزایش ضریب نیروی لیفت بیشتر است نسبت ضریب نیروی لیفت به ضریب نیروی درگ نیز با بیشتر شدن تعداد ردیف بالک، افزایش می‌یابد.

۸- مراجع

1. Akgül, A., Akargün, H. Y., Atak, B., Çetiner, A. E., and Göker, O. "Numerical investigation of NASA tandem control missile and experimental comparison", Sci. Tech. Rev. Vol. 62, No. 1, pp.3-9, 2012.
2. Yang, Y. R., Jung, S. K., Cho, T. H., and Myong, R. S. "Aerodynamic shape optimization system of a canard-controlled missile using trajectory-dependent aerodynamic coefficients". J Spacecraft Rockets. Vol. 49, No. 2, pp. 243-249, 2012.
3. Tanrikulu, O., and Ercan, V. "Optimal external configuration design of unguided missiles". J Spacecraft Rockets. Vol. 35, No. 3, pp. 312-316. 1998.
4. Tanil, C., Platin, B., and Mahmutyazicioglu, G. "External configuration optimization of missiles in conceptual design". In AIAA atmospheric flight mechanics conference, p. 5719, 2009.
5. Graves, E. B., & Fournier, R. H. "Stability and control characteristics at Mach numbers from 0.20 to 4.63 of a cruciform air-to-air missile with triangular canard controls and a trapezoidal wing". 1974.
6. Yin, B., Xu, D., An, Y. R., and Chen, Y. S. "Aerodynamic optimization of 3D wing based on iSIGHT". Appl Math Mech-Engl, Vol. 29, No. 2, pp.603-610, 2008.
7. Yue, C. G., Chang, X. L., Yang, S. J., and Zhang, Y. H. "Numerical Simulation on Aerodynamic Characteristic of an Air-to-Air Missile". International Workshop on Computer Science for Environmental Engineering and EcoInformatics, Springer, Berlin, Heidelberg, 2011.
8. Sigal, A. "Comparative Aerodynamic Analysis Of A Missile With An Eight-Fin Tail". 23rd International Symposium On Ballistics Tarragona (pp.16-20), Spain, 2007.
9. Guide, A. F. U. Release 14.0, ANSYS. Inc., USA, November, 2011.



شکل (ج) نسبت ضریب گشتاور چرخشی به زاویه حمله

شکل (۱۴): بررسی مشخصه‌های آیرودینامیکی برای تعداد ردیف مختلف

۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق مشخصه‌های آیرودینامیکی نیروی درگ (بسا)، نیروی لیفت (برآ)، گشتاور چرخشی، مانورپذیری، نسبت نیروی لیفت به درگ و همچنین نیروی فشاری در اعداد ماخ و زاویه حمله مورد بررسی قرار گرفته است. با افزودن بالک در جلوی موشک ضرایب آیرودینامیکی افزایش پیدا کرده است. افزایش ضریب نیروی نسبت نیروی لیفت به درگ و ضریب نیروی عمودی موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی موشک می‌شود، ولی افزایش $C_{m\alpha}$ موجب کاهش پایداری موشک می‌شود. علی‌رغم اینکه افزایش ضریب نیروی درگ نکته منفی در طراحی موشک است ولی نسبت نیروی لیفت به نیروی درگ با اضافه کردن بالک جلوی موشک افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود که با نزدیک کردن بالک به انتهای موشک (افزایش فاصله با نوک موشک) به دلیل اینکه مرکز ثقل موشک به عقب موشک نزدیک‌تر می‌شود، پایداری موشک بهبود می‌یابد. ولی ذکر این نکته ضروری است با دور شدن بالک از نوک موشک نسبت نیروی لیفت به درگ و مانورپذیری کاهش می‌یابد ولی همچنان این مقادیر از حالت بدون بالک بیشتر خواهد بود. همچنین مشخص شد که نیروی لیفت به نیروی درگ و نیز نیروی عمودی با افزایش ارتفاع و طول بالک موشک افزایش می‌یابد. اما نسبت ضریب نیروی چرخشی به زاویه حمله نیز با افزایش ارتفاع، افزایش می‌یابد که نکته مثبتی نیست. یکی دیگر از عوامل تاثیرگذار بر مشخصه‌های آیرودینامیکی که مورد بررسی قرار گرفت شکل هندسی بالک بود. در این تحقیق همچنین تأثیر تعداد

