



طراحی یک کنترل کننده H_{∞} -PID برای سیستم فرود خودکار یک پهپاد بر اساس سیستم ناوبری خارجی

مجدالدین نجفی^{1*}، شهاب‌الدین رحمانیان¹، بهزاد شیرانی²

1- استادیار، مهندسی برق، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی برق، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان

* اصفهان، صندوق پستی 8415683111، cc.iut.ac.ir، majd_najafi@cc.iut.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 28 تیر 1396

پذیرش: 05 مهر 1396

ارائه در سایت: 19 آبان 1396

کلید واژگان:

هواپیمای بدون سرنشین

فرود خودکار

کنترل کننده H_{∞} -PID

ناوبری تصویری زمینی

در این مقاله، طراحی یک کنترل کننده جدید مقاوم جهت فرود خودکار یک پرنده بال ثابت بدون سرنشین بر اساس اطلاعات ارسال شده از یک سیستم ناوبری خارج از پرنده مورد بررسی قرار گرفته است. از آنجا که دشوارترین فاز پروازی یک هواپیمای بدون سرنشین فاز فرود است، معمولاً بیشترین حوادث در این فاز رخ می‌دهد. لذا ارائه یک سیستم فرود خودکار با دقت بالا و با وجود اغتشاشات محیطی و نامعینی‌های سیستم برای این فاز، اهمیت فراوانی دارد. سیستم ناوبری فرود استفاده در این مقاله، یک سیستم اپتیک و لیزر قابل حمل زمینی است که از روی باند، پرنده‌ی هدف را تعقیب نموده و اطلاعات مربوط به زاویه سمت و ارتفاع آن را نسبت به مرکز باند فرود محاسبه می‌کند. اما با توجه به خارجی بودن سیستم ناوبری، ارسال اطلاعات موقعیت برای پرنده ممکن است با تأخیر برای آن ارسال شود. در این راستا، سیستم کنترل پرنده می‌بایست به گونه‌ای طراحی شود که بر اساس اطلاعات دریافتی، پایداری پرنده را با وجود نامعینی‌های مدل، اغتشاشات محیط و مهم‌تر از همه، تأخیر در ارسال اطلاعات موقعیت، حفظ نماید. لذا در این مقاله یک کنترل کننده جدید پایدار ساز مقاوم برای برآورده کردن چالش‌های فوق و همچنین بر اساس محدودیت‌های ساختاری کنترل کننده‌ی پرنده، پیشنهاد شده است. در انتها نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری بر اساس نرم‌افزار در حلقه ارائه شده است. نتایج نشان‌دهنده‌ی قابلیت‌های این روش در کنترل فرود خودکار پرنده‌های بدون سرنشین است.

Design of an H_{∞} -PID Controller for an UAV Auto-Landing System Based on External Navigation

Majdeddin Najafi^{1*}, Shahaboddin Rahmanian¹, Behzad Shirani²

1- Research Institute for Avionics, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran.

2- Department of Electrical & Computer Engineering, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran.

* P.O.B. 8415683111, Isfahan, Iran, majd_najafi@cc.iut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 19 July 2017

Accepted 27 September 2017

Available Online 10 November 2017

Keywords:

Unmanned Aerial Vehicle

Auto-landing

H_{∞} -PID Robust Controller

Ground-Vision Based Navigation Systems

ABSTRACT

The design of a robust controller for the automatic landing system is investigated for an unmanned fixed-wing aircraft based on an external navigation system. Since landing is the most difficult phase of flight, the major accidents occur in this phase. So, providing a high-precision automatic landing system in presence of environmental disturbances is very important for UAVs landing. The used landing navigation system is founded on a portable land-based laser-optics system which can track the UAV and calculate the altitude and direction of it toward the center of runway. However, the navigation system is external; sending them to the UAV can be done with a delay. In this regard, UAV's control systems must be designed such that the stability of aircraft is satisfied based on information of navigation system with considering the model uncertainty, noises, disturbance and navigation delay. So in this paper, a new robust stabilizer controller is suggested for UAVs to overcome these challenges with considering some limitation in the structure of the controller. Finally, simulation results based on laboratory software in the loop is presented. The results indicate the capability of using proposed method for automatic landing of UAVs.

1- مقدمه

ممکن است به آن‌ها آسیب برسد [1]. در این میان، فاز فرود همیشه یکی از حادثه‌خیزترین فازهای پروازی در انواع پرنده‌ها و هواپیماها است. به همین جهت استفاده از یک سیستم ناوبری و کنترل فرود خودکار با قابلیت اطمینان بالا برای انواع پرنده‌ها با توجه به تنوع دینامیکی، تنوع باندهای فرود و همچنین حساسیت این پرنده‌ها به اغتشاشات محیطی ضروری به نظر می‌رسد [2].

امروزه هواپیماهای بدون سرنشین با سطوح مختلف خودمختاری در کاربردهای مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند. از جمله کاربردهای آن می‌توان به عملیات نظارت، شناسایی، حمل محموله و امداد و نجات اشاره کرد. هواپیماهای بدون سرنشین برای انجام مأموریت‌های مختلف باید در شرایط و محیط‌های مختلف قادر به انجام عملیات باشند، در غیر این صورت

Please cite this article using:

M. Najafi, Sh. Rahmanian, B. Shirani, Design of an H_{∞} -PID Controller for an UAV Auto-Landing System Based on External Navigation, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 11, pp. 89-96, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. Najafi, Sh. Rahmanian, B. Shirani, Design of an H_{∞} -PID Controller for an UAV Auto-Landing System Based on External Navigation, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 11, pp. 89-96, 2018 (in Persian)

در سال‌های گذشته، الگوریتم‌های مختلفی برای کنترل پرنده، جهت افزایش دقت فرود و کاهش عوامل حادثه‌ساز در این فاز پیشنهاد شده است [19]. در این میان، کنترل کننده PID برای سیستم کنترل پرواز بسیار مورد اقبال طراحان بوده است. محبوبیت کنترل کننده PID بیشتر ناشی از سهولت پیاده‌سازی، ارائه بسته کنترلی آماده در اکثر کامپیوترهای پرواز و مقاومت نسبی در قبال اغتشاشات محیطی است [19]. از طرفی، نامعینی ناشی از ترم‌های غیرخطی نیازمند یک کنترل کننده مقاوم مثل کنترل کننده H_∞ است [20]. در [21]، یک کنترل کننده H_∞ مقاوم غیرخطی برای فرود خودکار هواپیمای بدون سرنشین در حضور باد ارائه شده است. علاوه بر آن می‌توان از روش‌های دیگر مثل وارون دینامیک¹⁰ برای افزایش دقت تعقیب استفاده کرد [22]. در [23]، با ترکیب این دو روش و افزودن یک مشاهده‌گر بهینه، یک کنترل کننده مقاوم در برابر نویز اندازه‌گیری سنسور و قیچی باد پیشنهاد شده است. همچنین نشان داده شده است که با استفاده از کنترل کننده H₂ می‌توان شیب سرش¹¹ را با عملکرد مناسبی تعقیب کرد و در برابر اغتشاش باد و وقوع عیب عملکردی در سیستم، خطای ماندگار صفر در فاز فرود ایجاد کرد [24]. از روش‌های ترکیبی مقاوم مثل H₂/H_∞ برای فرود خودکار هواپیمای بدون سرنشین نیز استفاده شده است [25, 26]. در [26]، برای برآوردن نیازمندی مقاوم و بهینه بودن به صورت هم‌زمان، از این روش برای فرود خودکار استفاده شده است. به طوری که، برای ایجاد مسیر بهینه فرود، از کنترل کننده H₂ و برای کمینه کردن اثر اغتشاش بر روی عملکرد سیستم از کنترل کننده H_∞ استفاده شده است. سپس توسط الگوریتمی این دو کنترل کننده با یکدیگر ترکیب شده‌اند. همچنین در [27] و [28] از شبکه عصبی برای فرود خودکار با در نظر گرفتن اغتشاش، استفاده شده است.

در این تحقیق، هدف ارائه یک کنترل کننده جدید H_∞-PID جهت فرود خودکار یک پرنده بدون سرنشین بر اساس ناوبری موقعیت خارجی تأخیردار، همانند سیستم ناوبری تصویری زمین پایه است. کنترل کننده پیشنهادی در این مقاله در مقابل اغتشاشات محیطی ناشی از باد و اثر زمین مقاوم بوده و همچنین پایداری پرنده را به ازای نامعینی‌های ناشی از ترم‌های غیرخطی ضمانت کند. همچنین این کنترل کننده پایداری را با وجود تأخیر ایجاد شده در حلقه کنترلی بر اثر سیستم ناوبری موقعیت خارج از پرنده تضمین می‌کند. دلیل استفاده از پایه کنترلی PID در این تحقیق، وجود بستر آماده پیاده‌سازی آن در اکثر کامپیوترهای پرواز موجود است که این موضوع باعث سهولت پیاده‌سازی این کنترل کننده می‌شود [29]. ضمناً، ساختارهای اولیه‌ی حلقه‌های کنترلی موجود در کامپیوترهای پرواز موجود در این روش حفظ می‌شود.

در ادامه این مقاله، در بخش دوم مدل دینامیکی غیرخطی و خطی پرنده‌های بال ثابت ارائه می‌شود. در بخش سوم روش ناوبری و هدایت پیشنهادی به صورت اجمالی بررسی می‌شود. در بخش چهارم، کنترل کننده H_∞-PID پیشنهادی طراحی شده و پایداری آن اثبات می‌شود. در بخش پنجم، کنترل کننده پیشنهادی برای یک مدل پرنده بدون سرنشین واقعی طراحی شده و نتایج نرم‌افزار در حلقه ارائه می‌گردد. نهایتاً جمع‌بندی در بخش ششم بیان می‌شود.

2- مدل سیستم

به صورت عمومی، مدل شش درجه آزادی پرنده‌ها به صورت معادلات

اولین چالش در فاز فرود، ناوبری و هدایت دقیق پرنده در راستای باند فرود است. در سال‌های گذشته، الگوریتم‌ها و تجهیزات مختلفی برای ناوبری و هدایت پرنده و در راستای افزایش دقت فرود و کاهش عوامل حادثه‌ساز در این فاز پیشنهاد شده است [3]. معمولاً، برای هواپیماهای بزرگ از سیستم ILS¹ برای فرود استفاده می‌شود. به صورت مشابه، برای UAV² از سیستم‌هایی مثل UCARS³ و TALS⁴ استفاده شده است که پیاده‌سازی آن پرهزینه و تنها برای یک باند مشخص است [4]. در اکثر روش‌های موجود، وضعیت پرنده بر اساس یک سامانه داخلی مبتنی بر ژيروسکوپ یا حس‌گرهای IMU⁵ و موقعیت پرنده توسط یک سیستم کمک ناوبری همانند GPS، سیستم راداری، لیزری و یا تصویری محاسبه می‌شود. همچنین برای فرود خودکار از تلفیق سیستم اینرسی و مخابراتی نیز استفاده می‌شود [5]. از بین این سیستم‌ها، GPS پرکاربردترین روش ناوبری است که البته معمولاً از دقت کافی برای فاز فرود برخوردار نیست. پیاده‌سازی سیستم‌های جبران کننده GPS، مثل DGPS⁶ نیز دارای هزینه زیادی است و از طرفی، این سیستم‌ها در مقابل جیمینگ و یا قطع شدن ارتباط آسیب‌پذیر هستند [6, 7]. فرود بر مبنای سنسورهای لیزری نیز در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته است [8, 9]. معمولاً این سیستم‌ها نیاز به توان بالایی دارند و ممکن است پرهزینه باشند. سیستم‌های مبتنی بر رادار امروزه بیشتر مورد توجه سیستم‌های نظامی قرار گرفته است [6, 7] که فناوری بالایی جهت ساخت این سیستم‌ها مورد نیاز است. با پیشرفت سیستم‌های پردازش تصویر، استفاده از این روش نیز در فرود خودکار مورد توجه محققین قرار گرفته است. به طور کلی این روش‌ها می‌توانند بر روی پرنده جهت تشخیص موقعیت باند [10, 11] و یا بر روی باند جهت تشخیص موقعیت پرنده هدف نصب شوند [12, 13]. روش مبتنی بر تصویر، کم‌هزینه، دارای فناوری صنعتی و مقاوم به عوامل بیرونی است اما ممکن است دارای تأخیر جزئی باشد. با این حال، در صورتی که سیستم پردازشی بر روی باند نصب شود، در این روش تجهیزات مورد استفاده کم‌حجم و سبک بوده و قابلیت استفاده عملیاتی را برای باندهای مختلف افزایش می‌دهد. اما به طور کلی سیستم‌های تعیین موقعیت که بر روی باند نصب می‌شوند، ممکن است اطلاعات موقعیت را با تأخیر برای پرنده ارسال کنند که این موضوع باید در طراحی کنترل کننده لحاظ شود.

به جز مسئله ناوبری و تأخیرهای ناشی از آن، دسته‌ای از حوادث در فاز فرود ناشی از اغتشاشات اتمسفری مثل قیچی باد⁷ است [14]. این پدیده باعث تغییر ناگهانی جریان‌های هوایی اطراف بال و سطوح دیگر پرنده می‌شود و مسیر پرواز و ارتفاع پرنده را تغییر می‌دهد. همچنین در مرحله نهایی فرود و در زمان فلر⁸، جریان هوای اطراف بال‌ها به خاطر اثر زمین⁹ تغییر می‌کنند. این کار باعث تغییر پایداری طولی پرنده می‌شود و کنترل آن را دشوار می‌کند. نکته دیگر آنکه به علت کاهش سرعت پرنده و افزایش زاویه حمله، دینامیک‌های نامعین ناشی از ترم‌های غیرخطی در فاز فرود ظهور پیدا کرده و پایداری پرنده را به مخاطره می‌اندازد [15]. لذا برای ایمن شدن فاز فرود، یک پرنده باید مجهز به یک سیستم کنترل پرواز مقاوم در برابر اغتشاشات محیطی و همچنین نامعینی‌های مدل باشد [16-18].

¹ Inertial Navigation System

² Unmanned Aerial Vehicle

³ UAV Common Automatic Recovery System

⁴ Tactical Automatic Landing System

⁵ Inertial Measurement Unit

⁶ Differential GPS

⁷ Wind shear

⁸ Flare

⁹ Ground effect

¹⁰ Dynamic inversion

¹¹ Glide slope

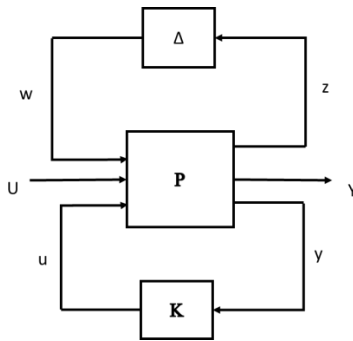


Fig. 1 The LFT model

شکل 1 مدل LFT

سیستم فرض شده و کنترل کننده طراحی شده، پایداری برای ناحیه جذب بزرگ تری را تأمین می‌کند، اما بر محافظه‌کاری افزوده و فرمان‌های کنترلی بزرگ تری ایجاد می‌نماید. همچنین برخلاف اکثر روش‌های طراحی سیستم خلبان خودکار که معادلات محور طولی و جانبی را از هم جدا می‌کنند، در روش ارائه شده در این مقاله نیازی به این امر نیست.

3- سیستم ناوبری و هدایت

همان‌طور که در مقدمه بیان شد، در این مقاله هدف ارائه یک روش کنترل مقاوم برای فاز فرود پرنده‌های بدون سرنشین بر اساس یک سیستم ناوبری موقعیت خارجی است. این سیستم می‌تواند یک سیستم راداری زمین پایه و یا یک سیستم پردازش تصویری مستقر بر روی باند باشد. در این سیستم‌ها، دو مسئله دقت ناوبری و همچنین تأخیر ایجاد شده در تشخیص موقعیت و ارسال آن برای پرنده، نقش کلیدی در کنترل مناسب پرنده در فاز فرود دارد. در این مقاله از یک سیستم ردیابی تصویری و لیزر با نام اختصاصی BINA بهره برده شده است. همان‌طور که در مرجع [30] اشاره شده است، این سیستم شامل سکوی دو درجه آزادی مجهز به سنسورهای مرئی و حرارتی است. این سامانه می‌تواند بر روی هدف مورد نظر قفل نموده و آن را دنبال نماید به صورت بلادرنگ و با تأخیر جزئی فاصله تا هدف، زوایای سمت و ارتفاع را اندازه‌گیری نماید. محور دو درجه آزادی این سیستم به‌گونه‌ای حرکت می‌کند که همواره هدف در مرکز دوربین بوده و سپس با محاسبه میزان گردش محورها، زوایای هدف استخراج می‌شود. در این حالت، فاصله‌یاب لیزری نیز به صورت هم‌زمان فاصله تا هدف را استخراج نموده و ارسال می‌نماید.

مشخصات فنی سیستم در جدول 1 آورده شده است. البته باید اشاره نمود که پردازش و ارسال اطلاعات موقعیت توسط این سامانه برای هواپیمای هدف تأخیری در حدود 100 میلی‌ثانیه دارد. در شکل 2 نمایی از این سیستم و نمونه‌ای از تصاویر خروجی آن نشان داده شده است.

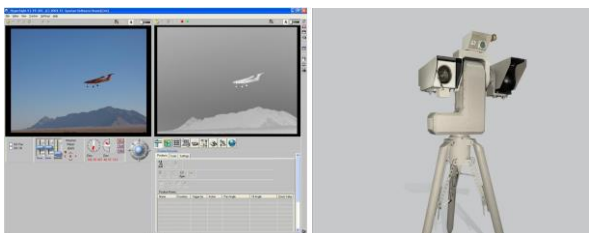


Fig. 2 BINA navigation system and its real outputs

شکل 2 سیستم ناوبری BINA به همراه خروجی واقعی آن

غیرخطی زیر قابل توصیف هستند:

$$\begin{cases} \ddot{X} = \dot{u} = rv - wq - g \sin \theta - \frac{D}{m} + \frac{T \cos \alpha}{m} \\ \ddot{Y} = \dot{v} = -ur + wp + g \sin \varphi \cos \theta + \frac{Y}{m} + \frac{T \cos \alpha \sin \beta}{m} \\ \ddot{Z} = \dot{w} = uv - vp + g \cos \varphi \cos \theta - \frac{L}{m} - \frac{T \sin \alpha}{m} \\ \dot{\varphi} = \dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 L_A + c_4 N_A \\ \dot{\theta} = \dot{q} = c_5 pr + c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M_A \\ \ddot{\psi} = \dot{r} = (c_8 p + c_2 r)q + c_4 L_A + c_9 N_A \end{cases} \quad (1)$$

که در آن x و y و z موقعیت در دستگاه زمین، φ و θ و ψ وضعیت در دستگاه بدنه، m جرم، α و β زاویه حمله و زاویه لغزش جانبی، T نیروی رانش موتور، L و D و Y نیروی برا و نیروی پسا و نیروی جانبی، L_A و M_A و N_A گشتاور آیرودینامیکی چرخش، پیچش و گردش و نهایتاً c_i ضرایب مشتق پایداری هستند. در پرنده‌های بال ثابت که دارای کنترل روی قدرت موتور و حداقل سه سطح بالک کنترلی باشند، پارامترهای $L(\delta_e)$ ، $D(\delta_e)$ ، $T(\delta_t)$ ، $N_A(\delta_a, \delta_r, \delta_t)$ ، $M_A(\delta_e)$ ، $L_A(\delta_a, \delta_r, \delta_t)$ ، $Y(\delta_a, \delta_r)$ ، ψ کنترلی تراول (δ_t)، بالک عمودی (δ_r)، بالک افقی (δ_e) و بالک شهپر (δ_a) هستند.

برای پرنده‌های بال ثابت، معمولاً معادلات خطی شده حول ناحیه کار، تا حد زیادی می‌تواند توصیف کننده سیستم واقعی باشد. اما باید توجه داشت خطی سازی سیستم معمولاً به علت ترم‌های مرتبه بالاتر دینامیک غیرخطی، باعث ظهور عدم قطعیت در پارامترهای سیستم خطی می‌شود. لذا یک توصیف مناسب خطی از سیستم حول ناحیه کار را می‌توان به صورت عمومی زیر فرض نمود:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + B_1 u(t) + B_2 \omega(t) \\ z(t) = C_1 x(t) \\ y(t) = C_2 x(t) \end{cases} \quad (2)$$

که در آن $x = [u, X, v, Y, w, Z, p, \varphi, q, \theta, r, \psi]^T$ حالت‌های سیستم، C_1 و B_2 و B_1 و A ضرایب معین، y حالت‌ها مطلوب در مسئله فرود، z حالت‌های تأثیرگذار در نامعینی مدل، $u = [\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_t]^T$ سطوح کنترلی پرنده و ω می‌تواند نشان دهنده اغتشاش خارجی (همانند باد جانبی) و یا اثر نامعینی‌های موجود در مدل باشد که در ادامه توضیح داده خواهند شد.

در بعضی از بیان‌ها، به جای سرعت در محور v و w ، معادلات حالت بر اساس زاویه حمله (α) و زاویه لغزش جانبی (β) به صورت مجموعه حالت‌ها $x = [u, X, \alpha, Y, \beta, Z, p, \varphi, q, \theta, r, \psi]^T$ نیز بیان می‌شوند.

به‌طور کلی می‌توان مدل سیستم حلقه بسته شامل کنترل کننده و نامعینی‌های ناشی از ترم‌های غیرخطی را به صورت یک LFT¹ و به صورت شکل 1 نشان داد.

که در آن P مدل خطی پرنده بدون سرنشین Δ نامعینی‌های غیر ساختاری مدل نشده از ترم‌های غیرخطی و K کنترل کننده کلی سیستم است. بر اساس قضیه بهره کوچک که در ادامه توضیح داده خواهد شد، در صورتی که نرم دو تابع انتقال نامعینی Δ از یک حد مطلوب کوچک‌تر باشد ($\|\Delta\|_\infty < \frac{1}{\gamma}$) می‌توان پایداری سیستم حلقه بسته را بر اساس نرم تابع انتقال اغتشاش (ω) به خروجی $z(t)$ بررسی نمود. باید توجه داشت با فرض مقادیر بزرگ‌تر برای عبارت Δ ناحیه غیرخطی بزرگ‌تری حول نقطه کار برای مدل

¹ Linear Functional Transformation

جدول 1 مشخصات فنی سیستم BINA [30]

Table 1 Technical Specifications of Bina System [30]		
سکوی دو درجه آزادی	رزولوشن حرکت	0.2 درجه
	محدوده حرکت	در سمت بدون محدودیت
		در ارتفاع از 10- تا 75
		درجه
	میدان دید	0.6 درجه الی 20 درجه
فاصله یاب لیزری	برد اندازه گیری	تا 2000 متر

همچنین سیستم هدایت مورد استفاده در این مقاله مبتنی بر روش پیشنهادی در مرجع [30] است. در این راستا، جهت هدایت سمت پرنده از یک روش میدان برداری بر اساس سیستم تصویری زمین پایه با نام IVFGL بهره برده شده است. هدایت پرنده در محور ارتفاع نیز در دو فاز سرش و فلر، پیشنهاد شده و از یک روش نمایی بهره جسته شده است.

4- طراحی سیستم کنترل مقاوم H_∞

در این بخش طراحی یک کنترل کننده پایدار ساز برای یک پرنده بدون سرنشین بر اساس ناوبری موقعیت خارجی ارائه می شود. این کنترل کننده می بایست محدودیت های زیر را جبران نماید:

- پیاده سازی تحت قالب ساختار کنترل کننده های موجود در کامپیوترهای پرواز (کنترل کننده های PID غیر تزویج مستقل شده برای هر ورودی)
 - کاهش تأثیر اغتشاشات محیط بر خروجی سیستم حلقه از قیچی باد و اثر زمین
 - حفظ پایداری در قبال نامعینی های موجود در مدل ناشی از ترم های غیر خطی
 - حفظ پایداری سیستم حلقه بسته با وجود تأخیر حاصل از ارسال داده های موقعیت از سوی سیستم ناوبری زمینی
- در توضیح مورد اول باید توجه داشت که در پرنده های بدون سرنشین معمولاً از یک سیستم خلبان خودکار آماده استفاده می شود که دارای یک ساختار کنترلی PID ثابت است و تنها ضرایب آن قابل تنظیم است. از سوی دیگر، معمولاً این کنترل کننده ها به صورت چند کنترل کننده MISO غیر تزویج شده در محور طولی، جانبی، عرضی و سرعت مستقیم طراحی می شوند. لذا هر کنترل کننده تنها یکی از فرمان های بالک های عمودی، افقی و شهپر و تراول موتور را تعیین می کند که این یکی دیگر از محدودیت های کنترل کننده است.

در این بخش هدف بر آن است که کنترل کننده جدید مقاوم طراحی شده به گونه ای باشد که با هر ساختار تزویج شده و غیر تزویج شده کنترل کننده ی موجود در پرنده تطابق داشته و پایداری را در قبال نامعینی مدل و تأخیر ناوبری حفظ نموده و نهایتاً اثر اغتشاش جانبی را حداقل نماید. قبل از طراحی کنترل کننده نیاز است تا مدل پرنده هدف به صورت مناسب بازنویسی شود تا طراحی کنترل کننده بر اساس ساختار دلخواه و به بیان ساده تر ممکن باشد. در این راستا در ادامه توضیحاتی در مورد بیان مدل توسعه یافته ارائه خواهد شد.

باید توجه داشت که جهت پیاده سازی کنترل کننده های PID غیر تزویج شده، می بایست بعضی از حالت ها (و نه لزوماً همه حالت ها) توسط سنسورها اندازه گیری شده و مشتقات و انتگرال های مورد نیاز نیز محاسبه شوند. از آنجا که معمولاً به جز حالت های اصلی زوایا، مشتقات آن ها نیز در سیستم ناوبری

اندازه گیری می شود، معمولاً نیازی به محاسبه مشتقات نیست. اما مقادیر انتگرالی حالت ها مورد نیاز می بایست محاسبه شوند، با اضافه کردن تعداد مناسب انتگرال گیر به سیستم هدف، سیستم توسعه داده شده زیر بر اساس (2) ارائه می شود:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}}(t) = \bar{A}\bar{x}(t) + \bar{B}_1 u(t) + \bar{B}_2 \omega(t) \\ \bar{z}(t) = \bar{C}_1 \bar{x}(t) \\ \bar{y}(t) = \bar{C}_2 \bar{x}(t) \end{cases} \quad (3)$$

که در آن حالت ها توسعه داده شده به صورت $\bar{x} = [x^T \quad \int x_i^T \in \mathbb{R}^{n+\bar{n}}$ بوده و \bar{n} تعداد انتگرال حالت ها مورد نیاز در پیاده سازی تمامی حلقه های PID مورد استفاده، همچنین $\bar{B}_1 = [B_1^T \quad 0]^T$ ، $\bar{B}_2 = [B_2^T \quad 0]^T$ ، $\bar{C}_1 = [C_1 \quad 0]$ ، $\bar{A} = \text{diag}\{A, A_i\}$ ، که در آن A_i توصیف کننده حالت ها انتگرالی جدید است. به عنوان مثال می توان مقادیر انتگرالی زوایا را به صورت $\bar{x} = [x^T, \int \varphi, \int \theta, \int \psi]^T$ به حالت های اصلی سیستم اصلی اضافه نمود.

از سوی دیگر، در کنترل کننده های PID موجود در پرنده ها، هر سطح کنترلی (تراول و بالک های شهپر و عمودی و افقی) معمولاً تابعی از یک دسته از حالت خاص در نظر گرفته شده است که این موضوع منجر به یک ساختار غیر تزویج شده برای کنترل کننده می شود. به عنوان نمونه معمولاً تراول فقط تابعی از سرعت کروز $(\delta_r = k_r(u, \int u))$ ، بالک شهپر تابعی از زاویه رول $(\delta_a = k_a(p, \varphi, \int \varphi))$ ، بالک عمودی تابعی از سمت پرنده $(\delta_p = k_p(r, \psi, \int \psi))$ و بالک افقی تابعی از زاویه پیچ و ارتفاع پرنده $(\delta_e = k_e(q, \theta, \int \theta, Z, \int Z))$ فرض می شود. البته در این مقاله این ساختار به صورت دلخواه در نظر گرفته می شود. از سوی دیگر، حالت های که توسط سیستم زمینی اندازه گیری می شوند مانند $(\psi, \int \psi, Z, \int Z)$ دارای تأخیر ارسال هستند که این مسئله باید طراحی کنترل کننده لحاظ شود.

جهت پیاده سازی کنترل کننده ساختار یافته غیر تزویج شده، می بایست حالت های مورد استفاده در کنترل کننده هر ورودی تفکیک شوند. از این رو در این مرحله فرض کنید سیستم (3) با یک تبدیل همانند $\bar{x} = T\bar{x}$ به صورتی بازنویسی شود که حالت ها، به ترتیب استفاده در هر سطح کنترلی و همچنین به ترتیب حالت های اندازه گیری شده توسط سیستم ناوبری داخلی و سپس حالت های اندازه گیری شده توسط سیستم ناوبری زمینی، مرتب شده و سپس حالت هایی که در هیچ کنترل کننده ای استفاده نمی شوند در انتها آورده شود. فرض کنید سیستم مذکور به صورت زیر باشد:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}}(t) = \bar{A}\bar{x}(t) + \bar{B}_1 u(t) + \bar{B}_2 \omega(t) \\ \bar{z}(t) = \bar{C}_1 \bar{x}(t) \\ \bar{y}(t) = \bar{C}_2 \bar{x}(t) \end{cases} \quad (4)$$

که در آن $\bar{A} = TAT^{-1}$ ، $\bar{B}_1 = TB_1$ ، $\bar{B}_2 = TB_2$ و $\bar{C} = \bar{C}_1 T^{-1}$ و بقیه به همین ترتیب محاسبه می شوند. به عنوان مثال حالت های سیستم جدید می تواند به صورت $x = [u, \int u, p, \varphi, \int \varphi, r, \psi, \int \psi, q, \theta, \int \theta, Z, \int Z, X, \dots]^T$ باشد.

کنترل کننده پیشنهادی باید به صورتی باشد که امکان پیاده سازی آن به صورت چندین کنترل کننده PID مستقل برای هر ورودی بر اساس حالت های دلخواه اندازه گیری شده از سیستم ناوبری داخلی پرنده باشد و همچنین سیستم ناوبری زمینی قابل توصیف باشد. از سوی دیگر باید توجه داشت که به علت تأخیر ارتباطی، فرمان های کنترلی منتج شده از سیستم زمینی دارای یک تأخیر نامعین ثابت هستند. لذا کنترل کننده به صورت دو فیدبک حالت به صورت زیر بازنویسی می شود:

$$u(t) = K_p \bar{x}(t) + K_d \dot{\bar{x}}(t) \quad (5)$$

¹ Image Vector Filed Guidance Law

$$\begin{aligned} K_d &= F_d P^{-1} \\ K_s &= F_s P^{-1} \end{aligned} \quad (9)$$

در صورتی که بخواهیم کنترل کننده به صورت یک کنترل کننده ساختاریافته غیر تزویج شده (19) طراحی شود، می‌بایست ماتریس‌های P و F_d و F_s را به صورت روبرو در نظر گرفت:

$$\begin{aligned} P &= \text{diag}\{P_{s_1}, P_{d_1}, P_{s_2}, P_{d_2}, \dots, P_{s_m}, P_{d_m}, P_E\} > 0 \\ F_s &= \text{diag}\{[F_{s_1} \ 0], [F_{s_2} \ 0], \dots, [F_{s_m} \ 0], 0_E\} \\ F_d &= \text{diag}\{[0 \ F_{d_1}], [0 \ F_{d_2}], \dots, [0 \ F_{d_m}], 0_E\} \\ P_{s_j} &\in \mathbb{R}^{n_{s_j} \times n_{s_j}}, P_{d_j} \in \mathbb{R}^{n_{d_j} \times n_{d_j}}, P_E \in \mathbb{R}^{n_E \times n_E} \\ F_{s_j} &\in \mathbb{R}^{n_{s_j}}, F_{d_j} \in \mathbb{R}^{n_{d_j}}, j = 1:m \end{aligned} \quad (10)$$

اثبات: توابع لیاپانف-کراسفسکی زیر را در نظر بگیرید.

$$\begin{aligned} V(\tilde{x}) &= \tilde{x}(t)^T \bar{P} \tilde{x}(t) + \int_{t-d}^t \tilde{x}(\alpha)^T \bar{Q} \tilde{x}(\alpha) d\alpha \\ &+ \int_{-d}^0 \int_{t+\beta}^t \tilde{x}(\alpha)^T \bar{S} \tilde{x}(\alpha) d\alpha d\beta \end{aligned} \quad (11)$$

که در آن $\bar{P} > 0$ ، $\bar{S} > 0$ ، $\bar{Q} > 0$ ، \bar{P} ماتریس‌های مثبت معین متقارن هستند. همچنین فرض نمایید تابع H به صورت زیر بیان شود.

$$H = \dot{V}(\tilde{x}) + \tilde{z}(t)^T \tilde{z}(t) - \gamma^2 \omega(t)^T \omega(t) \quad (12)$$

در این تابع اگر $H < 0$ ، به ازای ورودی اغتشاش صفر، $\dot{V}(\tilde{x})$ منفی است. همچنین از آنجا که $V(0) = 0$ و $V(\infty) \geq 0$ ، با گرفتن انتگرال از H در بازه 0 تا ∞ ، می‌توان نشان داد که اگر $H < 0$ تابع $J(\omega) = \int_0^\infty (\tilde{z}^T \tilde{z} - \gamma^2 \omega^T \omega) dt$ منفی بودن تابع $J(\omega)$ معادل آن است که تابع انتقال اغتشاش (ω) به خروجی $z(t)$ دارای نرم بینهایت کوچک‌تر از مقدار γ مقدار $\|T_{z\omega}\|_\infty < \gamma$ است. این موضوع به این مفهوم است که بر اساس قضیه بهره کوچک، در صورتی که نرم بینهایت تابع انتقال نامعینی در فرمت LFT دارای مقدار کوچک‌تر از $\frac{1}{\gamma}$ باشد، پایداری حلقه بسته ضمانت شده است [31].

لذا برای برآورده شدن شرایط قضیه کافی است اثبات شود که تابع H برای تمامی حالت‌ها و به ازای $0 \leq d \leq d_m$ منفی است. با استفاده از لم نیوتن لنبیز [32] و همانند آنچه در پیوست مرجع [33] آورده‌ایم، می‌توان نشان داد که

$$H = \frac{1}{d} \int_{t-d}^t \xi(t, \alpha)^T \Lambda(d) \xi(t, \alpha) d\alpha \quad (13)$$

که در آن

$$\Lambda(d) = \begin{bmatrix} \Xi_{11} & \Xi_{12} & \bar{P}\bar{B}_2 + dA_c^T S \bar{B}_2 & -d\bar{Y} \\ * & \Xi_{22} & d(\bar{B}_1 K_d)^T S \bar{B}_2 & -d\bar{U} \\ * & * & d\bar{B}_2^T S \bar{B}_2 - \gamma^2 I & 0 \\ * & * & * & -d\bar{S} \end{bmatrix}$$

$$\Xi_{11} = \bar{P}A_c + A_c^T \bar{P} + \bar{Y} + \bar{Y}^T + dA_c^T S A_c + \bar{Q} + \bar{C}^T \bar{C} \quad (14)$$

$$\Xi_{12} = \bar{P}A_d - \bar{Y} + \bar{U}^T + dA_c^T S \bar{B}_1 K_d$$

$$\Xi_{22} = -\bar{U} - \bar{U}^T - \bar{Q} + d(\bar{B}_1 K_d)^T S \bar{B}_1 K_d$$

$$A_c = \bar{A} + \bar{B}_1 K_d$$

$$\xi(t, \alpha) = [x(t)^T \quad x(t-d)^T \quad \omega(t)^T \quad \dot{x}(\alpha)^T]^T$$

و همچنین ماتریس‌های \bar{Y} ، \bar{U} و \bar{Q} ماتریس‌های آزاد هستند. با استفاده از لم شور می‌توان نشان داد که $\Lambda(d)$ منفی است اگر و تنها اگر نامعادله زیر برقرار باشد:

$$\Lambda_t(d) = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} & \bar{P}\bar{B}_2 & \bar{C}^2 \\ * & \Phi_{22} & 0 & 0 \\ * & * & -\gamma^2 I & 0 \\ * & * & * & -I \end{bmatrix} + d\theta \begin{bmatrix} \bar{S}^{-1} & 0 \\ 0 & \bar{S}^{-1} \end{bmatrix} \theta^T < 0 \quad (15)$$

که در آن K_s ضریب کنترلی حالت‌های داخلی و K_d ضریب کنترلی حالت‌های مشاهده‌شده توسط سیستم ناوبری خارجی و d تأخیر ناشی از آن است. با توجه به مرتب‌سازی حالت‌ها در معادله (5)، جهت پیاده‌سازی یک کنترل کننده فیدبک خروجی ساختاریافته می‌توان ضرایب مذکور را به صورت زیر بیان نمود:

$$\begin{aligned} K_s &= \text{diag}\{[k_{s_1} \ 0], [k_{s_2} \ 0], \dots, [k_{s_m} \ 0], 0_E\} \\ K_d &= \text{diag}\{[0 \ k_{d_1}], [0 \ k_{d_2}], \dots, [0 \ k_{d_m}], 0_E\} \end{aligned} \quad (6)$$

که در آن $k_{s_j} \in \mathbb{R}^{n_{s_j}}$ ضریب کنترلی متناظر باحالت‌های بدون تأخیر در سطح کنترلی z_m و $k_{d_j} \in \mathbb{R}^{n_{d_j}}$ ضریب کنترلی متناظر باحالت‌های مشاهده‌شده از سیستم ناوبری خارجی در سطح کنترلی z_m بوده و همچنین ابعاد ماتریس‌های صفر باید به گونه‌ای لحاظ شوند که دو ماتریس k_{s_j} و k_{d_j} دارای ابعاد صحیح و یکسان باشند و $0_E \in \mathbb{R}^{n_E}$ متناظر با حالت‌هایی است که در سیستم کنترل کننده استفاده نشده است ($\sum n_{s_j} + \sum n_{d_j} + n_E = n + \bar{n}$). باید توجه داشت که با این ساختار ضرایب، می‌توان برای هر سطح کنترلی، یک کنترل کننده PID مناسب بر اساس حالت‌های دلخواه طراحی نمود.

به عنوان مثال اگر اولین سطح کنترلی را بالک افقی فرض کنیم، برای حلقه کنترلی PID این بالک از حالت‌های اندازه‌گیری شده سیستم ناوبری داخلی همانند زاویه پیچ $[\theta, \dot{\theta}, f, \theta]^T$ می‌توان استفاده نمود. در حلقه ثانوی نیز می‌تواند یک کنترل کننده PI ایجاد گردد که موقعیت ارتفاع پرنده را از سامانه ناوبری خارجی و به صورت تأخیر یافته $[z(t-d), f, z(t-d)]^T$ در اختیار دارد. در این حالت $n_{s1} = 3$ و $n_{d1} = 2$ است و حالت‌های سیستم به صورت $x = [\dot{\theta}, \theta, f, \theta, z(t-d), f, z(t-d), \dots]^T$ مرتب می‌شوند. به همین ترتیب حالت‌های مطلوب برای مابقی سطوح کنترل نیز قابل بیان‌اند. در ادامه کنترل کننده هدف تحت یک قضیه بیان و پایداری سیستم حلقه بسته اثبات می‌شود.

قضیه 1: سیستم حلقه بسته (4) به ازای کنترل کننده (5) و (6) برای هر میزان تأخیر $0 \leq d \leq d_m$ و هر میزان نامعینی بلوکی با شرط $\|\Delta\|_\infty < \frac{1}{\gamma}$ پایدار است، اگر ماتریس‌های Y, U, F_s, F_d و ماتریس‌های مثبت معین متقارن $P > 0$ ، $S > 0$ ، $Q > 0$ وجود داشته باشند به گونه‌ای که ماتریس (7) معین باشد:

$$\begin{bmatrix} \Psi_{11} & \Psi_{12} & \bar{B}_2 & P\bar{C}^T & \Psi_{15} & -d_m Y \\ * & \Psi_{22} & 0 & 0 & \Psi_{25} & -d_m U \\ * & * & -\gamma^2 I & 0 & \Psi_{35} & 0 \\ * & * & * & -I & 0 & 0 \\ * & * & * & * & -d_m S & 0 \\ * & * & * & * & * & \Psi_{66} \end{bmatrix} \quad (7)$$

که در آن

$$\begin{cases} \Psi_{11} = \bar{A}P + P\bar{A}^T + \bar{B}_1 F_s + F_s^T \bar{B}_1^T + Y + Y^T + Q \\ \Psi_{12} = \bar{B}_1 F_d - Y + U^T \\ \Psi_{22} = -U - U^T - Q \\ \Psi_{15} = d_m (P\bar{A}^T + F_s^T \bar{B}_1^T) \\ \Psi_{25} = d_m F_d^T \bar{B}_1^T \\ \Psi_{35} = d_m \bar{B}_2^T \\ \Psi_{66} = -d_m P S^{-1} P \end{cases} \quad (8)$$

می‌باشند. در این حالت کنترل کننده پیشنهادی می‌تواند به صورت زیر باشد:

که در آن:

$$\begin{aligned} \Phi_{11} &= \bar{P}A_c + A_c^T \bar{P} + \bar{Y} + \bar{Y}^T + \bar{Q} \\ \Phi_{12} &= \bar{P}\bar{B}_1 K_d - \bar{Y} + \bar{U}^T \\ \Phi_{22} &= -\bar{U} - \bar{U}^T - \bar{Q} \end{aligned}$$

$$\Theta = \begin{bmatrix} \bar{A}_c^T \bar{S} & -\bar{Y} \\ (\bar{B}_1 K_d)^T \bar{S} & -\bar{U} \\ \bar{B}_2^T & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

در معادله (15)، از آنجا که $\Lambda_t(d)$ برای تمامی مقادیر $d \in [0, d_m]$ منفی است (به عبارت دیگر $H < 0$) اگر $\Lambda_t(d_m) < 0$ برقرار باشد. حال فرض کنید $\bar{P} = P^{-1}$ ، $\bar{S} = S^{-1}$ ، $\bar{Y} = \bar{P}^{-1} \bar{Y} \bar{P}^{-1}$ ، $\bar{Q} = \bar{P}^{-1} \bar{Q} \bar{P}^{-1}$ و $\bar{U} = \bar{P}^{-1} \bar{U} \bar{P}^{-1}$ باشند. با استفاده از لم شور می‌توان نشان داد که نامعادله (15) معادل نامعادله (7) است.

نکته 1: ماتریس (7) به خاطر وجود ترم $PS^{-1}P$ غیرخطی است و ضمناً (7) باید به‌گونه‌ای منفی معین شود که گاما کوچک‌ترین مقدار خود را داشته باشد. روش حل این نامعادله برای مقدار زیر بهینه γ در پیوست مرجع [33] آمده است.

نکته 2: از آنجا که جهت طراحی یک کنترل کننده ساختاریافته، ماتریس P در نامعادله (7) نیز به صورت ساختاریافته است، لذا کوچک‌ترین مقدار بهینه γ به ازای کنترل کننده طراحی شده از قضیه 1 را می‌توان از بهینه سازی نامعادله زیر حول γ به دست آورد:

$$\begin{bmatrix} \hat{\Psi}_{11} & \hat{\Psi}_{12} & \bar{P}\bar{B}_2 & \hat{\Psi}_{14} & -d_m \bar{Y} \\ * & \hat{\Psi}_{22} & 0 & \hat{\Psi}_{24} & -d_m \bar{U} \\ * & * & -\gamma^2 I & d_m \bar{B}_2^T \bar{S} & 0 \\ * & * & * & -d_m \bar{S} & 0 \\ * & * & * & * & -d_m \bar{S} \end{bmatrix} < 0 \quad (17)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} \hat{\Psi}_{11} &= \bar{P}\bar{A} + \bar{A}^T \bar{P} + \bar{P}\bar{B}_1 K_s + K_s^T \bar{B}_1^T \bar{P} \\ &\quad + \bar{Y} + \bar{Y}^T + \bar{Q} + \bar{C}^T \bar{C} \\ \hat{\Psi}_{12} &= \bar{P}\bar{B}_1 K_d - \bar{Y} + \bar{U}^T \\ \hat{\Psi}_{22} &= -\bar{U} - \bar{U}^T - \bar{Q} \\ \hat{\Psi}_{14} &= d_m (\bar{A}^T \bar{S} + K_s^T \bar{B}_1^T \bar{S}) \\ \hat{\Psi}_{24} &= d_m K_d^T \bar{B}_1^T \bar{S} \end{aligned} \quad (18)$$

و ماتریس‌های \bar{Y} ، \bar{U} و ماتریس‌های مثبت معین متقارن \bar{Q} ، $\bar{S} > 0$ ، $\bar{P} > 0$ غیر ساختاریافته و آزاد هستند. توجه کنید که این نامعادله کاملاً خطی است (نیازی به استفاده از روش MCCL ندارد) و لذا می‌توان به صورت صریح بر روی γ کمینه‌سازی صورت گیرد. نکته 2 برای محاسبه مرز نامعینی و اغتشاش با حفظ پایداری سیستم حلقه بسته با کنترل کننده از پیش طراحی شده نیز مفید خواهد بود.

اثبات: با یک بار استفاده از لم شور، (18) از معادله (14) قابل محاسبه است. نکته 3: یک روش پیاده‌سازی کنترل کننده PID برای سیستم اصلی بر اساس فیدبک حالت در شکل 2 مرجع [34] آورده شده است.

5- پیاده‌سازی

جهت تصدیق عملکرد پیشنهادی کنترل کننده پیشنهادی در این مقاله،

روش مذکور بر روی یک مدل یک پرندۀ واقعی از نوع پرندۀ بدون سرنشین با نام تجاری سراج پیاده‌سازی شده است. این پرندۀ در شکل 3 نمایش داده شده است.

مدل غیرخطی در این پرندۀ توسط نرم‌افزار تحلیل آیرودینامیکی AVL و MD به دست آمده که به علت طولانی بودن معادلات و ضرایب از شرح آن‌ها صرف‌نظر می‌شود. در ادامه این مدل حول ناحیه کاری فرود، خطی شده است. مدل خطی شده پرندۀ مذکور به صورت معادله (2) است که در آن ضرایب ماتریسی به صورت زیر قابل محاسبه‌اند:

$$x = [\alpha \quad q \quad u \quad \theta \quad h \quad v \quad p \quad r \quad \varphi \quad \psi]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} A_{1\text{long}} & 0 \\ 0 & A_{1\text{lat}} \end{bmatrix}, B_1 = \begin{bmatrix} B_{1\text{long}} & 0 \\ 0 & B_{1\text{lat}} \end{bmatrix}$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

که در آن

$$u = [\delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r]^T$$

$$A_{1\text{long}} = \begin{bmatrix} -5.32 & 1 & -0.033 & 0 & 0 \\ -168.5 & -8.79 & -0.037 & 0 & 0 \\ 25.69 & 0 & -0.119 & -9.8 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -40 & 0 & 0 & 40 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{1\text{long}} = [-0.122 \quad -74.7 \quad -0.50 \quad 0 \quad 0]^T \quad (20)$$

$$A_{1\text{lat}} = \begin{bmatrix} -0.779 & 0 & -1 & 0.2453 & 0 \\ -27.58 & -30.59 & 15.26 & 0 & 0 \\ 54.063 & -1.85 & -2.54 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{1\text{lat}} = \begin{bmatrix} 0 & 283.69 & -8.04 & 0 & 0 \\ 0 & 179 & 4.01 & -51.60 & 0 \end{bmatrix}^T$$

در این مسئله، خروجی سیستم، ارتفاع و سمت پرندۀ و خروجی مؤثر در نامعینی مدل، زاویه حمله (α) و سرعت جانبی (v) در نظر گرفته شده است که معمولاً در اثر باد جانبی و یا باد طولی ایجاد شده و اثر زیادی در ترم‌های غیرخطی مدل دارند. همچنین فرض شده است که نامعینی‌ها بر وضعیت زوایای سیستم و همچنین بر ارتفاع پرندۀ تأثیرگذار باشند. همچنین با فرض سرعت کروز و تراول ثابت در فاز فرود، سه حلقه کنترلی موجود در کامپیوتر



Fig. 3 The target UAV for the implementation of proposed controller in the landing phase

شکل 3 پرندۀ بدون سرنشین هدف برای پیاده‌سازی کنترل کننده مطلوب در فاز فرود

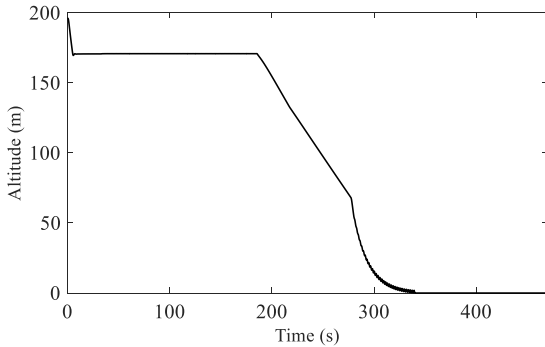


Fig. 7 Altitude Control of UAV with nonlinear model and in presence of wind disturbance

شکل 7 کنترل ارتفاع پرنده بدون سرنشین با مدل غیرخطی و با وجود اغتشاش باد

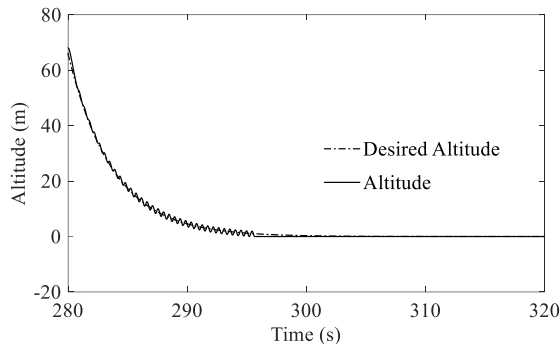


Fig. 8 Altitude Control of UAV in the flare phase

شکل 8 کنترل ارتفاع پرنده بدون سرنشین در فاز فلر.

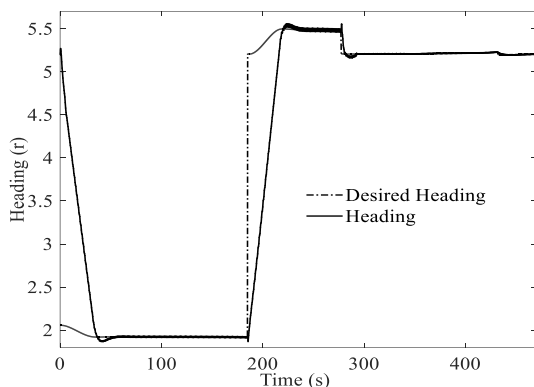


Fig. 9 Heading Control of UAV with nonlinear model and in presence of wind disturbance

شکل 9 کنترل سمت پرنده بدون سرنشین با مدل غیرخطی و با وجود اغتشاش باد.

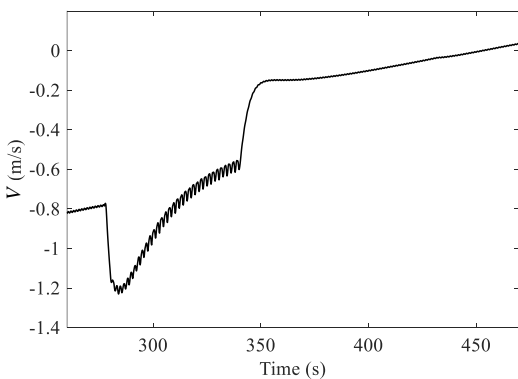


Fig. 10 Velocity along y axis in body frame of UAV in the flare phase

شکل 10 سرعت در راستای محور y در دستگاه بدنه پرنده بدون سرنشین در فاز فلر.

پرواز نصب شده بر روی پرنده به صورت دیاگرام‌های موجود در شکل‌های 4 تا 6 است.

جهت پیاده‌سازی کنترل کننده فوق، می‌بایست انتگرال زوایای رول و یاو و همچنین انتگرال ارتفاع محاسبه شود. همچنین باید توجه داشت که مقادیر فیدبک ارتفاع و یاو با تأخیر 100 میلی ثانیه‌ای در سیستم کنترل اعمال می‌شوند. بعد از اصلاح مدل فضای حالت بر اساس آنچه در معادله (4) بیان شد، ضرایب کنترل کننده قابل محاسبه‌اند. در حلقه کنترلی بالک افقی، به ترتیب دو حلقه کنترلی داخلی و خارجی با ضرایب زیر به دست آمده است.

$$K_d(q) = 0.1821, K_p(\theta) = 3.506$$

$$K_p(h_{(t-d)}) = 0.21, K_p\left(\int h_{(t-d)}\right) = 0.0012 \quad (21)$$

همچنین دو حلقه کنترلی بالک عمودی و بالک شهپر، به ترتیب ضرایب به صورت زیر خواهند بود:

$$K_d(r) = 1.12, K_p(\psi_{(t-d)}) = 0.5, K_i\left(\int \psi_{(t-d)}\right) = 0.1$$

$$K_d(p) = 0.05, K_p(\varphi) = 0.52, K_i\left(\int \varphi\right) = 0.33 \quad (22)$$

با این ضرایب، مقدار بهینه متغیر γ که از نکته 2 قابل محاسبه است برابر $\gamma = 0.642$ می‌شود که به معنای آن است که سیستم به ازای یک نامعینی بلوکی با نرم بینهایت $\|\Delta\|_\infty < 15.5679$ پایدار است. نتایج خروجی شبیه‌سازی سیستم حلقه بسته بر روی مدل غیرخطی واقعی سیستم در شکل‌های 7 تا 9 نمایش داده شده است. در این شبیه‌سازی فرض شده است که دو اغتشاش باد جانبی و باد طولی با مقادیر $\omega_{lat}(t) = 0.1 + 0.5 \sin(10t)$ و $\omega_{long}(t) = 0.1 + 0.5 \sin(10t)$ به سیستم اعمال شده است. تأخیر سیستم ناوبری نیز در مدل لحاظ شده است و هدایت نیز بر اساس آنچه در مرجع [30] آورده شده است انجام می‌گیرد.

شکل 7 خروجی ارتفاع سیستم از مرحله کروز تا فرود نهایی را نمایش می‌دهد. در شکل 8 به صورت دقیق‌تر تأثیر نامعینی‌های مدل و اغتشاش باد در فاز فلر که از مهمترین فازهای فرود است، ارائه شده است. نهایتاً کنترل

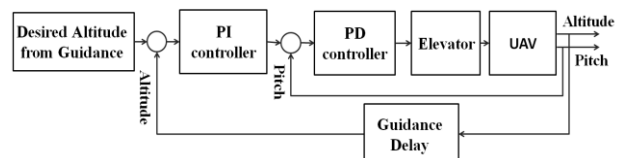


Fig. 4 Block diagram of the Elevator command to Altitude control

شکل 4 بلوک دیاگرام فرمان بالک افقی جهت کنترل ارتفاع.

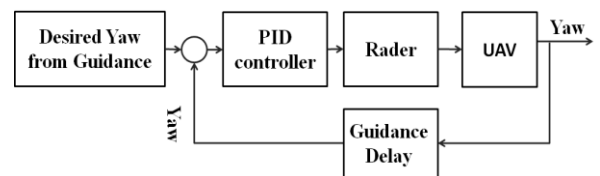


Fig. 5 Block diagram of the Rader command to heading control

شکل 5 بلوک دیاگرام فرمان بالک عمودی جهت کنترل سمت.

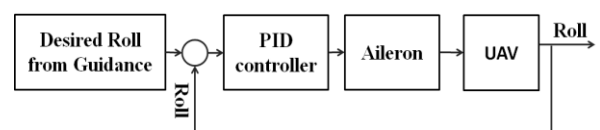


Fig. 6 Block diagram of the aileron command

شکل 6 بلوک دیاگرام فرمان بالک شهپر.

- [7] A. Cho, J. Kim, S. Lee, B. Kim, N. Park, D. Kim, C. Kee, Fully automatic taxiing, takeoff and landing of a UAV based on a single-antenna GNSS receiver, *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 41, No. 2, pp. 4719-4724, 2008.
- [8] T. Yang, G. Li, J. Li, Y. Zhang, X. Zhang, Z. Zhang, Z. Li, A ground-based near infrared camera array system for UAV auto-landing in GPS-denied environment, *Sensors*, Vol. 16, No. 9, pp. 1393, 2016.
- [9] X. Chen, S. K. Phang, M. Shan, B. M. Chen, System integration of a vision-guided UAV for autonomous landing on moving platform, *Proceeding of 12th IEEE International Conference on, IEEE*, Piscataway, New Jersey, June 1-3, 2016.
- [10] H. J. Kim, M. Kim, H. Lim, C. Park, S. Yoon, D. Lee, H. Choi, G. Oh, J. Park, Y. Kim, Fully autonomous vision-based net-recovery landing system for a fixed-wing UAV, *IEEE/ASME Transactions On Mechatronics*, Vol. 18, No. 4, pp. 1320-1333, 2013.
- [11] K. Graves, Visual detection and classification of runways in aerial imagery, *Proceeding of IEEE*, 2007.
- [12] S. Joo, C. Ippolito, K. Al-Ali, Y. H. Yeh, Vision aided inertial navigation with measurement delay for fixed-wing unmanned aerial vehicle landing, *Proceeding of Aerospace Conference, IEEE*, Big Sky, Montana, March 1-8, 2008.
- [13] W. Kong, D. Zhang, X. Wang, Z. Xian, J. Zhang, Autonomous landing of an UAV with a ground-based actuated infrared stereo vision system, *Proceeding of 2013 IEEE/RSJ, IEEE*, pp. 2963-2970, 2013.
- [14] M. Al Masri, S. Dbeis, M. Al Saba, Autolanding a Power-off UAV using on-line optimization and slip maneuvers, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 86, No. 2, pp. 255-276, 2017.
- [15] C.-L. Lee, J. G. Juang, Aircraft landing control in wind shear condition, *Proceeding of, IEEE*, pp. 1180-1185.
- [16] B. Etkin, *Dynamics of atmospheric flight: Courier Corporation*, pp. 529-561, New York: Dover publication, 1995.
- [17] M. Kabiri, M. B. Menhaj, H. Atrianfar, Trajectory tracking of a VTOL aircraft with uncertainty and disturbances, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 68-74, 2017. (in Persian فارسی)
- [18] B. Shahbazi, M. Malekzadeh, H. Koofgar, Robust Control of spacecraft formation flying via virtual structure, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 8, pp. 379-385, 2015. (in Persian فارسی)
- [19] T. Wagner, J. Valasek, Digital autoland control laws using direct digital design and quantitative feedback theory, *Proceeding of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, August 21-24, 2006.
- [20] J. Che, D. Chen, Automatic landing control using H_∞ control and stable inversion, *Proceeding of the 40th IEEE Conference on, IEEE*, Orlando, USA, Dec 4-7, 2001.
- [21] X. Yang, M. Garratt, H. Pota, Non-linear position control for hover and automatic landing of unmanned aerial vehicles, *IET control Theory & Applications*, Vol. 6, No. 7, pp. 911-920, 2012.
- [22] S. Singh, R. Padhi, Automatic path planning and control design for autonomous landing of UAVs using dynamic inversion, *Proceeding of, IEEE*, pp. 2409-2414.
- [23] R. Lungu, M. Lungu, Automatic landing control using H-inf control and dynamic inversion, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 14, pp. 2612-2626, 2014.
- [24] F. Liao, J. L. Wang, E. K. Poh, D. Li, Fault-tolerant robust automatic landing control design, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, pp. 854, 2005.
- [25] R. Wang, Z. Zhou, Y. Shen, Flying-Wing UAV Landing Control and Simulation Based on Mixed H 2/H ∞ , *Proceeding of ICMA 2007, IEEE*, pp. 1523-1528, 2007.
- [26] S. P. Shue, R. K. Agarwal, Design of automatic landing systems using mixed H2/H ∞ control, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 1, pp. 103-114, 1999.
- [27] G. Saini, S. Balakrishnan, Adaptive critic based neurocontroller for autolanding of aircrafts, *Proceeding of American Control Conference, IEEE*, Albuquerque, NM, June 6-6, 1997.
- [28] W. T. Miller, P. J. Werbos, R. S. Sutton, *Neural Networks for Control*, pp. 403-426, New York: MIT press, 1995.
- [29] M. Nourimotlagh, P. Safarpour, M. Pourgholi, Dynamic modeling, simulation and control of a quadrotor using feedback linearization and PID controller based on MEMS sensors experimental data, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 12, pp. 175-185, 2016. (in Persian فارسی)
- [30] M. Najafi, J. Jannesari, Design and implementation of automatic landing system for UAVs via ground-based vision navigation system, *The 2th Iranian National Navigation Conference*, Tehran, Iran, 2017. (in Persian فارسی)
- [31] G. Zames, Input-output feedback stability and robustness, 1959-85, *IEEE Control Systems*, Vol. 16, No. 3, pp. 61-66, 1996.
- [32] S. Xu, J. Lam, Improved delay-dependent stability criteria for time-delay systems, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 50, No. 3, pp. 384-387, 2005.
- [33] M. Najafi, F. Sheikholeslam, Q. G. Wang, S. Hosseinnia, Robust H_∞ control of single input-delay systems based on sequential sub-predictors, *IET Control Theory & Applications*, Vol. 8, No. 13, pp. 1175-1184, 2014.
- [34] M. Ge, M. S. Chiu, Q. G. Wang, Robust PID controller design via LMI approach, *Journal of Process Control*, Vol. 12, No. 1, pp. 3-13, 2002.

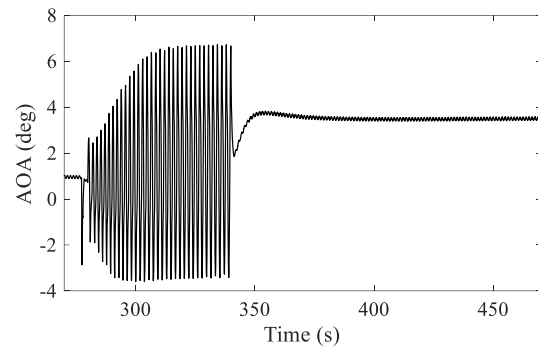


Fig. 11 Angle of attack of UAV in the flare phase

شکل 11 زاویه حمله پرنده بدون سرنشین در فاز فلر.

سمت پرنده از مرحله کروز تا مرحله فرود در شکل 9 نشان داده شده است. شکل 10 سرعت در راستای محور y بدنه (v) پرنده بدون سرنشین و شکل 11 زاویه حمله (AOA) پرنده بدون سرنشین در فاز فلر را نشان می‌دهد. این دو پارامتر به عنوان ورودی بخش نامعینی در فرمت LFT در نظر گرفته شده اند و می‌بایست جهت حفظ پایداری شرط $\|\Delta\|_\infty < 15.5679$ را ارضا نمایند باید توجه داشت که مقادیر مطلوب ارتفاع و سمت از سیستم هدایت تعیین گردیده است. همانطور که در تمامی شکل‌ها مشخص است، سیستم به خوبی پایداری خود را در قبال اغتشاش، نامعینی‌های ناشی از ترم‌های غیرخطی و همچنین تأخیر سیستم ناوبری حفظ نموده است. باید اشاره شود که این ضرایب با استفاده از روش سخت‌افزار در حلقه بر روی پرنده واقعی نیز پیاده شده است و پایداری پرنده مورد وثوق قرار گرفته است. اما به دلیل نیاز به شبیه‌سازی اثر باد، تنها نمودارهای شبیه‌سازی بر روی مدل غیرخطی در این مقاله آورده شده است.

6- نتیجه‌گیری

در این مقاله، روشی جهت طراحی یک کنترل کننده جدید H_∞ در قالب ساختار دلخواه کنترل کننده PID جهت فاز فرود پرنده‌های بدون سرنشین ارائه گردید. این کنترل کننده به‌گونه‌ای طراحی شده است که تأثیر اغتشاشات خارجی بر روی پرنده به حداقل رسیده و همچنین پایداری سیستم با ظهور نامعینی‌های مدل به مخاطره نیافتد. همچنین در این روش، اثر ناشی از تأخیر سیستم ناوبری خارجی در سیستم حلقه بسته لحاظ شده و پایداری سیستم ضمانت گردیده است. نهایتاً طراحی کنترل کننده پیشنهادی برای مدل یک پرنده بدون سرنشین واقعی محاسبه شده و شبیه‌سازی عملکرد آن در حضور باد جانبی و طولی ارائه گردیده است.

7- مراجع

- [1] P. R. Ambati, R. Padhi, Robust auto-landing of fixed-wing UAVs using neuro-adaptive design, *Control Engineering Practice*, Vol. 60, pp. 218-232, 2017.
- [2] S. Huh, D. H. Shim, A vision-based automatic landing method for fixed-wing UAVs, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 57, No. 1, pp. 217-231, 2010.
- [3] D. Kim, Y. Choi, J. Suk, S. Park, A glidepath tracking algorithm for autolanding of a UAV, *AIAA paper*, Vol. 6979, pp. 2005, 2005.
- [4] K. Blenkhorn, S. O'Hara, Towards an inexpensive computer-vision based automated landing system for small unmanned aerial vehicles, *Proceeding of SPIE*, 65590B, 2007.
- [5] H. Nobahari, H. M. Karimi, Survey of precision of integrated inertial-communication systems in landing phase of unmanned aerial vehicles, *Sharif Mechanical Engineering*, Vol. 32, No. 2, pp. 63-71, 2016. (in Persian فارسی)
- [6] S. Lange, N. Sunderhauf, P. Protzel, A vision based onboard approach for landing and position control of an autonomous multirotor UAV in GPS-denied environments, *Proceeding of, IEEE*, pp. 1-6, 2009.