

کاهش نوسانات زاویه فراز یک پرتابه دوچرخشی با استفاده از ماشین حالت و الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات

حجت حسامی پور^۱، علی محرم پور^۲، سعید نصرالهی^{۳*}

۱- کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲-۳، استادیار، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۰۸/۲۹ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۱۳)

چکیده

امروزه با پیشرفت تکنولوژی و ظهور سلاح‌های هوشمند، سلاح‌های گذشته عملاً کارایی خود را از دست داده‌اند. لذا باید به دنبال راه‌کاری بود تا بتوان بدون تغییرات زیادی در ساختار مهمات گذشته، آن‌ها را هوشمند نموده و دوباره به صحنه‌ی نبرد بازگرداند و از نابودی سرمایه‌های ملی جلوگیری کرد. در این راستا ایده سر هدایت‌کننده مطرح شده است که به فیوز اصلاح مسیر مشهور است. این فیوز به طور جداگانه ساخته می‌شود و به صورت دوچرخشی بر روی گلوله‌های توپ و خمپاره‌های ساخته شده نصب می‌شود و هدایت پرتابه را به عهده می‌گیرد. یک چالش مهم در الگوریتم‌های رایج هدایت برای این فیوزها، به علت نوع عملگر، نوسانات لحظاتی انتهای پرواز پرتابه می‌باشد. در این مقاله راهکاری نوآورانه جهت رفع این چالش مهم ارائه شده است که در این ایده از یک ماشین حالت، جهت مرتفع کردن مشکل عملکرد الگوریتم هدایت PN کمک گرفته شده است. پارامترهای طراحی بخش‌های کنترل، هدایت و ماشین حالت با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات با تابع برازندگی که شامل میزان نوسانات زاویه فراز (جهت مرتفع کردن مشکل نوسانات زاویه فراز) و میزان خطای برخورد، محاسبه شده است. برای اعتبارسنجی الگوریتم، شبیه‌سازی مونت کارلو انجام شده است. نتیجه شبیه‌سازی نشان می‌دهد که الگوریتم پیشنهاد شده می‌تواند مقدار CEP پرتابه را به مقدار سه متر کاهش دهد و در عین حال زاویه فراز در لحظات انتهای نوسان نداشته باشد. **واژه‌های کلیدی:** پرتابه دو چرخشی، زاویه فراز، بهینه‌سازی کنترل و هدایت، ماشین حالت، الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات

Reducing the Fluctuations of the Pitch Angle of a Dual-Spin Projectile Using State Machine and Particle Swarm Optimization Algorithm

Abstract

Today, with the advancement of technology and the emergence of smart weapons, the weapons of the past have practically lost their effectiveness. Therefore, we should look for a solution so that we can make them smart and bring them back to the battlefield without making many changes in the structure of the past ammunitions and prevent the destruction of national assets. In this regard, the idea of the guiding head has been proposed, which is known as the path correction fuse. This fuse is made separately and is installed in a two-wheeled manner on the cannon balls and mortars and takes charge of projectile guidance.

An important challenge in common guidance algorithms for these fuses, due to the type of actuator, is the fluctuations of the end moments of the projectile flight. In this article, an innovative solution is presented to solve this important challenge, in this idea, a state machine is used to solve the performance problem of the PN guidance algorithm. The design parameters of the control, guidance and state machine parts have been calculated using the particle swarm optimization method with the fitness function, which includes the rate of elevation angle fluctuations (to eliminate the problem of elevation angle fluctuations) and the collision error rate. To validate the algorithm, Monte Carlo simulation has been performed. The simulation result shows that the proposed algorithm can reduce the CEP value of the projectile by three meters and at the same time the elevation angle does not fluctuate in the final moments.

Key words: Dual-Spin Projectile, pitch angle, optimization of control and guidance, state machine, PSO Algorithm.

* نویسنده پاسخگو: سعید نصرالهی، تلفن: ۰۹۱۳۱۲۸۸۶۴۱، پست الکترونیک: nasrollahi@mut.ac.ir

این مقاله تحت لایسنس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لایسنس از آدرس <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.

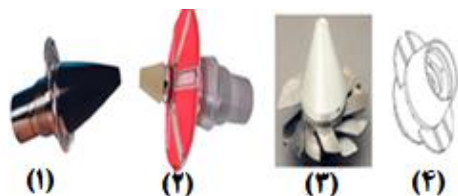


مقدمه

در سال‌های گذشته کشورهای مختلف تعداد زیادی سلاح از جمله راکت‌ها، گلوله‌های توپ و خمپاره تولید کرده و در اختیار نیروهای نظامی خود قرار داده‌اند. این سلاح‌ها همگی به دلیل هدایت‌ناپذیر بودن، از دقت کمی برخوردار بوده و برای اصابت به هدف باید تعدادی زیادی از این پرتابه‌ها را به سمت هدف شلیک کرده و شعاع بالایی از محدوده هدف را مورد آتش قرار داد. این سلاح‌ها در مقایسه با سلاح‌ها و مهمات مدرنی که هدایت‌پذیر و هوشمند بوده و تنها با یک شلیک هدف را مورد اصابت قرار می‌دهند، عملاً کارایی خود را از دست داده‌اند. لذا باید به دنبال راه‌کاری بود تا بتوان مهمات موجود را بدون تغییرات اساسی هدایت‌پذیر و هوشمند کرد تا بتوان به صورت مؤثرتری دوباره به صحنه‌های رزم برگردند.

هوشمندسازی تسلیحات و تجهیزات موجود نیروهای مسلح، راهبردی است که می‌تواند نقش درخشانی در افزایش توان رزم در نیروهای مسلح ایفا نماید. چهار موضوع اساسی در هدایت‌پذیر کردن این پرتابه‌ها باید در نظر گرفته شود که عبارت‌اند از: هزینه کم، حفظ چرخش بالای جسم پرنده برای پایداری، عدم تغییر اساسی در روند طراحی و تولید جسم پرنده و ایجاد دقت اصابت مناسب.

یکی از معروف‌ترین و کارآمدترین روش هوشمندسازی پرتابه‌ها و گلوله‌های توپ، استفاده از سر هدایت‌کننده می‌باشد. در واقع سر هدایت‌کننده به صورت مستقل ساخته شده و بر روی پرتابه‌های موجود نصب شده و آن‌ها را هوشمند می‌کند. به این سر هدایت‌کننده، فیوز اصلاح مسیر^۱ گفته می‌شود. این فیوزها به کمک یاتاقان به پرتابه متصل شده و به صورت مکانیکی از قسمت اصلی بدنه ایزوله هستند و نرخ چرخش بالای قسمت عقبی پرنده که برای ایجاد پایداری می‌باشد، بر روی این قسمت اثر نگذارد و به همین دلیل به این نوع از پرتابه‌ها، دوچرخشی می‌گویند. البته دو چرخشی کردن پرنده‌ها با اهداف مختلفی انجام می‌شود. برای نمونه چند نوع از این فیوزها در شکل ۱ نشان داده شده است [۱]. همان‌طور که در این شکل مشخص است، برخی از فیوزها فقط برد را اصلاح می‌کنند و برخی دیگر هر دو راستای طولی و عرضی را اصلاح می‌نمایند.



شکل ۱- فیوزهای هدایت‌کننده باهدف اصلاح برد [۱]

در این شکل فیوز شماره (۱)، SPACIDO نام دارد که محصول کشور فرانسه می‌باشد و از صفحات سه‌گانه D-ring استفاده می‌کند [۱]. فیوز شماره (۲) با نام TCF محصول کشور آلمان است که از ایده ترمز کششی چتری شکل کمک گرفته است [۲]. فیوز شماره (۳)، STAR نام دارد که کشور انگلستان تولیدکننده آن بوده و از تعدادی صفحه به عنوان ایجاد کننده نیروی مقاومت هوا استفاده کرده است [۳]. آخرین فیوز، LCCM نام دارد که تولیدی کشور آمریکا است و به کمک چهار D-rings که بر روی ریل‌های کشویی نصب شده‌اند، مسیر حرکت پرنده را اصلاح می‌نماید [۴]. توجه شود که این نوع از فیوزها به کمک ایجاد نیروی مقاوم، فقط برد را کاهش می‌دهند و افزایش برد در طول مسیر به کمک این نوع از فیوزها امکان‌پذیر نخواهد بود.

نوع دیگر فیوزها از چهار بالک استفاده می‌کند که مکانیزمی متفاوت نسبت به فیوزهای قبلی داشته و می‌تواند در طول مسیر برد را هم افزایش دهد. یک نمونه مشهور آن PGK نام دارد که نمونه معروف آمریکایی است و در شکل ۲ نمایش داده شده است [۵].



شکل ۲- فیوز PGK [۵]

فیوزهای همراه بالک به دو دسته تقسیم می‌شوند: فیوز به همراه بالک‌های فعال و فیوز به همراه بالک‌های ثابت. در نوع اول سر هدایت‌گر توسط یک موتور و به کمک یک حلقه کنترلی در یک موقعیت مشخص ثابت نگه داشته شده و هدایت به کمک بالک‌های فعال صورت می‌گیرد [۶، ۷]. به عنوان مثال در مرجع [۸] یک روش هدایت^۳ PN به کمک کانارد کنترل و بالک‌های فعال برای یک پرتابه دو چرخشی ارائه شده است و

^۱Precision Guidance Kit

^۲Proportional navigation

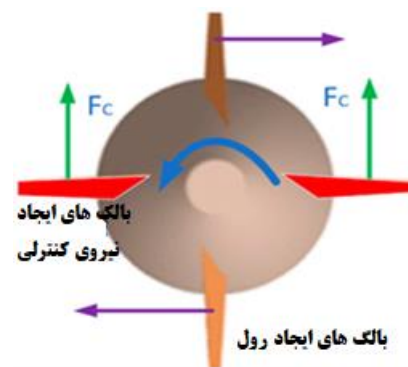
^۳Course correction fuse (CCF)

شده و به فرم LPV^5 ارائه شده است. همچنین مقالات [۱۶]-[۱۹] در مورد پایداری این اجسام هنگامی که سر هدایتی بر روی آن نصب می‌گردد بحث شده و شرایط پایداری بیان شده است. در [۱۹] سه پایداری فوق و شرایط پایداری آن‌ها در مورد پرتابه‌ها بررسی شده و ضرایب پایداری اصلی برای طراحی یک پرتابه کنترل شده پایدار محاسبه شده است.

یکی از چالش‌های مهم در این نوع پرتابه‌ها الگوریتم هدایت و کنترل می‌باشد. الگوریتم‌های هدایت پرتابه‌ها معمولاً به سه دسته اصلی تقسیم می‌شوند: شکل‌دهی مسیر، ردیابی مسیر، هدایت بر اساس پیش‌بینی. در روش شکل‌دهی مسیر، یک مسیر غیر بالستیک جدید برای پرنده محاسبه می‌شود. در این روش معمولاً لازم است تا پرنده مانورپذیری بالایی داشته باشد که این امر برای پرتابه‌های دوچرخشی با سر هدایتی بالک ثابت دشوار می‌باشد. در روش دوم، هدف دنبال کردن مسیر بالستیک مورد انتظار می‌باشد؛ پیاده‌سازی این نوع از الگوریتم‌ها بسیار ساده می‌باشد اما در مقایسه با دسته سوم نیاز به تلاش کنترلی بیشتری می‌باشد [۲۰]. برای هدایت این نوع پرنده مورد بحث معمولاً از دسته سوم مانند روش هدایت معروف تناسبی کمک گرفته می‌شود چرا که یک الگوریتم هدایت مقاوم، ساده و رایج در انواع پرتابه‌ها می‌باشد [۲۱].

در [۲۲] یک روش هدایت مبتنی بر PN برای خمپاره با بالک ثابت بیان شده است. در این مقاله جهت کاهش هزینه از سنسورهای IMU^6 استفاده است و تنها از GPS^7 و مغناطیس‌سنج کمک گرفته شده و تست سخت‌افزار در حلقه نیز صورت گرفته است. در این مقاله مسیر پرواز به دو بخش قسمت صعودی و قسمت نزولی تقسیم شده و در قسمت صعودی تنها اصلاح در راستای محور صورت می‌گیرد و سپس در بخش دوم در هر دو راستا اصلاح صورت می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی این مقاله نشان می‌دهد که وقتی برد پرتابه کوچک باشد، می‌توان تنها با این دو سنسور مسیر پرتابه را اصلاح کرد و مقدار CEP آن را به زیر سه متر رساند. روش پیشنهادی این مقاله برای بردهای کوتاه بوده و علاوه بر آن اصلاح زیادی بر روی مسیر نمی‌تواند انجام دهد و خطاهای بزرگ را نخواهد توانست جبران کند. همچنین نوسانات زاویه حمله در روش

نشان داده شده که به کمک این روش می‌توان CEP^۴ را تا حد بسیار خوبی کاهش داد و خطاهای ناشی از طراحی نادقیق و سایر خطاها را جبران نمود. اما در دسته دوم بالک‌ها ثابت هستند و دو عدد از بالک‌ها زاویه‌شان به نحوی تنظیم شده است که نیروی آیرودینامیکی جهت چرخش قسمت جلویی ایجاد می‌کنند و دوتای دیگر نیروی کنترلی را تولید می‌کنند که به کمک آن، پرتابه هدایت می‌شود. به عبارت دیگر دو تا از بالک‌ها در زوایای خلاف جهت یکدیگر جهت چرخش سر هدایتی هستند و دوتای دیگر با زوایای مساوی و در یک جهت، برای ایجاد نیروی کنترلی می‌باشند. بالک‌های این نوع از فیوزها در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- نحوه قرارگیری بالک‌ها در فیوز بالک ثابت

در این نوع از فیوزها اندازه نیروی آیرودینامیکی ثابت بوده و متناسب با فشار هوا و مقدار زاویه بالک‌ها می‌باشد؛ لذا برای کنترل جسم پرنده و ایجاد شتاب در دو راستای طولی و عرضی جهت این نیرو با چرخش سر هدایت تغییر کرده و شتاب‌هایی جهت تأمین فرمان‌های هدایت ایجاد می‌شود [۹]. این نوع از فیوزها به نسبت فیوزهایی با بالک فعال، بسیار ارزان قیمت‌تر و ساده‌تر خواهد بود. آنچه در این مقاله مورد نظر است، فیوز با بالک‌های ثابت می‌باشد که می‌تواند در دو راستا مسیر را اصلاح نماید.

برای مدلسازی پرتابه‌های دوچرخشی همراه با بالک، معمولاً از مدل هفت درجه آزادی استفاده می‌شود. در واقع در این نوع از پرتابه‌ها یک چرخش دیگر به مدل شش درجه آزادی اضافه می‌شود. مقالات [۱۰-۱۴] مدل ریاضی این نوع از پرتابه‌ها را ارائه کرده‌اند و رفتار آیرودینامیکی پرنده را مورد بررسی قرار داده‌اند و در مقالات [۷، ۱۵] معادلات خطی سازی

^۵Linear Parameter-Varying

^۶Inertial measurement unit

^۷Global Positioning System

^۴Circular error probable

کنترل این پرتابه نیز مشکل ساز خواهد بود که این موضوع در این مقاله به صورت مفصل مورد بررسی قرار خواهد گرفت. همچنین مورد دیگر آن است که در این مقاله از روش PN خالص استفاده نکرده است. در [۲۳] نیز یک قانون هدایت بهینه برای این دسته از پرتابه‌ها ارائه شده است. در این مقاله نیز از سنسورهای GPS و مغناطیس سنج سه محوره استفاده شده است. همچنین در این مقاله گرچه از روابط مرسوم هدایت PN استفاده نکرده است اما روابط شبیه به روابط و معادلات رایج می‌باشد. در [۲۰] یک روش هدایت پیش‌بینی نقطه برخورد اصلاح شده معرفی شده است. در این مقاله نیز از مدل هفت درجه آزادی استفاده شده است و خطی‌سازی شده است. در الگوریتم هدایت معرفی شده در این مقاله نیز گرچه یک حدی برای اندازه شتاب در نظر گرفته شده است که اگر از آن اندازه میزان فرمان شتاب کمتر باشد مقدار فرمان زاویه جدید اعمال نخواهد شد اما باز هم همان مشکل نوسانی شدن فرمان زاویه و در نتیجه نوسانی شدن کل جسم پرنده در لحظات نزدیک هدف وجود دارد.

در این مقاله، هدف طراحی الگوریتم هدایت و کنترل یک جسم دوچرخشی به همراه بالک‌های ثابت می‌باشد. ابتدا مدل هفت درجه آزادی پرتابه بیان شده و معادلات مربوطه ارائه می‌گردند. سپس الگوریتم هدایت و کنترل پرتابه طراحی می‌شود؛ در این مقاله از الگوریتم هدایت تناسبی PN کمک گرفته شده است و برای کنترل‌کننده زاویه چرخش از یک کنترل‌کننده PID استفاده شده که ضرایب آن به کمک الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات (PSO) بدست آمده‌اند. همچنین، در این مقاله روشی نوآورانه مبتنی بر ماشین حالت نیز برای حذف نوسانات زاویه چرخش در لحظات نزدیکی هدف با در نظر گرفتن میزان نوسانات پرتابه در تابع برازندگی بهینه‌سازی لحاظ شده‌است. در انتها، روش پیشنهادی شبیه‌سازی شده و نتایج شبیه‌سازی جهت تحلیل الگوریتم بررسی شده‌است. برای بررسی بیشتر قوام الگوریتم پیشنهادی، ورزش باد نیز مدل‌سازی شده است و به همراه در نظر گرفتن خطای تصادفی در چند پارامتر دیگر، با کمک شبیه‌سازی مونت‌کارلو مقدار CEP پرتابه محاسبه شده است.

در این مقاله پس از مقدمه در که در بخش اول بیان گردید، در بخش دوم مدل هفت درجه آزادی پرتابه بیان

شده‌است. در بخش سوم و چهارم مقاله الگوریتم هدایت و کنترل پرتابه ارائه شده‌است. در بخش پنجم مشکل نوسانات پرتابه بررسی شده است و در بخش ششم پارامترهای کنترلی به صورت بهینه محاسبه شده است. در ادامه و در بخش هفتم مدل ورزش باد بیان شده و با شبیه‌سازی‌های مختلف و شبیه‌سازی مونت‌کارلو مقدار CEP محاسبه شده است. در بخش پایانی، نتیجه‌گیری و پیشنهادات برای ادامه کار آورده شده است.

تفاوت پژوهش ارائه شده با مرجع [۸] در نوع پرتابه و به طبع آن نوع هدایت و کنترل آن است. در مرجع [۸] بهینه‌سازی هدایت و کنترل برای یک پرتابه کانارد کنترل با بالک‌های فعال ارائه شده‌است. در حالی که در این مقاله بهینه‌سازی هدایت و کنترل برای یک پرتابه با بالک ثابت (گلوله توپ هوشمند) ارائه شده‌است. نوع هدایت و کنترل این پرتابه هوشمند با پرتابه مرجع [۸] متفاوت است. هدایت و کنترل گلوله توپ هوشمند به گونه‌ای است که در فاز انتهایی موجب نوسان شدید در زاویه فراز می‌شود. یکی دیگر از نوآوری‌های این مقاله نسبت به مراجع مشابه، ارائه یک ماشین حالت و بهینه‌سازی همزمان هدایت، کنترل و پارامترهای ماشین حالت جهت کاهش این نوسانات در چنین پرتابه‌هایی است.

مدلسازی هفت درجه آزادی پرتابه

برای بیان موقعیت و وضعیت یک جسم در فضای سه‌بعدی دستگاه‌های مختلفی وجود دارد که هر کدام کاربرد مختص خود را دارند. یکی از این دستگاه‌ها، دستگاه بدنی می‌باشد که در آن محور X در امتداد بدنه و محور Z آن عمود به بدنه و به سمت پایین می‌باشد. دستگاه دیگر، دستگاه درگیری می‌باشد که مبدأ آن در نقطه شلیک بوده و محور y_E در امتداد مسیر افقی برخورد با هدف است و محور z_E نشان دهنده مقدار ارتفاع جسم از زمین است که جهت آن به سمت پایین است. در این مقاله این دستگاه به عنوان دستگاه اینرسی در نظر گرفته شده و معادلات هدایت و ناوبری در این دستگاه حل شده است.

اجسام پرنده دوچرخشی دارای معادلات هفت درجه آزادی می‌باشد و علت آن نیز ایجاد یک زاویه چرخش اضافی مابین بدنه و فیوز هدایت است. در این اجسام یک دستگاه دیگر بدنه تعریف می‌شود که این دستگاه بر روی بدنه جسم قرار

^۱Particle swarm optimization

همچنین نیروهای آئرو دینامیکی در دستگاه بدنه به صورت زیر می‌باشند [۱۳].

$$\mathbf{F}_D = -q_0 \times C_D \begin{bmatrix} 1 \\ \beta \\ \alpha \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{F}_L = q_0 \times C_{l\alpha} \begin{bmatrix} 0 \\ -\beta \\ -\alpha \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\mathbf{K}_F = q_0 \times C_{y\alpha_F} \begin{bmatrix} 0 \\ -\alpha \\ \beta \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{F}_C = q_0 \times C_{N\delta} \times (T_{NRF} \begin{bmatrix} 0 \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \beta \\ \alpha \end{bmatrix}) \quad (8)$$

در روابط بالا F_D بردار نشان دهنده نیروی مقاومت هوا، \mathbf{F}_L مقدار نیروی بالابرنده، K_A, K_F بردارهای نیروی اثر مگنوس ناشی از چرخش دو قسمت چرخشی جسم پرنده و بردار F_C نشان دهنده نیروی کنترلی تولیدی ناشی از بالک‌های جسم هدایت‌کننده می‌باشد. همچنین مقدار q_0 برابر $0.5\rho v^2$ می‌باشد. نیروی خالص برابر جمع برداری این نیروها خواهد بود.

همان‌طور که در روابط بالا مشاهده می‌شود، نیروی کنترلی تولیدی وابسته به ماتریس T_{NRF} می‌باشد که این ماتریس نیز وابسته به زاویه چرخش فیوز هست؛ لذا با کنترل این زاویه می‌توان نیروی کنترلی را که یک بردار است تغییر داده و شتاب‌هایی در راستای Y, Z تولید کرد. این ماتریس به صورت زیر تعریف می‌شود که در آن φ_F نشان دهنده زاویه رول فیوز هدایت است [۱۳].

$$T_{NRF} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi_F) & \sin(\varphi_F) \\ 0 & -\sin(\varphi_F) & \cos(\varphi_F) \end{bmatrix} \quad (9)$$

حال با مشخص شدن نیروهای آئرو دینامیکی می‌توان رابطه ۲ را که از قانون نیوتن نوشته شد به صورت زیر بدست آورد که در آن F جمع برداری همه نیروها می‌باشد.

$$\dot{\mathbf{v}}_{NRF} = \frac{\mathbf{F}}{m} - \boldsymbol{\omega}_{Tesor} \times \mathbf{v}_{NRF} + \mathbf{G}_{NRF} \quad (10)$$

می‌گیرد منتها حول محور X آن چرخشی نخواهد داشت و در واقع زاویه چرخش آن همواره صفر خواهد بود. به این دستگاه، دستگاه غیرچرخان (NRF) گفته می‌شود. در واقع این دستگاه به این دلیل تعریف می‌شود که بتوان وضعیت و موقعیت را راحت‌تر بیان کرد چرا که حل معادلات در دستگاه چرخان کار را پیچیده می‌کند. ماتریس دوران از مختصات بدنه به مختصات غیر چرخان به صورت زیر تعریف می‌شود. در این رابطه اندیس B نشان دهنده دستگاه بدنه، اندیس N نشان دهنده دستگاه غیر چرخان و نماد T نشان دهنده ماتریس دوران بین دو دستگاه می‌باشد. در این رابطه C به معنای کسینوس و S به معنای سینوس می‌باشد. همچنین θ مقدار زاویه پیچ و ψ مقدار زاویه سمت می‌باشد.

$$\mathbf{T}_{BN} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & -s(\psi) & s(\theta)c(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & c(\psi) & s(\theta)s(\psi) \\ -s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \quad (1)$$

در ادامه معادلات هفت درجه آزادی بیان می‌شوند. ابتدا روابط دینامیکی جسم جهت مدل‌سازی بررسی می‌شوند. طبق رابطه نیوتن داریم:

$$\mathbf{F} = m\mathbf{a} \quad (2)$$

که در این رابطه F نماد نیروی وارده بر جسم، m مقدار جرم جسم و a مقدار شتاب جسم می‌باشد. که در واقع شتاب، اشی از سه مورد شتاب گرانش، تغییر سرعت‌ها (مشتق سرعت‌ها) و شتاب ناشی از چرخش جسم می‌باشد. لذا رابطه بالا را می‌توان به صورت زیر نوشت که در آن t نشان دهنده تانژانت زاویه، ω سرعت زاویه‌ای، v سرعت خطی، g شتاب گرانش زمین است [۱۳].

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_z & 0 & \omega_z t \psi \\ -\omega_y & -\omega_z t \psi & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

مقدار شتاب گرانشی در مختصات NRF و به صورت زیر می‌باشد [۱۳]:

$$\mathbf{G}_{NRF} = g \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \\ 0 \\ \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (4)$$

می توان رابطه نهایی گشتاورها را به صورت رابطه ۱۹ نوشت [۱۳].

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xxF} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_{xxA} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{yy} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ I_{xxF} \times r & I_{xxA} \times r & 0 & I_{yy} \times t \theta \\ -I_{xxF} \times q & -I_{xxA} \times q & -I_{yy} \times r \times t \theta & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}^{-1} \times (\mathbf{M} - \mathbf{M} \times \boldsymbol{\omega}) \quad (21)$$

در این مقاله از ضرایب ارائه شده در [۹] استفاده شده است که این مقادیر در جدول ۱ و جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۱- ضرایب آئرو دینامیکی

C/Mach	۰/۶	۰/۹	۰/۹۵	۱/۱	۱/۵	۲
C_D^F	۰/۰۲۶	۰/۰۸۲	۰/۱۰۸	۰/۱۳۹	۰/۰۷۴	۰/۰۵۶
C_D^A	۰/۱۵۵	۰/۱۷۶	۰/۲۲۱	۰/۳۰۲	۰/۲۸۳	۰/۲۳
$C_{L\alpha}$	۱/۶۴۶	۱/۱۰۵	۱/۱۰۶	۱/۲۷۲	۲/۴۱۴	۲/۶۳۳
$C_{M\alpha}$	۵/۶۲	۶/۶۶	۶/۸۲۸	۷/۹۰۹	۳/۹۴	۳/۷۷
C_{Mq}	-۱۳/۲	-۲۴/۱	-۲۷/۱	-۲۶/۲	-۱۵/۹	-۱۳/۳
$C_{M\dot{\alpha}}$	-۰/۰۷	-۰/۱۱	-۰/۱۲	-۰/۱۶	-۰/۱۱	-۰/۱۲
C_{lp}^F	-۰/۰۶	-۱/۴	-۱/۵	-۱/۴	-۰/۵۵	-۰/۳۷
C_{lp}^A	۰/۰۰۶	۰/۰۰۳	۰/۰۰۴	۰/۰۰۳	۰/۰۰۱	۰/۰۰۱
$C_{yp\alpha}^F$	-۰/۰۶	-۰/۰۸	۱/۴	-۱/۲	-۱	-۰/۹۶
$C_{yp\alpha}^A$	-۰/۳۴	-۰/۴۵	-۰/۰۸	-۰/۰۷	-۰/۶۱	-۰/۵۵
C_{mq}^F	۰/۴	۰/۵	۰/۷	۰/۶۱	۰/۵۴	۰/۴۸
C_{mq}^A	۰/۳	۰/۴	۰/۵۶	۰/۴۸	۰/۴۳	۰/۳۸
$C_{N\delta}$	۰/۹۱	۱/۷۱	۱/۹۴	۱/۶۹	۰/۷۵	۰/۴۸

که در این رابطه v نشان دهنده بردار سرعت جسم در دستگاه بدنه می باشد. همچنین $\boldsymbol{\omega}_{Tesor}$ که نشان دهنده شتاب ناشی از چرخش جسم می باشد به صورت زیر تعریف می شود. در این رابطه q و r نرخ زاویای اویلر می باشند.

$$\boldsymbol{\omega}_{Tesor} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & r \times t \theta \\ -q & -r \times t \theta & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

حال روابط گشتاور بررسی می شود. گشتاورهای موجود در سیستم به صورت زیر است [۱۳]:

$$\mathbf{M}_{py} = q_0 \times d \times C_{m\alpha} \times \begin{bmatrix} 0 \\ \alpha \\ -\beta \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{M}_{mF} = -q_0 \times d \times C_{mp\alpha F} \left(p_f \frac{d}{v} \right) \begin{bmatrix} 0 \\ -\beta \\ -\alpha \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{M}_{rdF} = q_0 \times d \times C_{lpF} \left(p_f \frac{d}{v} \right) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

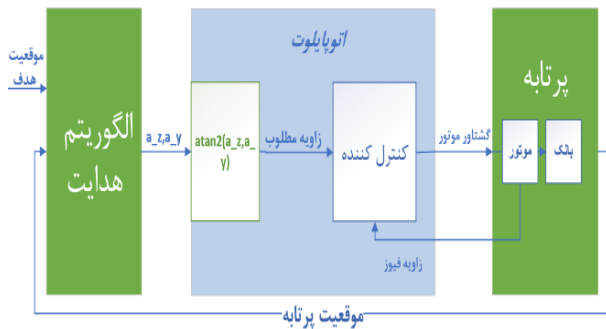
$$\mathbf{M}_{pyd} = q_0 \left(\frac{d^2}{v} \right) \left(C_{mq} \begin{bmatrix} 0 \\ q \\ r \end{bmatrix} + C_{m\alpha} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\alpha} \\ -\dot{\beta} \end{bmatrix} \right) \quad (15)$$

$$\mathbf{M}_{cAF} = q_0 \times d \times C_{l\delta F} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\mathbf{M}_{FA} = c_v (p_a - p_f) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{M}_c = q_0 \times d \times C_{M\delta} (T_{NRF} \begin{bmatrix} 0 \\ \delta_z \\ \delta_y \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ -\alpha \\ \beta \end{bmatrix}) \quad (18)$$

که در روابط بالا M_{py} مجموع گشتاورها در راستای فراز، M_{mF} و M_{rdF} گشتاورهای ناشی از اثر مگنوس، M_{rdA} گشتاورهای ناشی از دمپینگ در جهت رول، M_{pyd} گشتاور ناشی از دمپینگ در جهت فراز، M_{cAF} و M_{CAA} گشتاورهای ناشی از بالک‌هایی که چرخش تولید می کنند و M_{FA} گشتاور ناشی از اصطکاک می باشد. گشتاور خالص برابر با مجموع این گشتاورهای بالا بعلاوه گشتاور ناشی از موتور محوری می باشد. و در نهایت با تعریف دو ماتریس \mathbf{I} , \mathbf{B}



شکل ۴- نحوه عملکرد حلقه اتوپایلوت

مدل موتور مورد استفاده به صورت یک تابع تبدیل مرتبه یک طبق رابطه زیر در نظر گرفته شده است.

$$G(s) = \frac{1}{0.1s + 1} \quad (23)$$

همچنین یک اشباع گر با حدود $(+60N/m, -60N/m)$ نیز برای عملگر در نظر گرفته شده است. حلقه کنترل موتور به کمک یک کنترل کننده PID پیاده سازی شده است. توجه شود که تمرکز اصلی این مقاله الگوریتم هدایت می باشد و برای شبیه سازی و بررسی عملکرد الگوریتم هدایت، یک مدل ساده و عملی (یک دینامیک مرتبه اول به همراه اشباع) در نظر گرفته شده است.

طراحی قانون هدایت

برای برخورد به هدف، پرتابه بایستی در جهت مناسبی حرکت نماید؛ جهتی که پرتابه بایستی حرکت نماید، توسط یک الگوریتم در پردازشگر هدایت تعیین می گردد که به آن قانون هدایت گفته می شود. تا کنون قانون های هدایت مختلفی برای اجسام پرنده ارائه شده است که الگوریتم هدایت تناسبی PN یکی از معروف ترین و رایج ترین روش های هدایت می باشد. از جمله مزایای این روش هدایت می توان به مقاوم بودن آن در برابر اغتشاشات و سادگی معادلات ریاضی نام برد. هندسه درگیری در شکل ۵ نمایش داده شده است. در این شکل پرتابه با نماد M و هدف با نماد T نمایش داده شده است. خطی فرضی که پرتابه را به هدف وصل می کند، خط دید نامیده می شود که زاویه آن با محور X زاویه خط دید (λ) می باشد و اندازه آن r است.

$C_{M\delta}$	۲/۴۲	۴/۵۵	۵/۱۵	۴/۳۹	۱/۹۲	۱/۲۳
---------------	------	------	------	------	------	------

جدول ۲- مشخصات پرتابه

مقدار	پارامتر
۰/۶۳۱۶	$m_F (kg)$
۱۷/۶۰۸۴	$m_A (kg)$
۰/۰۰۳۵	$I_{xxF} (kg.m^2)$
۰/۰۳۳۵	$I_{xxA} (kg.m^2)$
۰/۵۲۶	$d (m)$
۰/۱۲	b
۰/۰۳	$C_{M\delta}$
۰/۰۱۱۳	$S (m^2)$

طراحی اتوپایلوت

طبق رابطه زیر می توان نیرو تولیدی بالکها را تجزیه کرد و مقدار زاویه فیوز چرخش را بدست آورد.

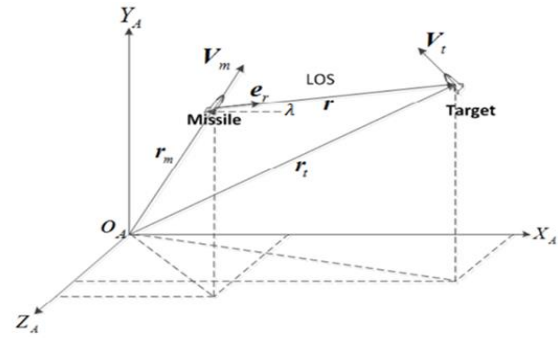
$$\varphi_c = a \tan 2(a_z, a_y) \quad (22)$$

برای کنترل این زاویه، همانطور که در بخش مدل سازی توضیح داده شد، از یک موتور محوری استفاده شده است. کنترل موقعیت موتور به کمک درایور آن انجام می شود که ورودی درایور میزان گشتاور مطلوب است. لذا کنترل کننده ای لازم است، تا با گرفتن مقدار فرمان زاویه مطلوب به عنوان ورودی و تولید فرمان گشتاور مناسب، زاویه چرخش فیوز را به زاویه مورد نظر برساند. قسمت های اصلی اتوپایلوت در شکل ۴ آورده شده است.

قسمت تقسیم خواهد کرد و حلقه اتوپایلویت به اندازه شتاب‌های تولیدی در دو راستا حساس نبوده و فقط به نسبت این دو شتاب هدایت توجه خواهد کرد.

برای درک بهتر موضوع دو حالت مختلف شرح داده می‌شود. فرض شود در نقاطی از پرواز مانند نقطه اوج مسیر که سرعت پرتابه بسیار کم هست و در نتیجه مقدار نیروی حاصل از بالک‌های کم خواهد بود، قانون هدایت فرمان‌ها شتاب بزرگی درخواست کند؛ در این حالت قطعاً اتوپایلویت نخواهد توانست اندازه آن شتاب‌ها را تولید کند و تنها زاویه سر هدایتی را تنظیم خواهد کرد و پرتابه آهسته آهسته به سمت مسیر مطلوب متمایل خواهد شد. در واقع این امر محدودیت دینامیک می‌باشد و لذا نباید انتظار مانور بالا در این پرتابه داشت و اساساً همانطور که در بخش مقدمه نیز بیان شد هدف از هدایت این پرتابه آن است که بتوان اغتشاشات و خطاهای کوچک حین پرواز را مدیریت کرده و هدف مورد اصابت قرار بگیرد. در حالت دوم فرض شود پرتابه سرعت زیادی دارد و در فاز نهایی برخورد با هدف می‌باشد؛ در این حالت از طرفی نیروی تولیدی (که اندازه آن ثابت است) به دلیل سرعت بالای پرتابه بسیار زیاد خواهد بود، و از طرفی به دلیل قرارگیری در نزدیکی‌های هدف قانون هدایت فرمان‌ها شتاب کوچکی تولید خواهد کرد؛ نتیجه این دو تضاد باعث خواهد شد که در نزدیکی‌های هدف، فرمان زاویه مطلوب دچار نوسان شود و این نوسان به پرتابه نیز منتقل شده و زاویه فراز پرتابه نوسانی شود. این موضوع عملاً موجب مصرف انرژی زیاد در عملگر خواهد شد و همچنین نوسانات شدید موجب آسیب رسیدن به قطعات مکانیکی شده و نهایتاً این نوسانات، خطای برخورد زیادی را ایجاد خواهد کرد. لذا در این حالت عملاً به این نیرو نیازی نبوده و باید به شکلی اثر نیرو را خنثی کرد. برای حل مشکل نوسانات فاز نهایی، در این مقاله از این ایده کمک گرفته شده است که اگر در قانون هدایت شتاب‌هایی تولید شود که اندازه آن بردار از حدی کمتر باشد، سر هدایتی بدون هیچ گشتاور کنترلی آزادانه شروع به چرخیدن کند و در نتیجه نیروی خالص تولیدی صفر شود.

موضوع دیگری که لازم است در طراحی کنترل‌کننده لحاظ گردد، سرعت بالای فیوز در لحظات اولیه پرتاب می‌باشد. در این لحظات اگر عملگر بخواهد جلوی چرخیدن را بگیرد نیاز دارد تا انرژی زیادی مصرف نماید، درحالی که به کنترل فیوز



شکل ۵- هندسه درگیری در قانون هدایت PN

اگر نرخ چرخش خط دید صفر باشد و فاصله پرتابه و هدف نیز در حال کاهش باشد، برخورد با هدف حتماً صورت خواهد گرفت که این یکی از مزایای استفاده از قانون هدایت تناسبی می‌باشد [۲۴]. در قانون هدایت تناسبی سرعت زاویه‌ای بردار سرعت پرتابه متناسب با نرخ چرخش خط دید می‌باشد که به همین دلیل نیز این قانون تناسبی نامیده شده است. در واقع قانون PN به صورت زیر نوشته خواهد شد [۲۴].

$$\mathbf{A}_m = N\boldsymbol{\omega}_{IL} \times \mathbf{V}_c \quad (24)$$

که در رابطه بالا مقدار N ثابت هدایت می‌باشد و بردار سرعت نزدیک شونده می‌باشد که برابر اختلاف سرعت پرتابه از سرعت هدف می‌باشد. همچنین مقدار N بردار نرخ چرخش خط دید را نسبت به دستگاه اینرسی نشان می‌دهد. برای پیاده‌سازی قانون PN پارامترهای زیر تعریف می‌شوند.

$$\begin{aligned} \mathbf{R} &= \mathbf{R}_t - \mathbf{R}_m \\ \mathbf{V} &= \mathbf{V}_t - \mathbf{V}_m \end{aligned} \quad (25)$$

که در این روابط بردارهای موقعیت پرتابه و هدف می‌باشند و R بردار فاصله پرتابه از هدف است. همچنین سرعت نزدیک شونده پرتابه به هدف می‌باشد. با توجه به تعاریف بالا می‌توان بردار نرخ چرخش دید را به صورت زیر تعریف نمود.

$$\boldsymbol{\omega}_{IL}^I = \frac{\mathbf{R}^I \times \mathbf{V}^I}{\|\mathbf{R}\|^2} \quad (26)$$

حل چالش نوسانات در هدایت پرتابه دوچرخشی

در بخش‌های قبلی شیوه هدایت و کنترل پرتابه بیان شد. نکته قابل توجه در این مورد آن است که دینامیک سیستم مورد بحث یک دینامیک خاص بوده و با پرتابه‌های رایج که به وسیله کانارد کنترل می‌شوند یک تفاوت اصلی دارد و آن این است که اندازه نیروی تولیدی جهت ایجاد شتاب‌های مورد انتظار تحت کنترل اتوپایلویت نبوده و فقط اتوپایلویت مقدار نیروی تولیدی کنونی را متناسب با شتاب‌های مورد انتظار در دو راستا به دو

همانطور که گفته شد در این ماشین حالت، شش حالت وجود دارد که در ادامه توضیح هر کدام بیان می‌شود:

الف- حالت DC_Break: حالت اول گذار از فاز اولیه پرتاب می‌باشد. در این حالت کنترل تا وقتی که نرخ چرخش سر هدایتی از حدی کمتر نشود، روشن نخواهد شد.

ب- حالت Trns_1 و Trns_2: قبل از ورود به حالتی که کنترل‌کننده کاملاً کنترل عملگر را در دست گیرد، یک حالت میانی وجود دارد که در این حالت کنترل‌کننده PID فعال شده ولی مقدار سیگنال خطایی که به کنترل‌کننده داده می‌شود، در یک ضریبی کمتر از یک (که در شکل با نماد X نشان داده شده است) ضرب شده و این ضریب در چند زمان نمونه‌برداری رفته رفته به عدد یک می‌رسد و پس از این حالت، ماشین حالت به حالت PID_Control می‌رود. این حالت میانی در واقع گذار از حالت‌ها را نرم‌تر کرده و از پیک‌های شدید گشتاور به موتور جلوگیری می‌کند.

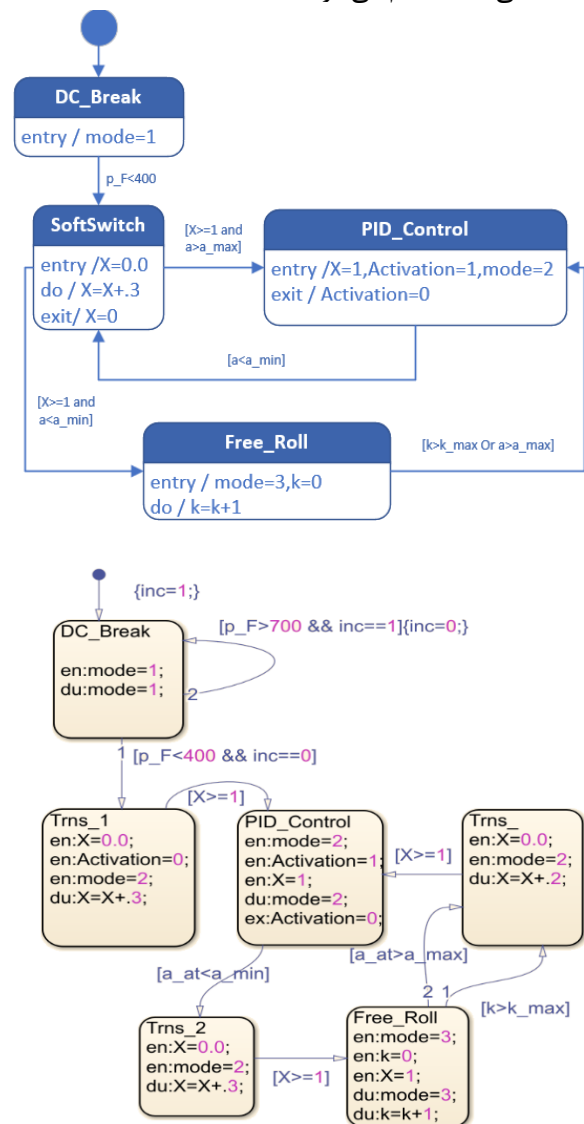
ج- حالت PID_Control: در این حالت کنترل‌کننده کاملاً فعال عمل کرده و زاویه فیوز را تنظیم خواهد کرد. الگوریتم هدایت در این حالت خواهد ماند تا وقتی که اندازه شتاب لازم از حدی کمتر شود (که در شکل با نماد a_{min} مشخص شده است) که در این صورت مجدد به حالت Free_Roll رفته و کنترل‌کننده خاموش خواهد شد.

د- حالت Free_Roll: در این حالت کنترل‌کننده خاموش خواهد شد و فیوز آزادانه خواهد چرخید و نیروی خالص کنترلی صفر خواهد شد. شرط روشن شدن مجدد کنترل‌کننده آن خواهد بود که اندازه شتاب لازم از یک حدی بیشتر شود (که در شکل با نماد a_{max} مشخص شده است) یا مقدار زمان خاموش ماندن کنترل از حدی (که در شکل با نماد k_{max} مشخص شده است) بیشتر شده باشد (جهت جلوگیری از پدیده چترینگ)^۱ که در این صورت دوباره کنترل‌کننده عملگر را در دست خواهد گرفت.

نکته مهمی دیگری که در این ماشین حالت باید در نظر گرفته شود آن است که در حالتی که موتور خاموش می‌شود، مدام خطای ورودی به کنترل‌کننده PID، به دلیل چرخش آزادانه فیوز، زیاد شده و باعث می‌شود که انتگرال‌گیر کنترل‌کننده اشباع شود و هنگامی که کنترل‌کننده فعال می‌شود، نتواند به

در این لحظات نیازی هم نمی‌باشد. لذا در این مقاله کنترل‌کننده اتوپیلوت در لحظات اولیه پرتاب خاموش شده و فیوز آزادانه خواهد چرخید و هنگامی که سرعت آن از حدی پایین‌تر آمد، کنترل‌کننده شروع به تنظیم زاویه چرخش فیوز خواهد کرد.

برای شبیه‌سازی این موضوعات، از ماشین حالت کمک گرفته شده است. ماشین حالت طراحی شده در شکل ۷ نشان داده شده است. در این ماشین حالت در مجموع شش حالت وجود دارد که عملیات درون هر حالت به دو دسته تقسیم می‌شود: دسته اول در ابتدای ورود به آن حالت انجام می‌شود (en) و دسته دوم عملیاتی که در حین اجرا و وقتی سیستم در آن حالت می‌باشد، انجام می‌شود (du).

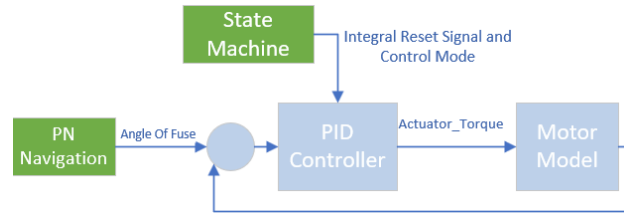


شکل ۶- ماشین حالت طراحی شده (به صورت مفهومی و در

سیمولینک)

^۱ سوئیچ بینهایت با فرکانس بالا بین حالت‌های ماشین حالت

خوبی کنترل را انجام دهد. برای حل این موضوع یک سیگنال ریست انتگرال تولید شده و به بلوک PID داده می‌شود. در شکل ۷ حلقه کنترل موتور نشان داده شده است:



شکل ۷- بلوک دیاگرام حلقه کنترل فیوز هدایت کننده

هدف/پارامتر	۹Km	۱۰Km	۱۱Km	۱۲Km	۱۳Km
P	۲/۸۹	۳/۱۹	۳/۶۲	۱/۰۲۷	۱/۱۶
I	۱/۳۵	۱/۱۲	۰/۷۷	۴	۲/۴۲
D	۰/۳۹	۰/۵۲	۰/۵۱	۲	۰/۶۳
N	۵/۹۱	۷/۵۷	۶/۲۸	۲/۱	۳/۸۶
a_{min}	۱/۳۶	۰/۸۱	۱/۰۲	۰/۵۷۹۸	۰/۷۰
a_{max}	۳/۶۹	۲/۹۸	۱/۵۷	۴/۸۱	۱/۵۰
k	۱۵۹۳	۵۰۱	۱۸۳۶	۱۱۴۶	۵۳۷

مقادیر بهینه‌سازی شده پارامترها در جدول ۳ برای اهداف مختلف بیان شده است. در این جدول ضرایب P، I، D پارامترهای کنترل کننده PID هستند و ضرایب a_{min} ، a_{max} ، k پارامترهای ماشین حالت می‌باشد. همچنین ضریب N مقدار بهره هدایت تناسبی است.

جدول ۴- شرایط اولیه پرتابه جهت شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
u	۵۰۰ (m/s)	ψ	۰ (deg)
v	۰ (m/s)	ω_{xF}	۲۰۰ (rad/s)
ω	۰ (m/s)	ω_{xA}	۲۰۰ (rad/s)
ϕ_F	۰ (deg)	ω_y	۰ (rad/s)
ϕ_A	۰ (deg)	ω_z	۰ (rad/s)
θ	۴۵ (deg)	-	-

نتایج شبیه‌سازی

با توجه به مقادیر به دست آمده از الگوریتم بهینه‌سازی، الگوریتم هدایت برای چند هدف مختلف که در موقعیت‌های متفاوتی قرار گرفته‌اند شبیه‌سازی شده‌است. برای آنکه الگوریتم هدایت برای هدف‌های مختلف و در موقعیت‌های مختلف اعتبارسنجی شود، هدف در چند موقعیت مختلف قرار داده

تنظیم بهینه پارامترهای کنترل کننده

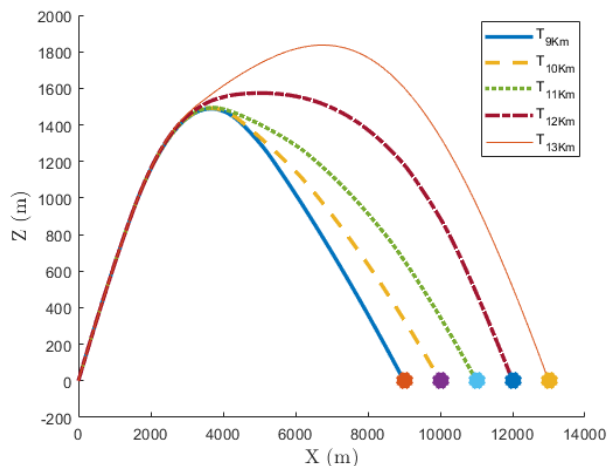
در کنترل کننده طراحی شده مقادیر ضرایب PID، مقدار شتاب حدی ماکزیمم و مینیمم برای ماشین حالت پارامترهای کنترل کننده هستند که باید تنظیم شوند. برای بدست آوردن مقدار بهینه این پارامترها می‌توان از الگوریتم‌های بهینه‌سازی مختلفی استفاده کرد که در این مقاله از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات استفاده شده است. با توجه به اینکه در این پژوهش هدف الگوریتم بهینه‌سازی نبوده و هدف بدست آوردن پارامترهای کنترلی به صورت بهینه می‌باشد از این الگوریتم که، در متلب توابع آن وجود دارد، استفاده شده‌است. در این الگوریتم ملاک شایستگی توسط یک تابعی به نام تابع برازندگی تعیین می‌شود که انتخاب مناسب این تابع مهمترین گام است. در این مقاله به دلیل اهمیت خطای برخورد، در تابع برازندگی این پارامتر در نظر گرفته شده است. همچنین مقدار نوسانات زاویه فراز پرتابه نیز در بهینه‌سازی در نظر گرفته شده است. در اینجا برای در نظر گرفتن این مورد مقدار مجموع مشتق مرتبه دوم این پارامتر به عنوان کمینه شدن در تابع برازندگی در نظر گرفته شده است. در واقع می‌توان مشتق دوم زاویه را به مانند شتاب تغییرات توصیف کرد که باید مقادیر کمی داشته باشد. بنابراین تابع برازندگی به صورت زیر پیشنهاد می‌شود:

$$J = 2 \times MD + \int |\ddot{\theta}| dt \quad (27)$$

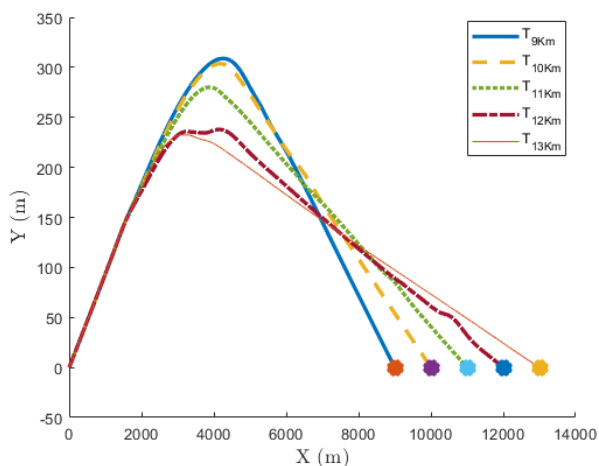
در این رابطه مقدار MD نشان دهنده مقدار خطای برخورد می‌باشد که به دلیل اهمیت آن با ضریب دو نسبت به مقدار نوسانات در نظر گرفته شده است.

جدول ۳- مقادیر پارامترهای بهینه

نوسانات در حالت در نظر گرفته شدن ماشین حالت نشان داده شده است.



شکل ۸- مسیر حرکت پرتابه در صفحه $Z-X$ برای چند هدف



شکل ۹- مسیر حرکت پرتابه در صفحه $Y-X$ برای چند هدف

شده است. نتایج شبیه‌سازی در شکل های ۸ و ۹ نشان داده شده است. شبیه‌سازی به صورت سه‌بعدی انجام شده است و جهت نمایش بهتر مسیر حرکت پرتابه، حرکت در راستاهای $Z-X$ و $Y-X$ به صورت مجزا نشان داده شده است. شبیه‌سازی برای هر هدف جداگانه انجام شده است و مسیر حرکت پرتابه در این شکل‌ها به ازای هر هدف رسم شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود پرتابه توانسته است هدف‌هایی در فاصله ۹ کیلومتر تا ۱۳ کیلومتر را به خوبی مورد اصابت قرار دهد. مقادیر دقیق خطای برخورد در جدول ۵ آمده است.

جدول ۵- مقدار خطای برخورد برای چند هدف متفاوت

موقعیت هدف (کیلومتر)	خطای برخورد (متر)
۹	۰/۸
۱۰	۰/۸
۱۱	۱
۱۲	۱/۹
۱۳	۰/۴

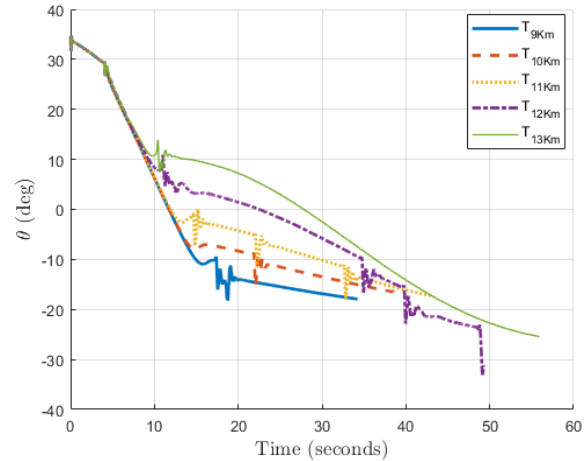
در شکل ۱۰ نحوه تغییرات زاویه فراز پرتابه در حین پرواز نشان داده شده است و مشاهده می‌شود که مقدار نوسانات این زاویه بسیار کم می‌باشد. در این شکل رنگ آبی مربوط به هدف ۹ کیلومتر، رنگ قرمز مربوط به هدف ۱۰ کیلومتر، رنگ نارنجی مربوط به هدف ۱۱ کیلومتر، رنگ بنفش مربوط به هدف ۱۲ کیلومتر و رنگ سبز مربوط به هدف ۱۳ کیلومتر می‌باشد. این موضوع نشان می‌دهد که الگوریتم بهینه‌سازی توانسته است پارامترهای هدایت و کنترل را به خوبی تنظیم کند و برای اهداف مختلف پاسخ قابل قبولی هم از نظر مقدار خطای برخورد و هم از نظر مقدار نوسانات کم زاویه فراز بدست آید. برای مشخص شدن نوسانات در حالت در نظر گرفته نشدن ماشین حالت، یک شبیه‌سازی برای هدف ۱۱ کیلومتر و با پارامترهای بهینه با تابع برازندگی تنها شامل خطا برخورد انجام شده است و نتیجه نوسانات زاویه در شکل ۱۱ به همراه نتیجه

مشخص در نظر گرفته شده است تا شرایط واقعی پرتاب در شبیه سازی لحاظ گردد. این پارامترها دو دسته می باشند: یکی شرایط اولیه پرتاب که شامل نرخ چرخش پرتابه، زوایای شلیک و سرعت های اولیه پرتابه می باشند. دسته دوم پارامترهای وزش باد، که جهت وزش باد و شدت وزش باد است، می باشد. توجه شود که به علت اصطکاک زیاد ناشی از نیروی تراست اولیه به یاتاقان، مقادیر سرعت زاویه فیوز در ابتدا برابر مقدار سرعت زاویه ای بدنه در نظر گرفته شده است.

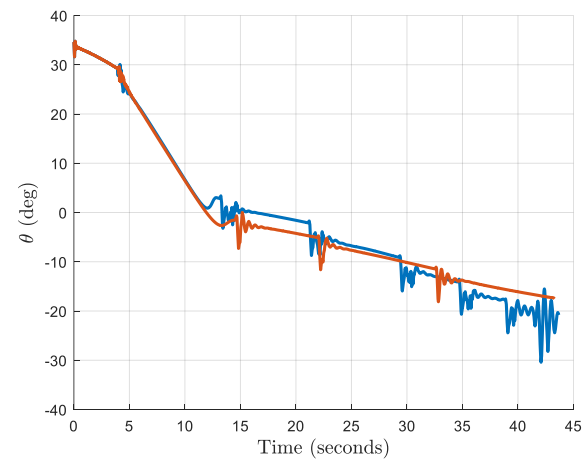
جدول ۶- پارامترها در شبیه سازی مونت کارلو

انحراف معیار	میانگین	پارامتر	انحراف معیار	میانگین	پارامتر
۱	۰	ψ	۲/۲۳	۲۰۰	ω_{xF}
۱/۴	۱۰	wd_{at}	۲/۲۳	۲۰۰	ω_{xA}
۳/۱۶	۲۲۰	wd_{di}	۱	۰	ω_y
۱	۵۰۰	u	۱	۰	ω_z
۱	۰	v	۱	۴۵	θ
-	-	-	۱	۰	ω

شبیه سازی مونت کارلو ۲۰۰ دفعه انجام شده و نتایج آن در شکل ۱۲ آمده است. همان طور که مشاهده می شود با وجود خطاهای زیاد در شرایط اولیه شلیک و همچنین وجود وزش باد در طول پرواز، الگوریتم طراحی شده توانسته است خطای برخورد را تا حد بسیار خوبی کاهش دهد و مقدار CEP برابر ۲/۹ متر می باشد. دایره CEP در شکل ۱۱ با رنگ سبز نمایش داده شده است.



شکل ۱۰- تغییرات زاویه فراز در حین پرواز و میزان نوسانات آن برای چند هدف متفاوت



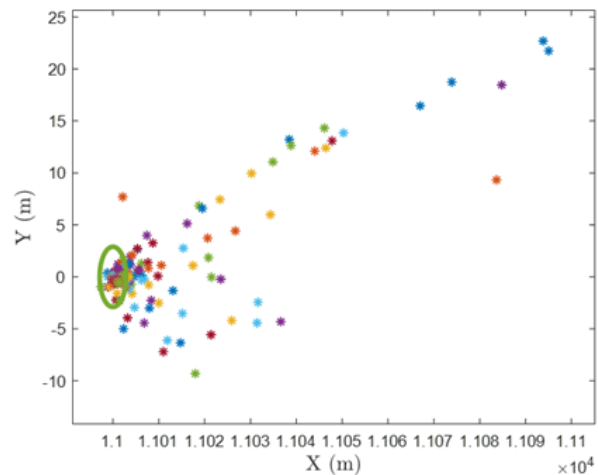
شکل ۱۱- تغییرات زاویه فراز در حین پرواز در حالت استفاده از ماشین حالت (منحنی قرمز) و در حالت عادی (منحنی آبی)

در ادامه الگوریتم هدایت و کنترل ارائه شده در شرایط وجود اغتشاشات باد و سایر نامعینی ها شبیه سازی می شود تا با محاسبه CEP پرتابه، میزان دقت و کارایی الگوریتم پیشنهاد شده بررسی شود.

برای مدلسازی وزش باد، دو پارامتر ورودی اندازه سرعت باد و جهت وزش آن به صورت اعداد تصادفی برای شبیه سازی مونت کارلو تعیین شده است. بردار سرعت باد در دو راستا تجزیه شده و بر روی سرعت های پرتابه تأثیر می گذارند. جهت شبیه سازی در فیدبک سرعت پرتابه، سرعت با این مقادیر جمع شده و به مدل داده می شود.

در این مقاله جهت مدل سازی و شبیه سازی مونت کارلو پارامترهای جسم پرنده به صورت یک توزیع نرمال با میانگین و انحراف معیار طبق جدول ۶ در نظر گرفته شده است. در این جدول برای هر پارامتر یک مقدار نامعینی با یک انحراف معیار

- [1] Gagnon E, Lauzon M. Low cost guidance and control solution for in-service unguided 155 mm artillery shell. Defence Research and Development Canada, DRDC-VALCARTIER-TR-2008-333. 2009.
- [2] Reusch O, Kautzsch K, editors. Precision enhancement build on a multi functional fuze for 155mm artillery munition. Proceedings of the 47th NDIA Annual Fuze Conference (NDIA'03); 2003.
- [3] Beattie R, editor UK Course Correction Fuze Research. 6th International Cannon Artillery Firepower Symposium & Exhibition; 2000.
- [4] D'Amico W. Low-cost Competent Munitions (LCCM) Self-Correction Devices-An Initial Study and Status. US Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, ARL-TR-1. 1996;178.
- [5] Eroğlu M. Design and control of nose actuation kit for position correction of spin stabilized munitions under wind effect: Middle East Technical University; 2016.
- [6] Fresconi F, Celmins I, Sifton S, Costello M. High maneuverability projectile flight using low cost components. Aerospace Science and Technology. 2015;41:175-88.
- [7] Theodoulis S, Gassmann V, Wernert P, Dritsas L, Kitsios I, Tzes A. Guidance and control design for a class of spin-stabilized fin-controlled projectiles. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2013;36(2):517-31.
- [8] Nobahari H, Arab Kermani M. Integrated Optimization of Guidance and Control Parameters in a Dual Spin Flying Vehicle. Scientia Iranica. 2017;24(5):2473-89.
- [9] Zhu D, Tang S, Guo J, Chen R. Flight stability of a dual-spin projectile with canards. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2015;229(4):703-16.
- [10] Wernert P, Theodoulis S, Morel Y, editors. Flight dynamics properties of 155 mm spin-stabilized projectiles analyzed in different body frames. AIAA atmospheric flight mechanics conference; 2010.
- [11] Wernert P, Theodoulis S, editors. Modelling and stability analysis for a class of 155 mm spin-stabilized projectiles with course correction fuse (CCF). AIAA atmospheric flight mechanics conference; 2011.
- [12] Spagni J, Theodoulis S, Wernert P, editors. Flight control for a class of 155 mm spin-stabilized projectile with reciprocating canards. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference; 2012.
- [13] Seve F, Theodoulis S, Wernert P, Zasadzinski M, Boutayeb M. Flight dynamics modeling of dual-spin guided projectiles. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2017;53(4):1625-41.
- [14] Costello M, editor Modeling and simulation of a differential roll projectile. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit; 1998.
- [15] Theodoulis S, Sève F, Wernert P. Robust gain-scheduled autopilot design for spin-stabilized projectiles



شکل ۱۲- نقاط برخورد در شبیه‌سازی مونت کارلو و نمایش CEP

نتیجه‌گیری

در این مقاله بهینه‌سازی همزمان هدایت و کنترل یک پرتابه دو چرخشی جهت بهبود دقت اصابت ارائه گردید. برای این منظور و تنظیم درست زاویه چرخش فیوز در طول پرواز، از یک روش هدایت بر اساس الگوریتم هدایت خط دید PN کمک گرفته شد. در طراحی اتوپایلوت نیز از کنترل‌کننده PID کمک گرفته شد. در فیوز اصلاح مسیر به کمک بالک‌های ثابت، یک مشکل اساسی نوسانات زاویه فراز هنگام نزدیک شدن پرتابه به هدف است؛ برای مرتفع کردن این مشکل یک ماشین حالت طراحی شد که بر اساس آن عملگر کنترل‌کننده‌ی زاویه چرخش فیوز، در صورت کوچک بودن اندازه فرمان شتاب‌های هدایت خاموش شده و سپس به صورت خودکار بعد از ایجاد شرایط کنترل، عملگر فعال می‌شود. همچنین، جهت تنظیم بهینه پارامترهای کنترلی ماشین حالت و همچنین ضرایب کنترل‌کننده و ضریب هدایت از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات استفاده شد و با تعریف یک تابع برازندگی بر اساس کاهش میزان خطای برخورد پرتابه به هدف و کاهش میزان نوسانات پرتابه، پارامترها به صورت بهینه بدست آمدند. در انتها برای اعتبارسنجی الگوریتم پیشنهاد شده، شبیه‌سازی مونت کارلو انجام شد و نتایج نشان داد با وجود اغتشاش باد میزان CEP (با احتمال ۷۰ درصد) پرتابه به زیر سه متر رسیده است.

منابع و مراجع

- with a course-correction fuze. *Aerospace Science and Technology*. 2015;42:477-89.
- [16] Zheng Q, Zhou Z. Flight Stability of Canard-Guided Dual-Spin Projectiles with Angular Rate Loops. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020;2020.
- [17] Wernert P, editor *Stability analysis for canard guided dual-spin stabilized projectiles*. AIAA atmospheric flight mechanics conference; 2009.
- [18] Wang Y, Wang X-m, Yu J-y. Influence of control strategy on stability of dual-spin projectiles with fixed canards. *Defence technology*. 2018;14(6):709-19.
- [19] Norris J, Hameed A, Economou J, Parker S. A review of dual-spin projectile stability. *Defence Technology*. 2020;16(1):1-9.
- [20] Zhang X, Xiaoxian Y, Zheng Q. Impact point prediction guidance based on iterative process for dual-spin projectile with fixed canards. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2019;32(8):1967-81.
- [21] Zhang Y, Gao M, Yang S, Fang D. An adaptive proportional navigation guidance law for guided mortar projectiles. *The Journal of Defense Modeling and Simulation*. 2016;13(4):467-75.
- [22] Guo Q-w, Song W-d, Wang Y, Lu Z-c. Guidance law design for a class of dual-spin mortars. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2015;2015.
- [23] Liu P, Cao H, Feng S, Liu H, Cao L. Optimization of the PNG Law for a Dual-Spin Mortar with Fixed Canards. *Mathematical Problems in Engineering*. 2021;2021.
- [24] Yuan P-J, Chern J-S. Ideal proportional navigation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1992;15(5):1161-5.