



Robust Integrated Guidance and Control Considering Actuator Failure based on Generalized Incremental Predictive Control

H. Hasan ¹, N. A. Ghahremani ^{2*}, S. Nasrollahi ³

¹Ph.D. Student, Faculty of Electrical & Computer Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran .Email: hu.sy.hasan@mut.ac.ir

^{2*} Associate Professor, Faculty of Electrical & Computer Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.Email: ghahremani@mut.ac.ir

³ Assistant Professor, Faculty of Electrical & Computer Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran Email: nasrollahi@mut.ac.ir

HIGHLIGHTS

- This paper examines integrated guidance and control, which offers many advantages over the conventional approach.
- Considering actuator faults in the cost function.
- Optimization of an uncertain cost function and computation of a robust predictive control signal.

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 01 April 2025

Received in revised form: 22 May 2025

Accepted: 31 May 2025

Available online: 08 July 2025

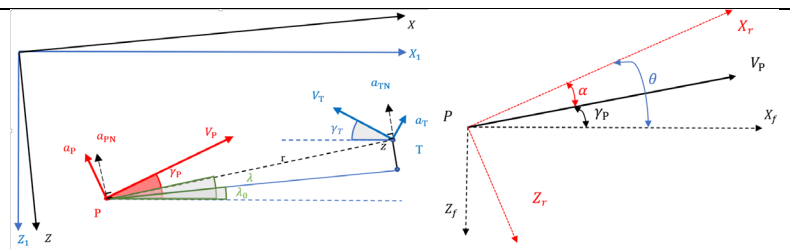
Keywords:

Integrated guidance and control

Actuator fault

Robust Model predictive control

GRAPHICAL ABSTRACT



ABSTRACT

In this research, robust two-dimensional guidance and control between an interceptor and a target, influenced by the actuator fault of the interceptor, has been formulated and simulated as an integrated problem. This problem is solved using a robust generalized robust incremental predictive control algorithm. To enhance the system's robustness against actuator faults, a novel approach is employed in which a cost function is defined. This cost function considers not only the tracking error and control signal variations but also the uncertainties in the system's input matrix and then optimized over a finite time horizon. By optimizing this cost function, a robust control signal is derived. Optimizing the cost function over a finite horizon transforms complex differential equations into algebraic equations, making the method simple, executable, and capable of solving the most complex optimization problems. Since the control signal depends on the model uncertainties, this method increases the closed-loop system's resistance and compensates for actuator faults when the actuator's gain decreases due to a fault. Various numerical simulations have been conducted to demonstrate the effectiveness of the proposed algorithm, and its performance has been compared with several other methods.

Cite this article: H Husam, Ghahremani N. O, Nasrollahi S. Robust Integrated Guidance and Control Considering Actuator Failure based on Generalized Incremental PredictiveControl. *Aerospace Mechanics*. 2025; 21(2):53-66. DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1479>



Publisher: Imam Hossein University
© The Author(s).

هدایت و کنترل مقاوم یکپارچه با در نظر گرفتن عیب عملگر بر اساس کنترل پیش بین تفاضلی

حسام حسن^۱، نعمت‌الله قهرمانی^{۲*}، سعید نصر الهی^۳

^۱ دانشجوی دکتری، مجتمع برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران. رایانامه: hu.sy.hasan@mut.ac.ir

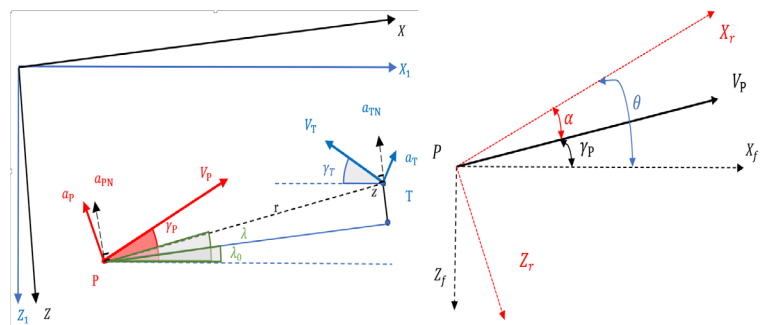
^{۲*} دانشیار، مجتمع برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران. رایانامه: ghahremani@mut.ac.ir

^۳ استادیار، مجتمع برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران. رایانامه: nasrollahi@mut.ac.ir

برجسته‌ها

- در این پژوهش هدایت و کنترل یکپارچه در حضور عیب عملگر طراحی می‌شود.
- در تابع هزینه کنترل‌گر، عیب (نامعینی) عملگر در نظر گرفته شده و با بهینه‌سازی آن سیگنال کنترل پیش‌بین مقاوم محاسبه می‌شود.

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:
 نوع مقاله: علمی پژوهشی
 دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۱۲
 بازنگری: ۱۴۰۴/۰۳/۰۱
 پذیرش: ۱۴۰۴/۰۳/۱۰
 ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۴/۱۷
 کلیدواژه‌ها:
 هدایت و کنترل یکپارچه
 عیب عملگر
 کنترل پیش‌بین مقاوم

چکیده

در این مقاله، مساله هدایت و کنترل مقاوم دوبعدی ره‌گیر و هدف که تحت تأثیر عیب عملگر ره‌گیر قرار دارد، به صورت یکپارچه فرمول‌بندی و شبیه‌سازی شده است. این مسئله با استفاده از الگوریتم کنترل پیش‌بین تفاضلی مقاوم حل می‌شود. برای مقاوم‌سازی سیستم در برابر عیب عملگر، در یک رویکرد جدید تابع هزینه‌ای تعریف شده است که علاوه بر خطای ردیابی و تغییرات سیگنال کنترل، نامعینی‌های ماتریس ورودی سیستم هم در نظر گرفته شده و سپس در یک افق محدود بهینه می‌شود. با بهینه‌سازی این تابع هزینه، سیگنال کنترل مقاوم استخراج می‌شود. در بهینه‌سازی افق محدود، معادلات پیچیده دیفرانسیلی به یک سری معادلات جبری تبدیل شده و در نتیجه این روش در عین سادگی و قابل اجرا بودن، پیچیده‌ترین مسئله بهینه‌سازی را حل می‌کند. از آنجاکه سیگنال کنترل به نامعینی‌های مدل وابسته است، این روش در شرایطی که عملگر ره‌گیر دچار عیب شده و کارایی آن کاهش یابد، مقاومت سیستم حلقه بسته را افزایش می‌دهد و می‌تواند عیب عملگر را جبران کند. برای اثبات کارایی الگوریتم پیشنهادی، علاوه بر ارائه رویکرد تحلیلی، شبیه‌سازی‌های عددی متعددی انجام شده و نتایج آن با چند روش دیگر مقایسه گردیده است.

استاد: حسن حسام، قهرمانی نعمت‌الله، نصرالهی سعید. هدایت و کنترل مقاوم یکپارچه با در نظر گرفتن عیب عملگر بر اساس کنترل پیش‌بین تفاضلی.

DOI <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1479>, ۵۳-۶۶ (۲) ۲۱; (۱۴۰۴)

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین(ع)



نویسندگان

۱ - مقدمه

رویکرد سنتی در طراحی سیستم‌های هدایت و کنترل ره‌گیر شامل طراحی جداگانه سیستم کنترل به‌عنوان حلقه داخلی و الگوریتم‌های هدایت به‌عنوان حلقه خارجی است [۱، ۲]، که در نهایت با ترکیب این دو حلقه، سیستم هدایت و کنترل طراحی می‌شود.

سیستم‌های هدایت و کنترل یکپارچه^۱ IGC با ترکیب حلقه‌های هدایت و کنترل عملکرد ره‌گیر را با استفاده‌ی مؤثرتر از اطلاعات مربوط به وضعیت‌های ره‌گیر بهبود می‌بخشند. نتیجه مطالعات نشان می‌دهد که با نزدیک شدن به زمان آشیانه یابی، سیستم IGC تصمیمات هدایتی دقیق‌تری را به کار می‌گیرد [۳]. در شرایطی که جداسازی پهنای باند حلقه‌های هدایت و کنترل توجه‌پذیری کمتری دارد، روش یکپارچه نسبت به طراحی‌های سنتی دو حلقه‌ای برتری دارد. چندین روش برای کنترل IGC ارائه شده است. در مرجع [۴]، از روش بازگشت به عقب^۲ در ترکیب باروی تگر اغتشاش مبتنی بر روش مود لغزشی^۳ مرتبه دوم استفاده شده است. در این روش عدم قطعیت‌هایی مثل عدم قطعیت‌های مدل، ضرایب آیرودینامیکی و مانورهای هدف برای IGC سه‌بعدی تخمین زده شده است. در روش دیگر [۵]، طراحی کنترل‌کننده‌های تناسبی، انتگرالی و مشتقی با استفاده از کنترل فازی بهینه‌شده برای به حداقل رساندن زمان برخورد^۴ و فاصله ره‌گیر تا هدف ارائه شده است. پارامترهای کنترل‌کننده فازی برای مدیریت مؤثر عدم قطعیت‌ها بهینه‌سازی شده و در عین حال، پارامترهای کنترل‌کننده نیز به‌منظور بهبود عملکرد هدایت تنظیم شده‌اند.

در طراحی کنترل‌کننده‌های معمولی فرض بر آن است که همه اجزای سیستم مثل عملگرها به‌درستی کار می‌کنند، اما در واقعیت ممکن است خطا یا عیبی در آن‌ها رخ دهد. در این حالت خرابی اجزا و عدم قطعیت‌های مدل به‌گونه‌ای باید در طراحی کنترل در نظر گرفته شود.

کنترل مقاوم در برابر نامعینی‌ها یکی از شاخه‌های مهندسی کنترل است که به‌طور ویژه به بررسی و مدیریت عیب در سیستم‌ها می‌پردازد و به دو روش فعال و غیرفعال تقسیم می‌شود. در مرجع [۶]، با در نظر گرفتن محدودیت میدان دید جستجوگر و عملگرها، یک سیستم یکپارچه هدایت، کنترل و تخمین با استفاده از روش فرمان بازگشت به عقب فیلتر شده^۵ ارائه شده است. در مرجع [۷]، برای درگیری با اهداف پرسرعت مانند پرتابه‌های بالستیک یک سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از کنترل حذف اغتشاش فعال ارائه شده است.

در هدایت و کنترل اجسام پرنده بحث عدم قطعیت‌های مدل و خرابی اجزا یکی از بحث‌های مهم کنترل است. روش‌های مختلفی برای مدل‌سازی عیب و جبران آن مطرح شده است. به‌عنوان مثال در [۸] عیب ایجادشده به خاطر حرارت بالا و سوختگی یا شکستگی بالک بوده که این امر منجر به ایجاد تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی می‌شود. در این مقاله از فیلتر کالمن بی رد کروی^۶ برای تخمین مدل جدید استفاده شده و سپس یک کنترل‌کننده مقاوم تطبیقی با ترکیب روش‌های بازگشت به عقب تطبیقی و مد لغزشی طراحی گردیده است تا در صورت خرابی بالک و تغییرات ضرایب یا مدل، نرخ خط دید به صفر برسد.

در [۹] فرض گردیده که ورودی سیستم کنترل دارای اشباع بوده و عیب عملگر یکی از نامعینی‌های سیستم کنترل است. با استفاده از روی تگر حالت، اندازه عیب تخمین زده می‌شود و اثرات اشباع توسط یک تابع کمکی برطرف می‌شود. در انتها نیز برای جبران اثرات نامعینی‌ها از کنترل سطح پویا^۷ استفاده می‌گردد.

در مرجع [۱۰]، قانون هدایت و کنترل یکپارچه مقاوم در برابر خرابی با در نظر گرفتن خرابی عملگرها، هدف مانور دار و عدم قطعیت‌های مدل با مرزهای ناشناخته، با استفاده از روش‌های بازگشت به عقب و پایداری ورودی-به-حالت^۸ ارائه شده است. در [۱۱]، الگوریتم هدایت و کنترل یکپارچه مبتنی بر مد لغزشی مرتبه بالا تطبیقی ارائه شده است. در

^۵ Command Filtered Backstepping Approach

^۶ Spherical Unscented Kalman Filter

^۷ Dynamic Surface Control

^۸ Input-To-State Stability

^۱ Integrated Guidance and Control

^۲ Backstepping

^۳ Sliding Mode

^۴ Time To Contact

نوآوری‌های مقاله شامل (۱) تعریف یک تابع هزینه جدید برحسب نامعینی‌ها (خرابی عملگر) و بهینه‌سازی آن در افق محدود به‌جای استفاده از روش‌های کنترل بهینه در افق نامحدود و (۲) ارائه یک روش جدید کنترل مقاوم و شبیه‌سازی آن با استفاده از روش کنترل پیش‌بین است. شبیه‌سازی‌های عددی مختلفی در حضور عیب عملگر صورت گرفته تا کارایی بالای این روش را نشان دهد.

ساختار مقاله به این شرح است: در بخش ۲ مسئله تعریف می‌شود. در بخش ۳ مدل‌سازی هدایت و کنترل ارائه شده است. الگوریتم کنترل مقاوم بر اساس کنترل پیش‌بین تفاضلی^۵ RGIP-GC در حضور عیب عملگر در بخش ۴ ارائه می‌شود. در بخش ۵ نتایج شبیه‌سازی‌های عددی ارائه و نتایج تحلیل می‌گردد و در بخش ۶ نتایج حاصله بیان می‌شود.

۲- تعریف مسئله

مسئله جبران عیب عملگر در این مقاله با تعریف یک تابع هزینه جدید و بهینه‌سازی آن حل می‌شود. در این تابع هزینه علاوه بر خطای کنترل و انرژی کنترل، نامعینی مربوط به عیب عملگر به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$J = J(err, \Delta \mathbf{u}, \mathbf{B}_F) \quad (1)$$

مشاهده می‌شود که در این تابع هزینه، علاوه بر خطای کنترل err (اختلاف بین خروجی واقعی و خروجی مدنظر) و تغییرات کنترل $\Delta \mathbf{u}$ ، نامعینی \mathbf{B}_F مربوط به عیب عملگر به تابع هزینه اضافه شده است. جزئیات بیشتر تابع J بعداً در بخش ۴ توضیح داده می‌شود. با بهینه‌سازی این تابع برای دینامیک ره‌گیر، سیگنال کنترلی که به دست می‌آید، در برابر عیب عملگر مقاومت نشان می‌دهد.

۳- مدل‌سازی هدایت و کنترل یکپارچه

هندس درگیری آشیانه یابی مسطح برای ره‌گیر (P) و هدف (T) در شکل (۱) نشان داده شده است. در دستگاه مختصات قطبی زاویه λ همان زاویه خط دید (LOS) است و فاصله بین ره‌گیر و هدف با r نشان داده می‌شود.

مرجع [۱۲]، یک سیستم هدایت و کنترل یکپارچه برای وسایل نقلیه فراصوت^۱ معرفی شده که از روی تگر توسعه یافته حالت با مرتبه کسری^۲ و کنترل حذف اغتشاش فعال بازگشت به عقب^۳ استفاده شده است.

راهبردهای دیگری برای مدیریت عیب عملگر ارائه شده است که کنترل پیش‌بین یکی از این روش‌ها است. این روش به‌طور مثال در ماهواره‌ها [۱۳]، وسایل نقلیه خودران [۱۴]، توربین‌های بادی [۱۵، ۱۶] و در صنایع شیمیایی [۱۷، ۱۸] به‌کاررفته و عیب سخت‌افزاری این مثال‌ها در نظر گرفته شده است.

طراحی سیستم غیرفعال برای تحمل یا جبران عیب با بهینه‌سازی چندمرحله‌ای همراه با برنامه‌ریزی پویا در [۱۹] ارائه شده است. در این روش، نامعینی‌ها، اغتشاش و همچنین عیب عملگر در قیود مسئله بهینه‌سازی گنجانده شده و برای هر حالت یک حل صریح با منطق پیش‌بین استخراج گردیده است. در [۲۰] با استفاده از کنترل‌کننده پیش‌بین به روش تیوب^۴، کنترل‌کننده‌ای به‌صورت مقاوم طوری طراحی شده که عیب عملگر در نظر گرفته شده و توسط کنترل‌کننده جبران گردیده است. اضافه نمودن یک‌ترم به تابع هزینه در مدل کنترل پیش‌بین در [۲۱] مشاهده می‌شود. در این مرجع روش کنترل فعال برای تحمل عیب با تخمین عیب از طریق فیلتر کالمن دومرحله‌ای برای مدل غیرخطی کوادروتور استفاده شده است. در این روش‌ترم اضافه شده به تابع هزینه حاوی خطاهای ناشی از خطی‌سازی سیستم غیرخطی است.

در این مقاله، برای جبران عیب عملگر یک ره‌گیر، مسئله ره‌گیری دویبعدی برای سیستم IGC بر اساس روش کنترل پیش‌بین تفاضلی [۲۲] حل شده و رویکرد نوینی برای جبران عیب عملگر ارائه گردیده است. در این رویکرد ابتدا یک تابع هزینه جدیدی برای جبران اثرات عیب عملگر تعریف شده و سپس این تابع در افق محدود بهینه‌سازی می‌شود. در الگوریتم این روش با در نظر گرفتن عیب عملگر در تابع هزینه و بهینه‌سازی آن، سیگنال کنترل به دست می‌آید که در برابر عیب عملگر مقاوم است. به‌طور خلاصه

¹ Hypersonic Vehicles

² Fractional-Order Error Extended State Observer

³ Backstepping Active Disturbance Rejection Control

⁴ Tube MPC

⁵ Robust Generalized Incremental Predictive Control Algorithm

شتاب ره‌گیر در راستای عمود بر خط دید اولیه (LOS) به صورت زیر است:

$$a_P = (L_\alpha - L_\delta)f_1(\alpha) + L_\delta f_2(\alpha + \delta) \quad (5)$$

مقادیر L_α و L_δ نیروهای آیرودینامیکی تولیدشده توسط زاویه حمله و زاویه بالک کنترل هستند. توابع f_1 و f_2 هم توابع اشباع استاندارد هستند که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\text{sat}(u) = \begin{cases} U_m, & U_m < u \\ u, & -U_m \leq u \leq U_m \\ -U_m, & u < -U_m \end{cases} \quad (6)$$

پس از خطی سازی دینامیک طولی ره‌گیر، دینامیک کانال فراز به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\dot{\alpha} = q - \frac{(L_\alpha - L_\delta)f_1(\alpha) + L_\delta f_2(\alpha + \delta)}{V_P} \quad (7)$$

$$\dot{q} = (M_\alpha - M_\delta)f_1(\alpha) + M_q q + M_\delta f_2(\alpha + \delta)$$

$$\dot{\delta} = \frac{(\delta^c - \delta)}{\tau_s} \quad (8)$$

معادله (۸) نشان‌دهنده مدل عملگری است که زاویه انحراف بالک آن δ است. در اینجا، τ_s ثابت زمانی عملگر، q نرخ زاویه فراز ره‌گیر، و M_α ، M_q ، M_δ گشتاورهای تولیدشده توسط زاویه انحراف بالک، نرخ زاویه فراز و زاویه حمله هستند. بالانویس C نشان‌دهنده سیگنال فرمان بالک است. بنابراین δ^c فرمان زاویه بالک است.

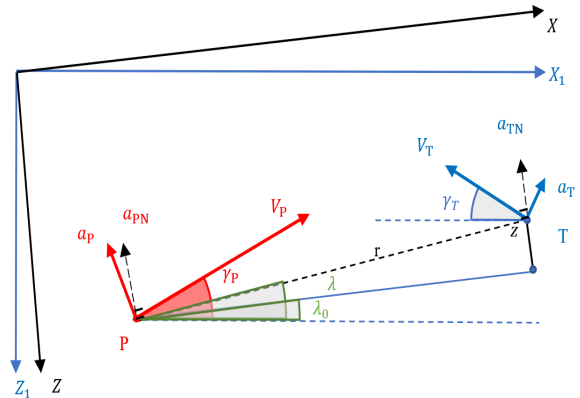
در شکل (۱)، خط دید اولیه (LOS) با محور X هم‌راستا است. فرض کنید Z و \dot{Z} به ترتیب نشان‌دهنده جابه‌جایی نسبی بین هدف و ره‌گیر در راستای عمود بر خط دید اولیه و مشتق آن باشند. در این حالت، شتاب‌های هدف و ره‌گیر در راستای عمود بر LOS به صورت a_{PN} و a_{TN} خواهند بود. زیرنویس N نشان‌دهنده مؤلفه عمود بر LOS است:

$$\begin{aligned} a_{PN} &\approx a_P \cos(\gamma_P - \lambda_0) \\ a_{TN} &\approx a_T \cos(\gamma_T + \lambda_0) \\ \dot{Z} &= a_{TN} - a_{PN} \end{aligned} \quad (9)$$

زیرنویس 0 نشان‌دهنده مقدار اولیه است که خطی سازی حول آن انجام شده است. بردار حالت مسئله هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{x}_{GC} = [Z \dot{Z} a_{TN} \alpha q \delta]^T \quad (10)$$

سیگنال کنترل، زاویه انحراف $\delta^c = U$ است. در این حالت، مساله هدایت و کنترل یکپارچه به صورت زیر بیان می‌شود:



شکل (۱) درگیری مسطح ره‌گیر و هدف [۳]

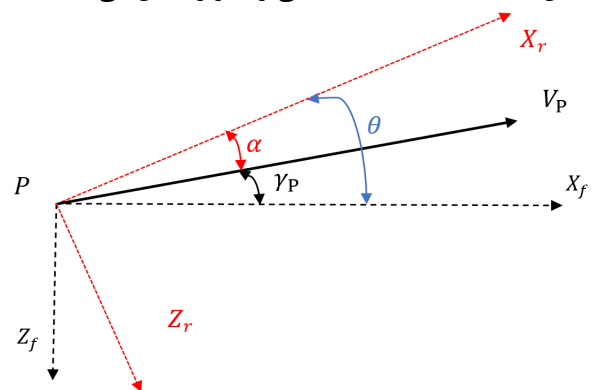
V_P سرعت ره‌گیر، V_T سرعت هدف، γ_P زاویه مسیر پرواز ره‌گیر و γ_T زاویه مسیر پرواز هدف بوده و شتاب ره‌گیر با a_P و شتاب هدف با a_T نشان داده می‌شود. معادلات سینماتیکی درگیری به شرح زیر می‌باشند:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= -[V_P \cos(\gamma_P - \lambda) + V_T \cos(\gamma_T + \lambda)] \\ \dot{\lambda} &= \frac{-V_P \sin(\gamma_P - \lambda) + V_T \sin(\gamma_T + \lambda)}{r} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\dot{\gamma}_P = \frac{a_P}{V_P}$$

$$\dot{\gamma}_T = \frac{a_T}{V_T}$$

شکل (۲) دستگاه مختصات بدنی ره‌گیر را نشان می‌دهد.



شکل (۲) دستگاه مختصات بدنی ره‌گیر

در این شکل α زاویه حمله، γ_P زاویه مسیر و θ زاویه محور طولی ره‌گیر نسبت به دستگاه مرجع است. این زوایا به صورت زیر به هم مرتبط هستند:

$$\theta = \alpha + \gamma_P \quad (3)$$

فرض می‌شود مانور جانبی هدف یک دینامیک مرتبه اول با ثابت زمانی τ_T و a_T^c فرمان مانور هدف به صورت زیر باشد:

$$\dot{a}_T = \frac{a_T^c - a_T}{\tau_T} \quad (4)$$

فرض کنید $a_{TN}^c = 0$ و $\mathbf{B}_F = F_d \mathbf{B}_{GC}$ و $\mathbf{B}_F = F_d \mathbf{B}_{GC}$ و $a_{TN}^c = 0$ زیرنویس GC برای ساده سازی حذف می شود.

۴-۲ - مدل فضای حالت تفاضلی

فرض کنید مدل فضای حالت گسسته ای معادله (۱۳) به صورت زیر باشد.

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A} \mathbf{x}_k + \mathbf{B} \mathbf{u}_k + \mathbf{B}_F \mathbf{u}_k \quad (14)$$

$$\mathbf{Y}_k = \mathbf{C} \mathbf{x}_k$$

که در آن، $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ ، $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$ و $\mathbf{Y} \in \mathbb{R}$ به ترتیب ورودی کنترل، بردار وضعیت و خروجی سیستم و همچنین $\mathbf{A} \in \mathbb{R}^{n \times n}$ ، $\mathbf{B} \in \mathbb{R}^{n \times m}$ و $\mathbf{C} \in \mathbb{R}^n$ ماتریس های سیستم می باشند.

مدل فضای حالت تفاضلی سیستم فوق با اعمال عملگر Δ به صورت زیر به دست می آید:

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{x}_{k+1} &= \mathbf{A} \Delta \mathbf{x}_k + \mathbf{B} \Delta \mathbf{u}_k + \mathbf{B}_F \Delta \mathbf{u}_k \\ \Delta \mathbf{x}_k &= \mathbf{x}_k - \mathbf{x}_{k-1} \\ \Delta \mathbf{x}_{k+1} &= \mathbf{x}_{k+1} - \mathbf{x}_k \\ \Delta \mathbf{u}_k &= \mathbf{u}_k - \mathbf{u}_{k-1} \end{aligned} \quad (15)$$

با ترکیب معادله (۱۴) و معادله (۱۵) پیش بینی حالت- فضای حالت به صورت تفاضلی برای یک گام جلوتر به دست می آید:

$$\mathbf{x}_{k+1} = (\mathbf{A} + \mathbf{I}) \mathbf{x}_k - \mathbf{A} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{B} \Delta \mathbf{u}_k + \mathbf{B}_F \Delta \mathbf{u}_k \quad (16)$$

و در گام زمانی بعدی داریم:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{k+2} &= (\mathbf{A}^2 + \mathbf{A} + \mathbf{I}) \mathbf{x}_k - (\mathbf{A}^2 + \mathbf{A}) \mathbf{x}_{k-1} \\ &\quad + (\mathbf{A} + \mathbf{I}) \mathbf{B} \Delta \mathbf{u}_k \\ &\quad + (\mathbf{A} + \mathbf{I}) \mathbf{B}_F \Delta \mathbf{u}_k \\ &\quad + \mathbf{B} \Delta \mathbf{u}_{k+1} + \mathbf{B}_F \Delta \mathbf{u}_{k+1} \end{aligned} \quad (17)$$

معادله کلی حالتها به صورت ماتریسی زیر خواهد بود:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_1 \mathbf{x}_k - \mathbf{A}_0 \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{B}_0 \Delta \mathbf{u} + \mathbf{B}_1 \Delta \mathbf{u} \quad (18)$$

با استفاده از معادلات (۱۴) و (۱۸) پیش بینی خروجی Y را می توان به صورت فشرده در قالب ماتریس/بردار زیر نوشت:

$$\mathbf{Y} = \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k - \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1} + \Phi \Delta \mathbf{u} + \Phi_F \Delta \mathbf{u} \quad (19)$$

که در آن:

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \mathbf{Y}_{k+1} \\ \mathbf{Y}_{k+2} \\ \mathbf{Y}_{k+3} \\ \vdots \\ \mathbf{Y}_{k+Np} \end{bmatrix}, \Delta \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{u}_k \\ \Delta \mathbf{u}_{k+1} \\ \Delta \mathbf{u}_{k+2} \\ \vdots \\ \Delta \mathbf{u}_{k+Nc-1} \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\mathbf{F}_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{C}(\mathbf{A} + \mathbf{I}) \\ \mathbf{C}(\mathbf{A}^2 + \mathbf{A} + \mathbf{I}) \\ \mathbf{C}(\mathbf{A}^3 + \mathbf{A}^2 + \mathbf{A} + \mathbf{I}) \\ \vdots \\ \mathbf{C} \left(\sum_{i=0}^{Np} \mathbf{A}^i \right) \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_{GC} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & L_\alpha \omega & 0 & L_\delta \omega \\ 0 & 0 & \frac{-1}{\tau_T} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{-L_\alpha}{V_P} & 1 & \frac{-L_\delta}{V_P} \\ 0 & 0 & 0 & M_\alpha & M_q & M_\delta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-1}{\tau_s} \end{bmatrix} \mathbf{x}_{GC} \quad (11)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ \frac{1}{\tau_s} \end{bmatrix} \delta^c + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{\tau_T} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} a_{TN}^c$$

$$\mathbf{Y}_{GC} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{GC}$$

که در روابط فوق داریم

$$\omega = \cos(\gamma_{P0} - \lambda_0).$$

4- الگوریتم کنترل پیش بین تفاضلی مقاوم

برای هدایت و کنترل یکپارچه رهگیر (RGIP-GC)

عیب عملگر ممکن است در پرواز رهگیر رخ داده و سبب کاهش عملکرد یا حتی ازکارافتادن آن شود. در این بخش الگوریتم کنترل مقاوم جدید به نام RGIP-GC برای هدایت و کنترل یکپارچه در برابر عیب عملگرها با تعریف تابع هزینه جدید بر اساس روش کنترل پیش بین تفاضلی [۲۲] ارائه می شود.

۴-۱ - مدل سازی عیب عملگر

فرض کنید مدل عیب عملگر به صورت زیر تعریف شود [۲۳]

$$\delta^c = \delta_{nom} + \sigma (f_d - 1) \delta_{nom} \quad (12)$$

$$\delta^c = \delta_{nom} + F_d \delta_{nom}.$$

که در آن $F_d = \sigma (f_d - 1)$ ورودی اسمی عملگر است. در این رابطه σ نشانگر عیب عملگر است، بنابراین اگر $\sigma = 0$ باشد، سیستم درست کار می کند و اگر $\sigma = 1$ عیب رخ داده است.

$f_d \in [0,1]$ ضریب عیب است که نشان دهنده کاهش بهره عملگر است. با جایگذاری معادله (۱۲) در معادله (۱۱) داریم:

$$\dot{\mathbf{x}}_{GC} = \mathbf{A}_{GC} \mathbf{x}_{GC} + \mathbf{B}_{GC} (\delta_{nom} + F_d \delta_{nom}) \quad (13)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_{GC} = \mathbf{A}_{GC} \mathbf{x}_{GC} + \mathbf{B}_{GC} \delta_{nom} + \mathbf{B}_F \delta_{nom}$$

در ادامه قضیه‌ای بیان می‌شود که طبق آن سیگنال کنترل تابع هزینه تعریف شده را کمینه می‌کند.

قضیه: سیستم (۱۴) با فرض خرابی عملگر که در رابطه (۱۲) مدل شده است را در نظر بگیرید. سیگنال کنترل

$$\Delta \mathbf{u}_{k+1} = (\Phi_1^T \mathbf{Q} \Phi_1 + \mathbf{R} + \mathbf{S})^{-1} \Phi_1^T \mathbf{Q} (\mathbf{Y}_d - \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k + \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1}) \quad (27)$$

تابع هزینه (۲۵) را بهینه (کمینه) می‌کند.

اثبات: با بسط معادله (۲۷) داریم:

$$J = \Delta \mathbf{u}_k^T (\Phi_1^T \mathbf{Q} \Phi_1 + \mathbf{R} + \mathbf{S}) \Delta \mathbf{u}_k - (\mathbf{Y}_d - \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k + \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1})^T \mathbf{Q} \Phi_1 \Delta \mathbf{u}_k - \Delta \mathbf{u}_k^T \Phi_1^T \mathbf{Q} (\mathbf{Y}_d - \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k + \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1}) \quad (28)$$

در رابطه فوق

$$\mathbf{S} = \Phi_F^T \bar{\mathbf{S}} \Phi_F \text{ و } \Phi_1 = \Phi + \Phi_F$$

می‌باشند. برای یافتن $\Delta \mathbf{u}$ بهینه که J را کمینه کند، باید مشتق اول تابع هزینه را برابر صفر قرار دهیم.

$$\frac{\partial J}{\partial \Delta \mathbf{u}} = (\Phi_1^T \mathbf{Q} \Phi_1 + \mathbf{R} + \mathbf{S}) \Delta \mathbf{u}_k - \Phi_1^T \mathbf{Q} (\mathbf{Y}_d - \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k + \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1}) = 0 \quad (29)$$

پس از حل معادله فوق سیگنال کنترل به صورت زیر به دست می‌آید

$$\Delta \mathbf{u}_{k+1} = (\Phi_1^T \mathbf{Q} \Phi_1 + \mathbf{R} + \mathbf{S})^{-1} \Phi_1^T \mathbf{Q} (\mathbf{Y}_d - \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k + \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1}) \quad (30)$$

و قضیه اثبات می‌گردد.

در نهایت پس از محاسبه تغییرات سیگنال کنترل، سیگنال کنترل به صورت زیر به سیستم اعمال می‌شود.

$$\mathbf{u}_k = \Delta \mathbf{u}_k + \mathbf{u}_{k-1} \quad (31)$$

این سیگنال تابعی از حالت سیستم در لحظه فعلی و قبلی و همین‌طور تابعی از ماتریس Φ_1 است. قبلاً این ماتریس برحسب عیب عملگر به دست آمد. بدین ترتیب مشاهده می‌شود که سیگنال کنترل تابع عیب عملگر نیز است. به عبارت دیگر سیگنال کنترل به عیب عملگر حساس بوده و طوری عمل می‌کند که در برابر عیب عملگر مقاوم باشد. بلوک دیاگرام روش ارائه شده در شکل (۳) نشان داده شده است.

$$\mathbf{F}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{C}\mathbf{A} \\ \mathbf{C}(\mathbf{A}^2 + \mathbf{A}) \\ \mathbf{C}(\mathbf{A}^3 + \mathbf{A}^2 + \mathbf{A}) \\ \vdots \\ \mathbf{C} \left(\sum_{i=1}^{N_p} \mathbf{A}^i \right) \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \mathbf{C}\mathbf{B} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}(\mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{B} & \mathbf{C}\mathbf{B} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}(\mathbf{A}^2 + \mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{B} & \mathbf{C}(\mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{B} & \dots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{C} \left(\sum_{i=0}^{N_p-1} \mathbf{A}^i \right) \mathbf{B} & \mathbf{C} \left(\sum_{i=0}^{N_p-2} \mathbf{A}^i \right) \mathbf{B} & \dots & \mathbf{C} \left(\sum_{i=0}^{N_p-N_c} \mathbf{A}^i \right) \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$\Phi_F = \begin{bmatrix} \mathbf{C}\mathbf{B}_F & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}(\mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{B}_F & \mathbf{C}\mathbf{B}_F & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}(\mathbf{A}^2 + \mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{B}_F & \mathbf{C}(\mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{B}_F & \dots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{C} \left(\sum_{i=0}^{N_p-1} \mathbf{A}^i \right) \mathbf{B}_F & \mathbf{C} \left(\sum_{i=0}^{N_p-2} \mathbf{A}^i \right) \mathbf{B}_F & \dots & \mathbf{C} \left(\sum_{i=0}^{N_p-N_c} \mathbf{A}^i \right) \end{bmatrix} \quad (24)$$

مشاهده می‌شود که در مدل تفاضلی حالات فعلی و حالات قبلی برای پیش‌بینی خروجی‌ها در نظر گرفته می‌شوند. توضیحات کامل این روش در مرجع [۲۲] آمده است. در ادامه رویکرد پیشنهادی برای مدیریت مؤثر خطا در سیستم عبارت است از افزودن اثر عیب به تابع هزینه که در معادله (۱۴) با \mathbf{B}_F نشان داده شده است.

۴-۳ - بهینه‌سازی تابع هزینه در افق محدود برای محاسبه سیگنال کنترل مقاوم

تابع هزینه جدید را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$J = (\mathbf{Y}_d - \mathbf{Y})^T \mathbf{Q} (\mathbf{Y}_d - \mathbf{Y}) + \Delta \mathbf{u}^T \mathbf{R} \Delta \mathbf{u} + \Delta \mathbf{u}^T \bar{\mathbf{S}} \Delta \mathbf{u} \quad (25)$$

که در آن $\mathbf{Q} = \mathbf{q} * \mathbf{I}$ ماتریس وزنی خطای کنترل،

$\mathbf{R} = \mathbf{r} * \mathbf{I}$ ماتریس وزنی کنترل و \mathbf{I} ماتریس همانی^۱ است.

همچنین $\mathbf{S} = \Phi_F^T \bar{\mathbf{S}} \Phi_F$ بوده و $\bar{\mathbf{S}}$ ماتریس وزنی عیب

عملگر است. همچنین مسیر مرجع به صورت $\mathbf{Y}_d = [y_{d_{k+1}}, y_{d_{k+2}}, \dots, y_{d_{k+N_p}}]^T$

در نظر گرفته شده است.

با جایگذاری خروجی پیش‌بینی شده در معادله (۱۴) در تابع

هزینه J این تابع به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$J = (\mathbf{Y}_d - \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k + \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1} - \Phi \Delta \mathbf{u} - \Phi_F \Delta \mathbf{u})^T \mathbf{Q} (\mathbf{Y}_d - \mathbf{F}_1 \mathbf{x}_k + \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_{k-1} - \Phi \Delta \mathbf{u} - \Phi_F \Delta \mathbf{u}) + \Delta \mathbf{u}^T \mathbf{R} \Delta \mathbf{u} + \Delta \mathbf{u}^T \bar{\mathbf{S}} \Delta \mathbf{u} \quad (26)$$

¹ Identity Matrix

۵-۱ - مقایسه نتایج قانون‌های هدایت PN و

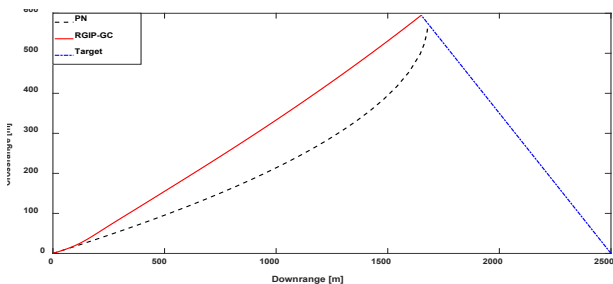
RGIP-GC

در این بخش، مقایسه عملکرد بین قانون هدایت تناسبی و قانون هدایت و کنترل یکپارچه مبتنی بر کنترل پیش‌بین مدل RGIP-GC برای هدف بدون مانور ارائه شده است. مقادیر اولیه سناریوی درگیری در جدول (۳) بیان شده است.

جدول (۳) مقادیر اولیه سناریوی درگیری

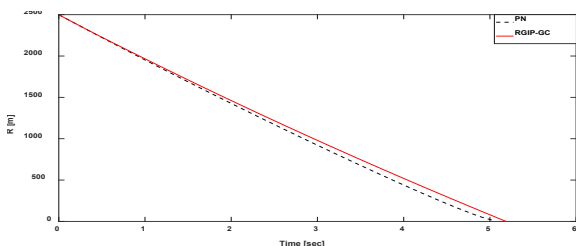
X [m]	Y [m]	γ [deg]	V [m/s]	
۰	۰	۱۰	400	ره‌گیر
۰	2500	35	۲۰۰	هدف

شکل (۴) نشان می‌دهد در قانون هدایت ارائه شده ره‌گیر زودتر در مسیر برخورد قرار گرفته و دستور شتاب سریع‌تر به مقدار صفر رسیده است. مقدار خطای برخورد برای قانون هدایت ارائه شده برابر ۰/۹ متر و برای قانون هدایت PN برابر ۱۳/۴۷ متر است.



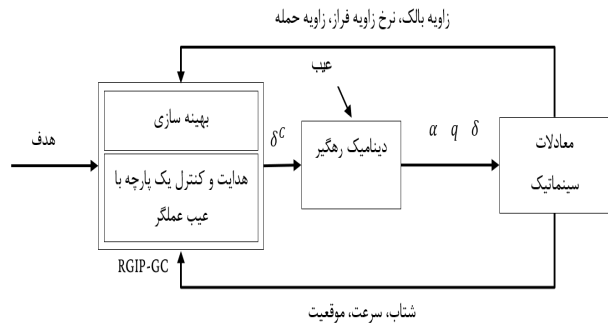
شکل (۴) مسیر برخورد روش‌های PN و RGIP-GC

همچنین زمان درگیری برای قانون هدایت ارائه شده برابر 5/18 ثانیه و برای قانون هدایت PN برابر 5/06 ثانیه است که این مقادیر نشان می‌دهد زمان درگیری برای قانون ارائه شده نزدیک زمان قانون هدایت تناسبی است ولی خطای برخورد کمتر است (شکل (۵)).



شکل (۵) فاصله نسبی قوانین هدایت PN و RGIP-GC

فرمان شتاب برای قانون هدایت ارائه شده و PN در شکل (۶) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که مقدار بیشینه



شکل (۳) بلوک دیاگرام روش هدایت و کنترل مقاوم

یکپارچه RGIP-GC

5 - نتایج شبیه‌سازی

در این بخش نتایج شبیه‌سازی الگوریتم ارائه شده برای اهداف بدون شتاب، با شتاب ثابت و با شتاب تصادفی نشان داده شده است. همچنین، در سناریوی بدون شتاب این روش با روش هدایت تناسبی و در بقیه سناریوها قانون هدایت GP-GC با RGIP-GC در حالت خرابی عملگر مقایسه شده است. پس از تحلیل و مقایسه روش‌ها، تحلیل حساسیت نسبت به پارامترهای قانون هدایت صورت گرفته است. معادلات تغییر سرعت ره‌گیر به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\dot{V}_p = \frac{-D}{m} - g \sin(\gamma_p)$$

$$D = Q S_{ref} C_d \tag{32}$$

$$Q = \frac{\rho V_p^2}{2}$$

$$\rho = 1.2 \exp(-h/10000)$$

در این معادلات D نیروی پسا، g شتاب گرانش، m جرم ره‌گیر، ρ چگالی اتمسفر، Q فشار دینامیکی، h ارتفاع از سطح دریا و S_{ref} سطح مرجع است. در جدول (۱) مقادیر پارامترهای ره‌گیر آمده است.

جدول (۱) پارامترهای ره‌گیر با سرعت متغیر

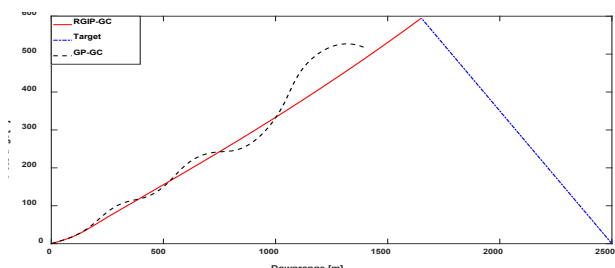
C_d	m [kg]	S_{ref} [m ²]	h [m]
0/2	12	0/2	1000

در جدول (۲) پارامترهای قانون هدایت بیان شده است. همچنین، ضریب عیب برابر $f_d = 0/3$ در نظر گرفته شده است.

جدول (۲) پارامترهای روش هدایت ارائه شده

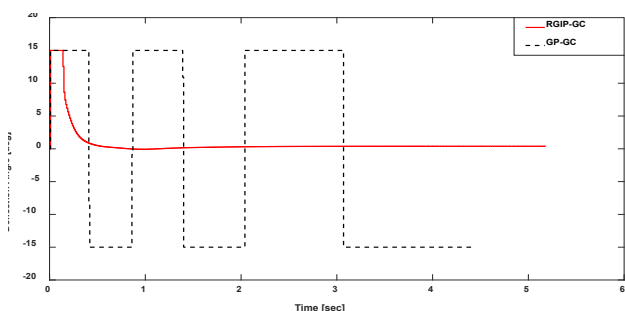
Np	Nc	q	r	s	Ts [s]
120	4	0/01	۱۰۰۰۰	0/01	0/005

۰/۵ است در شکل (۹) نشان داده شده است. خطای برخورد برای قانون هدایت ارائه شده برابر 0/9 متر است که نشان می‌دهد ره‌گیر توانسته هدف را دنبال کند در حالی که قانون هدایت GP-GC ره‌گیر نتوانسته هدف را دنبال کند.



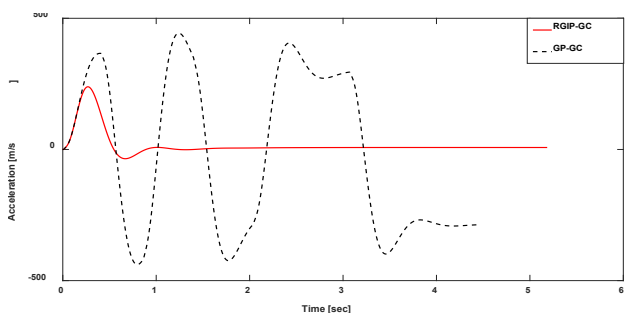
شکل (۹) مسیر برخورد روش‌های RGIP-GC و GP-GC

زوایای انحراف بالک برای قانون هدایت ارائه شده و GP-GC در شکل (۱۰) نشان داده شده است. قابل ذکر است در این سناریو زاویه انحراف بالک با اشباع ۳۰ درجه در نظر گرفته شده است. بر اساس نتایج، دستور هدایت GP-GC به اشباع رفته است و این در حالی است که مقدار بیشینه انحراف بالک قانون هدایت ارائه شده حدود ۱۵ درجه است.



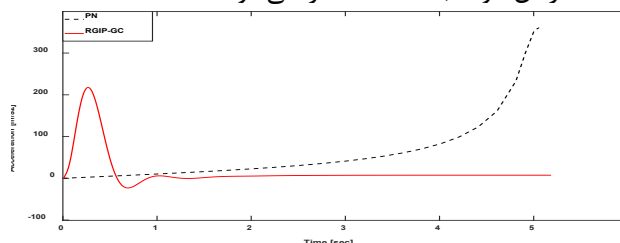
شکل (۱۰) زوایای انحراف بالک روش‌های GP-GC و RGIP-GC

دستور شتاب برای قانون هدایت ارائه شده و GP-GC در شکل (۱۱) نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد بیشینه مقدار شتاب در روش RGIP-GC، از روش GP-GC کمتر است ولی دستور شتاب GP-GC به اشباع رفته است.



شکل (۱۱) دستور شتاب روش‌های GP-GC و RGIP-GC

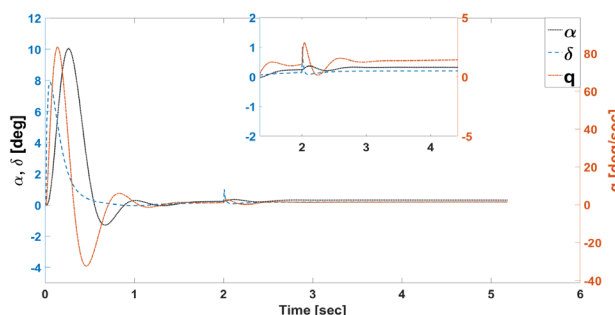
دستور هدایت PN بیشتر از دستور هدایت RGIP-GC است. همچنین، مقدار دستور شتاب PN در طول زمان افزایشی است که می‌تواند منجر به اشباع عملگرها در انتهای درگیری شود، در صورتی که دستور هدایت RGIP-GC پس از گذشته زمان کوتاه به سمت همگرا می‌شود.



شکل (۱۲) دستور شتاب قوانین هدایت PN و RGIP-GC

۲-۵ - بررسی اثرات اغتشاش در روش پیشنهادی

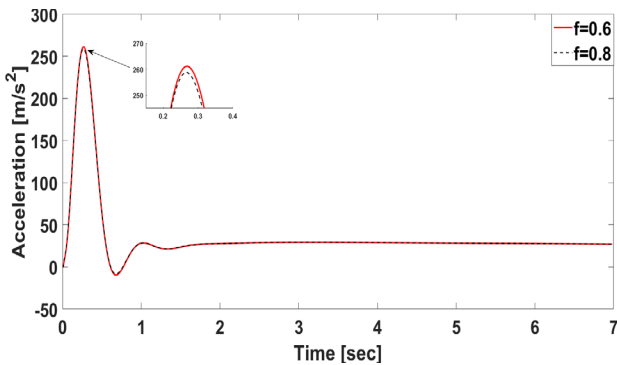
در این بخش تأثیر اغتشاش اعمال شده روی عملگر را بررسی می‌کنیم. اغتشاشی به اندازه ۳ درجه در ثانیه ۲ به سیستم اعمال شده و نتایج آن در شکل (۷) رسم شده است. در این شکل δ سیگنال کنترل، α زاویه حمله و q نرخ زاویه فراز ره‌گیر را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود الگوریتم پیشنهادی توانسته اثر این اغتشاش را بعد از یک ثانیه کاملاً از بین ببرد.



شکل (۷) سیگنال کنترل، زاویه حمله و نرخ زاویه فراز ره‌گیر در مقابل اغتشاش

۳-۵ - مقایسه نتایج قانون‌های هدایت GP-GC و RGIP-GC

در این بخش به مقایسه روش‌های هدایت GP-GC و RGIP-GC در حالت وجود عیب در عملگر پرداخته شده است. در این مقایسه، پارامترهای قوانین هدایت شامل افق کنترل و افق پیش‌بین و وزن‌های تابع هزینه برای هر دو روش یکسان در نظر گرفته شده است. مسیر برخورد برای قوانین هدایت GP-GC و RGIP-GC در حالتی که عیب عملگر برابر

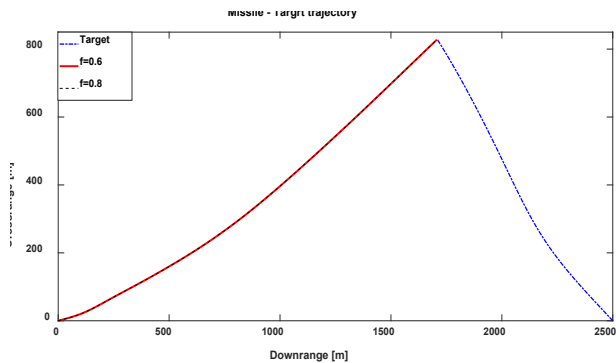


شکل (۱۴) دستور شتاب در حالتی که هدف دارای شتاب

پله‌ای است و عیب عملگر برابر $f = [0/6, 0/8]$

۵-۵- نتایج شبیه‌سازی برای هدف با شتاب تصادفی

مقادیر اولیه سناریوی درگیری زمانی که هدف دارای شتاب تصادفی است، در جدول ۳ نشان داده شده است. این شتاب از نویز سفید با قدرت 10000 که از یک فیلتر باتروث^۱ درجه سوم عبور می‌کند، ایجاد شده است. مسیر برخورد برای قوانین هدایت RGIP- GC در حالتی که خطای عملگر برابر $f = [0/6, 0/8]$ است و هدف دارای شتاب تصادفی است در شکل (۱۵) نشان داده شده است. خطای برخورد روش هدایت ارائه شده در حالت $f = 0/8$ برابر $1/26$ متر است و برای $f = 0/6$ برابر $1/3$ متر است. همان‌طور که مشاهده می‌شود ره‌گیر توانسته است با ایجاد دستور شتاب مناسب به هدف برخورد کند. شکل‌های (۱۶) و (۱۷) به ترتیب زاویه بالک و مقدار شتاب را نشان می‌دهند. همچنین، شتاب هدف تصادفی در شکل (۱۸) نشان داده شده است.



شکل (۱۵) هندسه درگیری ره‌گیر - هدف با شتاب

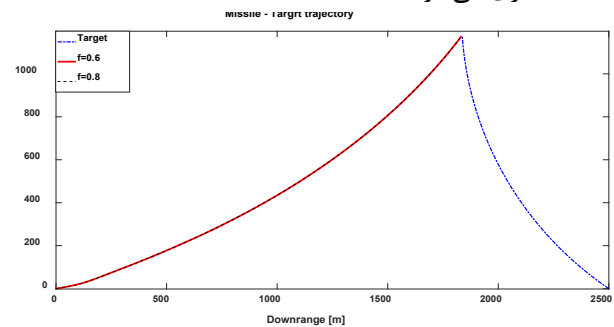
تصادفی

۴-۵- نتایج شبیه‌سازی برای هدف با شتاب پله

در این بخش به بررسی عملکرد قانون هدایت معرفی شده برای اهداف شتاب‌دار در حالت شتاب پله‌ای $a_T = 20 \text{ m/s}^2$ پرداخته شده است. همچنین، مقادیر عیب عملگر برابر $f = [0/6, 0/8]$ در نظر گرفته شده است و مقدار اشباع برای زاویه انحراف بالک 30° درجه لحاظ شده است. مقادیر اولیه سناریوی درگیری زمانی که هدف دارای شتاب پله‌ای است در جدول ۳ نشان داده شده است.

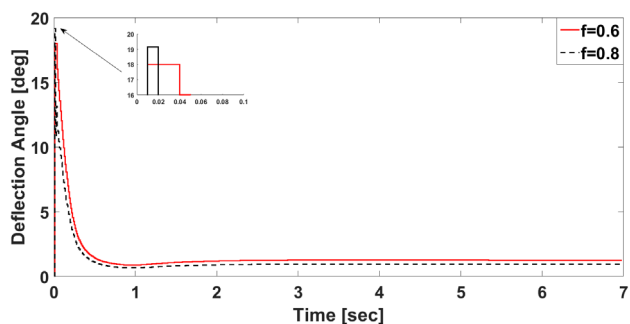
مسیر برخورد برای قوانین هدایت RGIP- GC در حالتی که عیب عملگر برابر $0/6$ و $0/8$ است در شکل (۱۲) نشان داده شده است. مقدار خطای برخورد برای قانون هدایت ارائه شده در حالت $f = 0/8$ برابر $1/7$ متر است و برای $f = 0/6$ برابر $1/9$ متر است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود با وجود مقادیر مختلف عیب بر روی عملگر ره‌گیر توانسته با ایجاد دستور شتاب به هدف برخورد کند. مطابق نتایج شکل‌های (۱۳) و (۱۴) زمانی که مقدار عیب عملگر افزایش یابد، قانون هدایت برای جبران عیب، زاویه بالک بیشتری تقاضا کرده که منجر به دستور شتاب بیشتری می‌شود.



شکل (۱۲) مسیر برخورد در حالتی که هدف دارای شتاب

پله‌ای است و عیب عملگر برابر $f = [0/6, 0/8]$



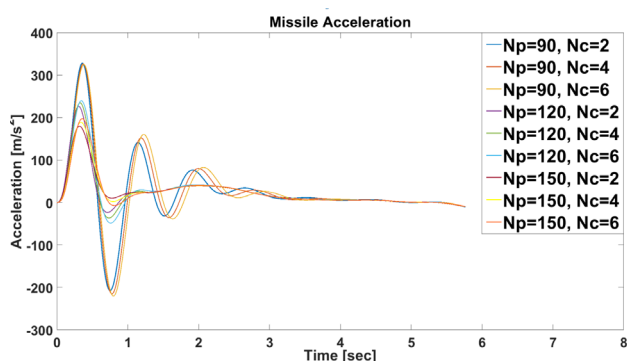
شکل (۱۳) زاویه انحراف بالک برای هدف با شتاب پله‌ای و

عیب عملگر برابر $f = [0/6, 0/8]$

¹ Butterworth

جدول (۴) نتایج تحلیل حساسیت افق کنترل و پیش‌بین و اثر آن بر تلاش کنترلی (m^2/s^4)

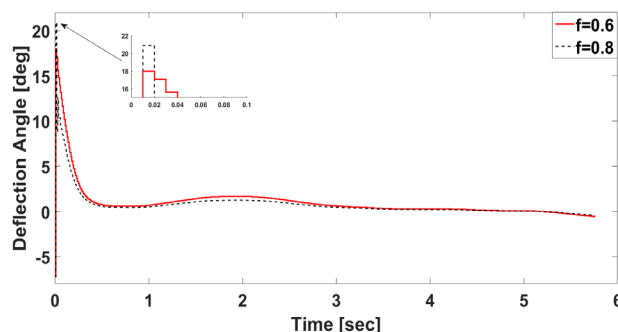
			Nc	Np
6	4	2		
۴۲۹۸۳	۴۰۹۴۸	۳۸۴۵۲		۹۰
۱۶۰۱۶	۱۴۹۵۶	۱۳۷۹۷		۱۲۰
۱۲۰۹۰	۱۱۲۱۵	۱۰۴۳۸		۱۵۰



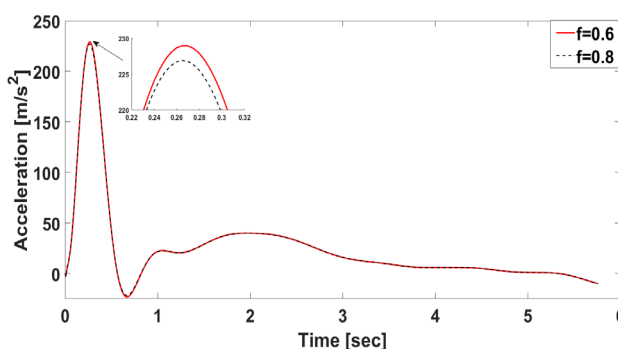
شکل (۱۹) تحلیل حساسیت افق پیش‌بین و کنترل بر روی دستور شتاب ره‌گیر

۶ - نتیجه‌گیری

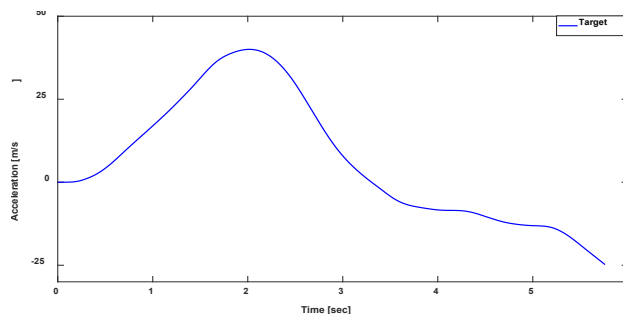
در این مقاله، یک الگوریتم جدید هدایت و کنترل مقاوم با در نظر گرفتن عیب عملگر ره‌گیر ارائه شده و تحلیل حساسیت روش نسبت به پارامترهای طراحی و اثر آن بر تلاش کنترل و دستور شتاب صورت گرفته است. در این الگوریتم، از روش کنترل پیش‌بین تفاضلی استفاده شده و برای مقاوم‌سازی سیستم در برابر عیب عملگر، در یک رویکرد جدید تابع هزینه‌ای تعریف شده است که علاوه بر خطای ردیابی و تغییرات سیگنال کنترل، نامعینی‌های ماتریس ورودی سیستم (عملگر) هم در نظر گرفته شده است. طبق شبیه‌سازی‌های انجام شده، به دلیل این‌که سیگنال کنترل تابعی از نامعینی‌های مدل است، روش ارائه شده وقتی که عملگر ره‌گیر دارای عیب باشد (بهره آن کاهش یابد) مقاومت سیستم حلقه بسته را افزایش داده و عیب عملگر را جبران می‌کند. عملکرد هدایت معرفی شده در سناریوهای مختلف از جمله اهداف بدون شتاب، اهداف با شتاب پله‌ای و اهداف با شتاب تصادفی شبیه‌سازی و بررسی شد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که قانون هدایت با وجود عیب عملگر و اغتشاش، عملکرد مطلوب خود



شکل (۱۶) زاویه انحراف بالک برای هدف با شتاب تصادفی



شکل (۱۷) دستور شتاب در حالی که هدف دارای شتاب تصادفی است.



شکل (۱۸) منحنی شتاب تصادفی هدف

در ادامه برای بررسی عملکرد قانون هدایت معرفی شده تحلیل حساسیت نسبت به پارامترهای طراحی شامل افق کنترل و پیش‌بین و اثر آن بر تلاش کنترلی معادله (۳۳) انجام شده است.

$$CE = \int |U|^2 dt \quad (33)$$

طبق جدول ۴، نتایج نشان می‌دهد که با افزایش افق پیش‌بین تلاش کنترلی کاهش می‌یابد و با افزایش افق کنترل تلاش کنترلی افزایش می‌یابد. همچنین، اثر تغییرات پارامترهای طراحی بر دستور شتاب در شکل (۱۹) نشان داده شده است که تأییدکننده نتایج جدول (۴) است.

- 2020;42(10):1823-33 DOI
<https://doi.org/10.1177/0142331219897430>
- [9] Wang W, Xiong S, Wang S, Song S, Lai C. Three dimensional impact angle constrained integrated guidance and control for missiles with input saturation and actuator failure. *Aerospace Science and Technology*. 2016;53:169-87. DOI <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.03.015>
- [10] Fei L, Kaihong Y, Haibo J, editors. Adaptive integrated guidance and control with actuator failures based on backstepping and input-to-state stability. *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*; 2014: IEEE. DOI <https://doi.org/10.1109/CGNCC.2014.7007218>
- [11] Li Z, Tian B, Zhang X. RLV integrated guidance and control based on adaptive high-order sliding mode. *Nonlinear Dynamics*. 2023;111(17):16133-44. DOI <https://doi.org/10.1007/s11071-023-08721-2>
- [12] Luo Y, Song J, Zhao M, Li W, Wei M. Integrated Guidance and Control for Hypersonic Vehicle With Disturbance and Measurement Noise Suppression. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2024 DO <https://doi.org/10.1109/TAES.2024.3412070>
- [13] Esfahani N, Khorasani K. A distributed model predictive control (MPC) fault reconfiguration strategy for formation flying satellites. *International Journal of control*. 2016;89(5):960-83. DOI <https://doi.org/10.1080/00207179.2015.1110753>
- [14] Geng K, Chulin NA, Wang Z. Fault-tolerant model predictive control algorithm for path tracking of autonomous vehicle. *Sensors*. 2020;20(15):4245. DOI <https://doi.org/10.3390/s20154245>
- [15] Jain T, Yamé JJ. Fault-tolerant economic model predictive control for wind turbines. *IEEE transactions on sustainable energy*. 2018;10(4):1696-704. DOI <https://doi.org/10.1109/TSTE.2018.2869480>
- [16] Ghanbarpour K, Bayat F, Jalilvand A. An MPC-based fault tolerant control of wind turbines in the presence of simultaneous sensor and actuator faults. *Computers and Electrical Engineering*. 2025;122:109931. DOI <https://doi.org/10.1016/j.compeleceng.2024.109931>
- [17] Keller R, Ding SX, Müller M, Stolten D. Fault-tolerant model predictive control of a direct methanol-fuel cell system with actuator faults. *Control engineering practice*. 2017;66:99-115. DOI <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2017.06.008>
- [18] Rotondo D, Pazera M, Witczak M. Integrated fault estimation and fault-tolerant control for constrained LPV systems subject to bounded disturbances. *Journal of Process Control*. 2025;145:103343. DOI <https://doi.org/10.1016/j.jprocont.2024.103343>

را حفظ می‌کند. مقایسه قانون معرفی شده با قوانین هدایت تناسبی و پیش‌بین نشان می‌دهد که خطای برخورد قانون معرفی شده از قانون هدایت تناسبی کمتر است. برای پژوهش‌های آتی، اضافه شدن تخمین گر جهت تخمین هدف، پیاده‌سازی سخت‌افزاری و استفاده از روش‌های کنترل عیب عملگر بارویکرد فعال پیشنهاد می‌گردد.

۷ - مراجع

- [1] Nasrollahi S, KHOOSHEHMEHRI A. A Model of Predictive Terminal Guidance Based on Whale Optimization Algorithm Considering the Aerodynamic Model of the Pursuer. *Aerospace Mechanics*. 2021; 17(1):37-50. (In Persian) Dor: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455323.1400.17.1.4.5>
- [2] R. Esmaelzadeh, Jamilnia R, Adami AH. Optimal Reentry Guidance using a Combined Method (In Persian). *Aerospace Mechanics*. 2016; 12(4) :35-48 Dor: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455323.1395.12.4.4.6>
- [3] Panchal B, Mate N, Talole S. Continuous-time predictive control-based integrated guidance and control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2017;40(7):1579-95. DOI <https://doi.org/10.2514/1.G002661>
- [4] He S, Wang W, Wang J. Three-dimensional multivariable integrated guidance and control design for maneuvering targets interception. *Journal of the Franklin Institute*. 2016;353(16):4330-50. DOI <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2016.08.008>
- [5] Soori MM, Sadati SH. Guidance and Control of a Two-dimensional Model of a Surface-to-Air Missile Using Proportional, Integral, Derivative and Optimal Fuzzy Control. *Aerospace Mechanics* DOI 2023 <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455323.1402.19.4.2.3>
- [6] Wang W, Liu J, Lin S, Geng B, Shi Z. Command filtered integrated estimation guidance and control for strapdown missiles with circular field of view. *Defence Technology*. 2024;35:211-21. DOI <https://doi.org/10.1016/j.dt.2024.02.001>
- [7] Chitsaz A, Naghash A, Saberi FF. Integrated guidance and control design by active disturbance rejection method for high-velocity target interceptor with DCS thruster. *Scientific Reports*. 2024 ;14(1):1298. DOI <https://doi.org/10.1038/s41598-024-52008-4>
- [8] Ashrafifar A, Jegarkandi MF. Adaptive fin failures tolerant integrated guidance and control based on backstepping sliding mode. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*.

- [19] Sheikhabaei R, Alasty A, Vossoughi G. Robust fault tolerant explicit model predictive control. *Automatica*. 2018;97:248-53. DOI <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2018.08.013>
- [20] Hill E, Newton A, Gadsden SA, Biglarbegian M. Tube-based robust model predictive control for fault tolerance. *Mechatronics*. 2023;95:103051. DOI <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2023.103051>
- [21] Jung W, Bang H. Fault and failure tolerant model predictive control of quadrotor UAV. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2021;22:663-75. DOI <https://doi.org/10.1007/s42405-020-00331-1>
- [22] Ghahramani NO, Towhidkhah F. Constrained incremental predictive controller design for a flexible joint robot. *ISA transactions*. 2009;48(3):321-6. DOI <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2009.01.010>
- [23] Fathi Jegarkandi M, Ashraffar A, Mohsenipour R. Adaptive integrated guidance and fault tolerant control using backstepping and sliding mode. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2015;2015(1):253478. DOI <https://doi.org/10.1155/2015/253478>