

## بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی یک پرتابه، حامل پرنده بدون سرنشین پرتاب‌شونده از توپ

لاالی، اسماعیل\*<sup>۱</sup>، نصرالله زاده، مهدی<sup>۲</sup>، ابراهیمی، مسعود<sup>۲</sup>، روشنی‌یان، جعفر<sup>۴</sup>

۱ و ۲- پژوهشگر، کارشناس ارشد هوافضا، مرکز آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

۳- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

۴- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۳۹۰/۰۷/۱۰ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۰/۰۶)

### چکیده

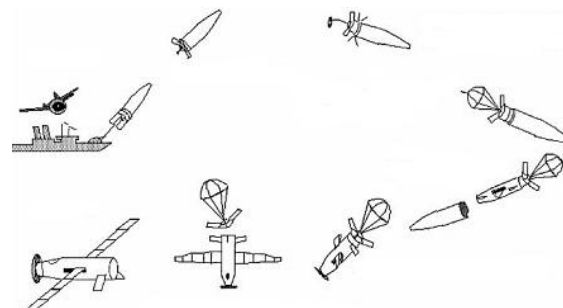
در این مقاله ابتدا شبیه‌سازی دینامیک یک وسیله پرتاب‌شونده از توپ که پرنده بدون سرنشینی درون آن قرار دارد، از زمان پرتاب تا لحظه باز شدن بال‌ها، بررسی شده است. مراحل بیرون آمدن پرنده بدون سرنشین از پوسته، باز شدن چتر و باز شدن بال‌ها همگی در شبیه‌سازی مد نظر قرار می‌گیرند. ضرایب آیرودینامیک مورد نیاز در شبیه‌سازی، با استفاده از یک نرم‌افزار نیمه‌تجربی به‌دست آمده و با استفاده از میان‌یابی دو بعدی بر حسب عدد ماخ و زاویه حمله در برنامه شبیه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرند. سپس، با در نظر گرفتن تابع هدف برد حداکثر و انتخاب متغیرهای طراحی مناسب شامل مسیر و هندسه پرتابه، یک مسئله بهینه‌سازی تعریف می‌شود. به‌علاوه قیودی نظیر پایدار بودن پرتابه، ارتفاع جدایش و ارتفاع نهایی در فرآیند بهینه‌سازی لحاظ می‌شوند. برای لحاظ کردن قید پایداری پرتابه از روش رد جواب و برای لحاظ کردن دو قید دیگر از روش تابع جریمه با ضرایب جریمه مناسب استفاده شده است. در نهایت، نتایج بهینه‌سازی ارائه شده، افزایش ۱۶ درصدی برد بهینه نسبت به برد اولیه را نشان می‌دهد.

**واژه‌های کلیدی:** بالستیک خارجی، شبیه‌سازی دینامیکی، بهینه‌سازی چند موضوعی، بهینه‌سازی آیرودینامیکی

## مقدمه

پرنده بدون سرنشینی که به منظور شناسایی یک منطقه هدف، از توپ جنگی شلیک می‌گردد، از سرعت و شتاب اولیه بسیار بالایی برخوردار است. سرعت پرتابه هنگام خروج از دهانه توپ به دو ماخ می‌رسد و در کمتر از دو دقیقه به منطقه هدف رسیده و مأموریت خود را آغاز می‌کند. همچنین از اندازه کوچکی برخوردار است (طول دهانه بال یک متر می‌باشد) که عامل بسیار مهمی در بحث امنیت آن به‌شمار می‌آید.

حرکت این پرنده از زمان پرتاب تا لحظه پایان مأموریت محوله، شامل دو حرکت پروازی کاملاً متفاوت می‌باشد که پرواز اولیه، یک حرکت با شتاب و فشارهای بسیار بالای ناشی از پرتاب بوده و پرواز ثانویه آن مشابه بقیه هواپیماهای شناسایی بدون سرنشین می‌باشد که ترکیب این دو نوع پرواز به‌صورت یک‌جا و هم‌زمان در یک وسیله در نوع خود بسیار جالب و از فن‌آوری بالایی برخوردار است. (شکل ۱)



شکل ۱- مراحل انجام مأموریت [۱]

طراحی وسیله مورد نظر به عنوان کاری مشترک بین دانشگاه MIT و موسسه DRAPER آمریکا انجام شد. مراجع ۱ و ۲ به بخش‌هایی از طراحی صورت گرفته می‌پردازند. همچنین مرجع ۳ نحوه عملکرد این وسیله را توضیح می‌دهد و لیست کاملی از مراجعی که به نحوی روی این وسیله یا وسیله های مشابه کار کرده‌اند، ارائه می‌دهد. نویسندگان این مقاله نیز تاکنون کارهای متعددی روی این وسیله انجام داده‌اند که مراجع ۳-۶ به برخی از آن‌ها اشاره دارند.

آنچه در این مقاله مورد بررسی قرار می‌گیرد، بهینه‌سازی شکل هندسی پرتابه و نیز به‌دست آوردن مقادیر بهینه پارامترهایی از مسیر است به‌نحوی که وسیله به بیشترین برد برسد. تغییر در شکل هندسی پرتابه سبب تغییر ضرایب آیرودینامیکی می‌شود. لذا زیرسیستم آیرودینامیک، می‌بایست

نرم‌افزاری ارائه دهد که با تغییرات در شکل هندسی پرتابه، ضرایب آیرودینامیک جدید به‌دست آیند. از طرفی تغییر در شکل هندسی و ضرایب آیرودینامیک پرتابه به همراه تغییراتی در برخی پارامترهای مسیر، می‌بایست در برنامه شبیه‌سازی در نظر گرفته شود. به عبارت دیگر، زیرسیستم شبیه‌سازی باید نرم‌افزار شبیه‌سازی را به نحوی طراحی کند که با تغییرات فوق پس از اجرای برنامه، نرم‌افزار خروجی‌های مورد نظر (از جمله مقدار پارامتر برد) را ارائه نماید.

ایده فرموله کردن یک مسئله بهینه‌سازی مهندسی به صورت ریاضی که ناشی از علم صدساله برنامه‌ریزی ریاضی است، اولین بار توسط آقای اشمیت [۷] در سال ۱۹۶۰ ارائه گردید و سپس به‌سرعت در پهنه وسیعی از مسائل مهندسی به‌کار گرفته شد [۸-۱۰].

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، فرآیند طراحی است که تأثیرات متقابل چندین موضوع مهندسی را به‌طور هم‌زمان لحاظ می‌نماید تا جواب‌های (طرح‌های) بهتر و اثربخش‌تری حین طراحی و بهینه‌سازی یک سیستم پیچیده ارائه نماید [۱۱].

مسئله بهینه‌سازی مورد بررسی در این مقاله، یک مسئله بهینه‌سازی چندموضوعی است. چرا که دو موضوع آیرودینامیک و شبیه‌سازی در این مسئله بهینه‌سازی حضور دارند.

مراجع ۱۵-۱۲، به برخی مسائل بهینه‌سازی چندموضوعی می‌پردازند. در مرجع ۱۵، توضیحات مناسبی از مسائل بهینه‌سازی چندموضوعی و کارهایی که در دنیا در این زمینه انجام شده، آورده شده است.

همان‌طور که بیان شد، در این مقاله، به مسئله بهینه‌سازی چندموضوعی وسیله در طی بالستیک خارجی پرداخته می‌شود. که این مسئله با توجه به چندموضوعی بودن آن و نیز نوع عملکرد منحصر به فرد وسیله، مسئله جدیدی است که در ادامه به آن پرداخته خواهد شد.

## نحوه پایدارسازی پرتابه

پایداری پرتابه‌ها هنگام پرتاب به دو صورت تأمین می‌شود:

(۱) پایدارسازی چرخشی (Spin-Stabilize): پرتابه با

چرخش حول محور طولی خود به پایداری می‌رسد.

(۲) روش پایدارسازی آیرودینامیکی با استفاده از بالک

(Fin-Stabilize): با قرار دادن پره‌هایی در انتهای

پرتابه، آن را پایدار می‌کنند.

باز خواهند شد (البته کلامپ برای جلوگیری از برخورد با چتر، اندکی زودتر از درپوش چتر باز می‌شود). به این ترتیب با پریده شدن کلامپ، اتصال بین پوسته و پایه (قسمت انتهایی پرنده که چتر نیز در داخل آن قرار دارد) از بین رفته و با بیرون پریدن درپوش چتر، نخ‌کی که به درپوش چتر و خود چتر متصل است، چتر را باز خواهد کرد و در نهایت نخ پاره می‌شود. از آنجایی که اتصال بین پوسته و پایه از بین رفته است، چتر باز شده به مونتاژ پرنده - پایه شتاب منفی داده و آن را از داخل پوسته بیرون می‌کشد، ضمن اینکه سرعت آن را نیز کم می‌کند.

به محض این‌که وسیله به سرعت مناسب (سرعت تعیین‌شده برای انجام مأموریت توسط پرنده بدون سرنشین) رسید، پیچ انفجاری عمل کرده و پایه از پرنده (همان‌طور که بیان شد چتر نیز به پایه متصل است) جدا شده و پرنده به انجام مأموریت خود خواهد پرداخت.

لازم به ذکر است در حین بیرون آمدن پرنده از پوسته، بال‌ها، دم‌ها و ملخ‌ها که از قبل توسط مکانیزم‌های مکانیکی و فنری جمع شده بودند، باز خواهند شد ضمن اینکه ملخ‌ها مانند استارت‌تری عمل کرده و موتور را روشن خواهند کرد (ملخ‌ها با یک مکانیزم فنری، اندکی چرخانده و سپس جمع شده و در حقیقت بارگذاری اولیه می‌شوند و به سیستم راه‌انداز متصل می‌گردند. به محض باز شدن ملخ، این بارگذاری سبب راه‌اندازی موتور می‌گردد) [۱].

### طرح مسئله

شبهه‌سازی پرنده از هنگام خروج پرتابه از لوله توپ تا استقرار کامل پرنده بدون سرنشین در هوا (باز شدن بال‌ها و جدا شدن پایه از پرنده) مدنظر است. این مرحله را می‌توان به چهار مرحله عمده تقسیم کرد:

الف) مرحله اول، از زمان خروج پرتابه از لوله توپ تا قبل از جدا شدن پوسته از پرنده: در طی این مرحله، پرتابه شامل پوسته، پایه و پرنده بدون سرنشین در داخل خود می‌باشد. این مرحله درست تا هنگامی که می‌خواهیم جدایش اتفاق بیفتد (از بین رفتن اتصال بین پوسته و پایه با جدایش کلامپ و نیز بیرون پریدن درپوش چتر) ادامه می‌یابد. لذا ابتدا می‌بایست ارتفاع جدایش تعیین شود.

توپ ۱۲۷ میلی‌متری که برای پرتاب این پرتابه مورد استفاده قرار می‌گیرد، از نوع توپ‌های خان‌دار است و از پرتابه‌های با پایداری چرخشی در این نوع توپ استفاده می‌شود. اما با توجه به قطعاتی که در پرنده استفاده می‌شود مخصوصاً قطعات الکترونیکی و همچنین برای کاهش هزینه، الزام استفاده از پایداری‌سازی آیرودینامیکی با استفاده از بالک وجود دارد.

حال این مسئله مطرح می‌شود که از یک طرف نباید چرخش وجود داشته باشد و از طرف دیگر هم توپ مورد استفاده از نوع توپ‌های خان‌دار است که در پرتابه چرخش ایجاد می‌کند. برای حل این مشکل روش استفاده از رینگ هرزگرد مطرح می‌گردد. رینگ هرزگرد عبارت است از نواری از مواد اطراف پرتابه با یک قطر خارجی بیشتر از سلاح تغذیه‌کننده. رینگ هرزگرد نقش بسیار مهمی را هنگام پرتاب ایفا می‌کند، زیرا با ایجاد یک عایق‌بندی مناسب ما بین پرتابه و محیط سلاح، از مکش هوا حین پرتاب جلوگیری می‌کند که سبب ایجاد یک فشار مناسب پشت پرتابه هنگام پرتاب می‌شود و در نتیجه پرتابه با یک سرعت و شتاب صحیح پرتاب می‌گردد. در پرتابه‌های با پایداری چرخشی، رینگ هرزگرد ما بین پرتابه و خان‌های درون سلاح ایجاد یک عایق‌بندی مناسب می‌کند، اما در پرتابه‌های با پایداری از نوع پره‌ای، رینگ هرزگرد طوری طراحی شده که اولاً ایجاد یک عایق‌بندی مناسب ما بین پرتابه و لوله توپ نماید و ثانیاً با خان توپ هم درگیر نشود تا در این نوع پرتابه‌ها چرخش محوری پرتابه حول محورش وجود نداشته باشد. در واقع در این‌جا رینگ هرزگرد اثر خان را از بین برده و از چرخش پرتابه درون لوله توپ جلوگیری می‌کند. این نوع از رینگ‌های هرزگرد معمولاً از استحکام کافی برخوردار نبوده و قادر به گذاشتن اثرات تخریبی بر روی خان نیستند و سبب چرخش اندکی هم در پرتابه می‌شوند [۱].

### مراحل انجام مأموریت

در ابتدا پرتابه از لوله پرتاب‌گر پرتاب می‌گردد. در اثر فشار پرتاب، پره‌های پایدارکننده پرتابه بلافاصله پس از پرتاب باز می‌شوند. پس از این‌که پرتابه به ارتفاع مناسب برای جدایش رسید، کلامپ (Clamp) و درپوش چتر توسط مکانیزم‌های زمان‌بندی‌شده و انفجاری که برای آن‌ها پیش‌بینی شده است،

می‌بایست با در نظر گرفتن سوئیچ‌ها و فرمان‌های شرطی مناسب به دقت انجام شود.

اکنون با توجه به سه مرحله اول بیان شده، ابتدا مدل ریاضی پرتابه، به‌دست آورده شده و سپس مدل ریاضی فوق به فرم معادلات حالت بیان می‌گردد و در نهایت با حل معادلات حالت، می‌توان به نتایج مهمی از شبیه‌سازی فوق دست یافت.

### شبیه‌سازی

این‌که پرتابه در طی مسیر پروازی خود و پس از چند مرحله جدایش قسمت‌های مختلف آن و با وجود اغتشاشات جوی، همچنان پایدار بماند و عملکرد صحیحی داشته باشد، بسیار حائز اهمیت است.

همان‌طور که در ادامه شرح داده می‌شود، یک شبیه‌سازی پنج درجه آزادی برای این مسئله در نظر گرفته می‌شود. چرا که با توجه به فیزیک مسئله، با حذف کانال رول، دقت شبیه‌سازی چندان تغییری نمی‌کند. بنابراین شبیه‌سازی فوق برای این مسئله مناسب است.

### ماتریس‌های انتقال

دو دستگاه مختصات بدنی و اینرسی در این شبیه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱۶]. بردارهایی که در دستگاه مختصات بدنی هستند را با زیرنویس B (مثلاً  $a_{By}$ ) و بردارهایی که در دستگاه مختصات اینرسی هستند را با زیرنویس I (مثلاً  $V_{Ix}$ ) نمایش می‌دهیم. ماتریس انتقال از دستگاه مختصات اینرسی به دستگاه مختصات بدنی را با  $T_{I2B}$  نمایش می‌دهیم و با فرض اینکه از زاویه رول صرف نظر کنیم، داریم:

$$T_{I2B} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\Rightarrow T_{I2B} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ \sin\theta\cos\psi & \sin\theta\sin\psi & \cos\theta \end{bmatrix}$$

ماتریس انتقال از دستگاه مختصات بدنی به دستگاه مختصات اینرسی نیز از رابطه (۲) بدست می‌آید.

$$T_{B2I} = T_{I2B}^{-1}$$

$$\Rightarrow T_{B2I} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\sin\psi & \sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\psi & \sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

ب) مرحله دوم، از زمان جدا شدن پوسته از پرنده تا هنگامی که چتر به‌طور کامل باز می‌شود: این مرحله بسیار کوتاه است (حدود نیم ثانیه) لیکن به‌دلیل این‌که چتر هنوز باز نشده است، اثر چتر را در معادلات در نظر نمی‌گیریم. اما از طرفی به‌دلیل این‌که پوسته از پرنده جدا شده است، وزن پوسته از وزن کل پرنده کم خواهد شد.

ج) مرحله سوم، از زمان باز شدن کامل چتر تا قبل از باز شدن بال‌ها: در طی این مرحله چتر سرعت پرنده را کاهش می‌دهد و به فشار دینامیکی مناسب می‌رساند. چرا که برای این‌که بال‌های جمع شده بتوانند توسط مکانیزم‌های فنری به‌کار رفته در آن‌ها باز شوند، باید پرنده به فشار دینامیکی مناسب رسیده باشد.

مقدار این فشار دینامیکی را طراحی بال‌های جمع‌شونده مشخص می‌کند، لیکن در اینجا فرض می‌شود که تا زمانی که فشار دینامیکی بیش از ۳۳۵۰ نیوتن بر متر مربع باشد، بال‌ها نمی‌توانند باز شوند [۲]. واضح است که در صورت نیاز می‌توان این مقدار را در برنامه شبیه‌سازی تغییر داد.

فشار دینامیکی خود به سرعت و دانسیته هوا بستگی دارد، لذا اگر ارتفاع باز شدن خیلی کم باشد، به‌دلیل سرعت و دانسیته بالا، بال‌ها نمی‌توانند باز شوند و وسیله قبل از این‌که به انجام مأموریت بپردازد، با زمین برخورد خواهد کرد.

بنابراین این مرحله، از زمان باز شدن کامل چتر تا هنگامی که به فشار دینامیکی مناسب می‌رسد، ادامه خواهد داشت. پر واضح است که در طی این مرحله ضرایب آیرودینامیکی به‌خصوص ضریب درگ تغییر خواهند کرد، چرا که باید درگ چتر نیز در نظر گرفته شود.

د) مرحله چهارم، از زمان باز شدن بال‌ها تا هنگامی که پرنده به سرعت در نظر گرفته شده برای پرواز پرنده بدون سرنشین برسد و پایه و چتر از پرنده جدا شوند: از آنجایی که این مرحله پروازی حالت بحرانی ندارد (چرا که در این مرحله بال‌ها و دم‌های پرنده بدون سرنشین باز شده‌اند) و نیز از آنجایی که تحلیل پایداری پرنده بدون سرنشین در این مرحله مورد نظر نیست، لذا از لحاظ کردن این مرحله پروازی در شبیه‌سازی صرف نظر می‌کنیم.

تغییر در شرایط پرتابه نظیر مشخصات جرمی و آیرودینامیکی نیازمند دقت در تهیه شبیه‌سازی بوده و

### مدل‌سازی ریاضی زمین و اتمسفر استاندارد

با توجه به تغییرات قابل توجه ارتفاع، لازم است که شتاب گرانش، چگالی هوا و نیز سرعت صوت برای هر ارتفاع محاسبه شود و سپس در معادلات مورد استفاده قرار گیرد. مدل‌های مختلف شکل زمین و میدان جاذبه از نظر دقت و پیچیدگی با هم تفاوت دارند. انواع روش‌های متداول شکل زمین و میدان جاذبه عبارتند از: ۱- مدل تخت ۲- مدل کروی ۳- مدل بیضی‌گون دومحوره ۴- مدل بیضی‌گون سه‌محوره. در این مقاله از مدل کروی استفاده شده است که با توجه به ارتفاع و برد پروازی دارای دقت مناسبی می‌باشد. در مدل کروی، جهت محاسبه شتاب گرانش در دستگاه مختصات اینرسی داریم:

$$g_I = g_{I_x} \vec{i} + g_{I_y} \vec{j} + g_{I_z} \vec{k} \quad (3)$$

$$\begin{cases} g_{I_x} = 0 \\ g_{I_y} = 0 \\ g_{I_z} = g_0 (Re / (Re + h))^2 \end{cases}$$

$$g_0 = 9.81 \frac{m}{s^2}$$

$$|g_I| = g_{I_z}$$

که در معادلات فوق  $Re$  شعاع زمین و  $h$  ارتفاع پرتابه از سطح زمین می‌باشند. برای محاسبه مؤلفه‌های شتاب گرانش در دستگاه بدنی، کافی است از ماتریس انتقال  $T_{I2B}$  استفاده نمائیم:

$$g_B = T_{I2B} \times g_I \quad (4)$$

از طرفی وضعیت و خصوصیت اتمسفر، بالاخص در لایه‌های تحتانی و همچنین فوقانی آن تا حد زیادی دست‌خوش تغییرات ساعات شبانه‌روز، زمان سالانه، عرض جغرافیایی و ویژگی‌های آب‌وهوایی است. اما چگالی و دما حول مقادیر متوسطی نوسان دارند. این مقادیر متوسط که تابعی از ارتفاع می‌باشند را می‌توان به صورت یک مدل ثابت و دائم در نظر گرفت. با افزایش ارتفاع، دما و چگالی کاهش می‌یابند. با داشتن جدولی از دما و چگالی در ارتفاع‌های مختلف، در هر ارتفاع مشخصی می‌توان با استفاده از روش میان‌یابی دما و چگالی را به دست آورد (اطلاعات چنین جدولی از مرجع ۱۷ استخراج شد). در این روش نیاز است که ابتدا اطلاعات مربوط به دما و چگالی در ارتفاع‌های مختلف به عنوان آرگومان، وارد برنامه شده و سپس دما و چگالی را در هر ارتفاع مورد نظر میان‌یابی

نمائیم (در هر ارتفاع با داشتن دما می‌توان سرعت صوت را نیز به دست آورد).

### مدل‌سازی ریاضی

از مرجع (۲) داریم:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m(\dot{u} + wQ - vR) \\ \sum F_y &= m(\dot{v} + uR - wP) \\ \sum F_z &= m(\dot{w} + vP - uQ) \\ L &= \dot{P}I_x - \dot{R}I_{xz} + QR(I_z - I_y) - PQI_{xz} \\ M &= \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)I_{xz} \\ N &= \dot{R}I_z - \dot{P}I_{xz} + PQ(I_y - I_x) + QRI_{xz} \\ P &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ Q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ R &= -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{aligned} \quad (5)$$

از طرفی جهت ساده‌سازی و نیز با توجه به فیزیک مسئله فرضیات زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} I_{xy} = I_{xz} = I_x &= 0 \\ I_z &= I_y \\ \dot{\phi} = \phi &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

با اعمال فرضیات فوق و نیز جایگزینی معادلات  $P$ ،  $Q$  و  $R$  به معادلات (۷) می‌رسیم.

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m(\dot{u} + w\dot{\theta} - v\dot{\psi} \cos \theta) \\ \sum F_y &= m(\dot{v} + u\dot{\psi} \cos \theta + w\dot{\psi} \sin \theta) \\ \sum F_z &= m(\dot{w} - v\dot{\psi} \sin \theta - u\dot{\theta}) \\ L &= 0 \\ M &= [\ddot{\theta} + (\dot{\psi} \sin \theta)(\dot{\psi} \cos \theta)] I_y \\ N &= [\dot{\psi} \cos \theta - 2\dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta] I_y \end{aligned} \quad (7)$$

همچنین دو تغییر متغیر زیر در معادلات اعمال می‌شوند:

$$\begin{aligned} \Psi &= \dot{\psi} \cos \theta \\ P &= -\dot{\Psi} \tan \theta \end{aligned} \quad (8)$$

عبارت‌های  $\sum F_x$ ،  $\sum F_y$  و  $\sum F_z$  شامل دو نیرو (که یکی ناشی از شتاب گرانش و دیگری برآیند نیروهای آیرودینامیکی است) می‌باشند:

$$\begin{cases} \sum F_x = F_{Bx} + m \cdot g_{Bx} \\ \sum F_y = F_{By} + m \cdot g_{By} \\ \sum F_z = F_{Bz} + m \cdot g_{Bz} \end{cases} \quad (9)$$

در نهایت با اعمال تغییر متغیرها و جایگذاری خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{X}_1 &= V_{Ix} \\ \dot{X}_2 &= V_{Iy} \\ \dot{X}_3 &= V_{Iz} \\ \dot{X}_4 &= a_{Bx} + g_{Bx} - X_6 X_{11} - X_5 X_{12} \\ \dot{X}_5 &= a_{By} + g_y - X_4 X_{12} + X_6 P \\ \dot{X}_6 &= a_{Az} + g_z + X_5 P - X_4 X_{11} \\ \dot{X}_7 &= X_{10} \\ \dot{X}_8 &= X_{11} \\ \dot{X}_9 &= \frac{X_{12}}{\cos X_8} \\ \dot{X}_{10} &= 0 \\ \dot{X}_{11} &= \frac{M}{I_y} + X_{12} P \\ \dot{X}_{12} &= \frac{N}{I_y} - X_{11} P \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \dot{u} &= a_{Bx} + g_{Bx} - w\dot{\theta} - v\dot{\Psi} \\ \dot{v} &= a_{By} + g_{By} - u\dot{\Psi} + wP \\ \dot{w} &= a_{Bz} + g_{Bz} + vP - u\dot{\theta} \\ \dot{\phi} &= 0 \\ \dot{\theta} &= \frac{M}{I_y} + \dot{\Psi} P \\ \dot{\Psi} &= \frac{N}{I_y} - \dot{\theta} P \end{aligned} \quad (10)$$

$a_{Bi}$ ها در معادلات فوق، شتاب‌های ناشی از نیروهای آیرودینامیکی هستند؛ M و N نیز ممان‌های آیرودینامیکی هستند که از روابط ۱۱ به‌دست می‌آیند [۱۸].

که در معادلات فوق  $V_{Ix}$ ،  $V_{Iy}$  و  $V_{Iz}$  مؤلفه‌های سرعت در دستگاه مختصات اینرسی بوده که از رابطه زیر به‌دست می‌آیند:

$$V_I = T_{B2I} V_B \quad (14)$$

همچنین  $g_{Bx}$ ،  $g_{By}$  و  $g_{Bz}$  مؤلفه‌های شتاب گرانش در دستگاه مختصات بدنی هستند که از رابطه زیر به‌دست می‌آیند:

$$g_B = T_{I2B} g_I \quad (15)$$

اکنون باید معادلات حالت به همراه رابطه کمکی زیر به‌طور هم‌زمان حل گردند:

$$P = -X_{12} g X_8 \quad (16)$$

### پیاده‌سازی نرم‌افزار شبیه‌سازی

معادلات حالت (که معادلات دیفرانسیلی مرتبه یک هستند) در محیط برنامه‌نویسی C با روش رانگ‌کوتای مرتبه ۴ حل می‌گردند. هر سه مرحله پروازی شرح داده شده به نحو مناسبی در برنامه فوق لحاظ می‌شوند. اما به‌دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی (که با تغییر شرایط پروازی دائماً در حال تغییر هستند)، موضوعی چالش‌برانگیز و در عین حال مهم است. هرچند پارامترهای متعددی هستند که بر روی ضرایب آیرودینامیک اثر می‌گذارند، اما در این مسئله، در نظر گرفتن تغییرات عدد ماخ و زاویه حمله می‌تواند دقت بالایی را در تعیین ضرایب آیرودینامیک به‌وجود آورد.

از طرفی روش‌های مختلفی برای به‌دست آوردن ضرایب آیرودینامیک وجود دارد. روش‌های تجربی (استفاده از تونل باد یا تست‌های پروازی)، نرم‌افزارهای مبتنی بر روش‌های عددی

$$\begin{aligned} a_{Bx} &= \frac{-\rho V^2 S C_{Dx}}{2m} & M &= \frac{-\rho V^2 S D C_{m}}{2m} \\ a_{By} &= \frac{-\rho V^2 S C_{N} \beta}{2m} & N &= \frac{-\rho V^2 S D C_{n}}{2m} \\ a_{Bz} &= \frac{-\rho V^2 S C_{N} \alpha}{2m} \end{aligned} \quad (11)$$

جهت به‌دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی مورد استفاده در معادلات، از نرم‌افزار MISSILE DATCOM استفاده شد که در بخش ۵-۵ راجع به آن بحث شده است. همچنین برای به‌دست آوردن ضریب درگ چتر نیز از تقریب صفحه‌تخت استفاده می‌شود.

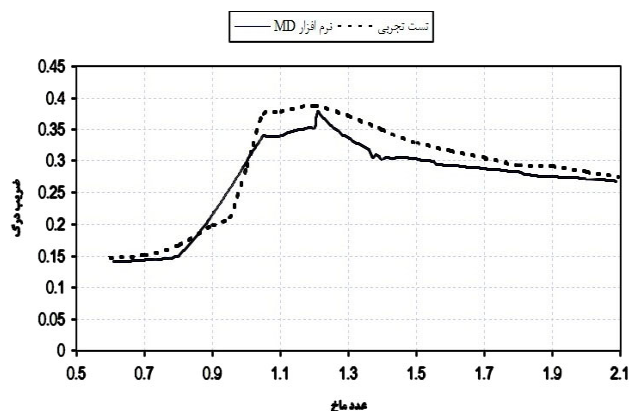
### معادلات حالت

متغیرهای حالت را به صورت زیر انتخاب می‌کنیم:

$$\begin{aligned} X_1 &= x_I & X_4 &= u & X_7 &= \phi & X_{10} &= \dot{\phi} \\ X_2 &= y_I & X_5 &= v & X_8 &= \theta & X_{11} &= \dot{\theta} \\ X_3 &= z_I & X_6 &= w & X_9 &= \psi & X_{12} &= \dot{\Psi} \end{aligned} \quad (12)$$

لازم به توضیح است که سه متغیر حالت اول مربوط به موقعیت مرکز جرم پرتابه در دستگاه مختصات اینرسی بوده و سایر متغیرهای حالت در دستگاه مختصات بدنی بررسی می‌گردند. با این انتخاب متغیرهای حالت، معادلات حالت به‌صورت معادله (۱۳) به‌دست می‌آیند.

به‌دست آورده شده) آورده شده است. با توجه به شباهت زیاد این گلوله به پرتابه مورد نظر، ابتدا ضریب درگ این گلوله با استفاده از نرم‌افزار MD محاسبه شده و با نتایج تست تجربی فوق مورد صحت‌سنجی قرار گرفت و سپس تغییرات اندک پرتابه مورد بررسی نسبت به گلوله MK64 در مدل آیرودینامیکی اعمال گردیده و ضرایب آیرودینامیک پرتابه مورد نظر از فایل خروجی دریافت شد تا در برنامه شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گیرد. شکل ۲ ضرایب درگ در اعداد ماخ مختلف برای گلوله MK64 را که به دو روش تست تجربی و استفاده از نرم‌افزار MD به‌دست آورده شده است، نشان می‌دهد. با توجه به شکل، بیشترین اختلاف ضرایب درگ به‌دست آمده توسط دو روش فوق، کمتر از ۱۵ درصد است.



شکل ۲- نمودار تغییرات ضریب درگ بر حسب عدد ماخ

### صحت‌سنجی شبیه‌سازی

برنامه شبیه‌سازی برای یک گلوله با سرعت دهانه ۱۱۳۵ متر بر ثانیه که با زاویه ۴۵ درجه پرتاب می‌شود، اجرا گردید و برد پرتابه برابر با ۱۳۱۶۲۹ متر به‌دست آمد. از طرفی با توجه به معادلات حرکت پرتابی [۲۳]، برای جسم پرتاب‌شونده با زاویه پرتاب ۴۵ درجه و سرعت اولیه ۱۱۳۵ متر بر ثانیه، ماکزیمم برد برابر با ۱۳۱۳۱۷ متر به‌دست آمد. نمودار مسیر برای این دو حالت در شکل ۳ نشان داده شده است. علت اصلی اختلاف نمودار مسیر در این دو حالت این است که در حل تحلیلی با فرض آیرودینامیک صفر (حرکت پرتابی)، زمین مسطح در نظر گرفته می‌شود، ولی در شبیه‌سازی فوق، زمین کروی در نظر گرفته شده است.

همچون Fluent و CFX و نرم‌افزارهای مبتنی بر روش‌های نیمه‌تجربی مانند نرم‌افزار MISSILE DATCOM از جمله روش‌های متداول محاسبه ضرایب آیرودینامیک هستند [۱۹-۲۱].

با توجه به این‌که مسئله در فاز طراحی مفهومی مورد بررسی قرار گرفته است و با در نظر گرفتن مشکلات و هزینه‌های هر روش از یک طرف و نیز دقت آن از طرف دیگر، تصمیم به استفاده از نرم‌افزار MD گرفته شد [۲۲].

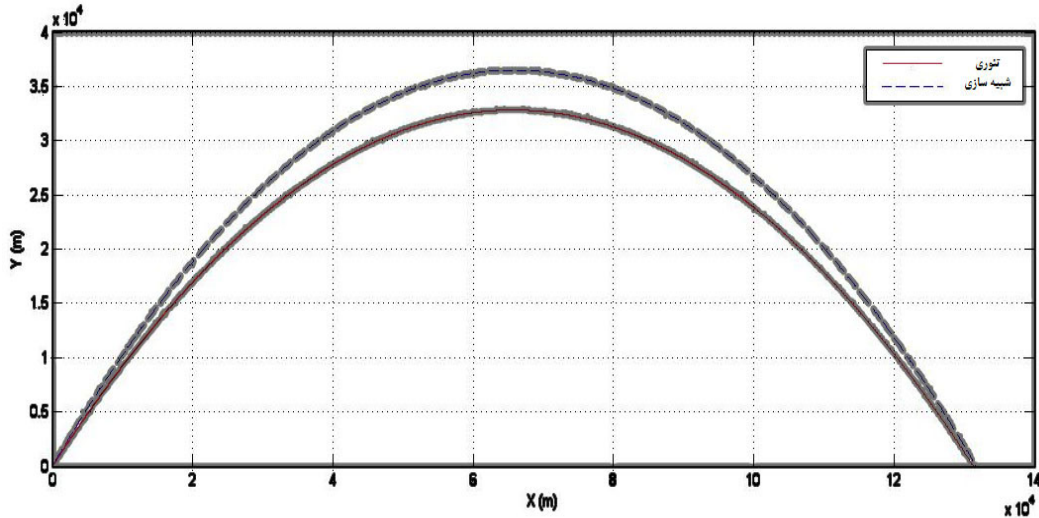
پارامترهای هندسی و شرایط پروازی پرتابه از جمله ورودی‌های نرم‌افزار MD هستند. با توجه به این‌که در هر گام زمانی در برنامه شبیه‌سازی، شرایط پروازی (از جمله زاویه حمله و عدد ماخ) نسبت به گام زمانی قبل تغییر می‌کند، می‌بایست قبل از اجرای هر گام زمانی یک‌بار برنامه MD اجرا شود تا مقادیر جدید ضرایب آیرودینامیک، در برنامه مورد استفاده قرار گیرد. این امر، مدت زمان اجرای برنامه شبیه‌سازی را به‌طور چشم‌گیری افزایش خواهد داد.

بهترین راهکار برای رفع این مشکل، محاسبه ضرایب آیرودینامیک برای تعدادی از اعداد ماخ و زوایای حمله در ابتدای برنامه شبیه‌سازی و استفاده از آن‌ها توسط میان‌یابی دومتغیره در مواقع مورد نیاز است. به این معنا که دیگر نیازی به اجرای برنامه MD در هر گام زمانی شبیه‌سازی نیست، بلکه بر حسب نیاز چندین بار در ابتدای برنامه شبیه‌سازی، برنامه فوق اجرا شده (می‌بایست در محدوده گذر صوت تعداد اجرای برنامه را افزایش داد) و مقادیر اعداد ماخ، زوایای حمله و ضرایب آیرودینامیک در آرگومان‌هایی ذخیره می‌شوند. سپس در هر گام زمانی، با توجه به عدد ماخ و زاویه حمله موجود، مقادیر مربوط به ضرایب آیرودینامیک از طریق میان‌یابی دومتغیره به‌دست می‌آیند. با جایگزین کردن این روش به جای روش قبل، زمان اجرای برنامه به کمتر از چند ثانیه تقلیل پیدا کرد، ضمن این‌که دقت برنامه تغییر قابل توجهی نیافت.

### صحت‌سنجی شبیه‌سازی

#### محاسبه ضریب درگ توسط نرم‌افزار MD

در مرجع ۱۶ ضریب درگ گلوله MK64 در اعداد ماخ مختلف (که به‌صورت تجربی و با استفاده از تست تونل باد



شکل ۳- نمودار مسیر در دو حالت حل تحلیلی و شبیه‌سازی

### بهینه‌سازی پرتابه

تاکنون شبیه‌سازی دینامیک پرتابه (به نحوی که ضرایب آیرودینامیک مورد نیاز توسط نرم‌افزار MD محاسبه شوند) بررسی گردید؛ اکنون می‌خواهیم بهینه‌سازی این مسئله را مطرح نمائیم. بدین منظور ابتدا می‌بایست متغیرهای طراحی، تابع هدف و قیده‌های طراحی را تعیین کنیم و سپس با توجه به نوع مسئله، با استفاده از یک الگوریتم بهینه‌سازی مناسب، به حل مسئله بهینه‌سازی بپردازیم.

### تابع هدف

در مسائل مربوط به پرنده‌های بدون سرنشین می‌توان توابع هدف گوناگونی در نظر گرفت. در این مسئله (با توجه به این‌که هدف، شناسایی یک منطقه از پیش تعیین‌شده می‌باشد)، می‌خواهیم با توجه به سرعت اولیه و جرمی مشخص، برد پرتابه را حداکثر نمائیم. هر چه برد بیشتر باشد، می‌توان اهداف دورتری را مورد شناسایی قرار داد یا این‌که می‌توان از نقاط مطمئن‌تر و ایمن‌تری به شناسایی اهداف پرداخت. لذا تابع هدف را در این مسئله، منفی مقدار پارامتر برد در نظر می‌گیریم.

### متغیرهای طراحی

هفت متغیر طراحی زیر در نظر گرفته می‌شود:  
 ✓ ابعاد پره‌ها شامل وتر پره‌ها و طول پره‌ها

- ✓ شکل هندسی دماغه شامل دو پارامتر شعاع گردشدگی و ضریب شیب
- ✓ قطر چتر
- ✓ زاویه پرتاب و ارتفاع جدایش

دو مورد اول به عنوان ورودی نرم‌افزار MD، در محاسبه ضرایب آیرودینامیک پرتابه به کار می‌روند (با تغییر این متغیرهای طراحی، شکل هندسی پرتابه تغییر می‌کند و در نتیجه، ضرایب آیرودینامیک پرتابه نیز تغییر می‌کنند. لذا، هر بار قبل از اجرای برنامه شبیه‌سازی می‌بایست برنامه MD با مقادیر جدید متغیرهای طراحی اجرا شده و از ضرایب آیرودینامیک جدید به دست آمده در برنامه شبیه‌سازی استفاده شود).

از طرفی محاسبات مربوط به درگ چتر، در برنامه شبیه‌سازی انجام می‌شود. لذا قطر چتر به عنوان ورودی برنامه شبیه‌سازی مطرح می‌باشد که با افزایش مقدار آن، درگ وارده به پرنده، در مرحله سوم انجام مأموریت، افزایش می‌یابد و در نتیجه پرنده سریع‌تر به فشار دینامیکی مورد نظر می‌رسد.

زاویه پرتاب و ارتفاع جدایش نیز می‌بایست در ابتدای برنامه شبیه‌سازی تعیین شوند. این دو متغیر طراحی نیز در رسیدن به برد ماکزیمم اهمیت بسزایی دارند. به عنوان مثال، برای زاویه پرتاب از معادلات حرکت پرتابی [۲۳] در حالت ایده‌آل می‌دانیم که در زاویه ۴۵ درجه برد ماکزیمم اتفاق می‌افتد.



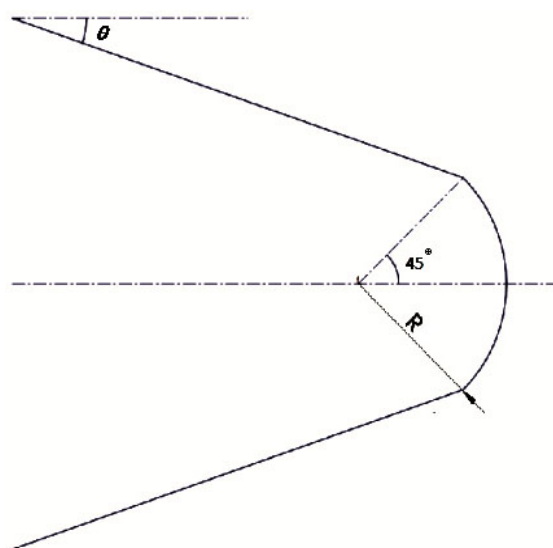
لحاظ کردن این قید، از روش رد جواب استفاده می‌شود، به این معنی که در کد برنامه شبیه‌سازی قید می‌کنیم که هرگاه گشتاور پیچ وارد به پرتابه از مقدار مشخصی فراتر رفت (ناپایداری پرتابه)، ابتدا مقدار کمی برای پارامتر برد برگردانده شده و سپس برنامه از حلقه اصلی شبیه‌سازی خارج شود. این امر سبب می‌شود که مقادیر به‌دست‌آمده برای متغیرهای طراحی در این حالت، هرگز به‌عنوان مقادیر بهینه مطرح نگردند.

ب) قید مربوط به ارتفاع جدایش و ارتفاع نهایی: با توجه به این‌که باز شدن بال‌ها به‌وسیله تجهیزات مکانیکی صورت می‌گیرد، تا زمانی که پرنده به فشار دینامیکی مناسب نرسیده باشد، بال‌ها نمی‌توانند باز شوند. از بیان فوق می‌توانیم نتیجه بگیریم که با ارتفاع باز شدن کمتر (یعنی دانسیته هوای بیشتر)، بال‌ها در سرعت کمتری باز می‌شوند، بنابراین اگر وسیله در ارتفاع‌های خیلی کم باز شود، قبل از انجام مأموریت یا باز شدن کامل، با زمین برخورد خواهد کرد.

فاکتور تعیین‌کننده دیگر راه‌اندازی موتور است، که با توجه به استفاده از موتوری هوایی، ورود اکسیژن کافی جهت راه‌اندازی موتور لازم است. در ارتفاع‌های بالا، چگالی هوا کم است؛ بنابراین، لازم است ارتفاع ماکزیمم در نظر گرفته شود تا موتور بتواند روشن شده و کار کند؛ به‌طوری‌که اگر وسیله بالاتر از این ارتفاع ماکزیمم باز شود، موتور روشن نخواهد شد. در این حالت موتور که توسط استارتر چرخنده (ملخ پرنده از قبل بارگذاری شده است، به‌گونه‌ای که پس از جدایش از حالت بارگذاری درآمده و به‌عنوان استارتر عمل کرده و موتور را روشن خواهد کرد) راه‌اندازی می‌شود، تنها تلاش خواهد کرد که روشن شود، ولی به‌دلیل عدم وجود اکسیژن کافی توانایی روشن شدن را ندارد.

بر مبنای معیارهای بالا برای زاویه‌های پرتاب مختلف محدوده‌ای از ارتفاع باز شدن وجود دارد. به‌طور خلاصه با توجه به نمونه مشابه مطرح شده در مرجع ۱۶، در این مسئله فرض می‌شود که ارتفاع باز شدن ماکزیمم ۲۳۰۰ متر است و ارتفاع نهایی (یعنی ارتفاع هنگامی که فشار دینامیکی کمتر از ۳۳۵۰ نیوتن بر متر مربع باشد) بیش از ۳۰۰ متر فرض می‌شود. لازم به ذکر است که فرض می‌کنیم بال‌های پرنده در فشار دینامیکی کمتر از ۳۳۵۰ نیوتن بر متر مربع قادر به باز شدن باشند [۱۶].

در اینجا لازم است توضیحاتی راجع به متغیرهای طراحی مربوط به ابعاد پره‌ها و شکل هندسی دماغه آورده شود:  
الف) ابعاد پره: برای این پرتابه شش پره در نظر گرفته شده است که می‌بایست مقدار بهینه طول پره (طول دهانه پره) و اندازه وتر هر پره به‌دست آیند. این دو متغیر طراحی، علاوه بر تأثیر در پایداری پرتابه، در افزایش یا کاهش درگ وارده به پرتابه و در نتیجه افزایش یا کاهش برد پرتابه نیز تأثیر دارند.  
ب) شکل هندسی دماغه: دو پارامتر شعاع گردشگی (R) و ضریب شیب ( $\alpha$ ) جهت به‌دست آوردن شکل هندسی بهینه برای دماغه انتخاب شده‌اند.



شکل ۴- شکل هندسی دماغه در نظر گرفته شده

در شکل فوق، R شعاع گردشگی می‌باشد و با توجه به شیب خط نشان داده شده ( $tg(\theta)$ )، ضریب شیب ( $\alpha$ ) به‌دست می‌آید:

$$\alpha = \frac{tg(\theta)}{-0.2068} \quad (17)$$

با تغییر R و  $\alpha$ ، شکل هندسی دماغه تغییر می‌کند و در نتیجه مقدار درگ وارده به پرتابه تغییر می‌نماید. لذا این دو پارامتر نیز به‌عنوان متغیرهای طراحی در نظر گرفته می‌شوند.

### قیدهای طراحی

الف) قید پایداری پرتابه: مقادیر متغیرهای طراحی نباید به‌گونه‌ای انتخاب شوند که سبب ناپایداری پرتابه گردند. برای

## حل مسئله بهینه‌سازی

جهت حل این مسئله بهینه‌سازی از روش simplex استفاده شد. با توجه به این‌که این روش مقادیر بهینه محلی را برمی‌گرداند و نه بهینه مطلق را، لذا با حل کردن متعدد مسئله بهینه‌سازی به ازای نقطه‌های شروع تصادفی مختلف، مقادیر بهینه محلی مختلفی به دست می‌آید که نهایتاً می‌توان کمترین مقدار را به عنوان مقدار بهینه نهایی در نظر گرفت. همچنین با توجه به این‌که در این روش قیود به شکل مستقیم قابل اعمال نیستند، قیده‌های مختلف مسئله را می‌توان با روش تابع جریمه در مسئله لحاظ کرد. قیده‌های مذکور در حالت ب بخش قبل (قید مربوط به ارتفاع جدایش و ارتفاع نهایی) در مسئله فوق بدین صورت لحاظ گردیدند.

## بحث و نتیجه‌گیری

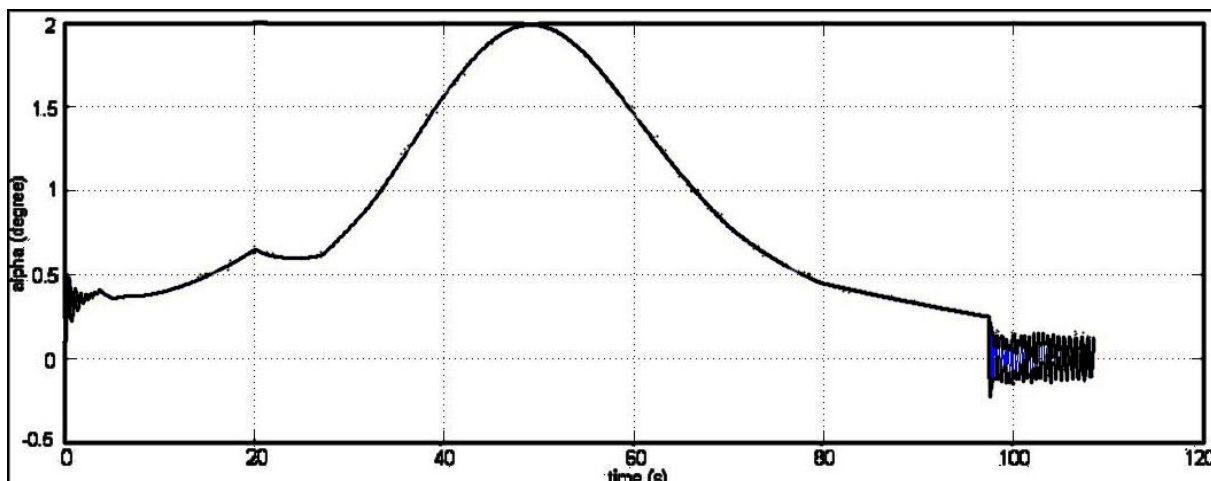
### نتایج حاصل از شبیه‌سازی پرتابه

در این بخش از پژوهش، شبیه‌سازی مسیر یک پرنده بدون سرنشین که از توپ پرتاب می‌گردد، با لحاظ کردن تغییرات ضرایب آیرودینامیک بر حسب عدد ماخ و زاویه حمله و همچنین لحاظ کردن مراحل جداسازی پرنده (از جمله جدایش پوسته از پرنده و باز شدن چتر) در شبیه‌سازی، مورد بررسی قرار گرفت. این پرنده برای رسیدن به شرایطی که بتواند

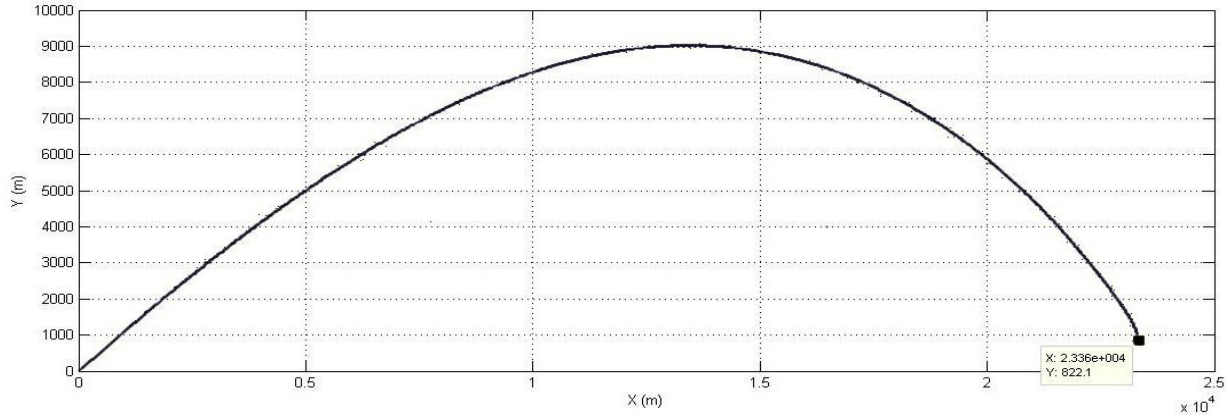
مأموریت خود را انجام دهد، ناگزیر است از داخل پوسته‌ای که آن را از شتاب‌های بالای ناشی از پرتاب از توپ حفظ می‌کند، بیرون بیاید. همچنین باید توسط چتری که از انتهای آن باز می‌شود، سرعت آن به سرعت مناسب برای انجام مأموریت کاهش یابد و در نهایت چتر و محفظه آن به همراه پره‌های پایدارکننده پرتابه (که همگی تشکیل یک قطعه به نام پایه را می‌دهند) بایستی از پرنده بدون سرنشین جدا شوند. تنها پس از طی مراحل فوق است که پرنده بدون سرنشین می‌تواند مأموریت خود را شروع کند؛ لذا شبیه‌سازی صورت‌گرفته از اهمیت بسزایی برخوردار است.

جهت بررسی پایداری دینامیکی پرتابه، با اعمال یک ممان پیچ اغتشاشی یک نیوتن‌متری به صورت تابع پله به پرتابه در برنامه شبیه‌سازی، تغییرات زاویه حمله مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده گردید که با اعمال این ممان، هرگز زاویه حمله پرتابه از ۲ درجه فراتر نمی‌رود (شکل ۵)، لذا شبیه‌سازی فوق نشان داد که پره‌های پایدارکننده می‌توانند پایداری پرتابه را در طی پرواز بالستیک حفظ نمایند.

شبیه‌سازی با سرعت اولیه (سرعت دهانه) ۷۹۶ متر بر ثانیه، وزن پرتابه ۳۴ کیلوگرم، ارتفاع جدایش ۲۳۰۰ متر، قطر چتر ۰،۳۰۵ متر و شکل هندسی اولیه پرتابه با زاویه پرتاب ۴۸ درجه صورت گرفت و برد ۲۳۳۶۰ متر به دست آمد که نمودار مسیر پرتابه در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل ۵- نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان



شکل ۶- نمودار مسیر پرواز به ازای زاویه پرتاب ۴۸ درجه

### نتایج حاصل از بهینه‌سازی

در این قسمت، تدوین یک مسئله بهینه‌سازی با در نظر گرفتن دو زیرسیستم آیرودینامیک و شبیه‌سازی انجام شد و مسئله بهینه‌سازی هم‌زمان قطر چتر، شکل هندسی و مسیر پرتابه جهت رسیدن به برد ماکزیمم مورد بررسی قرار گرفت. پس از انجام بهینه‌سازی (همان‌گونه که در بخش ۷-۴ توضیح داده شد)، با توجه به سرعت دهانه ۷۹۶ متر بر ثانیه و وزن پرتابه ۳۴ کیلوگرم، برد ماکزیمم ۲۷۰۴۰ متر و بهترین مقدار برای متغیرهای طراحی در جدول ۱ آورده شده‌اند.

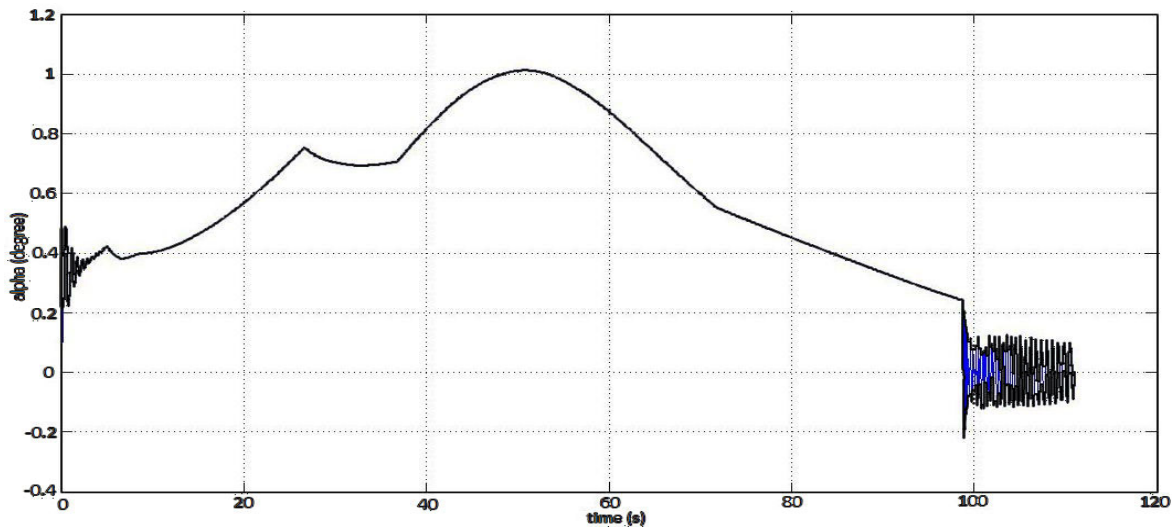
نتایج فوق حاکی از افزایش برد ۱۶ درصدی پس از بهینه‌سازی است. همچنین نمودارهای مسیر پرتابه و تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان در این حالت در شکل های ۷ و ۸ نشان داده شده‌اند (برای رسم نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان،

ممان پیچ اغتشاشی یک نیوتن‌متری به صورت تابع پله به پرتابه وارد شده است).

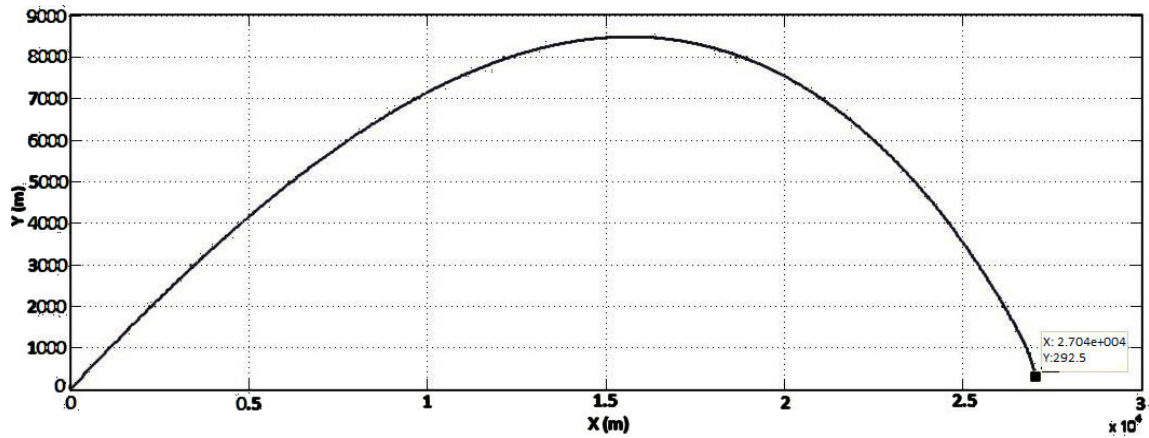
جدول ۱- مقادیر بهینه متغیرهای طراحی در وزن کل و سرعت دهانه اولیه

مقدار بهینه	متغیر طراحی	مقدار بهینه	متغیر طراحی
ضریب شیب:	زاویه پرتاب:	۰٫۹	مقدار بهینه
شعاع گردش‌دگی دماغه:	ارتفاع جدایش:	۰٫۰۱۲۸ متر	۴۶ درجه
طول دهانه پره‌ها:	قطر چتر:	۰٫۱۶۵ متر	۱۸۶۳ متر
وتر (chord) پره‌ها:		۰٫۰۱۵ متر	۰٫۳۷۵ متر

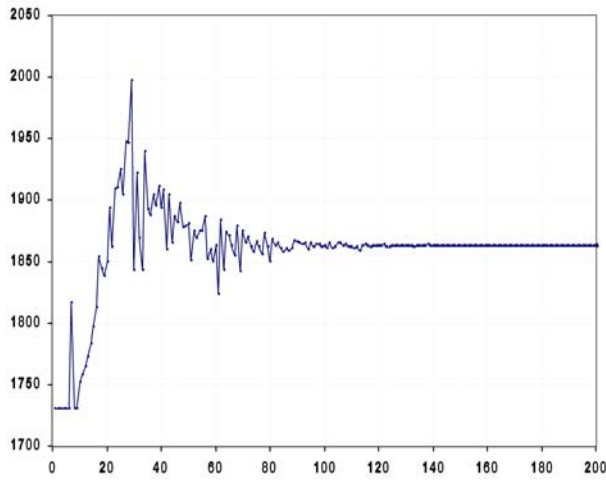
نتایج فوق حاکی از افزایش برد ۱۶ درصدی پس از بهینه‌سازی است. همچنین نمودارهای مسیر پرتابه و تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان در این حالت در شکل های ۷ و ۸ نشان داده شده‌اند (برای رسم نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان، ممان پیچ اغتشاشی یک نیوتن‌متری به صورت تابع پله به پرتابه وارد شده است).



شکل ۷- نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان در شرایط بهینه

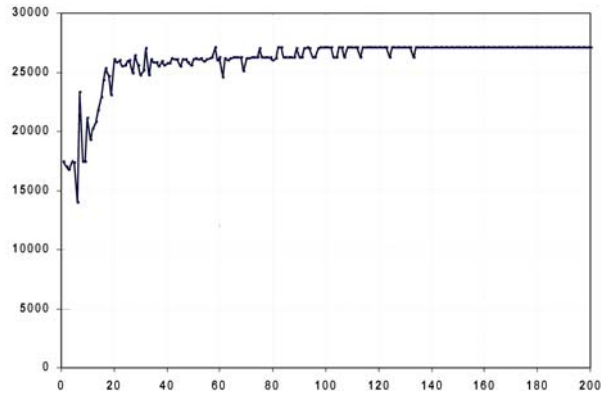


شکل ۸- نمودار مسیر پرتابه در شرایط بهینه

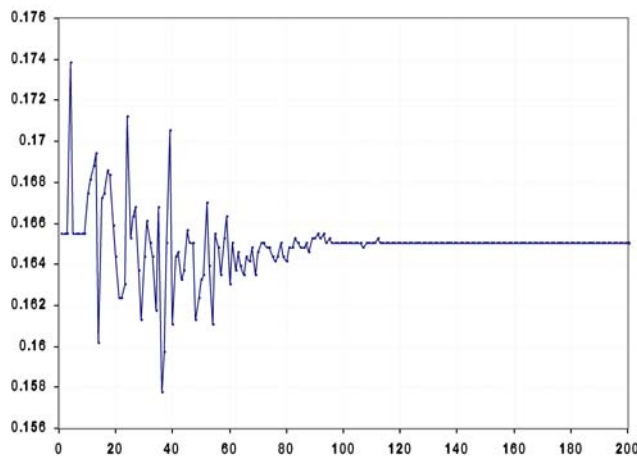


شکل ۱۱- نمودار تغییرات ارتفاع جدایش در تکرارهای الگوریتم بهینه‌سازی

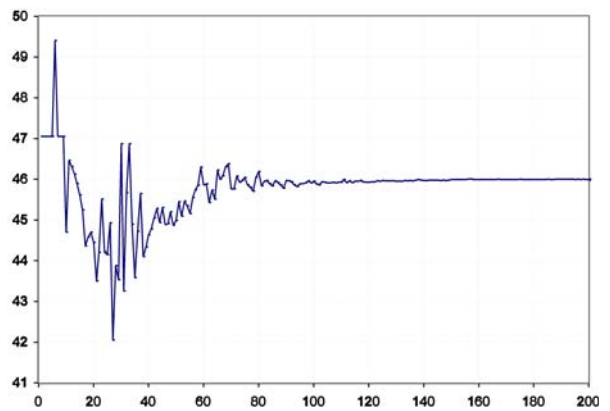
نمودارهای تاریخچه تابع هدف (برد) و سه متغیر طراحی زاویه پرتاب، ارتفاع جدایش و طول دهانه پره‌ها در تکرارهای الگوریتم بهینه‌سازی نیز به عنوان نمونه در شکل‌های ۹-۱۲ آورده شده‌اند.



شکل ۹- نمودار تغییرات برد در تکرارهای الگوریتم بهینه‌سازی



شکل ۱۲- نمودار تغییرات طول دهانه پره‌ها در تکرارهای الگوریتم بهینه‌سازی



شکل ۱۰- نمودار تغییرات زاویه پرتاب در تکرارهای الگوریتم بهینه‌سازی

## مراجع

- solid propellant launch vehicle using system sensitivity analysis", *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 38(1): 93-100, 2009.
13. Roshanian J, Jodei J, Mirshams M, Ebrahimi R, and Mirzaei M Multilevel of Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Small Solid Propellant Launch Vehicle, *Transaction of the Japan Society of Astronautical and Space Science*, Vol. 53, No. 179, May 2010.
۱۴. ابراهیمی، مسعود، جهانگیر جدی، و جعفر روشنی بیان، "روش برنامه ریزی درجه دوم متوالی در بهینه سازی طراحی چند موضوعی یک ماهواره بر دو مرحله ای سوخت جامد"، چهاردهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، اصفهان، دانشگاه صنعتی اصفهان، ۱۳۸۵.
۱۵. جدی، جهانگیر، "طراحی مفهومی بهینه چند موضوعی ماهواره بر سبک سوخت جامد"، پایان نامه دکتری . دانشگاه صنعتی خواجه نصیر. ۱۳۸۷.
16. Donald McLean - "Automatic Flight Control Systems" Prentice Hall - 1969.
17. V.E. Feodosov, "Principles of Rocket Flight", Mashinostroenie press, Moscow, 1976.
18. John D. Anderson - "Fundamentals of Aerodynamics", McGraw-Hill, 2001.
19. H. Atik, O. Basoglu, B. Erdem, M. Ilgaz, I. Karbancioglu, A. Katirci, E. Mahmutyazicioglu, and L. Yalcin, TUBITAK-SAGE, Ankara, Turkey , "Prediction Capabilities and Comparison of Panel, Semi- Empiric and CFD Codes for Missile Aerodynamic Analyses", AIAA Paper 2008-6224, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008.
20. Shivananda, T. P., Zabrensky, E. F., McKeel, S. A., Papay, M. L., "Comparison of engineering and CFD predictions and wind tunnel data for a launch vehicle configuration", AIAA Paper 1997-2251, AIAA Applied Aerodynamics Conference, 15th, Atlanta, 1997.
21. T. P. Shivananda, E. F. Zabrensky, S. A. McKeel, M. L. Papay, "Computational aerodynamic design and analysis of launch vehicles", AIAA Paper 2000-385, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 38th, Reno, 2000.
22. Çağatay Tanıl, Bülent E. Platin, Gökmen Mahmutyazıcıoğlu, "External Configuration Optimization of Missiles in Conceptual Design", AIAA Paper 2009-5719, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago, Illinois, 2009.
23. [http://en.wikipedia.org/wiki/Projectile\\_motion](http://en.wikipedia.org/wiki/Projectile_motion)
1. Shook, Garrett W. (Garrett Winston)-"Design, assembly, and test of the launch and flight support and deployment system for a gun launched reconnaissance vehicle"-Thesis (M.Eng.) Massachusetts Institute of Technology - 1998.
2. Chiu, Ho-man Rodney-"Wide area surveillance projectile deployment system design and modeling"- Thesis (M.Eng.) Massachusetts Institute of Technology - 1998.
۳. لاکمی، اسماعیل ، "شبیه سازی شش درجه آزادی یک پرتابه، حامل یک پرنده بدون سرنشین، پرتاب‌شونده از توپ" ، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر. ۱۳۹۰.
۴. جعفر روشنی یان، اسماعیل لاکمی، مهدی نصرالله زاده "شبیه سازی دینامیک یک پرتابه حامل یک پرنده بدون سرنشین پرتاب‌شونده از توپ" دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس، اسفند ۱۳۸۹.
۵. جعفر روشنی یان، مهدی نصرالله زاده، اسماعیل لاکمی "پروژه طراحی مفهومی در مهندسی هوافضا به روش ماتریس ارتقاء خانه کیفیت" دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس، اسفند ۱۳۸۹.
۶. جعفر روشنی یان، مهدی نصرالله زاده، اسماعیل لاکمی "طراحی مفهومی یک نوع هواپیمای بدون سرنشین، پرتاب‌شونده از توپ" دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس اسفند ۱۳۸۹.
7. Schmit, L. A., "Structural design by Systematic Synthesis", in *Proceedings of the Second Conference on Electronic Computations*, ASCE, Pittsburgh, pp. 105-132, 1960.
8. Ashley, H., "On Making things the Best - Aeronautical Uses of Optimization", *AIAA. J. of Aircraft*, Vol 19, No 1, 1982.
9. Siddall, J. N., "Frontiers of Optimal Design", *ASME J. of Mechanical Design*, Oct. 1983.
10. Betts, J. T., "Frontiers in Engineering Optimization", *ASME J. of Mechanisms, Transmissions and Automation in Design*, June 1983.
11. Simpson, T. W., "Approaches to Multidisciplinary Design Optimization", *Third Simulation Based Acquisition Conference*, May 2001.
12. Jodei J, Ebrahimi M, and Roshanian J, "Multidisciplinary design optimization of a small

