

بهینه‌سازی آیرودینامیکی و پایداری افزونه تصحیح مسیر تراپر پذیر

پرتابه دوچرخشه مافوق صوت

امیر باقری^۱، علی اسماعیلی^۲، جواد طهماسبی^۳، حسین جباری^۴، سید علی توکلی صبور^۵

گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران
 پژوهشگاه باقراعلوم، تهران ایران
 (تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۸/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۴/۰۸)

چکیده

در پژوهش پیشرو، یک افزونه جدید تراپرپذیر که قابلیت نصب بر روی پرتابه‌های دوچرخشه را دارد؛ با رویکردی عددی طراحی و بهینه‌سازی شده است. همچنین اثرات آیرودینامیکی و پایداری دینامیکی این افزونه به‌گونه‌ای بررسی شد که با افزایش عملکرد آن، امکان اصلاح مسیر پرتابه توسط افزونه بهینه، فراهم شود. شایان‌ذکر است که در روند شبیه‌سازی‌ها، مدل آشفتگی کا-اپسیلون به‌منظور دستیابی به اهداف این تحقیق، در نظر گرفته شده است. این افزونه در قسمت غیر چرخان با چهار کانارد منجر به افزایش ضریب گشتاور و در نتیجه تصحیح مسیر پرتابه می‌شود. ابتدای امر، به‌منظور دستیابی به پارامترهای طراحی، شبیه‌سازی‌های مختلفی صورت پذیرفت و اثرات پارامترهای گوناگون بر آیرودینامیک و پایداری پرتابه مورد مطالعه قرار گرفته است. در همین راستا، مطابق با شرایط واقعی در مآخ‌های ۲ تا ۳ و در زوایای حمله ۰ و ۲ درجه، شبیه‌سازی پرتابه با افزونه جدید صورت پذیرفت. در ادامه، نتایج حاصله با جریان حول پرتابه بدون افزونه مقایسه گردید؛ سپس با تعیین پارامترهای طراحی و تابع هدف مختلف از جنبه آیرودینامیکی و پایداری، بهینه‌سازی این افزونه دارای کانارد، بحث و بررسی شد. در انتها، با استفاده از روش پاسخ سطح برای توابع پاسخ متفاوتی همچون پایداری دینامیکی و ژيروسکوپیکی در فاز ابتدایی و قدرت چرخش در فاز نهایی، مدل‌سازی و بهینه‌سازی برای نمونه مورد نظر صورت پذیرفت. یافته‌های حاصله از پایداری پرتابه با افزونه بهینه‌شده جدید نشان از قابلیت‌های آیرودینامیکی بسیار خوب افزونه بهینه‌شده، دارد. اگرچه افزونه جدید منجر به افزایش جزئی در ناپایداری پرتابه خواهد شد؛ اما کماکان شروط پایداری به‌طور کامل ارضا می‌شود و می‌توان از این افزونه جدید تراپرپذیر در پرتابه‌های دوچرخشه بسیار بهره برد.

واژه‌های کلیدی: پرتابه چرخشی، افزونه تراپر پذیر، روش پاسخ سطح، پایداری، ضرایب آیرودینامیکی

Aerodynamic and Stability Optimization of Portable Trajectory-Correction Extension for Dual-Spin Supersonic projectile

A. Bagheri, A. Esmaili, J. Tahmasebi and H. Jabari

Department of Mechanics and Aerospace, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad

S. A. Tavakoli Sabour

Aerospace Research Institute, Tehran

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

ABSTRACT

In this paper, a new portable plugin extension has been designed and optimized, which can be installed on dual-spin projectiles. The aerodynamic and dynamic stability effects of this plugin extension have been investigated in such a way that by increasing its performance, it is possible to modify the projectile path by the optimal extension. This portable device with four canards mounted on the projectile's non-rotating part can increase the torque coefficient and correct the projectile path. Initially, to achieve the design parameters, various simulations were performed, and the effects of several parameters on the aerodynamics and stability of the projectile were studied. Adjusting to real conditions of Mach 2 to 3 and at the attack angles of 0 and 2 degrees, the projectile was simulated with the new add-on, and the results were compared with that of the projectile without any extensions. By defining the design variables and objective functions in terms of aerodynamics and stability, the optimization of this plugin extension with canard was investigated by the response surface method (RSM). In the first phase of optimization, dynamic and gyroscopic stabilities were mentioned as response functions, and rotational power was chosen in the next phase of the study. As a result, the projectile's stability was investigated with a new optimized extension, and the optimum add-on system displayed excellent aerodynamic capabilities. Although the new plugin device leads to a slight increase in the projectile instability, the stability conditions are still fully met, and the optimized plugin extension can be used in dual-spin projectiles.

Keywords: Spinning Projectile, Portable Plugin, Response Surface Method (RSM), Stability, Aerodynamic Coefficient.

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

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): aliesmaeli@ferdowsi.um.ac.ir

۳- کارشناسی ارشد: Javad.tahmasebi@mail.um.ac.ir

۴- کارشناسی ارشد: hossein.jabbari@mail.um.ac.ir

۵- دکتری: s_ali_tavakoli@yahoo.com

فهرست علائم و اختصارات

Chord	طول وتر
Span	دهانه یا ارتفاع کانارد
x_{LE}	فاصله کانارد از نوک دماغه
AOA	زاویه حمله
C_{mb}	ضریب چرخش بدنه
C_{nc}	ضریب نیروی عمود بر کانارد
C_l	ضریب برا
C_d	ضریب پسا

۱- مقدمه

یکی از مهم‌ترین مباحث مربوط به سلاح‌های سبک و سنگین دقت عمل آن‌ها در اصابت پرتابه به هدف است. در این زمینه با توجه به نوع پرتابه (چرخشی یا غیر چرخشی) راهکارهای گوناگونی ارائه شده است. استفاده از کانارد به منظور هدایت پرتابه‌های غیر چرخشی امری معمول محسوب می‌شود؛ ولی به دلیل شرایط فیزیکی استفاده از آن‌ها در پرتابه‌های چرخشی امری غیرممکن است. تقریباً تمام پرتابه‌ها با قابلیت تصحیح مسیر که در گذشته ساخته شده‌اند از نوع غیر چرخشی و دارای پیشران و کانارد بوده‌اند. این روند به گونه‌ای بوده است که افزایش بسیار در هزینه‌های ساخت و از دست دادن مزایای پرتابه‌های چرخشی را به همراه داشته است. به تعبیری، پرتابه‌های چرخشی دارای برد بیشتری نسبت به پرتابه غیر چرخشی دارند؛ اما قابلیت تصحیح مسیر در این گونه پرتابه‌ها وجود ندارد. بدین منظور ایده پرتابه‌های دوچرخشه معرفی شدند که علاوه بر محاسن پرتابه‌های چرخشی، قابلیت تصحیح مسیر و افزایش دقت برخورد به کمک کاناردها را نیز دارا می‌باشند. از طرفی هزینه ساخت این نسل از پرتابه‌ها نیز بسیار کمتر است. این پرتابه‌ها از دو بخش چرخان و غیر-چرخان تشکیل شده‌اند.

تحقیقات بسیار زیادی در زمینه افزونه‌های تصحیح کننده مسیر برای پرتابه‌های دوچرخشه انجام شده است. به عنوان مثال، تأثیر استفاده از افزونه تصحیح مسیر در پرتابه‌های زمین به زمین که در نبردهای شهری بسیار مورد استفاده است و همچنین به حداقل رساندن احتمال آسیب به نیروهای خودی، مردم عادی و زیرساخت‌ها از جمله موارد مورد نظر بوده است. حسن دیگر این پرتابه‌ها

مخفی ماندن محل شلیک از دید دشمن است؛ چراکه تعداد شلیک انگشت‌شمار خواهد بود و رؤیت محل آن بسیار دشوارتر از حالت عادی است. این مهم، تئودولیسست و ورنرت [۱] را در راستای بررسی اثر استفاده از سطوح افزایش‌دهنده ضریب پسا در پرتابه‌های دوچرخشه، به منظور تصحیح برد، ترغیب کرد. همچنین آنان اذعان کردند که علاوه بر کنترل‌پذیری این پرتابه‌ها، ضریب پسا نسبت به پرتابه عادی افزایش یافته است. از طرفی، بررسی عوامل پایداری و ناپایداری پرتابه‌های دوچرخشه با اضافه شدن افزونه‌ها نیز اهمیت پیدا می‌کند که به روش‌های تحلیل نظری بررسی شده است [۲-۶]. در ادامه آنان بیان کردند که پایداری دینامیکی و ژيروسکوپیکی پرتابه‌های دوچرخشه، نسبت به پرتابه‌های چرخشی متداول، کمتر است. از اینرو بررسی پایداری پرتابه دوچرخشه همراه با افزونه از اهمیت بسزایی برخوردار است که می‌بایست در مطالعات در نظر گرفته شود. به عبارت دیگر، در صورت ارضا نشدن شروط پایداری، پرتابه مورد نظر به مسیر خود (تا لحظه برخورد به هدف) ادامه نمی‌دهد و زاویه حمله مربوطه شدیداً افزایش می‌یابد. این مهم خود عاملی بود تا چانگ و همکاران [۷]، به صورت نظری اثر کاناردها را در پرتابه‌های دوچرخشه به همراه اثرات دینامیکی ناشی از گرانش زمین، محاسبه و بررسی کنند. آنان روابطی تحلیلی برای زاویه بحرانی کاناردها (زاویه بحرانی زاویه‌ای است که در صورت تجاوز از آن می‌تواند پرتابه را واژگون سازد) ارائه کردند. در همین راستا، مطالعاتی در زمینه بررسی اثر پارامترهای هندسی در مشخصه‌های آیرودینامیکی توسط پسندیده و خلقانی [۸] صورت پذیرفت. آنان با در نظر گرفتن یک نمونه مینا و تغییر در پارامترهای هندسی آن، به بررسی خواص آیرودینامیکی و پایداری‌های مربوطه پرداختند. سعی در یافتن یک الگوریتم طراحی برای بالک بهینه از جمله انگیزه پژوهش آنان بود که در انتها بر مؤثر واقع شدن بالک با لبه حمله صاف و لبه پشتی محدب اذعان داشتند. در ادامه نیز، ژانگ و همکاران [۹] ایده شروط پایداری دینامیکی، ژيروسکوپیکی و نمونه ۷ درجه آزادی پرتابه‌های دوچرخشه را به صورت تئوری معرفی کردند. سیو و همکاران [۱۰] نیز روابطی تحلیلی برای دینامیک پرواز پرتابه‌های دوچرخشه و اثر محل قرارگیری هریک از حس‌گرهای حرکتی بر دینامیک پرواز، ارائه کردند. علاوه بر این، ژانگ و همکاران [۱۱] اثر استفاده از دماغه متحرک بر افزایش برد

نبود که خارج شدن پرتابه را از محدوده پایداری رقم بزند [۱۷].

نکته قابل توجه این است که فناوری اصابت دقیق در حال رشد است؛ اما پرتابه‌های بسیاری که قبلاً ساخته شده‌اند، مورد استفاده قرار نگرفته‌اند. به طور خلاصه، تجربیات ذکر شده در مطالعات گذشته نشان می‌دهد که طراحی سامانه‌ای که منجر به افزایش دقت پرتابه‌های دو چرخه [۱۸] شود و قابلیت افزودن به پرتابه‌های ساخته شده را داشته باشد، می‌تواند بسیار مورد توجه قرار گیرد. همچنین می‌بایست اثر نامطلوبی بر روی ضرایب آیرودینامیکی و پایداری پرتابه‌ها نداشته باشد. البته این سیستم نباید از پیچیدگی‌های خاصی برخوردار بوده و از نظر هزینه ساخت نیز معقول باشد.

به همین دلیل در این تحقیق حاضر، ایده طراحی یک افزونه جدید دارای کانارد برای پرتابه‌های دوچرخه مدنظر قرار گرفته و به منظور کاهش اثرات منفی این افزونه بر ضرایب آیرودینامیکی و پایداری پرتابه، از روش بهینه‌سازی پاسخ سطح استفاده شده است تا بتوان یک افزونه تراپذیر را طراحی و بهینه کرد. لذا پارامترهای پایداری و ضرایب آیرودینامیکی پرتابه به ازای متغیرهای طراحی گوناگون نظیر طول وتر، ارتفاع کانارد، فاصله کانارد از نوک دماغه و شکل کانارد بررسی شده است. بهینه‌ترین حالات ممکن به گونه‌ای به دست می‌آید که از نظر آیرودینامیکی و پایداری مورد قبول باشد. طراحی نهایی به گونه‌ای است که نیازی به تغییرات اساسی در بدنه پرتابه وجود نداشته و می‌توان با ساخت یک افزونه که در دماغه (بجای ماسوره) نصب می‌شود اصلاح مسیر را انجام داد. در واقع، افزونه با استفاده از کاناردها مسیر (فاز اصلاح مسیر) را بدون چرخش اصلاح می‌کند؛ اما بدنه اصلی پرتابه همواره چرخش خود را حفظ خواهد کرد. این افزونه جدید نیاز به ساخت مجدد پرتابه ندارد و حتی قابلیت نصب بر روی پرتابه‌های ساخته شده از قبل را نیز داشته و تصحیح مسیر را به خوبی انجام می‌دهد.

۲- تجزیه و تحلیل پایداری و معادلات مربوطه

به منظور تحلیل پایداری یک پرتابه، با استفاده از مدل‌های رایج نیرو و گشتاور وارد بر آن می‌توان معادله حرکت یک

پرتابه را در ماک ۲ تا ۵ بررسی کرده و نشان دادند که تغییر زاویه دماغه یک پرتابه (معمولاً غیر چرخشی) منجر به تغییر نیروهای جانبی و انحراف پرتابه به یک سمت می‌گردد. اگرچه پرتابه با دماغه متحرک ضریب پسا و برای بیشتری را نتیجه داد؛ اما توانسته برد این پرتابه را تا ۲۱/۶۶٪ افزایش دهد. عملکرد سیستم هدایتی پرتابه‌ی دارای جرم انتقالی داخلی، توسط راجرز و همکاران [۱۲] بحث و بررسی شد. در ذیل مطالعاتشان بیان کرده‌اند که پرتابه‌های مجهز به این سیستم، پایداری بیشتر با قدرت مانور بالاتر را ارائه می‌دهند؛ اما به دلیل پیچیدگی طراحی و کنترل آن، تاکنون هیچ نمونه‌ای از آن ساخته نشده است. یکی دیگر از ابزارهای تصحیح مسیر، استفاده از جت جانبی است که مِلِجکو [۱۳] به صورت آزمایشگاهی و عددی به بررسی آن پرداخت. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که جت جانبی می‌تواند منجر به ناپایداری و انحراف شدید از مسیر پرتابه شده به طوری که پرتابه قابلیت کنترل خود را از دست می‌دهد. همچنین یافته‌ها حاکی از وابستگی شدید میزان نیروی اعمال شده از طرف جت به پرتابه، عدد ماک، زاویه انحراف از مسیر و اثر این دو برهم است. نمونه دیگری از سامانه اصلاح مسیر توسط فرسکونی و همکاران [۱۴] طراحی شد که قادر است با افزایش سطح به صورت تابعی از زمان در یک سمت پرتابه، آن را به یک جهت مشخص هدایت کند. آنان در مطالعات نشان دادند که این روش باعث خروج پرتابه از تعادل نسبت به محور پرتابه شده و نیاز به سیستم کنترلی بسیار دقیقی دارد. همچنین اثر استفاده از دماغه مجهز به اجرام کنترلی متحرک و شرایط پایداری مربوط به این نوع پرتابه مورد بررسی قرار گرفت. این روش کنترلی ضمن داشتن پیچیدگی‌های کنترلی و ساخت، تأثیر بسیار کمی بر ضریب پسا و کاهش برد پرتابه دارد [۱۵]. استفاده از جت‌های جانبی در پرتابه‌های دوچرخه که در قسمت غیر-چرخان نصب شده‌اند توسط بورچت و همکاران [۱۶] ارائه شد و کاهش هزینه هدایت و افزایش برد پرتابه‌ها را به همراه داشته؛ اما دقت عملکرد پرتابه در اصابت به هدف، کاهش محسوسی را به همراه داشته است. در راستای استفاده از جت‌های جانبی مطالعاتی نیز در زمینه بررسی اثرات این دست از جت‌ها بر رفتار آیرودینامیکی یک پرتابه موافق صوت انجام شد. نتایج نشان از ایجاد ناپایداری‌های طولی استاتیکی توسط گشتاور چرخشی جت‌های جانبی داشت؛ اما شدت اثرات به حدی

تنها تفاوت معادله فوق در مقایسه با معادله مربوط به پرتابه چرخشی رایج این است که جمله M_c بجای جمله M در نظر گرفته شده است؛ بنابراین به صورت مستقیم شرایط پایداری را بر حسب ضریب پایداری ژيروسکوپیک می توان بیان نمود:

$$S_g = \frac{I_x^2 p^2}{2I_y \rho S d V^2 \left(C_{m\alpha} + \frac{S_c x_c}{S} C_{N\delta} \right)} \quad (5)$$

معادله فوق نشان می دهد که ضریب پایداری دینامیکی پرتابه دوچرخشه دارای کانارد، بیانی مشابه با پرتابه چرخشی رایج دارد و تنها تفاوت آن ها مربوط به ترم گشتاور پیچشی $\frac{S_c x_c}{S} C_{N\delta}$ اضافه شده به ضریب گشتاور پیچشی $C_{M\alpha}$ است [۱۸]. ضریب پایداری دینامیکی نیز به شکل زیر قابل تعریف است:

$$S_d = \frac{2T}{H} \quad (6)$$

از آنجایی که ترم های T و H تحت تأثیر اضافه شدن کاناردها تغییر نمی کنند، می توان نتیجه گرفت که پایداری دینامیکی بر اثر کاناردها، بدون تغییر باقی می ماند. همچنین شرایط پایداری بیانی شبیه پرتابه های چرخشی رایج خواهد داشت:

$$\begin{cases} M_c(S_g - 1) > 0 \\ \frac{1}{S_g} < S_d(2 - S_d) \end{cases} \quad (7)$$

۳- شرح مسئله و روند حل آیرودینامیکی

معادلات حاکم شامل معادلات ممنتم در ۳ جهت و انرژی بوده که به روش الگوریتم سیمپل، به صورت عددی و با استفاده از نرم افزار فلونت حل شده اند. معادلات حاکم با دقت مرتبه دوم گسسته شده و فشار و دمای مرجع معادل با $101 Kpa$ و $25^\circ C$ در نظر گرفته شده است. برای اطمینان از صحت نتایج، ابتدا استقلال از شبکه بررسی شده و سپس اعتبارسنجی نتایج حاصله از این تحقیق با نتایج منتشر شده از آزمایش تجربی صورت گرفته است.

پرتابه چرخشی با توجه به تأثیرات ایجاد شده به وسیله کاناردها را به دست آورد [۱۸]. لذا برای پرتابه دوچرخشه دارای سطوح کنترلی (مانند کانارد)، معادله دیفرانسیل زاویه برخورد مختلط به صورت زیر نوشته می شود:

$$\begin{aligned} \xi'' + (H - iP)\xi' - \left(M + \frac{d^2}{V^2 I_{yy}} N_c + iPT \right) \xi \\ = -iPG - i \frac{d^2}{V^2 I_{yy}} N_c \delta_c e^{i\theta_N} \end{aligned} \quad (1)$$

پارامترهای موجود در رابطه فوق به صورت ذیل تعریف شده اند:

$$H = \frac{\rho S d}{2m} \left(C_{L\alpha} - C_D - \frac{m d^2}{I_t} (C_{m\alpha} + C_{mq}) \right) \quad (2)$$

$$P = \frac{I_x p d}{I_y V}$$

$$M = \frac{m d^2 \rho S d}{I_y 2m} C_{m\alpha} \quad (3)$$

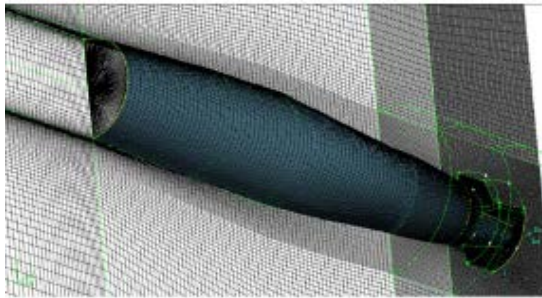
$$G = \frac{g d \cos \theta}{V^2}$$

به طوری که ρ جرم مخصوص هوا، S سطح مرجع پرتابه، d قطر پرتابه، m جرم پرتابه، $C_{L\alpha}$ ضریب نیروی برآ، C_D ضریب نیروی پسا، I_t ممان اینرسی کلی حول مرکز جرم، $C_{m\alpha}$ ضریب نیروی میرا کننده شتاب پیچش، C_{mq} ضریب نیروی میرا کننده سرعت پیچش، I_x ممان اینرسی حول محور x ، I_y ممان اینرسی حول محور y ، p سرعت دورانی پرتابه حول محور حرکت، V سرعت حرکت پرتابه، $C_{m\alpha}$ ضریب گشتاور پیچشی و θ زاویه محور پرتابه نسبت به محور افقی زمین است.

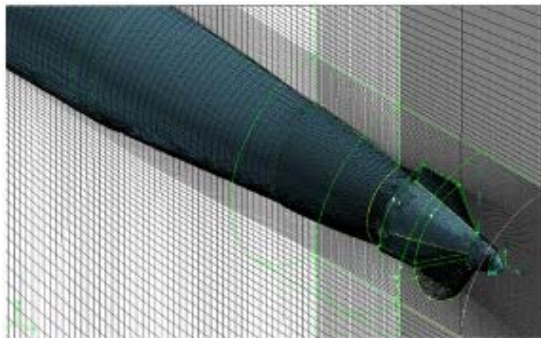
به منظور ساده سازی معادله (۱)، پارامترهای ذیل قابل ارائه است:

$$\begin{aligned} M_c &= M + \frac{d^2}{V^2 I_{yy}} N_c \\ K &= -i \frac{d^2}{V^2 I_{yy}} N_c \delta_c \end{aligned} \quad (4)$$

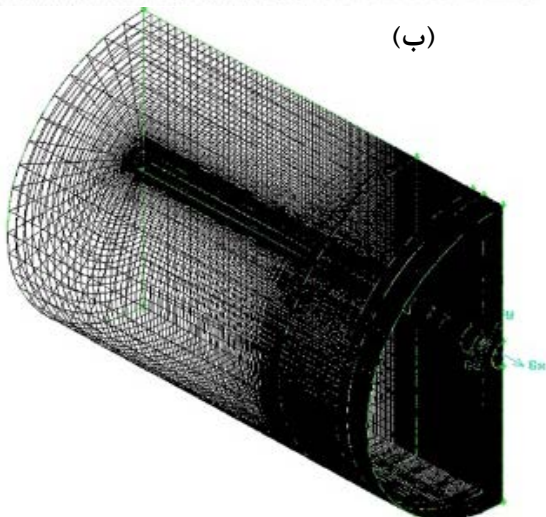
$$w_N^* = w_N \frac{d}{V}$$



(الف)



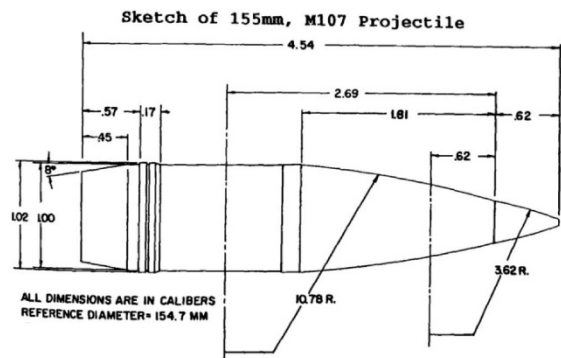
(ب)



شکل (۴): (الف) شبکه‌بندی و (ب) میدان حل

به‌منظور حل عددی جریان حول پرتابه، در اولین قدم لازم است که شبکه‌بندی حول جسم صورت گیرد؛ لذا یک میدان حل سیلندری حول پرتابه در نظر گرفته و سپس اثر استقلال از حوزه حل بررسی شد. به این منظور، چندین حوزه حل با قطر سیلندره‌های متفاوت ایجاد شده و با مقایسه ضرایب پسا وارد بر پرتابه، مشخص شد که میدان حل سیلندری با قطر چهار برابر طول پرتابه، جواب‌ها مستقل از ابعاد میدان حل است. همچنین از شبکه ساختاریافته در اطراف پرتابه بهره گرفته‌شده؛ به‌طوری‌که میدان حل و شبکه‌بندی انجام‌شده در شکل ۴ قابل رؤیت است.

شکل ۱، ابعاد مربوط به نمونه انتخابی را به نمایش می‌گذارد. شکل ۲، پرتابه SR57 را نشان می‌دهد که می‌توان قسمت ماسوره آن را اصلاح نموده و به افزونه اصلاح مسیر تبدیل کرد. هندسه مسئله در شکل ۳ نشان داده شده است. پرتابه از دو قسمت چرخان (بدنه اصلی) و قسمت غیر-چرخان (افزونه جلو پرتابه) تشکیل شده است به‌طوری‌که شرط عدم چرخش افزونه با استفاده از بلبرینگ بین دو قسمت اعمال می‌گردد. این افزونه دارای ۴ کانارد بوده که وظیفه اصلاح مسیر را بر عهده دارند. همچنین طول این پرتابه تنها ۲cm نسبت به پرتابه عادی بدون افزونه بیشتر است.



شکل (۱): ابعاد نمونه انتخابی [۱۹]

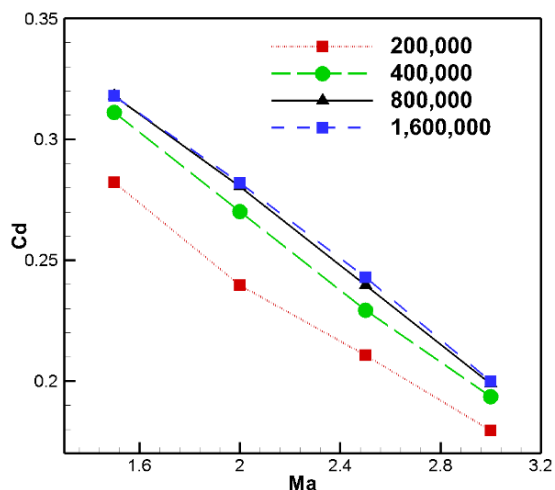


شکل (۲): پرتابه ۵۷ میلی‌متری به همراه ماسوره و نمایش خطوط دوبعدی محدوده پرتابه دوچرخشه



شکل (۳): پرتابه دوچرخشه ۵۷ میلی‌متری با افزونه جدید طراحی شده

مناسب، زمان حل نیز نسبت به شبکه ریز تر، کاهش خواهد داشت.



شکل (۵): استقلال نتایج شبیه‌سازی عددی در زاویه حمله صفر درجه حول پرتابه SR57 در حالت غیر چرخشی از تعداد سلول‌های شبکه

از دیگر موضوعات مهم در شبیه‌سازی عددی، نوع مدل آشفتگی مورد استفاده است. مدل آشفتگی مورد استفاده در این شبیه‌سازی از نوع دو معادله‌ای $k - \epsilon$ بوده و به صورت پایا حل شده است. شدت آشفتگی جریان ورودی برابر $0.2/0.1$ در نظر گرفته شده و با توجه به بهره‌مندی این مدل از توابع دیواره در نزدیکی دیواره، حجم مش‌ها در نواحی نزدیک دیواره کم شده و هزینه محاسباتی کاهش پیدا می‌کند. لذا عملکرد مدل آشفتگی مد نظر به گونه‌ای است که علاوه بر کاهش هزینه‌های محاسباتی، توانسته توزیع فشار روی سطح جسم را نیز به خوبی پیش‌بینی کند [۲۰-۲۲]. به منظور همگرایی حل عددی نیز شرط همگرایی باقیمانده‌ها را با دقت 10^{-6} در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، نوسانی شدن ضرایب آیرودینامیکی نیز باید برقرار شود تا بیان‌کننده همگرایی حل معادلات باشد [۲۰].

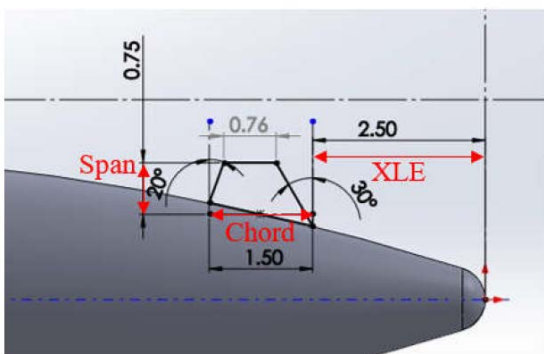
در گام بعد، نتایج حل عددی باید مورد ارزیابی و اعتبارسنجی قرار گیرد. بدین دلیل نتایج حل عددی حاضر با آزمایش تجربی انجام شده بر روی پرتابه M107 [۱۹] مورد مقایسه قرار گرفته و همان‌طور که در شکل ۶ نشان داده شده است. شایان ذکر است حل عددی حاضر توانسته با تقریب حدود $3/43$ درصد خطا صحت خود را به اثبات برساند. به منظور مقایسه بهتر از درصد اختلاف میان نتایج

شرطمرزی روی جسم پرتابه از نوع عدم لغزش بوده و محیط پیرامون حل نیز از نوع شرطمرزی مشخصه (فشار میدان دور) در نظر گرفته شده که این مرز در فاصله چهار برابری طول پرتابه قرار گرفته است. همچنین شرط مرزی ورودی در فاصله‌ای چهار برابر طول پرتابه تعبیه و از نوع سرعت در نظر گرفته شد. دیواره خروجی نیز به عنوان شرط فشار در فاصله ده برابری طول پرتابه تعبیه شده است. در این شبیه‌سازی، چرخش پرتابه که جز اصلی مسئله است نیز در نظر گرفته شده و در صورت صرف نظر از اثرات چرخشی پرتابه، خطای زیادی در نتایج حاصل خواهد شد. به منظور اعمال چرخش بر روی مدل مد نظر لازم است که در *Frame Motion* cell zone های انتخاب شده فعال شوند. هنگامی که یک قاب مرجع متحرک فعال می‌شود، معادلات حرکت به نحوی اصلاح می‌شوند که سایر ترم‌های شتاب (به خاطر انتقال از قاب مرجع ساکن به متحرک) به معادلات اضافه شوند. با حل این معادلات، می‌توان جریان حول قسمت‌های چرخان و متحرک را مدل‌سازی کرد. دلیل اصلی برای استفاده از قاب مرجع متحرک این است که یک مسئله نا پایا در یک قاب ساکن به یک مسئله پایا نسبت به قاب متحرک تبدیل شود. برای یک قاب متحرک که به صورت یکنواخت حرکت می‌کند (مثل زمانی که قاب با سرعت ثابت می‌چرخد)، این امکان وجود دارد که معادلات حرکت سیال به قاب متحرک منتقل شوند که در این صورت حل پایای مسئله امکان‌پذیر خواهد بود. در صورتی که سرعت ثابت نباشد، ترم‌های اضافی به معادلات انتقال اضافه می‌شوند که ناشی از تغییرات سرعت چرخشی و خطی هستند. همچنین ذکر این نکته نیز ضروری است که در صورتی که قاب مرجع متحرک با سرعت ثابت حرکت کند می‌توان مسئله را به صورت نا پایا نیز حل کرد. به همین دلیل در این تحقیق از شرطمرزی *MRF* در بتن مدل‌سازی استفاده شده است تا چرخش پرتابه را بتوان مدل‌سازی کرد. پس از تعیین نوع شرایط مرزی، می‌بایست تعداد سلول‌ها را به گونه‌ای ایجاد کرد که حل جریان مستقل از آن شود. لذا اثر تعداد سلول‌های ایجاد شده در میدان جریان، این مسئله را به ازای تعداد سلول‌های مختلف شبیه‌سازی شده و همان‌طور که شکل ۵ نشان می‌دهد به ازای تعداد شبکه $800,000$ استقلال از شبکه به دست آمده است؛ زیرا ضمن داشتن دقت

طراحی این آزمایش از دو فاز برخوردار می‌باشد که به شرح زیر است؛

- فاز ابتدایی، لحظه‌ی خروج پرتابه از لوله سلاح تا پیش از عملکرد افزونه
- فاز نهایی، حرکت از لحظه‌ی شروع اصلاح مسیر (پایان فاز ابتدایی) آغاز و تا اصابت پرتابه به هدف ادامه خواهد داشت.

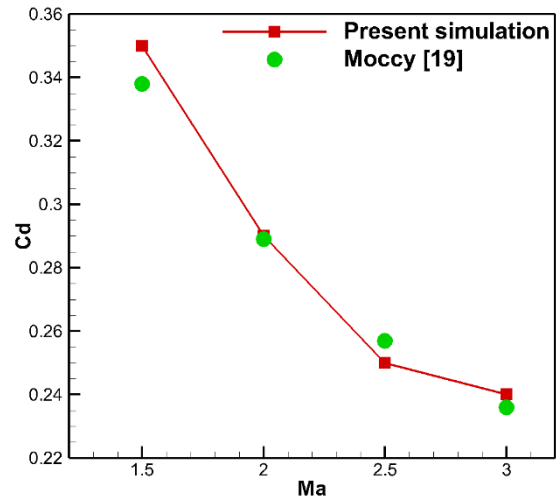
مهم‌ترین نکته در انتخاب پارامترهای طراحی، مستقل بودن آن‌ها از یکدیگر است؛ چراکه احتمال بروز خطا در پیش‌بینی تابع خروجی برحسب یک متغیر مستقل یا متغیر ثانویه را کم می‌کند. شایان ذکر است که مهم‌ترین پارامتر مورد بررسی در فاز ابتدایی، پایداری ژيروسکوپی و دینامیکی می‌باشد که به‌عنوان تابع پاسخ در این فاز در نظر گرفته شده‌اند. در طی فرآیند فاز نهایی، کانارد نسبت به بدنه پرتابه زاویه گرفته و اصلاح مربوطه را می‌سازد. مهم‌ترین پارامتر مورد بررسی در این فاز، قدرت چرخش (با دو بخش C_l , C_d) است به‌طوری که هر چه قدرت چرخش بیشتر باشد، بازه‌ی عملکرد پرتابه گسترده‌تر خواهد بود؛ از اینرو می‌توان قدرت چرخش را به‌عنوان تابع پاسخ اصلی در نظر گرفت. از جمله پارامترهای متأثر بر نتایج در شکل ۶، با رنگ قرمز قابل مشاهده است.



شکل (۷): نمایش پارامترهای انتخابی (نکته: واحد ابعاد سانتی‌متر می‌باشد).

در این چرخه‌ی بهینه‌سازی، پارامترهایی همچون زاویه خم جلویی و پشتی کانارد، شکل مقطع آن و ... ثابت فرض شده‌اند چراکه ارتباط محسوسی میان آن‌ها با نتایجی همچون پایداری وجود نخواهد داشت. نتایج شبیه‌سازی صحه‌ایی بر این ادعاست. برای هر یک از پارامترهای انتخابی

عددی و تجربی، جدول ۱ مقادیر هر دسته و نیز میزان اختلاف میان این داده‌ها را به‌خوبی می‌توان ملاحظه نمود.



شکل (۶): مقایسه حل عددی و تجربی [۱۹] پرتابه $M1.07$

جدول (۱): مقایسه ضریب پسا نتایج تجربی و عددی و میزان اختلاف بین آن‌ها

عدد ماخ	نتایج تجربی [۱۷]	نتایج عددی	درصد اختلاف (%)
۱/۵	۰/۳۳۸	۰/۳۵	۳/۴۳
۲	۰/۲۸۹	۰/۲۹	۰/۳۴
۲/۵	۰/۲۵۷	۰/۲۵	۲/۸۰
۳	۰/۲۳۶	۰/۲۴	۱/۶۷

۴- بهینه‌سازی توسط روش پاسخ سطح (RSM)

تمرکز این بخش به نتایج حاصله از بهینه‌سازی می‌باشد. به‌منظور بهبود و بررسی پارامترهای طراحی، از روش پاسخ سطح کمک گرفته شده است. در این روش ابتدا باید پارامترهایی را که نیاز به بررسی و بهبود دارند را مشخص و سپس برای هر پارامتر بازه‌ی تغییرات را تعیین نمود. این بازه‌ی طراحی است که حداقل و حداکثر مقدار ممکن آن پارامتر را تعیین می‌کند. در انتها با طراحی و انجام دنباله‌ایی از آزمایش‌هایی که در این روش استفاده می‌شود می‌توان تابع پاسخ را بر اساس پارامترهای طراحی بهبود داد. در مرجع [۲۳]، به جزئیات بیشتری از این روش پرداخته شده است.

می‌کند. جداول ۲ و ۳، سطوح و پارامترهای بی‌بعد سازی را نشان می‌دهند.

در دو فاز ابتدایی و نهایی، سه سطح تعریف شده است. علت این امر بهبود عملکرد روش پاسخ سطح در صورت فرد بودن سطوح می‌باشد که در غیر این صورت خطا به نتایج ورود

جدول (۲): سطوح و پارامترهای انتخابی در فاز ابتدایی

مقدار	مقدار	مقدار	پارامتر بی بعد سازی	مقدار کمینه (mm)	مقدار میاتگین (mm)	مقدار بیشینه (mm)	نام پارامتر
مقدار کمینه	مقدار میاتگین	مقدار بیشینه	جدید	جدید	جدید	جدید	
-۱	۰	۱	۱۷/۵	۱۲/۵	۱۷/۵	۲۲/۵	Chord
-۱	۰	۱	۷/۵	۳/۷۵	۷/۵	۱۱/۲۵	Span
-۱	۰	۱	۲۵	۱۲/۵	۲۵	۳۷/۵	Xle
-۱	۰	۱	۵	۱	۵	۹	AOA

جدول (۳): سطوح و پارامترهای انتخابی در فاز نهایی

مقدار	مقدار	مقدار	پارامتر بی بعد سازی	مقدار کمینه (mm)	مقدار میاتگین (mm)	مقدار بیشینه (mm)	نام پارامتر
مقدار کمینه	مقدار میاتگین	مقدار بیشینه	جدید	جدید	جدید	جدید	
-۱	۰	۱	۲۲/۵	۱۵(mm)	۲۲/۵(mm)	۳۰(mm)	Chord
-۱	۰	۱	۷/۵	۳/۷۵(mm)	۷/۵(mm)	۱۱/۲۵(mm)	Span
-۱	۰	۱	۲۵	۱۲/۵(mm)	۲۵(mm)	۳۷/۵(mm)	Xle
-۱	۰	۱	۸	۲(deg)	۸(deg)	۱۴(deg)	AOA
-۱	۰	۱	۲/۵	۲	۲/۵	۳	Mach
-۱	۰	۱	۲	۱(deg)	۳(deg)	۵(deg)	Delta

مدل سازی پایداری ژيروسکوپی (Sg) این مقادیر به ترتیب برابر با ۰/۹۹۴ و ۰/۹۹۸ به دست آمده است. در مدل سازی پایداری دینامیکی (Sd) نیز میزان خطا در تابع پاسخ پیش بینی شده، کمتر از ۰/۰۰۰۱ است. این مهم حاکی از دقت مناسب بهینه سازی در این دو فاز می‌باشد. همچنین با انجام این تحلیل در فاز نهایی، میزان خطا در تابع پاسخ پیش بینی شده، کمتر از ۰/۱ می‌باشد که مطلوب این روش است.

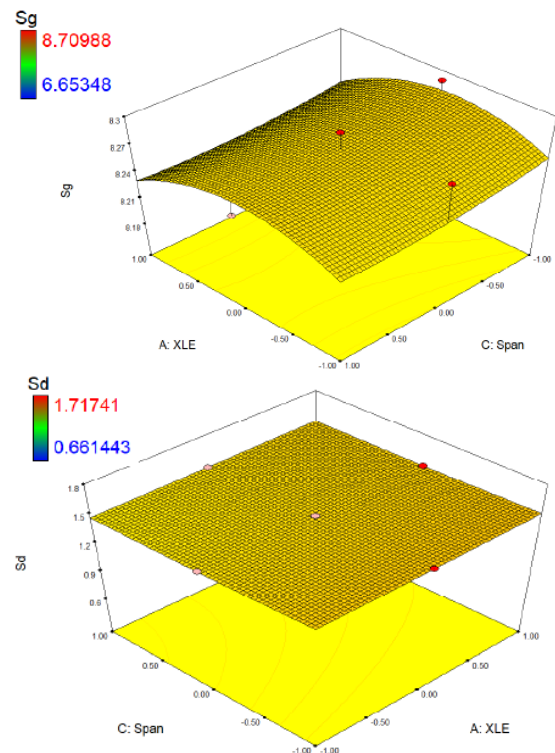
مهم ترین عوامل رعایت شده در این جداول، نزدیک بودن سطوح به مقادیر واقعی، فاصله یکسان سطوح، مستقل بودن پارامترها و شمول حداکثری تمامی شرایط ممکن بوده است. به منظور صحت سنجی فرآیند بهینه سازی، تحلیل واریانس در هر دو فاز انجام شده؛ به طوری که اختلاف میان مقادیر تنظیم شده و پیش بینی شده در فاز ابتدایی برای R^2 دارای تقریب ۱ با خطای حدود ۰/۰۳ درصد می‌باشد. برای

که در شکل ۹، به نمایش در آمده است. با توجه به این شکل با افزایش زاویه حمله در طول وتر ثابت، پایداری دینامیکی و ژيروسکوپی به صورت غیر خطی به ترتیب افزایش و کاهش می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود با افزایش طول وتر در زاویه حمله ثابت، پایداری دینامیکی به صورت خطی کاهش و پایداری ژيروسکوپی به صورت منحنی رفتار می‌کند که کمترین مقدار آن در طول وتر صفر و بیشترین مقدار را در بازه (۱-، ۱) است. شایان ذکر است، برای بهبود نتایج پایداری ژيروسکوپی مقدار بیشینه پایداری دینامیکی نزدیک‌ترین مقدار به ۱ را می‌بایست داشته باشد. به عنوان نمونه در تحقیق پیشرو، هر دوی این مقادیر برای زوایای حمله ۱ و ۹ درجه صورت پذیرفت که مقدار پایداری ژيروسکوپی در این دو زاویه به ترتیب معادل با ۸/۷۱۱ و ۶/۶۹۶ به دست آمد. این مقادیر از حداقل‌های مورد نیاز بیشتر بوده، بنابراین مطابق با یافته‌ها می‌توان بر پایداری دینامیکی و ژيروسکوپی در زوایای حمله‌ی پایین اذعان کرد.

در فاز نهایی نیز تأثیر تکی و برهمکنش دو پارامتر فاصله کانارد از نوک دماغه (X_{IE}) و طول وتر، بر تابع پاسخ مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به شکل ۱۰، با افزایش فاصله کانارد از نوک دماغه از -۱ تا ۱، ضریب برآ به صورت خطی کاهش و ضریب پسا در بازه (۱، ۰) و (۰، -۱) به ترتیب به صورت غیر خطی افزایش و کاهش می‌یابد. این روند به گونه‌ای است که قدرت چرخش به صورت منحنی کاهش یافته است. از طرفی با افزایش طول وتر از -۱ تا ۱ در X_{IE} ثابت، هر دو ضریب برآ و ضریب پسا به صورت شبه خطی افزایش می‌یابند و قدرت چرخش نیز به فرمی خطی افزایش داشته است.

تأثیر تکی و برهمکنش پارامترهای دلتا و ماخ بر توابع پاسخ نیز می‌تواند مورد توجه باشد به طوری که در شکل ۱۱، با افزایش مقدار دلتا در ماخ ثابت، هر دو ضریب برآ و پسا به صورت خطی افزایش یافته و قدرت چرخش نیز روندی افزایشی در پیش می‌گیرد. از طرفی افزایش ماخ در دلتای ثابت منجر به کاهش ضریب برآ و افزایش غیرخطی ضریب پسا شده است. به علاوه، شیب افزایش قدرت چرخش نیز مشهود است و شیب تغییرات قدرت چرخش در ماخ ثابت در بازه ۱- تا ۰ بیشتر از ۰ تا ۱ است.

در اینجا به عنوان نمونه به بررسی تأثیر تکی و برهمکنش چند متغیر مستقل بر توابع پاسخ پرداخته شده است. قابل ذکر است که تصاویر مربوط به این بررسی‌ها، نواحی که سطح پاسخ دستگاه مختصات را قطع کند، تغییرات تابع پاسخ نسبت به پارامتر مربوطه را به صورت تکی نشان می‌دهد. به علاوه، به منظور اهمیت ارتباط و تأثیر دوتایی پارامترها بر سطح پاسخ، اثر جفت پارامترها نیز ارائه شده است. در شکل ۸، اثرات تکی و برهمکنش ارتفاع کانارد و فاصله‌ی آن از نوک پرتابه روی سطوح پاسخ را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل با افزایش ارتفاع کانارد در فاصله کانارد از نوک پرتابه ثابت، هر دو پایداری دینامیکی و ژيروسکوپی به صورت خطی کاهش می‌یابند. همچنین مشاهده می‌شود با افزایش فاصله کانارد از نوک پرتابه در ارتفاع ثابت کانارد، پایداری دینامیکی به صورت خطی افزایش و پایداری ژيروسکوپی در بازه (۰، -۱) و (۰، ۱) به ترتیب به صورت غیر خطی افزایش و کاهش می‌یابد.



شکل (۸): نمایش اثرات تکی و برهمکنش فاصله کانارد از

نوک پرتابه و طول وتر بر روی سطوح پاسخ یکی دیگر از تأثیرات بررسی شده مربوط به اثر تکی و برهمکنش زاویه حمله و طول وتر روی سطح پاسخ می‌باشد

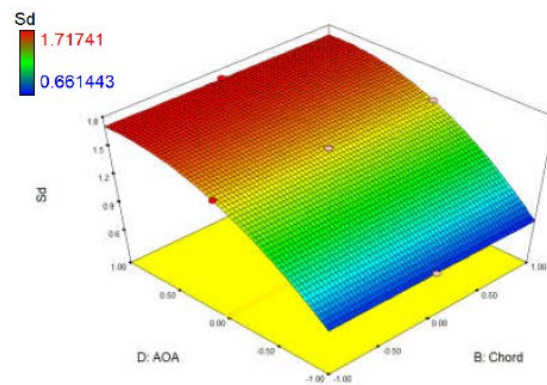
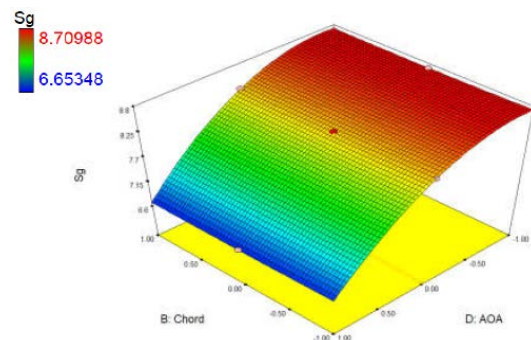
در آخر نیز مجدداً نتایج پیش‌بینی شده توسط روش پاسخ سطح در فاز ابتدایی و نهایی، بررسی و صحت‌سنجی شد. حداکثر خطای فراوانی در فاز ابتدایی کمتر از ۱ و در فاز نهایی کمتر از ۶ درصد حاصل شد. این یافته‌ها بدان معنی است که در فاز ابتدایی حتی در بدترین شرایط قرارگیری کانارد، پایداری ژیرسکوپیکی و دینامیکی برقرار می‌باشد. همچنین در فاز نهایی نیز قدرت اصلاح مسیر مناسبی برای افزونه وجود دارد. با توجه به خروجی فازهای ابتدایی و نهایی برای سه پارامتر اساسی که مهم‌ترین تأثیر را بر ضرایب آیرودینامیکی داشته‌اند، همچون فاصله کانارد از نوک دماغه، طول وتر و دهانه یا ارتفاع کانارد مقادیری به ترتیب ۱/۲۵، ۳ و ۱/۱۲۵ میلی‌متر، انتخاب شدند. در نظر گرفتن این ابعاد بیان می‌دارد که ضمن بیشینه بودن قدرت چرخش، برقراری پایداری دینامیکی و ژیرسکوپیکی، با شرایط فیزیکی مسئله نیز تطابق بالایی را دارا می‌باشند. نتایج حاصل از این بهینه‌سازی در قالب شکل ۱۲، ارائه شده است.



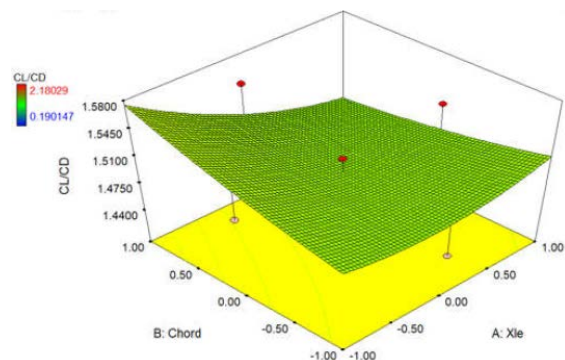
شکل (۱۲): نمایی از هندسه مورد نظر با پارامترهای بهینه

۵- بررسی آیرودینامیکی پارامترهای طراحی بر افزونه و مقایسه آن با افزونه جدید بهینه‌شده

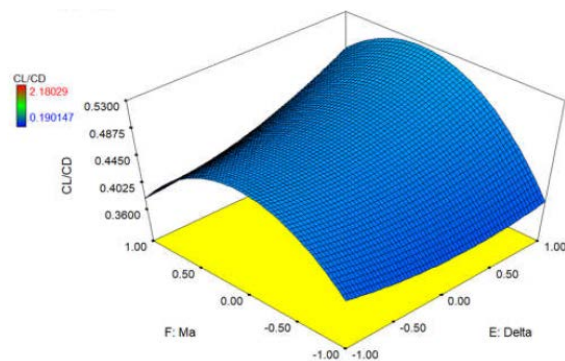
با توجه به اطمینان از صحت حل عددی و عدم وابستگی پاسخ‌ها به اندازه میدان حل و تعداد شبکه، حال می‌توان در اولین گام به بررسی اثر آیرودینامیکی افزونه پرداخت. با توجه به پارامترهای طراحی نظیر طول وتر، ارتفاع کانارد و فاصله آن از نوک دماغه که در شکل ۷ به وضوح نشان داده شده، تأثیر آیرودینامیکی این پارامترها مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۱۳، تغییرات ضریب برآ با عدد ماخ در زاویه حمله ۲ درجه به ازای طول وترهای متفاوت را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل می‌توان پی برد که با افزایش طول وتر از ۱ به ۲، مقدار ضریب برآ ۱/۲۳٪



شکل (۹): نمایش تأثیرات تکی و برهمکنش زاویه حمله و ارتفاع کانارد بر روی سطوح پاسخ

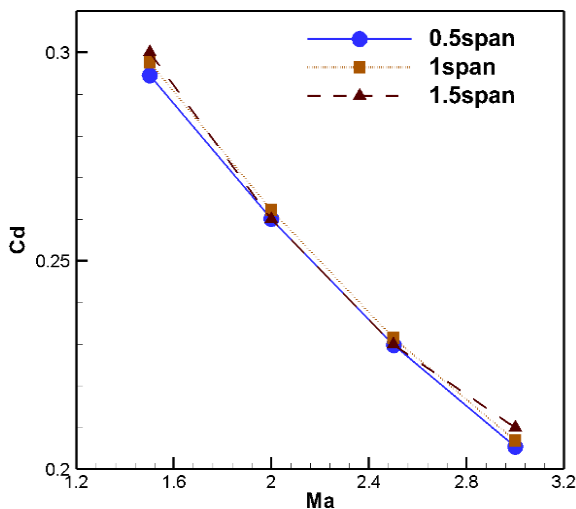


شکل (۱۰): نمایش تغییرات توابع پاسخ در فاصله کانارد از نوک دماغه و طول وتر



شکل (۱۱): نمایش تغییرات توابع پاسخ در دلتا و ماخ متفاوت

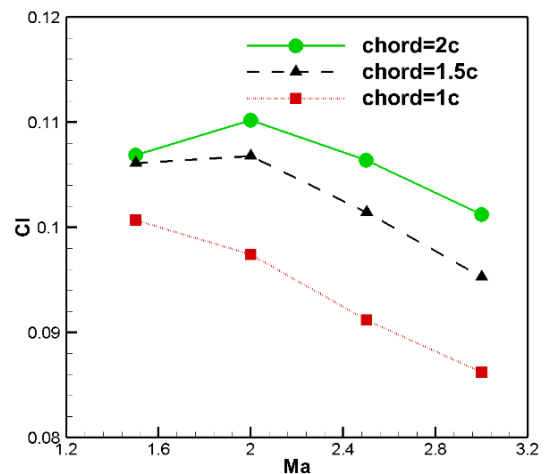
مورد قیاس قرار می‌دهد. همان‌طور که در شکل ۱۵ قابل‌ملاحظه است با افزایش ۵۰ درصدی این ارتفاع، ضریب پسا ۰/۱۳٪ افزایش داشته است و به‌نوعی تأثیر چندانی محسوس لحاظ نمی‌شود. علاوه بر این، نتایج نشان دادند که با افزایش ۵۰ درصدی ارتفاع کانارد، ضریب برآ و فاصله مرکز فشار از مرکز جرم نیز تغییر قابل‌ملاحظه‌ای نداشته‌اند؛ بنابراین می‌توان نتیجه‌گیری کرد که ارتفاع کانارد، اثرگذاری قابل‌ملاحظه‌ای در عملکرد پرتابه‌ها نخواهد داشت؛ اما ارتفاع مناسب آن بستگی به میزان رضایتمندی، توانایی اصلاح مسیر را داراست.



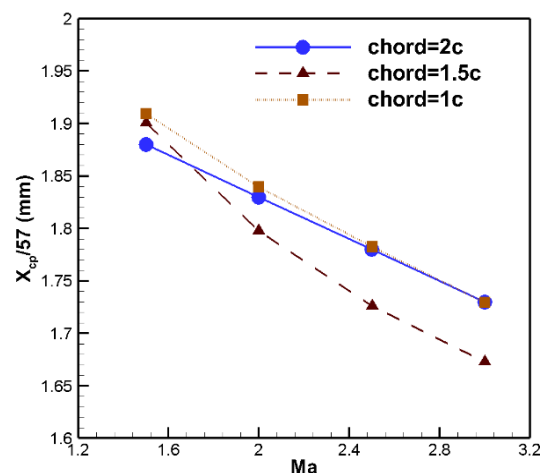
شکل (۱۵): تغییرات ضریب پسا بر حسب عدد ماخ به ازای ارتفاع‌های کانارد متفاوت

نکته حائز اهمیت این است که اضافه کردن کانارد و میزان فاصله آن از نوک دماغه می‌تواند باعث تولید گشتاور جانبی و جابه‌جایی مرکز فشار از مرکز جرم گردد، به‌طوری‌که در صورت در نظر نگرفتن این مسئله، پایداری پرتابه کاهش خواهد یافت. شبیه‌سازی‌ها نشان داده است که جابه‌جایی کانارد تأثیر شگرفی در ضرایب آیرودینامیکی ایجاد نمی‌کند. از طرفی مطابق با شکل ۱۶، با نزدیک کردن کانارد به دماغه، مرکز فشار از مرکز جرم دور می‌شود درحالی‌که هر چه این فاصله افزایش یابد، مرکز فشار به سمت مرکز جرم حرکت می‌کند و تأثیر مثبتی بر پایداری پرتابه ایجاد می‌کند.

افزایش‌یافته درحالی‌که ضریب پسا فقط ۰/۴۸٪ رشد داشته است. در مجموع نسبت برآ به پسا با افزایش طول وتر رشد محسوسی داشته است. تغییرات فاصله مرکز فشار از مرکز جرم به ازای عدد ماخ‌های متفاوت در دو زاویه حمله صفر و ۲ درجه به ازای طول‌های وتر گوناگون در شکل ۱۴ به تصویر کشیده شده است به‌طوری‌که با افزایش طول وتر، فاصله میان مرکز جرم و مرکز فشار حدود ۳/۱۵٪ افزایش‌یافته که نشان از افزایش ناپایداری پرتابه با افزایش طول وتر، دارد.



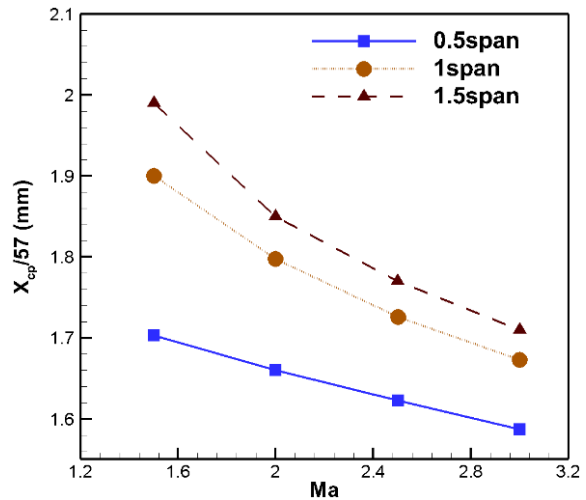
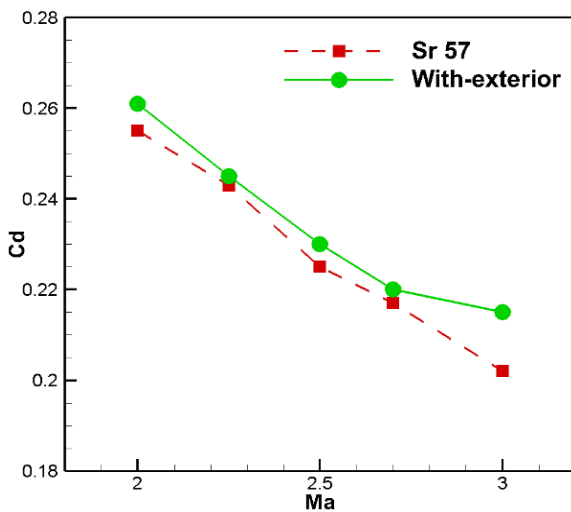
شکل (۱۳): تغییرات ضریب برآ با عدد ماخ در زاویه حمله ۲ درجه و طول وترهای متفاوت



شکل (۱۴): تغییرات فاصله مرکز فشار از مرکز جرم به ازای اعداد ماخ و طول وترهای متفاوت

پارامتر بعدی که مورد مطالعه قرارگرفته ارتفاع کانارد می‌باشد که به ازای ارتفاع‌های مختلف آن، ضریب پسا را

نتیجه ضریب برآی غیر صفر اجتناب‌ناپذیر است. شکل ۱۸ تغییرات ضریب برآ پرتابه ۵۷ میلی‌متری با و بدون افزونه را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، در حالت با افزونه به‌طور میانگین ۶٪ ضریب برآ افزایش داشته است که این افزایش ناشی از وجود کاناردها و تأثیر آن‌ها در افزایش سطح می‌باشد. از طرف دیگر، با توجه به قرارگیری کانارد در افزونه جدید و افزایش برآ تولیدی و اعمال این نیروی اضافه‌شده در جلوی مرکز فشار پرتابه، گشتاور پیچشی مثبتی که به پرتابه وارد می‌شود تقویت خواهد شد به‌طوری‌که انتظار می‌رود پایداری این پرتابه با کاهش روبرو شود.

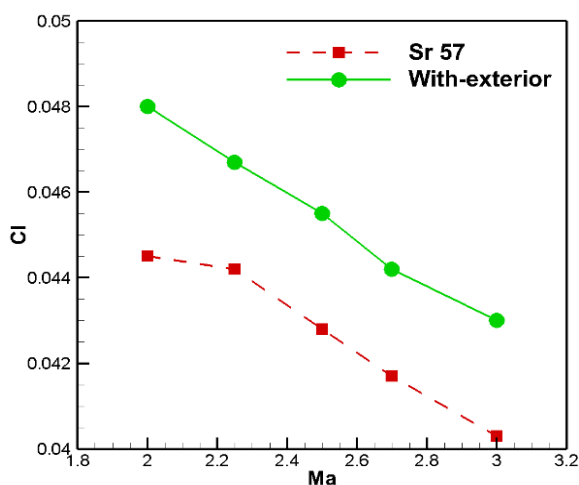


شکل (۱۶): تغییرات فاصله مرکز فشار از مرکز جرم به ازای اعداد ماخ و فواصل متفاوت کانارد تا دماغه پرتابه

با توجه به بررسی پارامتریک متغیرهای طراحی در نظر گرفته‌شده، افزونه با مشخصاتی نظیر طول وتر ۲ mm، ارتفاع کاناردی برابر ۱/۱۲۵ mm و با فاصله ۱/۲۵ mm از دماغه پرتابه، مناسب‌ترین عملکرد را نشان داده است. این ابعاد در مقایسه با دیگر مقادیر، عملکرد بهتری در شکل‌های فوق به اثبات رسانده‌اند به‌طوری‌که افزونه بهینه نهایی در شکل ۱۲ به تصویر کشیده شده است.

شکل (۱۷): تغییرات ضریب پسا با عدد ماخ مختلف حول پرتابه چرخشی SR57 در دو حالت با و بدون افزونه

به‌منظور ارزیابی آیرودینامیکی افزونه جدید به همراه کانارد، می‌توان این افزونه را به پرتابه نیز اضافه نمود و مقایسه‌ای میان پرتابه همراه با افزونه و پرتابه بدون افزونه انجام داد. شکل ۱۷، تغییرات ضریب پسا را برای حالت با و بدون افزونه در ماخ‌های گوناگون به نمایش می‌گذارد. این شکل بیان می‌کند که با اضافه کردن افزونه جدید به‌طور میانگین ضریب پسا ۵٪ افزایش داشته است. به‌منظور مقایسه ضریب برآ، اگر در محیط اطراف پرتابه هیچ‌گونه بادی نباشد و پرتابه زاویه انحراف تقریبی صفر داشته باشد در هردو حالت با و بدون افزونه ضریب نیروی برآ پرتابه صفر خواهد بود. این در حالی است که اگر زاویه انحراف از مسیر یا باد جانبی یا اثر مگنس^۱ وجود داشته باشد ضریب نیروی برآ غیر صفر خواهد بود [۲۴، ۲۵]. با توجه به سرعت بالای پرتابه، بادهای جانبی توان بسیار کمی در انحراف پرتابه از مسیر خواهند داشت؛ اما پرتابه در حال چرخش بوده که در

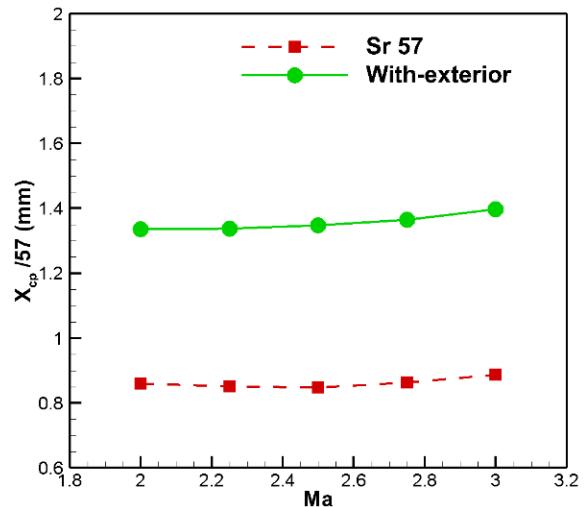


شکل (۱۸): تغییرات ضریب برآ با عدد ماخ مختلف حول پرتابه چرخشی SR57 در دو حالت با و بدون افزونه

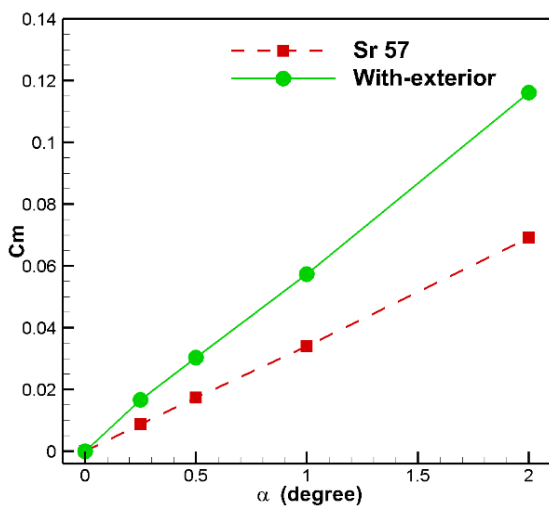
^۱ Magnus effect

حساسیت ضریب گشتاور پیچشی به تغییر زاویه حمله در حالت با افزونه بیشتر از حالت بدون افزونه است؛ به بیان دیگر با افزایش ۱ درجه زاویه حمله، پرتابه دارای افزونه، تمایل بیشتری به افزایش ضریب گشتاور پیچشی نشان خواهد داد و از این حیث منجر به پایداری کمتر پرتابه خواهد شد.

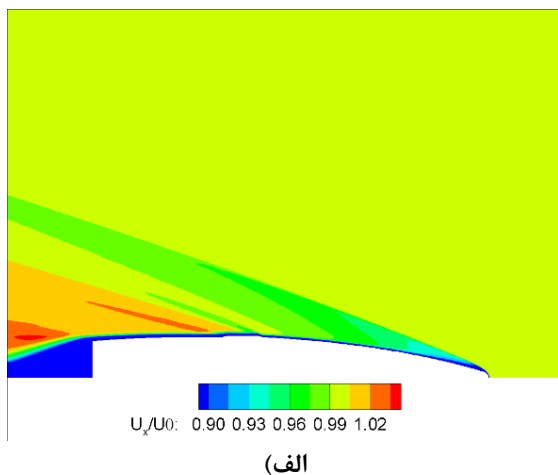
به منظور مقایسه بهتر فیزیک جریان حاکم بر پرتابه، تصاویر توزیع سرعت طولی در شکل (۲۱-الف و ب) برای پرتابه بدون افزونه و با افزونه ترسیم شده است. بر اساس این شکل به خوبی می‌توان میدان جریان را در دو پرتابه مقایسه کرد. همان‌طور که در تصاویر مشخص است وجود افزونه با کنار آمدن منجر به ضعیف شدن امواج ضربه‌ای مایلی می‌شود که در لبه ابتدایی پرتابه ایجاد شده و همین امر نیز منجر به افزایش ضریب برای تولیدی شده است.



شکل (۱۹): تغییرات موقعیت مرکز فشار نسبت به مرکز جرم با عدد ماخ مختلف حول پرتابه چرخشی SR57 در دو حالت با و بدون افزونه



شکل (۲۰): تغییرات ضریب گشتاور پیچشی با عدد ماخ در دو حالت با و بدون افزونه



به منظور بررسی دقیق‌تر جابه‌جایی‌های صورت گرفته در مرکز فشار، در شکل ۱۹ تغییرات فاصله مرکز فشار از مرکز جرم در دو حالت با و بدون افزونه و در زاویه حمله صفر درجه نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشاهده می‌شود که مرکز فشار پرتابه دارای افزونه اصلاح مسیر، جلوتر از مرکز فشار پرتابه بدون افزونه است (نزدیک‌تر به دماغه پرتابه)، این امر منجر به کاهش پایداری در پرتابه دارای افزونه جدید است. البته نباید فراموش کرد که مرکز فشار در پرتابه‌های چرخشی جلوی مرکز جرم قرار دارد (برعکس پرتابه‌های غیر چرخشی مانند انواع موشک و خمپاره) [۱۹] و به همین دلیل ذاتاً این پرتابه‌ها ناپایدار هستند و با چرخش و به کمک اثر ژيروسکوپی پایدار می‌شوند؛ در حقیقت اثر ژيروسکوپی مانع از چرخش و انحراف بیش از حد پرتابه می‌شود.

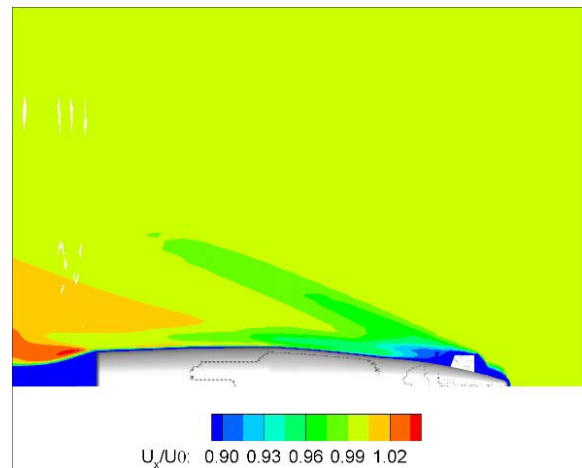
تاکنون بررسی‌های انجام شده مربوط به زاویه حمله صفر بود در حالی که به دلیل وجود بادهای جانبی، مقدار زاویه حمله می‌تواند غیر صفر باشد که اثرات آن را نیز باید از دیدگاه آیرودینامیکی بررسی کرد. به همین دلیل، در شکل ۲۰، حساسیت ضریب گشتاور پیچشی به تغییر زاویه حمله در دو حالت با و بدون افزونه و به ازای ماخ ۳ مورد بررسی قرار گرفته است. طبیعی است هرچه این حساسیت به تغییر زاویه کمتر باشد بهتر است؛ زیرا پایداری پرتابه در زوایای حمله غیر صفر آسان‌تر خواهد بود. با توجه به این شکل،

که پرتابه به لحاظ دینامیکی نیز پایدار خواهد بود. در نهایت، با داشتن هردو شرط پایداری مورد نیاز، می‌توان نتیجه گرفت پرتابه دوچرخشه با افزونه جدید طراحی شده که بهینه نیز شده، پایدار خواهد بود.

۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، نیروهای آیرودینامیکی و پایداری‌های مربوط به افزونه اصلاح مسیر پرتابه ۵۷ میلی‌متری به روش عددی بررسی شد. نتایج حاصله نشان دادند که استفاده از افزونه اصلاح مسیر، ضریب نیروی پسا را به میزان حداکثر ۱۰ درصد افزایش داده که با توجه به توان اصلاح مسیر افزونه قابل قبول است. همچنین این افزونه منجر به رشد ضریب گشتاور پیچشی شده که از اثرات جانبی آن می‌توان به کاهش پایداری پرتابه اشاره کرد. به همین دلیل بررسی پارامترهای پایداری در این مسئله بسیار حائز اهمیت می‌باشد. پایداری دینامیکی و ژيروسکوپی با یکدیگر ارتباط دارند و شروط مربوط به این دو نوع پایداری باید ارضا شوند تا پرتابه بتواند به مسیر خود ادامه دهد. محاسبات ضرایب پایداری نشان دادند که این افزونه هر دو شرط پایداری را ارضا کرده و در نتیجه پرتابه می‌تواند با حفظ پایداری، به مسیر خود ادامه دهد. لذا با توجه به قابلیت مانور پذیری پرتابه دوچرخشه، می‌توان از آن به‌عنوان روشی نوین برای هدایت پرتابه‌ها استفاده نمود.

همچنین، در این تحقیق با انجام بهینه‌سازی توسط روش پاسخ سطح برای پارامترهای مختلفی از جمله ارتفاع و فاصله کانارد از نوک پرتابه و همچنین تأثیرات تکی و برهمکنش زاویه حمله و طول وتر در فاز ابتدایی به‌منظور بررسی ادامه مسیر پرتابه در زوایای حمله متفاوت، توانایی تطابق با شرایط غیرعادی همچون انواع ارتعاشات در مسیر حرکت و... پایداری ژيروسکوپی و دینامیکی محقق شد. در فاز نهایی با تابع پاسخ قدرت چرخش نیز ضمن بهینه‌سازی‌های صورت گرفته برای ترم‌هایی همچون تغییرات توابع پاسخ در فاصله کانارد از نوک دماغه و طول وتر و همچنین تغییرات توابع پاسخ در دلتا و ماخ‌های گوناگون، قدرت اصلاح مسیر مطلوبی برای افزونه حاصل شد.



(ب)

شکل (۲۱): توزیع سرعت بی‌بعد شده در راستای طولی پرتابه برای (الف) پرتابه معمولی و (ب) پرتابه با افزونه جدید

۶- تجزیه و تحلیل پایداری پرتابه دوچرخشه با افزونه جدید بهینه‌شده

همان‌طور که قبلاً نیز بیان شد اصلاح آیرودینامیکی یک پرتابه دوچرخشه بدون در نظر گرفتن پارامترهای پایداری چندان منطقی به نظر نمی‌رسد. شرایط پایداری پرتابه‌های چرخشی توسط دنیولایس [۲۶]، مورفی [۲۷] و مولیتز [۲۸] بررسی شده و مک کوی [۱۹] تئوری پایداری پرتابه‌ها را به‌طور کامل در کتاب پرتابه‌های خارجی مدرن شرح داده است. با توجه به معادلات معرفی شده در بخش ۲، می‌توان ضرایب پایداری را محاسبه کرد که با انجام این محاسبات، ضرایب پایداری به شرح ذیل به‌دست می‌آیند:

$$\begin{cases} S_g = 6.93 \\ S_a = 1.74 \end{cases} \quad (8)$$

با توجه به اینکه $S_g > 1$ به‌دست آمده؛ بنابراین پرتابه دوچرخشه از لحاظ ژيروسکوپی پایدار خواهد بود. از طرفی، مقدار ضریب پایداری دینامیکی برابر $1/74$ به‌دست آمده درحالی‌که حداقل S_g مورد نیاز برای پایداری دینامیکی $2/36$ خواهد بود. هرچند مقدار به‌دست آمده برای ضریب پایداری ژيروسکوپی $6/93$ است و با توجه به بزرگ بودن این مقدار از حداقل مورد نیاز، می‌توان نتیجه گرفت

Armament Research Development and Engineering Center Picatinny Arsenal NJ. 2008.

۸- مراجع

14. Fresconi, F., Cooper, G., Celmins, I., DeSpirito, J. and Costello, M. "Flight Mechanics of a Novel Guided Spin-stabilized Projectile Concept", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Eng., Vol. 226, no. 3, pp. 327-340, 2012.
15. Menon, P. K., Sweriduk, G. D., Ohlmeyer, E. J. and Malyevac, D. S. "Integrated Guidance and Control of Moving-mass Actuated Kinetic Warheads", Journal of Guidance, control, and Dynamics, Vol. 27, no. 1, pp. 118-126, 2004.
16. Burchett, B., Peterson, A. and Costello, M. "Prediction of Swerving Motion of a Dual-spin Projectile with Lateral pulse jets in Atmospheric Flight", Mathematical and Computer Modelling, Vol. 35, no's. 7-8, pp. 821-834, 2002.
17. Bozorgian, M., Dolabi, M. H. and Tarabi, A. "Numerical Investigation of Lateral Jet Interaction Effects on Aerodynamic Behavior of a Supersonic Projectile", Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, no. 4, pp. 431-442, 2017. (In Persian)
18. Norris, J., Amer H., Economou, J. and Simon, P. "A Review of Dual-spin Projectile Stability", Defence Technology, Vol. 16, no. 1, pp. 1-9, 2020.
19. McCoy, R. "Modern Exterior Ballistics: The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles", 1999: Schiffer Pub.
20. Mirzaei, M. and Nikbin, S.M. "Improvement of Projectile Time Commands Using Plasma Actuator Response to Control Commands Using Plasma Actuator", Modares Mechanical Engineering, Vol. 13, no. 4, pp. 118-124, 2013. (In Persian)
21. Bartosiewicz, Y., Aidoun, Z., Desevaux, P. and Mercadier, Y. "CFD-Experiments Integration in the Evaluation of Six Turbulence Models for Supersonic Ejectors Modeling", Proc. Int. Conf. Integrating CFD and Experiments, Glasgow, UK. 2003.
22. Khan, A. A. and Iyengar, V. S. "Numerical Simulation of Supersonic Combustion of Hydrogen in a Vitiated Air Stream", In Proc. of the 11th AeSI Annual CFD Symposium. India, Bangalore, 2009.
23. Javarehshkian, M. H., Baghri, A., Esmaeli, A., Zamanifard, A. "Aerodynamic Investigation and Optimization of Airfoil Geometry and Oscillation Parameters in the Plunging Motion Using RSM", Modares Mechanical Engineering, Vol. 14, no. 16, 2015. (In Persian)
24. Seifert, J. "A Review of the Magnus Effect in Aeronautics", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 55, pp. 17-45, 2012.
25. Baranowski, L. "Numerical Testing of Flight Stability of Spin-Stabilized Artillery Projectiles", J. Theor. Appl. Mech., Vol. 51, no. 2, pp. 375-385, 2013.
1. Theodoulis, S. and Wernert, P. "Flight Dynamics & Control for Smart Munition: The ISL Contribution", IFAC-PapersOnLine, Vol. 50, no. 1, pp. 15512-15517, 2017.
2. Costello, M. and Peterson, A. "Linear Theory of a Dual-spin Projectile in Atmospheric Flight", J. Guid. Control, Dynam, Vol. 23, no. 5, pp. 789-797, 2000.
3. Zhu D., Tang S., Guo Jie. and Chen Rui. "Flight stability of a dual-spin projectile with canards", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Eng., Vol. 229, no. 4, pp. 703-716., 2015.
4. Chang, S., Wang, Z. and Liu, T. "Analysis of Spin-Rate Property for Dual-Spin-Stabilized Projectiles with Canards", J. Spacecraft Rockets, Vol. 51, no. 3, pp. 958-966, 2014.
5. Theodoulis S., Gassmann V., Wernert Philippe, Dritsas L., Kitsios I. and Tzes Anthony, "Guidance and Control Design for a Class of Spin-stabilized Fin-controlled Projectiles", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 36, no. 2, pp. 517-531, 2013.
6. Wernert, P. "Stability Analysis for Canard Guided Dual-spin Stabilized Projectiles", Proc. Int. Conf. AIAA atmospheric flight mechanics, 2009.
7. Chang, S. "Dynamic Response to Canard Control and Gravity for a Dual-spin Projectile", J. Spacecraft Rockets, Vol. 53, no. 3, pp. 558-566, 2016.
8. Pasandideh-Fard, M. and Khalghani, A. "Aerodynamic Shape Optimization of Supersonic Projectile Fins", Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal, Vol. 1, no. 1, 2012 (In Persian).
9. Zhang, B., Shushan Wang, Mengyu Cao, and Yuxin Xu "Impacts of Deflection Nose on Ballistic Trajectory Control Law", Mathematical Problems in Engineering, 2014.
10. Sève, F., Theodoulis, S., Wernert, Ph., Zasadzinski, M. and Boutayeb, M. "Flight Dynamics Modeling of Dual-spin Guided Projectiles", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 53, no. 4, pp. 1625-1641, 2017.
11. Zhang, Z.-y., Qi-zhongTang, Xiao-huiSun, and Zhi-huaChen, "Trajectory Optimization of a Deflectable Nose Missile", Defence technology, Vol. 13, no. 3, pp. 158-163, 2017.
12. Rogers, J. and Costello, M. "A Variable Stability Projectile Using an Internal Moving Mass", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Eng., Vol. 223, no. 7, pp. 927-938, 2009.
13. Malejko, G., Burke, P., Dohrn, R. and Owens, J. S. "Jet Interaction Effect on the Precision Guided Mortar Munition (pgmm)", Army

26. Daniels, P. and Hardy, S.R. "Theoretical and Experimental Methods in the Solution of Missile Nonlinear Roll Problems", Naval Surface Weapons Center Dahlgren LAB VA, 1978.
27. Murphy, C.H. "Free Flight Motion of Symmetric Missiles", 1963, Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground Md.
28. Molitz, H. and Strobel, R. "Äußere Ballistik", 2013: Springer-Verlag.