مجله مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1396، دوره 17، شماره 9، ص‌ص 97-106

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

طراحی هدایت حلقه بسته زیر بهینه برای سامانه‌های پرنده زیر مداری

فرهاد توکلی[1]، علیرضا باصحبت نوین زاده[2*]

1-دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
2-دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
*تهران، صندوق پستی1656983911، novinzadeh@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 24 فروردین 1396
پذیرش: 16 مرداد 1396
ارائه در سایت: 17 شهریور 1396

کلید واژگان:
برنامه‌ریزی ایستای مدل پیش بین
هدایت حلقه بسته
هدایت زیر بهینه

چکیده

در این مقاله یک روش هدایت حلقه بسته جدید برای سامانه‌های زیر مداری ارایه شده است. روش پیشنهاد شده را می‌توان برای هدایت و کنترل فاز اولیه یک سامانه که دراتمسفر پرواز می‌کند استفاده کرد. در این روش، حل زیر بهینه یکپارچه سیستم هدایت و کنترل به‌صورت حلقه بسته انجام گردیده است. این روش هدایت زیر بهینه که به نام برنامه‌ریزی ایستای مدل پیش‌بین (MPSP) شناخته می‌شود بر پایه تئوری کنترل بهینه غیرخطی استوار بوده واز ترکیب فلسفه کنترل مدل پیش‌بین و برنامه ریزی پویای تقریبی به‌دست آمده و یک کلاسی از مسائل کنترل بهینه کراندار با محدودیت‌های نهایی را حل می‌نماید. همچنین به‌علت این‌که ماتریس حساسیت موردنیاز این تکنیک به روش بازگشتی قابل محاسبه است، این روش از نظر محاسباتی بسیار کارآمد بوده و قابل استفاده برای پیاده‌سازی برخط در سامانه می‌باشد. در این مقاله معادلات دینامیکی سامانه در حضور نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی مدل شده واثر دینامیک سرومکانیزم نیز در معادلات در نظر گرفته شده است. به‌علاوه با در نظر گرفتن همزمان حلقه‌های هدایت و کنترل، حل یکپارچه‌ای از سیستم هدایت و کنترل توسط مدل شبیه‌سازی سه درجه آزادی زمین کروی ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد که روش پیشنهادی هدایت حلقه بسته قادر است خطاهای مدل‌سازی سامانه را توسط بروزرسانی اطلاعات پرواز حذف نموده و سامانه را به نقطه موردنظر هدایت نماید.

AClosed Loop Sub-Optimal Guidance Design forSub-Orbital Flying Systems

Farhad Tavakoli, Alireza BasohbatNovinzadeh*

Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasireddin Toosi University, Tehran, Iran
*P.O.B. 1656983911, Tehran, Iran, novinzadeh@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 13 April 2017
Accepted 07 August 2017
Available Online 08 September 2017

Keywords:
Model Predictive Static Programming
Closedloop guidance
Sub-optimal guidance

ABSTRACT

In this paper, a novel closedloop guidance method is provided for sub-orbital systems.The proposed method can be used in the first phase of a flyingvehicle system that flies in atmosphere.In this method, sub-optimal integrated solution of control and guidance in closed-loop is developed. This Sub-optimal guidance technique has been namedModel Predictive Static Programming (MPSP) thatis based on nonlinear optimal control theory and derived from combined philosophies of Model Predictive Control and Approximate Dynamic Programming solves a class of finite horizon optimal control problems with terminal constraints.Also, because sensitivity matrices that are necessary for obtaining this solution can be computed recursively, this technique is computationally efficient and isappropriate for online implementation.In this paper, the system’s dynamic equations are modeled in the presence of aerodynamic forces and moment and the dynamic servo-mechanism effect is also assumedin the equations. Furthermore, by simultaneously considering the guidance and control loops, an integrated solution of the guidance and control system is proposed by three-degree of freedom spherical earth simulation model. Results showthat proposed closed-loop guidance is able to remove modeling errors by flight data update and guideflying vehicle to the desired point.

1- مقدمه

برای هدایت مراحل اولیه پرواز یک سامانه زیر مداری در جو غلیظ، معمولا از روش‌های هدایت حلقه باز استفاده می‌شود. سپس با خروج سامانه از جو غلیظ و حذف نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، مسیر پرواز با الگوریتم‌های ضمنی حلقه بسته کنترل می‌گردد. هر چند در این روش‌ها با توجه به سادگی پیاده‌سازی الگوریتم در کامپیوتر پرواز، نیاز به کامپیوترهای پرسرعت درون سامانه نیست، ولی نیازمند محاسبات زیاد قبل از پرواز بوده و در صورت اغتشاشات زیاد، فرامین کنترلی بزرگی تولید می‌شود و ممکن است باعث خطای نهایی زیادی گردد. [1]

روش هدایت دیگری که در سامانه‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش هدایت صریح است. در این روش، محاسبات پرواز به‌صورت لحظه‌ای و با توجه به شرایط موجود، به‌صورت بهینه حل شده و فرامین هدایت صادر می‌شود. در این روش، بردار سرعت به‌گونه‌ای تنظیم می‌شود که با کمینه کردن تابع هزینه مناسب، محموله در پایان یک پرواز آزاد در محل موردنظر فرود آید. تئوری کنترل بهینه غیرخطی که در این روش استفاده می‌شود یک ابزار عالی برای حل مسئله بهینه‌سازی مسیر است. این روش به‌طور طبیعی می‌تواند همزمان با بهینه‌سازی یک تابع هدف، علاوه بر ارضاء شرایط نهایی، محدودیت‌های تعریف شده در مسیر را نیز پوشش دهد. اما در عمل در بیشتر

Please cite this article using:
F. Tavakoli, A. BasohbatNovinzadeh, AClosed Loop Sub-Optimal Guidance Design forSub-Orbital Flying Systems , *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 9, pp. 97-106, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]

روش‌های کاربردی برای هدایت مسیر، مستقیما از تئوری کنترل بهینه استفاده نمی‌گردد. زیرا حجم محاسبات این روش‌ها به شدت زیاد بوده و امکان حل معادلات لحظه‌ای وجود ندارد. [1]

اما ترکیب فلسفه کنترل مدل پیش بین MPC[1] [2] و برنامه ریزی پویای تقریبی ADP[2] [3] یک تکنیک خلاقآن‌های ایجاد کرده است که مسائل کنترل بهینه کراندار را با کارایی بسیار بالا محاسبه می‌کند. این روش ابتدا در سال 2009 توسط پادی معرفی گردید و با توجه به این‌که در این روش باید با در نظر گرفتن یک پارامترهای ایستا مسئله بهینه‌سازی حالت ایستا انجام گیرد، به نام برنامه‌ریزی ایستای مدل پیش بین MPSP[3] [4] نامگذاری شد.

این روش، یک تکنیک طراحی کنترل زیربهینه است که بر پایه تئوری کنترل بهینه غیرخطی استوار بوده و با توجه به ماهیت حلقه بسته بازگشتی آن، روند محاسبات بسیار کارآمدی دارد.بنابراین می‌توان محاسبات آن را با یک کامپیوتر داخلی در سامانه به‌صورت لحظه‌ای انجام داد. از این‌رو این روش به‌عنوان یک تکنیک حل زمان حقیقی حلقه بسته در کنترل بهینه معرفی شده است.

خلاقیت این روش نسبت به مسئله مقدار مرزی دو نقطه‌ای در کنترل بهینه، در این است که برای بروزرسانی متغیر کنترلی فقط از یک بردار حالت کمکی که تعداد مولفه‌های آن برابر تعداد متغیرهای ایستا در شرایط نهایی است، استفاده می‌کند. در این روش نیازی به محاسبه مستقیم بردار حالت کمکی نبوده و ماتریس‌های حساسیت موردنیاز برای بروزرسانی این بردار به‌صورت بازگشتی محاسبه می‌شوند. بنابراین حجم محاسبات برای بروزرسانی تابع کنترلی به‌علت بازگشتی بودن معادلات بسیار کم بوده و روش بیان شده از کارآمدی بالایی برخوردار است. این موضوع سبب شده است که روش فوق قابلیت استفاده در طراحی هدایت بهینه حلقه بسته لحظه‌ای را داشته باشد. [5] در سال‌های اخیر تکنیک MPSP در طیف وسیعی از کاربردهای هدایت سامانه‌های هوافضایی و خصوصا بهینه‌سازی مسیر، توسعه یافته و نتایج نوید بخشی از آن به چاپ رسیده است. در مرجع [6] نویسندگان با استفاده از دیدگاه دینامیک معکوس [10] اشکال عدم اطلاع از زمان اعمال شرایط مرزی پایانی ناشی از خطای زمان خاموشی موتور در سامانه‌های سوخت جامد را مرتفع نموده و هدایت سامانه سوخت جامد را در خارج از جو توسط این روش پیاده‌سازی کرده است. همچنین در مرجع [7] روش MPSP برای پیاده‌سازی هدایت فاز میانی استفاده شده است. در این مقاله نیز مشکل عدم اطلاع دقیق از زمان پرواز در فاز میانی با تغییر متغیر زمان به موقعیت پایانی هدایت فاز میانی برطرف شده است.

در مراجع [8] و [9] روش جدید G-MPSP ارائه شده است. در این روش الزام گسسته‌سازی معادلات حذف شده و الگوریتم می‌تواند به‌صورت زمان پیوسته، هدایت حلقه بسته را پیاده‌سازی کند. در این مراجع، این روش برای سامانه هوا به زمین با محدودیت مشخص بودن زاویه برخورد سمت و ارتفاع در فضای سه بعدی پیاده‌سازی شده است.

بررسی مقالات نشان می‌دهد که در طراحی مسیر سامانه درکلیه روش‌های هدایت صریح و ضمنی، معمولا از تاثیر دینامیک سیستم کنترل صرف‌نظر شده و یا با یک ثابت زمانی مدل می‌شود. هر چند تاثیر دینامیک سیستم کنترل خصوصا در خارج از جو کم است ولی در پرواز در جو غلیظ خصوصا در مواقعی که تخمین دقیقی از ضرایب آیرودینامیکی وجود ندارد و یا در حضور اغتشاشات جوی تاثیر دینامیک سیستم کنترل در مسیر بهینه قابل صرف‌نظر نیست.

از این‌رو در این مقاله سعی شده است که با ارائه الگوریتمی حل همزمان برای معادلات دینامیکی موثر در مسیر پرواز در حضور معادلات سیستم کنترل انجام گیرد.

در ادامه ابتدا تئوری این تکنیک ارائه شده و سپس چگونگی پیاده‌سازی آن برای معادلات حرکت یک سامانه در حضور نیروهای آیرودینامیکی بیان می‌گردد. سپس با اضافه کردن معادلات سیستم کنترل، حل یکپارچه‌ای از سیستم هدایت و کنترل برای سامانه پرنده توسط این تکنیک ارائه می‌شود. مزیت تکنیک ارائه شده سادگی پیاده‌سازی الگوریتم حلقه بسته و عدم نیاز به محاسبات اولیه پیچیده و امکان پیاده‌سازی زمان حقیقی آن می‌باشد.

در ادامه نتایج حاصل شده از پیاده‌سازی این الگوریتم با انجام همزمان دو شبیه‌سازی پرواز برای یک سامانه نمایش داده شده است. یکی از این شبیه‌سازی‌ها مدل واقعی سامانه در حضور اغتشاشات محیطی بوده و شبیه‌سازی دیگر، مدل مورد استفاده در محاسبات هدایت است که در کامپیوتر پرواز پیاده‌سازی خواهد شد. در این مدل، خطای محاسبات آیرودینامیکی، تفاوت در مشخصات جرمی و تراست موتور در نظر گرفته می‌شود.

همان‌گونه که خواهید دید این نتایج نشان می‌دهد که استفاده از این روش باعث افزایش زیادی در دقت اصابت سامانه زیر مداری سوخت جامد تک مرحله‌ای که فقط در فاز موتور روشن قابلیت هدایت و کنترل سامانه را دارد، خواهد شد.

2- تئوری روش MPSP

در این بخش جزئیات ریاضی تکنیک جدید MPSP که در مراجع [5] و [6] ارائه شده، به‌طور خلاصه بیان می‌شود. در این روش یک سیستم غیرخطی گسسته برحسب متغیرهای حالت و معادلات دینامیک خروجی آن، به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$X_{k+1} = F_k(X_k, U_k) \quad (1)$$

$$Y_k = h(X_k) \quad (2)$$

که در این معادلات $X \in \Re^n$، $U \in \Re^m$، $Y \in \Re^p$ و $k = 1,2,\dots,N-1$ می‌باشد. قابل ذکر است که هدف اصلی از ارائه این تکنیک جدید، محاسبه روندی از تغییرات متغیر کنترلی ورودی U_k به شکلی است که در بازه زمانی موردنظر بردار خروجی Y_N در زمان پایانی به مقدار مطلوب Y_N^* برسد. یعنی $Y_N \to Y_N^*$. همچنین در راه رسیدن به این هدف، تغییرات متغیر کنترلی براساس مینیمم تلاش کنترلی محاسبه شود.

در تکنیک ارائه شده در این‌جا لازم است برای شروع از یک منحنی شرایط اولیه تخمینی مناسب، برای متغیر کنترلی ورودی در بازه زمانی موردنظر استفاده شود. در این روش در هر مرحله از حل معادلات، خطای متغیر کنترلی در هر لحظه زمانی نسبت به مقدار آن از مرحله قبلی، حساب شده و از مقادیر قبل کاسته می‌شود. این روند تا جایی‌که مقادیر بردار خروجی لحظه پایانی به مقادیر خروجی مطلوب برسد، ادامه می‌یابد.

برای بیان ریاضی این روش، ابتدا سری تیلور حول نقطه نهایی به‌صورت زیر بسط داده می‌شود.

$$Y_N = Y_N^* + \left[\frac{\partial Y_N}{\partial X_N}\right] dX_N + e \quad (3)$$

با تعریف خطای خروجی در لحظه پایانی به‌صورت $\Delta Y_N \triangleq Y_N - Y_N^*$ و

[1] Model Predictive Control
[2] Approximate Dynamic Programming
[3] Model Predictive Static Programming

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

صرف‌نظر از ترم‌های خطای درجه بالا e می‌توان با تقریب خطای کوچک، معادله بالا را به فرم زیر بازنویسی کرد.

$$\Delta Y_N \cong dY_N = \left[\frac{\partial Y_N}{\partial X_N}\right] dX_N \tag{4}$$

اما می‌توان طبق تعریف دستگاه معادلات، خطای متغیرهای حالت را در هر مرحله زمانی به‌صورت زیر بیان کرد.

$$dX_{K+1} = \left[\frac{\partial F_k}{\partial X_k}\right] dX_k + \left[\frac{\partial F_k}{\partial U_k}\right] dU_k \tag{5}$$

که در این معادله dX_k و dU_k به‌ترتیب خطای متغیرهای حالت و خطای کنترلر در هر مرحله زمانی می‌باشد. با قرار دادن تعریف dX_N در معادله dY_N برای $k = N-1$ این معادله به‌صورت زیر بازنویسی می‌گردد.

$$dY_N = \left[\frac{\partial Y_N}{\partial X_N}\right]\left(\left[\frac{\partial F_{N-1}}{\partial X_{N-1}}\right] dX_{N-1} + \left[\frac{\partial F_{N-1}}{\partial U_{N-1}}\right] dU_{N-1}\right) \tag{6}$$

با بسط مداوم dX_k ، $k = (N-2), (N-3), \dots, 1$ و مرتب کردن ترم‌ها، معادله زیر حاصل می‌شود.

$$dY_N = A\, dX_1 + B_1 dU_1 + \cdots + B_{N-1} dU_{N-1} \tag{7}$$

$$A \triangleq \left[\frac{\partial Y_N}{\partial X_N}\right]\left[\frac{\partial F_{N-1}}{\partial X_{N-1}}\right] \cdots \left[\frac{\partial F_1}{\partial X_1}\right] \tag{8}$$

$$B_k \triangleq \left[\frac{\partial Y_N}{\partial X_N}\right]\left[\frac{\partial F_{N-1}}{\partial X_{N-1}}\right] \cdots \left[\frac{\partial F_{k+1}}{\partial X_{k+1}}\right]\left[\frac{\partial F_k}{\partial U_k}\right] \tag{9}$$

که در آن‌ها $k = 1,2,\dots, N-1$ است.

از آن‌جایی که شرایط اولیه مشخص است، بنابراین خطایی در اولین ترم وجود ندارد. یعنی $dX_1 = 0$ بنابراین خواهیم داشت.

$$dY_N = \sum_{k=1}^{N-1} B_k\, dU_k \tag{10}$$

در معادله بالا می‌توان ضریب B_k را به‌صورت بازگشتی محاسبه کرد که باعث کاهش حجم محاسبات می‌شود. برای انجام این روش ابتدا B_{N-1}^0 و B_{N-1}به‌صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$B_{N-1} = \left[\frac{\partial Y_N}{\partial X_N}\right]\left[\frac{\partial F_{N-1}}{\partial U_{N-1}}\right] \tag{11}$$

$$B_{N-1}^0 = \left[\frac{\partial Y_N}{\partial X_N}\right] \tag{12}$$

سایر مقادیر B_k^0 و B_k نیز به‌صورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$B_k^0 = B_{k+1}^0 \left[\frac{\partial F_{K+1}}{\partial X_{K+1}}\right] \tag{13}$$

$$B_k = B_k^0 \left[\frac{\partial F_k}{\partial U_k}\right] \tag{14}$$

که در آن‌ها $k = (N-2), (N-3), \dots, 1$ است.

به‌طور معمول تعداد نقاط گسسته‌سازی در بردار تابع کنترلی بسیار بیشتر از تعداد معادلات بردار خروجی در شرایط نهایی است. به عبارتی $p \gg (N-1)m$ می‌باشد. بنابراین می‌توان با افزودن تعداد معادلات، شرایط حل بهینه را نیز ایجاد کرد. در تکنیک ارائه شده می‌توان با هدف کمترین تلاش کنترلی از تابع کنترلی U_k یا dU_k استفاده کرد. در صورتی‌که از U_k استفاده شود، بهینه بودن تابع کنترلی در هر مرحله از زمان باقی مانده به‌صورت مستقل محاسبه می‌شود و ممکن است باعث تولید تغییرات ناگهانی در تابع کنترلی گردد. اما در صورتی‌که از dU_k استفاده شود با شرط این‌که در ابتدای حل معادلات از شرایط اولیه بهینه استفاده شود، کمترین تغییرات در تابع کنترلی نسبت به شرایط بهینه اولیه به عنوان تابع هدف انتخاب شده است.

در این حالت خروجی تابع کنترلی، با وجود اعمال اغتشاش در معادلات به شکل بهینه اول نزدیک است. بنابراین با توجه به اهمیت هموار بودن تابع کنترلی، تابع هدف بهینه به‌صورت زیر تعریف شده است.

$$J = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N-1} dU_k^{\mathrm{T}} R_k\, dU_k \tag{15}$$

در این تابع فرض می‌شود که R_k ماتریس معین مثبت است. با استفاده از تئوری بهینه‌سازی[11] می‌توان تابع زیر را تشکیل داد.

$$\bar{J} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N-1} dU_k^{\mathrm{T}} R_k\, dU_k + \lambda^T \left(dY_N - \sum_{k=1}^{N-1} B_k\, dU_k \right) \tag{16}$$

شرایط لازم برای بهینگی به‌صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$\frac{\partial \bar{J}}{\partial dU_k} = R_k dU_k - B_k^{\mathrm{T}} \lambda = 0 \tag{17}$$

$$\frac{\partial \bar{J}}{\partial \lambda} = dY_N - \sum_{k=1}^{N-1} B_k\, dU_k = 0 \tag{18}$$

از حل معادله بالا می‌توان dU_k را به‌صورت زیر محاسبه کرد.

$$dU_k = R_k^{-1} B_k^{\mathrm{T}} \lambda \tag{19}$$

از ترکیب معادلات بالا و تعریف A_λ به‌صورت زیر می‌توان نوشت

$$A_\lambda \triangleq \sum_{k=1}^{N-1} B_k\, R_k^{-1} B_k^{\mathrm{T}} \tag{20}$$

$$A_\lambda \lambda = dY_N \tag{21}$$

بنابراین بروزرسانی کنترل به‌صورت زیر انجام می‌گردد

$$dU_k = R_k^{-1} B_k^{\mathrm{T}} A_\lambda^{-1} dY_N \tag{22}$$

$$U_k = U_k^0 - dU_k = U_k^0 - R_k^{-1} B_k^{\mathrm{T}} A_\lambda^{-1} dY_N \tag{23}$$

همان‌گونه که دیده می‌شود بروزرسانی معادله و محاسبه مقادیر کنترلی جدید، توسط حل بسته به‌دست آمده است که کاملا مناسب برای محاسبات زمان حقیقی می‌باشد. بنابراین اگر اغتشاشات وارده به سیستم و خطاهای شرایط اولیه کم باشد، انتظار می‌رود که با توجه به حل بسته معادلات و شرایط خطای کوچک، فقط یک بار اجرای الگوریتم برای بروزرسانی متغیر کنترلی کافی باشد. اما اگر مقادیر خطای متغیر کنترلی نسبت به مقدار مطلوب زیاد باشد، همگرایی معادلات با چند بار تکرار به‌دست خواهد آمد.

قابل ذکر است که تعداد نقاط گسسته‌سازی N نقش مهمی در همگرایی و توانایی کامپیوتر در اجرای محاسبات زمان حقیقی دارد. به‌گونه‌ای که اگر تعداد نقاط گسسته‌سازی کم انتخاب گردد، باعث خطای زیاد در گسسته‌سازی مرتبه اول سری تیلور و عدم همگرایی الگوریتم می‌شود. از طرف دیگر زیاد بودن تعداد نقاط گسسته‌سازی سبب افزایش حافظه مورد نیاز و افزایش شدید بار محاسباتی شده و ممکن است باعث عدم توانایی کامپیوتر در اجرای زمان حقیقی گردد. لازم به ذکر است که ماتریس R_k براساس انتخاب بردار dU_k به‌صورت ضرایب بی‌بعد ساز انتخاب می شود.

2- معادلات حرکت سه درجه آزادی سامانه در جوغلیظ

در این بخش، معادلات حرکت سه درجه آزادی در صفحه با فرض زمین کروی و در نظر گرفتن اثرات اتمسفر ارائه شده است. در این معادلات، ابتدا نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی در دستگاه بدنی محاسبه شده و سپس با در نظر گرفتن زاویه حمله موشک به دستگاه پایداری انتقال داده شده‌اند. معادلات حالت سیستم که برای مدل‌سازی دینامیک حرکت یک سامانه در

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]

جو غلیظ صادق است با توجه به "شکل 1"به‌صورت زیر نوشته می‌شود.

$$\begin{bmatrix}\dot{V}\\ \dot{\gamma}\\ \dot{r}\\ \dot{\alpha}\\ \dot{q}\\ \dot{\varphi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{A+T}{m}\cos\alpha-\frac{Z_\alpha\alpha+Z_q q+Z_\delta\delta_v}{m}\sin\alpha-g\sin\gamma\\ \frac{A+T}{mV}\sin\alpha+\frac{Z_\alpha\alpha+Z_q q+Z_\delta\delta_v}{mV}\cos\alpha+\left(\frac{V}{r}-\frac{g}{V}\right)\cos\gamma\\ V\sin\gamma\\ q-\frac{A+T}{mV}\sin\alpha-\frac{Z_\alpha\alpha+Z_q q+Z_\delta\delta_v}{mV}\cos\alpha+\frac{g}{V}\cos\gamma\\ \frac{1}{I_y}\left(M_\alpha\alpha+M_q q+M_\delta\delta_v\right)\\ \frac{V\cos\gamma}{r}\end{bmatrix}\tag{24}$$

قابل ذکر است که این معادلات، از توسعه معادلاتی که تامسون [12] بدون در نظر گرفتن نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک و در خارج از جو ارائه کرده استخراج گردیده است. اعتبارسنجی این معادلات نیز توسط نرم‌افزار معتبر شش درجه آزادی برای سامانه خاص بررسی شده است. در این معادلات r فاصله سامانه از مرکز زمین، γ زاویه مسیر با افق محلی، T نیروی پیشران محوری، m جرم سامانه، V سرعت سامانه، g شتاب ثقل، φ زاویه مسیر (زاویه بین افق محلی با افق اولیه) و α زاویه حمله (زاویه بین محور طولی و محور سرعت سامانه)،q سرعت زاویه‌ای در صفحه پیچ،A مولفه بردار نیروی آیرودینامیکی در جهت محور X دستگاه بدنی، Z_α و Z_qمشتق مولفه بردار نیروی آیرودینامیکی در جهت محور Z دستگاه بدنی نسبت به α و q در صفحه پیچ، M_α و M_q مشتق گشتاور آیرودینامیکی نسبت به α و q در صفحه پیچ، I_y گشتاور اینرسی در صفحه پیچ و θ زاویه پیچ (زاویه محور طولی با محور افقی اولیه) هستند. همچنین δ_v چرخش بالک‌های کنترل جهت تراست[1] است که عملا با فرض عدم توانایی در تنظیم اندازه تراست تنها پارامتر قابل تنظیم توسط سیستم هدایت و کنترل در این معادلات است.

همان‌گونه که در معادلات دیده می‌شود، افت تراست ناشی از چرخش بالک کنترلی در راستای محور طولی سامانه صرف‌نظر شده است. البته این اثر در معادلات حالتی که وظیفه شبیه‌سازی پرواز سامانه را به‌عهده دارند در نظر گرفته شده است.

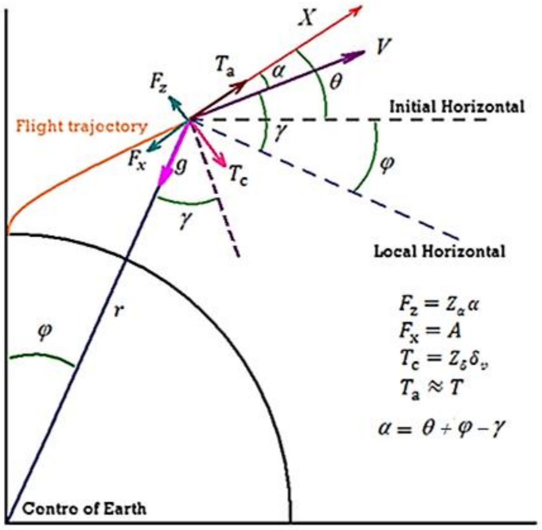

Fig. 1 Presenting the Flight Path of the System and Forces Applied to it

شکل 1 نمایش مسیر پرواز سامانه و نیروهای وارده به آن

[1]Vane

3- طراحی سیستم هدایت با در نظر گرفتن دینامیک سیستم کنترل سامانه در جوغلیظ با استفاده از روش MPSP

همان‌گونه که در معادلات دینامیک حرکت سامانه در جو غلیظ بیان شد، تنها متغیر قابل تنظیم،چرخش بالک‌های کنترل تراست است.

در صورتی‌که این معادلات به‌عنوان معادلات حالت سیستم در الگوریتم کنترل شبه بهینه MPSP در نظر گرفته شود، متغیر کنترلی نیز بطور مستقیم چرخش بالک‌های کنترل بردار تراست خواهد بود.

اما با توجه به مدل‌سازی کامل دینامیک کانال طولی در این معادلات، در عمل تولید فرامین مناسب برای چرخش بالک‌ها، بدون بستن حلقه پایدار ساز توسط سرعت زاویه‌ای و بدون استفاده از جبران ساز ممکن نیست. بنابراین در طراحی مسیر هدایت یا باید از معادلات گشتاور صرف‌نظر کرده و مستقیما سرعت زاویه‌ایq را به عنوان متغیر کنترلی در نظر گرفت و یا با اضافه کردن معادلات حلقه بسته سیستم کنترل شامل دینامیک عملگر و جبران سازها، حل یکپارچه‌ای از سیستم هدایت و کنترل ارایه داد.

در ادامه ابتدا چگونگی حلقه بسته کردن معادلات در شبیه‌سازی و پرواز واقعی بیان شده و سپس الگوریتم سیستم هدایت با در نظر گرفتن سیستم کنترل بیان می‌شود.

4-1- روش پیاده‌سازی حل حلقه بسته معادلات حالت

در بخش‌های گذشته علاوه بر ارائه معادلات دینامیک حرکت سامانه در جو غلیظ، جزئیات ریاضی روش کنترل بهینه تقریبی MPSP برای طراحی مسیر پرواز بیان شد. همان‌گونه که دیده شد، در این روش ابتدا ماتریس حساسیت B_k با استفاده از روابط بازگشتی محاسبه شده و سپس متغیر کنترلی،متناسب با خطای شرایط نهایی dY_N، در کل زمان پرواز موتور روشن سامانه،محاسبه می‌شود. در صورتی‌که، خطای شرایط نهایی با مقادیر جدید متغیر کنترلی، به مقدار مجاز کاهش یافت، الگوریتم تا اعمال شرایط اولیه جدید پایان یافته و در غیر این صورت لازم است دوباره الگوریتم MPSP اجرا شده و متغیر کنترلی مجددا محاسبه شود.

لازم به ذکر است که هر چند در این روش در هر بار بروزرسانی، معادلات حالت تا انتهای زمان پرواز سامانه حل می‌شود، اما نکته قابل تامل در حلقه بسته بودن این روش، فقط استفاده از لحظات ابتدایی متغیر کنترلی تولید شده است. در این روش لازم است بروزرسانی مقادیر متغیرهای حالت با فرکانس مشخصی از روی داده‌های سیستم ناوبری اینرسی انجام گیرد.طبق این الگوریتم در بازه‌های زمانی مشخص، مقادیر واقعی متغیرهای حالت از سیستم ناوبری سامانه استخراج شده، و به‌عنوان شرایط اولیه متغیرهای حالت، در نظر گرفته می‌شوند. بنابراین در هر بار بروزرسانی، زمان بروزرسانی به‌عنوان زمان آغاز الگوریتم در نظر گرفته شده و معادلات دینامیکی برای محاسبه تغییرات در متغیر کنترلی و محاسبه خطای نهایی تا انتهای مسیر پرواز سامانه محاسبه می‌شود. بعد از همگرایی الگوریتم، مقادیر متغیر کنترلی محاسبه شده تا زمان بروزرسانی جدید قابل استفاده خواهد بود. در "شکل 2" الگوریتم حلقه بسته سیستم هدایت و کنترل سامانه به‌صورت کلی نمایش داده شده است. در این شکل، جایگاه روش هدایت MPSP در الگوریتم حلقه بسته هدایت و کنترل سامانه دیده می‌شود.

لازم به ذکر است که در این روش با توجه به بر خط بودن روش،بیشترین زمان ممکن برای حل معادلات دینامیکی و همگرایی الگوریتم برای تولید متغیر کنترلی جدید، فاصله زمانی بروزرسانی اطلاعات توسط سیستم ناوبری است. با این شرایط اجرای فرامین تولید شده در هر بار بروزرسانی به مقدار

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]

فاصله زمانی بین دو بروزرسانی تاخیر دارد. بنابراین کاهش فاصله زمانی بین دو بروزرسانی هرچند سبب کاهش تاخیر و خطای نهایی خواهد شد، ولی باعث از دست دادن زمان کافی برای همگرایی الگوریتم خواهد شد.

شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهد که فاصله زمانی بروزرسانی یک ثانیه، علاوه بر این‌که زمان کافی جهت همگرایی روش در اختیار می‌گذارد، تاثیر نامطلوبی نیز در همگرایی و دقت نهایی ناشی از تاخیر استفاده از فرامین بروزرسانی شده ندارد.

نکته قابل تامل دیگر در این معادلات، مشاهده‌پذیر نبودن تعدادی از پارامترهای موثر در معادلات است. از آن‌جایی که این پارامترها به جهت حلقه بسته بودن الگوریتم، باید هم زمان با متغیرهای مشاهده پذیر بروزرسانی شوند،محاسبه آن‌ها از روی متغیرهای مشاهده‌پذیر لازم است. از جمله این پارامترها نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، جرم و گشتاور اینرسی لحظه‌ای و نیروی تراست لحظه‌ای است.

بنابراین لازم است تخمین مناسبی از ضرایب آیرودینامیکی، منحنی تراست، منحنی تغییرات دانسیته برحسب ارتفاع و مشخصات وزنی سامانه از قبل به‌صورت جداول ورودی در محاسبات گنجانده شود.

از آن‌جایی که سرعت همگرایی و دقت محاسبه متغیر کنترلی در روش MPSP به دقت تخمین ضرایب آیرودینامیکی، منحنی تراست پیش‌بینی و مشخصات جرمی لحظه‌ای نسبت به شرایط واقعی دارد، خطای محاسبه آن‌ها به عنوان یک پارامتر اختلالی بررسی خواهد شد.

4-2- اضافه کردن معادلات سیستم کنترل به معادلات حالت سیستم در الگوریتم هدایت

همان‌گونه که گفته شد با توجه به مدل‌سازی دینامیک کانال طولی در معادلات حالت، محاسبه فرامین بالک‌ها، بدون بستن حلقه داخلی برای پایدار سازی و طراحی ضرایب بهره مناسب امکان‌پذیر نیست.

بر این اساس، پیاده‌سازی معادلات حلقه کنترل در معادلات دینامیک سیستم مورد نیاز در الگوریتم MPSP نیز انجام شد. بنابراین در الگوریتم سیستم هدایت و کنترل سامانه که در "شکل 3" نمایش داده شده است، علاوه بر نمایش حلقه اصلی سیستم کنترل، حلقه مشابهی نیز با مدل عملگر به همراه مدل دینامیک سیستم در الگوریتم MPSP دیده می‌شود.

در این سامانه، حلقه کنترل براساس کنترل فرمان زاویه پیچ بسته شده است، بنابراین متغیر کنترلیU_c، فرمان زاویه پیچ بوده و با اجرای الگوریتم MPSP فرمان کنترل زاویه پیچ به‌گونه‌ای اصلاح می‌شود که در انتهای زمان پرواز سامانه، خطای شرایط نهایی کمتر از میزان مجاز باشد. همچنین در این شکل دیده می‌شود که در حلقه کنترل با فیدبک گرفتن از سرعت زاویه‌ای q و انتگرال آن θ، فرمان ورودی U_c که مقدار مطلوب زاویه پیچ است، دنبال می‌گردد.

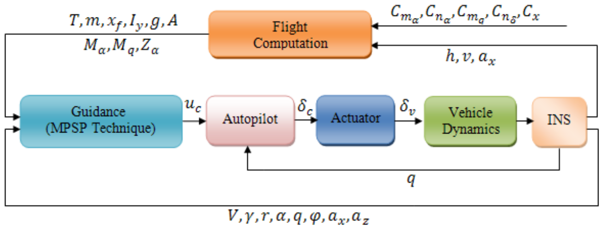

Fig. 2 Closed-Loop Algorithm for Guidance and Control System

شکل 2 الگوریتم حلقه بسته سیستم هدایت و کنترل

همان‌گونه که گفته شد، در این شکل علاوه بر الگوریتم سیستم کنترل، چگونگی اصلاح فرمان هدایت به روشMPSP نیز نمایش داده شده است. طبق این الگوریتم تا زمانی‌که خطای شرایط نهایی بیشتر از میزان مجاز باشد فرمان کنترلیU_c با اضافه شدن مقدار dU_k اصلاح شده و حلقه MPSP تکرار می‌شود. تکرار این حلقه تا کمتر شدن خطای شرایط نهایی از میزان مجاز ادامه می‌یابد. با ارضای این شرط، فرمان هدایت کنترل پیچ، قابل استناد بوده و برای اجرا به سیستم کنترل سامانه فرستاده می‌شوند. در این حالت، سامانه حامل تا بروزرسانی بعدی توسط داده‌های سیستم ناوبری، از این فرامین استفاده می‌کند.

قابل ذکر است که به‌منظور داشتن زمان کافی برای تولید فرامین جدید، تاخیری بین تولید تا اجرای فرامین وجود دارد. مقدار این تاخیر به اندازه فاصله زمانی بین بروزرسانی اطلاعات توسط سیستم ناوبری است. با توجه به توضیحات ارائه شده به منظور مدل‌سازی سیستم کنترل در معادلات الگوریتم MPSP دو معادله زیر به دستگاه معادلات حالت سیستم اضافه می‌شود.

$$\dot{\theta} = q \tag{25}$$

$$\dot{\delta_v} = -\frac{1}{t_a}\delta_v + \frac{k_a}{t_a}(U_c + k_1 q + k_2 \theta) \tag{26}$$

که در این معادله t_a ثابت زمانی عملگر، k_a ضریب عملگر، k_1 ضریب میرایی در حلقه داخلی و k_2 ضریب انتگرال گیر است.

4-3- پیاده‌سازی معادلات حالت توسط الگوریتم MPSP

در فرم کلی، معادلات حالت یک سیستم غیرخطی به‌صورت زیر نوشته می‌شود.

$$\dot{X} = f(X, U) \tag{27}$$

$$Y = h(X) \tag{28}$$

که در این معادلات $X \in \Re^n, U \in \Re^m, Y \in \Re^p$ به ترتیب متغیرهای خروجی، متغیرهای کنترلی و متغیرهای حالت معادلات هستند. برای حل این معادلات به روش‌های عددی لازم است ابتدا آن‌ها را در فرم گسسته بیان کنیم. این معادلات در فرم گسسته با استفاده از روش اویلر به‌صورت زیر بیان می‌شود.

$$X_{k+1} = F_k(X_k, U_k) = X_k + \Delta t\, f(X_k, U_k) \tag{29}$$

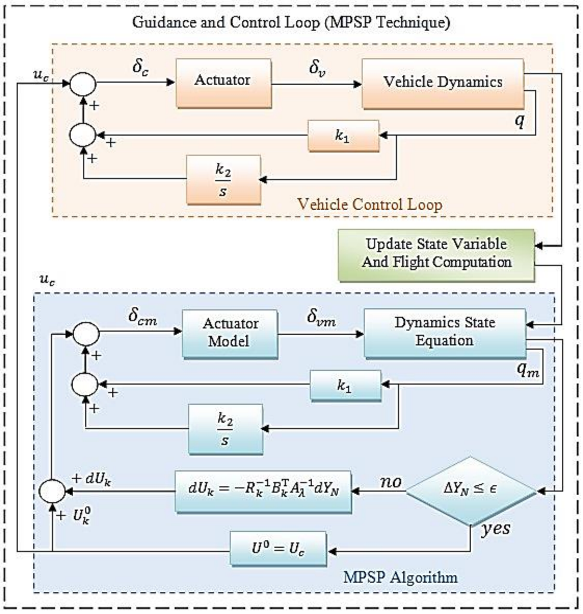

Fig. 3 Control and Guidance Algorithm Based on MPSP Method

شکل 3 الگوریتم هدایت و کنترل سامانه به روش MPSP

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]

متغیرهای حالت در این دسته معادلات به تعداد $n = 8$ بوده به فرم زیر نوشته می‌شود.

$$X_k = \left[V_k \gamma_k r_k \alpha_k q_k \varphi_k \theta_k \delta_{v_k}\right]^{\mathrm{T}} \tag{30}$$

خروجی معادلات نیز برد در زمان نهایی و همچنین فاصله سامانه از سطح زمین در پایان زمان هدایت در نظر گرفته شده است. بنابراین معادلات خروجی در شرایط پایان فاز هدایت $k = N$ به فرم زیر بوده و تعداد آن‌ها $p = 2$ در نظر گرفته شده است.

$$Y_N \triangleq \left[R_f(X_N) \quad r_N\right]^{\mathrm{T}} \tag{31}$$

در این رابطه R_f برد نهایی سامانه است که تابعی از شرایط انتهای فاز هدایت و بعد از خاموشی موتور بوده و در شرایط خارج از جو و با فرض کروی بودن زمین، با استفاده از فرمول ارائه شده توسط ولون [13] و زارچان [14] قابل محاسبه است.

$$\frac{r_N}{r} = \frac{1 - \cos\emptyset}{\lambda \cos^2(\gamma_N)} + \frac{\cos(\phi + \gamma_N)}{\cos(\gamma_N)} \tag{32}$$

در این رابطه r فاصله سامانه از مرکز زمین است که اگر برابر شعاع زمین باشد $r = R_e$ در این صورت $\emptyset = \varphi_f - \varphi_N$ زاویه مسیر بین افق لحظه پایان هدایت و افق لحظه اصابت سامانه با زمین بوده و برد نهایی به‌صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$R_f = \varphi_f\, R_e \tag{33}$$

قابل ذکر است که در رابطه (32) ضریب λ به‌صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\lambda = \frac{r_N V_N^2}{GM} \tag{34}$$

که در این رابطه $GM = 3.989878561e14$ ضریب ثابت گرانش است.

برای پیاده‌سازی الگوریتم هدایت و کنترل شبهه بهینه MPSP، معادلات (24) به همراه دو معادله (25) و (26) به فرم گسسته در یک دسته معادلات بیان می‌گردد. در این حالت در معادله (29) دسته معادلات $f(X_k, U_k)$ به‌صورت زیر نوشته می‌شود.

$$\begin{bmatrix} \frac{A+T}{m}\cos\alpha_k - \frac{Z_\alpha \alpha_k + Z_q q_k + Z_\delta \delta_{v_K}}{m}\sin\alpha_k - g\sin\gamma_k \\ \frac{A+T}{mV_k}\sin\alpha_k + \frac{Z_\alpha \alpha_k + Z_q q_k + Z_\delta \delta_{v_K}}{mV_k}\cos\alpha_k + \left(\frac{V_k}{r_k} - \frac{g}{V_k}\right)\cos\gamma_k \\ V_k \sin\gamma_k \\ q_k - \frac{A+T}{mV_k}\sin\alpha_k - \frac{Z_\alpha \alpha_k + Z_q q_k + Z_\delta \delta_{v_K}}{mV_k}\cos\alpha_k + \frac{g}{V_k}\cos\gamma_k \\ \frac{1}{I_y}\left(M_\alpha \alpha_k + M_q q_k + M_\delta \delta_{v_K}\right) \\ \frac{V_k \cos\gamma_k}{r_k} \\ q_k \\ -\frac{1}{t_{ac}}\delta_{v_K} + \frac{k_{ac}}{t_{ac}}\left(u_{c_k} + k_1 q_k + k_2 \theta_k\right) \end{bmatrix} \tag{35}$$

همچنین طبق رابطه (9) برای محاسبه ماتریس B_k لازم است، ماتریس‌های حساسیت $\partial F_k/\partial U_k$ ، $\partial F_k/\partial X_k$ و $\partial Y_N/\partial X_N$ محاسبه شوند. ماتریس حساسیت اول و دوم با استفاده از معادلات (29) و (34) به‌طور تحلیلی قابل محاسبه هستند. بنابراین با توجه به این‌که در هر لحظه از بروزرسانی محاسبه آن‌ها لازم است، این معادلات به‌صورت تحلیلی محاسبه شده و در شبیه‌سازی پیاده‌سازی شده است. قابل ذکر است که به‌علت بزرگی بعضی از آرایه‌های این ماتریس‌ها از ارائه آن‌ها در این مقاله پرهیز شده است.

اما ماتریس حساسیت سوم، مشتق توابع خروجی نسبت به متغیرهای لحظه نهایی است. از آن‌جایی‌که با توجه به معادلات (32)و (33) محاسبه تحلیلی ماتریس $\partial Y_N/\partial X_N$ به‌سادگی ممکن نیست و محاسبه آن نیز فقط یک بار لازم است، بنابراین برای محاسبه آن از روش محاسباتی استفاده شده است.

5- بررسی نتایج

در ادامه نتایج حاصل شده از پیاده‌سازی الگوریتم هدایت و کنترل شبهه بهینه MPSP برای یک سامانه زیر مداری یک مرحله‌ای سوخت جامد نمایش داده شده است. قابل ذکر است که با انتخاب سامانه یک مرحله‌ای سوخت جامد، توانمندی الگوریتم در حذف خطاهای ناشی از عدم دقت در مدل‌سازی جرمی و آیرودینامیکی، خطاهای ساخت، اغتشاشات محیطی و خطای محاسبه تراست و زمان سوزش، با بررسی دقت در برد پیش‌بینی شده برای سامانه به خوبی نمایش داده شده است.

همچنین لازم به ذکر است که در این مقاله برخلاف اکثر مقالات که برای نمایش سرعت و دقت الگوریتم پیشنهادی، فقط همگرایی را از چند شرایط اولیه متفاوت جهت رسیدن به شرایط مطلوب نشان می‌دهند، در این مقاله با انجام همزمان دو شبیه‌سازی پرواز، یکی در شرایط واقعی ودیگری با در نظر گرفتن خطاهای مدل‌سازی، همگرایی در کل زمان پرواز به همراه بروزرسانی متغیرهای حالت با استفاده از اطلاعات سیستم ناوبری اینرسی، بررسی شده است.

همچنین با انجام همزمان دو شبیه‌سازی پرواز و اجرای آن‌ها در زمان کمتر از زمان حقیقی امکان پیاده‌سازی الگوریتم در زمان حقیقی نیز اثبات شد. همان‌گونه که گفته شد، یکی از این شبیه‌سازی‌ها مدل واقعی سامانه با فرض صحت محاسبات آیرودینامیکی، جرمی و تراست بوده و شبیه‌سازی دیگر، مدل مورد استفاده در محاسبات هدایت است که دارای خطا در محاسبات آیرودینامیکی، مشخصات جرمی و خطای محاسبه نیروی تراست است.

قابل ذکر است که الگوریتم پیشنهادی نیازمند مقدار اولیه بهینه برای فرمان زاویه پیچ است. پیش‌بینی شده است که مقادیر اولیه فرمان زاویه پیچ براساس کلیه محدودیت‌ها توسط الگوریتم بهینه‌سازی در شرایط نامی در چند نقطه از برد درگیری محاسبه شده و در حافظه کامپیوتر پرواز ذخیره گردد. در این صورت در عمل برای برد موردنیاز در عملیات، از داده‌های فرمان زاویه پیچ در نزدیکترین برد استفاده می‌شود. در مثال ذکر شده فرمان زاویه پیچ از برد کمترین 220 کیلومتر تا بیشترین 380 کیلومتر در بازه‌های 40 کیلومتری به عنوان مقادیر اولیه ذخیره می‌گردد. از آن‌جایی‌که محاسبات مذکور در زمان عملیات انجام نمی‌شود، الگوریتم و زمان محاسبه آن خارج از بحث این مقاله است. اما زمان همگرایی الگوریتم برای رسیدن از مقادیر اولیه به فرمان زاویه پیچ در برد موردنظر و همچنین توانایی همگرایی در زمان حقیقی پرواز سامانه اهمیت فراوانی دارد.

در محاسبات انجام شده برای سامانه ارائه شده زمان همگرایی اولیه کمتر از 5 ثانیه و بعد از 20 تکرار توسط پردازشگر 2.4 GHz ثبت شده است. البته این زمان با در نظر گرفتن اجرای همزمان دو شبیه‌سازی و ذخیره اطلاعات فراوانی است که در عملیات موردنیاز نیست.

همچنین از آن‌جایی‌که زمان کل اجرای برنامه با اجرای الگوریتم MPSP با فرکانس Hz1 کمتر از 20 ثانیه بوده، بنابراین سرعت اجرا بیش از دو برابر زمان حقیقی در 49 ثانیه موتور روشن است.

نتایج نشان می‌دهد که استفاده از این الگوریتم باعث افزایش زیادی در دقت اصابت سامانه زیر مداری سوخت جامد تک مرحله‌ای که فقط در فاز موتور روشن قابلیت هدایت و کنترل سامانه را دارد، شده است.

در ادامه نتایج مدل‌سازی یک سامانه زیر مداری برای اصابت در برد 320 کیلومتری ارائه شده است. مشخصات کلی این سامانه در جدول 1 نمایش

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

داده شده است. همان‌گونه که گفته شد در روش هدایت ارائه شده، هدف محاسبه برخط[1] فرمان کنترل زاویه پیچ است که در زمان پرواز براساس اطلاعات ثبت شده توسط سیستم ناوبری بروزرسانی گردد. بنابراین متغیر کنترلی U_c، فرمان زاویه پیچ بوده و با اجرای الگوریتم MPSP با فرکانس مشخص، به‌گونه‌ای اصلاح می‌شود که در انتهای زمان پرواز سامانه، خطای شرایط نهایی مدل، کمتر از میزان مجاز باشد.

در "شکل4" تغییرات فرمان کنترل زاویه پیچ در سه منحنی نمایش داده شده است. منحنی خط چین، فرمان کنترل زاویه پیچ پیش‌بینی شده برای اصابت سامانه نامی در برد 340 کیلومتر است. این منحنی برای شرایط اولیه مورد استفاده قرار گرفته و بعد از 20 بار تکرار الگوریتم، به منحنی خط نقطه در این شکل تبدیل شده است. این فرمان، سامانه نامی را به برد 320 کیلومتر خواهد رساند. بنابراین قبل از پرتاب موشک، الگوریتم ارائه شده خطای اولیه حدود 20 کیلومتر را توسط فرمان نمایش داده شده به‌صورت خط نقطه، به کمتر از یک کیلومتراز دید مدل ارائه شده در الگوریتم می‌رساند که البته هنوز خطای زیادی با شرایط واقعی دارد. شبیه‌سازی با پارامترهای واقعی نشان می‌دهد که با اجرای این فرمان سامانه واقعی در برد 343 کیلومتر اصابت خواهد کرد.

همچنین در این شکل منحنی خط پر نشان‌دهنده فرمان کنترل زاویه پیچ نهایی در کل زمان موتور روشن است. این منحنی در طول پرواز هر یک ثانیه یک بار بروزرسانی شده و نتیجه نهایی که به سامانه اعمال شده به‌صورت این منحنی خط پر است. همان‌گونه که دیده می‌شود در این منحنی شکستگی‌هایی خصوصا در زمان‌های پایانی موتور روشن دیده می‌شود که نشان‌دهنده بروزرسانی آن و تغییر فرمان کنترلی جهت جبران خطاهای مسیر پرواز است.

در"شکل 5" مسیر پرواز سامانه توسط دو منحنی نمایش داده شده است. منحنی خط پر، مسیر نامی محاسبه شده توسط مدل سامانه در الگوریتم MPSP بوده که توسط فرمان نمایش داده شده به‌صورت خط نقطه در "شکل 4" برای رسیدن به برد 320 کیلومتر همگرا شده است. منحنی خط چین نیز مسیر واقعی سامانه با همین فرمان هدایت است که تحت شرایط اغتشاشی واقعی و توسط مدل واقعی سامانه قبل از اولین بروزرسانی، برد 343 کیلومتر را نمایش می‌دهد.

قابل ذکر است که در این مثال خطای محاسبات ضرایب آیرودینامیکی و تراست در مدل نامی مطابق جدول 2 در نظر گرفته شده است.

در "شکل 6" پیش‌بینی مسیر پرواز واقعی سامانه در چهار زمان نمایش داده شده است. منحنی با نماد مربع مسیر احتمالی موشک بدون بروز رسانی اطلاعات و با منحنی فرمان تولید شده بعد از 20 تکرار و قبل از پرتاب سامانه است. منحنی با نماد مثلث مسیر احتمالی موشک با فرض اجرای صحیح الگوریتم تا ثانیه 30 بعد از شلیک است. یعنی در این حالت اطلاعات سامانه تا ثانیه 30 بروزرسانی شده و هر یک ثانیه یک منحنی فرمان جدید تولید می‌شود و سپس با قطع بروزرسانی و یا عدم همگرایی الگوریتم با منحنی فرمان تولید شده در ثانیه 30 ادامه مسیر داده شود. منحنی با نماد لوزی، مسیر پرواز احتمالی سامانه با اجرای صحیح الگوریتم تا ثانیه 40 را نمایش می‌دهد. همچنین منحنی نمایش داده شده با نماد دایره مسیر واقعی سامانه با اجرای صحیح الگوریتم تا انتهای فاز موتور روشن را نمایش می‌دهد. همانگونه که دیده می‌شود با اجرای کامل الگوریتم خطای 23 کیلومتر به

جدول 1 مشخصات کلی سامانه

Table 1 General Specifications of the FlyingVehicle System

عنوان	واحد	مقدار
وزن کل سامانه	kg	3600
وزن سوخت	kg	2500
تراست متوسط	ton	12
گشتاور اینرسی عرضی	kgm^2	27380
زمان سوزش	sec	49
قطر	cm	60
طول	cm	900

جدول 2 اختلاف بین سامانه واقعی و مدل نامی

Table 2 Difference between the real system and the approximate model

عنوان	واحد	مقدار
مشتق گشتاور آیرودینامیکی M_α	٪	20
مشتق گشتاور آیرودینامیکی M_q	٪	20
مشتق نیروی آیرودینامیکی Z_α	٪	20
مشتق نیروی آیرودینامیکی Z_q	٪	20
نیروی آیرودینامیکی محوری A	٪	5
نیروی پیشران محوری T	٪	5

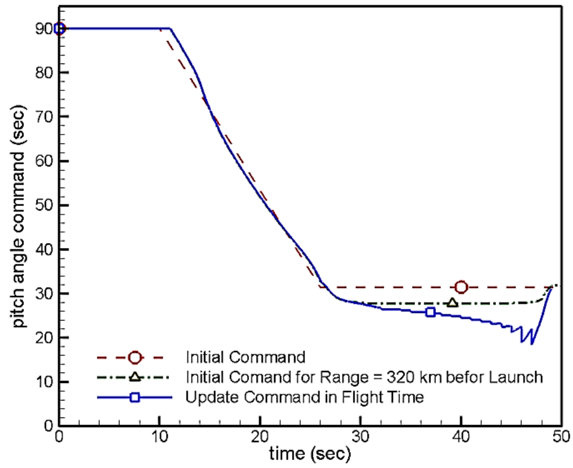

Fig. 4 Pitch Angle Control Command, Initial Prediction and after Update

شکل 4 فرمان کنترل زاویه پیچ اولیه، قبل از بروزرسانی و پس از اتمام بروزرسانی

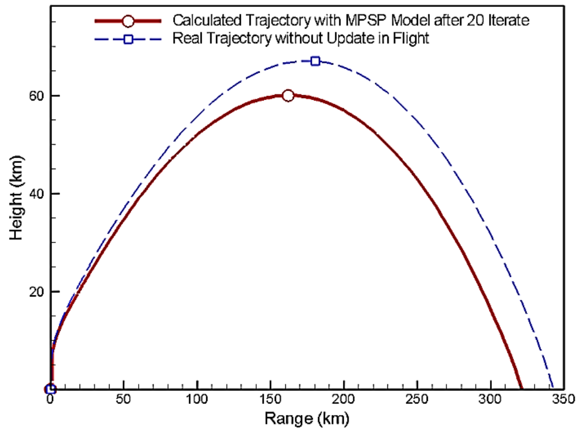

Fig. 5 Real Flight Path and Calculated Flight Path with MPSP Algorithmbefore Update

شکل 5 مسیر پرواز واقعی و مدل شده توسط الگوریتمMPSP قبل از بروزرسانی

[1] Online

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]

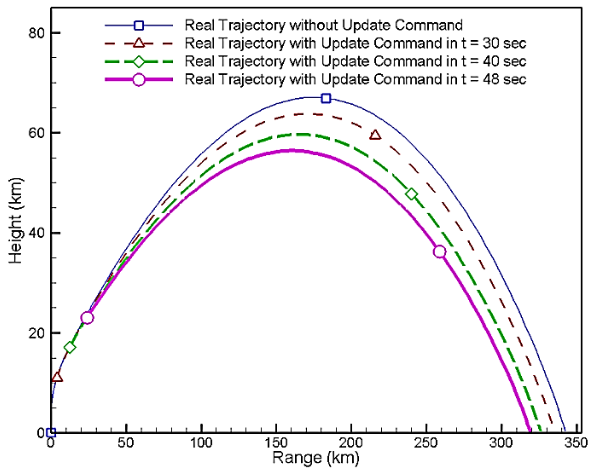

Fig. 6 Real Flight Path,before and after Pitch Angle Control Command Update

شکل 6 مسیر پرواز واقعی سامانه قبل و بعد از بروزرسانی فرمان کنترل پیچ

کمتر از یک کیلومتر کاهش می یابد. قابل ذکر است که به‌دلیل پرواز در فاز موتور خاموش و وجود خطا در مدل‌سازی آیرودینامیک، خطای برخورد نهایی را نمی‌توان از مقدار مشخصی کمتر کرد.

در "شکل 7" مقایسه فرمان زاویه پیچ نهایی با زاویه پیچ واقعی سامانه نمایش داده شده است. همان‌گونه که دیده می‌شود تبعیت زاویه پیچ از فرمان کنترلی نشان دهنده طراحی مناسب سیستم کنترل است.

در "شکل 8" زاویه حمله سامانه ناشی از اجرای فرمان کنترل زاویه پیچ از حالت عمودی تا رسیدن به زاویه حدود 30 درجه نمایش داده شده است. همان‌گونه که دیده می‌شود در ثانیه 28 زاویه حمله به ماکزیمم مقدار 17 درجه رسیده است. در این زمان مطابق "شکل 9" سرعت در حدود 750 متر بر ثانیه بوده و فشار دینامیکی نیز حدود 1.2 bar می‌باشد. بنابراین شتاب جانبی زیادی به سامانه وارد نخواهد شد. محاسبات نشان می‌دهد که مطابق "شکل 10" شتاب جانبی در این زمان کمتر از 1.5 g بوده و در بدترین شرایط از این مقدار فراتر نخواهد رفت.

همچنین در "شکل 11" مقادیر چرخش بالک‌های کنترل بردار تراست نمایش داده شده است. همان‌گونه که دیده می‌شود ماکزیمم چرخش حدود 25 درجه است و تاثیر بروزرسانی فرامین هدایت که باعث تغییرات ناگهانی در فرامین لحظات پایانی شده، با تغییراتی که در چرخش بالک ایجاد کرده است مشهود می‌باشد. البته قابل ذکر است که با توجه به مدل‌سازی تابع تبدیل عملگر در الگوریتم ارائه شده با ثابت زمانی 60 میلی‌ثانیه که کمتر از عملگرهای سامانه متداول است، تغییرات ناگهانی نمایش داده شده در این شکل، در پهنای باند عملگر می‌باشد.

قابل ذکر است در الگوریتم ارائه شده تقریبا در 80 درصد از ابتدای زمان روشن بودن موتور همگرایی الگوریتم با اولین تکرار تامین می‌شود. در ادامه با رسیدن به انتهای زمان روشن بودن موتور، تعداد تکرارها افزایش یافته و تا ماکزیمم 6 تکرار قابل قبول است. در صورتی‌که بعد از 6 تکرار الگوریتم همگرا نشد. منحنی فرمان قبلی جهت اجرا مورد استفاده قرار گرفته و الگوریتم با داده‌های ثانیه جدید دوباره تکرار می‌شود. بنابراین عدم همگرایی الگوریتم خللی در پرواز سامانه ایجاد نکرده و افزایش دقت با استفاده از اطلاعات برخط از آن ثانیه به بعد حاصل نخواهد شد.

بررسی فرکانس بروزرسانی داده‌ها در این مثال نشان می‌دهد که افزایش

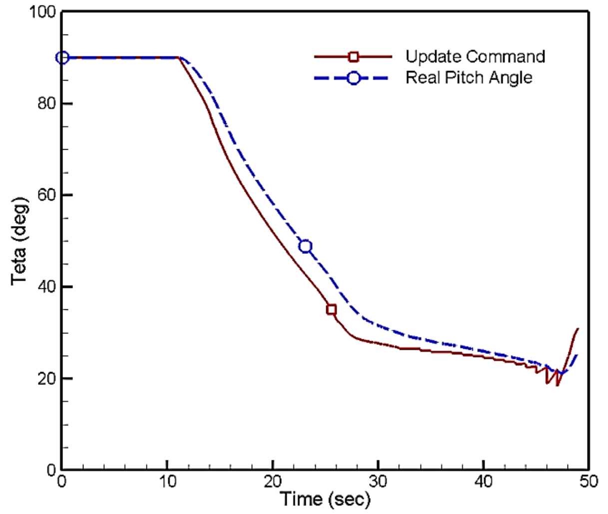

Fig. 7 Comparing Pitch Angle Control Final Command and the Real Pitch Angle of the System

شکل 7 مقایسه فرمان کنترل زاویه پیچ با زاویه پیچ واقعی سامانه

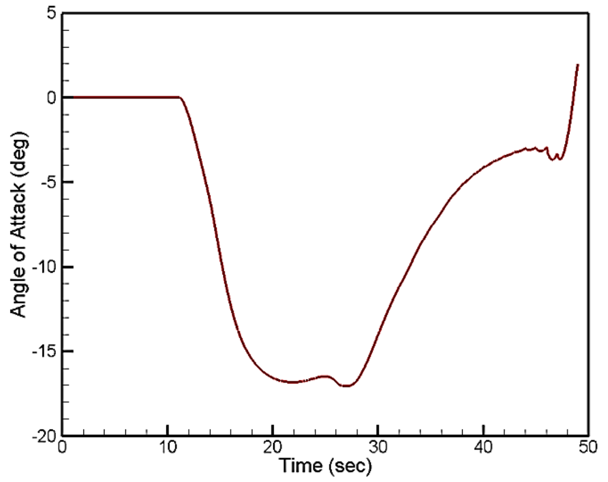

Fig. 8 System Angle of Attack in Motor-On Phase

شکل 8 زاویه حمله سامانه در زمان موتور روشن

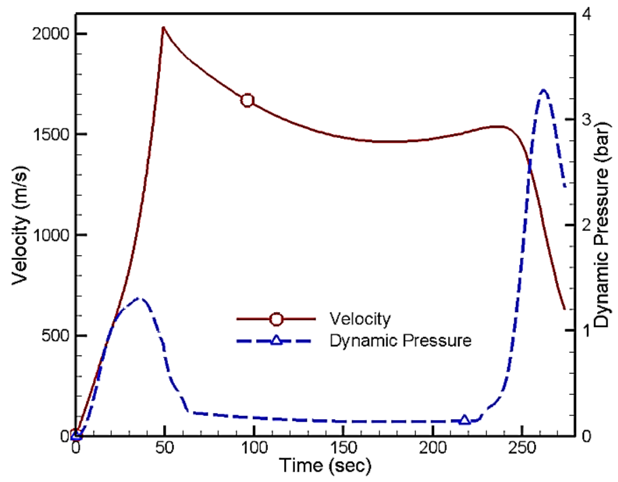

Fig. 9 Velocity and Dynamic Pressure in All of Flight Time

شکل 9 سرعت و فشار دینامیکی سامانه در کل زمان پرواز

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]

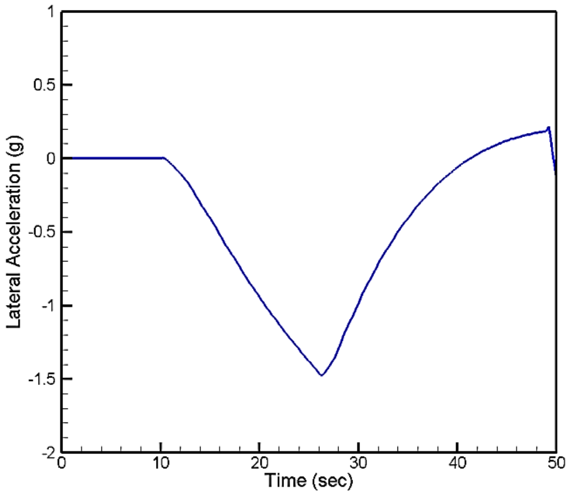

Fig. 10 Lateral Acceleration in Motor-On Phase

شکل 10 شتاب جانبی سامانه در زمان موتور روشن

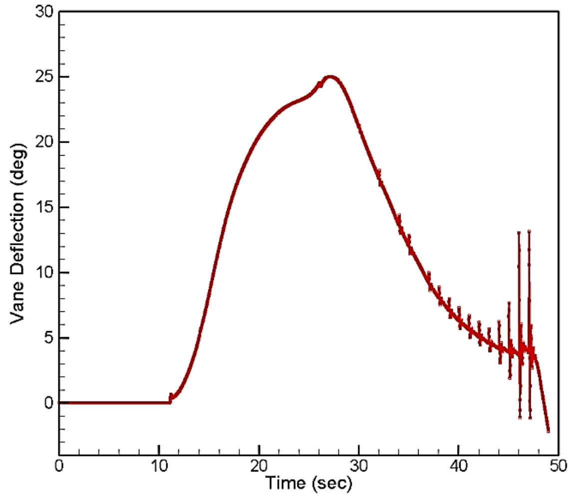

Fig. 11 Vane Deflection in Motor-On Phase

شکل 11 چرخش بالک‌های کنترل جهت تراست در زمان موتور روشن

فرکانس بروزرسانی در زمان‌های انتهایی هدایت باعث افزایش سرعت همگرایی و کاهش ماکزیمم چرخش کمتر عملگرها می‌شود. ولی زمان موجود برای اجرای الگوریتم را کاهش داده و ممکن است سبب عدم امکان اجرای الگوریتم به‌صورت برخط گردد. تحلیل‌ها نشان می‌دهد که فرکانس 1Hz با حاشیه امنیت خوبی علاوه‌بر تضمین اجرای برخط الگوریتم، همگرایی مناسبی نیز ایجاد می‌کند. البته قابل ذکر است که در صورت تغییر در دینامیک سامانه ممکن است فرکانس بروزرسانی دیگری برای سامانه جدید مناسب باشد.

همچنین در این مثال بازه زمانی گسسته‌سازی 0.02ثانیه انتخاب شده و $N = 2500$ در نظر گرفته شده است. انتخاب بازه زمانی کمتر سبب افزایش حافظه موردنیاز شده و سرعت اجرای هر تکرار را کاهش می‌دهد. بنابراین برای انتخاب مناسب بازه زمانی گسسته‌سازی باید به زمان اجرای الگوریتم (زمان روشن بودن موتور)، حافظه قابل دسترس و سرعت اجرای الگوریتم به‌صورت برخط توجه نمود.

6- نتیجه گیری

در این مقاله یک روش هدایت حلقه بسته در جو غلیظ با در نظر گرفتن دینامیک حلقه کنترل برای یک سامانه زیر مداری با برد 320 کیلومتر ارایه شد. با این روش اختلاف برد ناشی از خطای محاسبات آیرودینامیکی، جرمی و نیروی تراست که در مدل حلقه باز اجتناب‌ناپذیر است کاهش یافته و محاسبه فرمان کنترل زاویه پیچ در کل زمان کنترل‌پذیر بودن سامانه بروزرسانی گردید. بنابراین تا حد امکان دقت سامانه بدون استفاده از هدایت فاز نهایی افزایش یافت.

قابل ذکر است که روابط ارائه شده در این مقاله توانایی مدل‌سازی اثر باد را ندارند، ولی با توجه با لحاظ کردن مقدار اولیه برای زاویه حمله، اثر باد مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج نشان داد که این روش توانایی حذف اختلال باد را نیز دارد. همچنین نتایج شبیه‌سازی انجام شده با نرم‌افزار شبیه‌سازی پرواز معتبر مقایسه شده و صحت آن به‌طور کامل اثبات شد.

قابل ذکر است که روش ارائه شده، از جمله روش‌های هدایت صریح است که در آن، محاسبات پرواز به‌صورت لحظه‌ای و با توجه به شرایط موجود، به‌صورت زیر بهینه حل شده و فرامین هدایت بروزرسانی می‌شود.

برای پیاده‌سازی این روش از تکنیک برنامه‌ریزی ایستای مدل پیشگو MPSP استفاده شد. این تکنیک یک روش کنترل زیر بهینه است که بر پایه تئوری کنترل بهینه غیرخطی استوار بوده و با توجه به ماهیت حلقه بسته بازگشتی آن، مقدار محاسبات را به‌شدت کاهش داد. پیاده‌سازی معادلات نشان داد که با این تکنیک می‌توان محاسبات هدایت و کنترل را با یک کامپیوتر داخلی در سامانه به‌صورت لحظه‌ای انجام داد. در انتها با انجام دو شبیه‌سازی همزمان درصفحه، همگرایی و دقت روش برای تولید و بروزرسانی فرمان پیچ مناسب جهت رسیدن به برد موردنظر نمایش داده شده و توانایی این روش جهت کاهش خطای سامانه‌هایی که در جو غلیظ پرواز کرده و فاقد سیستم هدایت فاز نهایی هستند اثبات شد. در آینده با توسعه روابط در فضای سه بعدی و اعمال کلیه اغتشاشات، توانمندی الگوریتم برای پیاده‌سازی در سامانه واقعی ارائه خواهد شد.

7- مراجع

[1] D. E.Kirk,*Optimal Control Theory: An Introduction*, pp. 329-409 New Jersey, USA:Prentice Hall, 1970.
[2] J.A.Rossitre,*Model Based Predictive Control: A Practical Approach*, pp. 1-16, New York: CRC Press, 2003.
[3] P.J.Werbos, *Approximate Dynamic Programming for Real-Time Control and Neural Modeling*, D. A. White, D. A. Sofge (Eds.), *Handbook of Intelligent Control: Neural, Fuzzy & Adaptive Approaches*, pp. 493-525, Van Nostrand Reinhold, New York, 1992.
[4] R. Padhi, M.Kothari, Model predictive static programming: a computationally efficient technique for suboptimal control design,*International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, Vol.5, No.2, pp. 399-411,February 2009.
[5] O. Halbe, S. Mathavaraj, R.Padhi, Energy based suboptimal reentry guidance of a reusable launch vehicle using model predictive static programming, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*,Toronto, Ontario Canada, 2-5 August 2010.
[6] M. Kothari, R.Padhi, Energy-Insensitive guidance of solid motor propelled long range flight vehicles using MPSP and dynamic inversion, *Proceedings of the 17th World Congress The Internatinal Federation of Automatic Control*, Seoul, Korea, July 6-11,2008.
[7]P. N. Dwivedi, A. Bhattacharyya, R. Padhi, Computationally efficient suboptimal mid course guidance using modle predictive static programming(MPSP), *Proceeding of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control*, Seoul, Korea, July 6-11, 2008.
[8] A. Maity, H. B. Oza, R. Padhi, Generalized model predictive static programming and its application to3D impact angle constrained guidance of air-to-surfacemissiles, *American Control Conference (ACC)*, pp.4999 – 5004, 2013.
[9] A. Maity, H. B. Oza, R. Padhi, Generalized model predictive static programming and angle-constrained guidance of air-to-ground missiles,*Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 37, No. 6, pp. 1897-1913,2014.
[10] D. Enns, D. Hendrick, R. Hendrick, G. Stein, Dynamic inversion: an evolving methodology for flight control design, *International Journal of*

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]

Control, Vol. 59, No. 1, pp.71-91, 1994.

[11] J.A. E.Bryson, Y. C. Ho, *Applied Optimal Control*, pp. 9-18, Waltham, Mass: Ginn, 1969.

[12] R. Padhi, An optimal explicit guidance scheme for ballistic missiles with solid motors, *Proceeding of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA-99-4140, pp.1006-1016, 1999.

[13] A. D. Wheelon, Free flight of a ballistic missile, *ARS Journal*, Vol. 29, No. 12, pp. 915-926, December 1959.

[14] P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, third edition, American Institue of Aeronautics and Astronautics, 1997.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.28.4]