

# شبیه‌سازی و بررسی قابلیت اعتماد نتایج کنترلی بر روی موشک دوش پرتاب بر مبنای کنترلگرهای PID و پیش‌بین

محمد نجفی\*

استادیار، گروه مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران، m.nadjafi@ari.ac.ir

محمدامین ملکیان

کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران، controlofengineer44@gmail.com

## چکیده

موشک‌های دوش-پرتاب یکی از کاربردی‌ترین ابزار در صنایع نظامی بوده و از اهمیت بسیار بالایی برخوردار هستند. در این نوع از تسلیحات هوافضایی، به دلیل زمان پرواز اندک و مانورهای بالای موشک در این مداومت کم، اهمیت بالای روش کنترلی و هدایت برای رسیدن به هدف مشخص خواهد شد. در این نوع از موشک‌ها، سرعت در راستای محور طولی به علت سوخت جامد بودن موشک قابل کنترل نبوده و لذا از سرعت‌های عرضی و سمتی به وسیله سطوح کنترل پرواز برای تغییر مسیر استفاده می‌شود. در این مقاله ابتدا معادلات دینامیکی موشک دوش-پرتاب استخراج گردیده و سپس، معادلات مربوط به روش‌های کنترلی پیش‌بین و PID استخراج و شبیه‌سازی شده است. در نهایت، به منظور بررسی دقت نتایج حاصل از شبیه‌سازی به همراه تکنیک‌های کنترلی، آنالیز قابلیت اعتماد بروی هر دو کنترلگر پیاده‌سازی شده و نتایج دو مدل کنترلی مورد قیاس قرار گرفته است. برای فازهای مختلف پروازی، استفاده از هر کدام از کنترلگرها به صورت ترکیبی یا تکی مشخص گردیده و نقاط قوت و ضعف هر کدام از کنترلگرها در انواع فازها مورد تحلیل قرار گرفته است. **واژه‌های کلیدی:** موشک دوش-پرتاب، قابلیت اعتماد، کنترل پیش‌بین، کنترل PID، فازهای پروازی، شبیه‌سازی.

## Simulation and Evaluation of Control Reliability on Shoulder-Fired Missiles Based On PID and Predictor Controllers

M. Nadjafi  
M. A. Malekian

Aerospace Research Institute (Ministry of Science, Research & Technology), Tehran, Iran.

Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

### Abstract

Shoulder-fired missiles are one of the most practical tricks in the military industry and are of great importance. In this type of aerospace weapon, due to the short flight time and high maneuvers of the missile in this short duration, the high importance of the control and guidance method to achieve the goal will be determined. In these types of missiles, the speed along the longitudinal axis cannot be controlled due to the solid fuel of the missile, so directional and lateral velocities are used by flight control tools to change the direction. In this paper, first, the dynamic equations of the Shoulder-fired missiles are extracted and then the equations related to predictive control methods and PID are extracted and simulated. Finally, in order to evaluate the accuracy of the simulation results along with the control techniques, the reliability analysis was implemented on both controllers and the results of the two control models were compared. For different flight phases, the use of each controller is specified in combination or individually and the strengths and weaknesses of each controller in different phases are analyzed.

**Keywords:** Shoulder-Fired Missile, Reliability Study, Predictive Controller, PID Controller, Flight Phases, Simulation.

است. در این میان از موارد خاص می‌توان به پرتاب موشک پدافندی اشاره نمود. مهم‌ترین ابزار اندازه‌گیری کارایی این نوع پرتاب قابلیت دستیابی به حداکثر برد می‌باشد. حرکت روی یک مسیر بهینه به منظور کاهش انرژی یکی از موضوعاتی است که در فاز میانی موشک پدافندی مد نظر طراحان مسیر قرار می‌گیرد. اهمیت آن در زمانی است که بدانیم یکی دیگر از مسایل مرحله گذر از فاز میانی به فاز نهایی است از آنجایی که در فاز نهایی نتیجه رهگیری یک هدف توسط موشک رقم می‌خورد [۲]. بنابراین، گذر بهینه از فاز میانی به فاز نهایی حایز اهمیت است. مواردی که معمولاً برای کاهش تلاش کنترلی موشک در فاز نهایی مد نظر است شامل در میدان دید بودن هدف در لحظه شروع فاز نهایی و نزدیکی موشک به هدف است. که این مستلزم دانستن زاویه پرتاب اولیه و نرخ فراز در حرکت پیچ موشک در فاز میانی و همچنین افزایش برد موشک تا رسیدن به هدف است [۱-۲]. در مرجع [۱] معادلات مربوط به یک موشک دوش پرتاب استخراج شده است. در مرجع [۳] نوع خاصی از معادلات معرفی می‌شود و

### ۱- مقدمه

موشک دوش-پرتاب یکی از انواع موشک‌های پدافندی اما با قابلیت حمل توسط فرد و در دسته سبک قرار دارد. این نوع از موشک‌ها دارای سیستم شلیک و فراموش‌کن می‌باشند و معمولاً برای شناسایی هدف از روش هدایت آشیانه‌یاب استفاده می‌کنند. در واقع موشک پدافندی نوعی هواپیمای بدون سرنشین است که تا رسیدن به هدف هدایت‌پذیر است و معمولاً با سطوح آیرودینامیکی کنترل می‌شود و به طور کلی از پنج بخش تشکیل شده است: بدنه، سیستم پیشران، بخش هدایت کننده، بخش کنترل پرواز، و سرچنگی. در موشک‌های پدافند هوایی برای بهینه برد باید کارهایی انجام شود: طی مسیر با کمترین خطای فاصله، حداقل زمان و رسیدن به ارتفاع مطلوب. مسئله بهینه شامل تابع هزینه با معیار بهینگی خطای فاصله، برد و سرعت پایانی و معادلات حرکت با محدودیت‌های دینامیکی و عملکردی بعنوان قیود هستند [۱]. بهینه‌سازی مسیر موشک همواره از مسائل با اهمیت بوده

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: m.nadjafi@ari.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۲/۲۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۰۱

$$\begin{aligned} V'_{x\ body} &= \left(\frac{1}{M}\right) (T + F_{x\ aero} + F_{x\ gravity}) \\ &\quad - (q V_{z\ body} - r V_{y\ body}) \\ V'_{y\ body} &= \left(\frac{1}{M}\right) (F_{y\ aero} + F_{y\ gravity}) - (r V_{x\ body} \\ &\quad - p V_{z\ body}) \\ V'_{z\ body} &= \left(\frac{1}{M}\right) (F_{z\ aero} + F_{z\ gravity}) - (p V_{y\ body} \\ &\quad - q V_{x\ body}) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} F_{x\ aero} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{A_x} \\ F_{y\ aero} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{A_y} \\ F_{z\ aero} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{A_z} \end{aligned} \quad (2)$$

که در آن چگالی،  $V$  سرعت مرکز جرم،  $S$  سطح برخورد با هوا،  $C_N C_A C_y$  ضرایب آیرودینامیکی هستند. رابطه نیروها که استخراج گردیده است:

$$\begin{aligned} u' &= vr - wq - g \sin(\theta) + \left(\frac{F_x + T}{m}\right) \\ v' &= wp - ur + g \sin(\phi) \cos(\theta) + \left(\frac{F_y}{m}\right) \\ w' &= uq - vp + g \cos(\phi) \cos(\theta) + \left(\frac{F_z}{m}\right) \end{aligned} \quad (3)$$

رابطه گشتاورها عبارتند از:

$$\begin{aligned} p' &= \left(\frac{I_{xz}L + I_{xz}N}{I_x I_z - I_{xz}^2}\right) \\ &\quad + \left[\frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z) + [I_z(I_y - I_x) - I_{xz}^2]qr}{I_x I_z - I_{xz}^2}\right] \\ q' &= \frac{1}{I_y} [M + pr(I_z - I_x) + I_{xz}(r^2 - p^2)] \\ r' &= \left(\frac{I_{xz}L + I_x N}{I_x I_z - I_{xz}^2}\right) \\ &\quad + \left[\frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2 pq - [I_{xz}(I_x - I_y + I_z)]qr}{I_x I_z - I_{xz}^2}\right] \end{aligned} \quad (4)$$

روابط مربوط به زوایای اوایلر نیز عبارتند از:

$$\begin{aligned} \phi' &= p + q \sin(\phi) \tan(\theta) + r \cos(\phi) \tan(\theta) \\ \theta' &= q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \\ \psi' &= q \sin(\phi) \sec(\theta) - r \cos(\phi) \sec(\theta) \end{aligned} \quad (5)$$

نیروها و گشتاورها نیز به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S b \left( C_{M0} + C_{M\alpha} \alpha + C_{Mq} q \frac{qc}{2V} \right. \\ &\quad \left. + C_{L\delta_e} \delta_e \right) \\ M &= \frac{1}{2} \rho V^2 S c \left( C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mq} q \frac{qc}{2V} \right. \\ &\quad \left. + C_{L\delta_e} \delta_e \right) \\ N &= \frac{1}{2} \rho V^2 S b \left( C_{n\beta} \beta + C_{np} \frac{pb}{2V} + C_{nr} \frac{rb}{2V} \right. \\ &\quad \left. + C_{n\delta_a} \delta_a + C_{n\delta_r} \delta_r \right) \\ F_x &= \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_L \sin(\alpha) - C_D \cos(\alpha)) + T \\ F_y &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \left( C_{y\beta} \beta + C_{yp} \frac{pb}{2V} + C_{yr} \frac{rb}{2V} \right. \\ &\quad \left. + C_{n\delta_a} \delta_a + C_{y\delta_r} \delta_r \right) \\ F_z &= \frac{1}{2} \rho V^2 S (-C_L \cos(\alpha) - C_D \sin(\alpha)) \end{aligned} \quad (6)$$

$F_x, F_y, F_z$  نیروهای آیرودینامیکی و  $T$  نیروی پیش‌رانش و،  $I_{xz}, I_z, I_x$  ممان‌های اینرسی،  $\theta$  و  $\phi$  و  $\psi$  زوایای وضعیت و  $\alpha$

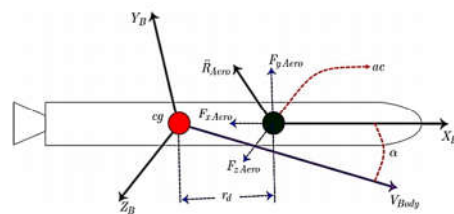
مبحث کنترلی مورد توجه قرار می‌گیرد. مرجع [۴] به جزئیات بیشتر در زمینه حلقه کنترلی پرداخته شده است. و سپس، مدل‌سازی‌ها برای حلقه کنترلی صورت گرفته است و بیشتر از کنترلگرهای پیش‌بین استفاده شده است [۵-۷]. در برخی از منابع نیز به مدل‌سازی دقیق و پارامترهای نوع پیش‌بین به صورت کامل پرداخته شده است [۸-۱۰]. به منظور تنظیم پارامترهای کنترلی نیز نوع کنترلگر PID مورد بحث و استفاده قرار گرفته است [۱۱].

در این راستا، و به منظور تحلیل و شبیه‌سازی دقیق معادلات پروازی و کنترلی، و با قابلیت اطمینان بالا و پاسخ به اینکه کدام کنترلگر برای کدام فاز پروازی مفید باشد، ابتدا معادلات دینامیکی موشک دوش-پرتاب استخراج گردیده و سپس، معادلات مربوط به روش‌های کنترلی پیش‌بین و PID استخراج و شبیه‌سازی شده است. در نهایت، به منظور بررسی دقت نتایج حاصل از شبیه‌سازی به‌همراه تکنیک‌های کنترلی، آنالیز قابلیت اعتماد بروی هر دو کنترلگر پیاده‌سازی شده و نتایج دو مدل کنترلی مورد قیاس قرار گرفته است. برای فازهای مختلف پروازی، استفاده از هر کدام از کنترلگرها به صورت ترکیبی یا تکی مشخص گردیده و نقاط قوت و ضعف هر کدام از کنترلگرها در انواع فازها مورد تحلیل قرار گرفته است.

ادامه ساختار مقاله بدین صورت است که: بخش دوم به استخراج دقیق و کامل معادلات پرواز برای نوع خاص دوش-پرتاب‌ها پرداخته و در قسمت سوم با پیاده‌سازی کنترلگرهای پیش‌بین و PID بر روی دوش-پرتاب و دو اصل مهم آن یعنی افق کاهنده و افق کنترل و سایر مباحث مانند پارامترهای تنظیم‌کننده و حتی انواع کنترلگر پیش‌بین پرداخته شده است. در بخش چهارم کنترلگر PID معرفی و نحوه تنظیم کردن بهره‌های آن توضیح داده شده است و در بخش پنجم، شبیه‌سازی و نتایج استخراج گردیده و بررسی دقت و مطالعه قابلیت اعتماد داده‌ها نیز بصورت کامل توضیح داده شده است.

## ۲- معادلات حرکت

حرکت موشک در هوا توسط معادلات دیفرانسیل غیرخطی که بیانگر حرکت شش درجه آزادی آن می‌باشد بیان می‌گردد. برای یک جسم صلب با شش درجه آزادی شش معادله حرکت وجود دارد که سه معادله نیرو و سه معادله گشتاور هستند. لازم بذکر است که از مختصات تعمیم‌یافته این معادلات می‌توان به سرعت‌های طولی و زاویه‌ای اشاره نمود. با فرض اینکه سرعت طولی قابل کنترل نیست و سرعت زاویه‌ای رول نیز کم در نظر گرفته شده است و همچنین می‌توان به زوایای اوایلر با در نظر گرفتن زاویه رول کم یا صفر اشاره نمود. معادلات حرکت سه درجه آزادی موشک براساس شکل ۱ بصورت زیر بیان می‌شود [۱]:



شکل ۱- نیروهای وارد بر موشک در حالت کلی

ذکر این نکته لازم است که عبارات  $pr.vw.pq$  به این دلیل صرفنظر شده‌اند که  $r.v.w.q$  مقادیر بزرگی ندارند و اگر  $p$  مقدار کوچکی باشد پس قابل صرفنظر است. زاویه حمله و زاویه سرش جانبی را نیز می‌توان به صورت‌های زیر تعریف نمود:

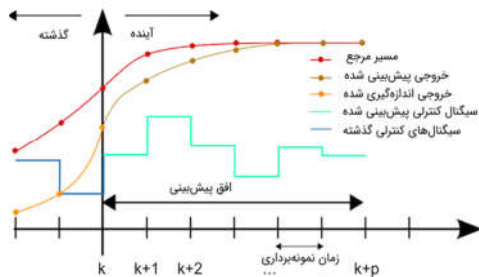
$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad (10)$$

$$\beta = \tan^{-1}\left(\frac{v}{u}\right)$$

برای حل این معادلات در شبیه‌سازی‌ها، جرم موشک بصورت کلی برای دو فاز پرتاب و پرواز به دو قسمت تقسیم شده و بعنوان ورودی به مسئله داده شده است. اینرسی‌ها نیز به مسئله داده شده، چگالی و مساحت سطح بدنه نیز از جمله ورودی‌های مسئله بوده و برای حل معادله به روش ode45 سرعت‌ها و زوایا نیز باید بعنوان ورودی در لحظه شروع حل یا پرتاب بعنوان ورودی مدنظر هستند که زاویه پیچ یا فراز مقداری مثلا ۳۰ درجه برای یک حالت و چندین حالت شبیه‌سازی عنوان شده است، بقیه موارد صفر یا مقدار نزدیک به صفری داده شده‌اند.

### ۳- کنترل پیش‌بین

کنترل پیش‌بین مدل بر اساس بهینه‌سازی تکراری (آنلاین) یک تابع هزینه با افق محدود از عملکرد سیستم کار می‌کند. شکل زیر اصول کار این کنترل‌کننده محبوب را نشان می‌دهد. فرض کنید که وضعیت تمام سیگنال‌های موجود در سیستم تا نمونه  $k$ ام در دسترس باشد، یعنی حالت‌ها و خروجی‌های سیستم از نمونه ۰ تا نمونه  $k$ ام و همچنین سیگنال کنترلی نیز از نمونه 0 تا  $k-1$ ام در دسترس باشند. دقت کنید که اگر زمان نمونه‌برداری مشخص باشد، شماره نمونه به راحتی تبدیل به زمان واقعی خواهد شد [۷]، به همین دلیل از این به بعد به جای نمونه از زمان استفاده خواهد شد تا درک مطلب واضح‌تر شود.



شکل ۲- الگوریتم کنترل پیش‌بین

هدف این است که سیگنال‌های کنترلی از زمان  $k$  تا زمان  $k+p$  را طوری تعیین شوند، که خروجی سیستم از زمان  $k$  تا زمان  $k+p$  تا حد ممکن به خروجی مرجع نزدیک باشد [۸]. برای این کار باید خروجی سیستم از زمان  $k$  تا زمان  $k+p$  پیش‌بینی شود، که با توجه به مشخص بودن مدل دینامیکی سیستم، به راحتی می‌توان پیش‌بینی را انجام داد. به پارامتر  $p$  افق پیش‌بینی گفته می‌شود و در واقع طول بازه پیش‌بینی را نشان می‌دهد. با بهینه‌سازی تابع هزینه سیگنال کنترلی در طول افق پیش‌بین به دست می‌آید. اما همان‌طور که قبلا اشاره شد، علاوه بر

زاویه حمله و  $\beta$  زاویه سرش جانبی و  $\alpha$  سطح کنترلی ایران  $\theta_e$  سطح کنترلی الوبتور  $\theta_r$  سطح کنترلی رادر و  $\rho$  چگالی و  $C_L$  ضریب برا و  $C_D$  ضریب پسا، سطح مرجع با  $\delta$ ،  $Q$  فشار دینامیکی،  $C_x C_y C_z$  ضرایب نیروهای آیرودینامیکی  $c$ ، وتر متوسط  $b$ ، طول دهانه بال و  $C_l C_m C_n$  ضرایب گشتاورهای آیرودینامیکی هستند [۵]. ذکر این نکته که در استخراج معادلات، شرط پایه و البته اساسی تبدیل معادلات از دستگاه بدنه به اینرسی در نظر گرفته شده است. بخصوص در حل معادله نیوتن و مومنومها ( $\frac{dA}{dt} = \frac{dA}{dt_B} + m * A$ ) و همچنین روابط کسینوس زوایای هادی برای تبدیل از دستگاه بدنه به اینرسی نیز در شبیه‌سازی معادلات حرکت کاملا در نظر گرفته شده و اجرا شده است. با توجه به اینکه در اکثر موشک‌ها تقارن به صورت صلیبی برقرار است به طوری که هم نسبت به صفحه OXY و هم نسبت به صفحه OXY تقارن وجود دارد، نتیجه این متقارن بودن صفر شدن همه اینرسی‌های ترکیبی است (عناصر غیر روی قطر اصلی). در این صورت، اگر توزیع جرم به‌گونه‌ای باشد که  $I_y = I_z = I$  (مانند اکثر موشک‌هایی که سطح مقطع آنها دایروی است)، معادلات به صورت زیر در می‌آیند:

$$p' = \frac{[(I_{yy} - I_{zz})qr + l]}{I_{xx}} \quad (7)$$

$$q' = \frac{[(I_{zz} - I_{xx})pr + m]}{I_{yy}}$$

$$r' = \frac{[(I_{xx} - I_{yy})pq + n]}{I_{zz}}$$

با توجه به همان شرط تقارن موشک در صفحه‌های اینرسی ( $I_{yy} = I_{zz}$ ) در نتیجه معادلات تبدیل به حالت زیر می‌شوند:

$$p' = \frac{l}{I_{xx}} \quad (8)$$

$$q' = \frac{[(I_{zz} - I_{xx})pr + m]}{I_{yy}}$$

$$r' = \frac{[(I_{xx} - I_{yy})pq + n]}{I_{zz}}$$

با توجه به اینکه شتاب‌های عمود بر بردار سرعت که منجر به تغییر مسیر می‌شود مورد نیازند، لذا، نیازی به استفاده از معادله اول از روابط نیروها نمی‌باشد. در معادله دوم نیروهای عبارت  $-pw$  بیان می‌دارد که نیرویی در جهت  $Y$  به واسطه زاویه حمله و رول زدن موشک در کانال پیچ هست ( $\alpha = \frac{w}{u}$ ). به عبارت دیگر، اگر موشک رول داشته باشد، حرکت پیچ موشک با حرکت یاو موشک کوپل می‌شود که عبارت  $pv$  در معادله سوم نیروها نیز همین مسئله را بیان می‌دارد. از آنجایی که بایست دو کانال پیچ و یاو دکوپله باشند، نرخ چرخش رول ( $p$ ) را تا جایی که می‌شود کوچک نگه می‌دارند. در یک تحلیل ساده اگر زوایای  $\alpha$  و  $\beta$  بزرگ نباشند آنگاه  $w$  و  $v$  با زوایای نام برده متناسب می‌شوند. در نتیجه می‌توان از عبارت  $pv$  و  $pw$  صرف‌نظر نمود. معادلات گشتاور که حالت ایده‌آل آنها باید به صورت زیر باشد که به عبارت دیگر گشتاورها حول یک محور باید شتاب زاویه‌ای حول همان محور ایجاد نمایند که تمامی عبارات دیگر نامطلوب و تداخلی هستند و با نرخ چرخش رول کوچک عبارت است از:

$$F_x = m(u' + qw - rv)$$

$$F_y = m(v' + ru)$$

$$F_z = m(w' - qu) \quad (9)$$

$$I_x p' = l$$

$$I_y q' = m$$

$$I_z r' = n$$

حداقل‌سازی تابع هزینه باید قیده‌های فیزیکی نیز برآورده شوند. بهینه‌سازی تابع هزینه ممکن است منجر به سیگنال کنترلی با دامنه بالا شود. برای رفع این مشکل، انرژی سیگنال کنترلی در طول افق پیش‌بین نیز به تابع هزینه اضافه می‌شود [۹].

### ۳-۱- اصل افق کاهنده

بایست در این مورد دقت شود که تابع هزینه تعریف شده دارای متغیرهای  $u(k)$  تا  $u(k+p-1)$  است و با حل مسئله بهینه‌سازی مقادیر بهینه آن‌ها محاسبه می‌شوند. اما طبق اصل افق کاهنده فقط اولین مقدار محاسبه شده مربوط به سیگنال کنترلی بهینه به پلانته اعمال می‌شود و در زمان بعدی یعنی  $k+1$ ، تمام محاسبات قبل دوباره تکرار خواهد شد [۱۰]، پس فقط  $u(k)$  به پلانته اعمال می‌شود و اثر آن یعنی  $y(k+1)$  اندازه‌گیری می‌شود. حال اطلاعات خروجی سیستم تا زمان  $k+1$  را در دست بوده و دوباره با طی کردن مسیر قبل، سیگنال کنترلی بهینه جدید  $u(k+1)$  قابل دستیابی است و این سیگنال به پلانته اعمال می‌گردد تا  $y(k+2)$  بدست آید و همین فرآیند همواره تکرار می‌گردد [۱۰]. دلیل استفاده از اصل افق کاهنده، کاهش اثر عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و نویزهای موجود در سیستم است. زیرا این سیگنال‌ها اغلب دارای ماهیت تصادفی هستند و تا زمانی که رخ ندهند، نمی‌توان آن‌ها را اندازه‌گیری کرد. حال اگر کل سیگنال کنترلی یعنی  $u(k)$  تا  $u(k+p-1)$  به پلانته اعمال شود، بدین معنی است که اثرات اغتشاشات در طول افق پیش‌بین لحاظ نخواهد شد. اما با  $p$  بار تکرار مسئله بهینه‌سازی و اندازه‌گیری اثرات اغتشاشات در هر نمونه‌برداری می‌توان اثرات آن‌ها را نیز جبران کرد.

### ۳-۲- افق کنترلی

در توضیحات قبل اشاره شد که هدف تعیین سیگنال کنترلی در طول افق پیش‌بین برای حداقل‌سازی تابع هزینه و با در نظر گرفتن قیده‌های حاکم بر سیستم است. در واقع در این حالت، افق کنترلی برابر افق پیش‌بین در نظر گرفته شده است. افق کنترلی طول بازه‌ای از سیگنال کنترلی را مشخص می‌کند که با استفاده از آن می‌خواهیم تابع هزینه را حداقل‌سازی گردد. اما اغلب افق کنترلی را کمتر از افق پیش‌بین در نظر می‌گیرند. به عبارت دیگر، هدف این است که با سیگنال‌های کنترلی  $u(k)$  تا  $u(k+q-1)$ ، خروجی‌های پیش‌بینی شده سیستم یعنی  $y(k+1)$  تا  $y(k+p)$  تا حد امکان به مقادیر مرجع آن‌ها نزدیک باشند [۱۲]. در این شرایط، به پارامتر  $q$  افق کنترلی گفته می‌شود و کوچکتر از افق پیش‌بین است ( $q < p$ ). در این کنترلگر از یک مدل و مقادیر گذشته و حال به پیش‌بینی خروجی‌های آینده می‌پردازد و با استفاده از روش حل کمترین مربعات خطا و ورودی‌ها و محدودیت‌های لازم و بکارگیری مدل سیستم و یک خط سیر مرجع در مرحله بعد از کار سیستم را نسبت به حالت قبل به دست آورده و به سیستم اعمال می‌نماید [۱۳]. یعنی در هر مرحله دنباله‌ای از سیگنال‌های کنترلی آینده ( $M$  نمونه) توسط بهینه‌سازی تابع هزینه مبتنی بر مینیمم نمودن اختلاف بین خروجی فرآیند و مسیر مطلوب و همچنین حداقل نمودن تغییرات خروجی کنترلی بدست می‌آید و فرض می‌شود که سیگنال‌های کنترلی بعد از آن ثابت باشد ( $M$  افق کنترلی و

$P$  افق پیش‌بین است)، تابع هزینه کنترلی پیش‌بین از رابطه زیر قابل محاسبه می‌باشد [۱۴]:

$$J = \sum_{i=1}^P \left( (y_d(t+i) - y(t+i)) \right)_{q_i}^2 + \sum_{i=1}^M \left( (\Delta u(t+i-1)) \right)_{r_i}^2 \quad (11)$$

$$R = \text{Diag}(r_1; r_2; \dots; r_m)$$

$$Q = \text{Diag}(q_1; q_2; \dots; q_p)$$

براین اساس، اولین مولفه از سیگنال کنترلی بدست آمده  $u(t)$  به فرآیند اعمال و بر اساس نتایج حاصله و آخرین اطلاعات اندازه‌گیری شده تمامی این روش در مراحل بعد تکرار می‌گردد.  $Q$  و  $R$  ماتریس‌های وزنی هستند. تحقیقات نشان می‌دهد بکاربردن کنترل مدل پیش‌بین باعث بهبود زمان نشست و فراجهش نسبت به کنترل کلاسیک می‌شود [۱۵]. از طرفی توانایی کنترل مدل پیش‌بین در مانورهای هجومی و نیز پایبندی سیستم حتی در حضور اغتشاشات و نویز بسیار بالا است. کنترل پیش‌بین از مدل سیستم برای پیش‌بینی رفتار آینده استفاده می‌کند. برای تعیین استراتژی آینده باید به نحوی عمل شود که در هر لحظه افق آینده جایگزین لحظه فعلی شده و سیگنال کنترلی برای تمام افق محاسبه و برای لحظه کنونی اعمال شود. کنترل پیش‌بین توسط کالمن در ۱۹۶۰ توسعه داده شد. کالمن این سیستم را برای یک حالت زمان گسسته خطی و فضای حالت ندر نوشت [۱۶]:

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + Gw_k$$

$$y_k = Cx_k + \xi_k \quad (12)$$

که  $u$  بردار ورودی یا متغیرهای قابل دستکاری؛  $y$  اندازه‌گیری خروجی فرآیند،  $x$  بردار متغیرهای حالت،  $w_k$  اغتشاش حالت، و  $\xi_k$  نویز گوسین می‌باشند. با این روابط،  $J$  نیز تابع معیار بهینه‌سازی، و  $R$  و  $Q$  ماتریس‌های وزنی می‌باشند [۱۷].

$$J = \sum_{j=1}^{\infty} \left[ (x_{k+j})^2 Q + (u_{k+j})^2 R \right] \quad (13)$$

که در آن نرم بصورت  $(x)^2 = x^T Q x$  معرفی می‌شود. یکی از روش‌ها برای کنترل پسخورد استفاده از دانش کنترلگر مدار بازها است بدین صورت که فرآیند و حالت‌های کنترلگر مقایسه می‌شوند [۱۹، ۱۸]. مدل فضای حالت کنترلی پیش‌بین برای حالت خطی و غیرخطی عبارت است از [۱۷]:

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k)$$

$$x(k+1) = f(x(k); u(k)) \quad (14)$$

و برای کنترل پیش‌بین حالت کلاسیک داریم [۱۲]:

$$\min \sum_{i=1}^N \left( x(k+i) - x_{ref}(k+i) \right)_Q^T \left( x(k+i) - x_{ref}(k+i) \right) + \sum_{i=0}^{N-1} \left( u(k+i) - u_{ref}(k+i) \right)_R^T \left( u(k+i) - u_{ref}(k+i) \right) x(k+i) + 1 + i = Ax(k+1) + Bu(k+i) ; i = 0; 1; \dots; N-1$$

$$(u(k+i)) \leq u_{max} ; i = 0; 1; \dots; N-1$$

تشکیل شده که هر کدام از آن‌ها سیگنال خطا را به عنوان ورودی گرفته و عملیاتی را روی آن انجام می‌دهند و در نهایت خروجی شان با هم جمع می‌شود. خروجی این مجموعه که همان خروجی کنترل کننده پی آی دی است برای اصلاح خطا به سیستم فرستاده می‌شود. فرمول استاندارد این عبارت است از رابطه زیر می‌باشد:

$$output(t) = K_p \left( e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de}{dt} \right) \quad (17)$$

و تابع تبدیل آن بصورت زیر محاسبه می‌گردد.

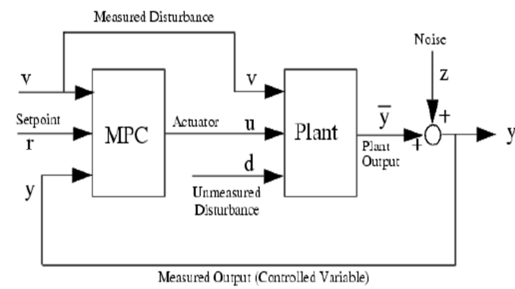
$$G_C = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (18)$$

در این مقاله، از این روش مرسوم کنترلی استفاده شده است تا با روش کنترل پیش‌بین مورد قیاس قرار گیرد. برای شبیه‌سازی از Simulink MATLAB استفاده شده است و ضرایب تناسبی، انتگرال‌گیر و مشتق‌گیر در MATLAB برای بهترین حالت ممکن که مشخصات کنترلی مانند درصد بالادزدگی، زمان نشست، نوسانات و... به بهترین حالت ممکن برسند در نظر گرفته شده‌اند. برای این منظور، از چهار تابع تبدیل گفته شده در ابتدای این بخش استفاده شده و برای حرکت طولی موشک در نظر گرفته شده‌اند و نتایج حاصل از شبیه‌سازی به صورت نمودارهای استخراج شده در بخش بعد ارائه شده‌اند.

استفاده از الگوریتم‌های کنترل پیش‌بین و PID و بطور کلی هر گونه کنترلگر برای تعیین مقدار دقیق سیگنال کنترلی وارد شده به سیستم دینامیکی و بطور دقیق در اینجا تابع تبدیل سیستم است که ورودی را از کنترلگر دریافت می‌کند و خروجی مورد نظر را تحویل می‌دهد [۲۹-۳۰]. اهداف کنترلی بدین صورت است که برای سیستم بعنوان مثال اگر بخواهیم زاویه فراز کنترل شود تابع تبدیل آن در نظر گرفته می‌شود و ورودی که مقادیری از حل معادلات حرکت هستند در هر گام به آن وارد شده و الگوریتم کنترلگر مورد نظر بر آن اعمال می‌شود سپس بعنوان ورودی به تابع تبدیل داده می‌شود تا خروجی مطلوب حاصل شود. در این مقاله اهداف کنترلی زاویه فراز، سمت، سرعت‌های زاویه‌ای فراز و سمت و همچنین سرعت‌های خطی عمودی و عرضی هستند. همچنین، سیگنال مرجعی که مورد مقایسه در تصاویر ۵ تا ۸ بوده است یک سیگنال دلخواه با دامنه متغییر بوده که صرفاً نشان دهد که کنترلگر توانایی دنبال کردن آن را دارد و می‌توان هر سیگنال مرجعی و حتی مقدار بدست آمده از شبیه‌سازی معادلات حرکت همان‌طور که گفته شد نیز بعنوان سیگنال مرجع کنترلی اعمال نمود که دقیقاً نتایج از لحاظ دنبال کردن دقیق آن مشابه است و می‌توان به آن اعتماد نمود.

لازم بذکر است که معادلات حرکت بصورت پیوسته هستند و الگوریتم‌های کنترلی دارای حالت گسسته لذا باید به این نکته اشاره نمود که معادلات برای شبیه‌سازی استفاده شده‌اند و در هنگام استفاده برای الگوریتم‌های کنترلی که برای کنترل هر پارامتر تابع تبدیل آن پارامتر استفاده شده است توابع تبدیل در فضای حالت که به صورت کلی گسسته  $(x' = Ax + Bu, y = Cx + Du)$  هستند و از روش‌هایی مانند تبدیل لاپلاس و سپس مقدار خروجی بر ورودی و همچنین حالت  $(G(s) = C(sI - A)^{-1}B + D)$  می‌توان مقدار

$$(x(k+i)) \leq x_{max} ; i = 1; 2; \dots N$$



شکل ۳- پیاده‌سازی کنترل پیش‌بین

شکل شماره ۳ نشان دهنده حالت کلی پیاده‌سازی بلوک دیاگرام کنترلگر پیش‌بین بر روی یک سیستم است. بدین صورت که بلوک MPC بعنوان الگوریتم پیش‌بین ورودی‌هایی شامل یکسری متغیر یا پارامتر حالت و همچنین سیگنالی کنترل مرجعی را بعنوان ورودی و پارامتری از پس‌خورد یا تخمین‌گیری یا مشاهده‌کننده خود نیز دریافت می‌کند. سپس با اجرای الگوریتم مربوطه ورودی لازم را به سیستم اعمال می‌کند تا بر اساس آن مثلاً یک پارامتر کنترل شود این پارامتر می‌تواند سرعت‌های عمودی، زاویه‌ای فراز و سمت و... باشند که هر کدام دارای تابع تبدیل مخصوص خود هستند و در نهایت بتواند خروجی مطلوبی را ارائه دهد. به مدل اولین حالت  $X(k)$  وارد و تابع هزینه به ترتیب تمام سیگنال‌ها را بدست می‌آورد و در نهایت فقط  $u(k)$  اعمال می‌شود تا مرحله بعدی اتفاق بیفتند.

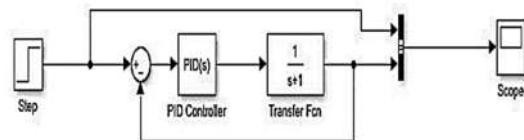
$$u(k)u(k+1); \dots; u(k+N-1) \quad (16)$$

در کنترل پیش‌بین دو افق داریم که بصورت زیر می‌باشند [۱۴]:

- ۱) افق تخمین (افق خروجی) (P) از لحظه کنونی تا فاصله‌ی این افق در آینده  $(PT_S)$  حالت خروجی تخمین زده می‌شود.
- ۲) افق ورودی (افق کنترل) (m): از لحظه کنونی تا فاصله‌ی این افق در آینده  $(MT_S)$  ورودی محاسبه می‌شود.

#### ۴- کنترل کننده PID

از رایج‌ترین نمونه‌های الگوریتم کنترل بازخوردی است که در بسیاری از فرایندهای کنترلی نظیر کنترل سرعت موتورهای دی سی کنترل فشار، کنترل دما و... کاربرد دارد (شکل ۴- [۲۱-۲۸]).



شکل ۴- بلوک دیاگرام کنترلگر PID

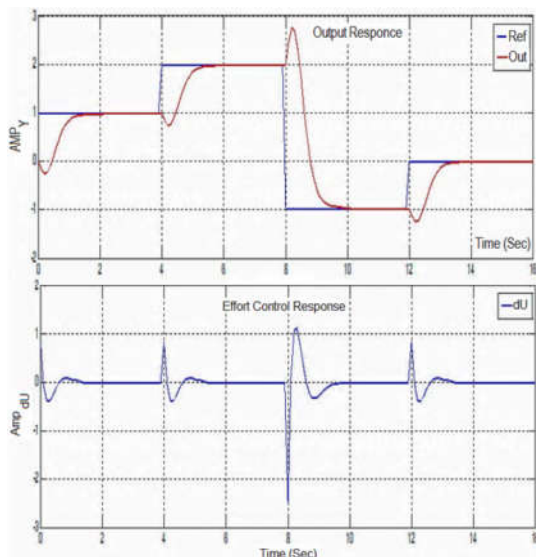
کنترلگر PID مقدار «خطا» بین خروجی فرایند و مقدار ورودی مطلوب (Setpoint) محاسبه می‌کند. هدف کنترل‌کننده، به حداقل رساندن خطا با تنظیم ورودی‌های کنترل فرایند است. پی آی دی از سه قسمت مجزا به نام‌های (تناسبی)، (انتگرال‌گیر) و (مشتق‌گیر)

گسسته توابع تبدیل برای استفاده در الگوریتم‌های کنترلی را بدست آورد و این فرضیات در حل معادلات کاملا رعایت شده است.

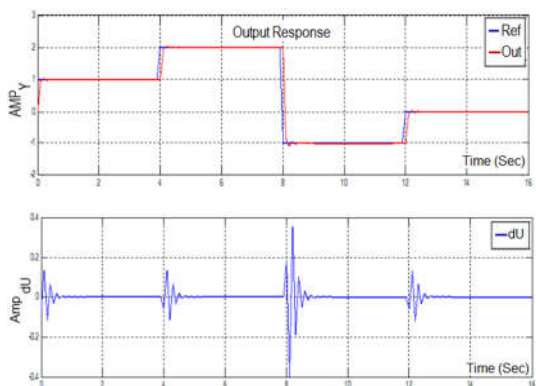
## ۵- شبیه‌سازی و نتایج

برای شبیه‌سازی و استخراج نتایج با قابلیت اطمینان بالا، نتایج توابع تبدیل از ماتریس‌های حالت استخراج شده و برای معادلات حرکت طولی در متلب و توسط Simulink استفاده شده است. روش کار بدین صورت بوده است که بعد از استخراج معادلات توابع تبدیل بدست آمده از ماتریس‌های حالت را بعنوان تابع تبدیل برای حلقه کنترلی پیش‌بین و به تبع آن PID مورد استفاده قرار گرفته است. سیگنال مرجع برای نمودارهای کنترلگر پیش‌بین (شکل‌های ۵ تا ۸) نوع دلخواه یک مرجع بوده که می‌تواند هر نوعی مانند پله واحد؛ ضربه و توابع سینوسی کسینوسی باشد. لازم بذکر است که در این مقاله برای حالت طولی معادلات شبیه‌سازی شده‌اند که نوع عرضی نیز دقیق بر این روال پای‌بند خواهد بود و سپس در کد مربوطه پارامترهای مهم کنترل پیش‌بین مانند افق پیش‌بین، افق کنترلی و همچنین ماتریس‌های وزنی برای محث بهینه‌سازی سیگنال کنترلی تنظیم شده‌اند. با توجه به اینکه M افق کنترل و P افق پیش‌بینی است. در این شبیه‌سازی برای قسمت کنترلگر پیش‌بین افق پیش‌بین  $N_p = 40$  و افق کنترل  $N_c = 20$  است. مقدار ماتریس‌های وزنی نیز  $R = 2$  و  $Q = 4$  و عدد لاگرانژین برای تعداد همگرایی برابر با ده بوده است. زمان کل پرواز برابر با ۱۶ ثانیه و گام زمانی در حل معادلات برابر با ۰.۱ ثانیه بوده است. برای کنترلگر پی‌ای دی مشخصات مشترک همین بوده و مهم‌ترین پارامتر آن یعنی بهره‌ها مد نظر بوده که در جدول شماره یک ذکر شده است.

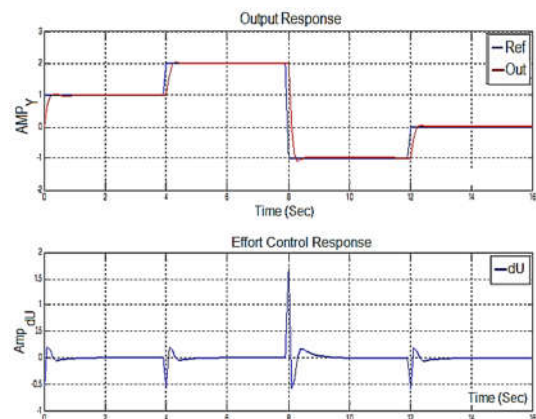
همانطور که از نمودارهای پایین (شکل‌های ۵ تا ۸) قابل استنباط است: برای هر حالت ک تابع تبدیل مربوط به آن پارامتر (سرعت‌های طولی و عرضی و سرعت زاویه‌ای و زاویه پیچ) به نرم افزار وارد شده و نتایج بصورت نمودار استخراج گردیده است. در نمودارها مشخص است که کنترلگر سعی بر انجام خواسته مربوطه یعنی دنبال کردن مرجع دارد که در قسمت بالای هر نمودار کاملا مشخص و در قسمت پایین نمودار سیگنال تلاش کنترلی نمایش داده است. در هر قسمتی که کنترلگر عدم توانایی در دنبال کردن مرجع را داشته سیگنال تلاش کنترلی نیز افزایش یافته که بسیار امری طبیعی بوده است. اما قسمت قابل بحث محدود سیگنال تلاش کنترلی خواهد بود که در بازه مورد قبولی برای سیستم باید باشد. در نمودارهای سرعت عمودی یا عرضی و سرعت زاویه‌ای پیچ دقت بالای کنترلگر خودنمایی می‌کند اما در سرعت طولی به همان علت عدم کنترل بر سرعت طولی (سوخت جامد بودن موشک)، کنترلگر در قسمت‌هایی با توجه به مرجع مربوطه توانایی ضعیفی در بازه‌هایی نشان داده است این مباحث در زاویه پیچ نیز آشکار است که بازه سیگنال تلاش کنترلی هر کدام گواهی بر این ادعا خواهد بود.



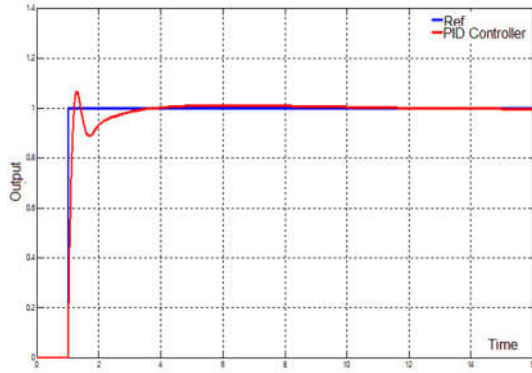
شکل ۵- کنترل پیش‌بین سرعت طولی



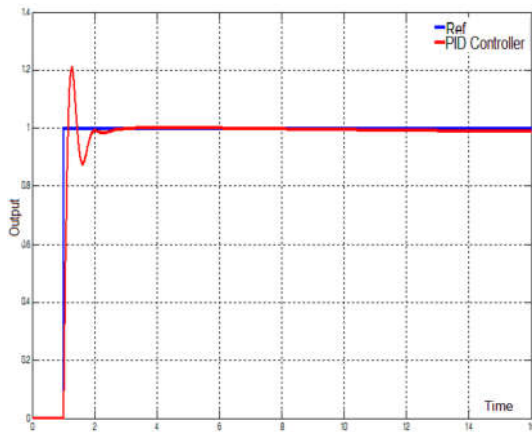
شکل ۶- کنترل پیش‌بین سرعت عمودی



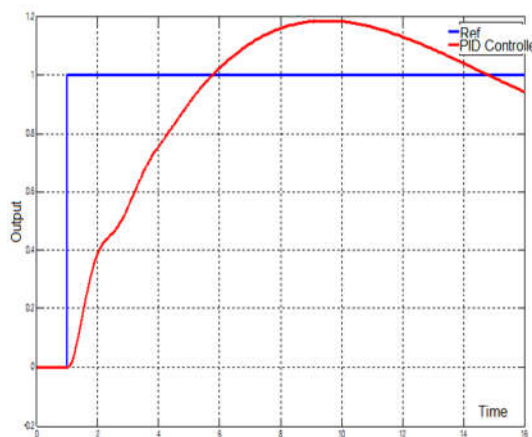
شکل ۷- کنترل پیش‌بین سرعت زاویه‌ای حرکت پیچ



شکل ۱۰- کنترلگر PID و دنبال کردن پاسخ پله (تابع تبدیل سرعت عمودی)

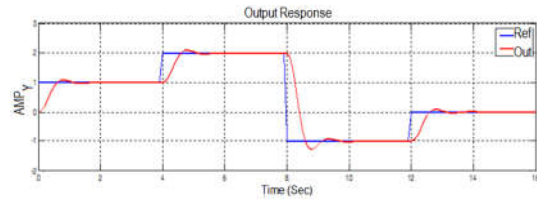


شکل ۱۱- کنترلگر PID و دنبال کردن پاسخ پله (تابع تبدیل سرعت زاویه‌ای پیچ)

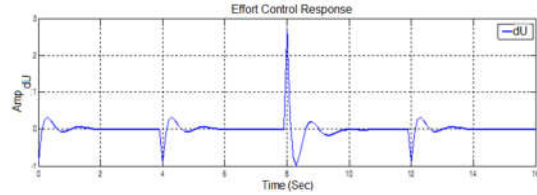


شکل ۱۲- کنترلگر PID و دنبال کردن پاسخ پله (تابع تبدیل زاویه پیچ)

در مورد شکل‌های ۹-۱۲، می‌توان توضیح داد که حلقه کنترلی PID مربوطه در محیط متلب طراحی شده و همانطور که ذکر شد بهره‌های مناسب برای هر تابع تبدیل مربوطه نیز انتخاب شده است. یک تابع پله دلخواه واحد بعنوان مرجع عمومی مورد استفاده در سیستم‌های کنترلی در نظر گرفته شده است که البته می‌توان



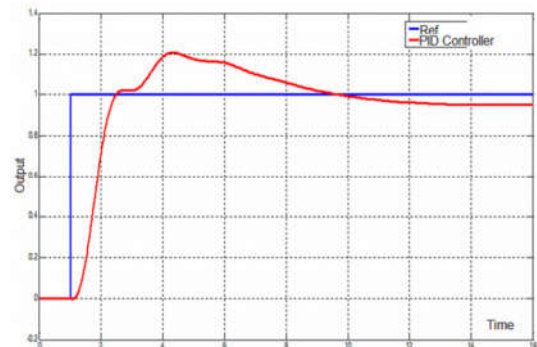
شکل ۸- کنترل پیش‌بین زاویه پیچ



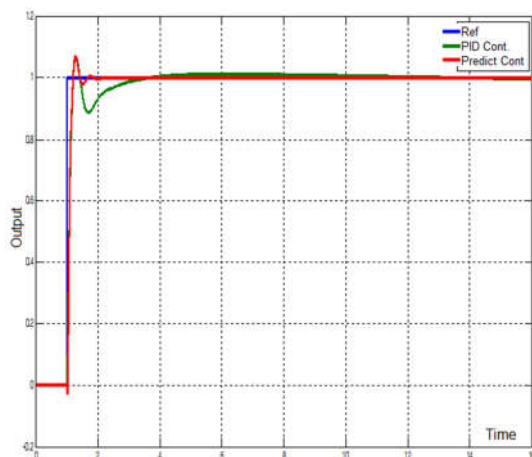
جدول ۱- بهره‌های تناسبی، انتگرال گیر و مشتق گیر

تابع تبدیل	بهره تناسبی ( $K_p$ )	بهره انتگرال گیر ( $K_i$ )	بهره مشتق گیر ( $K_d$ )
سرعت در امتداد طولی	0.014	0.0005	0.053
سرعت عمودی	-0.021	-0.0234	-0.0025
سرعت زاویه‌ای پیچ	-0.58	-6.35	0.0004
زاویه پیچ	-0.17	-0.023	0.0042

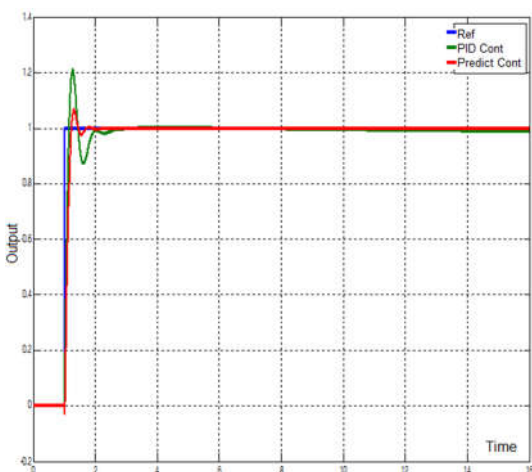
در جدول ۱- مبحث بسیار مهم بهره‌های کنترلگر PID پرداخته شده است. در این نوع کنترلگر اهمیت ماجرا زمانی مشخص می‌شود که بهره‌ها به درستی تنظیم شود. شاید بتوان گفت مهم‌ترین نکته یک کنترلگر تنظیم پارامترهای آن است. در قسمت شبیه‌سازی ابتدا در محیط Simulink حلقه کنترلی PID (شکل ۴) طراحی و بهره‌ها برای بهترین حالت سیگنال تلاش کنترلی برای چندین حالت مختلف آزمایش و در بازه قابل قبولی بدست آورده شده است. ذکر این نکته لازم می‌گردد که انتخاب بهره‌ها خود مسئله بسیار مهمی بوده و کارهای بسیاری در زمینه مربوطه و حتی دسته‌بندی فازهای مختلف پروازی برای هر بهره انجام شده است.



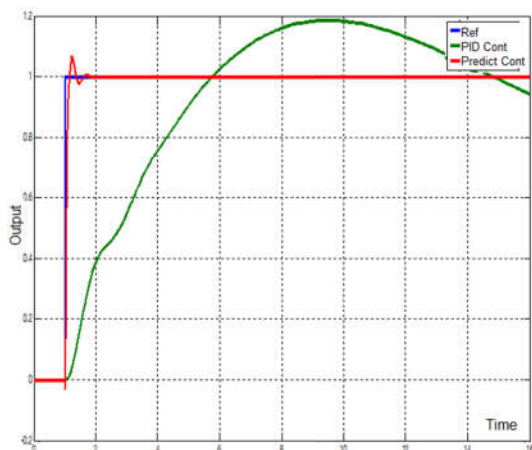
شکل ۹- کنترلگر PID و دنبال کردن پاسخ پله (تابع تبدیل سرعت در امتداد طول)



شکل ۱۴- نمودار مقایسه دو کنترلگر با مرجع پله برای سرعت عمودی



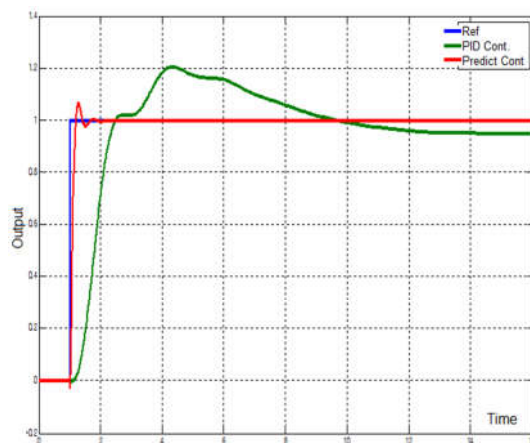
شکل ۱۵- نمودار مقایسه هر دو کنترلگر با مرجع پله برای سرعت زاویه‌ای پیچ



شکل ۱۶: نمودار مقایسه هر دو کنترلگر با مرجع پله برای زاویه پیچ

در نمودارهای ۱۴ و ۱۵ که کنترلگر PID نیز دنبال کردن مرجع را بخوبی انجام داده است اما همچنان پارامترهای مهم زمان نشست و درصد بالازدگی و حتی خطا نسبت به کنترلگر پیش‌بین بهتر نیست.

مرجع‌های دیگری نیز استفاده کرد. لذا پاسخ ناشی از کنترلگر باید مرجع را دنبال کند که این خواسته اصلی سیستم‌های کنترلی است. همانطور که از شکل ۹ مشخص است کنترلگر توانایی دقیقی در دنبال کردن مرجع ندارد که این با همان نظریه اولیه در مورد عدم کنترل بر روی سرعت طولی مطابقت دارد. در فاز اولیه پرتاب و همان ثانیه‌های نخست پرواز به علت نوسان بالای سرعت طولی و فاز میانی نیز این عدم کنترل دقیق کاملاً مشهود است. در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ کنترلگر دارای دقت مناسب و زمان پاسخگویی خوبی است که البته مبحث کلاسیک بالازدگی و زمان نشست مورد بحث خواهد بود. که سرعت عمودی پرواز را در فاز نهایی و میانی به خوبی کنترل کرده اما در فاز اولیه به علت مانورسنگین این نوع موشک‌ها، زمانی طول کشیده تا درصد بالازدگی و خطا را کنترل کند. و در نهایت در شکل ۱۲ کنترلگر توانایی در دنبال کردن دقیق تابع تبدیل زاویه پیچ را ندارد. این همان مبحث مانور این نوع سناریو پرتاب موشک‌ها است که گاهی مجبور می‌شوند در همان لحظه نخست پرتاب زاویه پیچ‌های بسیار سنگینی تا حدود ۷۰ درجه را تحمل کنند که البته کنترلگر مربوطه توانایی لازم را در این زمینه بخوبی از خود نشان نداده است. باید ذکر شود که کنترلگر PID دارای قسمت بسیار مهمی بعنوان تنظیم پارامترها یا بهره‌ها است که در نتایج حاصل از آن خود را بشدت نشان خواهند داد. تابع مرجع مد نظر که پله باشد یک تابع معمول در سیستم‌های کنترلی است که در این شبیه‌سازی نیز مورد استفاده قرار گرفته است. در نمودارها خط آبی همان مرجع و خط قرمز پاسخ کنترلگر PID خواهد بود. از این نمودارها نتایج حاکی از عدم کنترل دقیق بر سرعت طولی و زاویه پیچ است اما سرعت عمودی و سرعت زاویه‌ای پیچ با خطای قابل قبولی کنترل شده‌اند که دو پارامتر مهم در کنترل طولی خواهند بود. در مورد نمودارهای ۱۳ تا ۱۶ که مهم‌ترین بخش نتیجه‌گیری و شبیه‌سازی می‌باشند، مطالب زیر قابل استنباط هست: در نمودار شکل ۱۳- که مرجع همان تابع پله است و هر دو کنترلگر PID و پیش‌بین با تابع تبدیل یکسان مرود استفاده قرار گرفته‌اند؛ با توجه به نمودار مشخص است که نوع پیش‌بین دارای دقت بیشتر، درصد بالازدگی کمتر، زمان نشست کمتر، و نوسان کمتر نسبت به کنترلگر PID هست.



شکل ۱۷- نمودار مقایسه دو کنترلگر با مرجع پله برای سرعت طولی



خطای کم می‌توان نام برد. از معایب آن نیز پیاده‌سازی سخت، حجم معادلات بالا؛ هزینه‌بر بودن و حتی زمان‌بر بودن پیاده‌سازی اشاره نمود.

## ۶- نتیجه‌گیری

از اهمیت بالای سیستم کنترلی در موشک دوش-پرتاب همین کافی است که بسیاری از محققان آن را بسیار قابل توسعه و علم روز در زمینه کنترل می‌نامند. لذا در این مقاله سعی شد که ابتدا با معرفی معادلات پرواز و اهمیت موضوع مورد نظر با دو روش کنترل پیش‌بین و کنترلر PID که در Simulink MATLAB شبیه‌سازی صورت گرفته به مقایسه این دو مورد پرداخته شود. کنترلر PID با اینکه دارای قدمت بالایی در استفاده در صنعت است اما ثابت شده است که در مبحث موشک دوش-پرتاب به علت زمان کم پرواز و البته سناریوهای بسیار پیچیده در حین پرواز و مانورهای سنگین در بعضی مواقع از نتایج خوبی برخوردار نباشد. لذا از موارد مهم مقایسه با الگوریتم پیش‌بین در این مقاله ذکر این نکته نیز می‌تواند باشد. با توجه به الگوریتم بسیار پیچیده کنترلر پیش‌بین و شاید هزینه بیشتر اما دقت بالاتر پیشنهاد می‌شود که هر دو نوع کنترلر بصورت ترکیبی که نوع پیش‌بین برای مراحل اولیه و فاز نهایی و نوع PID برای فاز نهایی بکار گرفته شوند. هرچند باید تاکید کرد که هر دو نوع کنترلر خودشان جوابگوی کنترل کردن این نوع موشک خواهند بود. همچنان که نوع PID با تنوعات مختلف مورد استفاده است. در پایان، نتایج نمودارهایی حاصله از شبیه‌سازی‌ها و ذکر دلایل کافی، بر این خواهد بود که کنترلر پیش‌بین نسبت به PID دارای دقت بسیار بالاتری خواهد بود هرچند مباحث پیاده‌سازی آن سخت‌تر و هزینه‌بر خواهد شد.

## ۷- مراجع

- [1] مهدی احمدی ونوربخش فولادی "طراحی مفهومی یک نمونه موشک پدافند هوایی دوش پرتاب" سازمان هوافضا تهران و دانشگاه صنعتی مالک اشتر ۲۰۰۹.
- [2] احمدرضا خوگر وسید محسن آزاده، اصلاح ضرایب آپرودینامیکی و کنترل موشکهای پدافند هوایی با استفاده از فیدبک لرزش بالکهای عقب، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۷.
- [3] عباسعلی رسولی، مدلسازی دینامیکی و طراحی کنترل مقاوم برای حلقه کنترل یک جسم، پایان نامه کارشناسی ارشد دانشگاه خواجه نصیر الدین طوسی، ۱۳۹۱.
- [4] سید حمزه موسی پور، هدایت سه بعدی موشک زمین به هوا بر اساس مدل غیر خطی، پایان نامه کارشناسی ارشد دانشگاه تبریز، ۱۳۹۰.
- [5] کیوانی، امید و زارع زاده، اسماعیل و حجامی، محمود و فتح آبادی، حسین، کنترل موشک پدافند هوایی در ردیابی هدف با استفاده از الگوریتم کنترل پیش‌بین، کنفرانس ملی علوم مهندسی، ایده های نو (۸)، تنکابن، ۱۳۹۳، <https://civilica.com/doc/308030>
- [6] محمدامین ملکیان، طراحی کنترل کننده پیش‌بین برای موشک دوش پرتاب با هدایت تناسبی، پایان نامه کارشناسی ارشد دانشگاه شهید بهشتی، ۱۳۹۹.
- [7] Garcia C.E., Prett D.M., Morari M., *Model predictive control: theory and practice-a survey*, Automatica, vol. 25, no. 3, pp. 335-348, 1989.
- [8] Morari M., Lee J. H., *Model predictive control: past, present and future*, Computers & Chemical Engineering, vol. 23, no. 4, pp. 667-682, 1999.

اما برای یک سیستم کنترلی مد نظر خواهد بود. در نمودار ۱۶ که زاویه پیچ را دنبال می‌کند، دقت بسیار بالای کنترلر نوع پیش‌بین نسبت به PID را نشان می‌دهد. همانطور که اثبات شده است، برای پرواز یک موشک می‌توان فازهای مهمی مانند فاز اولیه یا پرتاب؛ فاز میانی و فاز نهایی را تقسیم‌بندی نمود. در نوع دوش پرتاب فاز اولیه بسیار متزلزل نشان داده شده است که به علت مانورهای سنگین در ثانیه‌های اول پرتاب برای در راستای درست قرار گرفتن موشک با هدف است. لذا در این فاز معمولاً سیستم کنترل کارایی چندانی ندارد و یا اینکه یک سیستم کنترلی بسیار با دقت مورد نیاز است. در فاز میانی شاید بتوان گفت اوج کارایی سیستم کنترلی را نشان می‌دهد که باید از الگوریتم خود برای دقت بالا و کاهش تلاش کنترلی و مسیر برای رسیدن به هدف استفاده کند. و در نهایت در فاز نهایی دقت سیستم در یک راستا قرار دادن با هدف است. هر دو نوع کنترلر در فاز میانی و نهایی البته با درصدی خطا عملکردی تقریباً یکسان و قابل قبول دارند اما در مبحث بسیار کاربردی فاز اولیه و ثانیه‌های نخست پرتاب که برای نوع دوش پرتاب با توجه به سناریوهای خاص آن مشاهده می‌گردد که نوع PID نتوانسته در یکسری از توابع تبدیل مانند زاویه پیچ عمل کند اما نوع پیش‌بین به‌درستی هرچه تمام‌تر و با سرعت و درصد خطای بسیار کمتری نسبت به PID عمل کرده است. که این دلیلی برای استفاده بیشتر و بهتر این نوع کنترلر در دوش-پرتابها برای جواب بهتر خواهد بود. که صحت آن در این نمودارها تایید می‌شود. همان‌طور که از نمودارها مشخص است کنترلر سرعت عمود بر مسیر که برای ما بسیار مهم است را بدقت بسیار بالایی دنبال می‌کند و درصد خطا بسیار ناچیز است و سرعت طولی چون که برای ما اهمیت بالایی ندارد به علت عدم کنترل سوخت لذا قابل پیش‌بینی هم بود که کنترل آن سخت خواهد بود و همچنین چونکه روبه افزایش است در دنبال کردن آن درصدی خطا اما قابل قبول را ارایه می‌دهد. همچنین، این کنترلر نشان می‌دهد که در دنبال کردن زاویه پیچ و سرعت زاویه ناشی از حرکت پیچ بسیار کارایی بالایی از خود را نشان می‌دهد. سیگنال کنترلی نیز در محدود قابل قبولی قرار دارد که همه این‌ها حاکی از آن است که کنترل پیش‌بین یک روش بسیار موثر برای کنترل سیستم‌های بسیار پیچیده‌ای مانند موشک‌های دوش-پرتاب است. از نمودارهای مربوط به کنترلر PID که یک کنترلر صنعتی بسیار پرکاربرد محسوب می‌شود حاکی از آنست که سرعت طولی به دلایل ذکر شده قابل کنترل به درستی نیست اما سرعت عمودی و سرعت زاویه‌ای عمودی که جملات مهمی در کنترل موشک محسوب می‌شوند قابل کنترل هستند و در ثانیه‌های نخست پرواز (به علت نوع پرواز خاص دوش-پرتابها) دارای نوسان اما با گذشت زمان بخصوص در فاز میانی و نهایی پرواز بخوبی کنترل می‌شوند. مزایای کنترلر PID را می‌توان به پیاده‌سازی سریع و ساده؛ کم هزینه بودن و در دسترس بودن اشاره نمود و معایب آن نیز تنظیم سخت بهره‌ها برای تمامی مدت پرواز؛ طولانی بودن محاسبات برای هر بهره در هر فاز و البته در مانورهای سنگین نیز دقت مناسبی برخوردار نخواهد بود. از مزایای کنترلر پیش‌بین نیز می‌توان به دقت بسیار بالا؛ کامل بودن الگوریتم و مبحث تنظیم کردن پارامتر برای حالت‌های کل مدت پرواز؛ و ارضا دقیق پارامترهایی مانند درصد بالازدگی کم؛ زمان نشست مناسب و

- [30] Diganta Bhattacharjee; Animesh Chakravarthy; Kamesh Subbarao, *Nonlinear Model Predictive Control and Collision-Cone-Based Missile Guidance Algorithm*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 44.8 pp: 1481-149, 2021.
- [9] Camacho E. F., Bordons C., *Model Predictive Control*, 2th ed, London, Springer-Verlog, 2004.
- [10] Rawlings J. B., Mayne D. Q., *Model Predictive Control: Theory and Design*, London, U.K.: Nob Hill Publishing, 2009.
- [11] Cannon M., Deshmukh V., and Kouvaritakis B., *Nonlinear model predictive control with polytopic invariantsets*, Automatica, 39(8), 1487-1494, 2003.
- [12] Falugi P. and Mayne D.Q., *Tracking performance of model predictive control*, In IEEE Decis Contr P, 2631-2636, 2012.
- [13] Gros S., Quirynen R., and Diehl M., *Aircraft control based on fast non-linear MPC & multiple-shooting*, In IEEE Decis Contr P, 1142-1147, 2012.
- [14] Grune L. and Pannek J., *Nonlinear Model Predictive Control*, Springer, London, 2011.
- [15] Hu X.B. and Chen W.H., *Model predictive control for non-linear missiles*, P I Mech Eng I-J Sys, 221(8), 1077-1089, 2007.
- [16] Mayne, D.Q. and Rawlings, B., *Model Predictive Control: Theory and Design*, Nob Hill Publishing, Madison, 2009.
- [17] Chen W.H., *Predictive Control of General Nonlinear Systems using Approximation*, IEEE Proc. CNTL Theo. App., Vol. 151, No. 2, 2004.
- [18] Tsourdos A. and White B., *Control Flight Control Design for Nonlinear Missile*, Control. Eng. Practice, Vol. 13, No. 3, pp. 374-382, 2005.
- [19] Dunbar W. B., Milam M. B., Franz R., and Murray R. M., *Model predictive control of a thrust-vectorred flight control*, IFAC Proceedings Volumes 35.1: 355-360, 2002.
- [20] Yunan Hu., Zhicai Xiao., Jing Li , *Missile PID controller parameter tuning based on iterative learning control* ,pp.453-461, V3-692 23 August 2010.
- [21] Kouvaritakis B., & Cannon M., *Nonlinear predictive control, theory and practice. London: The IEE experiment*, in Proc. 15th IFAC World Congress on Automatic Control, 2002.
- [22] Cong Z. and Yun-jie W., *Non-singular terminal dynamic surface control based integrated guidance and control design and simulation*, ISA Transactions, vol. 63, pp. 112-120, 2016.
- [23] Yang B. and Zhao Y., *Autopilot design method for the blended missile based on model predictive control*, International Journal of Aerospace Engineering, vol. 2015, 13 pages, 2015.
- [24] Bachtiar V., Manzie C., and Kerrigan E. C., *Nonlinear model-predictive integrated missile control and its multiobjective tuning*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 40, no. 11, pp. 2961-2970, 2017.
- [25] Jiayuan Shan, Junhui Liu . and Yan Ding, *Missile IGC Based on Improved Model Predictive Control and Sliding Mode Observer*, International Journal of Aerospace Engineering, 2021.
- [26] Park, Jongho, Youngil Kim, and Jong-Han Kim., *Integrated Guidance and Control Using Model Predictive Control with Flight Path Angle Prediction against Pull-Up Maneuvering Target*, Sensors 20.11: 3143, 2020.
- [27] Asfihani, Tahiyatul, et al., *Missile control design for moving target using model predictive control*, Journal of Physics: Conference Series. Vol. 1490. No. 1. IOP Publishing, 2020.
- [28] Xue Zhang; Hau Cui ; Qianyue Luo ; Hui Zhang, *Nonlinear Distributed Model Predictive Control for Multiple Missiles Against Maneuvering Target with a Trajectory Predictor*, Journal Of Shanghai Jiaotong University, 2020.
- [29] Tommy Pratama; Rusdhianto EA Kadir; Zulkifli Hidayat, *Model Prediction Control for Missile Autopilot and Navigation*, International Conference on Computer Engineering, Network, and Intelligent Multimedia (CENIM). IEEE, 2019.