

علمی - ترویجی

بهبود عملکرد سیستم هدایت با استفاده از تراسترهای جانبی

در این مقاله بهبود عملکرد یک سیستم هدایت و کاهش خطای آن با استفاده از تراستر جانبی بررسی شده است. این امر با اضافه کردن سیستم موتورهای کنترل جهت (تراسترهای جانبی)، علاوه بر سطوح کنترل جسم، به سیستم هدایت محقق می‌شود. این سیستم شامل تعدادی تراستر یکبار مصرف است که در جهت‌های مختلف در قسمت ابتدایی بدنه وسیله قرار می‌گیرد. در صورت فعال شدن هر تراستر، نیرویی به بدنه وسیله وارد و منجر به تولید گشتاوری حول مرکز جرم آن می‌شود. در نتیجه، از چرخش حاصل برای تغییر جهت جسم استفاده می‌شود. برای افزایش مانورپذیری جسم، تراسترهای جانبی معمولاً در فاز نهایی الگوریتم هدایت برای تأمین شتاب جانبی مورد نیاز به سیستم هدایت اضافه می‌شود. برای سیستم هدایت، ترکیبی از دو حلقه کنترل بال‌های ایرودینامیکی و تراسترها (از تفاضل خطای زاویه‌های سمت و چرخش خط دید) استفاده شده است. بنابراین، ابتدا مدل شش درجه آزادی جسم با اطلاعات فیزیکی مندرج در منابع، فرضیات مهندسی و انطباق تصویری به دست آمده است. سپس، با استفاده از نرم‌افزار DATCOM ضرایب ایرودینامیکی آن وسیله تعیین و شبیه‌سازی پرواز در نرم‌افزار MATLAB انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی کارآمد بودن الگوریتم هدایت پیشنهادی را در مقایسه با روش هدایت دیگر نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: هدایت و کنترل، موتورهای کنترل جهت، تراسترهای جانبی، زاویه خط دید

Performance Improvement of Guidance System, Using Lateral Thrusters

This paper is mainly concentrated on performance improvement and miss-distance reduction in a typical guidance system. These goals would be achieved by adding some attitude control motors (ACM) to the existing guidance algorithm. The ACM system usually contains some disposable thrusters, which are installed on lateral body of a vehicle. An extra force would be applied to the vehicle body through each thruster activation. Hence, it may cause a torque about the center of gravity. Then the induced rotation can be used to the attitude control. For increasing the agility and supplying the lateral acceleration in the end game phase, the lateral thrusters may be added to the guidance system. The yaw and pitch components of the line of sight (LOS) rates would be used to guide the vehicle with multiple actuators. For this purpose, a six degree of freedom vehicle model would be generated, considering the physical information, engineering assumptions, and adaptations images. The vehicle model would be firstly obtained by the DATCOM software. Then, the guidance system is numerically simulated in the MATLAB environment. The effectiveness of the proposed guidance method is shown compared with the existing algorithm.

Keywords: Guidance and control, Attitude Control Motors, Lateral Thrusters, Line of Sight

سروش تحیری^۱، کارشناس ارشد، گروه مهندسی برق، دانشگاه خلیج فارس، بوشهر،

ولی‌اله غفاری^{۲*}، استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه خلیج فارس، بوشهر،

حسن محمدخانی^۳، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین (ع)،

*نویسنده مخاطب: آدرس: بوشهر، کد پستی: ۷۵۱۶۹۱۳۸۱۷

S. Tahayori¹, M.Sc., Department of Electrical Engineering, Persian Gulf University, Bushehr

V. Ghaffari^{2*}, Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, Persian Gulf University, Bushehr

H. Mohammadkhani³, Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, Imam Hossein University

*Corresponding Author, Postal Code 7516913817, Booshehr, IRAN

vghaffari@pgu.ac.ir

تطبیقی، مقدار نیروی لازم برای دنبال کردن دستور هدایت محاسبه شده است [۷]. بدون تکیه به مدل دقیق ریاضی، با استفاده از الگوریتم ژنتیک، الگوریتم مخصوص کنترل ترکیبی این دو سیستم تعیین شده است [۸].

با توجه به وجود عدم قطعیت در سیستم غیرخطی، مدل دینامیکی بال‌ها با فیدبک خطی‌سازی شده و بر اساس تئوری مود لغزشی و تئوری جدایی در مقیاس زمان به دست آمده است [۹]. سپس، از تفاضل خطاهای زاویه‌های سمت و پیچ خط دید، الگوریتم آتش برای مدل فرضی نوشته می‌شود. برای سیستمی که هم، با سطوح کنترل و هم، با تراسترهای جانبی هدایت می‌شود به طراحی خلبان خودکار پرداخته شده است [۱۰]. ابتدا مدل غیرخطی ترکیب‌شده از دو سیستم هدایت با توجه به ویژگی‌های دینامیکی، به مدل خطی‌سازی شده تکه‌ای تبدیل شده است. از تفاضل خطای زاویه‌های می‌توان الگوریتم آتش را تعیین کرد [۱۱].

بر اساس همگرایی نیروی کل قانون هدایت و نیروی محرکه، یک الگوریتم محاسباتی فعال برای مدیریت تراسترها پیشنهاد شده است [۱۲]. سنسورها بر اساس فیلتر کالمن گسترش داده شده‌اند. یکی از مشکلات استفاده از تراسترها، اثر تداخل هریک بر کار دیگری است. معمولاً برای رفع این تداخل یک زمان کوتاه بین هر آتش در نظر گرفته و از روشن کردن هم‌زمان خودداری می‌شود. اما بر خلاف تحقیقات پیشین در [۱۳] به استفاده هم‌زمان از چند تراستر پرداخته می‌شود.

در این مقاله، ابتدا مدل دینامیکی شش درجه آزادی جسم با اطلاعات فیزیکی منابع موجود استخراج می‌شود. سپس، با استفاده از نرم‌افزار DATCOM ضرایب ایرودینامیکی آن وسیله تعیین و در نرم‌افزار MATLAB، سیستم هدایت شبیه‌سازی و عملکرد الگوریتم هدایت بررسی خواهد شد.

مطالب ارائه‌شده در این مقاله به قرار زیر است: ابتدا در بخش بعد، معادلات حرکت جسم ارائه می‌شود. در بخش ۳، الگوریتم هدایت و قانون کنترل جسم انتخاب و در بخش ۴ مدل‌سازی شش درجه آزادی جسم انجام می‌شود. در بخش ۵، نتایج شبیه‌سازی و عملکرد الگوریتم هدایت ارائه خواهد شد.

معادلات حرکت جسم

معادلات حرکت جسم پرنده در دستگاه مختصات اینرسی (x_i, y_i, z_i) ، دستگاه مختصات زمین و (x_e, y_e, z_e) دستگاه مختصات بدنه (x, y, x) (مبدأ روی مرکز جرم، جهت x به سمت دماغه، جهت y به سمت بال) نوشته می‌شوند. موقعیت جسم در فضا با بردار مکان تعیین می‌شود. همچنین، سمت‌های

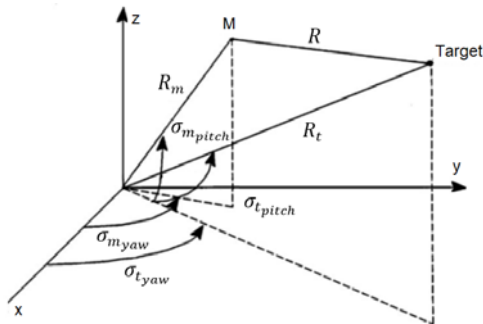
مقدمه

در اجسام پرنده دقت و بازده سیستم هدایت به عملکرد کنترل‌کننده‌های ایرودینامیکی و الگوریتم هدایت بستگی دارد. برای افزایش دقت و بهبود عملکرد عملگرهای کنترلی این سیستم، می‌توان یک مجموعه موتور سوخت جامد به بدنه جانبی جسم اضافه کرد. این مجموعه موتور در فاز آخر هدایت به کمک سطوح کنترل می‌آید. برای رسیدن با هدف مورد نظر با نیروی ناشی از فعال شدن هر موتور، جسم را در مسیر مناسب قرار خواهد داد. به این مجموعه تراسترها، موتورهای کنترل جهت^۱ گویند. تراسترها یا موتورهای سوخت جامد عملگرهای دو وضعیتی یکبار مصرف هستند. این تراسترها با دریافت فرمان فعال‌سازی، در مدت معلومی (برای مثال ۲۵ میلی‌ثانیه) می‌سوزند و نیروی مشخصی را در این مدت به بدنه جسم وارد می‌کنند. برای تشخیص فعال‌سازی تراستر مناسب در زمان و موقعیت مناسب در طول پرواز به یک الگوریتم مدیریتی پویا به نام الگوریتم آتش نیاز است. استفاده از الگوریتم‌های آتش مختلف دارای نتایج و عملکرد متفاوت خواهد بود.

اجزای مختلف حلقه هدایت در [۲-۱] شرح و اطلاعاتی مانند جرم و ابعاد اجزا و داده‌های آزمایش تونل باد ارائه شده‌است. نحوه عملکرد سیستم موتورهای کنترل جهت و برخی ویژگی تراسترها مانند مدت زمان سوختن و مقدار نیرویی اعمالی به بدنه جسم نیز تشریح شده است. می‌توان تراسترها را عملگرهای دو وضعیتی فرضو با مدولاسیون پالس‌های کنترلی و تنظیم فرکانس روشن و خاموش شدن، اغتشاشات را حذف کرد [۳]. به علت جرم زیاد تراسترهای چندبار مصرف در رهگیرها استفاده نمی‌شوند، بنابراین، باید این روش را برای تراسترهای یکبار مصرف طراحی کرد. در مرجع [۴] یک مدل ساده‌شده برای وسیله در نظر گرفته شده است. با ترکیب دو سیستم هدایت موتورهای کنترل جهت و بال‌های ایرودینامیکی از طریق منطق فازی عملکرد سیستم هدایت بهبود داده شده است. برای حل کردن مشکلات عدم قطعیت و غیرخطی بودن دینامیک سیستم، می‌توان از تخمین‌گر استفاده کرد. برای محاسبه دینامیک سیستم از به‌روزرسانی برخط و تخمین پارامترهای دارای عدم قطعیت بهره‌برداری شده است [۵].

برای حل مسئله الگوریتم آتش، توسط یک تخمین‌گر، خروجی سیستم هدایت ترکیبی از بال‌ها با پاسخ زمانی آهسته و تراسترها با پاسخ زمانی تند تخمین زده می‌شود. با داشتن خروجی، با حل یک مسئله بهینه، بهترین روش روشن کردن تراسترها به دست می‌آید [۶]. با استفاده از تئوری کنترل فازی

سمت هدف، $\sigma_{t\text{pitch}}$ زاویه پیچ هدف، R_m فاصله مبدأ تا جسم، R_t فاصله مبدأ تا هدف، R فاصله جسم تا هدف، $\sigma_{y\text{yaw}}$ زاویه سمت خط دید جسم تا هدف و σ_{pitch} زاویه پیچ خط دید جسم تا هدف است. روابط (۱۴-۱۹) را می توان از شکل ۱ تعیین کرد.



شکل ۲- هندسه هدایت تناسبی [۱۶].

$$\sigma_{myaw} = \arctan\left(\frac{y_m}{x_m}\right) \quad (14)$$

$$\sigma_{mpitch} = \arctan\left(\frac{z_m}{\sqrt{x_m^2 + y_m^2}}\right) \quad (15)$$

$$\sigma_{t\text{yaw}} = \arctan\left(\frac{y_t}{x_t}\right) \quad (16)$$

$$\sigma_{t\text{pitch}} = \arctan\left(\frac{z_t}{\sqrt{x_t^2 + y_t^2}}\right) \quad (17)$$

$$\sigma_{yaw} = \arctan\left(\frac{y_t - y_m}{x_t - x_m}\right) \quad (18)$$

$$\sigma_{pitch} = \arctan\left(\frac{z_t - z_m}{\sqrt{(x_t - x_m)^2 + (y_t - y_m)^2}}\right) \quad (19)$$

کنترل کننده بنگ- بنگ

عملگرها یا کنترل کننده های بنگ - بنگ^۲، دو وضعیت روشن و خاموش دارند. در مقایسه با عملگرهای پیوسته ساده تر هستند و برای کمینه کردن هزینه، جرم و مصرف سوخت استفاده می شوند. در این کنترل کننده ها سیگنال پیوسته کنترلی به پالس های گسسته قابل کنترل تبدیل می شود و مدت زمان روشن یا خاموش بودن عملگر تعیین می شود. کنترل کننده بنگ - بنگ با ناحیه مرده با رابطه ریاضی (۲۰)، یکی از انواع آن است.

$$u(t) = \begin{cases} U \operatorname{sgn}(r(t)) & \text{if } |r(t)| > Tr \\ 0 & \text{if } |r(t)| < Tr \end{cases} \quad (20)$$

طراحی کنترل کننده چندمتغیره به روش حلقه بستن ترتیبی

برای کنترل سیستم های چندمتغیره یک روش آسان و عملیاتی، حلقه بستن ترتیبی است [۱۷]. ابتدا یکی از حلقه های کنترلی بسته و دیگری باز می شود (شکل ۲-الف). برای این حلقه،

آن با زوایای اویلر یعنی زاویه سمت (ψ)، زاویه چرخش (θ) و زاویه غلتش (ϕ) مشخص می شود [۱۴].

دینامیک پرواز

اگر p, q, r مؤلفه های نرخ چرخش جسم در دستگاه مختصات بدنه و $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ مؤلفه های نرخ چرخش جسم در دستگاه مختصات اینرسی باشد، آنگاه با نوشتن قانون دوم نیوتون، روابط (۱-۳) برای p, q, r به دست می آیند [۱۵].

$$p = \frac{d\phi}{dt} - \frac{d\theta}{dt} \sin \theta \quad (1)$$

$$q = \frac{d\theta}{dt} \cos \phi + \frac{d\phi}{dt} \cos \theta \sin \phi \quad (2)$$

$$r = \frac{d\phi}{dt} \cos \theta \cos \phi - \frac{d\theta}{dt} \sin \phi \quad (3)$$

ایرودینامیک پرواز

نیروها و گشتاورهای وارد به جسم به صورت روابط (۴-۵) است.

$$\begin{bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Ay} \\ F_{Az} \end{bmatrix} = Q_d A \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = Q_d A d \begin{bmatrix} C_L \\ C_M \\ C_N \end{bmatrix} \quad (5)$$

در این روابط، A بیشینه سطح بدنه، d قطر بدنه و Q_d فشار دینامیکی است. فشار دینامیکی تابعی از غلظت هوا (ρ) و سرعت حرکت وسیله (V_T) و بصورت زیر است:

$$Q_d = \frac{1}{2} \rho V_T^2. \quad (6)$$

ضرایب ایرودینامیکی C_i تابع متغیرهای رابطه (۷) است.

$$C_i = C_i(M, \alpha, \beta, \delta_e, \delta_r, \delta_a, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) \quad (7)$$

ضرایب ایرودینامیکی جسم ۶ درجه آزادی به صورت روابط زیر است [۱۵]:

$$C_x = C_{x_0}, \quad (8)$$

$$C_y = C_{y\beta} \beta + C_{y\delta_r} \delta_r + C_{y_r} r \frac{d}{2V_T}, \quad (9)$$

$$C_z = C_{z\alpha} \alpha + C_{z\delta_e} \delta_e + C_{z_q} q \frac{d}{2V_T}, \quad (10)$$

$$C_L = C_{L_s\alpha} \delta_\alpha + C_{L_p} p \frac{d}{2V_T} + C_{L\beta} \beta, \quad (11)$$

$$C_M = C_{M\alpha} \alpha + C_{M\delta_e} \delta_e + C_{M_q} q \frac{d}{2V_T}, \quad (12)$$

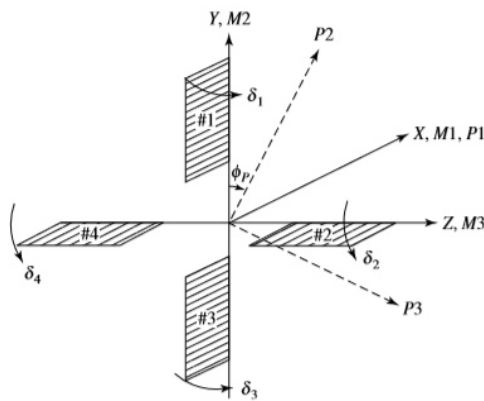
$$C_N = C_{N\beta} \beta + C_{N\delta_r} \delta_r + C_{N_r} r \frac{d}{2V_T}, \quad (13)$$

که در آنها، V_T سرعت جسم، C_x, C_y, C_z ضرایب نیروها، C_L, C_M, C_N ضرایب گشتاورهای متناظر و $\frac{dC_i}{dx}$ ضرایب مشتقات پایدار است.

هدایت و کنترل

در شکل ۲ هندسه هدایت تناسبی مشاهده می شود که، σ_{myaw} زاویه سمت جسم، σ_{mpitch} زاویه پیچ جسم، $\sigma_{t\text{yaw}}$ زاویه

و هم، برای حرکت شهپر^۵ با انحراف δ_a استفاده می‌شود [۱۴].

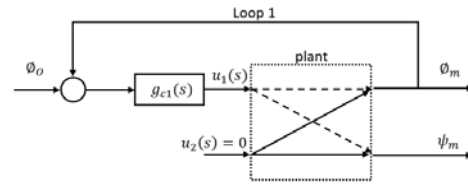


شکل ۳- سطوح کنترل [۱۶].

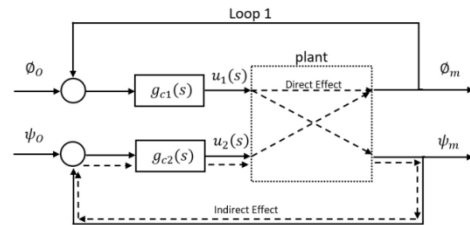
هر یک از حرکات سه گانه کانال کنترلی منحصربه‌فرد دارد. برای نمونه کانال کنترلی θ در ادامه تشریح می‌شود. دیگر کانال‌های کنترلی نیز به همین ترتیب است. همان‌طور که در بلوک دیاگرام شکل ۴ مشاهده می‌شود، زاویه‌های θ و ψ مطلوب هدایت از زاویه‌های لحظه‌ای کم می‌شوند که سنسورها تشخیص می‌دهند تا یک سیگنال خطا تولید شود. این سیگنال خطا به یک کنترل کننده PID وارد می‌شود. توجه شود که تمام ضرایب ایرودینامیکی، خطی‌سازی شده‌اند و تنها در محدوده مشخصی اعتبار دارند. اگر سیستم در همان نقطه کار باقی بماند، می‌توان آن را از طریق یک کنترل کننده PID مانند یک سیستم خطی کنترل کرد. کنترل کننده PID که در طراحی استفاده شده است مجهز به یک فیلتر پایین‌گذر است که حساسیت سیستم به نویز و تغییرات ناگهانی را کاهش می‌دهد و از ایجاد فرمان‌های بزرگ ناگهانی جلوگیری می‌کند. ضریب‌های این کنترل کننده با استفاده از الگوریتم‌های هوشمند در نرم‌افزار متلب تنظیم شده است.

سیگنال دستور بالابر از بلوک اشباع عبور داده می‌شود تا سیگنال بزرگی توسط عملگرها تولید نشود و ماهیت فیزیکی آنها حفظ شود. سپس، در ضریب اثربخشی بالابر ضرب و با معادلات ایرودینامیکی متناظر خود جمع خواهد شد. به همین ترتیب، هر یک از متغیرهای ϕ و ψ کانال کنترلی مخصوص خود دارند. به علت استفاده مشترک از بال‌های ۱ و ۳ برای سکان عمودی و شهپر، این دو کانال روی یکدیگر تداخل دارند و تنظیم کنترل کننده آنها به صورت جداگانه امکان‌پذیر نیست. برای تنظیم کنترل کننده‌های این دو کانال از روش حلقه بستن ترتیبی استفاده شده است. برای تنظیم ضرایب از الگوریتم‌های هوشمند نرم‌افزار بهره‌برداری شده است.

کنترل کننده $g_{c1}(s)$ طوری طراحی می‌شود که بتواند سیستم حلقه‌بسته خود را پایدار نگه دارد و تا حد امکان اغتشاش را رفع کند. سپس، حلقه دوم بسته‌شده (شکل ۲-ب) و جبران‌ساز $g_{c2}(s)$ طوری طراحی می‌شود که سیستم حلقه‌بسته پایدار بماند و در حد امکان اغتشاش را رفع کند.



الف) مرحله اول



ب) مرحله دوم

شکل ۲- روش حلقه بستن ترتیبی.

مدل‌سازی جسم

برای مدل‌سازی جسم به اطلاعاتی مانند محل قرارگیری بال‌های متحرک و ثابت، نوع دماغه، محل تراسترها و نیاز است. از مراجع [۱، ۲] اطلاعات مورد نیاز مطابق جدول ۱ استخراج می‌شود. با تخمینی از جرم و محل اجزای بدنه، مرکز جرم محاسبه می‌شود. مرکز جرم در لحظه پرتاب $x_{cm_i} = 2.7102$ و مرکز جرم خالی از سوخت $x_{cm_f} = 2.1342$ است.

جدول ۱- مشخصات عمومی وسیله [۱ و ۲].

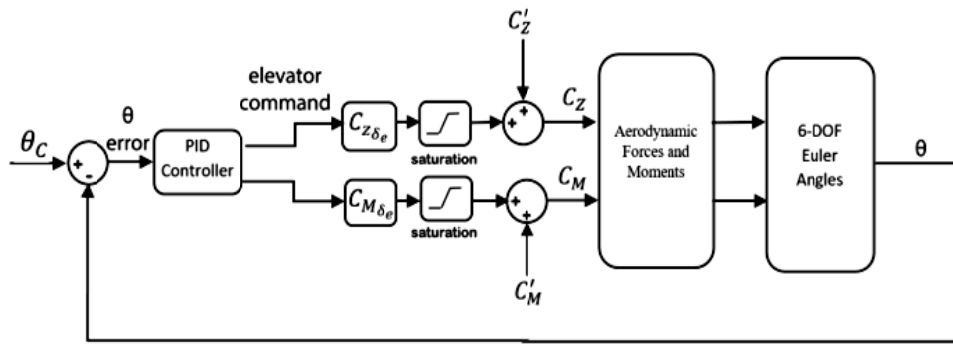
پارامتر	طول (mm)	قطر (mm)	جرم پرتاب (kg)	جرم خالی سوخت (kg)	برد (km)	سرعت (M)	سقف پروازی (km)	نیروی تراست‌های جانبی (N)
مقدار	۴۶۵	۲۵۵	۳۰۴	۱۴۰	۲۰	۵-۲/۵	۱۵	۶۰۰

اثرات بال‌های کنترلی

مطابق شکل ۳، از دو بال افقی (۲ و ۴) به عنوان سکان افقی ایجاد حرکت بالابر^۳ با انحراف δ_e و از دو بال عمودی (۱ و ۳) به صورتی مشترک هم، برای حرکت سکان عمودی^۴ با انحراف δ_r

5. Aileron

3. Elevator
4. Rudder



شکل ۴- کانال کنترلی θ .

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ Y_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -K_f F_f \sin\left(\frac{2\pi(j-1)}{36} + \frac{\pi}{2}\right) \\ -K_f F_f \cos\left(\frac{2\pi(j-1)}{36} + \frac{\pi}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\begin{bmatrix} L_f \\ M_f \\ N_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ K_m F_f l \cos\left(\frac{2\pi(j-1)}{36} + \frac{\pi}{2}\right) \\ -K_m F_f l \sin\left(\frac{2\pi(j-1)}{36} + \frac{\pi}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (22)$$

مدل‌سازی تراسترها (نرم افزار)

در پردازشگر سیستم تراسترها، زاویه‌های مطلوب هدایت θ و ψ از زاویه‌های لحظه‌ای آن کم و سیگنال خطا ایجاد می‌شود. سیگنال خطا به کانال‌های کنترلی مخصوص سیستم تراسترها ارسال می‌شود. کنترل‌کننده‌ها، سیگنال کنترلی را طوری تولید می‌کنند که خطا کاهش یابد. پردازشگر سیگنال کنترلی خروجی هر دو کانال را می‌خواند و با مقدار ثابت (Tr) مقایسه می‌کند که مرز فعال‌سازی عملگر بنگ- بنگ است. اگر مقدار هر یک از سیگنال‌ها از Tr بزرگ‌تر باشد، فعال‌سازی انجام می‌شود؛ اما اگر هر دو کوچک‌تر باشند، فعال‌سازی عملی نخواهد شد. سیستم موتورهای کنترل جهت بر اساس الگوریتم زیر عمل می‌کند:

(۱) فاصله تا هدف بررسی می‌شود. در فاصله کمی قبل از هدف، تراسترها روشن می‌شوند. اگر جسم در محدوده مناسب قرار داشته باشد، شرط اول برای فعال‌سازی برقرار است،

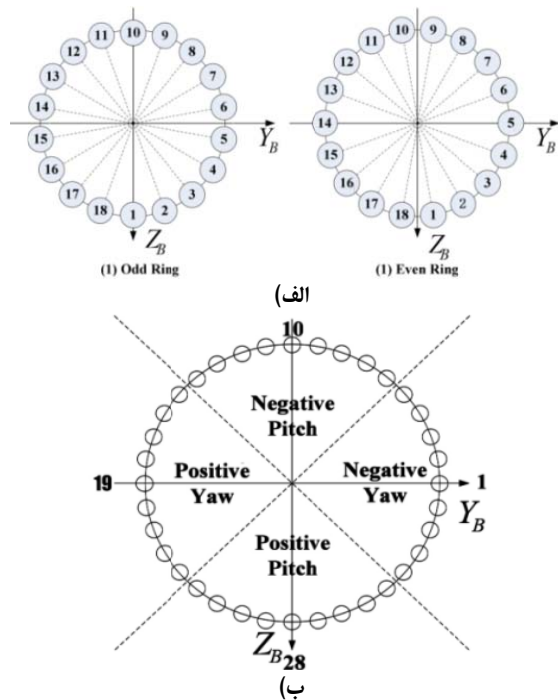
(۲) اگر مقدار سیگنال کنترلی هر یک از کانال‌های θ و ψ از Tr بزرگ‌تر بود، شرط دوم فعال‌سازی نیز برقرار است،

(۳) از مقادیر سیگنال‌های کنترلی پس از تقسیم بر هم، تانژانت معکوس گرفته می‌شود تا راستای برآیند سیگنال کنترلی برای کاهش خطا مشخص شود. نزدیک‌ترین تراستر به این راستا به عنوان تراستر مناسب در حلقه انتخاب و شماره آن تعیین می‌شود،

(۴) به جدول (۵ در ۳۶) تراسترهای مصرف‌شده (با درایه صفر) و سالم (با درایه ۱)، رجوع می‌شود. ابتدا حلقه اول و سپس،

مدل‌سازی تراسترها (سخت‌افزار)

مطابق مراجع [۹ و ۸ و ۱] ۱۸۰ تراستر، به صورت ۱۰ حلقه ۱۸ تایی روی بدنه جانبی قرار گرفته‌اند. حلقه‌های زوج و فرد با ۵ درجه چرخش نسبت به هم واقع شده‌اند (شکل ۵-الف). یک روش ساده‌ی مدل‌سازی این است که حلقه‌های زوج و فرد مجاور یکدیگر را با هم ترکیب کرد و جزء یک دسته قرار داد (شکل ۵-ب).



شکل ۵- چیدمان تراسترها در حلقه [۹].

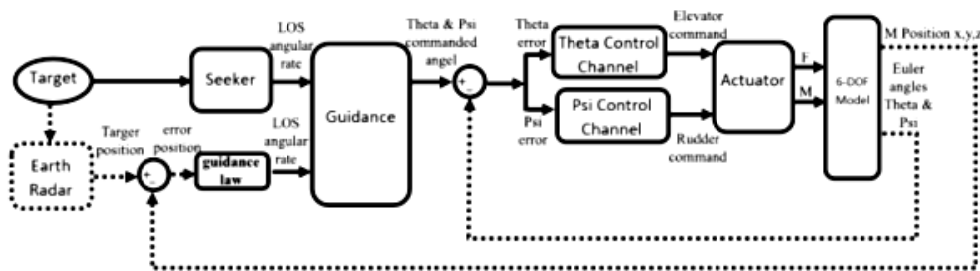
با این تقسیم‌بندی، ۵ حلقه ۳۶ تایی به دست می‌آید. مقدار نیرویی که با سوختن یک تراستر تولید می‌شود F_f ، شماره تراستر در حلقه ۳۶ تایی z ، شماره حلقه n فاصله هر تراستر تا مرکز جرم l و ضریب‌های تداخل نیرو و گشتاور K_f و K_m نام‌گذاری می‌شوند. بنابراین، می‌توان نیروی و گشتاور ناشی از هر تراستر را با تقریب مناسبی به صورت رابطه‌های (۲۱-۲۲) مدل کرد.

می‌شوند. این زاویه‌ها را می‌توان به عنوان زاویه‌های مطلوب هدایت فرض کرد. زیرا جسم را روی خط دید ثابت نگه می‌دارد و رسیدن به هدف را تضمین می‌کند. بنابراین، اگر جسم به نحوی کنترل شود که زاویه‌های θ و ψ لحظه‌ای بدنه آن با زاویه‌های مطلوب هدایت یکی شود، می‌توان جسم را به سمت هدف هدایت کرد. در شکل ۶ دو حلقه کنترلی اساسی مشاهده می‌شود. در حلقه اصلی، خطای موقعیت از تفاضل مختصات هدف با مختصات جسم به دست می‌آید. سپس، قانون هدایت، زاویه‌های مطلوب هدایت را از روی آن محاسبه می‌کند. در حلقه داخلی، خطای زاویه‌های اوایلر از تفاضل زاویه‌های اوایلر مطلوب با زاویه‌های اوایلر لحظه‌ای به دست می‌آید. این خطا به کانال‌های کنترلی θ و ψ داده ارسال می‌شود. کانال‌های کنترلی توسط عملگرها زاویه‌های لحظه‌ای را به زاویه‌های مطلوب هدایت می‌رسانند. بنابراین، هدایت انجام خواهد شد.

حلقه‌های بعدی جستجو می‌شود. اگر تراستر سالم با z مطلوب یافت شد، شماره i آن ثبت و مقدار آن در جدول صفر گذاشته می‌شود. اگر هیچ تراستر با z مورد نظر وجود نداشته باشد، فعال‌سازی انجام نمی‌شود و مجدداً داده‌های جدید دریافت و مراحل قبل تکرار خواهد شد،
(۵) فرمان فعال‌سازی صادر می‌شود و تراستر مناسب در مدت زمان t_f می‌سوزد و نیرو و گشتاور آن به جسم وارد می‌شود،
(۶) هنگام سوختن یک تراستر، تراستر دیگری روشن نخواهد شد. یک زمان تأخیر t_d بدون هیچ آتشی سپری می‌شود تا ضربه وارد شده به سیستم به تعادل برسد و
(۷) به مرحله ۱ بر می‌گردد و مراحل ۱ تا ۷ تکرار می‌شود.

مدل‌سازی سیستم هدایت

زاویه سمت خط دید (σ_{yaw}) و زاویه پیچ خط دید (σ_{pitch}) در معادله‌های (۱۸-۱۹)، در سیستم واقعی با رادار تشخیص داده



شکل ۶- مدل‌سازی سیستم هدایت.

آن است. در لحظه رسیدن جسم به هدف می‌توان تفاوت بین دو روش هدایت را مشاهده کرد. در جدول ۲ مشاهده می‌شود که مقدار خطا $39/66$ درصد کاهش یافته است.

شکل ۸- الف خطای زاویه θ برحسب زمان و شکل ۸-ب بزرگنمایی آن است. مشاهده می‌شود در لحظه رسیدن به هدف، خطای زاویه θ در حالتی که تراسترها استفاده می‌شود کمتر از حالت معمولی است.

در شکل ۹- الف نمودار خطا زاویه ψ برحسب زمان و در شکل ۹-ب تصویر بزرگنمایی شده نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که خطای زاویه ψ در لحظه رسیدن به هدف در حالتی که از تراسترها استفاده می‌شود، کمتر از حالت عادی است.

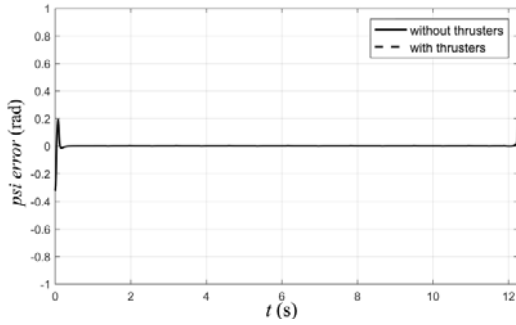
در شکل ۱۰ نمودار تراسترهای روشن شده برحسب زمان در طول پرواز نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در این شبیه‌سازی، ۱۲ تراستر، هر یک به مدت ۲۵ میلی‌ثانیه سوخته شده است. پس از سوختن هر یک از تراسترها مقادیر متناظر آنها در جدول صفر گذاشته شده است.

نتایج شبیه‌سازی

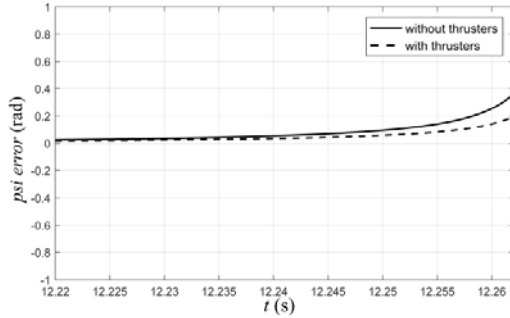
در این بخش برای بررسی عملکرد الگوریتم هدایت پیشنهادی، سیستم هدایت برای تعدادی سناریوی پروازی شبیه‌سازی شده است. بنابراین، ۹ سناریو به ترتیب هدف ثابت (۳ سناریو)، هدف متحرک با سرعت ثابت (۳ سناریو) و هدف متحرک با شتاب ثابت (۳ سناریو) در نظر گرفته شده است. نمودارهای مورد اول به صورت کامل ارائه می‌شود. در موارد بعد فقط به ارائه نمودار مکان اکتفا خواهد شد. در شبیه‌سازی، کمترین فاصله‌ای که جسم تا هدف در طول پرواز داشته است، به عنوان فاصله از دست‌دهی^۱ (متر) ثبت می‌شود. فاصله از دست‌دهی یکی از مهم‌ترین شاخص‌های عملکرد سیستم است. در ادامه ابتدا هدف ثابت شبیه‌سازی می‌شود.

سناریوی ۱: شبیه‌سازی سیستم هدایت برای هدفی انجام می‌شود که در مختصات ثابت (۱۰,۰۰۰، ۵,۰۰۰، ۱۰,۰۰۰) قرار دارد. در شکل ۷- الف مشهود است با گذشت زمان فاصله جسم تا هدف مورد نظر کاهش می‌یابد. شکل ۷-ب بزرگنمایی شده

1. Miss Distance Error

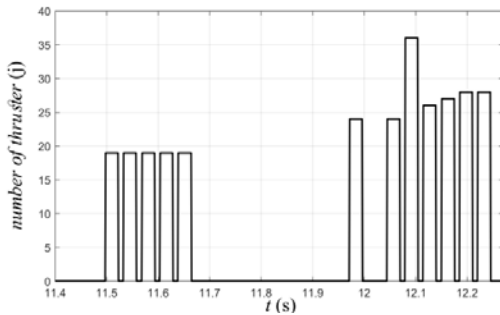


(الف)



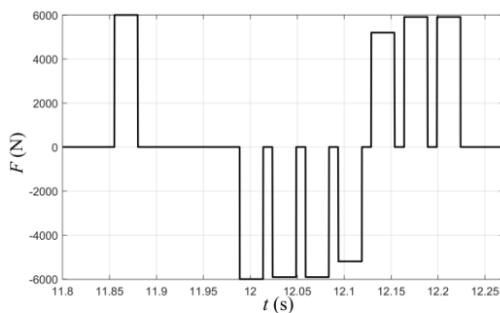
(ب)

شکل ۹- خطای زاویه ψ برحسب زمان (سناریوی ۱).

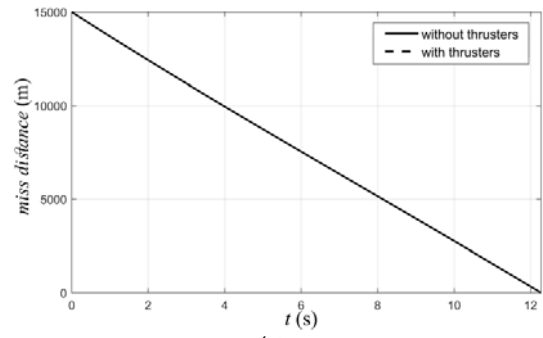


شکل ۱۰- شماره تراسترهای عمل کرده برحسب زمان (سناریوی ۱).

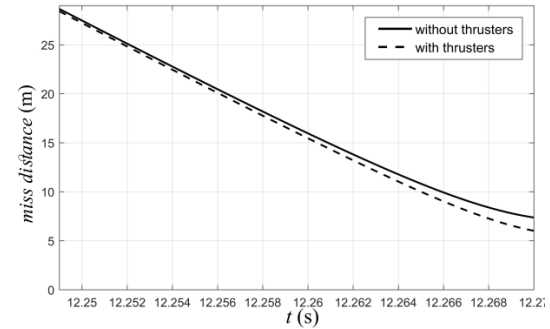
نیروهای اعمالی از جانب تراسترها برحسب زمان، در راستای محور x مختصات بدنه و همچنین، گشتاور اعمالی در راستای محور l مختصات بدنه صفر است. در شکل‌های ۱۱ و ۱۳ نیروها در راستای محور y و z و به صورت بازه‌های زمانی گسسته است. در شکل‌های ۱۲ و ۱۴ گشتاورها در راستای محورهای m و n است که به صورت بازه‌های زمانی گسسته است.



شکل ۱۱- نیروی ناشی از تراسترها در راستای محور y .



(الف)

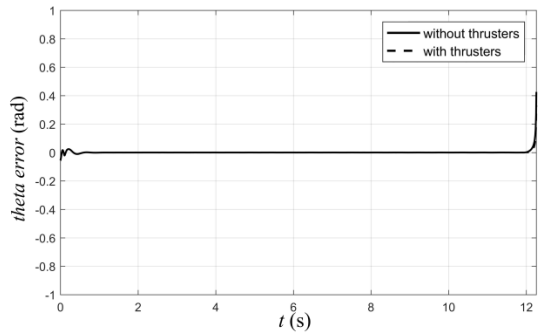


(ب)

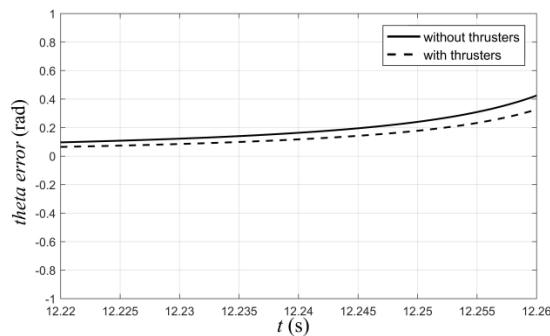
شکل ۷- فاصله جسم تا هدف برحسب زمان (سناریوی ۱).

جدول ۲- مقایسه خطای سیستم هدایت برای هدف با موقعیت ثابت (سناریوی ۱).

هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۹/۱۱۰	۵/۴۹۷	فاصله از دست‌دهی (متر)



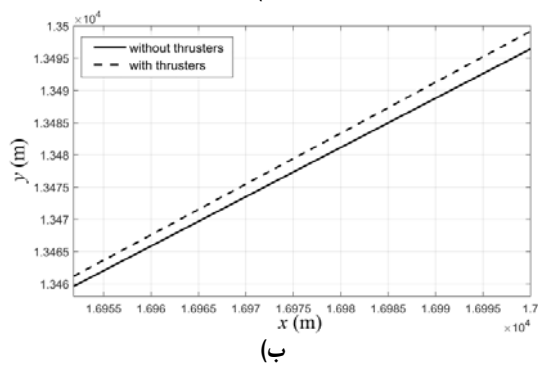
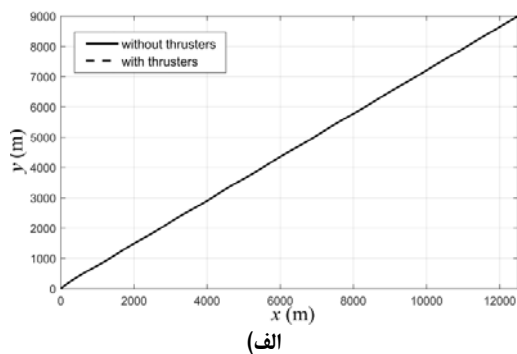
(الف)



(ب)

شکل ۸- خطای زاویه θ برحسب زمان (سناریوی ۱).

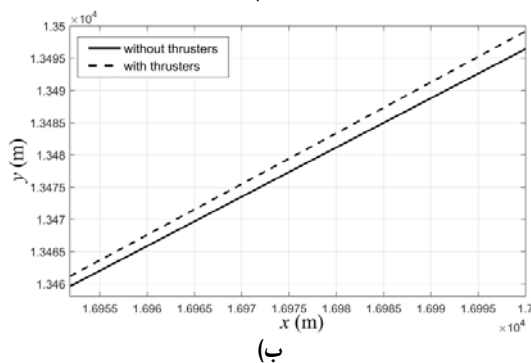
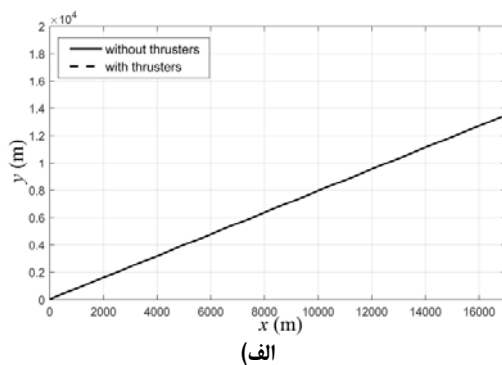
الف بزرگنمایی آن نمایش داده شده و در جدول ۴ فاصله از دست‌دهی مشخص شده است.



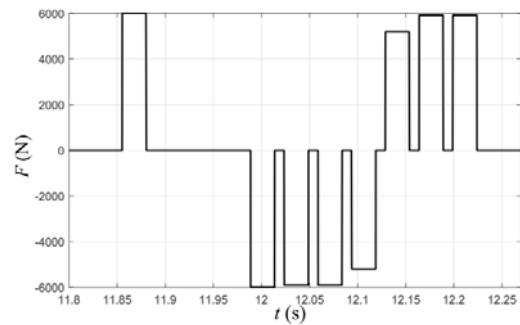
شکل ۱۵- فاصله جسم تا هدف (سناریوی ۲).

جدول ۳- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با موقعیت ثابت (سناریوی ۲).

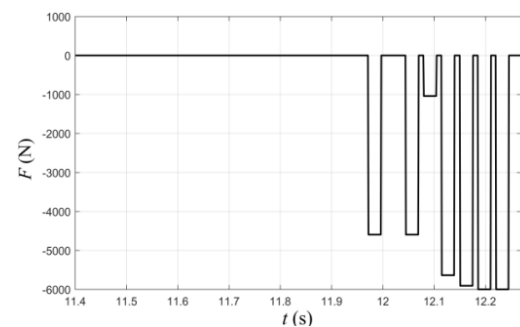
پارامتر	هدایت با تراستر جانبی	هدایت ساده
فاصله از دست‌دهی	۴/۸۶۳	۷/۲۶۶



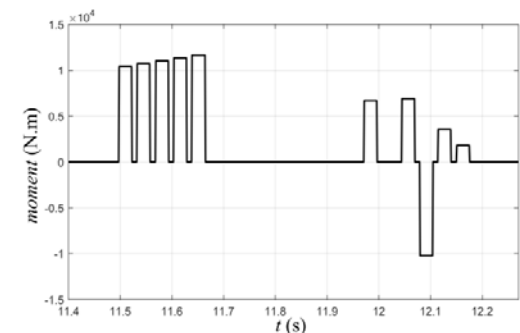
شکل ۱۶- فاصله جسم تا هدف (سناریوی ۳).



شکل ۱۲- گشتاور ناشی از تراسترها در راستای محور m.



شکل ۱۳- نیروی ناشی از تراسترها در راستای محور z.

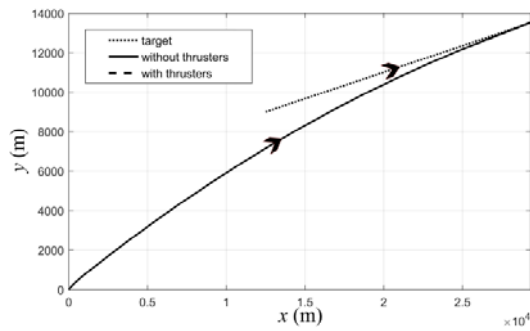


شکل ۱۴- گشتاور ناشی از تراسترها در راستای محور m.

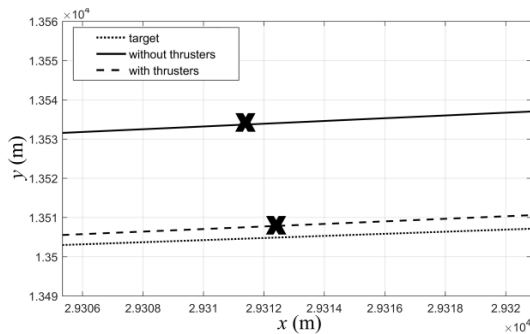
سناریوی ۲: هدف در مختصات ثابت (۷,۰۰۰، ۹,۰۰۰، ۱۲,۵۰۰) قرار دارد. فاصله از دست‌دهی در جدول ۳ مشخص شده است.

مشاهده می‌شود که فاصله از دست‌دهی در حالت هدایت با تراستر، کاهش یافته است. شکل ۱۵-الف، فاصله جسم تا هدف در این شبیه‌سازی است. همچنین، شکل ۱۵-ب تصویر بزرگنمایی شده آن است. در تصویر بزرگنمایی شده تفاوت روش هدایت با تراستر و هدایت عادی مشخص است. مشاهده می‌شود فاصله از دست‌دهی در حالتی که از تراستر استفاده می‌شود کمتر است. تراسترها تنها در لحظه آخر هدایت به سیستم هدایت کمک می‌کنند.

سناریوی ۳: هدف در موقعیت ثابت (۸,۵۰۰، ۱۳,۵۰۰، ۱۷,۰۰۰) قرار دارد. در شکل ۱۶-الف فاصله جسم تا هدف و در شکل ۱۶-



(الف)



(ب)

شکل ۱۸- فاصله جسم تا هدف (سناریوی ۵).

جدول ۶- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با سرعت ثابت (سناریوی ۵).

هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۹/۳۱	۴/۸۳۴	فاصله از دست‌دهی

سناریوی ۶: هدف از موقعیت اولیه (۸,۵۰۰, ۱۳,۵۰۰) با زاویه ۱۵- درجه با سرعت ۴۵۰m/s حرکت می‌کند. فاصله جسم تا هدف در شکل ۱۹ نشان داده و فاصله از دست‌دهی در جدول ۷ مشخص شده است.

سناریوی ۷: هدف دارای شتاب گرانش از موقعیت اولیه (۱۰,۰۰۰, ۵,۰۰۰) با زاویه ۶۰ درجه نسبت به افق، با سرعت اولیه ۶۰۰m/s پرتاب می‌شود. فاصله جسم تا هدف در شکل ۲۰ نشان داده و فاصله از دست‌دهی در جدول ۸ مشخص شده است.

سناریوی ۸: هدف با شتاب گرانش از موقعیت اولیه (۷,۰۰۰, ۹,۰۰۰) به موازات افق با سرعت اولیه ۴۰۰m/s پرتاب می‌شود. فاصله جسم تا هدف در شکل ۲۱ نشان داده و در جدول ۹ مشخص شده است.

سناریوی ۹: هدف با شتاب گرانش از موقعیت اولیه (۸,۵۰۰, ۱۳,۵۰۰) با زاویه ۶۰ درجه نسبت به افق، با سرعت اولیه ۵۰۰m/s پرتاب می‌شود. فاصله جسم تا هدف در شکل ۲۲ نشان داده شده است. فاصله از دست‌دهی در جدول ۱۰ مشخص شده است.

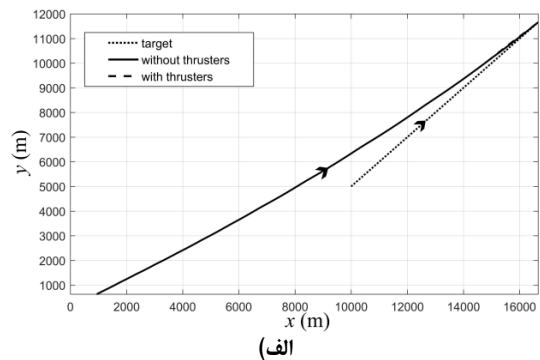
جدول ۴- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با موقعیت ثابت (سناریوی ۳).

هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۷/۹۰۴	۵/۳۷۷	فاصله از دست‌دهی (متر)

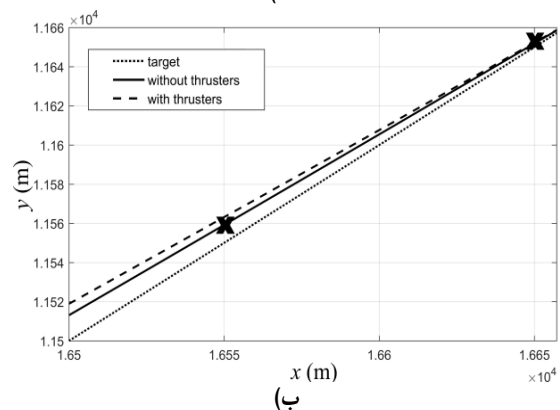
سناریوی ۴: هدف از موقعیت اولیه (۱۰,۰۰۰, ۵,۰۰۰) با زاویه ۴۵ درجه با سرعت ثابت ۵۰۰m/s حرکت می‌کند. نمودار فاصله جسم تا هدف در شکل ۱۷ نشان داده شده است. همچنین، فاصله از دست‌دهی در جدول ۵ مشخص شده است.

جدول ۵- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با سرعت ثابت (سناریوی ۴).

هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۴۴/۵۳	۲۴/۶۳	فاصله از دست‌دهی (متر)



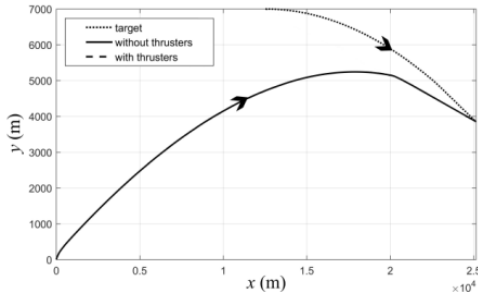
(الف)



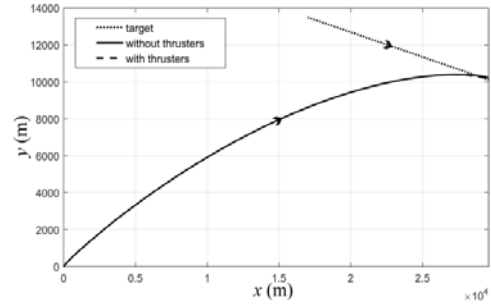
(ب)

شکل ۱۷- فاصله جسم تا هدف (سناریوی ۴).

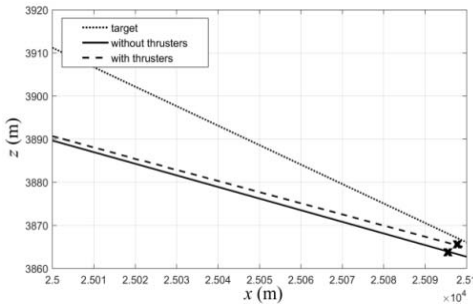
سناریوی ۵: هدف از موقعیت اولیه (۹,۰۰۰, ۷,۰۰۰) با زاویه ۱۵ درجه با سرعت ۶۰۰m/s حرکت می‌کند. فاصله جسم تا هدف در شکل ۱۸ نشان داده شده است. همچنین، فاصله از دست‌دهی در جدول ۶ مشخص شده است.



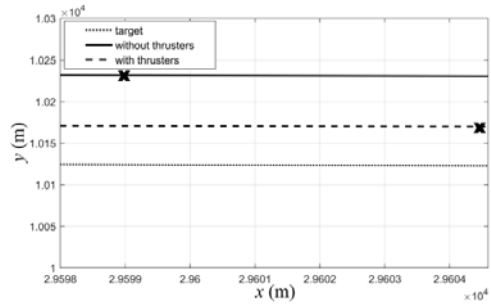
(الف)



(الف)



(ب)



(ب)

شکل ۲۱- فاصله جسم تا هدف (سناریوی ۸).

شکل ۱۹- فاصله جسم از هدف (سناریوی ۶).

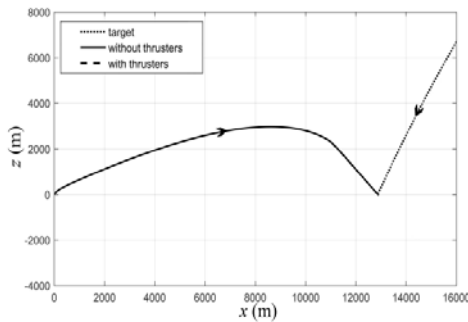
جدول ۹- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با شتاب ثابت (سناریوی ۸).

هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۱۳/۵۸۷	۵/۶۴	فاصله از دست‌دهی (متر)

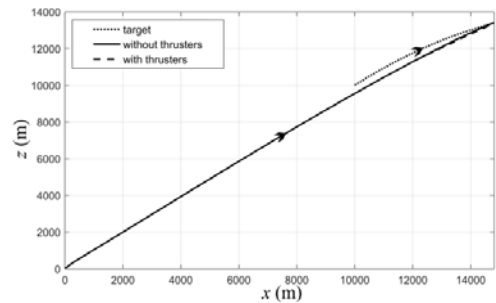
جدول ۷- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با سرعت ثابت

(سناریوی ۶).

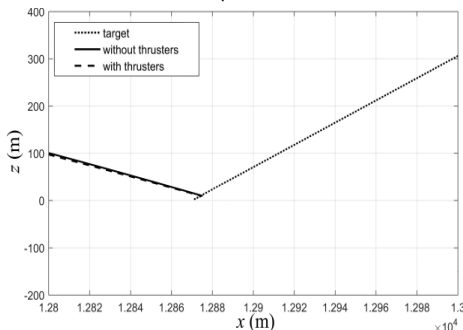
هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۱۰/۱/۲	۴۶/۷۴	فاصله از دست‌دهی (متر)



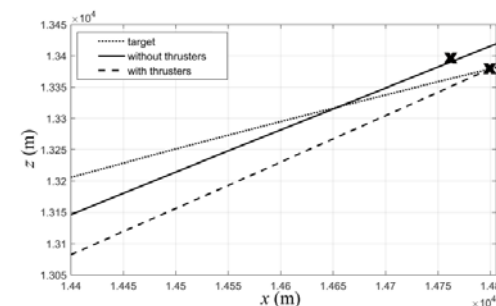
(الف)



(الف)



(ب)



(ب)

شکل ۲۲- فاصله جسم تا هدف (سناریوی ۹).

شکل ۲۰- فاصله جسم تا هدف (سناریوی ۷).

جدول ۱۰- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با شتاب ثابت (سناریوی ۹).

هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۴۴/۵۳	۲۴/۶۳	فاصله از دست‌دهی (متر)

جدول ۸- مقایسه خطای سیستم هدایت در هدف با شتاب ثابت (سناریوی ۷).

هدایت ساده	هدایت با تراستر جانبی	پارامتر
۱۰/۵۳	۵/۳۱	فاصله از دست‌دهی (متر)

- Fifth Int. Symp. Comput. Intell. Des.*, Hangzhou, China, No. 2, pp. 231–234, 2012.
- [8] Shi, Y.Z.Z., and Ma, W., “A Novel Control System Design Method for Missile with Lateral Jet and Aerodynamic Surfaces,” *International Conference on Intelligent Control and Information Processing (ICICIP)*, Beijing, China, 2013.
- [9] Liu, H.Q.Z., Yuan, R., Fan, G., and Yi, J., “Design of Blended Control Strategy for Autonomous Aircrafts with Multiple Actuators,” *IEEE Int. Conf. Control Autom.*, Hangzhou, China, 2013.
- [10] Yang, B., Zhao, Y., and Yao, Y., “Autopilot Design for Aerial Vehicles with Aerodynamic Surfaces and Lateral Jets Using Explicit Hybrid MPC” , *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Florida, Orlando, USA, 2015.
- [11] Hall, R.A., Hough, S., Orphee, C., and Clements, K., “Design and Stability of an On-Orbit Attitude Control System Using Reaction Control Thrusters”, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, San Diego, California, USA, pp. 1–26, 2016.
- [12] Ashrafiuon, H., “Guidance and Attitude Control of Unstable Rigid Bodies with Single-Use Thrusters,” *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, Vol. 25, No. 2, pp. 401–413, 2017.
- [13] Pei, J., Choueiri, M.N., Elandt, R., Peck, M.A., and Finch, P., “An Innovative Control Allocation Scheme to Address Reaction Thruster Interactions on a 3U CubeSat,” *AIAA Guid. Navig. Control Conf.*, Kissimmee, Florida, USA, pp. 1–17, 2018.
- [14] Siouris, G.M., “Missile Guidance and Control Systems,” *Appl. Mech. Rev.*, Vol. 57, No. 6, p. B32, 2004.
- [15] Güner, D.R.L., “Modeling of a Generic Laser Guided Weapon with Velocity Pursuit Guidance and Its Performance Analysis, Using Various Control Strategies,” (M.Sc. Thesis), *Middle East Tech. Univ.*, Turkey, 2004.
- [16] Costello, P. and Titus, H.A., “Simulink Simulation of Proportional Navigation and Command to Line of Sight Guidance,” (M.Sc. Thesis), *Naval Postgraduate School*, Monterey, California, USA, 1995.
- [17] Khakisedigh, A., Analysis and Design of Multivariable Control Systems, pp. 302-305, Khaje Nasiraddin Toosi University of Tech., Tehran, 2015 (In Persian).

نتیجه گیری

سیستم موتورهای کنترل جهت، یک سیستم کنترلی مؤثر در بهبود عملکرد سیستم هدایت است. سیستم موتورهای سوخت جامد را می‌توان تعدادی عملگر بنگ-بنگ در نظر گرفت. عملگرهای بنگ-بنگ دو حالت روشن و خاموش دارند. این نوع موتورها می‌توانند در کنار سطوح کنترل جسم به سیستم هدایت کمک کنند. مدیریت و الگوریتم استفاده از تراسترهای جانبی اهمیت فراوانی دارد. مشاهده شد که با کنترل دو زاویه سمت و چرخش و تعقیب زاویه خط دید، می‌توان جسم را به سمت هدف مورد نظر هدایت کرد. نتایج شبیه‌سازی انجام‌شده کارآمدی الگوریتم هدایت با استفاده از سیستم موتورهای کنترل جهت را در مقایسه با روش‌های هدایت موجود نشان می‌دهد.

مراجع

- [1] Herman, J.B.R., "Subsystem for Extended Range Intceptor (ERINT-1) Missile", *AIAA SDIO Ann. Intercept. Tech. Conf.*, 1992.
- [2] Walters, J.B.E., Extended Range Interceptor (ERINT-1) Flight Test Program, in *AIAA SDIO Annual Interceptor Technology Conference*, 1992.
- [3] Bernelli-zazzera, V.N.F. and Mantegazza, P., "Multi-Pulse Width Modulated Control of Linear Systems", *Guid. Control Dyn.*, Vol. 21, 1998.
- [4] Yin, Z.W.Y. and Yang, M., Research on the Method for Attitude Fuzzy Control of the Interceptor, *National Nature Science Foundation of China*, 2005.
- [5] Yao, D.C.Y., Yang, B., and He, F., "Fliess Expansion Based Bang Bang Control Design and Its Application to Attitude Control of Missile", *The 6th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Dalian, China, pp. 21–23, 2006.
- [6] He, F., Ma, K., and Yao, Y., “Firing Logic Optimization Design of Lateral Jets in Missile Attitude Control Systems,” *The IEEE International Conference on Control Applications*, San Antonio, TX, USA, pp. 936–941, 2008.
- [7] Shi, Z., Ma, W., Zhang, Y., and Han, H., “Lateral Thrust and Aerodynamics Compound Control System of Missile Based on Adaptive Fuzzy Control,” *The*