

Numerical Investigation of The Aerodynamics Effects of Fins Curvature of Opposite Wrap-around Fins and Comparison With Flat fins in Supersonic Flow

Bagheri, A. Pasandidehfarid, M. Esmaeili, A.

Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

(Received: 2023/04/16, Revised: 2023/07/22, Accepted: 2024/08/05, Published: 2024/08/25)

DOR: <https://dorl.net/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.1.3.2>

ABSTRACT

Conventional Wrap-Around Fins (WAF) have unique aerodynamic characteristics, such as changing the roll moment direction with increasing Mach number and the nonlinearity of the aerodynamic coefficients. The placement of Wrap-Around Fins against each other eliminates their aberrant and non-linear aerodynamic characteristics and provides the condition with a less complicated guidance system. In this research, the effects of curvature of Opposite Wrap-Around Fins (OWAF) on the aerodynamic performance of the projectile has been investigated. This investigation has been done numerically, and the results were compared with the wind-tunnel accessible test data, which have good accuracy. The simulation has been carried out at a Mach number of 1.5 and an angle of attack of 0 and 5 degrees, assuming a turbulent compressible flow; the physics of the flow around the fins has been investigated. The results showed that increasing fins curvature increases lift and drag coefficients by 7% and pitch moment up to 20%. Also, the fin curvature eliminate flow separation in junction of fin leading edge and body.

Keywords: Opposite Wrap-Around Fin (OWAF), Fin curvature, Lift and Drag Coefficients, Pitch Moment.

بررسی عددی اثرات آیرودینامیکی میزان خمیدگی بالک‌های خمیده مقابل هم و مقایسه آنها با بالک‌های تخت در جریان مافوق صوت

علی اسماعیلی^۳

محمود پسندیده فرد^{۲*}

امیر باقری^۱

دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۲۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۴/۳۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۱۴؛ تاریخ انتشار: ۱۴۰۲/۰۶/۰۳)

چکیده

بالک‌های خمیده به دلیل امکان قرارگیری در درون لوله مزیت مهمی برای پرتابه‌های دارای این نوع بالک در جانمایی و حمل و نقل آنها ایجاد می‌کنند. بالک‌های خمیده متداول ویژگی‌های آیرودینامیکی منحصر به فردی مانند تغییر در اندازه و جهت غلتش با افزایش عدد ماخ را دارا هستند. بالک‌های خمیده مقابل هم ویژگی‌های آیرودینامیکی نابجا و غیرخطی این بالک‌ها را حذف کرده و زمینه را برای هدایت پرتابه‌های دارای بالک‌های خمیده فراهم می‌کند. در این تحقیق اثر میزان انحنا یا خمیدگی بالک‌های خمیده مقابل هم بر عملکرد آیرودینامیکی پرتابه، مورد بررسی قرار گرفته است. این بررسی با استفاده از شبیه‌سازی عددی انجام شده و نتایج با مقادیر تونل باد مقایسه گردید که از دقت خوبی برخوردار است. شبیه‌سازی در عدد ماخ ۱/۵ و زوایای حمله ۰ و ۵ درجه با فرض جریان تراکم‌پذیر لزج انجام شده است و فیزیک جریان در اطراف بالک‌ها مورد مذاقه قرار گرفته است. نتایج نشان داد افزایش انحنا بالک‌ها ضریب برآ و پسا را به میزان ۷ درصد و گشتاور پیچشی را تا ۲۰ درصد افزایش می‌دهد. همچنین افزایش انحنا، جدایش جریان در محل اتصال لبه حمله بالک به بدنه را حذف می‌کند.

کلیدواژه‌ها: بالک‌های خمیده مقابل هم، انحنا بالک، ضرایب برآ و پسا، ضریب گشتاور

۱- دانشجوی دکتری: bagheri.amir@mail.um.ac.ir

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): fard_m@um.ac.ir

۳- استادیار: aliesmaeili@um.ac.ir

۱- مقدمه

روش‌های مختلفی به منظور پایداری و کنترل پرتابه‌ها نظیر کنترل بردار رانش [۱ و ۲] جت جانبی [۳ و ۴] و هدایت به وسیله بالک‌ها [۵ و ۶] وجود دارد که در این میان کنترل به وسیله بالک‌ها بیش از بقیه در عمل استفاده می‌شوند. چند نوع بالک از نظر شکل ظاهری وجود دارد شامل بالک‌های تخت، خمیده و شبکه‌ای هستند. در حال حاضر عموماً بالک‌های کنترلی و پایدارکننده به صورت صفحات تخت هستند و از بالک‌های خمیده و شبکه‌ای در برخی موارد برای پایداری استفاده می‌شود.

استفاده بهینه از فضا و ویژگی‌های آیرودینامیکی منحصربه‌فرد از دلایل توجه به بالک‌های خمیده بر روی بدنه است. به دلیل قرارگرفتن این بالک‌ها در اطراف بدنه می‌توان کل پرتابه را در درون لوله جانمایی نمود و در نتیجه در فضایی مشخص تعداد بیشتری پرتابه را نسبت به حالت بالک ثابت قرارداد. تعبیه بالک‌ها در اطراف بدنه بدون اشغال فضای زیاد مربوط به آن‌ها در درون بدنه موجب ایجاد فضای بیشتر به منظور طراحی اجزای داخلی پرتابه مانند موتور، نازل و... می‌شود. قرارگیری بالک‌ها در اطراف بدنه باعث منحنی شدن آن‌ها در راستای ارتفاع می‌شود و این موضوع عامل بروز رفتارهای آیرودینامیکی جالبی می‌شود که محققان زیادی را به خود مشغول کرده است.

تعداد زیادی آزمایش تجربی بر روی پرتابه به همراه بالک‌های خمیده متداول انجام شده است. نکته جالب توجه، تفاوت زیاد مقادیر گزارش شده گشتاورهای غلتشی و نیز عدد ماخی است که در آن جهت چرخش عوض می‌شود، این موضوع نشان‌دهنده طبیعت غیرخطی این جریان است. برای نمونه در آزمایش پرواز آزاد آزمایشگاه^۱ JPL عدد ماخی که در آن جهت چرخش عوض می‌شود ۱/۸ معرفی شده [۷] در حالی که در آزمایش آزمایشگاه^۱ AEDC عدد ماخی ۱/۱ گزارش شده است [۸].

تحقیقات عددی زیادی به مطالعه آیرودینامیکی بالک‌های خمیده متداول پرداخته‌اند و هدف عمده آن‌ها پیش‌بینی ویژگی‌های آیرودینامیکی هندسه متفاوت بالک‌ها و عدد ماخی که جهت گشتاور غلتشی در آن تغییر می‌کند بوده است. ابیت و همکاران [۹] تحقیقات عددی و تجربی

زیادی - با استفاده از آزمون پرواز آزاد و تونل باد - بر روی بالک‌های خمیده متداول در گستره وسیعی از سرعت‌های زیر صوت تا مافوق صوت انجام دادند. آن‌ها دریافتند ضخامت بالک مؤلفه‌ای مهم در آیرودینامیک پرتابه است. همچنین هندسه اتصال و انحنای بالک‌ها در گشتاور غلتشی اثرگذار است؛ به صورتی که در زاویه نصب کمتر، گشتاور غلتشی بیشتری ایجاد می‌شود. آن‌ها [۱۰] به بررسی نسبت طول به قطر بدنه، زاویه برگشت و ضخامت بالک در ماخ‌های مختلف پرداختند. نتایج نشان داد ضخامت بالک در نیروی عمودی و گشتاور پیچشی بی‌تأثیر است. تیلمان و همکاران [۱۱] به بررسی جریان در اطراف یک بالک خمیده در ماخ‌های متفاوت با استفاده از آزمایش‌های تجربی و شبیه‌سازی عددی پرداختند. بررسی آن‌ها نشان‌دهنده وجود گردابه‌ای در اتصال بین بدنه و قسمت محدب بالک است که باعث تغییر توزیع فشار در این ناحیه از بالک است. فاضلی و همکاران [۱۲] با انجام آزمایش‌های متعدد تجربی آیرودینامیک راکت با بالک‌های خمیده را بررسی کردند. آن‌ها [۱۳] همچنین تلاش کردند تا با استفاده از معادلات لایه‌نازک ناویر - استوکس آشفته و ناحیه‌بندی شبکه محاسباتی هزینه حل را کاهش دهند. مائو و همکاران [۱۴] به بررسی پایداری حرکت مخروطی راکت‌ها با بالک خمیده پرداختند. آن‌ها در این تحقیق نشان دادند که زاویه قرارگیری بالک‌ها اثر چشمگیری در گشتاور غلتشی و جانبی دارد در حالی که اثر کمی در گشتاور پیچشی دارد. کریشنا و همکاران [۱۵] به بررسی لزج و غیرلزج بودن جریان در اطراف این پرتابه‌ها پرداختند. آن‌ها عامل اصلی تغییر جهت چرخش در ماخ‌های بزرگ‌تر از ۱ را تغییر جریان از مادون صوت به مافوق صوت در نزدیکی نوک بالک‌ها دانسته‌اند. لیو و همکاران [۱۶] به مقایسه آیرودینامیکی بالک‌های خمیده و تخت پرداختند. مطالعه آن‌ها نشان داد که تفاوت این دو نوع بالک تنها در گشتاور غلتشی است و دیگر ویژگی‌های آیرودینامیکی آن‌ها تقریباً یکسان است. عمر و میان [۱۷] نیز به بررسی رفتار آیرودینامیکی نابجای بالک‌های خمیده در مقایسه با بالک‌های تخت پرداختند. آن‌ها نشان دادند در زاویه حمله صفر، فشار در دو طرف بالک خمیده برخلاف بالک تخت، متفاوت است. افضل و همکاران [۱۸] عملکرد آیرودینامیکی بالک‌های خمیده و بالک‌های شبکه‌ای را مقایسه کردند. آن‌ها دریافتند که بالک‌های خمیده از منظر پایداری عملکرد

1-Propulsion Laboratory

2 -Arnold Engineering Development Complex

بالک‌هایی با ارتفاع بیشتر است. در مدل قرارگیری متداول ارتفاع بالک تنها ۲۵٪ سطح بدنه است؛ اما در این روش با طراحی جدید امکان افزایش ارتفاع وجود دارد. از مزایای دیگر این نوع از قرارگیری بالک مقابل هم سیستم بازشوندگی ساده‌تر است که در بعضی از نمونه‌ها به وسیله جریانی از جت خروجی موتور تأمین می‌شود که در حالت متداول چهار خروجی لازم است؛ اما در این حالت تنها دو خروجی کافی است.

از محدود پژوهش‌هایی که از بالک‌های خمیده مقابل هم استفاده کرده‌اند می‌توان به تحقیق تجربی تامسون [۲۵] بر روی پرتابه‌ای با سه جفت بالک مقابل هم و دماغه قابل انحراف اشاره کرد. در این تحقیق از این نوع چیدمان بالک‌ها تنها به منظور حذف گشتاور غلتشی جهت استفاده در پرتابه‌ای با دماغه متحرک استفاده شده است. در تحقیق دیگر آلن و واتسون [۲۶] بررسی قرارگیری بالک‌ها به صورت مقابل هم در پرتابه‌ای با کانارد تخت را انجام داده‌اند. آن‌ها این نوع بالک را به منظور حذف ویژگی‌های غیرخطی بالک‌های خمیده متداول استفاده کرده‌اند. در پژوهش‌هایی که تاکنون انجام شده به بررسی ویژگی‌های بالک‌های خمیده مقابل هم پرداخته نشده است و تنها از این بالک‌ها به منظور حذف گشتاور غلتشی استفاده شده و ویژگی‌های آئرودینامیکی خود آنها مطالعه نشده است. باقری و همکاران [۲۷] به بررسی اثر قرارگیری بالک‌های مقابل هم در حذف گشتاور غلتشی در چند زاویه باز شدن و ارتفاع بالک پرداختند. این تحقیق با استفاده از فرض جریان غیرلرج که دقت مناسبی در پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی این پرتابه‌ها دارد، انجام شده است، نتایج نشان داد قرارگیری بالک‌ها مقابل هم گشتاور غلتشی را کاملاً حذف می‌نماید.

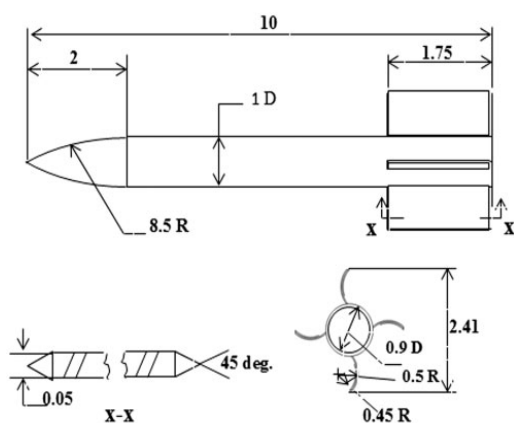
هدف پژوهش حاضر بررسی اثر انحنای بالک‌های خمیده مقابل هم بر جریان اطراف آن‌ها و مقایسه عملکرد آیرودینامیکی آن‌ها با هم و همچنین مقایسه با بالک‌های تخت می‌باشد. این بررسی با استفاده از جریان آشفتنه و در عدد ماخ ۱/۵ و زوایای حمله ۰ و ۵ درجه انجام شده است. در این بررسی، نیروهای آیرودینامیکی شامل ضرایب پسا، برآ و گشتاور پیچشی مقایسه شده‌اند و خطوط جریان و توزیع فشار در اطراف پرتابه و بالک‌ها استخراج گردیده‌اند.

بهتری دارند. ژانگ و همکاران [۱۹] به مطالعه مشخصه‌های آئرودینامیکی این پرتابه‌ها و عوامل تأثیرگذار بر آن پرداختند، آن‌ها دریافتند بالک‌ها با زاویه نصب مشخص منفی عملکرد مناسبی در برابر حرکت مخروطی دارند و پایداری پرتابه را در زوایای حمله بالا به خوبی حفظ می‌کنند. آن‌ها [۲۰] همچنین به مطالعه پارامتری بالک‌های متفاوت برای راکت‌ها در سرعت‌های مافوق صوت پرداختند. آن‌ها نشان دادند که بالک‌های تخت گشتاور غلتشی تولید نمی‌کنند و بالک‌های خمیده پایداری طولی کل راکت را افزایش می‌دهند. دهلان و همکاران [۲۱] به شبیه‌سازی جریان در اطراف بالک‌های خمیده با استفاده از کد نیمه‌تجربی DATCOM و مقایسه نتایج آن با شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی پرداختند. بررسی آن‌ها نشان داد کد نیمه‌تجربی و شبیه‌سازی عددی الگویی مشابه نتایج تجربی در پیش‌بینی روند تغییرات نیروها دارند؛ اما شبیه‌سازی عددی دقت بیشتری در اندازه نیروها ارائه می‌کند. شارما و همکاران [۲۲-۲۳] به بررسی فیزیک جریان در اطراف بالک‌های خمیده پرداختند. بررسی آن‌ها بر روی یک بالک تنها و همچنین چند بالک انجام شده است. آنها همچنین مقایسه‌هایی با بالک تخت انجام دادند و برخی ویژگی‌های هندسی نظیر زاویه پس‌گرایی را نیز بررسی کردند. آنها دریافتند پخ لبه حمله بالک گشتاور غلتشی آن را کاهش می‌دهد. ماده‌ولالاسا و همکاران [۲۴] به بررسی اثر زاویه پخ و زاویه پس‌گرایی لبه حمله بالک پرداختند. آنها دریافتند زاویه پخ لبه حمله بالک و زاویه پس‌گرایی اثر مهمی بر گشتاور غلتشی دارد.

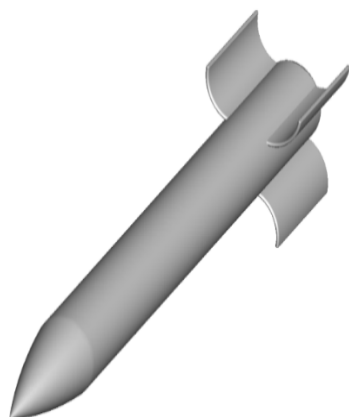
در عموم تحقیقات گذشته به بررسی بالک‌های خمیده متداول^۱ (CWAF) پرداخته شده است. بالک‌های خمیده متداول هندسه‌ای نامتقارن داشته و جریانی غیرخطی ایجاد می‌کنند. قرارگیری بالک‌های خمیده به صورت دو جفت متقابل (OWAF^۲) مزایایی دارد که مهم‌ترین آن حذف گشتاور غلتشی و ایجاد بستر کنترل راحت‌تر این پرتابه‌ها است. همچنین تقارن هندسی منجر به حذف ویژگی‌های آئرودینامیک نامطلوب مانند غیرخطی بودن نیروهای وارد بر بالک‌ها، می‌شود. یکی دیگر از مزایای این نوع قرارگیری بالک امکان استفاده از

۳- هندسه

هندسه مورد استفاده در این پژوهش راکت استاندارد TTCP^۳ (شکل ۱) می باشد که بالکهای آن به صورت یک درمیان برگردانده شده اند. ابعاد بر اساس قطر بدنه بی بعد شده اند و قطر بدنه برابر ۱۰ سانتی متر است. لبه حمله و فرار بالکها به میزان ۴۵ درجه پخ خورده اند. بالکها در زاویه ۴۵ درجه نسبت به محور طولی بدنه قرار گرفته اند. در شکل ۲ هندسه با بالکهای مقابل هم نشان داده شده است. در هندسه جدید، بالکها به صورت دو جفت مقابل هم قرار گرفته اند.



شکل (۱): مدل استاندارد TTCP (ابعاد نسبت به قطر بی بعد شده اند)



شکل (۲): مدل پرتابه جدید با بالکهای خمیده مقابل هم

۴- ناحیه محاسباتی و شرایط مرزی

اولین قدم در شبیه سازی سیالاتی ایجاد ناحیه محاسباتی و شبکه بندی آن می باشد. ناحیه محاسباتی مورد استفاده در شبیه سازی حاضر به شکل یک استوانه می باشد. بدنه پرتابه و بالکها دارای شرط مرزی دیواره هستند. ابعاد ناحیه

۲- معادلات حاکم و روش عددی

برای یک سیال یک جزئی و در مختصات دکارتی، مدل سازی از نگاه اوپلری معادلات حاکم بر جریان برای یک حجم کنترل V به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \oint [F - G] dA = \int_V H dV$$

که در آن dA المان مساحتی است که بخشی از سطح بیرونی حجم V را نمایندگی می کند. همچنین بردارهای F ، G و H به صورت زیر تعریف می شوند:

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho v u + p \hat{i} \\ \rho v v + p \hat{j} \\ \rho v w + p \hat{k} \\ \rho v E + p v \end{Bmatrix}, G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{Bmatrix} \quad (2)$$

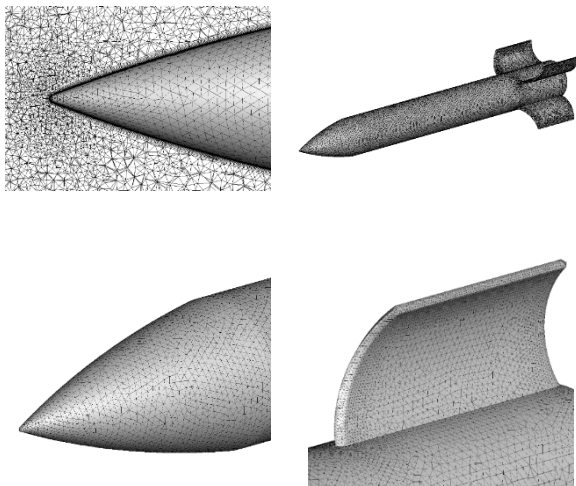
در معادله (۱) H معرف آنتالپی کل در واحد جرم است و به صورت زیر به انرژی کل مربوط می شود:

$$H = E + \frac{p}{\rho} \quad (3)$$

در معادله (۲) متغیرهای ρ ، v ، E و P به ترتیب بیانگر دانسیته، سرعت، انرژی کل به ازای واحد جرم و فشار سیال هستند. τ تانسور تنش های لزجی است و q نماینده شار حرارتی به ازای واحد سطح هست. برای محاسبه شارهای غیرلزج از روش AUSM و از روش K-w SST به منظور شبیه سازی اثرات آشفتگی استفاده شده است. معادلات به صورت ضمنی حل شده و عدد کورانت ۰/۹۵ انتخاب شده است. برای این شبیه سازی از نرم افزار انسیس - فلوئنت استفاده شده است. در این شبیه سازی از روش حداقل مربعات بر پایه سلول^۱ برای محاسبه گرادیانها و مرتبه دوم بالادست^۲ برای محاسبه جریان استفاده شده است و در ابتدای شبیه سازی، جریان با بالادست مرتبه اول حل شده و بعد از همگرایی دقت حل افزایش داده می شد. معیار توقف محاسبات عدم تغییر باقیمانده ها و اعداد بی بعد نظیر ضرایب پسا، برآ و گشتاور پیچشی انتخاب شده است.

جدول (۱). نتایج شبیه‌سازی در شبکه‌های متفاوت در ماخ $1/6$ و زاویه حمله 2°

تعداد سلول	CA	تغییر %	CN	تغییر %	Cm	تغییر %
590k	0.5435	7.55	0.3378	3.53	0.1718	12.71
978k	0.5302	4.92	0.3328	2	0.1828	7.11
1558k	0.5173	2.36	0.3288	0.78	0.1858	5.6
2488k	0.5122	1.35	0.3253	0.28	0.1835	6.75
3887k	0.5079	0.52	0.3246	0.51	0.1864	5.3
6255k	0.5056	0.06	0.3255	0.24	0.1922	2.35
10198k	0.5053	0	0.3263	0	0.1968	0

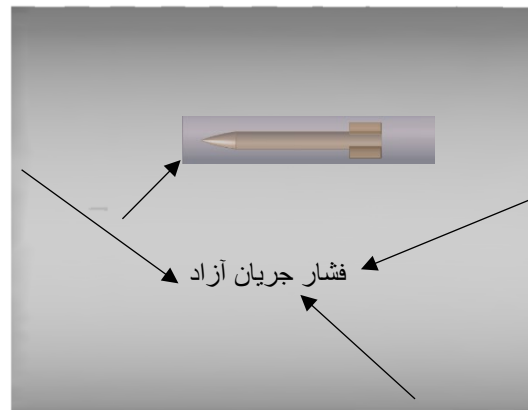


شکل (۴): شبکه محاسباتی در اطراف بدنه پرتابه، دماغه و بالکها به همراه نمایش شبکه لایه‌مرزی

۵- استقلال از شبکه

در لایه‌مرزی مجاور دیواره 20 ردیف سلول قرار داده شده است و ارتفاع اولین ردیف 0.2 mm می‌باشد که در نتیجه آن فاصله بی‌بعد دیواره (Y^+) کمتر از 7 شده است. در شکل 5 مقادیر Y^+ در اطراف بالکها و بدنه نشان داده شده است. به‌منظور بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی تعدادی شبکه محاسباتی با تراکم‌های متفاوت تولید شد. در جدول 1 نتایج شبیه‌سازی جریان در ماخ $1/6$ و زاویه حمله 2° درجه ارائه گردیده است. مشاهده می‌شود نتایج در شبکه با ابعاد $3/887$ میلیون سلول مستقل شده است.

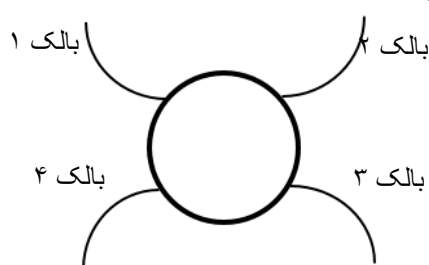
محاسباتی به صورتی در نظر گرفته شده‌اند که مرزهای اطراف اثری بر الگوی جریان نداشته باشند و شرط فشار جریان آزاد برقرار باشد. برای این منظور فاصله مرزها از جلو و انتهای بدنه به ترتیب 4 و 21 برابر طول بدنه می‌باشد و 11 برابر طول بدنه از اطراف گسترش یافته است. به دلیل آنکه در شبیه‌سازی حاضر تنها جریان مافوق صوت مورد بررسی قرار گرفته است، نیازی به گسترش زیاد ناحیه محاسباتی در جلوی پرتابه نمی‌باشد. در شکل 3 ناحیه محاسباتی نشان داده شده است.



شکل (۳): ناحیه محاسباتی در اطراف راکت در حل جریان لزوج

در هندسه حاضر به دلیل تنوع بالای مولفه‌های هندسی و نیز پیچیدگی‌های زیاد هندسه در برخی حالات، ایجاد شبکه‌های سازمان‌یافته کاری به‌شدت دشوار و طاقت‌فرسا می‌باشد؛ بنابراین به دلیل تعداد زیاد هندسه‌های مورد بررسی و به‌منظور سهولت و سرعت در شبکه‌بندی و همچنین سهولت ایجاد شبکه لایه‌مرزی، از شبکه غیر سازمان‌یافته استفاده شده است. باهدف دستیابی به شبکه با تراکم بیشتر در اطراف پرتابه و بالکها، ناحیه‌ای سیلندری شکل با قطری در حدود 3 برابر قطر بدنه پرتابه و با طولی $1/4$ برابر آن در اطراف پرتابه ایجاد شده است (شکل 3). شبکه بر روی بدنه در هندسه‌های مختلف به صورتی اعمال شده است که در لبه‌های بالکها حداقل سه ردیف سلول محاسباتی وجود داشته باشد. به‌منظور شبیه‌سازی دقیق‌تر اثرات آشفته‌گی از شبکه لایه‌مرزی در نزدیکی دیواره‌ها استفاده شده است. در شکل 4 شبکه محاسباتی در اطراف بدنه و بالکها نشان داده شده است.

است تا این ضرایب عرضی شامل نیروی جانبی و گشتاورهای غلتشی و جانبی حذف شود. به منظور بررسی میزان این ضرایب؛ مقادیر آنها به تفکیک در هر چهار بالک و بدنه پرتابه پایه در جدول ۲ گزارش شده است. ترتیب قرارگیری بالکها از نمای روبرو در شکل ۷ نشان داده شده است. پرتابه پایه، پرتابه بالک خمیده متداول است که بالکهای آن یک درمیان برعکس شده‌اند. در این پرتابه زاویه باز شدن ۱۸۰ درجه، انحنای $4.8/3$ mm، طول وتر $4.8/3$ mm و بدون زاویه پس‌گرایی است.

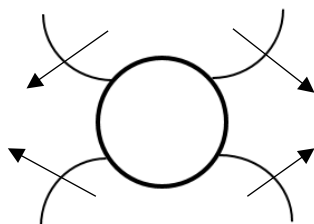


شکل (۷): ترتیب قرارگیری بالکها

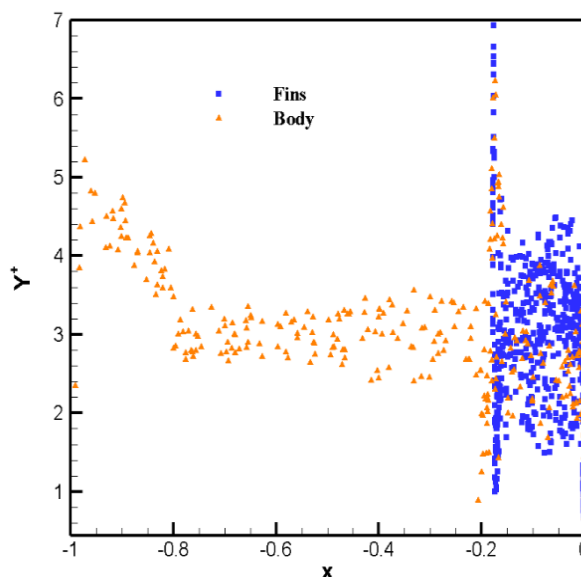
جدول (۲): ضرایب نیرو و گشتاور جانبی به تفکیک بالکها و بدنه در هندسه پایه و در زاویه حمله ۵ درجه

اجزا پرتابه	ضریب نیروی جانبی	ضریب گشتاور جانبی	ضریب گشتاور غلتشی
بدنه	-0.00015	-0.0013	1.06E-05
بالک ۱	0.07688	-0.2331	0.10706
بالک ۲	-0.07666	0.23237	-0.107
بالک ۳	0.14416	-0.33761	-0.16495
بالک ۴	-0.14445	0.33846	0.16526
کل پرتابه	-0.00022	-0.00119	0.00039

همان‌طور که انتظار می‌رود بدنه پرتابه هیچ ضریب جانبی ندارد؛ اما هر یک از بالکها به‌تنهایی ضریب جانبی قابل‌توجهی دارند و این موضوع در سایر گزارش‌های قبلی نیز تأیید شده است. در طرح جدید با توجه به قرارگیری بالکها مقابل هم این نیروها همانند شکل ۸ همدیگر را خنثی کرده و در نتیجه مجموع نیروی وارد بر پرتابه در طرح جدید صفر می‌شود.



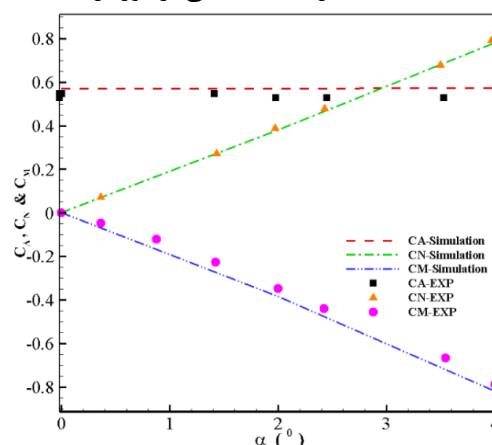
شکل (۸): شماتیک جهت نیرو و گشتاورهای جانبی وارد بر بالکها



شکل (۵): مقادیر Y^+ در نقاط مختلف بر روی بدنه و بالکها (یک پنجاهم کل نقاط نشان داده شده است)

۶- اعتبارسنجی

به منظور اعتبارسنجی نتایج، جریان حول پرتابه TTCP در ماخ $1/6$ و در زوایای حمله ۰، ۲ و ۴ درجه شبیه‌سازی شده است و در شکل ۶ نتایج با آزمایش تونل باد فورنیر^۱ [۲۸] مقایسه شده است که از دقت مناسبی برخوردار است.



شکل (۶): مقایسه ضرایب نیروی محوری، عمودی و گشتاور پیچشی حاصل از شبیه‌سازی و نتایج تجربی [۲۸]

۷- بررسی ضرایب عرضی در هندسه جدید

مهم‌ترین موضوع در بررسی آیرودینامیک پرتابه‌های دارای بالکهای خمیده وجود ضرایب عرضی در این بالکها حتی در زاویه حمله صفر درجه است. در این طرح جدید قرارگیری بالکهای خمیده به صورت متقابل، تلاش شده

¹ Fourmer

۸- بررسی اثر انحنا

جهت بررسی تأثیر انحناى بالک، هندسه‌هایی با مقادیر شعاع انحناى بالک ۴۰، ۴۸/۳ (حالت مبنا)، ۶۰ و ۸۰ و همچنین حالت تخت (شکل ۹)، در دو زاویه حمله ۰، ۵ درجه و ماخ ۱/۵ مورد شبیه‌سازی قرار گرفت. بالک تخت برابر سطح سایه بالک‌های خمیده است. نتایج این شبیه‌سازی‌ها در جدول ۳ نشان داده شده‌اند.

جدول (۳): اثر انحناى بالک‌ها بر ضرایب آئرو دینامیکی

انحنا	زاویه حمله (درجه)	C_D	C_L	C_L/C_D	C_M
40.00	۰	-	-	-	0.795
48.30		-	-	-	0.776
60.00		-	-	-	0.764
80.00		-	-	-	0.754
بالک تخت		-	-	-	0.742
40.00	۵	1.142	1.098	0.960	0.874
48.30		1.070	1.087	0.939	0.864
60.00		0.919			0.846
80.00		0.938	1.086	0.894	0.823
بالک تخت		0.923	1.093	0.899	0.822

خمیدگی بالک، کاهش می‌یابند. کاهش هم‌زمان ضریب برآ و پسا با کاهش خمیدگی بالک باعث ثابت ماندن تقریبی نسبت این دو ضریب شده است. اما خمیدگی بیشتر بالک سبب افزایش ۲۰ درصدی ضریب گشتاور پیچشی شده است. این به معنای افزایش پایداری پرتابه دارای بالک‌های خمیده‌تر است.

در جدول ۴، ضریب پسا وارد بر بدنه و بالک‌ها در مقادیر مختلف انحنا ارائه شده است. مشاهده می‌گردد که ضریب پسای وارد بر بدنه ثابت است؛ اما در بالک‌ها با کاهش خمیدگی، تا حدود ۱۷ درصد کاهش می‌یابد. با تغییر انحنا سطح روبروی جریان (پیشانی بالک) و سطح در تماس با جریان (سطح دو طرف بالک) هر دو تغییر می‌کنند. به‌منظور بررسی وزن هریک از این تغییرات در تغییر ضریب پسا؛ تفکیک بخش فشاری و اصطکاکی این ضریب در جدول ۵ مشخص شده است. مشاهده می‌شود که با کاهش خمیدگی بالک، ضریب پسای فشاری کاهش حدود ۷ درصدی را تجربه می‌کند؛ درحالی‌که ضریب پسای اصطکاکی کاهش چندانی ندارد.

جدول (۴): ضریب نیروی پسا وارد بر بدنه و هر یک از بالک‌های رو

به باد و پشت به باد

انحنا mm	زاویه حمله (درجه)	ضریب نیروی پساى وارد بر بدنه	ضریب نیروی پساى وارد بر بالک پشت به باد	ضریب نیروی پساى وارد بر بالک رو به باد
40.00	۰	0.474	0.080	0.081
48.30		0.478	0.074	0.076
60.00		0.474	0.073	0.072
80.00		0.473	0.070	0.070
بالک تخت		0.472	0.067	0.067
40.00	۵	0.515	0.087	0.092
48.30		0.519	0.084	0.088
60.00		0.519	0.079	0.084
80.00		0.514	0.074	0.080
بالک تخت		0.524	0.075	0.079

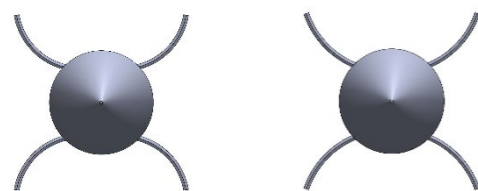
جدول (۵): اثر انحنا بر مؤلفه‌های ضریب پسا

انحنا mm	زاویه حمله (درجه)	C_D	C_D فشاری	C_D اصطکاکی
40.00	۰	0.795	0.686	0.114
48.30		0.776	0.667	0.111
60.00		0.764	0.655	0.110
80.00		0.754	0.646	0.110
بالک تخت		0.742	0.635	0.108
40.00	۵	0.874	0.764	0.113
48.30		0.864	0.752	0.113
60.00		0.846	0.736	0.111
80.00		0.823	0.715	0.110
بالک تخت		0.822	0.723	0.111



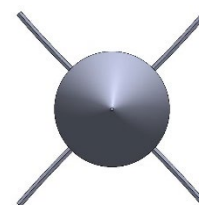
۴۰ mm

۴۸/۳ mm



۶۰ mm

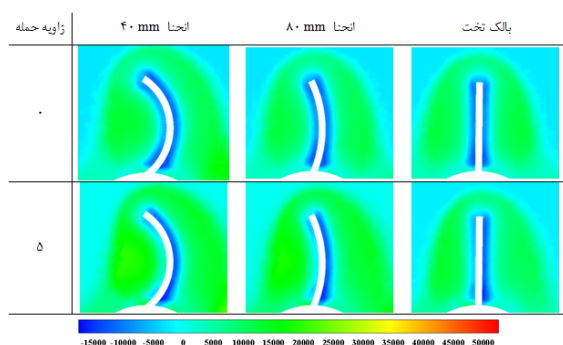
۸۰ mm



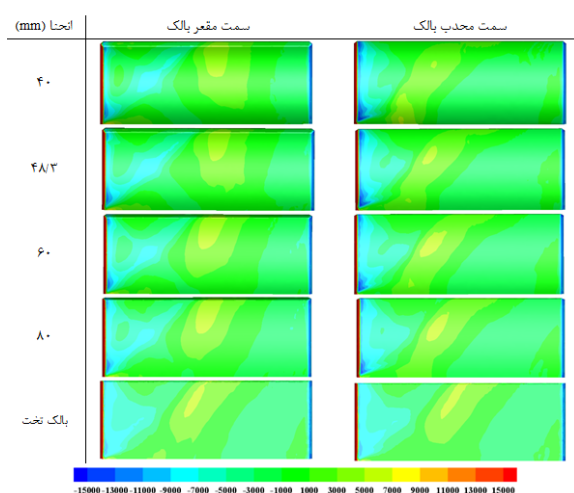
بالک تخت

شکل (۹): هندسه بالک‌ها در انحناهای مختلف

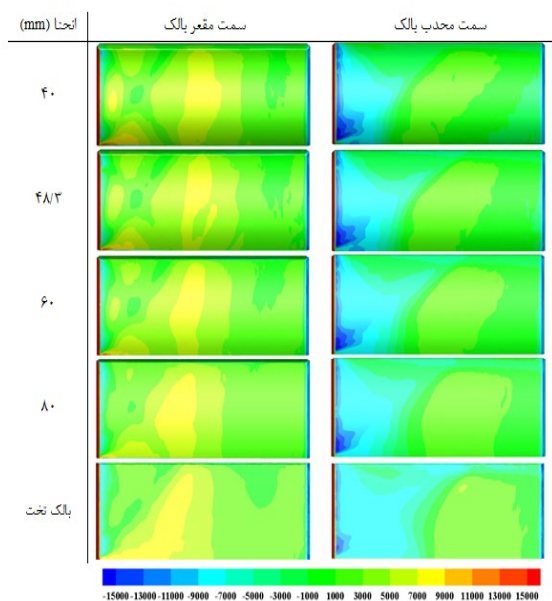
مشاهده می‌گردد ضریب برآ با کاهش خمیدگی بالک (افزایش شعاع انحناى بالک از ۴۰ تا ۸۰ mm)، در حدود ۷ درصد کاهش و ضریب پسا در حدود ۶ درصد با کاهش



شکل (۱۰): توزیع فشار در اطراف بالک رو به باد و در نزدیکی لبه حمله بالک در دو انحنا ۴۰ و ۸۰ میلی‌متر و بالک تخت



شکل (۱۱): توزیع فشار در قسمت محدب و مقعر بالک در انحنای متفاوت در زاویه حمله ۰ درجه



شکل (۱۲): توزیع فشار در قسمت محدب و مقعر بالک رو به باد در انحنای متفاوت در زاویه حمله ۵ درجه

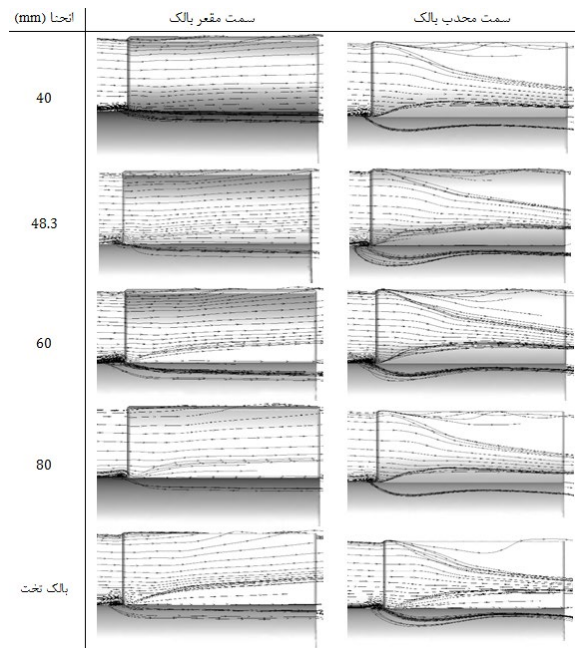
برای بررسی دقیق‌تر اثر جریان، ضرایب برآ مربوط به بدنه و همچنین بالک‌های رو به باد و پشت به باد به صورت جداگانه، در جدول ۶ ارائه گردیده است. مشاهده می‌شود عمده تغییر در ضریب برآ ناشی از بالک‌های رو به باد می‌باشد.

جدول (۶): اثر انحنا بر مؤلفه‌های ضریب برآ در زاویه حمله ۵ درجه

انحنا mm	ضریب برآ وارد بر بدنه	ضریب برآ وارد بر بالک پشت به باد	ضریب برآ وارد بر بالک رو به باد
40.00	0.449	0.110	0.147
48.30	0.452	0.109	0.135
60.00	0.451	0.106	0.130
80.00	0.434	0.107	0.124
بالک تخت	0.446	0.104	0.123

اثر انحنا بر جریان در اطراف بالک را از سه منظر (۱) تغییر در قدرت شاک نشسته در لبه حمله بالک‌ها و همچنین تغییر در زاویه این شاک و اثر آن بر بالک مقابل، (۲) تغییر در شرایط عبور جریان در قسمت مقعر و محدب بالک‌ها و همچنین (۳) تغییر در میزان جدایش جریان در محل اتصال لبه حمله بالک به بدنه می‌توان بررسی کرد. جریان در قسمت محدب بالک همانند جریان در اطراف مخروط از آزادی عملی بیشتری برخوردار است و همین موضوع سبب کاهش فشار در این ناحیه می‌گردد؛ اما در قسمت مقعر به دلیل انحنای بالک، جریان از شاک قوی‌تری در لبه حمله عبور می‌کند و اثرات فشاری بیشتری به جریان وارد می‌شود. با افزایش شعاع انحنا به دلیل نزدیک شدن به بالک تخت، اختلاف قدرت شاک دو طرف بالک کاهش می‌یابد (فارغ از اثرات زاویه حمله) و همین موضوع باعث کاهش نیروی تولیدی توسط بالک می‌شود. در شکل ۱۰ توزیع فشار در نزدیکی لبه حمله بالک در کمترین و بیشترین شعاع انحنا نشان داده شده است. مشاهده می‌شود در بالک خمیده‌تر ناحیه پر فشار در قسمت میانه ارتفاع به بالک نزدیک‌تر است. همین موضوع منجر به افزایش فشار در بالک می‌شود که در اشکال ۱۱ و ۱۲ با ایجاد ناحیه با فشار بیشتر در نزدیکی لبه حمله بالک با خمیدگی بیشتر مشخص است. در اشکال ۱۴ و ۱۵ ضریب فشار در مقاطع مختلف وتر بالک (شکل ۱۳) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود هرچه خمیدگی بالک بیشتر باشد اختلاف فشار طرفین بالک بیشتر است. در شکل ۱۴ که اثرات زاویه حمله وجود ندارد ضریب فشار بالک خمیده‌تر تقریباً در تمامی مقاطع از سایر بالک‌ها منبسط‌تر است. یعنی در این بالک اثرات فشار قسمت مقعر و اثرات انبساطی در قسمت محدب بیشتر از سایر بالک‌ها است.

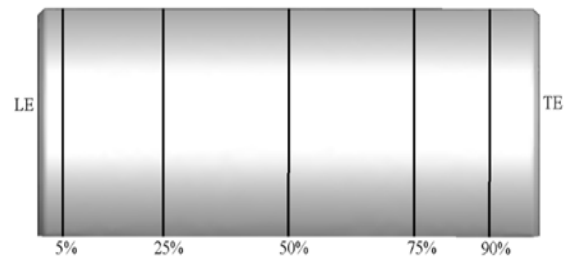
به منظور بررسی اثر انحنا بر روی خطوط جریان اطراف بالک‌ها، این خطوط در شکل ۱۷ رسم شده‌اند. در قسمت مقعر جدایش جریان موجود در محل اتصال بالک به بدنه در حالت خمیدگی زیاد بالک حذف گردیده است؛ اما با کاهش خمیدگی بالک و نزدیک شدن بالک به بالک تخت، میزان جدایش بزرگ‌تر می‌گردد. در جریان برگشتی از ناحیه پرفشار به ناحیه کم‌فشار قسمت نوک بالک، عملکرد بالک‌ها مستقل از خمیدگی است. با افزایش خمیدگی انتظار می‌رود عبور جریان از ناحیه پرفشار به ناحیه کم‌فشار به دلیل خمیدگی، کمتر گردد؛ اما افزایش قدرت ناحیه پر فشار با خمیدگی بالک سبب اعمال نیروی بیشتر برای عبور جریان می‌گردد.



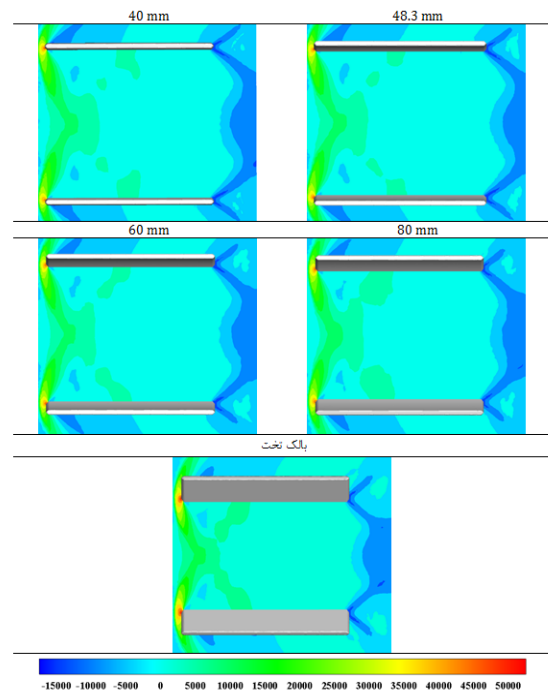
شکل (۱۷): تغییرات خطوط جریان در اطراف بالک‌ها با خمیدگی‌های متفاوت در زاویه حمله ۵ درجه

۹- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی اثر انحنا بالک‌های خوابیده بر روی بدنه مقابل هم بر عملکرد آیرودینامیکی پرتابه پرداخته شده است. این بررسی با استفاده از شبیه‌سازی عددی و در جریان آشفتنه مافوق صوت انجام و فیزیک جریان در اطراف بالک‌ها مشخص گردیده است. انحنا بالک سبب افزایش قدرت شاک لبه حمله در قسمت مقعر و در نتیجه اثر آن بر روی بالک مقابل می‌شود. این افزایش قدرت شاک منجر به ایجاد ناحیه پرفشار در اطراف بالک می‌گردد. انحنا سبب



شکل (۱۳): مقاطع مختلف وتر بالک بر حسب درصد در شکل‌ها ۱۱ و ۱۲ توزیع فشار بر روی قسمت مقعر و محدب بالک‌های رو به باد نشان داده شده است. با کاهش خمیدگی بالک، در سمت مقعر ناحیه با فشار بالاتر - که ناشی از برخورد شاک نشسته بر لبه حمله بالک مقابل است (شکل ۱۶) - به سمت لبه حمله بالک انتقال می‌یابد و ناحیه کم‌فشار قسمت محدب نیز گسترده‌تر می‌شود. این دو موضوع سبب می‌شود که در بالک‌های با خمیدگی کمتر، گشتاور پایداری کمتری تولید شود. نکته دیگری که از این اشکال می‌توان متوجه شد اختلاف در قدرت و ابعاد ناحیه کم‌فشار در نزدیکی محل اتصال لبه حمله بالک با بدنه در سمت محدب بالک است. علت این موضوع تغییر در فضای عبور جریان در نزدیکی محل اتصال بالک به بدنه است که در خمیدگی بیشتر فضای کمتری احساس می‌کند، در نتیجه شاک قوی‌تری بر روی لبه حمله بالک می‌نشیند و این شاک قوی‌تر انبساط قوی‌تری نیز دارد.



شکل (۱۶): توزیع فشار در مقطع میانی ارتفاع بالک‌ها در راستای طول بالک برای انحنای متفاوت

- fins at supersonic Mach numbers utilizing design of experiments", 32nd Aero Sci Meet and Exh. 1994.
- [11] Tilmann, C.P., Buter, T.A. and Bowersox, R.D.W. "Characterization of the flowfield near a wrap-around fin at Mach 2.8" J AIRCRAFT, Vol. 35, NO. 6, pp. 868-875, 1998.
- [12] Soltani, M. R., Fazeli, H., Farhanieh, B., and Davari, A. R. "An Experimental Study of the Aerodynamic Behavior of the Two Wrap Around Fin Missiles", Advanced materials in engineering (Esteghlal), Vol. 22, 2002, (in persian.)
- [13] Fazeli, H., Farhanieh, B., and Azimi, A. "Computation of three-dimensional supersonic turbulent flows over wrap-around fin projectiles using personal computers", SCI IRAN, pp. 217-228, 2005.
- [14] Mao, X., Yang, S. and Xu, Y. "Coning motion stability of wrap around fin rockets" SCI CHINA SER E, Vol. 50, pp. 343-350, 2007.
- [15] Krishna, R., Surit, R., Kushari, A. and Ghosh, A.K. "Anomalies in the Flow over Projectile with Wrap-around Fins", DEFENCE SCI J, Vol. 59, No. 5, pp. 471-484, 2009.
- [16] Liu, X., Tang, S.J. and Guo, J. "Comparison of the Wrap-Around Fins and the Planar Fins in Aerodynamic Parameter", APPL MECH MATER, Vol. 444, pp. 347-351, 2014.
- [17] Umar, M. and Mian, H.H. "Numerical investigation of aberrant aerodynamic behavior of wrap-around fins in collation with planar fins", 12th Int. Bhurban Conf. on App Sci Tech (IBCAST). IEEE, 2015.
- [18] Afzal, S., Baig, A. and Rafique, M. "Aerodynamics of projectiles with wrapped around and grid fins", Proceedings of 10th Int. Bhurban Con. on App. Sci.s & Tec. (IBCAST). IEEE, 2013.
- [19] Zhang, G.Q., Yu, S.C. and Schlüter, J. "Aerodynamic characteristics of a wrap-around fin rocket" AIRCR ENG AEROSP TEC, Vol. 88, No.1, pp. 82-96, 2016.
- [20] Zhang, G.Q., Ji, L.C., Xu, Y. and Schlüter, J. "Parametric study of different fins for a rocket at supersonic flow", P I MECH ENG C-J MEC, 2015.
- [21] Dahalan, M.N., Suni, A.F., Ishak, I.S., Mohd, N.A.R.N. and Mat, S. "Aerodynamic study of air flow over a curved fin rocket", J. Adv. Res. Fluid Mech, Vol. 40, No. 1, pp. 46-58, 2017.
- [22] Sharma, N., Saini, P., Chaudhary, H. and Nagi, G. "Comparison of Flow field in the proximity of A Single Planar & Wrap-around Fin", Int. J. Aviat. Aeronaut. Aerosp., Vol. 6, No. 4, pp. 11, 2019.
- [23] Sharma, N. and Kumar, R. "The simulation of single wraparound fin on a semi-cylindrical missile body", AIRCR ENG AEROSP TEC, 2020.
- [24] Madhulaalasa, K., Shishir, P., Prasad, P.V.S., Mohanta, P.K. and Sapkale, S. "Effect of the Leading-Edge Sweep on Wrap-Around Fins", INCAS Bull., Vol. 14, No. 1, pp. 69-78, 2022.
- [25] Thomson, K. D. "Wind tunnel tests on a tube-launched missile configuration with a deflectable nose control and a novel wrap-around fin stabilizer", Weapons Systems Research Lab Adelaide, Australia, No. WSRL-0327-TR., 1983.
- افزایش آزادی عمل جریان در قسمت محدب و در نتیجه کاهش فشار در این ناحیه شده که این دو موضوع منجر به افزایش نیروی بر آی بالک در حدود ۷ درصد می‌شود. جابه‌جایی اثرات شاک بالک‌های مقابل هم به همراه تغییر در الگوی جریان ناشی از انحنای باعث افزایش گشتاور پایداری به میزان ۲۰ درصد می‌شود. با افزایش انحنای بالک، از جدایش جریان موجود در محل اتصال بالک به بدنه در لبه حمله، کاسته شده و به تدریج حذف می‌گردد. افزایش فشار ناحیه مقعر باعث افزایش تمایل جریان به ناحیه کم‌فشار پشت آن می‌گردد که این موضوع با اثرات خمیدگی بالک خنثی می‌گردد.
- ۱۰- مراجع**
- [1] Porzio, A. J., and Franke M. E. "Experimental study of a confined jet thrust vector control nozzle" J PROPUL POWER Vol. 5, No.5, pp. 596-601, 1989.
- [2] Mahmoudi, M., Shadravan, M., and Kashani, M. "Introducing Methods of Thrust Vector Control (TVC) System in Supersonic Aircraft", JTAE, 2019, (in Persian.)
- [3] Tavakoli Sabour, S. A., and Hadi doolabi, M. "Experimental Investigations of Dual Side Jets into Subsonic and Supersonic Cross-flow on The Standard Model", Tabriz Mech Eng J, 2018, (in Persian.)
- [4] Bagheri, A., Mohammad Khani, H., and Barezban, M. "Numerical investigation of the aerodynamic effects of hot lateral jet in supersonic flow in PAC-3 missile", 16th Int Conf Iranian Aero Ass, 2016, (in Persian.)
- [5] Pasandideh-Fard, M., and Khalghani, A. "Aerodynamic Shape Optimization of Supersonic Projectile Fins", Fluid Mech Aero J, Vol. 1, No. 1, pp. 73-87, 2012, (in Persian.)
- [6] Arezoomand, B., Parhizgar, H. and Tarabi, A. " The Effect of the Geometric Parameters of the Fin on Aerodynamic Performance of Missile. " Fluid Mech Aero J, Vol. 9, no. 1, pp. 1-15, 2020, (in persian).
- [7] Dahlke, C.W. "The Aerodynamic Characteristics of Wrap-around Fins at Mach Numbers of 0.3 to 3.0", Army Missile Research Development and Engineering Lab, Redstone Arsenal AL Aeroballistics Directorate, No. RD-77-4, 1976.
- [8] Winchenbach, G.L., Buff, R.S., Whyte, R.H. and Hathaway, W.H. "Subsonic and transonic aerodynamics of a wraparound fin configuration", J GUID CONTROL DYNAM, Vol. 9, No. 6, pp. 627-632, 1986.
- [9] Abate, G., and Cook, T. "Analysis of missile configurations with wrap-around fins using computational fluid dynamics", Flight Simulation and Technologies, 1993.
- [10] Swenson, M., Abate, G. and Whyte, R. "Aerodynamic test and analysis of wrap-around

- [26] Allen, J. M., and Watson, C. B. "Experimental study at low supersonic speeds of a missile concept having opposing wraparound tails", National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, Hampton, 1994.
- [27] Bagheri, A., Pasandidehfard, M. and Tavakoli Sabour, S.A. "Numerical investigation of aerodynamic effects of opposite wrap-around fins at supersonic speeds", P I MECH ENG C-J MEC, Vol. 233, No. 7, pp. 2410-2425, 2019.
- [28] Fournier, R. H. "Supersonic aerodynamic characteristics of a series of wrap-around-fin missile configurations", No. L-11153. 1977.