مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
جلد ۱۵، شماره ۳، پاییز ۱۴۰۰، صفحه ۴۶-۳۵

کنترل یک پرنده بدون سرنشین نوین دوپرّه کنترل شونده از طریق جابجایی مرکز جرم به روش کنترل پیش بین مبتنی بر مدل مقید

شاهین درویش پور*[۱]، جعفر روشنی یان[۲]، طه یاسینی[۱]

[۱] فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، گروه دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
[۲] استاد، دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، گروه دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دریافت: ۱۳۹۹/۰۹/۰۸ ویرایش: ۱۳۹۹/۱۱/۰۷ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۱/۲۲

چکیده: در این مقاله ایده جدیدی از یک پرنده بدون سرنشین دوپرّه که به کمک جابجایی مرکز جرم و توسط مکانیزم جرم متحرک کنترل می‌شود ارائه شده و سپس برای اولین بار طراحی کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل خطی برای چنین پرنده ای ارائه شده است. به دلیل مقید بودن شدید ورودی های کنترلی در این نوع پرنده، لازم است در طراحی کنترلر قیود کنترلی لحاظ شوند و به همین دلیل سایر روش های کنترل نامقید در این نوع پرنده قابل استفاده نیستند. کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل خطی طراحی شده بر مبنای قیود کنترلی، بر روی مدل دینامیکی غیرخطی حرکت در صفحه پرنده فوق پیاده سازی شده و با کنترلر LQR مقایسه شده است، همچنین اثر در نظر گرفتن قیود کنترلی بر عملکرد کنترلر مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج شبیه سازی عملکرد قابل توجه این نوع کنترلر را در کنترل پرنده ضمن رعایت قیود کنترلی نشان می دهد.

کلمات کلیدی: پهپاد، دوپرّه، مرکز جرم متغیر، کنترل، کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل

Model Predictive Controller Design for a Novel Moving Mass Controlled Bi-rotor UAV

Shahin Darvishpoor, Jafar Roshanian, Taha Yasini

Abstract: This paper presents design and implementation of Model Based Predictive Controller (MPC) for a novel Bi-Rotor Moving Mass Controlled (MMC) Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Due to the strict constrained control inputs in this type of UAV, it is necessary to take into account the constrained controller design and un-constrained control methods are not applicable. MPC controller which is designed based on the linear model by considering control constraints, is implemented on the nonlinear model of the UAV's planar motion and compared with LQR controller, the simulation results show significant performance of this controller in control of the UAV while respecting control constraints.

Keywords: UAV, Bi-Rotor, Moving Mass Control, Control, MPC

* نویسنده عهده دار مکاتبات: شاهین درویش پور

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

۱- مقدمه

پرنده های بدون سرنشین در سالهای اخیر در بخش های مختلفی از صنعت از جنگل بانی، کشاورزی، تلوزیون و رسانه، ارائه اینترنت، جابجایی بسته های پستی تا نظارت و پایش مراکز صنعتی مانند پتروشیمی کاربرد داشته اند[۱]. با توجه به نیازهای متنوع موجود در هر یک از این بخش ها انواع مختلفی از پرنده های بدون سرنشین با ساختارهای متنوع توسعه داده شده اند، هر یک از این پرنده ها با توجه با پارامترهای پروازی مانند مداومت پروازی، وزن محموله، سرعت پرواز، میزان مانورپذیری و محدوده عملیاتی برای کاربردهای مختلفی مناسب خواهند بود[۲], [۳].

پرنده های بدون سرنشین به چند دسته مختلف تقسیم بندی می‌شوند، یکی از پرکاربردترین دسته ها، پرنده های عمودبرخاست هستند، این پرنده ها با توجه به عدم نیاز به باند نشست و برخاست در بیشتر بخش های صنعت قابل استفاده هستند، در این دسته از پرنده ها نیز چندپرّه ها به دلیل وزن کم، سادگی ساخت، ارزان قیمت بودن و محدوده عملیاتی مناسب بسیار پرطرفدار هستند[۱], [۳].

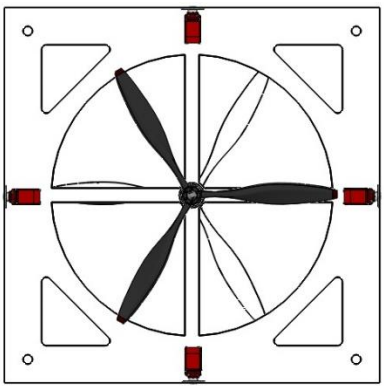
یکی از ایده هایی که در پرنده های بدون سرنشین چندپرّه مورد استفاده قرار گرفته است، استفاده از مکانیزم جابجایی مرکز جرم به عنوان مکانیزم کنترلی است، در این روش یک یا چند جرم متحرک در سازه پرنده تعبیه می‌شوند، با جابجایی این اجرام متحرک مرکز جرم پرنده نیز جابجا می‌شود، در نتیجه نیروی پیشران پرّه ها حول مرکز جرم گشتاوری تولید می کند که برای کنترل پرنده مورد استفاده قرار می گیرد، این مکانیزم تا پیش از این در تک‌پرّه ها و چهارپرّه ها مورد استفاده قرار گرفته است و ایده استفاده از آنها در ساختاری جدید به صورتی که در بخش های آتی ذکر می‌شود برای اولین بار توسط نگارندگان این مقاله مطرح شده است[۲], [۴].

استفاده از مکانیزم جابجایی مرکز جرم برای کنترل پرنده چند مزیت عمده خواهد داشت، اولا این ساختار امکان بهره برداری حداکثری از نیروی موتورها را در پرواز سیر ممکن می کند، که این موضوع به نوبه خود مداومت پروازی و سرعت سیر بالا را به همراه خواهد داشت، دوما امکان اصلاح انحراف مرکز جرم از مرکز سطح را که به دلیل نامعینی های ساخت غالبا پیش می‌آید فراهم می‌کند[۵]. استفاده از دوپرّه، مانند آنچه در این مقاله مورد استفاده قرار گرفته است، علاوه بر مزایای فوق امکان صرفه جویی در مصرف انرژی و کاهش هزینه ها را نیز فراهم خواهد کرد.

به دلیل پرکاربرد بودن پرنده های بدون سرنشین چندپرّه تا کنون تحقیقات مختلفی بر روی کنترل آنها انجام شده است، که شامل انواع مختلف کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل نیز می‌شود، به عنوان مثال دانیالی به طراحی یک کنترل پیش بین مبتنی بر مدل سریع برای یک چهارپرّه پرداخته است و کنترلر طراحی شده را بر روی یک مدل آزمایشگاهی آزمایش کرده است[۶]. همچنین آماتو و همکارانش به طراحی یک سامانه بر اساس کنترل پیش بین مبتنی بر مدل به منظور جلوگیری از برخورد با موانع در پرنده های بدون سرنشین پرداخته اند[۷]. فعالیت مشابهی نیز توسط دیکسیت و همکارانش به منظور جلوگیری از برخورد با موانع در یک هشت پرّه انجام شده است[۸]. وانگ و همکارانش نیز به یک کنترل پیش بین مبتنی بر مدل بهینه به منظور کنترل یک چهارپرّه با وزن بار نامعلوم پرداخته اند[۹]. تلاش هایی نیز به منظور ترکیب کنترل پیش بین مبتنی بر مدل با سایر کنترلرها انجام گرفته است، از جمله باتاچارجی و همکارش با ترکیب کنترل پیش بین مبتنی بر مدل و کنترلر مدلغزشی به طراحی یک کنترلر مقاوم برای یک چهارپرّه پرداخته است[۱۰]. همچنین میلادی و همکارانش نیز با ترکیب یک مشاهده گر مدلغزشی و کنترل پیش بین مبتنی بر مدل غیرخطی به طراحی یک کنترلر تعقیب برای یک چهارپرّه پرداخته اند[۱۱]. کنترل پیش بین مبتنی بر مدل در سایر حوزه های هوافضا از جمله ماهواره ها، هواپیماها و فضاپیماها نیز کاربردهای گسترده ای دارد[۱۲]. با توجه به نوین بودن طرح دوپرّه عمودپرواز کنترل شونده از طریق جابجایی مرکز جرم، تا کنون فعالیت چندانی بر روی کنترل و هدایت آن انجام نشده است و طراحی کنترل پیش بین مبتنی بر مدل برای آن برای اولین بار در این مقاله مطرح می‌شود.

۲-دینامیک پرنده بدون سرنشین

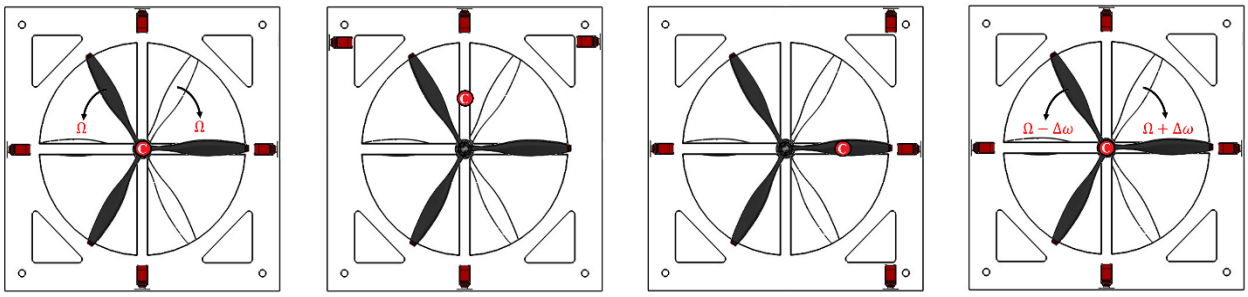
پرنده مورد نظر این پژوهش از دو موتور و ملخ تشکیل شده است که در یک محور و در خلاف جهت یکدیگر نصب شده اند، به منظور حذف گشتاور عکس العملی و گشتاور ژیروسکوپی این دو موتور خلاف جهت یکدیگر می‌چرخند، بدنه پرنده به شکل یک قاب مربعی در نظر گرفته شده است که چهار جرم متحرک در اضلاع آن قرار گرفته اند، این چهار جرم که دو به دو باهم حرکت می کنند به همراه دو موتور که در مرکز بدنه قرار گرفته اند عملگرهای کنترلی پرنده محسوب می‌شوند. شکل۱ تصویری نمادین از چنین پرنده ای را نشان می‌دهد.



شکل ۱ شماتیک پرنده بدون سرنشین دوپرّه کنترل شونده از طریق جابجایی مرکز جرم

با جابجایی جرم ها در راستای محور طولی، نیروی موتورها گشتاوری حول محور عرضی ایجاد می کند که برای کنترل کانال فراز مورد استفاده قرار می‌گیرد(شکل۲-پ)، به همین ترتیب جابجایی جرم ها در راستای

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

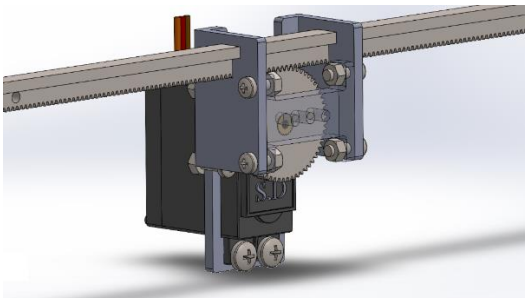


(الف) (ب) (پ) (ت)

شکل ۴ نحوه کنترل پرنده در کانال های مختلف

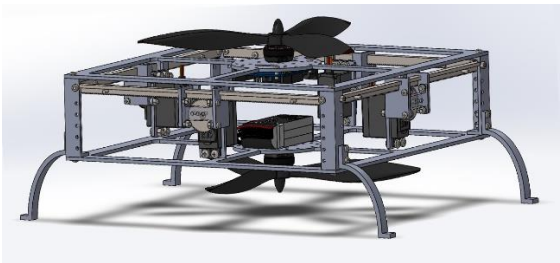
محور عرضی برای کنترل کانال غلت مورد استفاده قرار می گیرد(شکل۲-ب)، به منظور کنترل کانال سمت نیز از ایجاد اختلاف در سرعت دورانی موتورهای مرکزی استفاده می‌شود(شکل۲-الف). همچنین برای کاهش و افزایش ارتفاع نیز سرعت دورانی موتورهای مرکزی افزایش یا کاهش می‌یابند(شکل۲-ت).

جرم های متحرک به صورت موتورهای کوچکی در یال های بدنه در نظر گرفته شده اند که به کمک مکانیزم چرخ دنده شانه ای حرکت می‌کنند. جابجایی جرم می‌تواند توسط سروهای خطی، تسمه یا سایر مکانیزم ها انجام شود، شکل ۳ طرحی از مکانیزم سروو خطی قابل پیاده سازی را نشان می‌دهد که برای این نوع پرنده طراحی شده است.



شکل ۲ طرحی از مکانیزم سروو خطی برای جابجایی جرم ها به کمک چرخ دنده شانه ای

این طراحی دینامیک ساده ای دارد و به سهولت قابل پیاده سازی است، همچنین نسبت به سایر راه حل ها مانند استفاده از سروو های خطی موجود در بازار هزینه کمتری دارد و دقت مناسبی نیز به همراه خواهد داشت. شکل۴ طرح مفهومی از پرنده بدون سرنشین دوپره کنترل شونده از طریق مرکز جرمی که به کمک طرح فوق ایجاد شده است را نشان می‌دهد.



شکل ۳ طرح مفهومی از دوپره کنترل شونده از طریق جابجایی مرکز جرم

۱-۲- دستگاه های مختصات

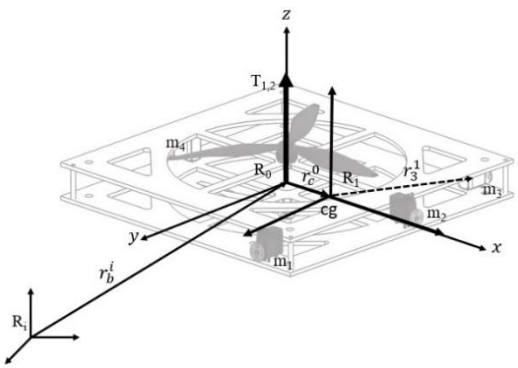
پیش از پرداختن به مدلسازی پرنده لازم است دستگاه های مختصات مورد استفاده در مدلسازی را تعریف کنیم، برای مدلسازی ما سه دستگاه مختصات اصلی لازم خواهیم داشت، دستگاه مختصات اینرسی زمینی، دستگاه مختصات بدنی و دستگاه مختصات مرکز جرم، حرکت دورانی پرنده در دستگاه مرکز جرم و حرکت انتقالی آن در درستگاه مرجع اینرسی بیان می‌شود.

دستگاه مرجع ما برای محاسبه موقعیت پرنده، دستگاه اینرسی ثابت در زمین است که با R_i نمایش داده می‌شود، از این پس بردارهایی که در این دستگاه بیان شده اند را با بالانویس i مشخص خواهیم کرد.

دستگاه مختصات بدنی دستگاه مختصات دوار متصل به بدنه است که در مرکز سطح پرنده قرار دارد و با R_0 نمایش داده می‌شود، از این پس بردارهایی که در این دستگاه بیان می‌شوند را با بالانویس 0 نمایش خواهیم داد.

دستگاه مختصات مرکز جرم، دستگاهی موازی با دستگاه مختصات بدنی است که به مرکز جرم منتقل شده است، این دستگاه را با R_1 نمایش می‌دهیم و از این پس بردارهایی که در این دستگاه بیان می‌شوند را با بالانویس 1 نمایش خواهیم داد.

در شکل۵ پایین‌وند معرف جسم یا المان و بالانویس معرف دستگاه مختصات است. به عنوان مثال r_3^1 به معنای بردار موقعیت جرم شماره ۳ در دستگاه مرکز جرم است.



شکل ۵ دستگاه های مختصات در نظر گرفته شده در مدلسازی پرنده

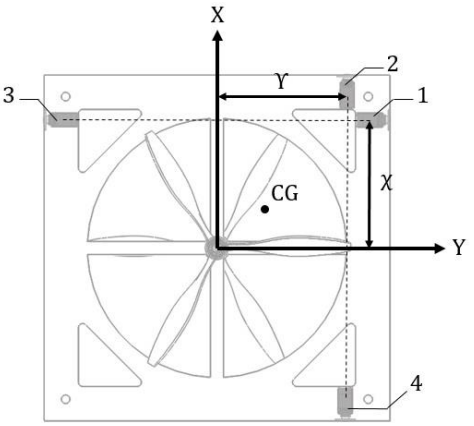
[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

۱-۱- معادلات حرکت پرنده

معادلات حرکت پرنده در این بخش بر اساس مقاله ای که پیشتر توسط نگارندگان منتشر شده است به صورت مختصر بیان می‌شوند. برای اطلاع دقیق از چگونگی استخراج معادلات خواننده به مقاله مذکور ارجاع داده می‌شود[4].

۱-۱-۱- مرکز جرم و ممان اینرسی

فرض می کنیم وزنه های طولی به اندازه χ و وزنه های عرضی به اندازه ϒ جابجا شده اند، در این صورت موقعیت وزنه ها و مرکز جرم به صورتی که در شکل۶ نشان داده شده است خواهند بود.



شکل ۶ جایجایی کلی وزنه ها

با توجه به شکل فوق خواهیم داشت:

$$r_c^0 = \frac{\sum_{n=1}^{4} m_n r_n^0}{M} = \mu \cdot [2\chi \quad 2\Upsilon \quad 0]^T \qquad (۱)$$

که در آن μ برابر $\frac{m_n}{M}$ است، همچنین برای موقعیت وزنه ها در دستگاه مرکزجرم خواهیم داشت:

برای محاسبه ممان اینرسی پرنده حول مرکز جرم، لازم است ابتدا ممان اینرسی بدنه و وزنه ها را حول مرکز جرم پرنده محاسبه کنیم، از قضیه محورهای موازی خواهیم داشت[13]:

$$\begin{aligned} I_b^1 &= \bar{I}_b + m_b\left(r_b^{1^T} \cdot r_b^1 E_3 - r_b^1 \cdot r_b^{1^T}\right) \\ &= \bar{I}_b \\ &+ m_b\left(\mu^2 [2\chi \quad 2\Upsilon \quad 0] \begin{bmatrix} 2\chi \\ 2\Upsilon \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \right. \\ &\left. - \mu^2 \begin{bmatrix} 2\chi \\ 2\Upsilon \\ 0 \end{bmatrix} [2\chi \quad 2\Upsilon \quad 0]\right) \\ &= \bar{I}_b \\ &+ \begin{bmatrix} 4m_b\mu^2\Upsilon^2 & -4m_b\mu^2\chi\Upsilon & 0 \\ -4m_b\mu^2\chi\Upsilon & 4m_b\mu^2\chi^2 & 0 \\ 0 & 0 & -4m_b\mu^2(\chi^2+\Upsilon^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \qquad (۲)$$

ممان اینرسی چهار جرم متحرک نیز به ترتیبی مشابه محسابه می‌شوند، پس از جاگذاری خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} I_s^1 &= \bar{I}_b + 4\bar{I}_m \\ &+ \begin{bmatrix} \sigma_{10}+\sigma_6+\sigma_5 \\ +\sigma_3-\sigma_8 & \sigma_1 & 0 \\ \sigma_1 & \sigma_9+\sigma_6+\sigma_4 \\ & +\sigma_2-\sigma_7 & 0 \\ 0 & 0 & ml^2+\sigma_{10}+\sigma_9 \\ & & +\sigma_5+\sigma_4+\sigma_3 \\ & & +\sigma_2-\sigma_8-\sigma_7 \end{bmatrix} \end{aligned} \qquad (۳)$$

که در آن داریم :

$$\begin{aligned} &\sigma_2 = 4m_b\mu^2\chi^2 \quad \sigma_3 = 4m_b\mu^2\Upsilon^2 \quad \sigma_4 = 16m\mu^2\chi^2 \\ &\sigma_5 = 16m\mu^2\Upsilon^2 \quad \sigma_6 = ml^2/2 \quad \sigma_7 = 8m\mu\Upsilon^2 \\ &\sigma_8 = 8m\mu\chi^2 \quad \sigma_9 = 2m\chi^2 \quad \sigma_{10} = 2m\Upsilon^2 \\ &\sigma_1 = -4\mu\chi\Upsilon(4m\mu - 2m + m_b\mu) \end{aligned} \qquad (۴)$$

در نتیجه مشتق ماتریس ممان اینرسی به صورت زیر محاسبه خواهد شد:

$$\begin{aligned} &\dot{I}_s^1 \\ &= \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_{10}+\dot{\sigma}_6+\dot{\sigma}_5 \\ +\dot{\sigma}_3-\dot{\sigma}_8 & \dot{\sigma}_1 & 0 \\ \dot{\sigma}_1 & \dot{\sigma}_9+\dot{\sigma}_6+\dot{\sigma}_4 \\ & +\dot{\sigma}_2-\dot{\sigma}_7 & 0 \\ 0 & 0 & \dot{\sigma}_{10}+\dot{\sigma}_9+\dot{\sigma}_5 \\ & & +\dot{\sigma}_4+\dot{\sigma}_3 \\ & & +\dot{\sigma}_2-\dot{\sigma}_8-\dot{\sigma}_7 \end{bmatrix} \end{aligned} \qquad (۵)$$

که در آن داریم:

$$\begin{aligned} &\dot{\sigma}_2 = 8m_b\mu^2\chi\dot{\chi} \quad \dot{\sigma}_3 = 8m_b\mu^2\Upsilon\dot{\Upsilon} \quad \dot{\sigma}_4 = 32m\mu^2\chi\dot{\chi} \\ &\dot{\sigma}_5 = 32m\mu^2\Upsilon\dot{\Upsilon} \quad \dot{\sigma}_6 = 0 \quad \dot{\sigma}_7 = 16m\mu\Upsilon\dot{\Upsilon} \\ &\dot{\sigma}_8 = 16m\mu\chi\dot{\chi} \quad \dot{\sigma}_9 = 4m\chi\dot{\chi} \quad \dot{\sigma}_{10} = 4m\Upsilon\dot{\Upsilon} \\ &\dot{\sigma}_1 = -4\mu\dot{\chi}\Upsilon(4m\mu - 2m + m_b\mu) \\ &-4\mu\chi\dot{\Upsilon}(4m\mu - 2m + m_b\mu) \end{aligned} \qquad (۶)$$

که در آنها $\bar{I}_i$ ممان اینرسی جرم i ام حول مرکز جرم خودش است.

۲-۱-۱- معادلات حرکت

با توجه به مرجع [4] معادلات غیرخطی حرکت انتقالی پرنده به صورت کلی به شکل زیر نوشته خواهد شد:

$$\begin{aligned} \ddot{x} = \frac{b}{M}\left({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2\right)&(c(\varphi)s(\theta)c(\psi) \\ &+ s(\varphi)s(\psi)) \\ &- \mu\left(2\ddot{\chi} - 2r\ddot{\Upsilon}\right) \\ &- \left(-2\dot{r}\mu\Upsilon - 2r\mu\dot{\Upsilon}\right) \\ &- (2\mu\Upsilon pq - 2\mu\chi q^2 \\ &- 2\mu\chi r^2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \ddot{y} = \frac{b}{M}\left({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2\right)&(c(\varphi)s(\theta)s(\psi) \\ &- s(\varphi)c(\psi)) \\ &- \mu\left(2\ddot{\Upsilon} + 2r\ddot{\chi}\right) \\ &- (2\dot{r}\mu\chi + 2r\mu\dot{\chi}) \\ &- (-2\mu\Upsilon q^2 \\ &- 2\mu\Upsilon p^2 - 2\mu\chi pq) \end{aligned}$$

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

$$\ddot{z} = \frac{b}{M}\left({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2\right)(c(\varphi)c(\theta)) - g - \mu\left(2p\dot{\Upsilon} - 2q\dot{\chi}\right) - \left(2\dot{p}\mu\Upsilon - 2\dot{q}\mu\chi + 2p\mu\dot{\Upsilon} - 2q\mu\dot{\chi}\right) - (2\mu\Upsilon qr + 2\mu\chi pr) \quad (۷)$$

معادلات فوق با صرف نظر کردن از اصطکاک هوا در مقابل حرکت انتقالی به دست آمده اند.

همچنین معادلات حرکت دورانی پرنده نیز به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{p} = -\frac{I_{xy}\dot{q}}{I_{xx}} - \frac{I_{xz}\dot{r}}{I_{xx}} - \frac{\dot{I}_{xx}p}{I_{xx}} - \frac{\dot{I}_{xy}q}{I_{xx}} - \frac{\dot{I}_{xz}r}{I_{xx}} - \frac{q\left(I_{zx}p + I_{zy}q + I_{zz}r\right)}{I_{xx}} + \frac{r\left(I_{yx}p + I_{yy}q + I_{yz}r\right)}{I_{xx}} - \frac{q\left(4m\mu\Upsilon\dot{\chi} - 4m\mu\chi\dot{\Upsilon}\right)}{I_{xx}} - \frac{2b\mu\Upsilon\left({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2\right)}{I_{xx}} \quad (۸)$$

$$\dot{q} = -\frac{I_{yx}\dot{p}}{I_{yy}} - \frac{I_{yz}\dot{r}}{I_{yy}} - \frac{\dot{I}_{yx}p}{I_{yy}} - \frac{\dot{I}_{yy}q}{I_{yy}} - \frac{\dot{I}_{yz}r}{I_{yy}} - \frac{r\left(I_{xx}p + I_{xy}q + I_{xz}r\right)}{I_{yy}} + \frac{p\left(I_{zx}p + I_{zy}q + I_{zz}r\right)}{I_{yy}} - \frac{p\left(4m\mu\Upsilon\dot{\chi} - 4m\mu\chi\dot{\Upsilon}\right)}{I_{yy}} + \frac{2b\mu\chi\left({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2\right)}{I_{yy}} \quad (۹)$$

$$\dot{r} = -\frac{I_{zx}\dot{p}}{I_{zz}} - \frac{I_{zy}\dot{q}}{I_{zz}} - \frac{\dot{I}_{zx}p}{I_{zz}} - \frac{\dot{I}_{zy}q}{I_{zz}} - \frac{\dot{I}_{zz}r}{I_{zz}} - \frac{p\left(I_{yx}p + I_{yy}q + I_{yz}r\right)}{I_{zz}} + \frac{q\left(I_{xx}p + I_{xy}q + I_{xz}r\right)}{I_{zz}} - \frac{4m\mu\Upsilon\ddot{\chi}}{I_{zz}} - \frac{4m\mu\chi\ddot{\Upsilon}}{I_{zz}} + \frac{d\left({\Omega_1}^2 - {\Omega_2}^2\right)}{I_{zz}} \quad (۱۰)$$

که معادلات سینماتیکی پرنده نیز به آنها اضافه می شود:

$$\dot{\varphi} = p + r(\cos(\varphi)\tan(\theta)) + q(\sin(\varphi)\tan(\theta)) \quad (۱۱)$$

$$\dot{\theta} = q(\cos(\varphi)) - r(\sin(\varphi)) \quad (۱۲)$$

$$\dot{\psi} = r\left(\frac{\cos(\varphi)}{\cos(\theta)}\right) + p\left(\frac{\sin(\varphi)}{\cos(\theta)}\right) \quad (۱۳)$$

۲-۱- حرکت در صفحه

در این بخش حرکت پرنده در صفحه y-z را در نظر می گیریم، حرکت در این صفحه با کنترل زاویه φ و نیروی پیشران موتورها ممکن خواهد بود، با در نظر گرفتن این حرکت ضمن صرف نظر از سایر معادلات حالت می توانیم فرآیند طراحی کنترلر را برای یکی از مانورهای مهم سیستم بررسی کنیم. در صورت جابجایی حداکثری وزنه ها، با در نظر گرفتن مقادیر زیر:

جدول ۱ - پارامترهای عددی پرنده

پارامتر	علامت	مقدار
جرم وزنه ها	m	0.05kg
جرم پرنده	M	2kg
نسبت جرم وزنه به جرم کل	μ	0.025
جابجایی وزنه ها در راستای y	Υ	0.04m
جابجایی وزنه ها در راستای x	χ	0.04m

تغییرات ماتریس ممان اینرسی به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta(I) = \begin{bmatrix} 0.0008 & 0.00004 & 0 \\ 0.00004 & 0.0008 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0016 \end{bmatrix} (kgm^2) \quad (۱۴)$$

که کمتر از 3 درصد مقدار اولیه ماتریس ممان اینرسی است، بنابراین می‌توان از تغییرات ماتریس ممان اینرسی در اثر جابجایی وزنه ها صرف نظر کرد و ماتریس ممان اینرسی را ثابت در نظر گرفت.

با توجه به کوچک بودن نسبت جرم وزنه ها به وزن کل پرنده و همچنین جابجایی وزنه ها، عبارت هایی مانند $m\mu\chi$ که حاصل ضرب این مقادیر هستند، مقدار بسیار کوچکی خواهد داشت، بنابراین سایر عبارات مربوط به شتاب زاویه ای در مقابل شتاب حاصل از گشتاور پره ها مقدار قابل توجهی نخواهند داشت، در نهایت می‌توان تمام حرکت دورانی را حاصل از گشتاور پره ها و گشتاور نیروی ملخ دانست و از گشتاور تولید شده در اثر حرکت وزنه ها صرف نظر کرد در نتیجه می‌توان معادلات غیرخطی فضای حالت حرکت دورانی را به صورت زیر خلاصه کرد:

معادلات حرکت در صفحه برای پرنده ما از روابط ۷ و ۱۱ به صورت زیر خواهند بود:

$$\ddot{y} = \frac{b}{M}\left({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2\right)(cos(\varphi)sin(\theta)sin(\psi) - sin(\varphi)cos(\psi)) \quad (۱۵)$$

$$\ddot{z} = \frac{b}{M}\left({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2\right)(cos(\varphi)cos(\theta)) - g \quad (۱۶)$$

$$\dot{\varphi} = p + r(\cos(\varphi)\tan(\theta)) + q(\sin(\varphi)\tan(\theta)) \quad (۱۷)$$

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

در حرکت در صفحه زوایای $\boldsymbol{\psi}$ و $\boldsymbol{\theta}$ برابر صفر هستند بنابراین معادلات فوق به صورت زیر بازنویسی می شوند:

$$\ddot{y} = \frac{b}{M}\left(\Omega_1{}^2 + \Omega_2{}^2\right)(-sin(\varphi)) \quad (۱۸)$$

$$\ddot{z} = \frac{b}{M}\left(\Omega_1{}^2 + \Omega_2{}^2\right)(cos(\varphi)) - g \quad (۱۹)$$

$$\ddot{\varphi} = \dot{p} \quad (۲۰)$$

از رابطه ۸ برای $\dot{p}$ با در نظر گرفتن $\theta = \psi = r = q = 0$ داریم:

$$\dot{p} = -\frac{2b\mu\Upsilon\left(\Omega_1{}^2 + \Omega_2{}^2\right)}{I_{xx}} \quad (۲۱)$$

ورودی های سیستم به صورت زیر خواهند بود:

$$u_1 = b\left(\Omega_1{}^2 + \Omega_2{}^2\right) \quad (۲۲)$$

$$u_2 = \Upsilon \quad (۲۳)$$

۳-۱- خطی سازی معادلات حرکت در صفحه

پیش از ادامه خطی سازی بار دیگر معادلات غیرخطی را با کمک روابط ۲۲ و ۲۳ بازنویسی می کنیم:

$$\ddot{y} = f_1(\varphi.u_1.u_2) = -\frac{\sin(\varphi)}{M}u_1 \quad (۲۴)$$

$$\ddot{z} = f_2(\varphi.u_1.u_2) = -g + \frac{\cos(\varphi)}{M}u_1 \quad (۲۵)$$

$$\ddot{\varphi} = f_3(\varphi.u_1.u_2) = -\frac{2\mu}{I_{xx}}u_1u_2 \quad (۲۶)$$

بنابراین معادلات خطی شده حرکت در صفحه در شرایط پرواز ایستا به صورت زیر محاسبه خواهند شد [4]:

$$\begin{bmatrix}\dot{y}\\ \dot{z}\\ \dot{\varphi}\\ \ddot{y}\\ \ddot{z}\\ \ddot{\varphi}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0&0&0&1&0&0\\0&0&0&0&1&0\\0&0&0&0&0&1\\0&0&-g&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}y\\ z\\ \varphi\\ \dot{y}\\ \dot{z}\\ \dot{\varphi}\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}0&0\\0&0\\0&0\\0&0\\1&0\\ \frac{}{M}&\frac{-2\mu}{I_{xx}}Mg\\0&\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u_1\\ u_2\end{bmatrix} \quad (۲۷)$$

با در نظر گرفتن خروجی به صورت زیر:

$$Y = \begin{bmatrix}y\\ z\\ \varphi\end{bmatrix} \quad (۲۸)$$

ماتریس های C و D نیز به صورت زیر به دست خواهند آمد:

$$C = \begin{bmatrix}1&0&0&0&0&0\\0&1&0&0&0&0\\0&0&1&0&0&0\end{bmatrix} \quad (۲۹)$$

$$D = \begin{bmatrix}0&0\\0&0\\0&0\end{bmatrix} \quad (۳۰)$$

۲- کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل خطی

کنترلر پیش‌بین یک استراتژی بهینه است که با استفاده از پیش‌بینی مدل دینامیکی سیستم، می‌تواند به صورت همزمان چندین هدف کنترلی را با در نظر گرفتن قیود سخت، تحقق بخشد. کنترلر پیش‌بین در هر گام زمانی مسئله بهینه‌سازی را با در نظر گرفتن قیود حاکم‌بر سیستم حل می‌کند و دنباله‌ای از ورودی‌های کنترلی بهینه را برای اعمال به سیستم بدست می‌آورد. سپس برمبنای افق کاهنده[1] فقط جمله اول را به عنوان ورودی به سیستم اعمال می‌کند و رفتار دینامیکی سیستم را بر حسب افق پیش‌بین[2] پیش‌بینی می‌نماید. مسئله کنترل پیش‌بین یک مسئله کنترل بهینه افق محدود است که با در نظر گرفتن قیود در هر گام زمانی حل می‌شود. تابع هزینه افق محدود در کنترلر پیش‌بین به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود[7]:

$$J = \phi\left(\tilde{\eta}_{N_p}\right) + \sum_{k=0}^{N_p-1} L(\xi_k.\tilde{\eta}_k.u_k) \quad (۳۱)$$

که در آن $\left(\tilde{\eta}_{N_p}\right)$ تابع هزینه شرایط نهایی و $L(\xi_k.\tilde{\eta}_k.u_k)$ تابع هزینه شامل خطای ردیابی مسیر و مصرف انرژی است. در واقع کنترلر پیش بین با در نظر گرفتن تابع هزینه و قیود حاکم‌بر آن که شامل قیود فیزیکی برروی ورودی‌ها و خروجی‌ها و معادلات دینامیکی سیستم است، ورودی‌های بهینه را برای اعمال به سیستم به دست می‌آورد. مسئه بهینه‌سازی افق محدود در کنترلر پیش‌بین به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\begin{aligned}&\min J\\ &s.t:\\ &\quad \dot{X} = AX + BU\\ &\quad Y = CX\\ &\quad constraint\end{aligned} \quad (۳۲)$$

که پیش‌بینی حالت سیستم به صورت زیر محاسبه خواهد شد:

$$\begin{aligned}x(k+1|k) &= Ax(k) + B\Delta u(k)\\ x(k+2|k) &= A^2x(k) + AB\Delta u(k) + B\Delta u(k+1)\\ &\vdots\\ x(k+N_p|k) &= A^{N_p}x(k) + A^{N_p-1}B\Delta u(k) + \cdots + A^{N_p-N_c}B\Delta u(k+N_c-1)\end{aligned} \quad (۳۳)$$

و همچنین پیش‌بینی خروجی سیستم به صورت زیر بیان می‌شود:

$$Y = \left[y(k+1|k) \quad \cdots \quad y(k+N_p|k)\right] \quad (۳۴)$$

$$Y = Fx(k) + \phi\Delta u(k) \quad (۳۵)$$

[1] Receding horizon control

[2] Prediction horizon

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

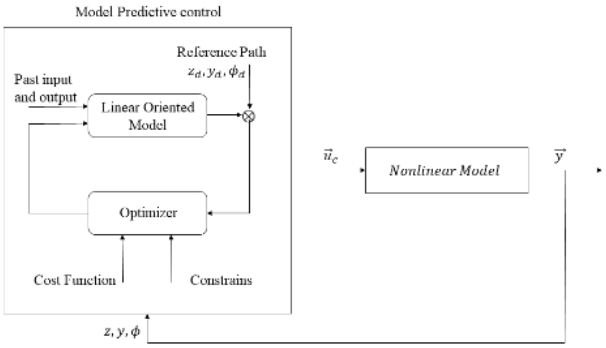
$$F = \begin{bmatrix} CA \\ \vdots \\ CA^{N_p} \end{bmatrix} \quad \phi = \begin{bmatrix} CB & 0 & \cdots & 0 \\ CAB & CB & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ CA^{N_p-1}B & CA^{N_p-2}B & \cdots & CA^{N_p-N_c}B \end{bmatrix}$$

N_c افق کنترل[1] نامیده می‌شود که بیانگر این است که سیستم با اعمال N_c ورودی کنترلی به مرجع اصلی در N_p گام خواهد رسید. کنترل بهینه افزایشی در پنجره بهینه سازی به صورت زیر داده شده است:

$$\Delta U = (\phi^T\phi)^{-1}(\phi^T\bar{R}_s r(k) - \phi^T F x(k)) \qquad (۳۶)$$

ماتریس وزنی R ماتریسی هم مرتبه با $\phi^T\phi$ است همچنین بردار r بردار خروجی مطلوب در پنجره بهینه سازی است. در پیاده سازی کنترل، m پارامتر اول بردار ΔU برداشته می‌شوند تا کنترل بهینه افزایشی را تشکیل دهند.

در این مقاله کنترلر پیش‌بین مبتنی بر مدل بر اساس مدل خطی طراحی و برروی مدل غیرخطی پیاده‌سازی می‌شود. در شکل 7 بلوک دیاگرام کنترلر طراحی شده نشان داده شده است.



شکل ۷ روند نمای کنترل پیش‌بین مبتنی برمدل طراحی شده

۱-۲- تابع هزینه و قیود

قیود کنترلی همزمان در اندازه و سرعت متغیرهای کنترلی وجود خواهند داشت، در مسئله ما به دلیل استفاده از سروو موتورها، حداکثر سرعت دورانی موتورها و در نتیجه حداکثر سرعت جابجایی جرم های متحرک مقید(به صورت اشباع) خواهند بود، بنابراین برای ورودی کنترلی در گام k ام خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \Delta u_{min} < \Delta u(k) < \Delta u_{max} \\ u_{min} < u(k) < u_{max} \end{aligned} \qquad (۳۷)$$

کنترل پیش بین به وضعیت آینده سیستم نظر دارد، بنابراین در گام k در صورتی که افق مورد نظر N_c باشد، بردار پارامترهایی که باید بهینه سازی شوند به صروت زیر خواهد بود:

$$\Delta U = [\Delta u(k) \quad \Delta u(k+1) \quad \dots \quad \Delta u(k+N_C-1)]^T \qquad (۳۸)$$

درنتیجه قید مذکور را می‌توان به کمک رابطه۳۷ به فرم زیر بازنویسی کرد:

$$\Delta U_{min} \le \Delta U \le \Delta U_{max} \qquad (۳۹)$$

قیود فوق نیز قابل بازنویسی به فرم قیدهای نابرابری زیر خواهند بود:

$$\begin{aligned} -\Delta U \le -\Delta U_{min} \\ \Delta U \le \Delta U_{max} \end{aligned} \qquad (۴۰)$$

که فرم ماتریسی آن به صورت زیر است:

$$\begin{bmatrix} -I \\ I \end{bmatrix} \Delta U \le \begin{bmatrix} -\Delta U_{min} \\ \Delta U_{max} \end{bmatrix} \qquad (۴۱)$$

این فرم برای تمام قیود دیگر از جمله قید خروجی و قید اندازه ورودی کنترلی نیز قابل اعمال خواهد بود. به طور کلی قیود باید بر تمامی گام های آینده اعمال شوند، در مورد ورودی های کنترلی خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} u(k) \\ u(k+1) \\ u(k+2) \\ \vdots \\ u(k+N_c-1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ I \\ I \\ \vdots \\ I \end{bmatrix} u(k-1) + \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ I & I & 0 & \cdots & 0 \\ I & I & I & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I & I & I & \cdots & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u(k) \\ \Delta u(k+1) \\ \Delta u(k+2) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1) \end{bmatrix} \qquad (۴۲)$$

اگر به کمک ماتریس های C_1 و C_2 معادله فوق را به صورت مختصر بازنویسی کنیم، روابط مربوط به قیود کنترلی به فرم زیر تبدیل خواهند شد:

$$-(C_1 u(k-1) + C_2 \Delta U) \le -U_{min} \qquad (۴۳)$$

$$(C_1 u(k-1) + C_2 \Delta U) \le U_{max} \qquad (۴۴)$$

که در آن U_{min} و U_{max} بردارهای ستونی با N_c المان u_{min} و u_{max} هستند.همچنین قیود مربوط به تغییرات متغیر های کنترلی در رابطه ۴۰ نیز چنین خواهند بود. در نتیجه کنترل پیش بین مبتنی بر مدل در حضور قیود کنترلی به مسئله یافتن بردار پارامتر ΔU تبدیل می‌شود که تابع هزینه زیر را:

$$J = \left(R_s - Fx(k)\right)^T \left(R_s - Fx(k)\right) - 2\Delta U^T \phi^T \left(R_s - Fx(k)\right) + \Delta U^T (\phi^T\phi + \bar{R}) \Delta U \qquad (۴۵)$$

با در نظر گرفتن اینکه قیود نابرابری زیر وجود دارند:

[1] Control horizon

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

$$\begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix} \Delta U \le \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_3 \end{bmatrix} \quad (۴۶)$$

بهینه کند، در روابط فوق داریم :

$$M_1 = \begin{bmatrix} -C_2 \\ C_2 \end{bmatrix};\ N_1 = \begin{bmatrix} -U_{min} + C_1 u(k-1) \\ U_{max} - C_1 u(k-1) \end{bmatrix};\ M_2 = \begin{bmatrix} -I \\ I \end{bmatrix};\ N_2 = \begin{bmatrix} -\Delta U_{min} \\ \Delta U_{max} \end{bmatrix};\ M_3 = \begin{bmatrix} -\phi \\ \phi \end{bmatrix};\ N_3 = \begin{bmatrix} -Y_{min} + Fx(k) \\ Y_{max} - Fx(k) \end{bmatrix} \quad (۴۷)$$

ماتریس $\phi^T\phi + \bar{R}$ یک ماتریس هسین[1] است که فرض می‌شود مثبت معین باشد، بنابراین با توجه به اینکه J یک تابع کوادراتیک(مربعی) است حل مسئله کنترل بهینه فوق حل یک مسئله استاندارد کوادراتیک خواهد بود که به روش های مختلفی قابل حل است، نکته مهم در حل مسئله ۴۵ (حل) شدنی بودن مسئله بهینه سازی است[2]، تابع هزینه در نظر گرفته شده به صورت مربعی می‌باشد که یک تابع محدب می‌باشد. همچنین کنترلر طراحی شده براساس مدل خطی است که این دو عامل تضمینی برای محدب بودن مساله خواهند بود. همچنین از آنجایی که تابع هزینه مربعی با قیود خطی است، مساله بهینه سازی محدب و همواره یک جواب خواهد داشت[14]. برای حل مسئله QP روش های مختلفی وجود دارد که پرداختن به آنها موضوع اصلی این مقاله نیست، در ادامه ما از نرم افزار متلب و الگوریتم KWIK برای حل مسئله بهینه سازی کنترل پیش بین مبتنی بر مدل طراحی شده استفاده خواهیم کرد، مسائل مربوط به حل مسئله بهینه سازی و اثبات ریاضی همگرایی الگوریتم به صورت مفصل توسط اشمید و بیگلر مورد بررسی قرار گرفته اند[15].

اهمیت در نظر گرفتن قیود کنترلی در این مسئله از آنجایست که محدوده جابجایی جرم های متحرک محدود است و این مسئله حداکثر گشتاور در دسترس در کانال های غلت و فراز را محدود می کند، علاوه بر آن سرعت موتورهای مرکزی و در نتیجه حداکثر نیروی برآر نیز محدود است، قیود در نظر گرفته شده در این مسئله در جدول ۲ آورده شده اند.

جدول ۲ – قیود مسئله

قید	مقدار
حداکثر جابجایی وزنه ها($\max(\lvert Y \rvert)$)	۰.۰۴ متر
حداکثر سرعت دورانی موتورها($\max(\Omega_i)$)	۹۰۰۰ دوربردقیقه

۳-نتایج شبیه سازی

در این بخش عملکرد کنترل پیش بین مبتنی بر مدل خطی در کنترل پرنده مورد بررسی قرار می گیرد، بررسی ها شامل اثر افق های پیش بین و کنترل و در نظر گرفتن قیود کنترلی در طراحی کنترل بر عملکرد سیستم می‌شود، همچنین عملکرد کنترلر LQR به منظور مقایسه با کنترلر پیش بین طراحی شده مورد بررسی قرار گرفته است.

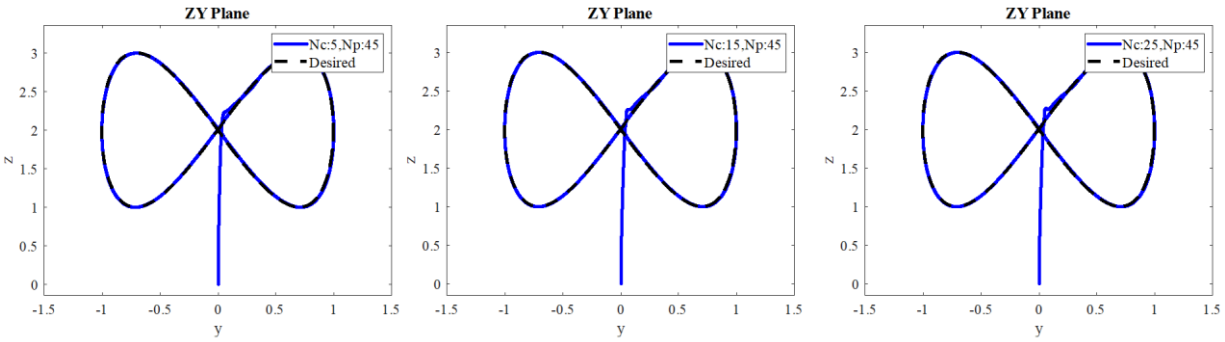
۳-۱ اثر افق پیش بین و افق کنترل بر عملکرد سیستم

انتخاب پارامترهای کنترلی افق پیش بین و افق کنترلی مسئله ای است که می تواند به کمک سعی و خطا، تجربه یا روش های بهینه سازی به دست آید، شکل ۸ نتایج شبیه سازی برای سه افق کنترلی مختلف و افق پیش بین N_p=۴۵ را نشان می‌دهد.

همانطور که مشخص است در این افق پیش بین تغییرات افق کنترلی تاثیر چندانی بر رفتار کلی سیستم ندارد، شکل ۹ اثر تغییرات افق پیش بین بر رفتار سیستم را در افق کنترل N_c= ۱۵ نشان می‌دهد. همانطور که مشخص است تاثیر افق پیش بین در این افق کنترلی بر رفتار سیستم قابل ملاحظه است و با افزایش افق پیش بین شاهد رفتار بهتری از سیستم خواهیم بود. این موضوع اهمیت انتخاب صحیح این دو پارامتر را به خوبی نشان می‌دهد.

۳-۲ نتایج پیاده سازی کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل

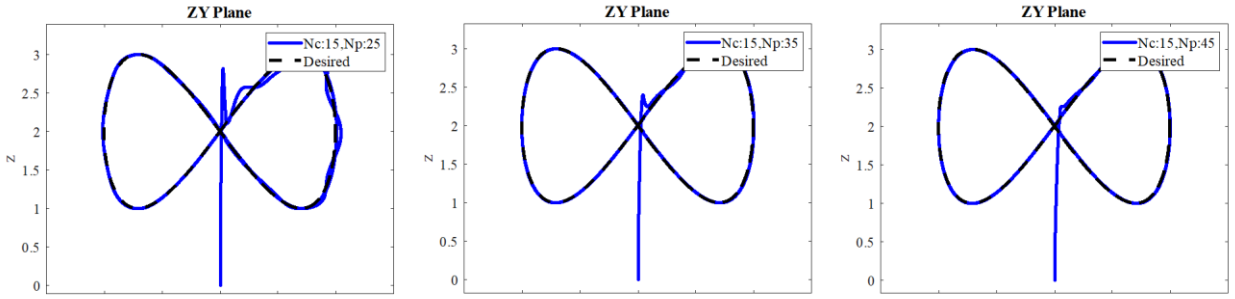
پس از چند مرتبه سعی و خطا با در نظر گرفتن شرایطی که امکان مقایسه با کنترلر LQR را فراهم کند، پارامترهای کنترلی به صورت سعی و خطا تنظیم شده اند، شکل ۱۰ خروجی سیستم را نشان می‌دهد. در این حالت برای y مقدار اولیه 0.05- و ارتفاع z را حول 1,5 در نظر گرفته ایم



شکل ۸ مقایسه اثر افق کنترلی بر رفتار سیستم

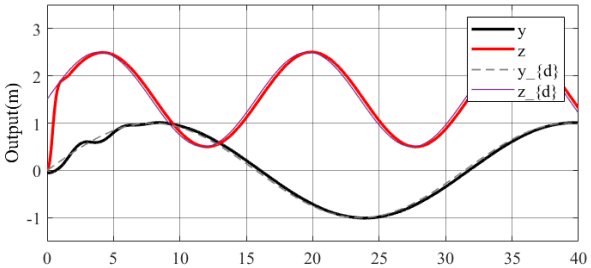
[1] Hessian
[2] Feasibility

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

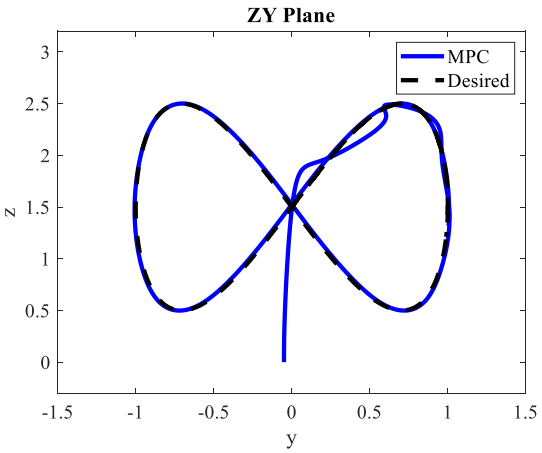


شکل ۱۱ اثر تغییرات افق پیش بین بر رفتار سیستم

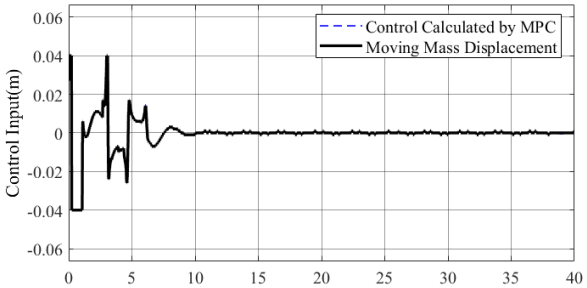
و به منظور ایجاد شرایطی برای استفاده از حداکثر جابجایی جرم، فرکانس مانورها را دو برابر کرده ایم. همانطور که در شکل ۱۱ مشخص است پرنده به خوبی در مسیر طراحی شده قرار گرفته است، همچنین طبق شکل ۱۰ در بررسی عملکرد کنترلر در دامنه زمان نیز تاخیر قابل ملاحظه ای مشاهده نمی شود. در این حالت کنترل اعمال شده بر پرنده به صورتی که در اشکال ۱۲ و ۱۳ نشان داده شده، بوده است. همانطور که مشخص است کنترلر طراحی شده در تعقیب مسیر هشتی ضمن رعایت قیود کنترلری در موتور مرکزی و جرم های متحرک عملکرد مناسبی نیز از خود نشان داده است.



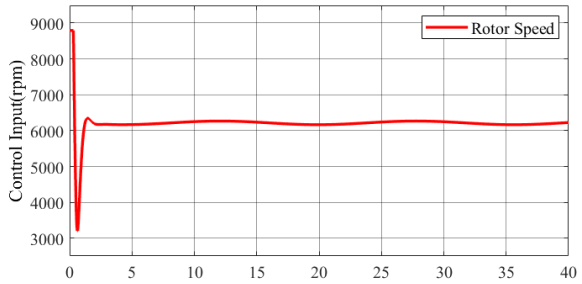
شکل ۹ عملکرد کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل در دامنه زمان



شکل ۱۰ عملکرد کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل خطی در تعقیب یک مسیر هشتی سریع



شکل ۱۲ جابجایی جرم های متحرک در تعقیب مسیر هشتی



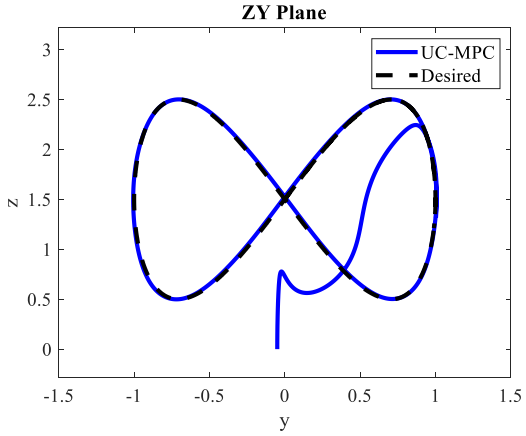
شکل ۱۳ دور موتور پرّه های اصلی در تعقیب مسیر هشتی

۴-۳ بررسی اثر در نظر گرفتن قیود در طراحی کنترلر

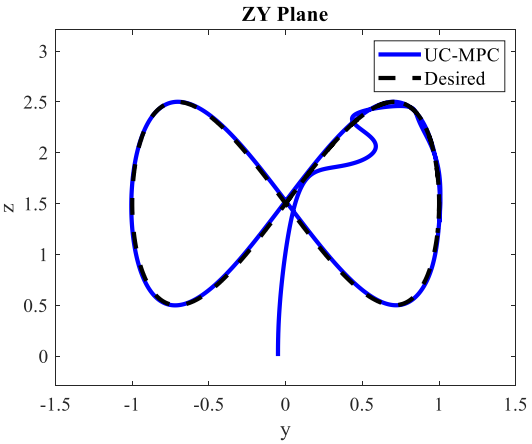
به منظور بررسی اثر در نظر گرفتن قیود در طراحی کنترلر، نتایج شبیه سازی کنترلر پیش بین نامقید مبتنی بر مدل در این بخش مورد بررسی قرار می گیرند، در صورت عدم وجود قیود در سیستم و کنترلر خروجی سیستم مطابق شکل ۱۴ خواهد بود. هرچند عملکرد سیستم در این حالت مشابه قبل بوده است اما در این حالت جابجایی های وزنه ها به صورت شکل ۱۷ خواهد بود که از مقدار 0.04 متر مشخص شده در قیود سیستم به مراتب بیشتر است(حدود ۸ برابر)، در این حالت همچنین قید 9000rpm موتورهای مرکزی نیز به میزان 4000rpm نقض می‌شود و حداکثر سرعت موتورهای مرکزی به 13000rpm می‌رسد. این مقادیر البته با توجه به ماموریت فعلی به دست آمده اند و برای ماموریت های دیگر متفاوت خواهند بود. در صورت پیاده سازی کنترلر نامقید مبتنی بر مدل فوق بر روی سیستم غیرخطی مقید، خروجی سیستم به صورت شکل ۱۴ خواهد بود. در این حالت عملکرد سیستم تا اندازه ای دچار اختلال می‌شود، خروجی های سیستم در دامنه زمان نیز این موضوع را به خوبی نشان می‌دهند. جابجایی جرم های متحرک و ورودی کنترلی محاسبه شده توسط کنترلر پیش بین در این حالت مقادیر اشباع شده حالت نامقید

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

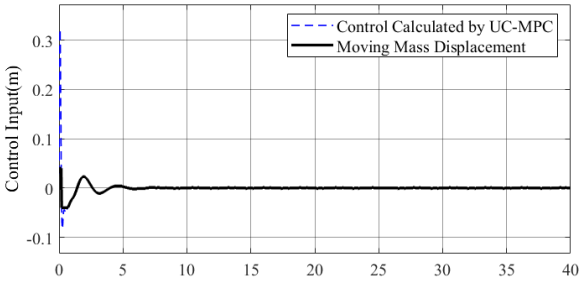
خواهند بود که در شکل ۱۶ نشان داده شده است. دو شبیه سازی فوق اهمیت درنظر گرفتن قیود کنترلی در طراحی کنترل پیش بین را از دو جهت مشخص می‌کنند، ابتدا به منظور رعایت قیود کنترلی و حفظ ایمنی و طول عمر عملگرها و دوم از نظر بهبود عملکرد کنترلر و پرنده.



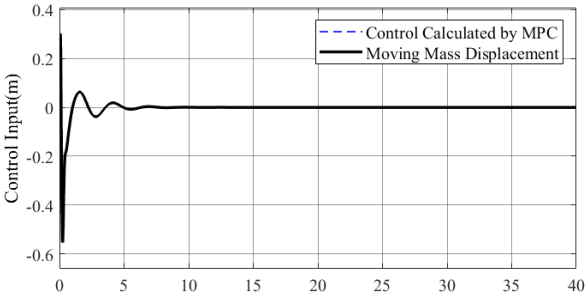
شکل ۱۴ عملکرد کنترلر پیش بین نامقید بر روی سیستم مقید



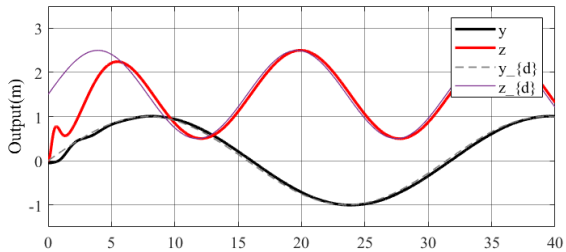
شکل ۱۵ عملکرد کنترلر پیش بین نامقید



شکل ۱۶ جابجایی جرم های متحرک در پیاده سازی کنترلر پیش بین نامقید بر روی سیستم مقید



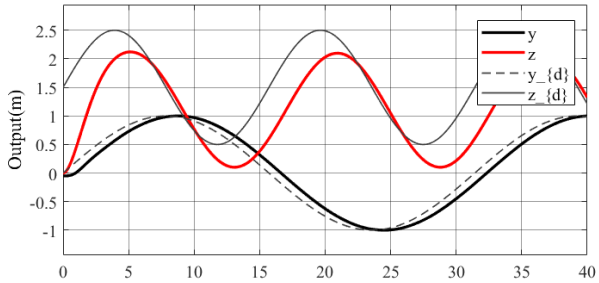
شکل ۱۷ جابجایی وزنه ها در کنترلر پیش بین نامقید



شکل ۱۸ خروجی کنترلر پیش بین نامقید بر روی سیستم مقید در دامنه زمان

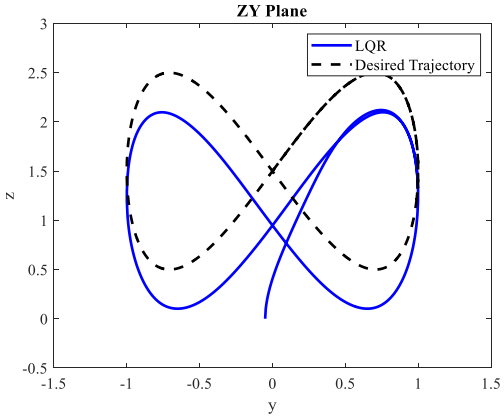
٤-٤ مقایسه با کنترلر LQR

در مقایسه با کنترلر LQR در تعقیب مسیر مشابه نیز کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل عملکرد بهتری از خود نشان داده است. کنترلر LQR به نحوی طراحی شده است که در همان ماموریت کنترلر پیش بین، قیود کنترلی را رعایت کند. همانطور که از شکل ۲۰ مشخص است کنترلر LQR در تعقیب مسیر مشابه دارای خطای قابل توجهی است. همچنین با بررسی خروجی در دامنه زمان طبق شکل ۱۹، کنترلر LQR در مقایسه با کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل خطای ماندگار بیشتری نیز دارد. سیگنال خطا در کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل در شکل ۲۲ رسم شده است. در مقایسه با سیگنال خطای کنترلر LQR که در شکل ۲۱ آمده است عملکرد بسیار مناسب تری از خود نشان می‌دهد، عملکرد کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل در این نوع پرنده در مقایسه با کنترلر LQR مشابه(از نظر رعایت قیود کنترلی) بسیار قابل قبول تر است، این عملکرد بهتر، هم در حداکثر خطا و هم در خطای ماندگار به وضوح قابل رویت است.

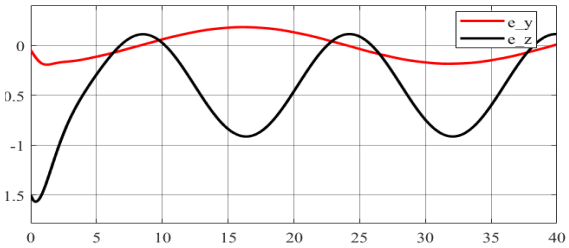


شکل ۱۹ عملکرد کنترلر LQR در دامنه زمان

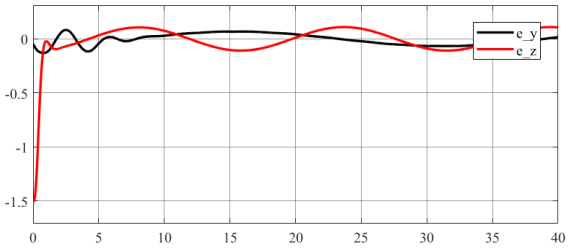
[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]



شکل ۲۰ عملکرد کنترلر LQR در تعقیب مسیر هشتی



شکل ۲۱ سیگنال خطای کنترلر LQR



شکل ۲۲ سیگنال خطا در کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل

۵-نتیجه گیری

در این مقاله به معرفی یک پرنده نوین بدون سرنشین نوین کنترل شونده از طریق جابجایی مرکز جرم پرداخته شده است، که به کمک جرم های متحرکی مرکز جرم و در نتیجه پرنده را کنترل می‌کند، طرح چنین پرنده ای برای نخستین بار توسط نگارندگان این مقاله ارائه شده است، با توجه به محدودیت جابجایی جرم ها، ورودی های کنترلی کانال های غلت و فراز در این نوع پرنده بسیار مقید هستند، به همین منظور لازم است برای کنترل آنها از تئوری های کنترل مقید استفاده شود، در این مقاله برای اولین بار از کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل خطی برای کنترل چنین پرنده ای استفاده شده است که ضمن بهینه بودن، قیود کنترلی را نیز رعایت می‌کند، طراحی کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل خطی و پیاده سازی آن بر روی مدل غیرخطی حرکت در صفحه پرنده، عملکرد قابل قبول این کنترلر را نشان می‌دهد، بررسی نتایج پیاده سازی کنترلر نامقید بر روی سیستم مقید عملکرد ضعیف سیستم و خطر شکست عملگرها را نشان می‌دهد که لزوم در نظر گرفتن قیود کنترلی در طراحی کنترلر برای چنین پرنده ای را می‌رساند.کنترلر پیش بین مبتنی بر مدل در مقایسه با کنترلر LQR نیز عملکرد بهتری از خود نشان داده است، تنها ضعف قابل توجه این کنترلر، مبتنی بر مدل بودن است که از قوام کنترلر در برابر نامعینی ها و اغتشاشات می‌کاهد.

مراجع

[1] S. Darvishpoor, J. Roshanian, A. Raissi, and M. Hassanalian, “Configurations, flight mechanisms, and applications of unmanned aerial systems: A review,” Prog. Aerosp. Sci., vol. 121, p. 100694, Feb. 2020, doi: 10.1016/j.paerosci.2020.100694.

[2] S. Darvishpoor and J. Roshanian, “A Survey on Unmanned Aerial Vehicles : Scheme Approach,” in The 18th International Conference of Iranian Aerospace Society, 2020.

[3] M. Hassanalian and A. Abdelkefi, “Classifications, applications, and design challenges of drones: A review,” Prog. Aerosp. Sci., vol. 91, pp. 99–131, May 2017, doi: 10.1016/j.paerosci.2017.04.003.

[4] S. Darvishpoor, J. Roshanian, and M. Tayefi, “A novel concept of VTOL bi-rotor UAV based on moving mass control,” Aerosp. Sci. Technol., p. 106238, Sep. 2020, doi: 10.1016/j.ast.2020.106238.

[5] J. Li, C. Gao, C. Li, and W. Jing, “A survey on moving mass control technology,” Aerosp. Sci. Technol., vol. 82–83, no. September, pp. 594–606, 2018, doi: 10.1016/j.ast.2018.09.033.

[6] H. Mohammadi Daniali, “Fast Nonlinear Model Predictive Control of Quadrotors: Design and Experiments,” 2020, [Online]. Available: http://hdl.handle.net/10012/15519.

[7] E. D’Amato, M. Mattei, and I. Notaro, “Distributed Reactive Model Predictive Control for Collision Avoidance of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace,” J. Intell. Robot. Syst., vol. 97, no. 1, pp. 185–203, Jan. 2020, doi: 10.1007/s10846-019-01047-5.

[8] A. Dixit, A. Misra, and S. E. Talole, “Model Predictive Control based Collision Avoidance Controller for Octocopter,” in 2020 7th International Conference on Signal Processing and Integrated Networks (SPIN), Feb. 2020, pp. 630–635, doi: 10.1109/SPIN48934.2020.9071236.

[9] Y. Wang, H. Cai, J. Zhang, and X. Li, “Disturbance Attenuation Predictive Optimal Control for Quad-Rotor Transporting Unknown Varying Payload,” IEEE Access, vol. 8, pp. 44671–44686, 2020, doi: 10.1109/ACCESS.2020.2977681.

[10] D. Bhattacharjee and K. Subbarao, “Robust Control Strategy for Quadcopters using Sliding Mode Control and Model Predictive Control,” in AIAA Scitech 2020 Forum, Jan. 2020, doi: 10.2514/6.2020-2071.

[11] N. Miladi, H. Dimassi, S. Hadj Said, and F. M’Sahli, “Explicit nonlinear model predictive control tracking control based on a sliding mode

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]

observer for a quadrotor subject to disturbances," Trans. Inst. Meas. Control, vol. 42, no. 2, pp. 214–227, Jan. 2020, doi: 10.1177/0142331219865816.

[12] S. Darvishpoor, J. Roshanian, and T. Yasini, "Model Predictive Control Based on Intelligent model for Low Earth Orbit Satellite," J. Technol. Aerosp. Eng., vol. 5, no. 1, 2021.

[13] T. Haus, M. Orsag, and S. Bogdan, "Design considerations for a large quadrotor with moving mass control," 2016 Int. Conf. Unmanned Aircr. Syst. ICUAS 2016, pp. 1327–1334, 2016, doi: 10.1109/ICUAS.2016.7502680.

[14] D. Bertsekas, A. Nedic, and A. E. Ozdaglar, "Convex Analysis and Optimization."

[15] C. Schmid and L. T. Biegler, "Quadratic programming methods for reduced hessian SQP," Comput. Chem. Eng., vol. 18, no. 9, pp. 817–832, Sep. 1994, doi: 10.1016/0098-1354(94)E0001-4.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-02-18]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1400.15.3.6.5]
[DOI: 10.52547/joc.15.3.35]